

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА
ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АВІОНІКИ**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ Ю.В.Грищенко
« ____ » _____ 2024 р

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВР
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»**

**Тема: «Безплатформна інерціальна навігаційна система на базі
удосконаленого обчислювального пристрою».**

Виконавець : студент 4курсу АВ- 409 групи ФАЕТ

Сільчук Костянтин Юрійович

Керівник : Положевець Ганна Андріївна доцент кафедри авіоніки

Нормоконтролер: Левківський Василь Васильович ст. викладач кафедри

Київ – 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікацій (ФАЕТ)

Кафедра авіоніки

Напрямок: 173 «Авіоніка» ОПП «Комплекси пілотажно-навігаційного обладнання»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри Ю.В. Грищенко

« _____ » _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Сільчука Костянтина Юрійовича випускника

1. Тема дипломної роботи : «Безплатформна інерціальна навігаційна система на базі удосконаленого обчислювального пристрою», затверджена наказом ректора від 14.03.2024 р. №385/ст.
2. Термін виконання роботи з 13 травня 2024 року по 11 червня 2024 року.
3. Вихідні дані до проекту: дані про безплатформну інерціальну навігаційну систему на базі удосконаленого обчислювального пристрою.
4. Зміст пояснювальної записки :
 - аналітичний огляд літературних джерел з тематики дипломної роботи;
 - визначення чисельних значень коефіцієнтів ланцюгів корекції БІНС;
 - аналіз умов стійкості досліджуваної системи;
 - Надання рекомендацій щодо подальшого впровадження БІНС на базі удосконаленого обчислювального пристрою .
5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: таблиці, рисунки, схеми модулювання досліджуваної системи, графіки

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Обґрунтування теми дипломної роботи	13.05.2024	
2.	Проведення огляду літератури	14.05.2024	
3.	Підготовка та написання 1 розділу	19.05.2024	
4.	Підготовка та написання 2 розділу	25.05.2024	
5.	Підготовка та написання 3 розділу	30.05.2024	
6.	Перевірка на анти плагіат та отримання рецензії на диплом	01.06.2024	
7.	Оформлення та друк пояснювальної записки	05.06.2024	
8.	Підготовка презентації та доповіді.	10.06.2024	

7. Консультація з окремих розділів:

Назва розділу	Консультант (посада, П.І.П)	Дата підпис Завдання видав	Дата підпис Завдання прийняв

8. Дата видачі завдання : _____

Керівник дипломної роботи _____ Положевець Г.А.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Сільчук К.Ю.
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Безплатформна інерціальна навігаційна система на базі удосконаленого обчислювального пристрою»:

91 сторінок, 34 рис., 3 табл., 1 додаток, 12 літературних джерела.

Ключові слова: Безплатформна інерціальна навігаційна система , інерціальна навігаційна система, кутова швидкість, кут крену, тангаж, курс, акселерометр, гіроскоп, алгоритм, обчислювач.

Об'єкт дослідження: Безплатформна інерціальна навігаційна система .

Предмет дослідження: удосконалений обчислювальний пристрій БНС.

Мета дипломної роботи: Дослідити вплив удосконаленого обчислювального пристрою БНС на точності характеристики числення навігаційних параметрів і динаміку зміни похибок комплексної системи.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ.

ВСТУП

1. РОЗДІЛ 1 ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА

1.1. Фізичні принципи побудови інерціальної навігації

1.2. Класифікація інерціальних навігаційних систем

1.3. Інтегрування інерціальних навігаційних систем

1.4. Корекція інерціальних навігаційних систем

2. РОЗДІЛ 2 БЕЗПЛАТФОРМНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА

2.1. Системи координат безплатформної ІНС

2.2. Алгоритми БІНС

2.3. Безплатформна інерціальна навігаційна система з удосконаленим обчислювальним пристроєм

3. РОЗДІЛ 3 ОХОРОНА ПРАЦІ ТА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

3.1. Охорона праці

3.2. Охорона навколишнього середовища

ВИСНОВОК

СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ.

БНС – безплатформна інерціальна навігаційна системи
БЦОМ – бортова цифрова обчислювальна машина
ГЛОНАСС – глобальна навігаційна система
ДКШ – датчик кутових швидкостей
ДИСС – доплерівський вимірювач шляхової швидкості та кута зносу
ДНГ – динамічно настроюванні гіроскопи
ІНС – інерціальна навігаційна системи
ІСК – інерціальна система координат
ІССН – інерціально-супутникова навігаційна система
ЛА – літальний апарат
КСЗ – контур спостереження за затримкою
КСФ – контур спостереження за фазою
КОР – корелятор
НО – навігаційний обчислювач
ОКГ – оптичний квантовий гіроскоп
ОЦОМ – оптична цифрова обчислювальна машина
П – підсилювач
ПІ – приймач-індикатор
ПНК – пілотажно-навігаційний комплекс
ПНС – пілотажно-навігаційна система
ПО – приймач-обчислювач
ПС – повітряне судно
РСДН – радіотехнічна система дальньої навігації
РСНБ – радіотехнічна система ближньої навігації
СК – система координат
СНС – супутникова навігаційна система
СПС – система повітряних сигналів
ФК – фільтр Калмана
ЧЕ – чутливий елемент

ВСТУП

На сучасних літальних апаратах (ЛА) широко застосовують пілотажно-навігаційні системи (ПНС) на всіх режимах польоту, без яких неможливе ефективне використання авіаційної техніки навіть при вирішенні найпростіших льотних задач.

Надійна робота ПНС можлива лише при дотриманні всіх правил технічної експлуатації, що вимагає від інженерно-технічного персоналу знань принципів роботи таких систем, як інерціальні системи навігації, супутникові навігаційні системи, радіосистеми ближньої і дальньої навігації, доплерівського вимірювача швидкості та кута зносу та ін.

Висока точність навігаційних вимірювань супутникових навігаційних систем, з одного боку, інформативність, автономність та надійність навігаційних визначень інерціальних систем навігації, з іншого, визначило їх інтеграцію у складі сучасних пілотажно-навігаційних комплексів (ПНК).

При розробці раціонального складу та структури ПНК використовують підхід, що базується на визначенні груп вимог, характерних для умов функціонування даного комплексу, і формуванні складу обладнання ПНК, що задовольняє тій чи іншій групі.

Поклавши в основу класифікації ПНК точність розв'язання навігаційної задачі, можна виділити три основних типи ПНК: високої, середньої та низької точності.

Основні системи ПНК високої точності, встановлені на літаках військово-транспортної авіації, авіалайнерах цивільної авіації: інерціальні навігаційні системи (ІНС) на кільцевих лазерних гіроскопах (КЛГ); супутникові навігаційні системи (СНС); системи повітряних сигналів (СПС).

Основні системи ПНК середньої точності на літаках бізнес-класу, винищувачах, штурмовиках, вертольотах, крилатих ракетах: інерціальні навігаційні системи на кільцевих лазерних гіроскопах (КЛГ), динамічно настоювальних гіроскопах (ДНГ); супутникові навігаційні системи (СНС); системи повітряних сигналів (СПС).

Основні системи ПНК низької точності на легких літаках бізнес-класу, ракетах малої та середньої дальності, БПЛА: ІНС на волоконно-оптичних гіроскопах (ВОГ), динамічно настоювальних гіроскопах (ДНГ), мікромеханічних гіроскопах (ММС); СНС; СПС.

Для забезпечення функцій ПНК включаються високоточні платформні інерціальні навігаційні системи (ІНС), а також безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС), наприклад, на кільцевих лазерних гіроскопах або на динамічно настоюваних гіроскопах; багатоканальний приймач супутникової системи навігації ГЛОНАСС/GPS, що має можливість працювати в режимі диференціальних навігаційних вимірювань; радіовисотомір (РВ), а також система повітряних сигналів.

Інерціальні навігаційні системи (ІНС) – це точні автоматичні пристрої, оснований на використанні вимірювачів прискорень (акселерометрів), стабілізаторів для утримання акселерометрів у визначеному положенні відносно інерційної системи координат, обчислювальних пристроїв для обчислення місцезнаходження літальних апаратів.

ІНС по способу визначення координат місцезнаходження ЛА відносяться до систем числення шляху.

Інерціальні навігаційні системи використовуються для вирішення наступних навігаційних задач:

- безперервного вимірювання за допомогою акселерометрів прискорень центра мас ЛА під дією активних (негравітаційних) сил;
- моделювання навігаційних систем координат;
- обчислення складових швидкості шляхом однократного інтегрування і координат місцезнаходження центра мас ЛА шляхом двократного інтегрування виміряних прискорень;
- вимірювання кутів орієнтації ЛА відносно інерційної системи координат (кутів зносу і ковзання, кутів крену, курсу і тангажу).

Супутникові навігаційні системи, що входять до ПНК визнані найбільш перспективними й економічно ефективними, але через можливість

короткочасної втрати сигналів супутників, ці системи не можуть забезпечити необхідного рівня надійності навігаційних вимірювань за такими показниками як цілісність, доступність і безперервність.

Вирішити задачу підвищення цих показників можна шляхом комплексування супутникових навігаційних систем з іншими системами.

Одним з найбільш ефективних варіантів є шлях інтеграції супутникових та інерціальних навігаційних систем. Така інтеграція дозволяє ефективно використовувати переваги кожної із систем.

Перевагами інерціальних навігаційних систем є :

- можливість вимірювання повного набору навігаційних параметрів – прискорення, швидкості, координат, кутів положення (курсу, крену, тангажу), кутових швидкостей та ін.;
- універсальність застосування;
- повна автономність, завадозахищеність;
- висока швидкість визначення та видачі даних, швидкість відновлення кутів орієнтації складає до 100 Гц, навігаційної – від 10 до 100 Гц.;
- відсутність коливань при дії відносних прискорень (відносно Землі).

Недоліками ІНС є:

- необхідність вводу початкових умов, початкових значень швидкості, початкових координат, що необхідно для використання методу числення шляху;
- необхідність урахування форми Землі і параметрів гравітаційного поля в точці розміщення рухомого об'єкту;
- потребує безперервної роботи(або після перерви в роботі необхідно знову ввести початкові умови);
- вимірювальним елементам ІНС, насамперед, гіроскопам і акселерометрам, притаманні власні методичні та інструментальні похибки, вихідні дані не можуть бути введені абсолютно точно, обчислювач, що входить до складу ІНС, вносить свої похибки;
- наростання помилок з часом.

Для усунення впливу цих факторів переходять до створення комплексів, забезпечуючи корекцію ІНС. В залежності від використовуваних засобів можливо виділити наступні види корекції: швидкісну (від ДИСС, СНС, СПС); позиційну (від СНС, РСБН, РСДН, РЛС).

Найбільш перспективним засобом корекції ІНС є супутникові системи, які мають найбільш високу точність і глобальність застосування.

В даний час у всіх галузях авіації основним інформаційним ядром сучасного навігаційного комплексу є інтегрована інерціально-супутникова система навігацій (ІССН).

Інерціальні навігаційні системи мають у своєму складі датчики лінійного прискорення (акселерометри) і кутової швидкості (гіроскоп або пари акселерометрів, що вимірюють відцентрове прискорення).

За їх допомогою можна визначити відхилення пов'язаної з корпусом приладу системи координат від системи координат, пов'язаної із Землею, отримавши кути орієнтації: ризання, тангажу, крену. Лінійне відхилення координат у вигляді широти, довготи і висоти визначається шляхом інтегрування показань акселерометрів.

Інерціальні навігаційні системи поділяються платформні (коли акселерометри встановлені на гіростабілізовану платформу) і безплатформну інерціальну навігаційну систему (БІНС).

У безплатформних інерціальних навігаційних системах акселерометри жорстко встановлюють безпосередньо на корпусі літального апарату (ЛА).

У платформних ІНС взаємний зв'язок блоку вимірювачів прискорень і гіроскопічних пристроїв, що забезпечують орієнтацію акселерометрів в просторі, визначає тип інерційної системи: геометричний, аналітичний, напіваналітичний.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи забезпечують навігаційними параметрами, а також параметрами кутової орієнтації бортових споживачів у реальному часі в режимі корекції від СНС.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи почали бурхливо розвиватись з часу появи сучасних типів датчиків кутової швидкості (ДКШ).

Передовою технологією у виробництві БІНС є технологія волоконно-оптичних гіроскопів (ВОГ). БІНС на базі таких гіроскопів не має рухомих частин, абсолютно безшумна, не вимагає спеціального обслуговування, має гарні показники напрацювання на відмову (до 80000 годин у деяких моделях) і мале енергоспоживання. Технології ВОГ прийшли на зміну лазерно-кільцевим гіроскопам (ЛКГ), у яких рухливі частини вимагають періодичного обслуговування з калібрування та заміни зношених вузлів і деталей, а також з відносно високим рівнем енергоспоживання.

Інерціальна система навігацій, що має високий ступінь автономності роботи й завадозахищеності, має властивість накопичувати помилки визначення координат місця розташування повітряного судна.

Визначення навігаційних параметрів здійснюється з помилками, які носять коливальний характер з періодом коливань рівним періоду маятника Шулера. Ці властивості ІНС висувають жорсткі вимоги до точності датчиків первинної інформації, більшість з яких не можуть бути технічно реалізовані.

Для компенсації накопичених похибок в кутах орієнтації та координат, властивих ІНС, використовуються дані інших навігаційних систем, зокрема супутникової системи навігації.

Комплексування даних від різних навігаційних систем здійснюється за алгоритмом, що базується на фільтрі Калмана.

Проблема невеликої точності та надійності старих ДКШ на поплавкових гіроскопах була вирішена після того, як вдалося побудувати волоконно-оптичні та кільцеві лазерні гіроскопи високої точності.

1. РОЗДІЛ 1 ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА

1.1 Фізичні принципи побудови інерціальної навігації

Метод інерціальної навігації та інерціальні системи (ІНС) знаходять широке застосування в сучасній навігації літальних апаратів.

З усіх навігаційних систем ІНС найкраще задовольняють цілому комплексу важливих вимог, як універсальність, повна автономність, завадозахищеність та завадостійкість.

Ці системи можуть забезпечувати високу точність навігації, яка обмежується тільки точністю датчиків первинної інформації та буде підвищуватися з їх удосконаленням.

Фізичні принципи інерціальної навігації пов'язані з вирішенням основної задачі динаміки: при відомих силах, що діють на тіло, а також його початкового положення і швидкості необхідно визначити його положення в будь-який момент часу відносно вибраної системи відліку.

Вирішення цієї задачі розділяють на два етапи:

- визначення руху центра мас;
- визначення руху тіла навколо центра мас;

До складу інерціальної навігаційної системи входять акселерометри, обчислювальний пристрій, гіростабілізована платформа або гіроскопічні датчики кутів (датчики кутової швидкості).

Основними датчиками ІНС, які надають інформацію про рух літака під дією активних сил, є акселерометри. Від розташованих на борту ЛА акселерометрів надходить інформація про прискорення .

Кафедра авіоніки				НАУ 24 07 43 000 ПЗ			
Виконав	Сільчук К.Ю.			Безплатформна інерціальна навігаційна система на базі удосконаленого обчислювального пристрою	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівн	Положевець Г.А.					12	91
Консул	Положевець Г.А.				173 Авіоніка		
Н-контр	Левківський В.В.						
Зав.каф	Грищенко Ю.В.						

Орієнтацію акселерометрів за осями обраної СК можна забезпечити, встановивши акселерометри на спеціальну гіростабілізовану платформу, що моделює на борту літального апарата дану систему координат або шляхом перепроєктування сигналів акселерометрів, жорстко встановлених по осях зв'язаної з ЛА СК, на осі обраної навігаційної СК, використовуючи інформацію гіроскопічних датчиків кутів або датчиків кутової швидкості.

Обов'язковим елементом акселерометра є чутливий елемент - деяке фізичне тіло, яке має певну масу правильної геометричної форми.

Чутливий елемент (ЧЕ) пружно зв'язаний за допомогою «електричної пружини» компенсаційного типу з корпусом приладу, жорстко закріпленого на корпусі літака.

Зміщення чутливого елемента акселерометра уздовж осі ОХ (осі чутливості) пропорційно різниці прискорення руху об'єкта і гравітаційного прискорення, що проектується на цю вісь.

Залежно від характеру переміщення ЧЕ відносно корпусу приладу розрізняють акселерометри з лінійним переміщенням - це осьові акселерометри, і акселерометри з кутовим переміщенням відносно корпусу – маятникові акселерометри.

В інерціальних системах застосовують прецизійні поплавкові осьові та маятникові акселерометри з «електричною пружиною» компенсаційного типу.

В осьових акселерометрах обертання напрямних 2 за допомогою додаткового електродвигуна дозволяє знизити силу тертя в підвісі, тобто зменшити похибку акселерометра.

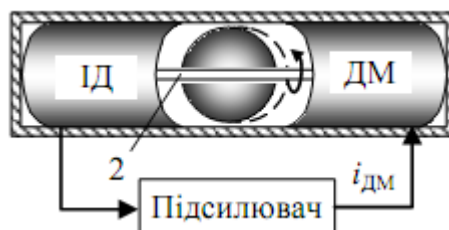


Рис.1.1. Осьові акселерометри

У конструкціях цього приладу переміщення ЧЕ фіксується індукційним датчиком переміщення (ІД) і усувається електромагнітним пристроєм – датчиком моменту (ДМ). Сигнали на датчик моменту надходять з індукційного датчика після попереднього підсилювання електронним підсилювачем.

Більш широке застосування і інерціальних системах знайшли маятникові акселерометри з електричною пружиною і гідравлічним підвісом інерційної маси.

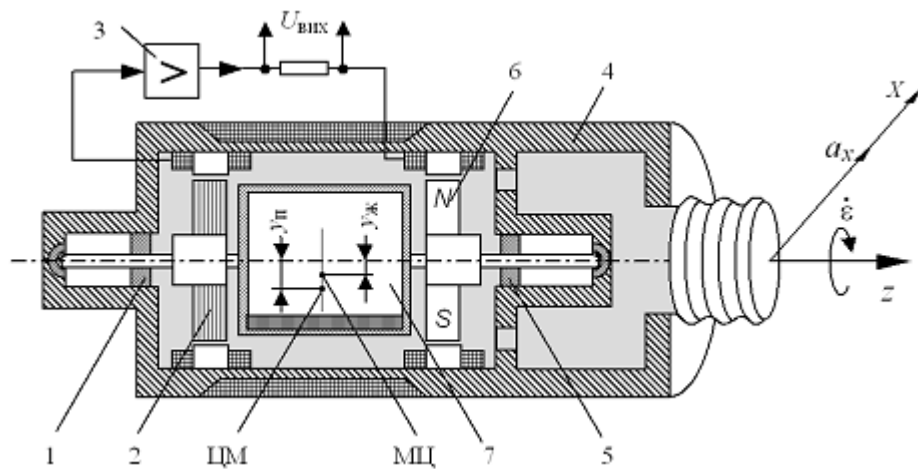


Рис.1.2. Маятниковий акселерометр з електричною пружиною і гідравлічним підвісом інерційної маси.

Рухомою частиною маяткового акселерометра являє собою герметичну циліндричну поплавокву камеру 7 із закріпленими на ній роторами датчиків кута 2 і моменту 6. Поплавоква камера 7 підвішена на кам'яних опорах 1 і 5 у герметичному корпусі, заповненому важкою рідиною.

Центр мас поплавної камери зміщений відносно осі її обертання на величину $y_{\text{п}}$, а метацентр поплавної камери зміщений на величину $y_{\text{р}}$.

Якщо акселерометр переміщається в горизонтальній площині з прискоренням a_x у напрямку, перпендикулярному осі z , то навколо осі z поплавної камери діє інерційний момент

$$M_{z_{\text{ін}}} = -\frac{G_{\text{п}}}{g} y_{\text{п}} a_x + \frac{G_{\text{р}}}{g} y_{\text{р}} a_x,$$

де G_n - сила ваги поплавця; G_p – сила ваги рідини, витиснутої поплавковою камерою; g – прискорення сили ваги.

Під дією інерційного моменту $M_{z_{ін}}$ поплавкова камера починає обертатись навколо осі z . З датчика кута повороту на підсилювач надходить сигнал, пропорційний куту повороту ϵ .

Момент, що розвивається датчиком б, врівноважує інерційний момент, а з виходу підсилювача з знімається сигнал, пропорційний діючому прискоренню a_x .

Перетворення вихідного сигналу акселерометра в дискретний для сполучення з бортовим цифровим обчислювачем, може бути виконано за допомогою аналогово-цифрових перетворювачів або за допомогою пристроїв, що вимірюють переміщення чутливої маси.

Гіроскопи є базовими елементами інерціальних навігаційних систем. Вони використовуються в гіростабілізованих платформних ІНС, а також як вимірники кутового положення та кутових швидкостей ЛА в БІНС.

Для вирішення задач навігації, пілотування й автоматичного керування ЛА, крім визначення кутового положення ЛА, необхідно виміряти кутові швидкості обертання об'єкта відносно зв'язаних з ЛА осей.

Для цього широко використовують двоступеневі гіроскопи – датчики кутової швидкості, які є базовими елементами БІНС.

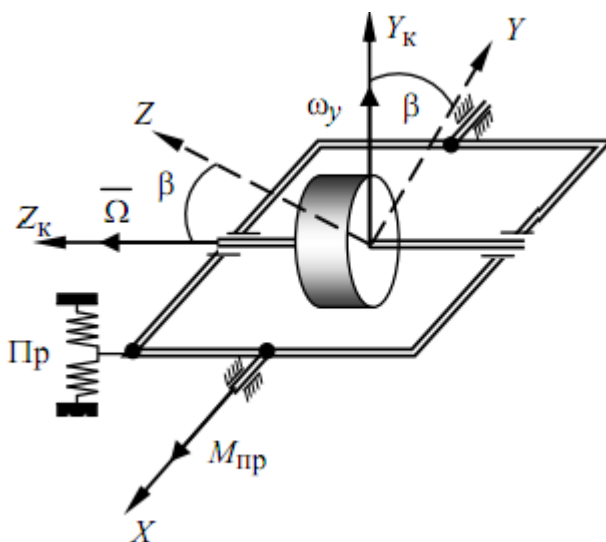


Рис. 1.3 Двоступеневий гіроскоп

Датчик кутової швидкості – швидкісний гіроскоп має два ступеня свободи, один з яких – ступінь свободи рамки, обмежений пружиною (Пр).

Гіроскопи, що використовуються в сучасних ІНС, повинні мати високу стабільність параметрів, високу чутливість, точність, вібростійкість.

В поплавкових гіроскопах зменшення моментів тертя досягається за рахунок використання сили виштовхування рідини. Одночасно рідина застосовується для отримання потрібного демпфірування та досягнення високої вібраційної та ударної стійкості поплавкових гіроскопів.

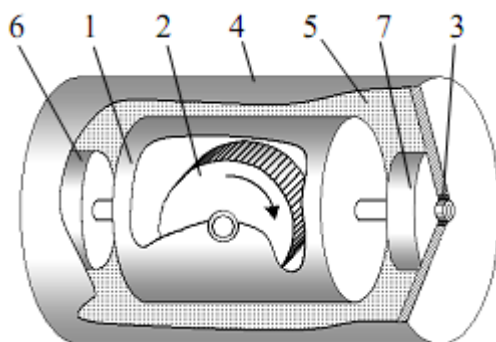


Рис.1.4. Будова поплавкового гіроскопа : 1 – кожух гіроскопа, який виконує роль внутрішньої рамки; 2 – ротор; 3 –поплавкова камера, розміщена в підшипниках; 4 – корпус приладу; 5 – важка фторорганічна рідина, 6 – індукційний датчик; 7– датчик моменту.

На базі вібраційних гіроскопів створені високоточні динамічно настроювані гіроскопи (ДНГ), у яких замість торсіонної ручки використовується обертовий ротор з пружним торсіонним підвісом.

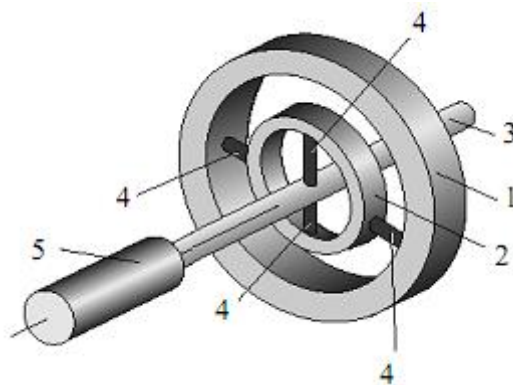


Рис. 1.5.Двоступеневий динамічно настроюваний гіроскоп: 1 – ротор; 2 – проміжне кільце; 3 – обертовий вал; 4 – торсіони; 5- електродвигун.

Двоступеневі ДНГ в основному застосовуються як чутливі елементи гіростабілізованих платформ ІНС.

Одноступеневі ДНГ знайшли широке застосування як інтегруючі датчики кутових швидкостей у безплатформних ІНС.

У безплатформних ІНС існує можливість використання як датчика кутової швидкості обертання основи оптичного квантового гіроскопа (ОКГ) – лазерного датчика кутової швидкості.

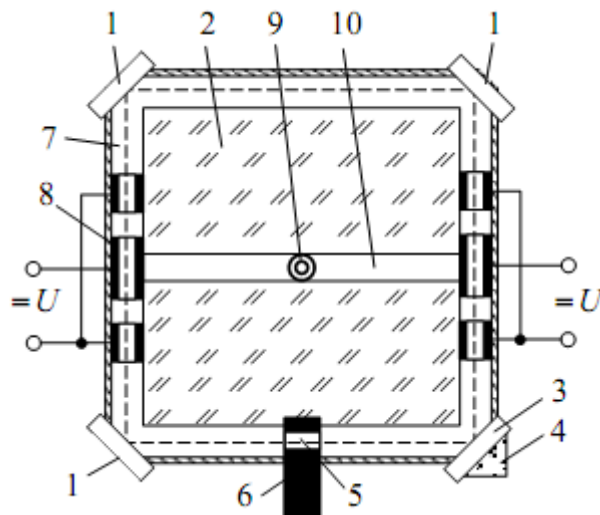


Рис.1.6. Спрощена конструкція оптичного квантового гіроскопа: 1 – дзеркала, 2- монолітний корпус, 3 – напівпрозора пластина, 4 – призма, 5 – фазові пластинки, 6 – соленоїд, 7 – канали, 8 – електроди, 9 – штуцер, 10 – додаткові канали.

Основним елементом лазерного гіроскопа є моноблоковий кільцевий лазер (МКЛ), оптичний резонатор якого має форму квадрата.

Резонатор створюється призмами повного внутрішнього віддзеркалення.

Поверхні переломлення призм нахилені під певним кутом до пучка генерації, що забезпечує поляризацію випромінювання в площині резонатора.

Активне гелій-0неонове середовище МКЛ збуджується генератором високої частоти джерела накачування і вихідне випромінювання МКЛ надходить на двоканальний фотодатчик.

Підсилювач системи регулювання потужності (ПП) замикає коло зворотного зв'язку, яке підтримує напругу живлення джерела накачування

такою, щоб вхідна напруга з підсилювача фотодатчика (ПФД) залишалася постійною.

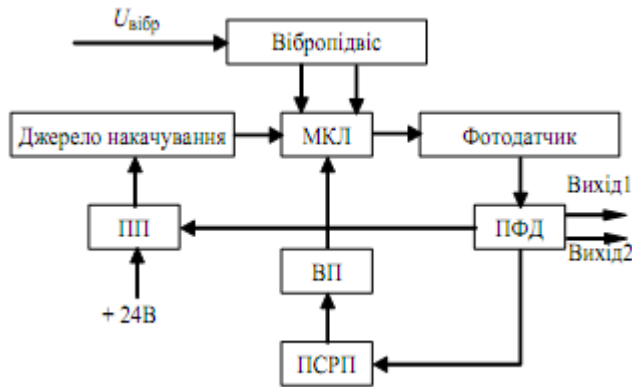


Рис. 1.7. Склад лазерного гіроскопа КМ-11-1

Волоконно-оптичний гіроскоп (ВОГ) являє собою волоконно-оптичний інтерферометр, у якому поширюються зустрічні електромагнітні хвилі.

Принцип дії ВОГ багато в чому схожий з принципом побудови кільцевих лазерних гіроскопів. Найбільш поширений варіант ВОГ – багатовиткова котушка оптичного волокна.

Тривісні стабілізатори застосовуються як гіроплатформи в платформних інерціальних навігаційних системах .

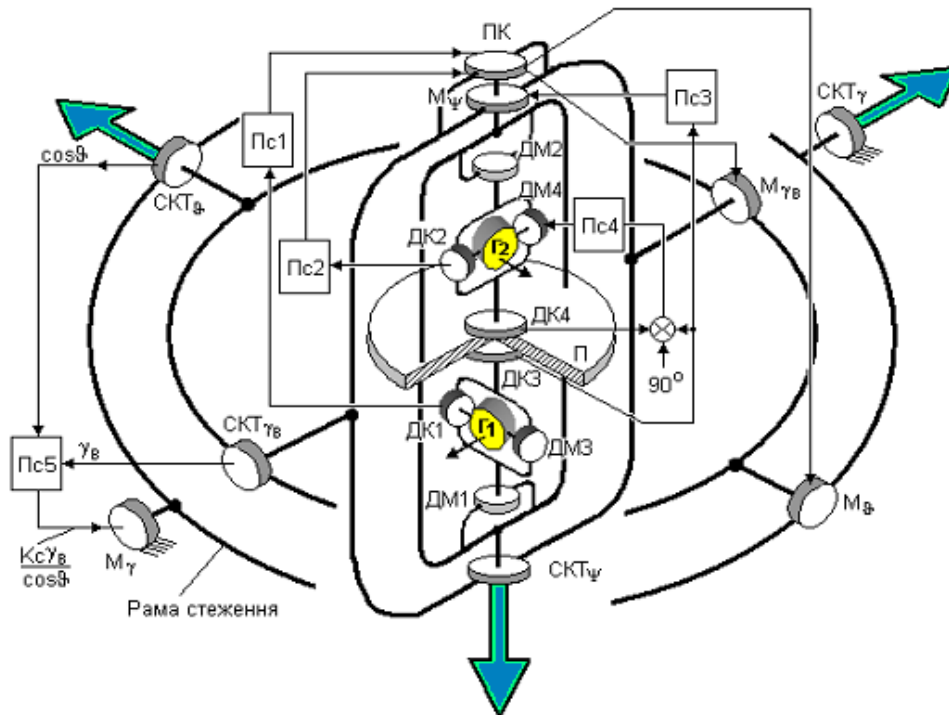


Рис.1.8. Принципова схема тривісної гіростабілізованої платформи на триступневих гіроскопах .

Для сучасних ІНС невеликих розмірів, широко застосовують мікромеханічні акселерометри та гіроскопи, при виробництві яких використовуються технології твердотільної мікроелектроніки.

Розробки мініатюрних датчиків різного призначення на базі кремнію дозволили створити мікроелектромеханічні системи (МЕМС), що поєднують ЧЕ, перетворювачі та електронні компоненти, на одному кристалі.

До сучасних малогабаритних датчиків слід віднести цифрові нанометрові силіконові акселерометри, які використовуються як основні датчики прискорень.

Цифровий силіконовий датчик має дві головні складові: компактний силіконовий акселерометр з маленькою інертною масою, підвішеною на мініатюрних пружинах, який виготовлений за МЕМС – технологією та спеціальну керуючу мікросхему.

Три ортогональні компоненти створюють ядро тривісного датчика переваантаження.

Крім розглянутих датчиків у даний час виготовляють мікромеханічні п'єзо резистивні, п'єзоелектричні, теплові акселерометри.

Основний принцип МЕМС гіроскопів – практично всі вони вібраційні гіроскопи. Це означає, що в кожному з них є робоче тіло, що робить поступальний рух в одній площині.

Якщо поставити це тіло на обертову платформу, площа якої збігається з площиною коливань, то на коливальну масу почне діяти сила Кориоліса

$F_c = 2m(\Omega \cdot V)$, де Ω - вектор кутової швидкості (перпендикулярний площини обертання), m - маса тіла,

V – вектор лінійної швидкості тіла відносно обертової платформи.

Отже, сила Кориоліса спрямована перпендикулярно напрямку коливань та осі обертання. При протилежних напрямках руху сила Кориоліса також діє в протилежних напрямках.

На цьому і заснований принцип вібраційного гіроскопа.

1.2. Класифікація інерціальних навігаційних систем

Інерціальні навігаційні системи – це такі навігаційні системи, в яких отримання інформації про швидкість і координати забезпечується шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА в обраній системі координат (СК). Інформація про прискорення надходить від розташованих на борту ЛА акселерометрів – основних датчиків ІНС.

Інерціальна навігаційна система призначена для вимірювання кутового положення ЛА в просторі і визначення його місця розташування.

Вона вимірює кути курсу, крену, тангажу, кутові швидкості зміни крену і тангажу, лінійні прискорення, кут нахилу, істинний курс, вертикальну швидкість, кут знесення, параметри вітру, координати ЛА – широту і довготу.

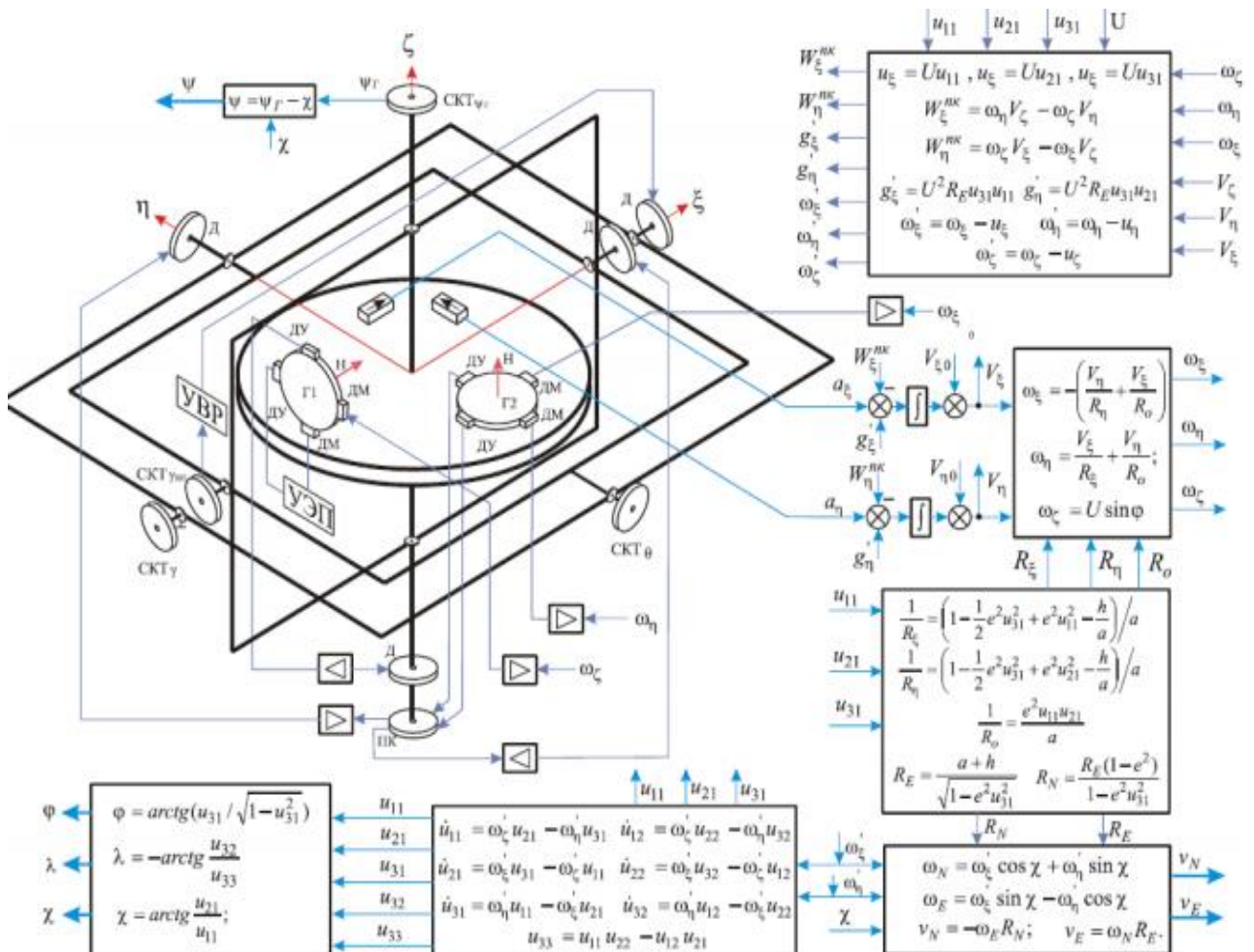


Рис. 1.9 .Структурна схема ІНС

Новітні вдосконалені ІНС мають високу точність за рахунок сполучення з супутниковою навігаційною системою, дані якої використовуються для корекції гіроскопів.

Інерціальні навігаційні системи класифікують частіше за все в залежності від способів розташування акселерометрів на борту ЛА та від ролі обчислювача у складі ІНС.

В залежності від способів розташування акселерометрів на ЛА розрізняють платформні і безплатформні інерціальні навігаційні системи .

В платформних ІНС акселерометри встановлюють на гіростабілізованій платформі, а в безплатформних ІНС – безпосередньо на корпусі ЛА або у спеціальному блоці чутливих елементів, при цьому осі чутливості акселерометрів не змінюють орієнтацію відносно напрямку осей, зв'язаних з ЛА.

Безплатформні ІНС мають менші розміри, вагу, енергоємність та меншу вартість і високу надійність.

Платформні ІНС поділяють на ІНС з некоректованою платформою та ІНС з горизонтальною платформою.

В ІНС з некоректованою платформою осі платформи, а також акселерометри, що встановлені на цій платформі, не обертаються в інерціальному просторі.

ІНС з горизонтальною платформою, у свою чергу, класифікують як ІНС з вільною в азимуті платформою та ІНС з коректованою в азимуті платформою.

За роллю обчислювача у визначенні кутових і лінійних координат прийнято розрізняти геометричні, аналітичні та напіваналітичні ІНС .

В геометричних ІНС основним елементом є гіростабілізатор, який відтворює напрямок осей інерціальної системи відліку, і платформа з акселерометрами, осі чутливості яких відтворюють деякі напрямки в площині горизонту і напрямок місцевої вертикалі.

Роль обчислювача мінімальна і зведена до забезпечення корекції заданого положення платформи.

Інформація про координати знімається з кутомірних пристроїв гіростабілізатора та платформи.

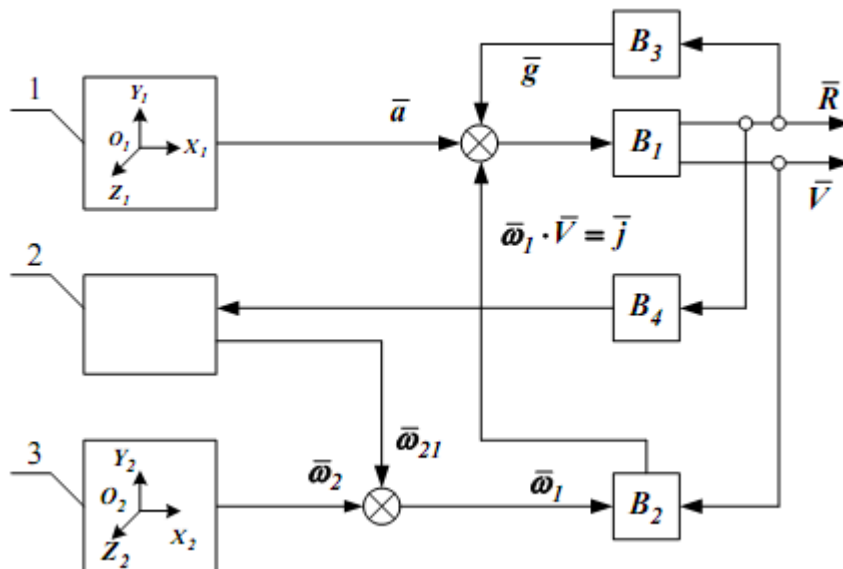


Рис.1.10. Функціональна схема ІНС з обертальною системою координат
 1 – блок акселерометрів; 2 – гіростабілізована платформа; 3 – блок датчиків кутової орієнтації; $B_1 \dots B_4$ – обчислювальні пристрої.

До напіваналітичних систем відносять системи з горизонтальною платформою. В цих системах гіроплатформа з акселерометрами відтворює напрямок нормальної (рухомої) системи відліку. З кутомірних пристроїв гіростабілізатора знімається інформація про кути крену, тангажа, курсу ЛА.

Обчислювач ІНС розв’язує задачу визначення кінематичних параметрів руху центра мас ЛА і видає сигнали для корекції гіростабілізатора.

До аналітичних систем відносять безплатформні ІНС та ІНС з акселерометрами на некоректованому або вільному гіростабілізаторі.

Обчислювач аналітичних ІНС виконує більший обсяг обчислень у порівнянні з платформними ІНС.

Окрім визначення кінематичних параметрів руху центра мас літака, він аналітично визначає кутову орієнтацію нормальної рухомої системи координат (СК) відносно інерціальної і кутову орієнтацію зв’язаної рухомої СК відносно нормальної.

Сучасні автономні БІНС за рівнем їх точності поділяють на три класи – системи низької, середньої та високої точності. Основним універсальним критерієм визначення цього класу точності є швидкість зростання похибок розрахунку координат в БІНС.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи можна класифікувати за складом датчиків первинної інформації, за алгоритмами реалізації кінематичних рівнянь, зокрема, за обраними системами координат, в якій розв'язуються задачі інерціальної навігації.

У безплатформних інерціальних навігаційних системах (БІНС) замість гіростабілізованої платформи використовують блок гіроскопів і акселерометрів з обчислювачем.

Гіроскопи з акселерометрами (блок інерціальних чутливих елементів) БІНС жорстко встановлюють безпосередньо на корпусі літального апарату, а електромеханічну модель гіростабілізованої платформи (ГСП) системи координат замінюють математичною моделлю.

Відсутність платформи визначає і менший час виставлення системи – обов'язкової процедури первинного визначення орієнтації, чутливості акселерометрів та ініціалізації координат та швидкостей.

В залежності від способу визначення кутового положення ЛА в інерціальному просторі можливі такі основні варіанти схем БІНС:

- перший варіант передбачає наявність у складі БІНС шести акселерометрів, рознесених по осях об'єкта на певну відстань для вимірювання кутових прискорень і обчислювального пристрою;

- другий варіант включає три лінійних акселерометрів і вимірника кутової швидкості ЛА відносно центра мас, що встановлені в центрі мас об'єкта, а також обчислювальний пристрій;

- третій варіант передбачає наявність трьох лінійних акселерометрів і вимірника кутового положення ЛА в інерціальному просторі, встановлених в центрі мас об'єкта і обчислювальний пристрій.

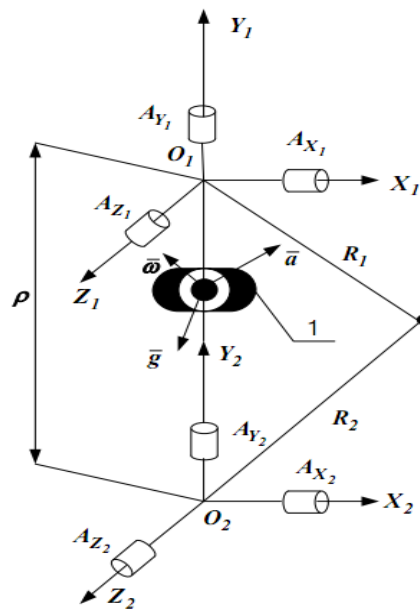


Рис.1.11. Інерціальна навігаційна система на основі шести акселерометрів

Використання БІНС першого варіанту має складності реалізації через малу вимірювальну базу визначення кутових прискорень об'єкта за допомогою акселерометрів, а також через похибки у визначенні координат, що зростають квадрату часу руху. Тому цей варіант системи може бути застосований тільки при досить точних акселерометрах і для об'єктів, що здійснюють політ протягом нетривалого часу.

Реалізація третього варіанту БІНС припускає наявність у складі навігаційної системи триступеневого гіроскопічного вимірника кутових положень, що тотожно тривісній гіростабілізованій платформі – досить дорогому прецизійному приладу.

В даний час загальновизнаним є використання на пілотованих ЛА безплатформної інерціальної навігаційної системи, побудованої на трьох акселерометрах і трьох вимірниках кутової швидкості, тобто БІНС другого варіанту за вищенаведеною класифікацією.

1.3. Інтегрування інерціальних навігаційних систем

Високнадійна інтегрована навігаційна система призначена для вироблення глобальної, безперервної динамічної високоточної інформації для керування повітряними засобами на основі інформації від супутникової навігаційної системи GPS та ГЛОНАСС.



Рис.1.12. Супутникові навігаційні системи.

На сучасному етапі ядром інтегрованої системи є ІНС завдяки своїй автономності та можливості з високою швидкістю відновлення надавати споживачу як позиційну, так і кутову інформацію.

Інтегрована система навігації належить до нового покоління бортового обладнання, в якому використано новітні технології, що дозволило вдвічі зменшити габарити, масу та підвищити надійність порівняно з обладнанням попереднього покоління.

Для підвищення надійності та компенсації накопичених похибок в кутах орієнтації та координат, що властиві інерціальним навігаційним системам, використовуються дані інших навігаційних систем, зокрема СНС.

Комплексування даних від різних навігаційних систем здійснюється за алгоритмом, що базується на фільтрі Калмана.

Завдяки різній природі та різним принципам формування навігаційного алгоритмічного забезпечення, ІНС та СНС добре доповнюють одна одну.

Таблиця 1

Тип системи	Переваги	Недоліки
ІНС	Висока швидкість видачі інформації (до 100 Гц). Висока інформативність. Повна автономність. Висока завадостійкість та надійність навігаційного забезпечення	Необмежене зростання похибок у часі. Необхідність знання моделі гравітаційного поля Землі
СНС	Висока точність. Похибки не мають тенденції до росту	Низька швидкість відновлення інформації (1...10 Гц). Відсутність інформації про кутову орієнтацію. Слабка завадозахищеність

Спільне використання цих систем дозволяє обмежити зростання похибок ІНС та знизити шумову складову похибок СНС, підвищити темп видачі інформації бортовим споживачам, істотно підняти рівень завадозахищеності.

Ступінь інтеграції інерціально-супутникових систем у складі ПНК до недавнього була такою, що комплексна обробка інформації частіше застосовувалась тільки при вторинній обробці, тобто на етапі розв'язання навігаційних задач.

При зростанні вимог до апаратури навігаційних споживачів, та з розширенням кола розв'язуваних задач виникає більша необхідність комплексування інерціально-супутникових систем і при первинній обробці інформації.

Це є принципово новим у підвищенні ступеня інтеграції, тобто веде до появи інерціально-супутникових систем інтегрального типу.

У складі інтегрованих інерціально-супутникових систем найчастіше використовуються безплатформні інерціальні системи. Це обумовлюється їх підвищеною надійністю, стійкістю до механічних та кліматичних впливів, меншою вагою і габаритами, меншим споживанням енергії.

Відсутність платформи визначає і менший час виставлення системи – обов'язкової процедури первинного визначення орієнтації осей чутливості акселерометрів та ініціалізації координат швидкостей.

Тривалість увімкнення системи не обмежена.

Комплексування систем ІНС та СНС мають ряд переваг у порівнянні з окремими традиційними системами.

Якості комплексних інерціально-супутникових систем.

Таблиця 2

Фактори	Ступінь поліпшення
Точність	Для ІНС - багаторазово
Маса	Зменшення на 30 -70%
Надійність	Збільшення у 2 рази
Ступінь резервування	Збільшення на 50% і більше
Потужність споживання	Зменшення на 25 -570%
Об'єм	Зменшення на 50 -60%
Вартість	Зменшення на 30 % і більше

Комплексування систем на рівні первинної обробки інформації дозволяє:

- скоротити час пошуку сигналів;
- зменшити ймовірність помилкових захоплень сигналів;
- знизити ймовірність зриву слідкування за відповідними параметрами сигналів;
- підвищити характеристики точності та завадостійкості вимірювачів;

- усунути чи зменшити методичні похибки вимірювачів;
- компенсувати вплив руху об'єкта на роботу вимірювачів.

Комплексування обладнання на рівні первинної обробки інформації підвищує якість функціонування вимірювачів в аномальних режимах їх роботи та поліпшити точність і завадостійкість в режимі слідкування.

При побудові інтегрованої СНС, передбачається її комплексування з ІНС на рівні вторинної обробки інформації з додатковим використанням вихідної інформації ІНС про прискорення в контурі слідкування за кодом і доплерівським зсувом несучої частоти, тобто і на рівні первинної обробки інформації.

В результаті такого комплексування інформації досягаються:

- підвищення точності визначення координат, висоти, швидкості і часу споживача;
- уточнення кутів орієнтації (курсу, крену і тангажа);
- оцінка й уточнення параметрів калібрування навігаційних датчиків (дрейфи гіроскопів, масштабні коефіцієнти, зсуви коефіцієнтів);
- забезпечення на цій основі безперервності навігаційних визначень на всіх етапах руху, в тому числі і при тимчасовій непрацездатності приймача СНС у випадках впливу завад або енергійних маневрів ЛА;
- поліпшення характеристик цілісності навігаційного забезпечення, здатності при спільній обробці інформації автономних засобів ІНС та СНС забезпечувати розв'язання задачі бортового автономного контролю цілісності на додаток до контролю цілісності, що здійснюється в приймачі СНС.

Схеми можливого комплексування ІНС та СНС в чотирьох варіантах: роздільна схема; слабо зв'язана схема; жорстко зв'язана схема; глибоко інтегрована схема.

Основними особливостями роздільної системи є надмірність, обмеженість похибок оцінок місця розташування і швидкості, висока швидкість видачі інформації, мінімальні зміни в бортовій апаратурі.

Роздільна схема – системи ІНС та СНС працюють незалежно одна від одної, але при збільшенні з часом похибок ІНС , необхідно проводити періодичну чи безперервну корекцію ІНС за даними СНС.

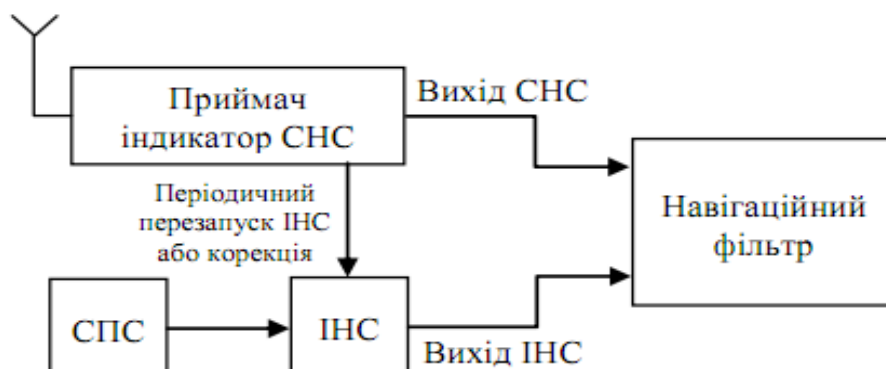


Рис. 1.13. Роздільна схема інтегрованої ІНС та СНС.

Для демпфірування вертикального каналу ІНС може бути застосована інформація від системи повітряних сигналів (СПС).

Періодична корекція – періодичний перезапуск алгоритму ІНС з новими початковими умовами за координатами та швидкістю за даними від приймача СНС.

Безперервна корекція може бути оформлена як одночасна позиційна та швидкісна корекція ІНС за сигналами СНС .

Вихідна інформація двох систем піддається комплексній обробці з використанням фільтру Калмана.

Комплексна система має більш високу точність як за координатами та швидкістю, так і за кутовою орієнтацією.

Роздільна схема не потребує особливих змін в апаратних засобах і програмному забезпеченні вже існуючого обладнання , може бути використана на будь-яких ЛА, навіть для БПЛА.

При такій структурі комплексу періодична або безперервна корекція дозволяє утримувати похибку визначення координат у необхідних межах.

Слабко зв'язана схема – системи ІНС та СНС працюють незалежно одна від одної, але з'являється з'єднувальний блок – обчислювач ІНС СНС, в якому формується оцінка координат і швидкості польоту, виробляється корекція даних, отриманих від ІНС.

У слабо зв'язаній схемі функціональний розподіл підсистем може супроводжуватися їх фізичним поділом: приймач СНС, ІНС і навігаційний обчислювач конструктивно оформляються у вигляді закінчених роздільних блоків, між якими організовані відповідні інформаційні зв'язки, що не вимагають високих швидкостей передачі даних.

Особливістю слабо зв'язаної системи є: більш швидке відновлення слідкування за кодом і фазою сигналів СНС, виставлення та калібрування БІНС у польоті, підвищена точність під час відсутності сигналу СНС.

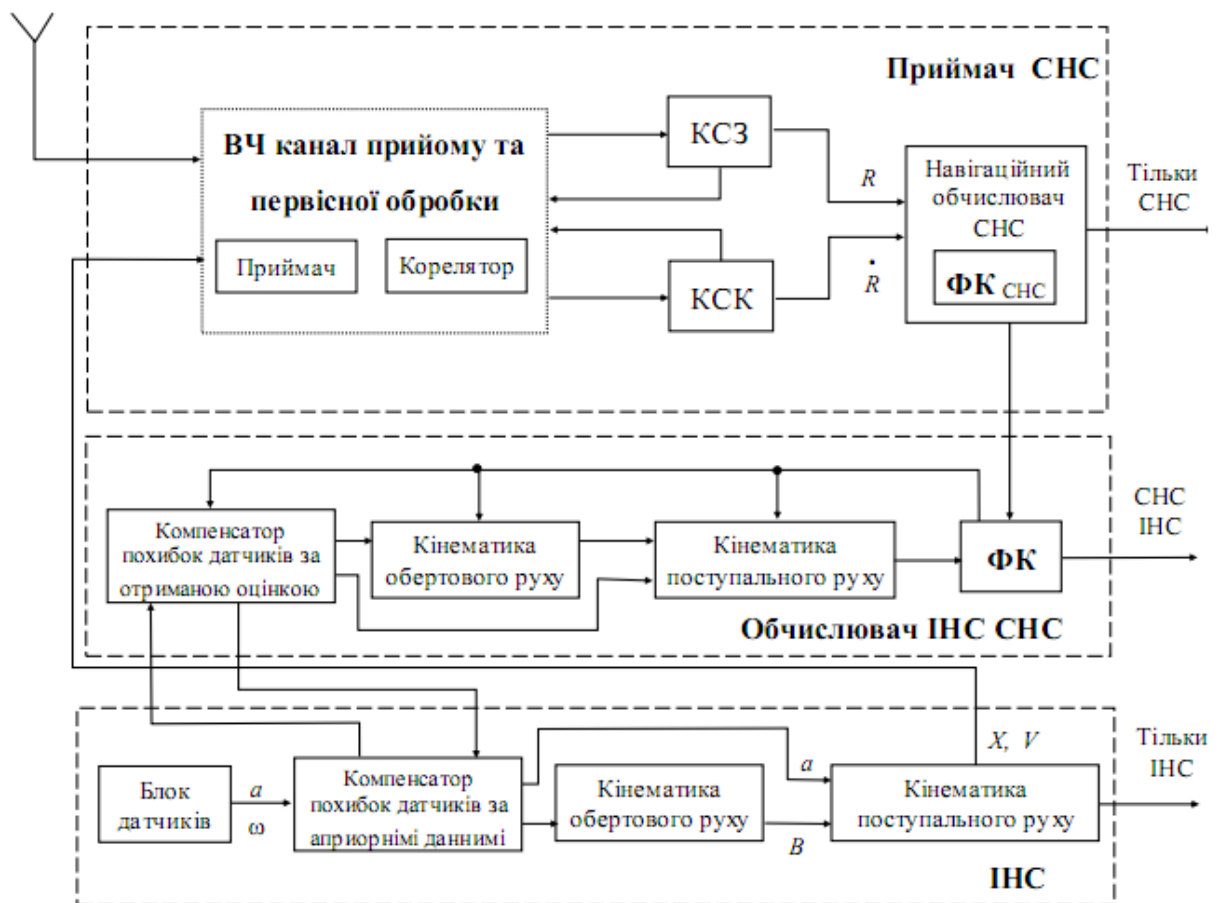


Рис. 1.14. Слабо зв'язана схема інтегрованої ІНС та СНС.

У цій схемі передбачається як роздільне функціонування ІНС та СНС протягом тривалого періоду, так і їх сумісного функціонування в інтегрованому режимі.

У блоці високочастотного каналу прийому та первинної обробки забезпечується прийом сигналу, його частотне перетворення і кореляційна обробка.

Інформація з кореляторів передається в контур стеження за кодом КСК і доплерівським зсувом несучої КЗС. У цьому контурі виробляються сигнали зворотного зв'язку для захоплення сигналу супутника.

Виходом контурів стеження є часове зрушення коду і доплерівське зрушення частоти несучої або відповідні їм псевдодальність і псевдошвидкість.

Інформація про обмірювані псевдодальності та псевдошвидкості використовується в алгоритмах навігаційного обчислювача для отримання координат і швидкості споживача, а також виправлень до еталону часу та частоти приймача СНС.

З метою підвищення точності числення навігаційних параметрів здійснюється їх спільне оцінювання, з використанням фільтра Калмана.

Робота супутникової системи коригується від ІНС.

Приймач СНС використовує інформацію від ІНС з метою більш надійного та швидкого відновлення захоплення сигналу у випадку його втрати. На схемі це показано зв'язком вихідного блоку ІНС і корелятора. Передана по цьому каналу інформація про обчислені координати та швидкість ЛА у випадку втрати слідування дозволяє розрахувати оцінки, передбачуваного зрушення коду і доплерівського зрушення частоти несучої, що істотно знижує час пошуку і захоплення сигналу.

Тут реалізоване об'єднання ІНС та СНС не тільки на рівні вторинної обробки інформації, а й на рівні первинної обробки.

У блоці ІНС на рис. показана структура безплатформної інерціальної системи. Блок датчиків видає вектори кутових швидкостей ω та лінійних прискорень α . У блоці кінематики поступального руху виконується інтегрування кінематичних рівнянь кутового руху та формується матриця напрямних косинусів за інформацією датчиків кутових швидкостей.

Матриця напрямних косинусів разом з даними акселерометрів використовується в блоці інтегрування кінематичних рівнянь поступального руху. На виході з цього блоку формуються координати та швидкості ЛА у вибраній навігаційній системі.

В середній частині зображено з'єднувальний блок обчислювач ІНС СНС, що копіює алгоритм безплатформної ІНС, здійснює в блоці компенсатора похибок датчиків компенсацію похибок датчиків відповідно до моделей цих похибок та реалізує комплексування ІНС та СНС.

Оцінка параметрів, що характеризують фазові координати руху ЛА, реалізується в польоті за результатами розширеної калманівської фільтрації сигналів ІНС та СНС у блоці ФК.

За результатами оцінювання здійснюється позиційна та швидкісна корекція копії алгоритмів без платформної інерціальної навігаційної системи. Корекція самої ІНС у слабко зв'язаних системах не передбачається, але передбачається можливість компенсації інструментальних похибок вимірювальних елементів за паспортними даними або за значенням оцінок цих похибок, що отримані в обчислювачі ІНС СНС.

В результаті в основний алгоритм ІНС передаються скориговані показники датчиків кутової швидкості та акселерометрів.

У слабко зв'язаній системі навігаційні параметри виробляються незалежно як в ІНС так і в СНС, до складу приймача включена схема оцінювання (фільтр Калмана). Схема називається каскадною через два послідовно включених фільтри Калмана.

Перевагою такої системи є висока надійність, а недоліком є взаємна кореляція похибок оцінок першого фільтра і їх відмінність від білих шумів.

Підвищений рівень автономності ІНС вимагає високої точності інерціальних датчиків (датчиків кутових швидкостей і акселерометрів) та застосування складних алгоритмів інерціальної навігації.

Такі системи доцільно застосовувати в ПНК високої та середньої точності, так як вони досить складні та занадто дорогі.

У жорстко зв'язаних системах ступінь автономності ІНС значно менший, ніж у слабо зв'язаних системах: допускається автономна робота протягом декількох десятків секунд.

Особливостями системи є : подальше поліпшення точності і калібрування, підвищена стійкість слідування за сигналами СНС при маневрах ЛА, підвищена завадостійкість.

Роль ІНС в таких системах зводиться до вимірювання первинних параметрів проекцій уявного прискорення і абсолютної кутової швидкості обертання об'єкта.

В схемах такого типу ІНС являють собою лише блоки інерціальних вимірників. В СНС виробляється основна навігаційна інформація , у той час як ІНС інтерполює значення навігаційних параметрів у період між двома сусідніми тактами надходження інформації від СНС.

Третій варіант – жорстко зв'язана схема.

В жорстко зв'язаних системах виконується одночасно процедура фільтрації і коригування ІНС.

В блоці компенсатора похибок від розширеного фільтра Калмана виконується компенсація похибок датчиків відповідно до моделей цих похибок..

Інтегрування кінематичних рівнянь обертового руху та поступального руху виконується з урахуванням скоригованих координат.

Фільтр Калмана повинен бути дуже швидкодіючим.

Це пов'язано з тим що зв'язок блоку фільтра Калмана з контурами приймача СНС більш жорсткий, ніж в попередній схемі, оскільки відмінною рисою жорстко зв'язаної схеми є використання контурами слідування за затримкою і фазою інформації про розрахункові псевдодальності і псевдошвидкості, яка надходить від фільтра Калмана.

Використання цієї інформації дозволяє поліпшити стійкість слідування та знизити час відновлення роботи приймача у випадку втрати сигналів супутників.

Необхідно, щоб ці дані надходили з високою швидкістю так, щоб період часу між вимірюваннями в підсистемі СНС був розбитий на велику кількість під інтегралів з метою корекції контурів слідкування.

Це потрібно для того, щоб постачати контуру слідкування інформацію навіть тоді, коли вхідний сигнал приймача відсутній або подавлений завадами, тобто тут реалізоване повномасштабне комплексування ІНС та СНС і на рівні первинної обробки інформації.

Використання жорстко зв'язаної схеми актуально для об'єктів з великими кутовими швидкостями руху та великими амплітудами зміни кутів крену, тангажа, курсу.

Такі схеми застосовують в ПНК середньої точності.

Супутниковому навігаційному приймачі присутній ВЧ канал прийому і первинної обробки та блок стеження за кодом і доплерівським зрушенням несучої.

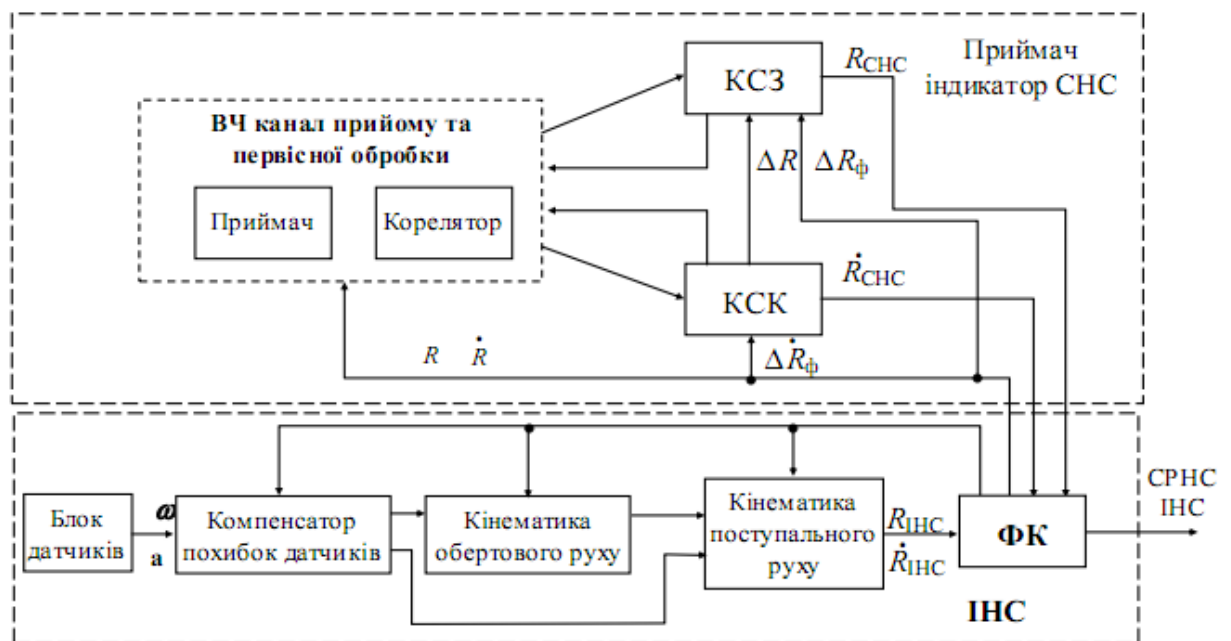


Рис. 1.15. Жорстко зв'язана схема інтегрованої ІНС та СНС .

Відмінністю даної структури від попередніх схем є відсутність у складі приймача фільтра Калмана .

У жорстко зв'язаній схемі ІНС і приймач забезпечують склад вимірювань для загального обчислювального блоку, в якому реалізований єдиний фільтр Калмана.

Наявність лише одного фільтра Калмана призводить до втрати надмірності системи, тому, що стає доступним лише одне спільне рішення.

Вимірювання для фільтра в жорстко зв'язаних системах будуються за різницею псевдодальностей або/і швидкостей зміни псевдодальностей, визначених у ІНС за обчисленими координатами ЛА та ефемеридами супутника і вимірюваними СНС приймачем.

Жорстко зв'язані системи забезпечують більшу точність рішення навігаційної задачі в порівнянні з попередніми системами, при цьому фільтр Калмана дозволяє оптимально використовувати всі доступні супутники.

Недоліками жорстко зв'язаних схем є:

- погіршення надійності, так як відмова БІНС призводить до відмови системи в цілому;

- використання складних співвідношень для вимірів;

- необхідність розробки спеціальної апаратури споживача.

Перший недолік можна усунути, увівши додатковий фільтр Калмана, призначений для приймача, що створює деякий проміжний варіант між слабо і жорстко зв'язаною схемами - варіант інерціально-супутникової системи середньої інтеграції.

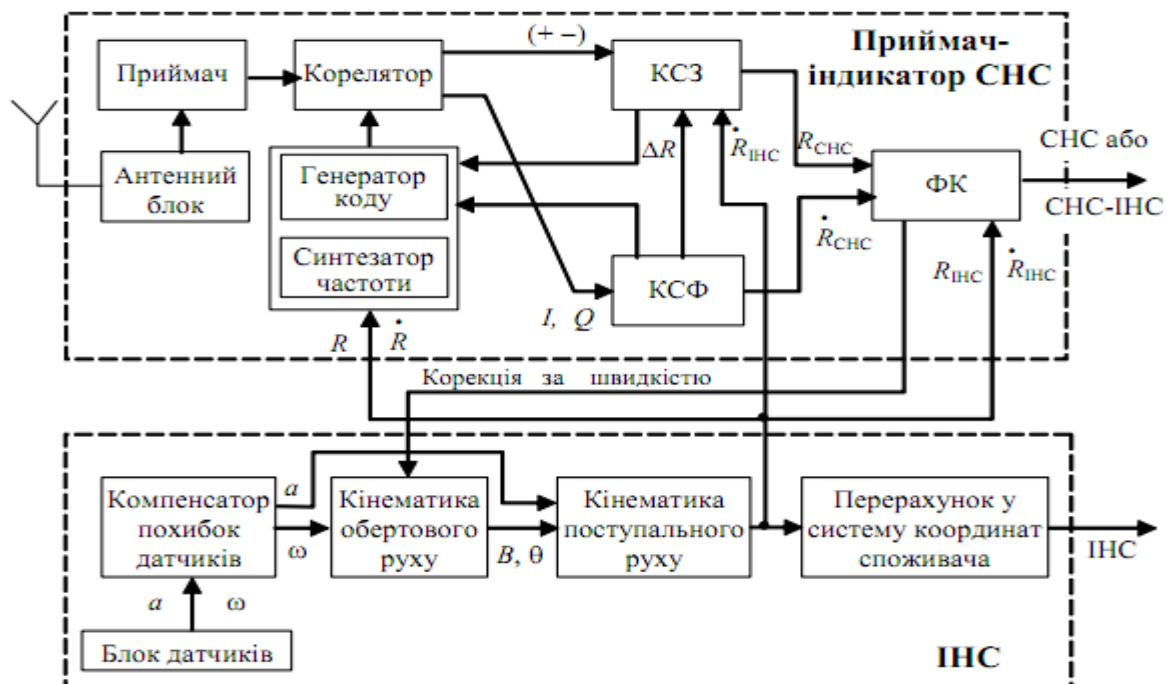


Рис.1.16.Схема інерціально-супутникової системи середньої інтеграції.

Система, що зображена на рисунку надає два навігаційних рішення: одне на виході блоку СНС, а інше – на виході ІНС .

ІНС може забезпечити розв'язання навігаційної задачі навіть при відсутності сигналів від СНС. Передбачений режим підтримки роботи СНС від ІНС за рахунок поліпшення стійкості слідкування.

Блок слідкування за фазою несучої частоти КЗФ більш уразливий для природних та штучних завад. Якщо цей блок не виконує функцію підтримки слідкування, тобто працює тільки блок КСЗ – блок слідкування за затримкою, то ІНС замінює відсутній сигнал ΔR на сигнал $\dot{R}_{\text{ІНС}}$, підтримуючи, роботу супутникової системи без збоїв.

ІНС у цьому випадку використовується також і для екстраполяції сигналів положення і швидкості між двома СНС.

Оскільки у фільтрі Калмана відновлюється весь вектор стану ЛА, то змінні кутової орієнтації використовуються для корекції алгоритмів інтегрування кінематичних рівнянь кутового руху, тобто здійснюється корекція за швидкістю.

До переваг системи жорстко зв'язаної схеми можна віднести:

- відсутність проблеми взаємної кореляції шумів вимірів та їх відмінностей від білих шумів;
- відсутність проблеми синхронізації вимірів БІНС та СНС, тому що використовується один формувач тактових частот;
- можливість виявлення та відбраковування поганих вимірів псевдодальностей по значеннях, сформованих з використанням даних БІНС.

Перевагами глибоко інтегрованої системи є: компактність, знижені вимоги енергозабезпечення, а недоліками є: вектор стану містить до сорока компонентів, тому фільтр складно реалізувати; необхідність розробки спеціальних датчиків. Глибоко інтегрована система виявляється менш функціонально надійною.

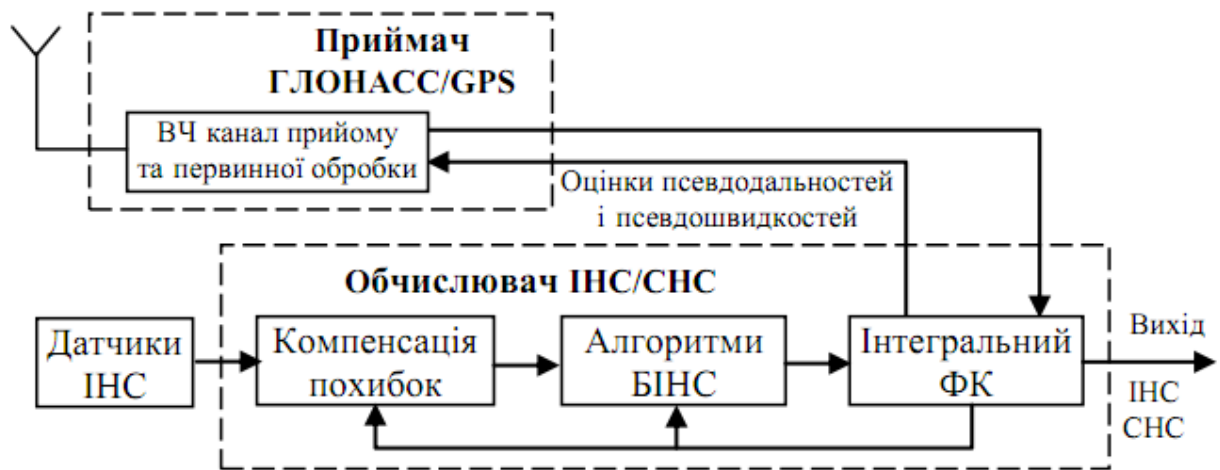


Рис. 1.17. Глибоко інтегрована схема .

Глибоко інтегровані системи є ще більш складними і менш гнучкими з огляду організації зв'язків і єдиний вихід.

Обчислювач ІНС/СНС реалізує алгоритми безплатформної ІНС і алгоритми оптимальної оцінки параметрів. Всі оцінки виробляються в інтегральному фільтрі Калмана, а приймач СНС ще більш спрощується.

В цій схемі він складається тільки з високочастотного каналу прийому і первинної обробки інформації.

Виходи кореляторів є входами для інтегрального фільтра Калмана, де обчислюються не тільки похибки ІНС, але і оцінки псевдодальностей і псевдошвидкостей, які передаються в приймач для поліпшення характеристик сигналу.

Традиційні контури слідкування за кодом і доплерівською частотою включаються в загальний інтегральний фільтр комплексної системи.

У такій схемі фільтр повинен мати двадцятий – сороковий порядок, і для його реалізації потрібна БЦОМ із високою швидкодією.

Перші дві з приведених структур інтегрованих систем можуть бути реалізовані з використанням існуючих супутникових приймачів та інерціальних систем.

Жорстко зв'язана і особливо глибоко інтегрована схеми потребують розробки спеціальних приймачів і обчислювачів супутникової навігації, а

також створення спеціалізованих датчиків для інерціальних систем, виготовлених на одній технологічній та конструктивній базі.

При цьому можуть бути використані передові технології, наприклад МЕМС датчики . Це дозволяє одержати інтегровані системи менших габаритів , маси та енергоспоживання.

На елітних літаках можуть застосовуватись декілька варіантів інерціально-супутникових систем, наприклад, зв'язана або роздільна система на базі високоточної платформної ІНС і одночасно жорстко зв'язана або глибоко інтегрована система на базі БІНС.

При комплексуванні БІНС і приймача СНС за слабо, жорстко або глибоко інтегрованими схемами можливе поліпшення характеристик автономних БІНС не тільки за координатами, але й за кутами орієнтації.

Усі перераховані схеми комплексування ІНС та СНС (крім роздільної), одержують на виході фільтра Калмана оцінки інструментальних похибок ІНС (похибки зсуву нулів гіроскопів і акселерометрів, похибки масштабних коефіцієнтів), які використовуються для корекції інерціальних датчиків.

Сильно зв'язана схема вважається найбільш перспективною і знаходить застосування в більшості новітніх бортових малогабаритних системах, в єдиному конструктивному виконанні у вигляді одного блоку.

Основну масу вироблених сьогодні інтегрованих систем складають слабо зв'язані системи, будучи свого роду компромісним варіантом ІССН, перехідним до інтегрованих систем більш високого ступеня інтеграції.

Загальна тенденція розвитку ринку така, що під впливом все більш жорстких вимог розробники ІССН рухаються шляхом поглиблення інтеграції між СНС та ІНС.

Провідні західні виробники вже сьогодні пропонують свої системи, виконані за схемою жорстко зв'язаних ІССН.

Наприклад, це системи фірм Litton Systems – LINS 2510, Rockwell Collins – GNS 12S і Arplanix Corporation, які пропонують найбільш широкий перелік ІССН.

1.4. Корекція інерціальних навігаційних систем

Інерціальна система навігацій, що має високий ступінь автономності роботи й завадозахищеності, має властивість накопичувати помилки визначення координат місця розташування повітряного судна.

Визначення всіх навігаційних параметрів здійснюється з помилками, які носять коливальний характер з періодом коливань рівним періоду маятника Шулера. Ці властивості ІНС висувають жорсткі вимоги до точності датчиків первинної інформації, більшість з яких не можуть бути технічно реалізовані.

Точність вимірювання ІНС можна суттєво підвищити використовуючи позиційну та швидкісну корекцію від навігаційних систем, які визначають координати і швидкість повітряного судна.

В процесі корекції ІНС здійснюється порівняння її показників з відповідними показаннями системи коректорами. Найчастіше здійснюється порівняння швидкостей або координат обумовлених систем.

Помилки інерціальних систем навігації зумовлюються :

- неточністю початкового виставлення гіроплатформи в площину горизонту a_0 ;
- постійною помилкою акселерометра (зсувом нуля) Δa ;
- власним дрейфом горизонтуючих гіроскопів ω_c .

Кожна з часткових помилок призводить до загальної помилки числення шляху, тобто до помилок у вимірюванні швидкості польоту ЛА (ΔW) і пройденної відстані (ΔS).

Помилка числення зумовлена неточністю початкового виставлення гіроплатформи в площині горизонту a_0 , при $\Delta a = 0$, $\omega_c = 0$, характеризується кутом $a = a_0 \cdot \cos \omega \cdot t$, що призводить до помилки вимірюванні прискорення

$$\Delta a = g \cdot \sin a = g \cdot a = g \cdot \cos \omega \cdot t .$$

Звідси, помилка по швидкості матиме вигляд

$$\Delta W = \int_0^t \Delta a \cdot dt = \int_0^t g \cdot \cos \omega_{\text{ш}} \cdot t .$$

Після інтегрування і встановлення меж

$$\Delta W = \frac{g \cdot \alpha_0}{\omega_{\text{ш}}} \sin \omega_{\text{ш}} \cdot t.$$

Тоді помилка визначення пройденого шляху матиме вигляд

$$\Delta S = \int_0^t \Delta W \cdot dt = \int_0^t \frac{g \cdot \alpha_0}{\omega_{\text{ш}}} \sin \omega_{\text{ш}} \cdot dt = \alpha_0 \cdot R \cdot (1 - \cos \omega_{\text{ш}} \cdot t).$$

Аналіз рівнянь показує, що помилка, зумовлена неточним початковим виставленням гіроплатформи в площину горизонту, призводить до помилок у визначенні прискорень і як наслідок – швидкості і пройденого шляху, значення яких змінюється в часі за синусоїдальним або косинусоїдальним законом.

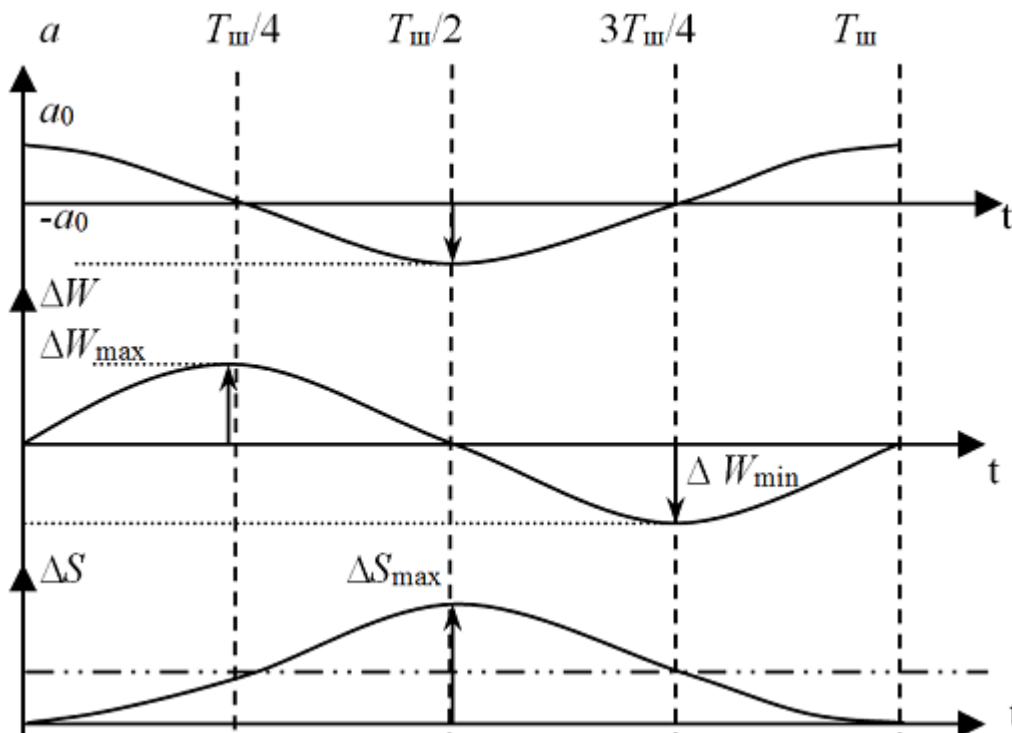


Рис.1.18. Графік часової мінливості помилок числення в ІНС при виставленні гіроплатформи з похибкою a .

Помилки ΔW і ΔS , зумовлені зсувом нуля акселерометра при $a_0 = 0$, $\omega_3 = 0$ мають аналогічний характер.

При використанні акселерометрів для вимірювання шляхової швидкості в інерціальній системі помилки вимірювання прискорення мають відповідати умові $\Delta a \leq 10^{-6} \dots 10^{-7} \text{ м/с}^2$.

Помилка числення зумовлена наявністю власного дрейфу горизонтуючих гіроскопів ω_c , при $a_0 = 0$, $\Delta a = 0$. При наявності ω_c положення гіроплатформи щодо площини горизонту в будь-який момент часу характеризується кутом α , що призводить до помилки у вимірюванні прискорень, і як наслідок - ΔW , ΔS .

Аналіз рівнянь і графіків показує, що наявність ω_c призводить до зростання з часом помилки у визначенні пройденої відстані.

Це потребує періодичного її визначення і компенсації помилки.

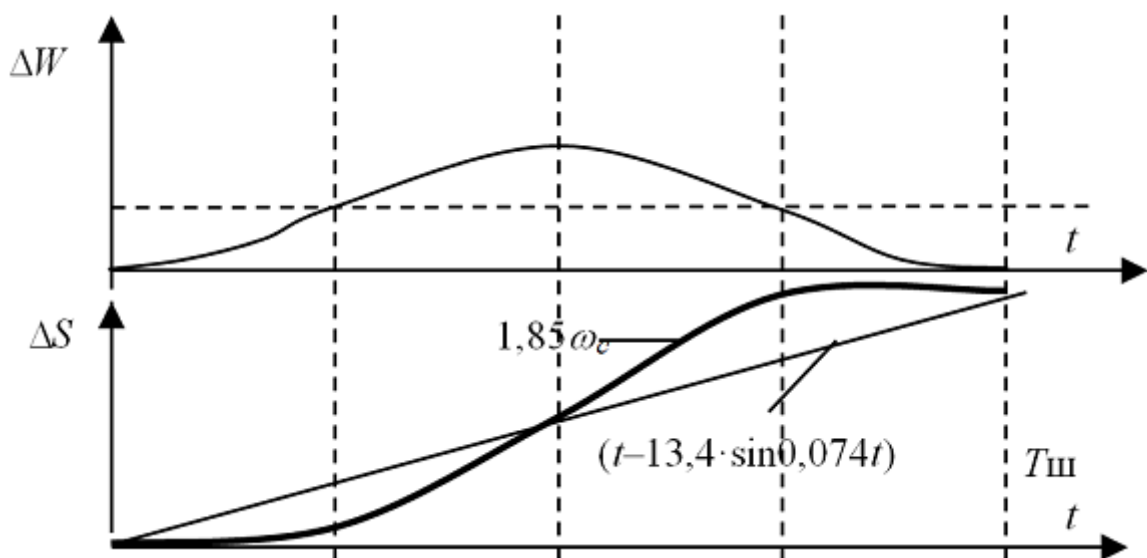


Рис.1.19 Графік мінливості похибок ΔW , ΔS при власному дрейфі гіроскопа.

Помилки визначення координат місця літака зростають з часом і містять коливальну складову, отже ІНС потребує періодичного коригування.

Для усунення коливань та зменшення похибок інерціальної навігаційної системи можна використовувати коректор.

В залежності від використовуваних засобів можна виділити наступні види корекції: швидкісну (від ДИСС, СНС, СПС) і позиційну (від СНС, РЛС, РСБН, РСДН).

Для коригування похибок ІНС використовують два підходи:

- дослідження конкретної моделі ІНС та побудова математичних залежностей, що описують похибки систем;
- коригування ІНС через певні інтервали часу з використанням даних супутникової навігаційної системи (СНС).

Перший підхід придатний для високоточних ІНС, для яких похибки є стабільними і не змінюються протягом тривалого часу.

Найкращою для позиційної корекції вважається супутникова система навігації, яка має високу точність і глобальність застосування.

Супутникова навігаційна система дозволяє з більш високою точністю визначати координати місцеположення та лінійні швидкості літака ніж ІНС.

Використання достовірної інформації про швидкості польоту від зовнішньої системи-коректора не дозволяє усунути наростаючу в часі помилку визначення координат місця розташування ЛА.

Для усунення цієї помилки використовують позиційну або швидкісну корекцію від навігаційних систем, які визначають координати і швидкість літального апарата

Для покращення роботи навігаційної системи, підвищення точності та надійності її функціонування виконують комплексування навігаційних систем із застосування методів цифрової фільтрації.

Перехід до комплексування навігаційних систем з метою оптимізації їх роботи на основі застосування методу Калмана, став можливим завдяки застосуванню на борту цифрових обчислювальних машин.

Фільтр Калмана широко застосовується завдяки перевагам, які він має порівняно з іншими методами оптимального оброблення навігаційної інформації.

Фільтр Калмана може бути визначений як цифровий обчислювальний алгоритм, що оцінює в процесі вимірювання поточний стан системи з урахуванням даних про її параметри, початкових умов і допущень про статистичні властивості завад та помилок вимірювання.

Застосування методу Калмана для оптимізації рішень навігаційних завдань полягає в моделюванні оптимального фільтру при послідовному вирішенні навігаційних рівнянь з початковими даними від різних фізично неоднорідних датчиків інформації.

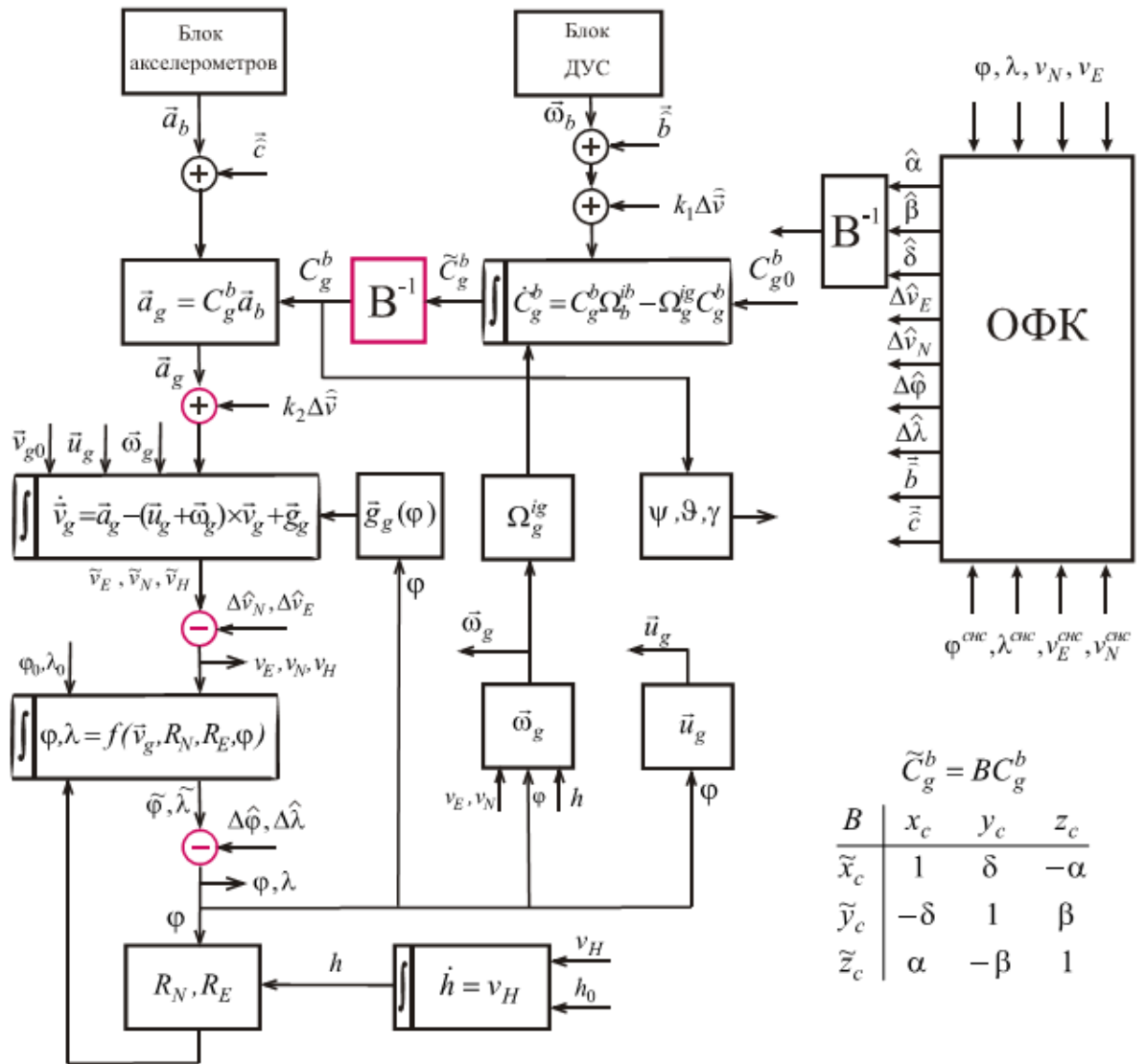


Рис. 1.20. Алгоритми корекції БІНС.

За допомогою цього фільтру визначають, а потім використовують дані для корекції навігаційної інформації оцінки складових помилок навігаційних систем.

Він дозволяє використовувати будь-яку кількість корегуючих пристроїв при довільному порядку їх включення і виключення.

При дослідженні похибок ІНС, що коригується від швидкісних та позиційних коректорів можна :

- дослідити взаємодію платформної ІНС із системами коректорами;
- дослідити вплив позиційного коректора на точнісні характеристики числення навігаційних параметрів і динаміку зміни похибок комплексної системи;
- провести аналіз умов стійкості досліджуваної системи;
- одержати аналітичні залежності помилок досліджуваної системи.

Рівняння помилок системи «ІНС + позиційний коректор»:

$\Delta S_{\hat{a}} = S_{\hat{a}} - S$ - похибка виміру координати S ,

$\Delta V_{\hat{a}} = V_{\hat{a}} - V$ - похибка виміру швидкості V ,

$\Delta \dot{V}_{\hat{a}} = \dot{V}_{\hat{a}} - \dot{V}$ - похибка виміру прискорення \dot{V} .

Запишемо рівняння для 1, 2, 3 суматорів схеми :

$$\dot{V}_B = \dot{V} + K_1(V_K - V_B) - g\beta + \Delta\alpha$$

$$\dot{\beta} = R^{-1}(V_B - V) - K_2(V_K - V_B) + K_5(S_K - S_B), + \omega_{др}$$

$$\dot{S}_B = V_B + \Delta S_K$$

$S = S + \Delta S_K$ - показання позиційного коректора,

де ΔS_K - його похибка.

Поведінку системи при різних поєднаннях коригуючи впливів можна дослідити провівши моделювання в програмному середовищі Simulink.

Загальна схема комплексування ІНС із коректорами .

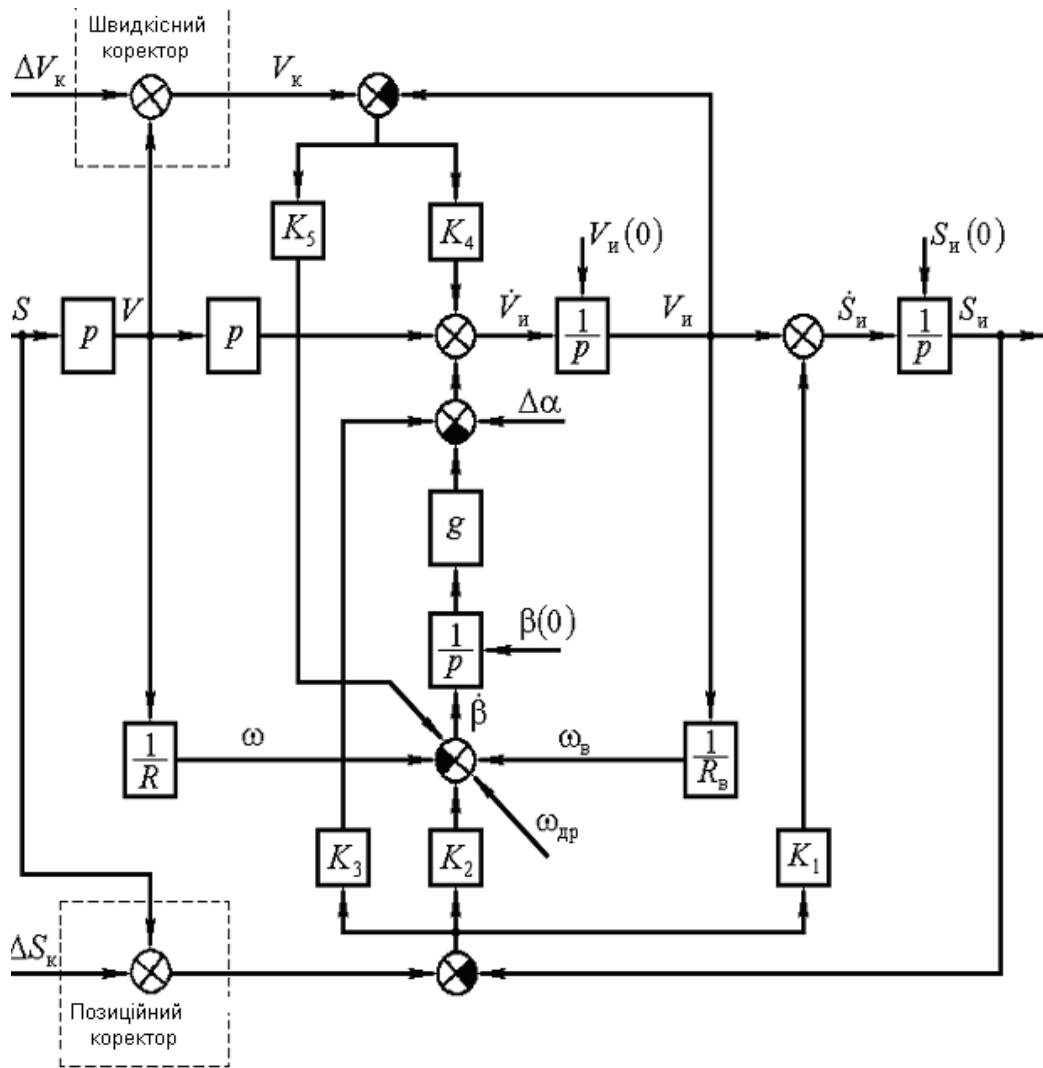


Рис.1.21 Загальна схема комплексування однокомпонентної ІНС.

Загальна схема комплексування ІНС із коректорами при використанні програми візуального моделювання Simulink

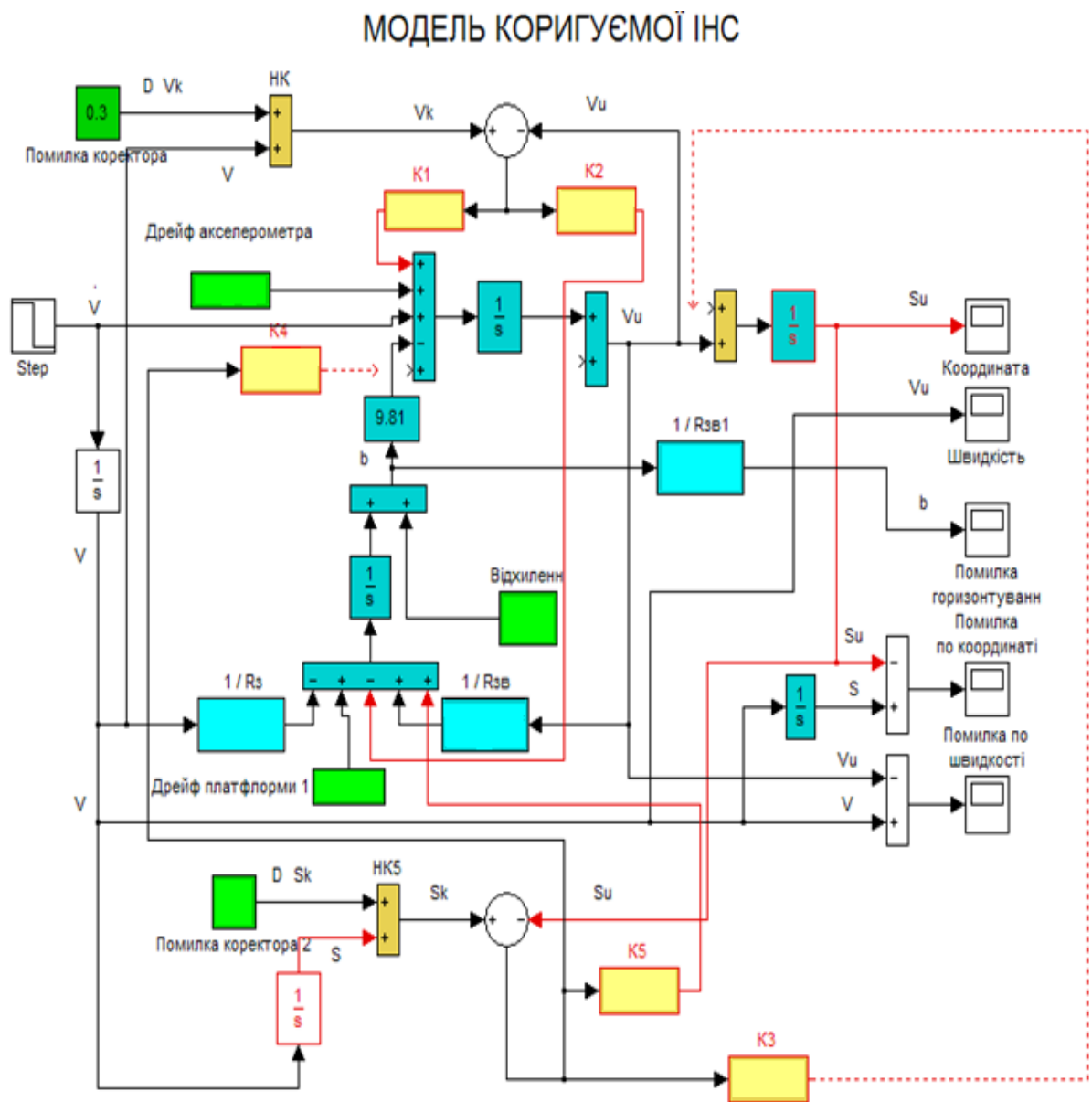


Рис. 1.22. Загальна схема комплексування ІНС з коректорами при використанні програми візуального моделювання Simulink

Результати моделювання для коефіцієнтів корекції, що мають забезпечити мінімальні похибки при роботі ІНС з позиційним коректором.

При застосуванні коефіцієнтів $K_2 \neq 0$, $K_3 \neq 0$ отримуємо нестійку систему.

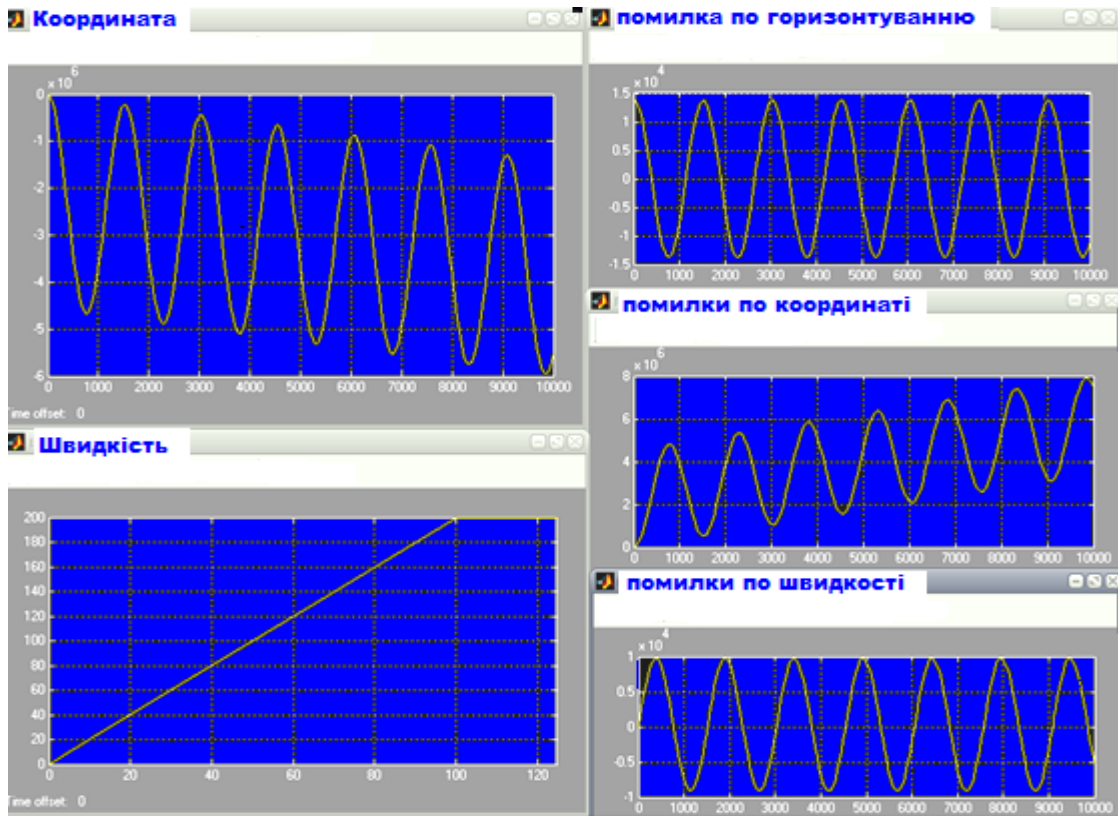


Рис. 1.23.Графіки нестійкої системи ІНС по координаті, по швидкості з усталеними значеннями параметрів помилок по горизонтуванню , по координаті, по швидкості (при $K_2 \neq 0$, $K_3 \neq 0$) .

Графік стійкої системи після проведення корекції (при $K_1 \neq 0, K_2 \neq 0, K_3 \neq 0, K_5 \neq 0$).

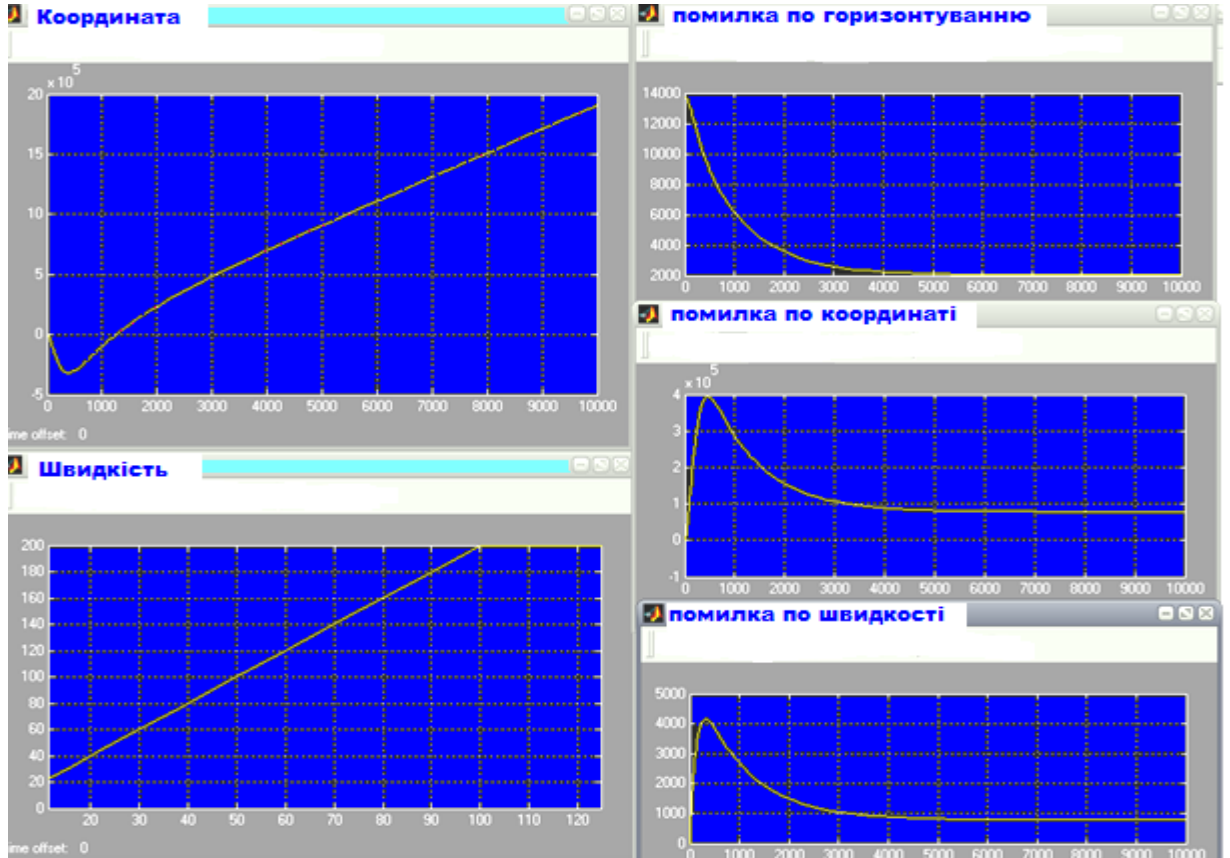


Рис.1.24. Графіки стійкої системи ІНС по координаті, по швидкості з усталеними значеннями параметрів помилок по горизонтуванню, по координаті, по швидкості (при $K_1 \neq 0, K_2 \neq 0, K_3 \neq 0, K_5 \neq 0$).

Застосування ІНС, коректованої від СНС, дозволяє вимірювати кутове положення ЛА з досить малою похибкою.

Глибоко інтегровані інерціально-супутникові системи в обов'язковому порядку вимають розробки спеціальних приймачів і обчислювачів супутникової навігації для забезпечення корекції.

2. РОЗДІЛ 2 БЕЗПЛАТФОРМНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА

2.1. Системи координат безплатформної ІНС

Найбільш перспективною інерціальною навігаційною системою є безплатформна інерціальна система, побудована на трьох датчиках кутових швидкостей та трьох акселерометрах.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи являють собою ІНС без гіростабілізованої платформи. Гіроскопи і акселерометри БІНС, що мають по три осі чутливості, жорстко зв'язані з корпусом літака.

Системи координат, що використовуються в сучасних БІНС при вирішенні задач по визначенню кутового положення ЛА.

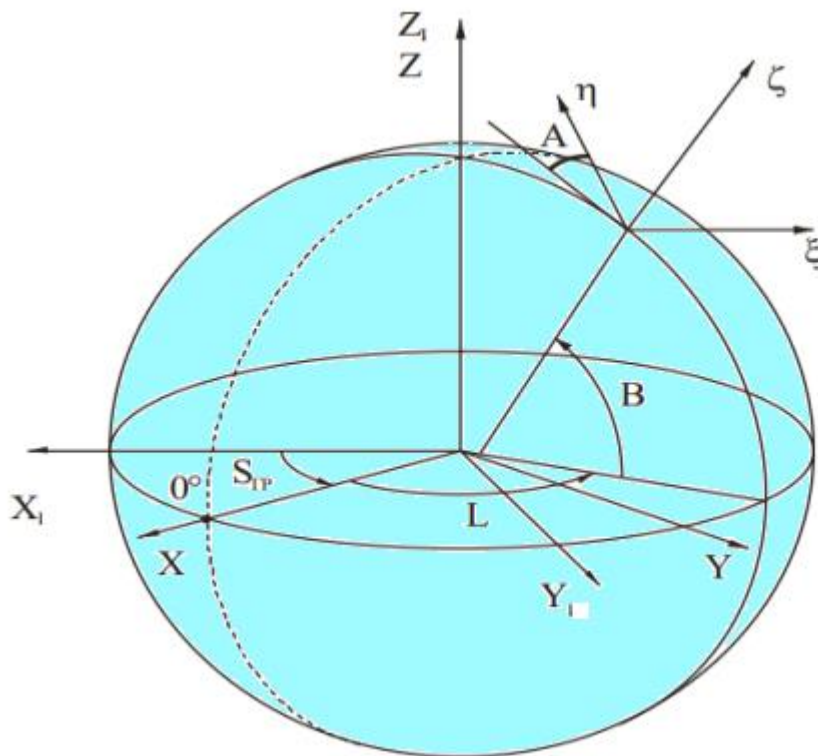


Рис. 2.1. Системи координат, що використовуються БІНС.

Кафедра авіоніки				НАУ 24 07 43 000 ПЗ			
Виконав	Сільчук К.Ю.			Безплатформна інерціальна навігаційна система на базі удосконаленого обчислювального пристрою	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівн	Положевець Г.А.					49	91
Консул	Положевець Г.А.				173 Авіоніка		
Н-контр	Левківський В.В.						
Зав.каф	Грищенко Ю.В.						

Зв'язана система координат xuz (зв'язана з літаком), осі якої співпадають з осями БІНС з точністю до помилок встановлення акселерометрів та гіроскопів.

Інерціальна система координат $X_I Y_I Z_I$ з початком в центрі Землі.

Прямокутна грінвіцька система координат XYZ зв'язана із Землею і обертається з нею в інерціальному просторі.

Початок системи координат – в центрі Землі. Осі XU лежать в площині екватора, а вісь Z направлена на північний полюс, тобто по осі обертання Землі. Вісь X лежить в площині грінвіцького меридіану і направлена в точку на поверхні Землі з нульовою широтою та довготою.

Опорний навігаційний тригранник $\xi \eta \zeta$ має центр в точці місцезнаходження ЛА. Осі $\xi \eta$ лежать в площині горизонту, а вісь ζ направлена вертикально. Орієнтація осей $\xi \eta$ в горизонтальній площині залежить від вибраного закону зміни азимуту опорного тригранника.

Кутове положення літака в інерціальному просторі описується за допомогою матриці направляючих косинусів U у вигляді:

$$(X_I Y_I Z_I)^T = U (x y z)^T,$$

де U – матриця переходу від одної системи координат до іншої, вона визначається вирішенням відповідної системи диференціальних рівнянь.

Грінвіцька система координат повернута відносно інерціальної на кут $S_{ГР}$, який визначається як

$$S_{ГР} = S_{ГР0} + \Omega(t - t_0),$$

де Ω – кутова швидкість обертання Землі, t – час, пройдений з деякого моменту t_0 на який відомо грінвіцький час $S_{ГР0}$.

Взаємна орієнтація цих систем координат може бути описана матрицею направляючих косинусів:

$$(X Y Z)^T = M (X_I Y_I Z_I)^T,$$

де

$$M = \begin{pmatrix} \cos S_{ГР} & \sin S_{ГР} & 0 \\ -\sin S_{ГР} & \cos S_{ГР} & 0 \end{pmatrix}$$

$$0 \quad 0 \quad 1$$

Кутове положення тригранника $\xi \eta \zeta$ відносно $X Y Z$ може бути представлена в матричному вигляді:

$$(\xi \eta \zeta)^T = V (X Y Z)^T,$$

де V – матриця направляючих косинусів.

З матриці V обчислюють геодезичні довгота і широта та азимут.

Обробка інформації в БІНС призначена для визначення кутового положення осей ЛА відносно інерціального простору або деякої опорної системи координат, зв'язаної із Землею.

Орієнтація літака відносно опорного тригранника виражається за допомогою матриці D :

$$(\xi \eta \zeta)^T = D (x y z)^T,$$

де D – матриця направляючих косинусів, яка обчислюється за матрицями U, M, V .

Знаючи елементи цієї матриці, можна обчислити гіроскопічний курс, тангаж і крен :

$$\psi_{\Gamma} = \text{Arctg} \frac{d_{11}}{d_{21}}, \quad [0, 2\pi];$$

$$\vartheta = \text{arctg} \frac{d_{31}}{\sqrt{d_{32}^2 + d_{33}^2}};$$

$$\gamma = \text{Arctg} \frac{-d_{33}}{d_{32}}, \quad [-\pi, \pi].$$

Матрицю D знати для перетворення сигналів акселерометрів, розміщеним по осям літака та для визначення пілотажних кутів літака.

Якщо

$$\begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{pmatrix} = V \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = VM \begin{pmatrix} X_I \\ Y_I \\ Z_I \end{pmatrix} = VMU \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix},$$

тоді $D = VMU$.

Якщо відома орієнтація опорного навігаційного тригранника відносно Землі, а також відносно інерціального простору, то може бути обчислена орієнтація ЛА відносно опорного тригранника у вигляді пілотажних кутів.

Ця інформація є вихідною та використовується для перетворення сигналів акселерометрів по осям тригранника $\xi \eta \zeta$.

Потім інтегруються диференціальні рівняння для акселерометрів (для відповідних проєкцій їх вихідних сигналів на горизонтальні осі) та визначаються складові вектора швидкості. На основі отриманих даних здійснюється числення координат ЛА.

Основна задача БІНС – забезпечення навігаційними параметрами (координатами та складовими вектора швидкості), а також параметрами кутової орієнтації бортових споживачів у реальному часі в режимі корекції від супутникової навігаційної системи.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи почали бурхливо розвиватися з часу появи сучасних типів датчиків кутової (ДКШ).

Проблема невеликої точності та надійності старих ДКШ на поплавкових гіроскопах була вирішена після того як вдалося побудувати волоконно-оптичні та кільцеві лазерні гіроскопи високої точності.

Конструкції типових лазерних та волоконно-оптичних гіроскопів показані на рис.



а

б

Рис. 2.2. Датчики кутової швидкості БІНС : а – кільцевий лазерний гіроскоп;

б – волоконно-оптичний гіроскоп.

Точнісні характеристики БІНС визначаються типами гіроскопів та акселерометрів, які будуть входити до її складу.

За вимогами Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО), точність ІНС літаків (1,85 км за годину польоту) забезпечується інерціальними датчиками з наступним рівнем точності – помилки гіроскопів – не більше 0,01 град/год, помилки акселерометрів – не більше 10 мкг.

Літальні апарати, які мають велику тривалість і дальність польоту, повинні мати високоточне навігаційне забезпечення, рекомендується у найближчій перспективі використовувати варіант інтегрованої БІНС на точних лазерних гіроскопах і маятникових компенсаційних акселерометрах, у середньостроковій перспективі – варіант інтегрованої БІНС на точних волоконно-оптичних гіроскопах і маятникових компенсаційних акселерометрах, що забезпечить точність БІНС ЛА – 1,85 км за годину польоту.

В безплатформних ІНС використовують різні гіроскопічні датчики. Вони можуть видавати інформацію про різні кутові параметри.

В таблиці 1 наведені дані про типи гіроскопічних датчиків в термінах стабільності дрейфів гіроскопів, що використовуються в БІНС.

Таблиця 3.

Типи гіроскопів	Кутова швидкість уходу	Вихідні параметри
Поплавкові ДКШ	До 0,01град/год	Кутова швидкість,кут
Лазерні високоточні гіроскопи	До 0,01град/год	Кутова швидкість,кут
Середньої точності лазерні гіроскопи	До 0,1град/год	Кутова швидкість
Точні волоконно-оптичні гіроскопи	До 0,01град/год	Кутова швидкість
Середньої точності волоконно-оптичні гіроскопи	До 0,1град/год	Кутова швидкість
Точні динамічно настоювані гіроскопи	До 0,01град/год	Кутова швидкість

Середньої точності динамічно настоювані гіроскопи	До 0,1град/год	Кутова швидкість
Грубі мікромеханічні датчики	До 1 град/год	Кутова швидкість
Середньої точності мікромеханічні датчики	До 0,1град/год	Кутова швидкість
Твердотільні хвильові гіроскопи	До 0,01град/год	Кутова швидкість, кут
Сферичні гіроскопи з електростатичним підвісом ротора	До 10^{-5} град/год	Направляючі косинуси
Сферичні гіроскопи з магнітним підвісом ротора	До 10^{-4} град/год	Направляючі косинуси
Сферичні гіроскопи з повітряним підвісом ротора	До 0,01град/год	Направляючі косинуси

Труднощі, що виникають при створенні БНС:

- розробка датчиків інформації із широким діапазоном вимірювання і прийнятною точністю в умовах їх жорсткого кріплення на борту ЛА;
- розробка обчислювачів, що мають достатню швидкодію.

Точність визначення навігаційних параметрів автономної безплатформної інерціальної навігаційної системи літального апарату (ЛА) залежить від точності виміру кутових швидкостей та прискорень.

Для ЛА з високою кутовою швидкістю крену висуваються жорсткі вимоги до стабільності паспортних коефіцієнтів гіроскопу крену.

У системах інерціальної навігації без стабілізованої платформи чутливі елементи – акселерометри і вимірювачі кутової швидкості - і вимірювачі кутової швидкості – монтуються у відповідному корпусі, що жорстко кріпиться на об'єкті. Відсутність горизонтальної платформи потребує відтворення моделювання на борту ЛА відповідної навігаційної системи координат аналітично , тобто шляхом математичного моделювання. Моделювання навігаційної системи координат здійснюється на основі

сигналів, що надходять від вимірників кутового положення ЛА.

В БІНС замість гіростабілізованої платформи використовують блок гіроскопів та акселерометрів з обчислювачем.

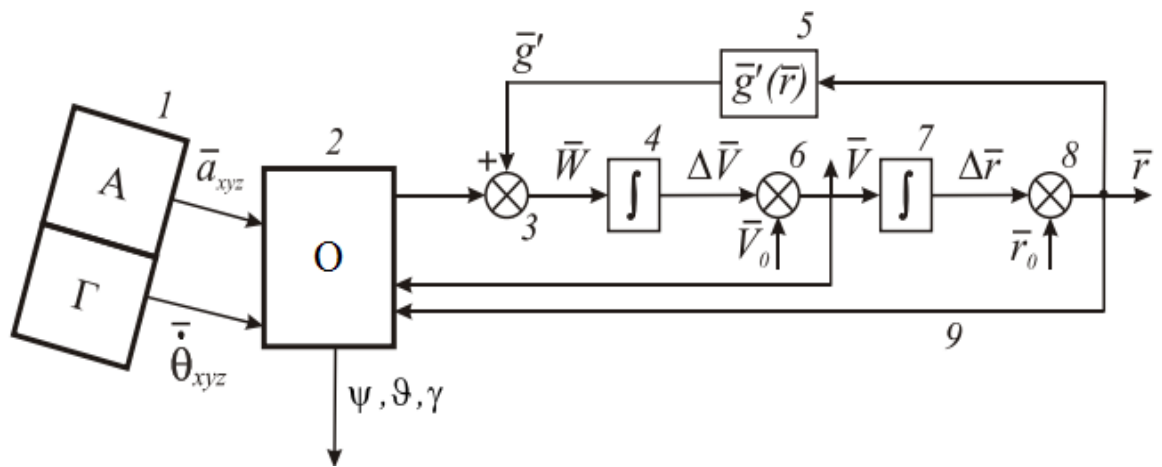


Рис. 2.3. Узагальнена схема БІНС : 1- вимірювальний блок, 2- обчислювальний пристрій.

Вимірювальний блок включає в собі лазерні гіроскопи, акселерометри, вторинні джерела живлення і плати електроніки, що забезпечують функціонування датчиків і первинне перетворення сигналів з гіроскопів і акселерометрів. Первинне перетворення сигналів з основних чутливих елементів в частотну форму і передачі їх в такому вигляді в обчислювальний блок забезпечує високу завадостійкість передачі.

Обчислювач БІНС окрім визначення кінематичних параметрів руху центра мас літака, аналітично визначає кутову орієнтацію нормальної рухомої системи координат відносно інерціальної і кутову орієнтацію зв'язаної рухомої СК відносно нормальної.

Перепроєктувавши сигнали акселерометрів у навігаційну систему координат і виділивши з їхніх показань сигнали, що є прискоренням ЛА, в обчислювачі БІНС аналітично визначається напрямок вертикалі, при цьому розв'язується задача визначення кутової орієнтації ЛА, тобто кутів крену, тангажу, умовного курсу.

Наступні розрахунки поточних координат ЛА зводяться до інтегрування отриманих прискорень і розв'язання навігаційної задачі зчислення шляху за відомими координатами точки старту і безперервною

інформацією про величину і напрямок вектора швидкості в обраній навігаційній системі координат.

При цьому точність зчислення визначається точністю роботи обчислювача та точністю датчиків первинної навігаційної інформації.

Блок-схема обчислювального пристрою безперервної дії для БІНС.

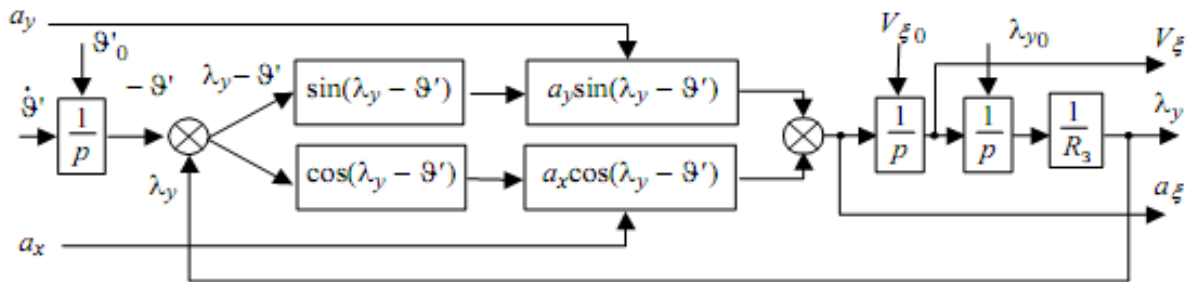


Рис.2.4. Блок-схема обчислювального пристрою БІНС

Встановлене програмне забезпечення реалізує різні режими роботи системи.

Система будується по схемі інерціальної навігаційної системи аналітичного типу, що комплектувана із супутниковою навігаційною системою.

В складі БІНС міститься три лазерних або волоконно-оптичних гіроскопи.

Лазерний гіроскоп – це пристрій, в якості чутливого елемента в якому використовується кільцевий оптичний лазер, здатний виміряти дуже малі кутові швидкості та кути навколо осі чутливості. Основним елементом кільцевого лазера є трикутний або чотирикутний оптичний резонатор, в одній чи декількох сторонах якого розміщене активне середовище.

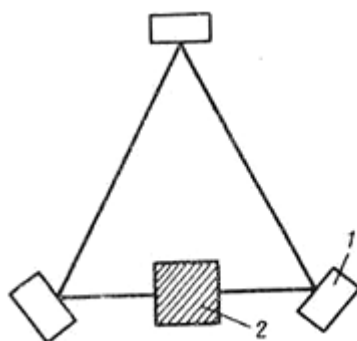


Рис. 2.5. Принципова схема кільцевого лазера:

1- відбиваючі елементи, 2 – активне середовище.

Активним середовищем є гелій-неонова суміш, в якій може збуджуватись газовий розряд. По куткам резонатора розміщені відбиваючі оптичні елементи. Якщо довжина периметру контуру L_1 кратна довжині світлової хвилі λ , то в генераторі виникає генерація. Для того, щоб генерація виникла на потрібній довжині хвилі, відповідно відбирають діелектричне покриття дзеркал і значення струму газового розряду.

Резонатор влаштований так, щоб один промінь рухався проти годинникової стрілки, а інший – за годинниковою.

Якщо кільцевий оптичний лазер повертається з деякою кутовою швидкістю Ω , то оптичні шляхи зустрічних хвиль будуть не однаковими. При цьому з'являться різні частоти генерації та деяка різницева частота f , пропорційна швидкості повороту лазера,

$$f = \frac{4S}{\lambda L} \Omega,$$

де S – площа, що охоплена контуром, по якому слідує промінь.

Якщо на виході лазера сформувати імпульси, частота слідування яких пропорційна різницевій частоті f , та підсумовувати ці частоти на лічильнику, то показники лічильника будуть пропорційні куту повороту лазера навколо осі чутливості

$$N = \int_0^{\alpha} f dt = \frac{4S}{\lambda L} \int_0^{\alpha} \Omega dt = k \alpha,$$

де α – кут повороту лазера.

Число імпульсів на виході лазера пропорційне куту повороту лазера навколо осі чутливості незалежно від того, за яким законом вимірювалась кутова швидкість в процесі розвороту на даний кут. Тому за допомогою такого пристрою і обчислювача можливо математично моделювати просторову пам'ять, тобто здійснювати функцію гіроскопу та вимірювати кути крену, тангажу і курсу ЛА.

Лазерні гіроскопи і акселерометри жорстко зв'язані з літаком, і їх осі орієнтовані вздовж осей літака. В цьому випадку акселерометри вимірюють вектор уявного прискорення

$$\bar{\alpha} = \bar{\alpha}_0 - \bar{g}$$

де $\bar{\alpha}$ - вектор абсолютного прискорення;

\bar{g} – вектор інтенсивності гравітаційного поля.



Рис. 2.6. Кільцевий лазерний гіроскоп.

По інформації від лазерних гіроскопів і акселерометрів в обчислювачі моделюється деякий тригранник XYZ, по якому перераховуються прискорення, що вимірюються акселерометрами.

Потім в обчислювачі проходить обробка інформації у відповідності з алгоритмами системи та включеного режиму роботи системи.

Система має режими: «Вимкнено», «Виставка», «Навігація», «Курсовертикаль», «Контроль».

2.2. Алгоритми БНС

Алгоритми БНС різноманітні, вони відрізняються за видом системи координат, прийняту за основну, за видом рівнянь орієнтації, формою запису прискорень, вибраним методом численного інтегрування.

БНС можуть відрізнятися гіроскопічними вимірювачами.

Алгоритм БНС в інерціальній системі координат реалізує метод числення шляху в інерціальній системі координат.

В блоці чутливих елементів акселерометри і гіроскопи можуть бути в мінімальній кількості по 3 акселерометра і 3 датчика кутової швидкості, і можуть мати складну структуру, механізми авто компенсації завад.

Алгоритми попередньої обробки сигналів можуть містити елементи авто компенсації завад або корекції вимірювань по результатам калібрування параметрів моделі сигналів.

Для отримання сигналів в проекціях на осі зв'язаної системи координат проводиться перетворення сигналів чутливих елементів, їх діагностика, в результаті яких визначають вектор проекцій уявних прискорень і вектор проекцій кутової швидкості ЛА.

В інерціальній системі координат використовують матрицю направляючих косинусів між осями зв'язаної b та i систем координат C^{ib} .

Щоб отримати C^{ib} використовують рівняння Пуассона

$$\dot{C}^{ib} = C^{ib} \Omega_b^{ib},$$

де Ω_b^{ib} - матриця проекцій кутової швидкості, що вимірюються ДКШ

$$\Omega_b^{ib} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{zc} & \omega_{yc} \\ \omega_{zc} & 0 & -\omega_{xc} \\ -\omega_{yc} & \omega_{xc} & 0 \end{bmatrix}.$$

Для організації обчислень можуть бути використані рівняння в скалярній формі:

$$\begin{cases} \dot{c}_{11} = \omega_{zc}c_{21} - \omega_{yc}c_{31}, & \dot{c}_{12} = \omega_{zc}c_{22} - \omega_{yc}c_{32}, & \dot{c}_{13} = \omega_{zc}c_{23} - \omega_{yc}c_{33}, \\ \dot{c}_{21} = \omega_{xc}c_{31} - \omega_{zc}c_{11}, & \dot{c}_{22} = \omega_{xc}c_{32} - \omega_{zc}c_{12}, & \dot{c}_{23} = \omega_{xc}c_{33} - \omega_{zc}c_{13}, \\ \dot{c}_{31} = \omega_{yc}c_{11} - \omega_{xc}c_{21}, & \dot{c}_{32} = \omega_{yc}c_{12} - \omega_{xc}c_{22}, & \dot{c}_{33} = \omega_{yc}c_{13} - \omega_{xc}c_{23}. \end{cases}$$

Для виконання обчислень необхідно знати початкові значення направляючих косинусів.

Отримані c_{ij} використовують для перетворення уявних прискорень, вимірних акселерометрами в зв'язаній з ЛА системі координат b , в проекції прискорень в інерціальній системі координат.

Проекції прискорень перетворюють за допомогою матриці із зв'язаного базису в інерціальний

$$\bar{a}_i = C^{ib} \bar{a}_b.$$

В скалярній формі записуємо

$$\begin{aligned} a_X &= c_{11}a_{xc} + c_{12}a_{yc} + c_{13}a_{zc}, \\ a_Y &= c_{21}a_{xc} + c_{22}a_{yc} + c_{23}a_{zc}, \\ a_Z &= c_{31}a_{xc} + c_{32}a_{yc} + c_{33}a_{zc}. \end{aligned}$$

Далі отримують абсолютну швидкість, інтегруючи абсолютне прискорення в інерціальній системі координат з урахуванням початкової абсолютної швидкості

$$\vec{V}_i = \bar{a}_i + \bar{g}'_i$$

В скалярній формі

$$\dot{V}_X = a_X + g'_X, \quad \dot{V}_Y = a_Y + g'_Y, \quad \dot{V}_Z = a_Z + g'_Z.$$

Ця формула відповідає основному рівнянню акселерометра і у відповідності з цим рівнянням розраховують вектор гравітаційного прискорення $\bar{g}'_i(\bar{r}_i)$.

Для розрахунку використовують формули

$$g'_{X'} = -\frac{g'X}{r} \left(1 - 3\mu \frac{Z^2}{r^2}\right); \quad g'_{Y'} = -\frac{g'Y}{r} \left(1 - 3\mu \frac{Z^2}{r^2}\right); \quad g'_{Z'} = -\frac{g'Z}{r} \left(1 + 3\mu \frac{(X^2 + Y^2)}{r^2}\right).$$

Інтегрування абсолютних прискорень дає інерціальні координати:

$$X = \int_0^t \dot{V}_X dt + V_{X0}, \quad Y = \int_0^t \dot{V}_Y dt + V_{Y0}, \quad Z = \int_0^t \dot{V}_Z dt + V_{Z0}.$$

Величина радіуса-вектора \vec{r}_i , що визначає положення об'єкта, зв'язана з його проекціями відношенням

$$r^2 = X^2 + Y^2 + Z^2.$$

Системи координат інерціальні декартові та сферичні.

Широта

$$\varphi = \frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}},$$

Абсолютна довгота

$$\Lambda = \text{arctg} \frac{Y}{X},$$

Відносна довгота

$$\lambda = \Lambda - ut.$$

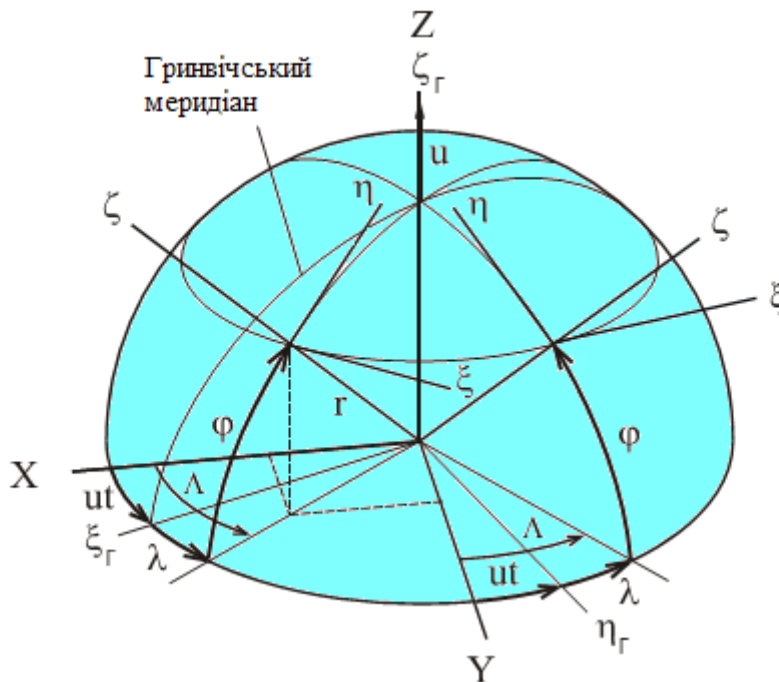


Рис. 2.7 . Системи координат

Необхідно знайти матрицю направляючих косинусів для перетворення інерціальних координат і відносні C^{gi} для визначення параметрів руху : відносної швидкості, кутів крену, курсу, тангажу

$$\begin{array}{c|ccc}
 C^{gi} & X & Y & Z \\
 \hline
 \xi & -\sin \Lambda & \cos \Lambda & 0 \\
 \eta & \cos \Lambda \sin \varphi & \sin \Lambda \sin \varphi & \cos \varphi \\
 \zeta & \cos \Lambda \cos \varphi & \sin \Lambda \cos \varphi & \sin \varphi
 \end{array}$$

Матриця направляючих косинусів для визначення кутів курсу, крену, тангажу визначається

$$C^{gb} = C^{gi} C^{ib},$$

а далі визначаються кути

$$\psi = \arctg\left(\frac{c_{12}^{gb}}{c_{22}^{gb}}\right), \quad \gamma = -\arctg\left(\frac{c_{31}^{gb}}{c_{33}^{gb}}\right), \quad \vartheta = \arctg\left(\frac{c_{32}^{gb}}{\sqrt{1 - (c_{32}^{gb})^2}}\right).$$

За формулою $\vec{V}_g = C^{gi} \vec{V}_i$ знаходять складові абсолютної лінійної швидкості в проекціях на осі супроводжувального базису.

Від абсолютних швидкостей можливо перейти до відносних

$$v_E = V_\xi - uR_E \cos \varphi, \quad v_N \equiv V_\eta, \quad v_H \equiv V_\zeta.$$

В скалярному вигляді

$$\begin{aligned}
 V_\xi &= -V_X \sin \Lambda + V_Y \cos \Lambda, \\
 V_\eta &= V_X \cos \Lambda \sin \varphi + V_Y \sin \Lambda \sin \varphi + V_Z \cos \varphi, \\
 V_\zeta &= V_X \cos \Lambda \cos \varphi + V_Y \sin \Lambda \cos \varphi + V_Z \sin \varphi.
 \end{aligned}$$

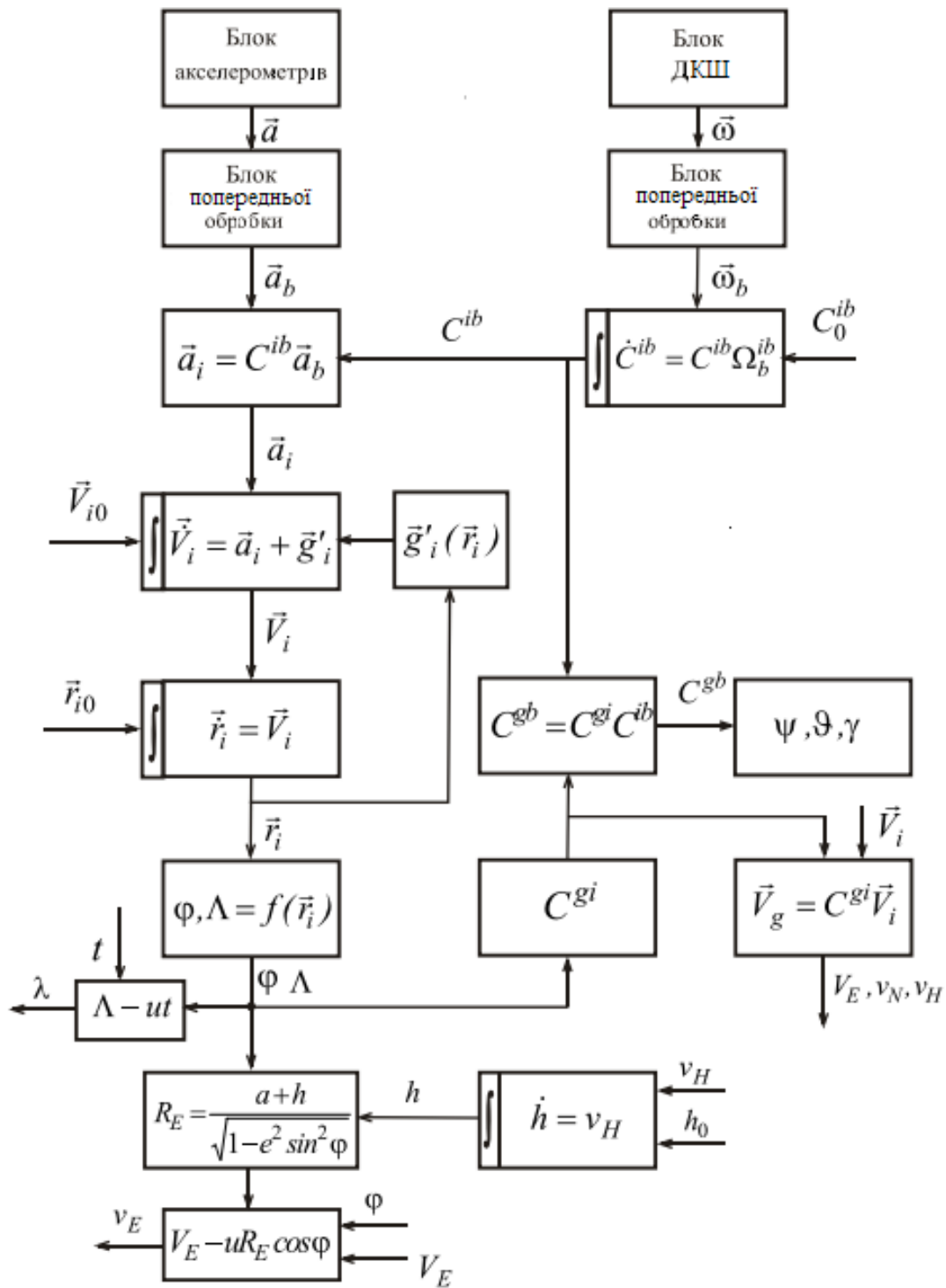


Рис. 2.8. Структурна схема алгоритму БІНС в інерціальній системі координат

Алгоритм з вектором орієнтації

Для визначення орієнтації в даному алгоритмі БНС обчислюється

вектор орієнтації $\vec{\phi} = [\phi_x \quad \phi_y \quad \phi_z]^T$.

Для цього інтегруються рівняння

$$\frac{d\vec{\phi}}{dt} = \vec{\omega} - \frac{1}{2}\Omega\vec{\phi} + \frac{1}{\phi^2}\left(1 - \frac{\phi}{2}\operatorname{ctg}\frac{\phi}{2}\right)\Phi^2\vec{\omega},$$

де

$$\vec{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}; \quad \Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}; \quad \Phi = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_z & \phi_y \\ \phi_z & 0 & -\phi_x \\ -\phi_y & \phi_x & 0 \end{bmatrix},$$

або спрощене рівняння

$$\frac{d\vec{\phi}}{dt} = \vec{\omega} - \frac{1}{2}\Omega\vec{\phi}.$$

Матрицю можливо вирахувати через компоненти вектора орієнтації

$$C^{ib} = \begin{bmatrix} \phi_x^2 + c_\phi(1 - \phi_x^2) & \phi_x\phi_y(1 - c_\phi) + \phi_zs_\phi & \phi_x\phi_z(1 - c_\phi) - \phi_ys_\phi \\ \phi_x\phi_y(1 - c_\phi) - \phi_zs_\phi & \phi_y^2 + c_\phi(1 - \phi_y^2) & \phi_y\phi_z(1 - c_\phi) + \phi_xs_\phi \\ \phi_x\phi_z(1 - c_\phi) + \phi_ys_\phi & \phi_y\phi_z(1 - c_\phi) - \phi_xs_\phi & \phi_z^2 + c_\phi(1 - \phi_z^2) \end{bmatrix},$$

де $c_\phi = \cos\phi$, $s_\phi = \sin\phi$.

Матрицю можливо записати, використовуючи формулу Родрігеса:

$$C^{ib} = P + (I - P)\cos\phi + Q\sin\phi,$$

де

$$P = \vec{\phi} \cdot \vec{\phi}^T = \begin{bmatrix} \phi_x^2 & \phi_x\phi_y & \phi_x\phi_z \\ \phi_x\phi_y & \phi_y^2 & \phi_y\phi_z \\ \phi_x\phi_z & \phi_y\phi_z & \phi_z^2 \end{bmatrix}, \quad I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad Q = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_z & \phi_y \\ \phi_z & 0 & -\phi_x \\ -\phi_y & \phi_x & 0 \end{bmatrix}.$$

Можливо обчислити матрицю направляючих косинусів наступним порядком. Коли знайдені компоненти Ейлера $\phi_{i,x}, \phi_{i,y}, \phi_{i,z}$ на інтервалі інтегрування обчислюється матриця направляючих косинусів ΔC_i , що описує поворот від вихідної системи координат до зв'язаної на цьому інтервалі з використанням відношення

$$\Delta C = e^{\Phi} = I + \Phi + \frac{1}{2}\Phi^2 + \frac{1}{6}\Phi^3 + \dots = I + \Phi \frac{1}{\phi} \sin \phi + \Phi^2 \frac{1}{\phi^2} (1 - \cos \phi),$$

де I – одинична матриця розміром 3×3 .

Матрицю направляючих косинусів для i -го моменту C_i визначають перемноженням $C_i = C_{i-1} \Delta C_i$.

Визначаємо матрицю направляючих косинусів C^{gb} .

Рівняння алгоритму БНС з вектором орієнтації

$$\bar{\omega}^o = \bar{\omega} - (C^{gb})^T \bar{\omega}_g;$$

$$\begin{cases} \dot{\phi}_x = \omega_x^o - (-\omega_z^o \phi_y + \omega_y^o \phi_z) / 2; \\ \dot{\phi}_y = \omega_y^o - (\omega_z^o \phi_x - \omega_x^o \phi_z) / 2; \\ \dot{\phi}_z = \omega_z^o - (-\omega_y^o \phi_x + \omega_x^o \phi_y) / 2; \end{cases}$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 0 & -\phi_z & \phi_y \\ \phi_z & 0 & -\phi_x \\ -\phi_y & \phi_x & 0 \end{bmatrix};$$

$$\Delta C_i^{gb} = I + \Phi \frac{1}{\phi} \sin \phi + \Phi^2 \frac{1}{\phi^2} (1 - \cos \phi);$$

$$C_i^{gb} = C_{i-1}^{gb} \cdot \Delta C_i^{gb};$$

$$\bar{a}_g = [a_\xi \quad a_\eta \quad a_\zeta]^T = C^{gb} \bar{a}_b;$$

$$\begin{cases} \dot{v}_E = a_\xi + (u \sin \varphi + \omega_\zeta) v_N - (2u \cos \varphi + \frac{v_E}{R_1 + h}) v_\zeta, \\ \dot{v}_N = a_\eta - (u \sin \varphi + \omega_\zeta) v_E - \frac{v_N \cdot v_\zeta}{R_1 + h}, \\ \dot{v}_\zeta = a_\zeta + \frac{v_N^2}{R_2 + h} + \frac{v_E^2}{R_1 + h} + 2uv_E \cos \varphi + g; \end{cases}$$

$$\dot{\varphi} = \frac{v_N}{R_N}, \quad \dot{\lambda} = \frac{v_E}{R_E \cos \varphi}, \quad \dot{h} = v_\zeta.$$

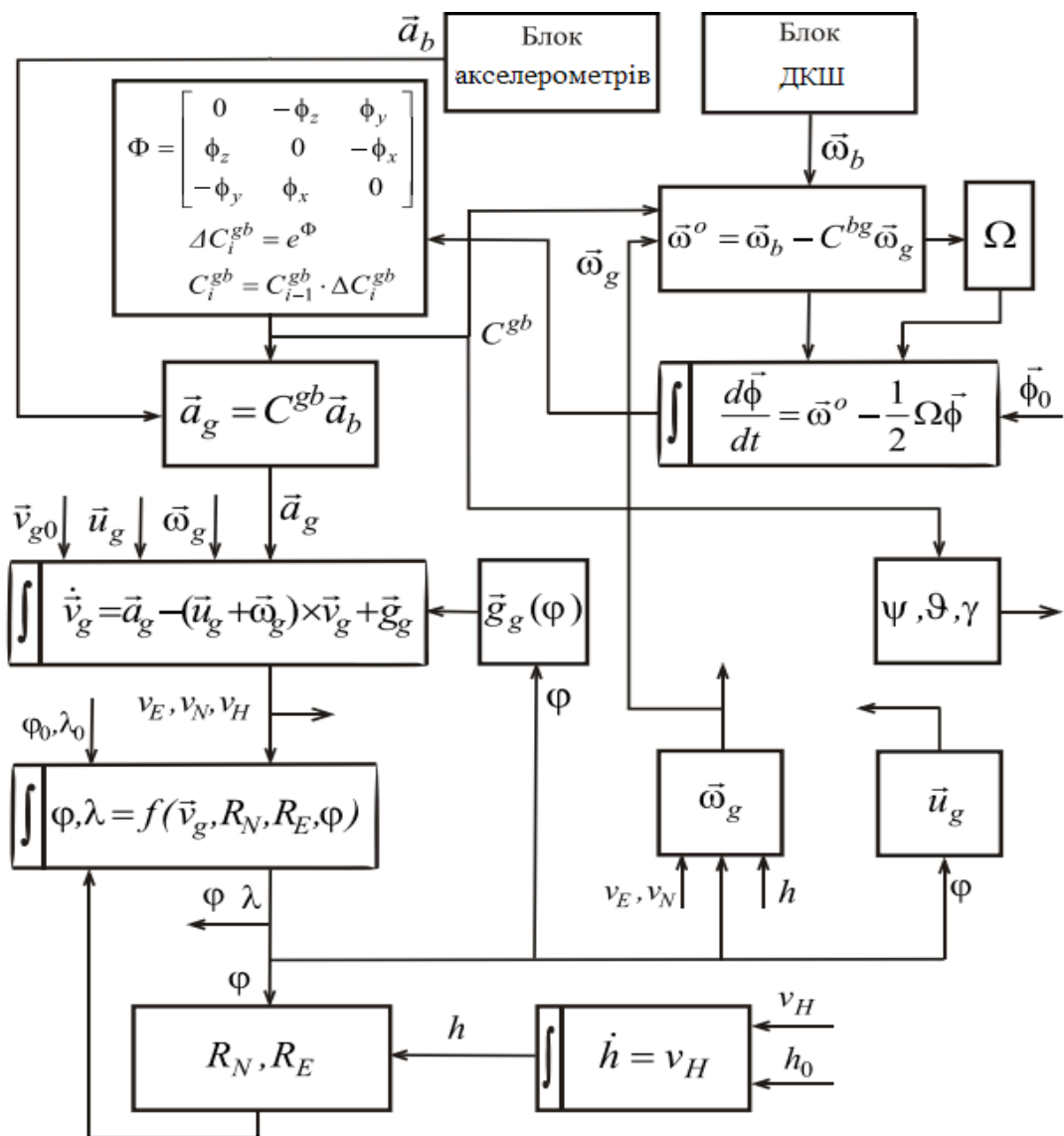


Рис.2.9 Структурна схема алгоритму БІНС з інтегруванням вектора орієнтації в географічному супроводжувачому базисі.

Алгоритм з рівнянням Родріга –Гамільтона.

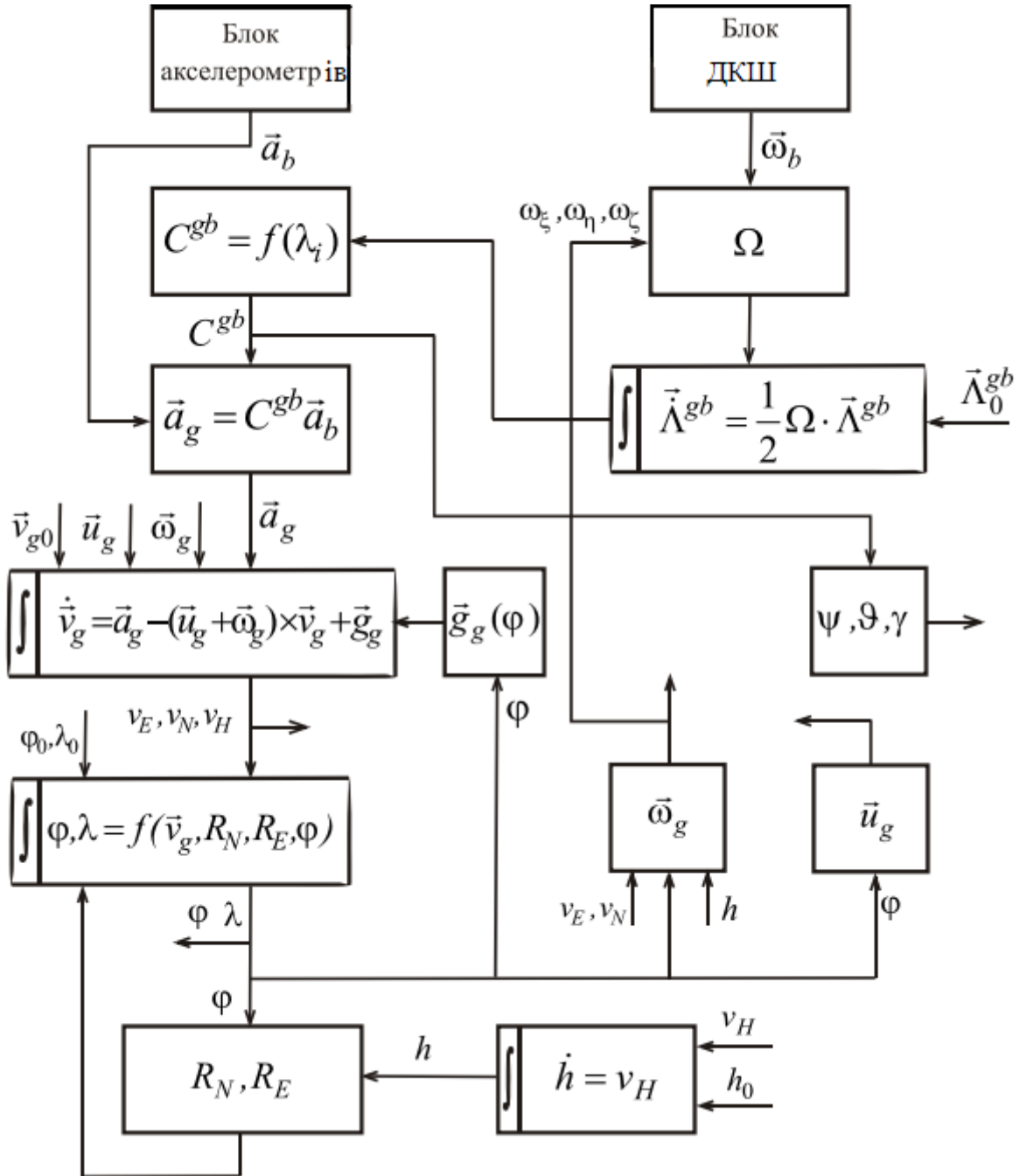


Рис.2.10. Структурна схема алгоритму з інтегруванням рівняння Родріга-Гамільтона в географічному супроводжувальному базисі.

В алгоритмі використовується рівняння в параметрах кватерніона Родріга-Гамільтона

$$\dot{\vec{\Lambda}}^{gb} = \frac{1}{2} \Omega \cdot \vec{\Lambda}^{gb}.$$

Матриця кутових швидкостей має вигляд

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_x - \omega_\xi) & -(\omega_y - \omega_\eta) & -(\omega_z - \omega_\zeta) \\ \omega_x - \omega_\xi & 0 & \omega_z + \omega_\zeta & -(\omega_y + \omega_\eta) \\ \omega_y - \omega_\eta & -(\omega_z + \omega_\zeta) & 0 & \omega_x + \omega_\xi \\ \omega_z - \omega_\zeta & \omega_y + \omega_\eta & -(\omega_x + \omega_\xi) & 0 \end{bmatrix}.$$

Отримуємо параметри Родріга-Гамільтона в результаті вирішення диференціального рівняння $\Lambda^{gb} = [\lambda_0 \ \lambda_1 \ \lambda_2 \ \lambda_3]^T$.

Початкові значення параметрів кватерніона визначають по початковим значенням кутів курсу ψ_0 , тангажа ϑ_0 , крену γ_0

$$\begin{aligned} \lambda_0 &= \cos \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\vartheta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\vartheta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2}, \\ \lambda_1 &= \cos \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\vartheta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\vartheta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2}, \\ \lambda_2 &= \cos \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\vartheta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} - \sin \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\vartheta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2}, \\ \lambda_3 &= \cos \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\vartheta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} - \sin \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\vartheta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2}. \end{aligned}$$

Матриця направляючих косинусів через параметри кватерніона представлена у вигляді

C^{gb}	x_c	y_c	z_c
ξ	$2\lambda_0^2 + 2\lambda_1^2 - 1$	$2(-\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2)$	$2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2)$
η	$2(\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2)$	$2\lambda_0^2 + 2\lambda_2^2 - 1$	$2(-\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3)$
ζ	$2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2)$	$2(\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3)$	$2\lambda_0^2 + 2\lambda_3^2 - 1$

Знаходимо кути курсу, крену, тангажу, якщо відомі направляючі косинуси

$$\begin{aligned} \psi &= \arctg \left(\frac{2(-\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2)}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 + \lambda_2^2 - \lambda_3^2} \right), \quad \gamma = -\arctg \left(\frac{2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2)}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} \right), \\ \vartheta &= \arcsin(2(\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3)) \quad \text{или} \quad \vartheta = \arctg \left(\frac{2(\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3)}{\sqrt{1 - 4(\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3)^2}} \right) \end{aligned}$$

Диференціальне рівняння, що описує зміни параметрів

Родріга-Гамільтона в залежності від проекцій абсолютної кутової швидкості

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ та проекцій кутової швидкості $\omega_\xi, \omega_\eta, \omega_\zeta$, виглядає

$$\begin{bmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_1 \\ \dot{\lambda}_2 \\ \dot{\lambda}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_x - \omega_\xi) & -(\omega_y - \omega_\eta) & -(\omega_z - \omega_\zeta) \\ \omega_x - \omega_\xi & 0 & \omega_z + \omega_\zeta & -(\omega_y + \omega_\eta) \\ \omega_y - \omega_\eta & -(\omega_z + \omega_\zeta) & 0 & \omega_x + \omega_\xi \\ \omega_z - \omega_\zeta & \omega_y + \omega_\eta & -(\omega_x + \omega_\xi) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix}.$$

Використання кінематичних рівнянь в параметрах Родріга-Гамільтона дозволяє зменшити число диференціальних рівнянь, що використовуються в скалярній формі

$$\begin{cases} 2\dot{\lambda}_0 = -(\omega_{xc} - \omega_\xi)\lambda_1 - (\omega_{yc} - \omega_\eta)\lambda_2 - (\omega_{zc} - \omega_\zeta)\lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_1 = (\omega_{xc} - \omega_\xi)\lambda_0 + (\omega_{zc} + \omega_\zeta)\lambda_2 - (\omega_{yc} - \omega_\eta)\lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_2 = (\omega_{yc} - \omega_\eta)\lambda_0 - (\omega_{zc} + \omega_\zeta)\lambda_1 + (\omega_{xc} - \omega_\xi)\lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_3 = (\omega_{zc} - \omega_\zeta)\lambda_0 + (\omega_{yc} + \omega_\eta)\lambda_1 - (\omega_{xc} - \omega_\xi)\lambda_2 \end{cases};$$

$$\begin{cases} \dot{v}_E = a_\xi + (u \sin \varphi + \omega_\zeta)v_N - (2u \cos \varphi + \frac{v_E}{R_1 + h})v_\zeta, \\ \dot{v}_N = a_\eta - (u \sin \varphi + \omega_\zeta)v_E - \frac{v_N \cdot v_\zeta}{R_1 + h}, \\ \dot{v}_\zeta = a_\zeta + \frac{v_N^2}{R_2 + h} + \frac{v_E^2}{R_1 + h} + 2uv_E \cos \varphi + g; \end{cases}$$

$$\dot{\varphi} = \frac{v_N}{R_N}, \quad \dot{\lambda} = \frac{v_E}{R_E \cos \varphi}, \quad \dot{h} = v_\zeta.$$

2.3.Безплатформна інерціальна навігаційна система з удосконаленим обчислювальним пристроєм

Доцільність розробки нових високоточних безплатформних інерціальних навігаційних систем диктується необхідністю підвищення точності управління ЛА в умовах можливої відсутності інформації по каналам супутникової навігаційної системи, а також необхідністю автономного визначення параметрів кутової орієнтації, кутових і лінійних швидкостей.

Безплатформна інерціальна навігаційна система на лазерних гіроскопах вимірює, з цифровим обчислювальним блоком обчислює та видає споживачам наступну основну інформацію у двійковому коді :

- прискорення вздовж осей літака;
- траєкторне прискорення;
- кутові швидкості зміни тангажу, крену та курсу;
- швидкість зміни траєкторного кута;
- швидкість та напрям вітру;
- складові шляхової швидкості;
- інерціальну висоту та швидкість;
- кути тангажу, крену, курсу;
- кут знесення;
- шляховий кут;
- географічні координати (широту та довготу);
- кут нахилу траєкторії.

У безплатформних інерціальних навігаційних системах (БІНС) замість гіростабілізованої платформи використовують блок гіроскопів і акселерометрів з обчислювачем. Гіроскопи з акселерометрами (блок інерціальних чутливих елементів) жорстко встановлюють безпосередньо на корпусі літального апарату , а електромеханічну модель гіростабілізованої платформи (ГСП) системи координат замінюють математичною моделлю.

Відсутність платформи визначає і менший час виставлення системи – обов'язкової процедури первинного визначення орієнтації, чутливості акселерометрів та ініціалізації координат та швидкостей.

Перевагами БІНС у порівнянні з платформними ІНС є:

- менші розміри, вага та енергоємність;
- відсутність обмежень за кутами розвороту;
- істотне спрощення механічної частини системи та зменшення її вартості і підвищення надійності;
- скорочення часу початкового виставлення;
- універсальність системи, оскільки перехід до визначення параметрів навігації здійснюється алгоритмічно;
- спрощення вирішення задачі резервування та контролю працездатності системи та її елементів.

Основними структурними елементами БІНС є блок гіроскопів і акселерометрів та блок обчислювача.

Ядром системи навігації та керування є бортовий обчислювач, який здійснює обробку сигналів від пілотажно-навігаційних датчиків і видає виконавчі сигнали споживачам.

В польоті за даними автономних датчиків ведеться безперервне числення поточних координат місцезнаходження літака.

Обчислювальний блок здійснює зв'язок з блоком чутливих елементів, обробку інформації з датчиків, зв'язок із споживачами і зовнішніми датчиками навігаційної інформації.

Дані з датчиків первинної інформації надходять на вхід обчислювача, де реалізуються алгоритми компенсації первинних даних на основі паспортних значень коефіцієнтів.

В залежності від режиму роботи скомпенсовані дані обробляються в обчислювачі по алгоритмам виставки і навігації.

Вдосконалення навігації сучасних літаків ґрунтується на низці переваг цифрових обчислювальних пристроїв під час вирішення завдань навігації.

Перевагами цифрових обчислювальних пристроїв є: висока швидкість виконання обчислень, висока точність, велика оперативна пам'ять і малий час звернення до неї, швидка реакція на сигнали, менша схильність до помилок при виконанні операцій, що багаторазово повторюються.

Збільшення обсягу та рівня автоматизації процесу обробки пілотажно-навігаційної інформації окремих приладів і систем стає неможливим без центральних бортових цифрових обчислювальних машин (БЦОМ).

Певні досягнення в електроніці та цифровій техніці створили умови для впровадження на борту повітряних суден спеціалізованих цифрових обчислювачів, що в свою чергу прискорило розвиток інерціальних навігаційних систем.

Основними завданнями автоматизації навігаційних систем є:

- збирання первинної інформації від датчиків;
- обробка даних оптимальними способами;
- повне вирішення навігаційної задачі з використанням точних аналітичних залежностей на основі оптимального комплексного використання різних датчиків;
- вирішення всіх обчислювальних та логічних завдань у реальному масштабі часу;
- забезпечення наочної та оперативної індикації зовнішніх умов та навігаційних елементів руху літака;
- підвищення економічності польотів.

У порівнянні з використанням аналогових обчислювачів, застосування бортових цифрових обчислювальних машин надає:

- можливість різкого підвищення ступеня автоматизації навігації за рахунок реалізації великої кількості обчислювальних завдань, що забезпечує використання точних формул;
- практично необмежені можливості підвищення інструментальної точності розв'язання навігаційних завдань, а також широкі можливості обліку методичних похибок датчиків навігаційної інформації;

- висока технічна надійність;

- великі можливості автоматичного контролю правильності роботи як самого обчислювача так і складових частин системи навігації.

Бортові цифрові обчислювальні пристрої використовують для реалізації алгоритмів БІНС.

В БЦОМ інформація про параметри безперервного процесу руху (кутової швидкості, прискорення тощо) повинна надаватись в дискретні моменти часу. Для інтегрування диференціальних рівнянь в БЦОМ використовують різні численні методи.

Найбільш досконалі навігаційні системи з цифровими обчислювачами вимагають введення лише географічних координат, висот, просторово-часовий графік руху та координати засобів корекції. Перетворення цих даних на параметри, що безпосередньо використовуються при вирішенні навігаційних завдань, виконується в обчислювачі автоматично.

Сучасні цифрові обчислювальні пристрої дозволяють реалізувати математичні залежності стероїдної геометрії та вирішувати за ними навігаційні завдання з будь-яким необхідним ступенем точності.

Спеціалізовані обчислювальні системи широко використовуються при векторних і матричних, алгебраїчних задач, а також тих, що пов'язані з інтегруванням диференціальних рівнянь, обробкою зображень.

В останні десятиріччя почалися дослідження і розробки адаптивних обчислювальних систем, що гнучко пристосовуються до вирішуваних задач.

У цифрових обчислювальних засобах в якості елементної бази застосовуються великі інтегральні схеми, мікропроцесорні елементи, вбудовані системи контролю, тощо.

Інша частина обчислювальних операцій є перетворення координат літака, визначених різними методами, в координати основної системи, що необхідно для порівняння їх з численними або програмними координатами.

Бортові ІНС у поєднанні з цифровим навігаційним обчислювачем можуть забезпечити вирішення навігаційного завдання у повному обсязі.

Обчислювальні пристрої дозволяють істотно розвантажити екіпаж, узявши на себе функції контролю вказаних параметрів шляхом зіставлення їх поточних значень із заданими допустимими значеннями, підвищити глибину і оперативність контролю, що сприяє підвищенню рівня безпеки польотів, поліпшення умов праці екіпажу.

Еволюція бортових обчислювальних засобів виявляє наступні основні тенденції:

- комплексування та інтеграція бортового обладнання на основі ускладнення функціональних взаємозв'язків між системами і підсистемами;
- перехід на переважно цифрові методи і засоби збору, передачі, обробки і відображення інформації;
- підвищення міри автоматизації процесів контролю і управління на основі сучасних інформаційно-вимірювальних систем, математичних методів і обчислювальних засобів обробки інформації;
- підвищення рівня надійності, зниження маси, габаритів і енергоспоживання за рахунок застосування резервування засобів інтегральної мікроелектроніки.

Перспективні напрямки розвитку обчислювальних машин та систем :

- удосконалення елементної бази обчислювальних машин класичної архітектури;
- розробка нових архітектурних підходів щодо побудови обчислювальних машин;
- розширення сфери застосування БЦОМ;
- застосування нових фізичних принципів для виконання обробки та зберігання даних.

Перспективним напрямом удосконалення бортової обчислювальної машини є застосування нових матеріалів та принципів обробки інформації для побудови апаратної частини обчислювальних машин.

Серед таких удосконалених бортових обчислювальних машин слід виділити оптичні обчислювальні пристрої та обчислювачі на основі біотехнологій.

Крім вдосконалення технології виробництва електронних схем та архітектури обчислювальних пристроїв в обчислювальній техніці майбутнього намітився новий науково-технічний напрямок – цифрова оптична обчислювальна техніка (ОЦОМ), що матиме надвелику швидкодію за рахунок використання фотонів як носія інформації.

Основними перевагами ОЦОМ є: здатність виконувати операції над двовимірними операндами (картинна логіка); висока швидкість виконання операцій; використання у складі засобів обробки інформації оптичних пристроїв великої ємності та швидкодії; застосування волоконно-оптичних каналів введення та виведення інформації та внутрішньо-машинних зв'язків.

Головним блоком ОЦОМ є оптичний комбінаторний, логічний матричний процесор, який виконує арифметичні та логічні операції. З оптичним процесором поєднані оперативний запам'ятовуючий пристрій та канали введення та виведення. Конструктивно всі вони розміщені на одній великій оптичній двійковій вентиляційній матриці (кристалі), що має властивості просторовості та паралельності при обробці двовимірної інформації.

Оптичні зв'язки мають ряд переваг: здатність до перепрограмування за допомогою динамічних оптичних компонентів, відсутність впливу ємнісних навантажень та взаємних перешкод, гнучкість зв'язків та ін. , що суттєво підвищує ефективність обробки інформації.

Розвиток бортової обчислювальної техніки настільки стрімкий, що навіть у недалекому майбутньому цілком ймовірно поява абсолютно нових апаратних, архітектурних, схемо технічних, програмних та інших рішень.

3. РОЗДІЛ ЗОХОРОНА ПРАЦІ ТА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

3.1. Охорона праці

Законодавство України про охорону праці базується на конституційному праві всіх громадян України на належні, безпечні і здорові умови праці, яке гарантовано статтею 43 Конституції України.

Законодавство України про охорону праці - це система нормативно-правових актів: Закон України «Про охорону праці», Кодексу законів про працю України, Закону України «Про загальнообов'язкове державне страхування» та прийнятих нормативно-правових актів, що регулюють відносини у сфері соціального захисту громадян у процесі трудової діяльності.

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

Безпечні та здорові умови праці – одне з основних прав людини і невід'ємна частина поняття «гідна праця».

Охорона праці водночас вирішує два завдання:

-інженерно-технічне, яке передбачає запобігання небезпечним подіям під час трудового процесу;

- соціальне, яке пов'язане з відшкодуванням матеріальної, моральної чи соціальної шкоди, завданої внаслідок нещасного випадку або професійного захворювання, тобто це захист працівника та його прав.

Охорона праці, ґрунтуючись на правових та організаційних основах, вирішує питання виробничої санітарії, виробничої та пожежної безпеки.

Кафедра авіоніки				НАУ 24 07 43 000 ПЗ			
Виконав	Сільчук К.Ю.			Безплатформна інерціальна навігаційна система на базі удосконаленого обчислювального пристрою	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівн	Положевець Г.А.					76	91
Консул	Положевець Г.А.				173 Авіоніка		
Н-контр	Левківський В.В						
Зав.каф	Грищенко Ю.В.						

Раціональна організація праці та відпочинку передбачає створення безпечних, нешкідливих умов праці.

З метою забезпечення високої продуктивності праці і збереження здоров'я авіаційних операторів встановлюється режим праці та відпочинку. Це правильне чергування періодів роботи і перерв, які встановлюють на основі аналізу працездатності.

При розробці основ режиму праці та відпочинку льотних екіпажів необхідно більш повно враховувати льотну втому, яку слід розглядати як один з факторів, що впливає на безпеку польотів.

Фактори виробничої небезпеки поділяють на : психофізичні, фізичні, хімічні та біологічні.

Психофізичні фактори впливають на стан оператора, який змінюється в залежності від характеру праці: ритму, важкості, напруженості тощо.

Забезпечення чіткого ритму роботи, усунення організаційних неполадок – необхідна умова організації праці, засіб зниження стомлюваності операторів, підвищення продуктивності праці, а також значний резерв зниження рівня захворюваності і травматизму.

Ймовірність нещасних випадків залежить від багатьох факторів: професійного досвіду, віку, професійної спрямованості, рис характеру, якостей та стану людини.

Заходи для попередження нещасних випадків та травматизму:

- модернізація технологічного, підйомно-транспортного та іншого обладнання і пристосувань згідно з вимогами правил безпеки;
- встановлення на виробничому обладнанні запобіжних і захисних пристосувань, блокувань, дублюючих засобів безпеки;
- вдосконалення згідно з правилами електробезпеки різних електричних установок, систем та агрегатів;
- раціональне розміщення обладнання;
- механізація прибирання виробничих приміщень, очищення повітропроводів, вентиляційних установок, освітлювальної арматури тощо;

- застосування приладів контролю статичної електрики, забруднення повітряного середовища, заземлення та ін.

Заходи для попередження захворювань на виробництві:

- організація захисту працюючих від дії опромінювальних установок, від газів, пилу, шкідливих факторів;

- спорудження екранувальних пристроїв;

- удосконалення герметизації обладнання і процесів, пов'язаних з виділенням аерозолів, суспензій, отруйних речовин, пилу, газів, пари, надмірного тепла;

- встановлення додаткових вентиляційних систем на робочих місцях операторів і в місцях відпочинку;

- організація систем контролю за станом повітряного середовища, а також небезпечних для здоров'я випромінювань в робочих приміщеннях ;

- встановлення пристосувань до зниження та усунення виробничого шуму і вібрації.

Основні вимоги до факторів робочого середовища:

- за умови комплексного впливу на працівника вони не повинні справляти негативну дію на її здоров'я під час професійної діяльності протягом тривалого часу;

- їх дія не повинна викликати зниження працездатності та якості діяльності оператора протягом робочого дня.

Для виконання цих вимог в необхідних випадках слід застосовувати спеціальні засоби працюючих.

Засоби захисту оператора від несприятливих факторів робочого середовища можуть бути активними і пасивними.

Способи активного захисту пов'язані з виявленням причини і джерела несприятливого фактора і впливу на нього.

При неможливості активного захисту застосовується пасивний. У цьому випадку джерело несприятливих факторів залишається, але здійснюються заходи, спрямовані на попередження впливу цих факторів на працівника.

При пасивному захисті ізолюють джерело від середовища, де знаходиться працівник, або усувають несприятливий фактор із зони, з якої він може впливати на оператора.

Складову частину ергатичної системи – середовище, характеризують дві групи параметрів:

- ті, що є параметрами середовища : температура, вологість, тиск, газовий склад повітря;

- ті, що виникли внаслідок функціонування або потрібні для реалізації функціонування: прискорення, невагомість, вібрація, шум, освітленість.

Як низька, так і висока температура середовища при тривалій дії викликає значне зниження працездатності і появу втоми.

Найбільш сприятливою вважається температура +20 +22° С.

Така температура сприяє підвищенню стійкості організму до впливу всіх факторів, зокрема, зниженого барометричного тиску, прискорення тощо.

Мінімальною вважається температура +10° С.

Різниця температури повітря в різних точках кабіни, чи приміщення не повинна перевищувати 5°С.

Вологість повітря істотно впливає не тільки на стерпність високих температур, але й на загальний стан і працездатність людини.

Найбільш сприятливою вважається відносна вологість 45-60 %, середньою нормою є відносна вологість 20%, а мінімальною -15%.

Сухе повітря може викликати сухість у роті та подразнення верхніх дихальних шляхів. Висока вологість при високій температурі повітря спричиняє перегрівання організму, а при низькій температурі – переохолодження, оскільки вологе повітря збільшує теплопровідність.

Тепловий стан людини значною мірою залежить від швидкості руху повітря. Зі збільшенням цієї швидкості підвищується тепловіддача. При низьких температурах потоки повітря сприяють переохолодженню тіла.

В умовах високих температур обдування повітрям поліпшує самопочуття та запобігає перегріванню.

Швидкість руху повітря при будь-якій вентиляції і сприятливих температурі і вологості не повинна перевищувати 0,5 м/с, а при менш сприятливих умовах допускається швидкість 1 - 1,5 м/с.

На якість роботи, на здоров'я, працездатність людини значно впливає забрудненість повітря парами, газом, продуктами розпаду мінеральних масел, пилом та іншими шкідливими домішками.

Допустима норма запиленості приміщення – не більша 40 мг/м³.

Різні прилади та радіоелектронна апаратура є джерелами іонізуючої радіації. Щоденна доза природної радіації, яку людина отримує у звичайних умовах на землі, становить 0,4 – 2 мбер (бер – біологічний еквівалент рентгена – кількість будь-якого виду випромінювання, яка дорівнює за своїм впливом одному рентгену). Ця доза складається із зовнішнього і внутрішнього опромінення.

Допустиме значення інтенсивності НВЧ - випромінювання – не більша 10 мкВ/см² протягом доби.

Несприятливу дію на організм, особливо на центральну нервову систему, справляє шум високої інтенсивності.

Шум інтенсивністю 90 дБ, який діє на людину протягом 6-8 годин, викликає помірне зниження слуху. Після декількох годин перебування в умовах шуму інтенсивністю 115 дБ людина тимчасово втрачає здатність сприймати звуки середніх і високих частот.

Шум інтенсивністю 120 дБ, вже через 10-15 хвилин викликає втому і значне зниження слуху. Шум інтенсивністю приблизно 130 дБ викликає больові відчуття. Такий рівень шуму називається порогом больової чутливості.

Допустимий рівень шуму – не повинен перевищувати 60 дБ.

В авіаційній практиці найчастіше зустрічаються вібрації вертикального та горизонтального напрямів з частотами 10 – 50 Гц і амплітудою до 0,8 мм.

Найбільший вплив на людину мають вертикальні вібрації.

Амплітуда вібрацій з частотою 5 Гц повинна бути не більшою 0,2 мм.

На повітряних суднах встановлені спеціальні проти вібраційні пристрої, які значно знижують інтенсивність вібрацій.

Освітлення приладових дощок і панелей повинно бути рівномірним, інтенсивність повинна плавно регулюватись. Розміщення освітлювальних приладів повинно виключити можливість засліплення членів екіпажу.

Умови виробничого середовища повинні забезпечувати досить яскраве рівномірне, збалансоване основне й робоче штучне освітлення без шкідливих ефектів (відблиски, осліплення, пульсація).

Для забезпечення комфортних умов праці потрібно використовувати сучасні світильники та подбати про правильне їх розміщення.

Освітленість повинна бути в межах 300 – 500 лк.

Заходи для загального поліпшення умов праці:

- раціоналізація системи природного та штучного освітлення;
- реконструкція та переобладнання різних побутових виробничих приміщень з метою їх вдосконалення;
- утеплення приміщень та підлоги, влаштування місць відпочинку;
- впровадження інструкцій з техніки безпеки.

З метою запобігання виникненню пожеж, їх поширенню та для боротьби з ними робітники, інженерно-технічні працівники проходять інструктажі й навчання за спеціальними програмами, знайомляться з планом евакуації.

Протипожежна профілактика – це комплекс організаційних і технічних заходів, які спрямовані на підтримання безпеки людей, на попередження пожеж, локалізацію їх поширення, а також створення умов для успішного гасіння пожежі.

Згідно зі ст.15 Закону «Про охорону праці» служба охорони праці повинна бути створена на підприємстві з кількістю працюючих 50 і більше осіб у відповідності з Типовим положенням про службу охорони праці. Також має бути розроблено Положення про службу охорони праці на підприємстві з визначенням структури такої служби, її чисельність, основні завдання, функції та права її працівників.

3.2. Охорона навколишнього середовища

Проблему забруднення навколишнього середовища внаслідок авіатранспортних процесів, необхідно враховувати галузеву специфіку цивільної авіації.

Від хімічного, електромагнітного та шумового забруднень навколишнього середовища потерпають не тільки пасажери, екіпажі та працівники аеропортів, а й населення прилеглих до аеропортів районів.

Цивільна авіація не змогла б існувати та розвиватися без роботи промислових підприємств (авіаційних, нафтопереробних, металургійних, хімічних тощо). Кожне з цих підприємств забруднює навколишнє середовище.

Особливість викидів шкідливих речовин під час експлуатації авіаційного транспорту – це висота 8-13 км. Результатом цього є різноманітні зміни складу атмосфери як безпосередньо, так і непрямо.

Безпосередній вплив – це емісія вуглекислого газу, оксидів азоту , водяної пари, незгорілих вуглеводнів (бензол, пропан, етан, ацетилен, метан та ін.), сульфатних часток і сажі.

Непрямий вплив – це утворення озону (O_3) в результаті ланцюга хімічних реакцій, схожих на утворення смогу. У нижньому шарі атмосфери озон – шкідлива речовина, що сприяє глобальному потеплінню.

З екологічного погляду сучасний аеропорт можна розглядати ще й як комплекс випромінювання електромагнітної енергії, що чинить шкідливий вплив на навколишнє середовище та людину.

До джерел випромінювання слід віднести радари, засоби зв'язку тощо.

Збільшення вантажопідйомності ЛА та інтенсивності польотів призвели до підвищення рівня шуму в зонах розташування в зонах розташування аеропортів.

Для захисту довкілля ІКАО ввела обмеження на шум літаків і емісію (викиди) шкідливих речовин авіаційних двигунів

Нормованим параметром авіаційного шуму літаків є максимальне значення EPN - ефективного рівня сприйманого шуму в децибелах, що визначається вимірюванням шуму під час зльоту, набирання висоти і посадки літака.

На сьогодні ІСАО нормує емісію оксидів вуглецю (CO_2) оксидів азоту і диму від двигунів в зоні аеропортів, а також забороняє умисне забруднення викидами палива після зупинення двигунів.

Близько 70% викидів авіаційних двигунів складає вуглекислий газ (CO_2), 30% - водяна пара, які є парниковими газами. Емісія авіаційних двигунів містить такі шкідливі речовини: оксиди сірки SO_x , незгорілі вуглеводні C_nH_m , чадний газ CO , оксиди азоту NO_x , тверді частинки та інші компоненти, загальний вміст яких становить близько 1%.

Концептуальною проблемою сучасної авіації є керування паливною ефективністю через екологічні стандарти.

Прогнозоване зростання пасажирських потоків і зростання об'ємів спалюваного палива має супроводжуватись загальним скороченням шкідливих речовин.

Авіація, порівняно з іншими видами транспорту, є специфічним забруднювачем з досить широким спектром впливу на якість довкілля.

Наземні джерела забруднення поділяють на такі, що знаходяться всередині аеропорту і ті, що розташовані за його межами. До останній належать установки теплоенергетики, які працюють на різних видах місцевого палива, тому й характер забруднень визначають види палива, способи його спалювання та шляхи відведення викидів.

До внутрішньо портових джерел забруднень належать:

- вентиляційні системи, які застосовують на окремих ділянках обслуговування авіатехніки;
- підприємства забезпечення авіа паливом;
- спецтранспорт.

Кількість шкідливих речовин, що надходять в атмосферне повітря з виробничих приміщень аеропорту чи авіаремонтного заводу через вентиляційні системи, може перевищувати граничнодопустимі норми.

Підприємства паливного забезпечення мають до 75% втрат від випаровування нафтопродуктів у резервуарах, що призводить не тільки до погіршення якості продукту, але й до значного забруднення довкілля токсичними речовинами.

Залежно від пори року та типу нафтопродуктів їх випаровування й викиди суттєво відрізняються. Найбільша маса викидів шкідливих речовин припадає на теплу пору року.

У резервуарах з різною висотою наливання палива втрати зменшуються у міру підвищення висоти наливання. При зберіганні нафтопродукту в резервуарі, заповненому на 20-50%, викидів парів набагато більше, ніж у резервуарі з максимальною висотою наливання.

Основні шляхи зменшення втрат палива:

- зменшення об'єму газового простору резервуарів через застосування своєчасного перекачування палива з інших резервуарів у найхолодніший час доби;

- уловлювання та регенерація парів нафтопродуктів, що виходять із резервуара;

- застосування резервуарів конструкції з подвійними стінками та подвійним дном;

- систематична перевірка й підтримання справного технічного стану резервуарів;

- променевідбивне фарбування резервуарів.

Водне зрошування резервуарів застосовують як спосіб зниження температури резервуара.

Ще одним з ефективних способів збереження нафтопродуктів, що легко випаровуються, є збереження їх у заглиблених і підземних резервуарах.

Такому способу зберігання притаманна відносна сталість температурного режиму.

Неналежна експлуатація об'єктів підприємств паливо забезпечення, порушення умов роботи устаткування та обладнання, експлуатація морально застарілого обладнання, відсутність систем автоматичного контролю працездатності устаткування та можливих витікань нафтопродукту – все це є головними факторами виникнення техногенних аварій та небезпечних ситуацій для навколишнього природного середовища.

Для запобігання витікань нафтопродукту вживають експлуатаційні та організаційні заходи.

До експлуатаційних заходів відносять:

- своєчасне виконання технічного обслуговування устаткування і обладнання, випробування резервуарів на герметичність і міцність;
- здійснення дефектоскопії й обстеження резервуарів зберігання палива з метою виявлення дефектів конструкції;
- герметизацію та зміцнення внутрішнього дна резервуара шаром спеціального покриття на основі епоксидних композицій.

До організаційних заходів належать:

- організація планового технічного обслуговування;
- організація суцільного бетонного обвалування зони зберігання палива;
- своєчасне проведення інструктажу та підвищення кваліфікації технічного персоналу.

Окрім забруднення атмосферного повітря авіаційний транспорт забруднює ґрунт різними механічними, фізичними та хімічними домішками.

Забруднення ґрунту відбувається внаслідок осідання з повітря на поверхню ґрунту забруднюючих речовин, які надходять в атмосферу з відпрацьованими газами літаків, наземної авіаційної техніки.

Обстеження ґрунтів поблизу аеропортів показало підвищений вміст важких металів більш, ніж у 20 разів.

В сучасних умовах водойми в зоні впливу авіаційного транспорту перебувають під інтенсивним техногенним впливом, який супроводжується зміною гідрогеологічного, гідрохімічного та гідробіологічного режимів.

У середньому від скидання 1 м³ виробничих стічних вод забруднюється близько 60 м³ природних вод.

Джерелом забруднення водойм авіапідприємств є поверхневий стік. До основних джерел забруднень поверхневого стоку належать:

- території авіаційно-технічних баз;
- майданчики для миття та протиобліднювальної обробки літаків;
- приміщення служб паливо мастильних матеріалів.

Для поверхневого стоку з території аеропортів, виробничих ділянок аеропортів та інших авіапідприємств характерна наявність: бензолу, ацетону, кислот та лугів, розчинених сполук різних металів, мінеральних суспензій, нафтопродуктів, фенолів, органічних сумішей, сумішей для миття літаків, мінеральних мастил.

Тому у великих аеропортах знешкодження поверхневого стоку має бути диференційованим через нерівномірний його розподіл. Насамперед необхідно очищувати поверхневий стік з ділянок технічного обслуговування.

Енергетичні забруднення – це шуми, теплові викиди, електромагнітні поля, вібрації, ультра - та інфразвукове, а також інфрачервоне, світлове випромінювання наявні в аеропорту та прилеглих до нього територіях.

Джерелами високочастотного електромагнітного випромінювання є радіотехнічні засоби:

- радіоустаткування зовнішнього та внутрішнього зв'язку;
- радіонавігаційне устаткування (бортові обзорні радіолокатори, доплерівські радіолокатори вимірювання швидкості і кута зносу, радіовисотоміри, радіокомпаси, вимірювачі відстані);
- радіоустаткування систем посадки ЛА.

Доведеним є факт впливу електромагнітних полів (ЕМП) на вищу нервову діяльність людини та біоелектричну активність мозку.

Періодична дія ЕМП може призвести до стійких змін гормонального балансу, негативно впливати на генетичні структури.

Повітряні перевезення генерують інтенсивний шум поблизу цивільних аеропортів, так і військових аеродромів.

В усіх країнах протягом останніх десятиліть проблема боротьби з акустичними забрудненнями навколишнього середовища від авіаційного транспорту, особливо поблизу аеропортів, є актуальною.

Тому під час конструювання нових літаків, вибору режимів зльоту і посадки, а також будівництва нових і реконструкції старих аеропортів враховуються проблеми шуму, які можуть виникати.

Технічне нормування шуму забезпечує максимально допустиме зниження шуму обладнання, пристроїв, транспортних засобів з умов запровадження наукових досягнень, новітніх технологій, нових матеріалів, вдосконалення виробничих процесів. Тому технічні норми періодично переглядаються з метою більш жорстких нормативних обмежень щодо шуму.

Одним із заходів, спрямованих на охорону навколишнього середовища від несприятливого впливу авіації, є діюча система вітчизняних і міжнародних стандартів ІСАО, нормування і контролю шуму літаків, що розробляються і перебувають в експлуатації.

Сучасні тенденції інтеграції та глобалізації сприяють активному розвитку підприємств, однак нерідко прагнення досягти успіху за будь-яку ціну шкідливо впливають на довкілля.

Одним із можливих варіантів посилення взаємозв'язку економічного зростання з покращенням екологічної ситуації є «озеленення економіки». Впровадження «зеленої» концепції передбачає застосування «зелених технологій», до яких зазвичай відносять інноваційні рішення у сфері відновлюваних джерел енергії, перероблення й вторинного використання матеріалів, контролю забруднення повітря, очищення стічних вод, енергозбереження, захисту навколишнього середовища.

ВИСНОВОК

В дипломній роботі було досліджено вплив удосконаленого обчислювального пристрою БНС на точності характеристики числення навігаційних параметрів і динаміку зміни похибок комплексної системи.

Для забезпечення функцій ПНК включаються високоточні платформні інерціальні навігаційні системи, а також безплатформні інерціальні навігаційні системи, що можуть використовуватись як автономні засоби навігації і як датчики курсу, осьового положення і швидкості ЛА для навігаційного обчислювача.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи забезпечують навігаційними параметрами (координатами та складовими вектора швидкості), а також параметрами кутової орієнтації бортових споживачів у реальному часі в режимі корекції від супутникової навігаційної системи.

В роботі розглянуто принципи побудови та класифікацію інерціальних навігаційних систем. Розглянуто типи датчиків, що застосовуються в інерціальних системах навігації та використання сучасних гіроскопів та акселерометрів в сучасних БНС.

Досліджено вплив позиційної корекції ІНС та зменшення похибок.

Задачею вдосконалення БНС є підвищення характеристик точності системи, підвищення завадостійкості, зменшення розмірів з використанням сучасних датчиків та обчислювача без збільшення вартості.

При зростанні вимог до апаратури навігаційних споживачів, та з розширенням задач виникає необхідність комплексування інерціально-супутникових систем, що веде до появи інтегрованих інерціально-супутникових систем.

У складі інтегрованих інерціально-супутникових систем найчастіше використовуються безплатформні інерціальні системи.

В результаті і інтеграції систем підвищується точність системи, забезпечується безперервність навігаційних визначень на всіх етапах руху, поліпшуються характеристики цілісності навігаційного забезпечення.

В інтегрованій інерціальній навігаційній системі з'являється обчислювач, в якому формується оцінка координат і швидкості польоту, виробляється корекція даних, отриманих від інерціальної системи.

Вдосконалення безплатформної ІНС з використанням нових конструктивних і алгоритмічних рішень із застосування нових цифрових обчислювачів є актуальним на даному етапі. Це пов'язано з широким використанням в даний час безплатформних ІНС в конструкції пілотованих та безпілотних ЛА.

Використання обчислювача у складі БІНС забезпечує безперервну обробку інформації датчиків системи, перерахунку вхідної інформації в інерціальну систему координат.

Точність числення визначається точністю роботи обчислювача, і точністю датчиків первинної навігаційної інформації.

Задачами спеціалізованих цифрових обчислювальних пристроїв є тригонометричні і матричні обчислення.

Сучасні цифрові обчислювальні пристрої дозволяють реалізувати математичні залежності стероїдної геометрії та вирішувати за ними навігаційні завдання з будь-яким необхідним ступенем точності.

Спеціалізовані обчислювальні системи широко використовуються при векторних і матричних, алгебраїчних задач, а також тих, що пов'язані з інтегруванням диференціальних рівнянь, обробкою зображень.

У сучасних цифрових обчислювальних засобах в якості елементної бази застосовуються великі інтегральні схеми, мікропроцесорні елементи, вбудовані системи контролю, тощо.

Перспективним напрямом удосконалення бортової обчислювальної машини є застосування нових матеріалів та принципів обробки інформації для побудови апаратної частини обчислювальних машин.

СПИСОК БІБЛІОГРАФІЧНИХ ПОСИЛАНЬ ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛІ.

1. Харченко В.П., Остроумов І.В. Авіоніка. Навчальний посібник. К: НАУ. 2013.
2. Захарін Ф.М., Синєглазов В.М., Філяшкін М.К. Алгоритмічне забезпечення інерціально-супутникових систем навігації. Монографія. К: НАУ. 2011.
3. Рогожин В.О., Скрипець А.В, Філяшкін М.К, Мухіна М.П. Автономні системи навігації конкретного типу повітряного судна та їх технічне обслуговування. Навчальний посібник. К: НАУ. 2015.
4. Бортові обчислювальні системи (Електронний ресурс): Навчальний посібник/ О.П.Слободян. К: НАУ. 2023.
5. Ісаєнко В.М., Бойченко С.В., Бабінова К.О, Вовк О.О. Захист навколишнього середовища в авіатранспортних процесах. К: НАУ. 2020.
6. Філяшкін М.К, Рогожин В.О., Скрипець А.В., Лукінова Т.І. Інерціально-супутникові навігаційні системи. Навчальний посібник. К: НАУ. 2009.
7. Інженерна психологія (Електронний ресурс): Навчальний посібник/ С.О.Завгородній. К: НАУ. 2023.
8. Андрєєв С.М., Жилін В.А. Навігаційні системи носіїв апаратури дистанційного зондування Землі: Навчальний посібник. Харків: Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського. 2019.
9. Самойленко О.В., Ладик М.О., Самойленко Н.М, Мамонова Н.Л. Обґрунтування обрису систем навігації та керування перспективного оперативного розвідувально-ударного безпілотного літального апарата. Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації. Київ. 2020. Вип. 16(24).

10. Пожарова О.В. Охорона праці. Навчальний посібник.Одеса.2022.

11. Рогожин В.О., Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. К: НАУ, 2005.

12. Приладне обладнання та комплекси інтегрованої авіоніки
(Електронний ресурс):Навчальний посібник/ О.П.Слободян. К:НАУ.2024.