

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації»: стор. — 94 , рис. — 9, використаних джерел — 19.

ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА, МЕТОДИ КОМПЛЕКСНОЇ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ, ФІЛЬТР КАЛМАНА, КОМП'ЮТЕРНО ІНТЕГРОВАНІЙ КОМПЛЕКС.

Об'єкт дослідження — методи та алгоритми комплексної обробки інформації, принципи побудови інтегрованих навігаційних комплексів, на базі процедури оптимальної калманівської фільтрації.

Мета диплому — аналіз та вибір схеми комплексної інерціально-супутникової навігаційної системи та схем оцінювання та корекції в цій системі і, як наслідок, розробка слабо зв'язаної схеми інтеграції, дослідження ступеню впливу похибок датчиків первинної інформації безплатформної інерціальної системи та точнісні характеристики числення навігаційних параметрів і динаміку зміни похибок, впливу перерв у роботі СНС на траєкторний рух ЛА, моделювання зміни похибок комплексної інерціально-супутникової навігаційної системи.

Метод дослідження — математичне моделювання.

Розроблений алгоритм авіаційного бортового навігаційного комплексу, що включає безплатформенну інерціальну навігаційну систему, супутникову навігаційну систему та баровисотомір, дозволяє ефективно оцінити навігаційні параметри, залишивши переваги кожної із підсистем і значно знизити вплив їх недоліків.

Матеріали дипломного проекту рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень та у навчальному процесі.

Перелік позначень

- ІНС інерціальна навігаційна система
- БІНС безплатформенна інерціальна навігаційна система
- ЛА літальний апарат
- НК навігаційний комплекс
- СПС система поавітряних сигналів

Зміст

Вступ	5
1 Обґрунтування необхідності розробки	6
2 Аналіз та вибір навігаційного забезпечення	11
2.1 Аналіз і вибір варіанта супутникової навігаційної системи	11
2.2 Алгоритми роботи трикомпонентної БІНС	22
2.3 Аналіз та вибір варіанта інерціальної навігаційної системи	38
2.4 Оцінка орієнтовних значень похибок вимірників первинної інформації БІНС	42
3 Постановка задачі	48
4 Аналіз та вибір методів оцінювання та корекції в комплексній інерціально-супутниковій системі	49
4.1 Рекурентний фільтр Калмана	50
4.2 Алгоритм фільтра Калмана	53
4.3 Проектування фільтра Калмана	54
5 Розробка алгоритмів оптимального комплексування в інерціально-супутникових системах навігації	57
5.1 Моделі похибок інерціальних навігаційних систем	57
5.2 Математичні моделі похибок супутникової системи навігації	65
5.3 Математичні моделі похибок барометричного висотоміра	67
5.4 Аналіз та розробка алгоритмів оптимальної комплексної обробки навігаційної інформації	67
6 Охорона праці	74
6.1 Перелік небезпечних і шкідливих виробничих чинників при технічній експлуатації спроектованого об'єкта	74
6.2 Технічні заходи щодо ліквідації і зниження дії небезпечних і шкідливих виробничих факторів	75
6.3 Забезпечення пожежної і вибухової безпеки спроектованого об'єкта	79

6.4	Інструкція з охорони праці під час виконання робіт зі спроектованим об'єктом	81
7	Охорона навколишнього середовища	83
7.1	Дослідження екологічного впливу авіаційного транспортного комплексу	83
7.2	Аналіз впливу шуму повітряних суден на навколишнє середовище	86
7.3	Аналіз впливу радіохвиль на навколишнє середовище	87
7.4	Характеристика ПК як джерела забруднення	88
7.5	Вплив на здоров'я користувача електромагнітних полів ПК . . .	88
7.6	Комп'ютер як джерело електростатичного поля	89
7.7	Комп'ютер як джерело рентгенівського випромінювання	89
7.8	Оптимальні шляхи утилізації ЕОМ	90
7.9	Рекомендації щодо зменшення негативного впливу ПК на здоров'я людини та навколишнє середовище	91
	Перелік посилань	93

ВСТУП

Сформована в даний момент практика створення і застосування навігаційних систем заснована на використанні інтегрованих інерціально-супутникових систем навігації. Інтеграція інерціальної та супутникової систем реалізується шляхом комплексування двох систем.

При вирішенні задачі комплексної обробки інформації в інерціально-супутникових системах навігації найбільш привабливою є, безумовно, Калмановська фільтрація. Проте, використання фільтра Калмана зустрічає певних труднощів при його практичній реалізації на борті ЛА. При комплексуванні оцінюється положення і швидкість ЛА, причому ці дані надходять не тільки споживачам, але і контурам спостереження за затримкою і за фазою приймачів СНС. Причому зв'язок блоку фільтра Калмана з контурами приймача СНС дуже жорсткий, тому фільтр Калмана повинний бути дуже швидкодіючий, що обмежується характеристиками процесорів бортових ЦОМ.

Основною перевагою Калманівської фільтрації є те, що при комплексуванні СНС і БІНС на виході фільтра Калмана відновлюються оцінки інструментальних похибок БІНС (похибки зсуву нулів гіроскопів і акселерометрів, похибки масштабних коефіцієнтів і т. ін.), які використовуються для корекції інерціальних датчиків. Тому при перервах надходження даних із приймача отримані раніше оцінки похибок ІНС і її вимірювальних елементів дозволяють поліпшити точнісні характеристики ІНС в автономному режимі.

1 Обґрунтування необхідності розробки

Для реалізації польотного завдання літальний апарат, повинен містити у складі бортового устаткування пілотажний та навігаційний комплекси. Під пілотажним комплексом у найпростішому випадку розуміється система автоматичного керування (автопілот), а під навігаційним комплексом (НК) розуміють сукупність бортових систем і пристроїв, призначених для рішення задач навігації (навігаційна система). До складу НК і ПК входять датчики пілотажно-навігаційної інформації, навігаційні обчислювачі пристрою керування, індикації та сигналізації.

Датчики навігаційної інформації слугують для вимірювань параметрів різноманітних фізичних полів, на базі яких визначаються навігаційні елементи польоту. Їх можна поділити на дві групи: 1. датчики навігаційних параметрів положення, які визначають координати місцезнаходження літального апарата відносно опорних ліній і навігаційних точок ; 2. датчики навігаційних параметрів руху, які вимірюють параметри вектора швидкості літака та його складові: шляхову швидкість, вертикальну швидкість, напрямок польоту.

Датчики пілотажної інформації вимірюють параметри польоту, які характеризують кутовий рух ЛА : кути крену, тангажу, рискання і кутові швидкості.

Найважливішими з пілотажно-навігаційних датчиків є: інерціально-навігаційна система, інерціальна курсовертикаль, система курсу і вертикалі, доплерівський вимірник швидкості і кута знесення типу ДВШЗ, інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів типу ІК ВШП або система повітряних сигналів типу СПС .

Найбільш інформативною є інерціально – навігаційна система (ІНС). Це така навігаційна система, у якій отримання інформації про швидкість і координати забезпечується шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА. Інформація про прискорення надходить від розташованих на борту ЛА акселерометрів. Процедура інтегрування векторних величин, швидкості і

					НАУ 11 54 75 000 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Розробив	НовікМ.В.						6	94
Перевірив	Мар'ясоваТ.І.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

прискорення, забезпечується шляхом відтворення на борту ЛА відповідної системи координат, для цього, частіше за все, використовують гіростабілізатори чи гіроскопічні датчики кутової швидкості з обчислювачем.

В залежності від способу розташування акселерометрів розрізняють платформні і безплатформні ІНС. У першому випадку акселерометри встановлюються на гіростабілізуючій платформі, у другому – безпосередньо на корпусі ЛА чи у спеціальному блоці чутливих елементів. Обидві системи мають свої переваги та недоліки. До переваг платформних ІНС відносять простоту алгоритмів обробки інформації про кутове положення і лінійні прискорення та високу точність, зумовлену сприятливими умовами роботи вимірювачів, оскільки вони розміщуються на гіростабілізаційній платформі, а не безпосередньо на корпусі об'єкта.

Зараз інтенсивно розвивається БІНС, перспективність яких визначається такими перевагами: висока надійність, низькі масогабаритні характеристики, зручність експлуатації. Характерна особливість таких ІНС, полягає у відсутності гіростабілізаційної платформи, яка являє собою складний електро-механічний пристрій та відкриває широкі можливості у плані зменшення масогабаритних характеристик й енергоспоживання.

До навігаційних датчиків, що визначають положення ЛА відносно навігаційних точок і базових ліній необхідно віднести радіотехнічні системи ближньої і дальньої навігації, літаковий далекомір, супутникову систему навігації (СНС), бортову радіолокаційну станцію, різні візирні пристрої, автоматичний компас, астрономічну навігаційну систему, кореляційно-екстремальну навігаційну систему. Найсучаснішими є супутникова навігаційна система і кореляційно-екстремальна навігаційна система.

СНС призначені для визначення місцеположення транспортних засобів, а також положення нерухомих об'єктів. Особливість дії СНС – це використання штучних супутників Землі як радіонавігаційних точок, координати яких, на відміну від наземних радіолокаційних точок, змінні.

Ці системи досить обґрунтовано довели високу експлуатаційну якість у різноманітних навігаційних галузях. Зокрема, вони визнані найбільш перспективними й економічно ефективними в більшості авіаційних сферах застосування. Поряд з цим, у зв'язку з можливою короткочасною втратою сигналів, які поступають із супутників, ці системи не можуть забезпечити необхідно-

го рівня надійності навігаційних вимірів за такими показниками як цілісність, доступність і безперервність. Вирішити задачу підвищення цих показників можна шляхом комплексування супутникових навігаційних систем з іншими системами. Найбільш перспективним варіант полягає у інтеграції супутникових та інерціальних навігаційних систем. Така інтеграція дозволяє ефективно використовувати переваги кожної із систем.

Інерціальні навігаційні системи, як найбільш інформативні системи, дають змогу одержувати всю сукупність необхідних параметрів для керування об'єктом, включаючи кутову орієнтацію. При цьому, такі системи цілком автономні, тобто для їхнього нормального функціонування не потрібно використання будь-якої інформації від інших систем. Ще одна з переваг цих систем полягає у високій швидкості надання інформації зовнішнім споживачам: швидкість відновлення кутів орієнтації складає до 100 Гц, навігаційної - від 10 до 100 Гц. Цей показник для супутникових систем складає для кращих приймачів 10 Гц, а для звичайних, як правило, 1 Гц. Разом з тим, інерціальним системам притаманні недоліки, що не дозволяють використовувати їх довгий час в автономному режимі. Вимірювальним елементам ІНС, насамперед, гіроскопам та акселерометрам, притаманні методичні й інструментальні помилки, вихідні данні не можуть бути введені абсолютно точно, обчислювач, що входить до складу ІНС, вносить свої похибки. Під впливом цих факторів ІНС працює в так званому «збуреному» режимі, і отримана від ІНС інформація, буде містити похибки, що викликані впливом цих збурень, і, головне, які з часом збільшуються. Для корекції ІНС застосовують різні методи і засоби.

Корекція ІНС також може здійснюватися від радіотехнічних систем навігації (далекомірних, різницево-далекомірних), що складаються з наземної і бортової підсистем. Вони забезпечують одночасний вимір пеленга (азимута) і похилої дальності літального апарата щодо радіонавігаційної точки, і по цій інформації визначається місце розташування літака в заданій системі координат. До радіотехнічних систем варто віднести і супутникову систему навігації. Численні дослідження та практика експлуатації супутникових систем показують, що найбільш перспективним засобом корекції ІНС є супутникові системи, які володіють найбільш високою точністю і глобальністю застосування. При цьому можливо поліпшення характеристик автономних БІНС не тільки за координатами і швидкістю, але й за кутовою орієнтацією.

Недоліком всіх радіотехнічних методів навігації, у тому числі і супутникових, є те, що на переданий і прийнятий радіосигнал можуть накладатися природні й штучно створювані радіозавади. Мала потужність сигналу, велика дальність джерел сигналу від приймачів (26000 км), мале відношення “сигнал-шум” приводить до слабкої перешкодозахищеності приймачів СРНС. Контури зрушення по фазі і за часом можуть легко “втратити” відповідний супутник при наявності активних перешкод. Особливо чутливим щодо цього є контур спостереження за фазою.

До того ж, існує явище періодичного зникнення сигналу від СНС. При збільшенні періоду “радіомовчання” супутника величина помилки навігаційних визначень збільшується аж до зриву керування (стабілізації на заданій траєкторії).

Виникає потреба у автономних засобах навігації, які не вимагають зовнішніх сигналів, а тому й не зазнають впливу радіоелектронного придушення. Цим умовам відповідає так звана інерціальна навігація. Використання інтегрованих інерціально-супутникових систем обумовлюється наступним: інерціальна і супутникова навігаційні системи вимірюють різні параметри: СНС - лінійні параметри (вектор положення ЛА в деякій геоцентричній системі координат і вектор його швидкості), а ІНС - як лінійні, так і кутові параметри.

Взагалі, СНС можна використовувати і для виміру кутових координат, але для цього необхідне використання декількох антен, установлених на визначеній відстані один від одного, і декількох приймачів, що різко ускладнюють й підвищують собівартість системи. Проте, використання корегованої від СНС, наприклад, за допомогою фільтра Калмана, ІНС дозволяє вимірювати кутове положення ЛА з досить малою похибкою. До того ж, ІНС дозволить екстраполювати сигнали СНС при значному періоді квантування сигналів.

Використання інтегрованих інерціально-супутникових систем навігації (ІССН) компенсує недоліки окремих систем, і забезпечує високу точність і надійність виміру параметрів польоту. Це підтверджує необхідність включення до складу навігаційного забезпечення ЛА комплексної інерціально-супутникової системи навігації, а також, розробки та дослідження працездатності алгоритмів її роботи, ступінь впливу похибок датчиків первинної інформації безплатформної інерціальної системи (БІНС) та супутникової навігаційної системи (СНС) на точнісні характеристики числення навігаційних параметрів і динаміку зміни

похибок, впливу перерв у роботі СНС на траєкторний рух ЛА при польоті за складним маршрутом.

Саме тому тема роботи є досить актуальною на сьогоднішній час.

2 Аналіз та вибір навігаційного забезпечення

Задача створення комплексної навігаційної системи на базі супутникової та інерціальної систем навігації для визначення координат місцеположення рухомого об'єкта, передбачає попередній аналіз існуючих варіантів компонентів комплексної навігаційної системи, тобто варіантів побудови супутникової й інерціальної систем навігації та вибір за певними критеріями найбільш оптимальних.

2.1 Аналіз і вибір варіанта супутникової навігаційної системи

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

Двадцять чотири супутники системи GPS знаходяться на 12-годинних орбітах висотою 20146 км із нахиленням орбіти, рівним 55. Таким чином, у будь-якій крапці земної кулі в межах прямої видимості мається не менш чотирьох супутників у конфігурації, сприятливої для місцевизначення.

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

Глобальна Навігаційна Супутникова Система (ГЛОНАСС) – це технології російських конструкторів і вчених. Вона складається з 24 супутників, що, знаходячись у заданих крапках на високих орбітах, безупинно випромінюють у бік Землі спеціальні навігаційні сигнали. Люба людина або транспортний засіб, оснащений спеціальним приладом для прийому й обробки цих сигналів, можуть з

					НАУ 11 54 75 000 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Розробив	Новік М.В.						11	94
Перевірив	Мар'ясова Т.І.							
Н. контр.	Козлова А.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	Синеглазов В.М.							

високою точністю в будь-якій крапці Землі і навколоземного простору визначити власні координати і швидкість руху, а також здійснити прив'язку до точного часу.

У складі сучасної супутникової радіонавігаційної системи (СРНС) типу ГЛОНАСС і GPS функціонують три основні підсистеми:

- а) Підсистема космічних апаратів (ПКА), що складається з навігаційних супутників (НС) (мережа навігаційних супутників - космічний сегмент). ПКА СРНС складається з визначеного числа навігаційних супутників. Основні функції НС — формування і випромінювання радіосигналів, необхідних для навігаційних визначень споживачів СРНС, контролю бортових систем супутника підсистемою контролю і керування СРНС. Відповідні характеристики сигналів НС і способи їхньої обробки дозволяють проводити навігаційні виміри з високою точністю.
- б) Підсистема контролю і керування (ПКК) (наземний командно-вимірювальний комплекс (КВК)) - сегмент керування. ПКК являє собою комплекс наземних засобів (КВК), що забезпечують спостереження і контроль за траєкторіями руху НС, якістю функціонування їхньої апаратури, керування режимами її роботи і параметрами супутникових радіосигналів, складом, обсягом і дискретністю переданої із супутників навігаційної інформації та ін.
- в) Апаратура споживачів (АС) СРНС (прийомоіндикатори (ПІ)) - сегмент споживачів. Апаратура споживачів призначена для визначення просторових координат, вектора швидкості, часу й інших навігаційних параметрів у результаті прийому й обробки радіосигналів багатьох навігаційних супутників (НС).

На вхід ПІ надходять сигнали від НС, що знаходяться в зоні радіо видимості. Оскільки для рішення навігаційної задачі необхідно вимірити псевдодальності і псевдошвидкості відносно, як мінімум, чотирьох НС, то ПІ повинний бути багатоканальним (більш 24 у сполучених ГЛОНАСС і GPS).

Сучасні ПІ є аналого-цифровими системами, що здійснюють аналогову і цифрову обробку сигналів. Перехід на цифрову обробку здійснюється на одній

із проміжних частот, при цьому має місце тенденція до підвищення цієї проміжної частоти.

Основа типового варіанту ПІ – два конструктивно роздільних блоків: антенний блок (АБ) та прийомообчислювач (ПО), які призначені для прийому й обробки навігаційних сигналів супутників з метою визначення необхідної споживачам інформації (просторово-тимчасових координат, напрямки і швидкості і т.п.).

В антенному блоці (рис. 2.1.1) сукупність сигналів НС, прийнятих антеною, попередньо підсилюється і фільтрується по всій смузі несучих частот НС у попередньому підсилювачі (ПП) зі смуговим фільтром (СФ).

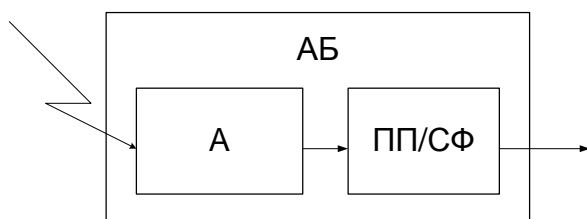


Рисунок 2.1.1 – Схема антенного блоку СНС

Прийомообчислювач виконаний у вигляді блоку, у якому розташовані модулі вторинних джерел живлення і плати — прийомокорелятора, навігаційного обчислювача та інтерфейсного пристрою (рис. 2.1.2). Вхід ПО через фідерну лінію з'єднаний з виходом антенного блоку. В аналоговому приймачі АП сигнали підсилюються, фільтруються і переносяться з несучої частоти на проміжну (зниження частоти). В аналого-цифровому перетворювачі АЦП аналоговий сигнал перетвориться в цифрову форму. В кореляторі (КОР) у цифровій формі

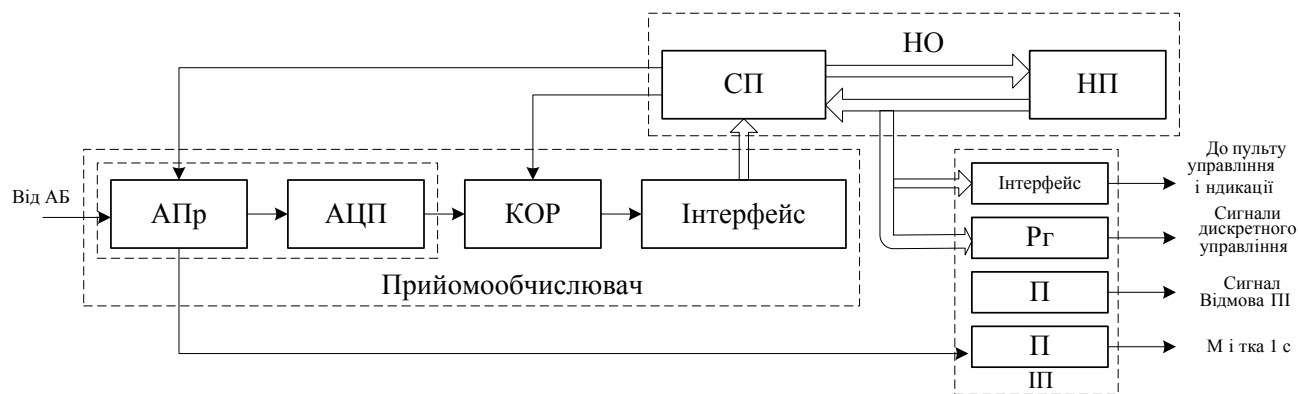


Рисунок 2.1.2 – Схема прийомообчислювача

формується синфазні і квадратурні відліки, що є основою роботи алгоритмів

пошуку сигналів по затримці і частоті спостереження за псевдодальністю, фазою сигналу і виділення навігаційного повідомлення.

Навігаційний обчислювач НО є цифровим процесором, у якому реалізується обчислювальний процес і керування роботою ПІ. Навігаційний обчислювач зручно представити у виді сигнального процесора СП, що реалізує алгоритми первинної обробки квадратурних складових, і навігаційного процесора НП, що реалізує алгоритми низькочастотної обробки, тобто рішення навігаційної задачі.

У прийнятого радіосигналу вимірюються затримка τ або доплерівський зсув частоти $f_{\text{доп}}$, які є радіонавігаційними параметрами, а відповідні їм дальність до об'єкта $D = c * \tau$ і радіальна швидкість зближення $V_p = f_{\text{доп}} \lambda$ служать навігаційними параметрами (c – швидкість світла; λ – довжина хвилі радіосигналу).

Просторове положення споживача визначається в прийомоіндикаторі в два етапи: спочатку визначаються поточні координати супутників і первинні навігаційні параметри (дальність, її похідні й ін.) щодо відповідних НС, а потім розраховуються вторинні — географічна широта, довгота, висота споживача і т.д.

Вектор швидкості споживача обчислюють шляхом обробки результатів вимірів доплерівських зсувів частоти сигналів НС з урахуванням відомого вектора швидкості супутника.

Інтерфейсний пристрій (ІП) призначений для забезпечення взаємодії прийомоіндикатора з зовнішніми пристроями такими, наприклад, як пульт керування й індикації (ПКІ). Додатково до складу ІП входять два підсилювачі П, що формують ознаку відмови ПІ і сигнали дискретного керування, а також 8-розрядний регістр Рг, що приймає сигнали дискретного керування. Цей регістр доступний для читання з боку НО. Останній, у залежності від інформації, що знаходиться в регістрі, вибирає той або інший режим роботи.

Таким чином, основною операцією, що виконуваної в СНС за допомогою космічного сегменту, сегменту керування та сегменту споживача, є визначення просторових координат місця розташування споживачів і часу, тобто просторово-тимчасових координат (ПТК). Як було показано, цю операцію здійснюють відповідно до концепції незалежної навігації, що передбачає обчислення шуканих навігаційних параметрів безпосередньо в апаратурі споживача. У рамках цієї концепції в СРНС обраний позиційний спосіб визначення місця

розташування споживачів на основі беззапитних (пасивних) далекомірних вимірів по сигналах декількох навігаційних штучних супутників Землі з відомими координатами. Висока точність визначення місця розташування споживачів обумовлена багатьма факторами, включаючи взаємне розташування супутників і параметри їхніх навігаційних сигналів. Структура космічного сегмента забезпечує для споживача постійну видимість необхідного числа супутників.

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

Вимоги до точнісних характеристик, таких як середньоквадратичне відхилення помилки (СКП) визначення навігаційних параметрів, показників надійності навігаційного забезпечення, тощо наступні:

- доступність (готовність), мірою якої є імовірність працездатності СРНС перед виконанням тієї або іншої задачі та у процесі її виконання. Чисельні значення доступності складають 0,95..... 0,997;
- цілісність, мірою якої є імовірність виявлення відмови протягом часу, рівному заданому або менше. Вимоги до цілісності для маршрутних польотів складає 0,999;
- безперервність обслуговування, мірою якої служить імовірність працездатності системи протягом найбільш відповідальних відрізків часу. На етапах заходу на посадку вимоги до безперервності обслуговування складають 10^{-5} 10^{-4} для проміжків часу від 15 до 150 с.

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

Вимоги до підвищення точності затримки сигналу і доплерівського зсуву частоти суперечливі. Для підвищення точності виміру затримки необхідно розширювати спектр сигналу, а для підвищення точності виміру доплерівського зсуву частоти – збільшувати тривалість сигналу.

Дане протиріччя вирішується при вирішенні задачі спільної оцінки t та $f_{\text{доп}}$.

Підвищення точності спільних оцінок затримки сигналу і доплерівського зсуву частоти можна досягти за рахунок збільшення так званої бази сигналу – B (добуток ефективної тривалості сигналу на ефективну ширину спектра сигналу) і основною вимогою до радіосигналів у СРНС є збільшення бази сигналу $\gg 1$. Такі сигнали називають шумоподібними. Відомо, що стійкість до перешкод радіотехнічної системи визначається значенням бази сигналу, а для більшості ЛА скритність і перешкодозахищеність є одним з визначальних вимог.

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

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

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

В табл. 4.2.1 наведені коротка інформація про основні зразки АС, що працюють за сигналами СРНС ГЛОНАСС та GPS. Наведена інформація не претендує на повноту відомостей як про існуючі зразки АС, так і про їх характеристики, а дається для ілюстрації досягнутого рівня в розробці та виробництві АС СРНС. Апаратура споживачів

З огляду на, те що супутникова система навігації буде працювати в комплексі з інерціальною системою навігації, то навряд варто встановлювати на борт ЛА повний комплект супутникової системи. Досить обмежитися прийомо-індикатором і сигнальним процесором, думаючи, що алгоритми рішення навігаційної задачі будуть вирішуватися в спільному процесорі інерціально - супу-

Таблиця 2.1.1 – Апаратура споживачів

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

тнкової системи навігації.

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

Розв’язувані задачі:

- автоматичне, безперервне, глобальне, всепогодне визначення поточних 3D-координат місця розташування, вектора шляхової швидкості шляхового кута ЛА при роботі: по сигналу стандартної точності частотного діапазону L1 ГЛОНАСС; по сигналі З/А-коду GPS; при спільній обробці вищевказаних сигналів;
- видача поточних 3D-координат місця розташування ЛА, що є складовими вектора швидкості і шляхового кута в системі координат СК-42 або ПЗ-90 у географічному форматі, а також ознак режиму роботи апаратури;
- стійке визначення навігаційних параметрів при русі з лінійними прискореннями і при стрибкоподібних змінах прискорення;
- можливість переключення з антени носія на антену ЛА;

- інтегральна оцінка очікуваної точності визначення поточних координат місця розташування;
- автоматичний вибір оптимального з погляду очікуваної точності сузір'я НС ГЛОНАСС і GPS при роботі в сполученому режимі;
- автоматичне рішення навігаційної задачі в географічній системі координат:

Джерела похибок СНС

Визначення координат вимагає точний час, позицію супутників і затримки вимірів отриманого сигналу. Точність позиціонування переважно залежить від координат супутників і затримки сигналу. Загальним недоліком будь-якої СНС є те, що сигнал при деяких умовах може не доходити до приймача, або приходити із значними затримками та спотвореннями. Далі розглянуто основні джерела похибок СНС.

Вибіркова доступність

Суттєвим недоліком є повна залежність умов отримання сигналу від Міністерства оборони США у випадку GPS, методом додавання похибки еталону часу супутниками, що впливає на визначення координат для не авторизованих користувачів. В травні 2000 року таке обмеження було знято, але немає гарантії, що це не станеться знову. Так, наприклад, під час бойових дій в Іраці, весь цивільний сектор був відключений.

Атмосферні явища

Атмосферні ефекти представляються наступними помилками. Тропосфера знаходиться на висоті від 6 до 18 км. Вона електрично нейтральна і недисперсна для частот до 15 ГГц [8, ?]. Але через наявність водяного пару, атмосферної температури та тиску, спричиняє затримки.

Іоносфера знаходиться на висоті від 50 до 1500 км і включає велику кількість вільних електронів і позитивно заряджених іонів. Це створює групову затримку сигналу, а також рефракційні та дифракційні ефекти[10]. Іоносферна активність значно залежить від кількості плям на Сонці. Використання деяких моделей та DGPS може значно поліпшити визначення координат.

Помилки ефемерид та еталону часу

Інше джерело похибок – це неточність визначення ефемерид. Хоча ефемериди і передаються кожні 30 секунд, сама інформація може бути вже 2 години як застарілою.

Атомні годинники в супутниках мають бути синхронізовані з часом всієї системи. Найменші відхилення моніторяться спеціальними станціями і помилка передається як коефіцієнти поліному другого порядку. Більші помилки утворюються в приймачах і варіюється від мікро- до мілі- секунд.

Ефекти відбивання

Сигнали СНС може спотворюватись ефектами не прямолінійності траєкторії проходження сигналу, де радіосигнал відбивається від навколишнього ландшафту, будинків гірської поверхні. Ці затримки сигналу впливають на виміри псевдодальності та фази.

Таблиця 2.1.2 – Типові похибки, що впливають на вимірювання псевдодальностей

Тип похибки		типові значення
Похибка ефемерид	δr_{orb}	2.1 м
Похибка еталону часу супутника	$c \cdot \delta t_s$	2.1 м
Похибка еталону часу приймача	$c \cdot \delta t_r$	0.5 м
Вибіркова доступність (задіяно/ незадіяно)	δr_{sa}	25/0 м
Іоносферні затримки	δr_{ion}	4 м
Тропосферні затримки	δr_{trop}	0.7 м
Похибки відбивання сигналу	δr_{MP}	1.4 м
Шум приймача	v	0.5 м
Похибка обладнання користувача	σ_{uere}	5.3 м

Затримки сигналу

Для виміру затримки, приймач порівнює послідовність бітів, отриманих з супутника, з генерованою версією. Через порівняння наростання і спадання імпульсів, сучасна електроніка може визначати зміщення сигналу імпульсу кожного біта в межах одного відсотку, або приблизно 10 нс для С/А коду. Так як сигнал СНС розповсюджується із швидкістю світла, виникає помилка приблизно 3м. Точність може бути покращена приблизно в 10 разів, за рахунок

викорисання більш високочастотного сигналу, помилка зменшується приблизно до 0.3 м.

Значення типових похибок зведено до таблиці ??.

Зниження точності (DOP)

DOP - зниження точності (англ. Dilution of precision, DOP) - термін, що використовується в області систем глобального позиціонування для параметричного опису геометричного розташування супутників щодо антени приймача. Коли супутники в області видимості знаходяться дуже близько один до одного говорять про «слабку» геометрію розташування (високе значення DOP), і, навпаки, при достатній віддаленості геометрію вважають «сильною» (низьке значення DOP).

Фактори, що впливають на геометричне зниження точності.

- орбіти супутників;
- присутність об'єктів перешкод, що затіняють необхідну область неба;
- вплив атмосфери;
- відбивання радіохвиль.

Поимилки псевдодальностей $\delta\rho$ може бути отримана з позиційних помилок та помилок еталону часу $\delta e = [\delta x, \delta y, \delta z, c \cdot p\delta t]^T$ за допомогою лінеаризованого рівняння:

$$\delta\rho = H\delta e + \delta\epsilon_\rho \quad (2.1.1)$$

де H ($m \times 4$) матриця частинних похідних по відповідним 4м змінним. $\delta\epsilon_\rho$ білий шум з нульовим математичним сподіванням. Приймаючи багато спрощень [11], можливо отримати оцінку вектора $\delta\hat{\epsilon}_\rho$ і $E[\delta\hat{\epsilon}_\rho\delta\hat{\epsilon}_\rho^T] = \sigma_\epsilon^2(HH^T)^{-1}$. Перемноження матриць та інверсію можна представити наступним чином:

$$(H^T H)^{-1} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{bmatrix} \quad (2.1.2)$$

де $D_{i,j}$ – зображує масштаб для дисперсії ϵ_e^2 . Так як діагональні елементи матриці показують похибки вимірювання для визначених координат та часу, можна знайти наступні параметри: Основні параметри:

- $HDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22}}$ (Horizontal Dilution of Precision) – зниження точності в горизонтальній площині;
- $VDOP = \sqrt{D_{33}}$ (Vertical) – зниження точності у вертикальній площині;
- $TDOP = \sqrt{D_{44}}$ (Time) – зниження точності за часом;
- $PDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33}}$ (Position) – зниження точності за місцем розташування, більш комплексний показник;
- $GDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33} + D_{44}}$ (Geometric) – геометричне зниження точності.

Загальну позиційну, вертикальну помилку чи зниження точності еталону часу може бути оцінене як добуток СКВ σ_e з бажаним DOP параметром.

2.2 Алгоритми роботи трикомпонентної БІНС

Алгоритм функціонування БІНС містить у собі сукупність аналітичних залежностей, які дозволяють за вимірюваним значенням уявного прискорення й абсолютної кутової швидкості ЛА безперервно визначати поточне значення координат місця розташування, складові шляхової швидкості та кутове положення ЛА в обраній навігаційній системі координат.

В алгоритмах роботи трикомпонентної БІНС, як і в алгоритмах платформної ІНС, точність зчислення навігаційних параметрів досягається за рахунок виключення із сигналів уявного прискорення, яке вимірюють акселерометри, складові прискорення сили ваги і коріолісового прискорення. Але вплив цих складових компенсується на відміну від платформної ІНС тільки аналітично.

Кінематичні рівняння інерціальної навігації в основному визначаються вибраною системою координат, тобто навігаційним базисом, в якому визначаються навігаційні параметри (координати і проекції швидкості). У свою чергу, вибір навігаційного базису залежить від типу літального апарата, особливостей його траєкторного руху, характеру розв'язуваних задач.

Наприклад, для БІНС, що інтегруються зі супутниковими навігаційними системами, можна застосовувати інерціальну систему координат, яка використовується супутниковою системою навігації. При цьому, позиційну інформацію одержують у формі декартових прямокутних координат, швидкісну – у формі проекцій абсолютної швидкості на осі вибраної інерціальної системи координат, а інформацію про кутову орієнтацію – у вигляді відповідної матриці або трьох кутів орієнтації ЛА відносно вибраного базису. Подальше перерахування отриманих координат в обертову систему координат ПЗ-90 (WGS-84) здійснюється за алгоритмами супутникової системи навігації.

Для БІНС літальних апаратів, які здійснюють рух в атмосфері Землі, найбільш часто використовуються обертові системи координат з базовою площиною місцевого горизонту і певною орієнтацією горизонтальних осей в азимуті. Під орієнтацією осей в азимуті розуміється можливість їхньої орієнтації, наприклад, за сторонами світу, коли дві горизонтальні осі спрямовані в східному і північному напрямках. При цьому позиційну інформацію визначають

широтою φ , довготою λ і висотою h , що виміряні на еліпсоїді Красовського або на еліпсоїді міжнародної системи WGS-84, швидкість визначають проекціями на східну V_E , північну V_N і вертикальну осі V_H , якщо за навігаційну систему вибрана система з орієнтацією осей за сторонами світу, або проекціями на осі горизонтального базису з іншою орієнтацією. Орієнтація при цьому визначається кутами крену, тангажа і аправжнього курсу.

Типову схему побудови БІНС зображено на рис.2.2.1. Цей варіант реалізує алгоритм системи, яка працює в обертовій земній системі координат.

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

Для корекції показань датчиків первинної інформації необхідна математична модель вимірника, в якій, зазвичай, враховують: нелінійність; неспіввідповідність осей датчиків; дрейф; викривлення масштабного коефіцієнта. Сигнали $\omega_{x,y,z}$ з виходу аналітичного компенсатора похибок використовуються для обчислення параметрів матриці напрямних косинусів B , яка визначає зв'язок між двома системами координат. Оскільки матриця напрямних косинусів B визначається між зв'язаними з ЛА осями й осями обертової навігаційної системи координат, то при розрахунках параметрів матриці B необхідно залучити обчислені проекції вектора кутової швидкості навігаційної системи координат, що відображено на схемі додатковими зв'язками, які враховують кутову швидкість, що виникає при обльоті сферичної Землі ($\dot{\lambda}$, \dot{h} , $\dot{\varphi}$, і кутову швидкість обертання самої Землі (Ω_3).

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

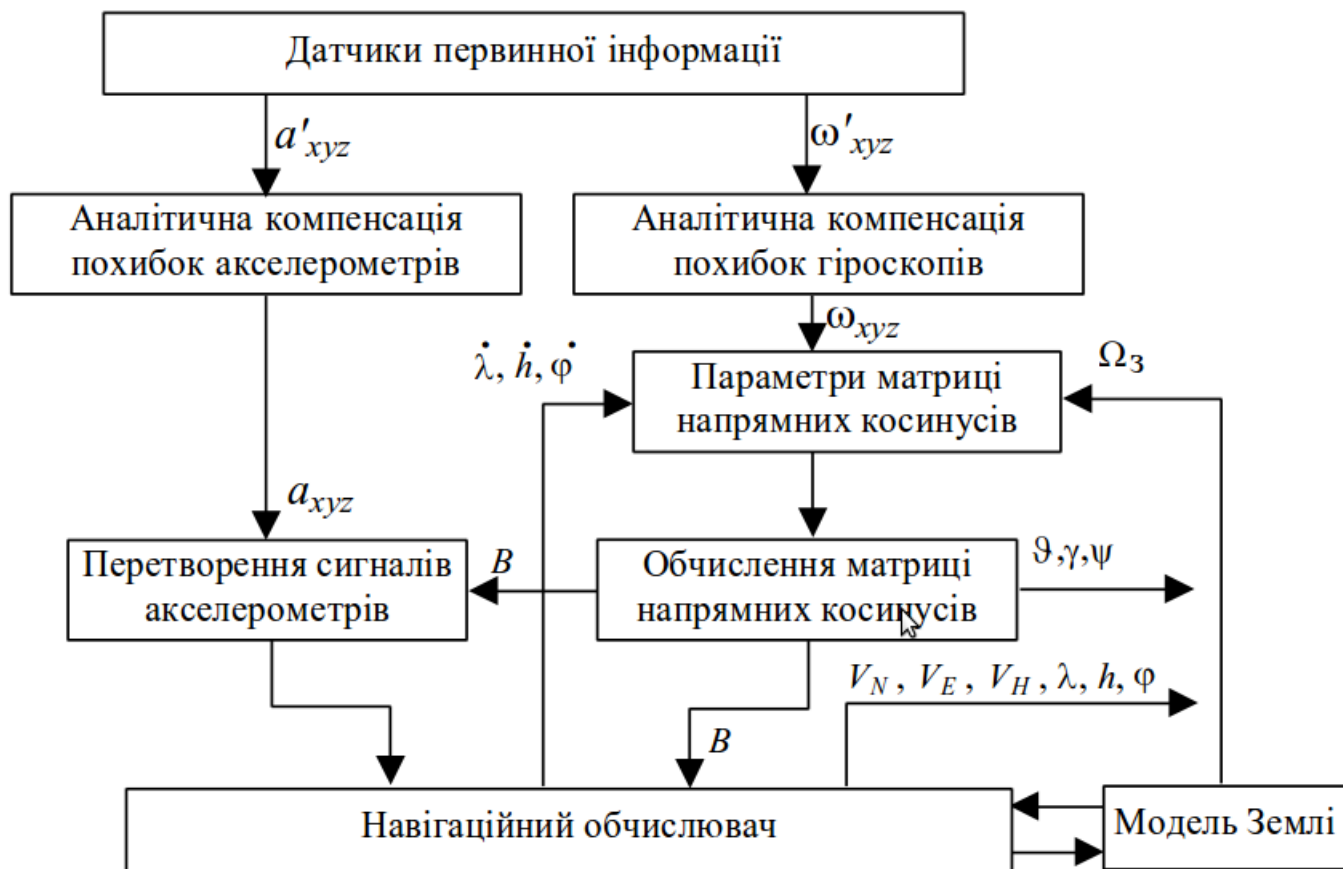


Рисунок 2.2.1 – Алгоритм роботи БІНС

В окремому випадку, коли за навігаційний базис вибраний горизонтальний орієнтований за сторонами світу тригранник, на виході системи будуть сформовані географічні (геодезичні) координати радіуса-вектора місця розташування λ, φ, H , проекції відносної швидкості руху V_N, V_E, V_H , а також кути орієнтації ЛА в географічній системі координат – справжній курс ψ , тангаж ϑ і крен γ .

Обсяг обчислень у БІНС значний. Це пояснюється в основному тим фактом, що БЦОМ розв'язує задачі, які пов'язані з динамікою обертання ЛА, а також з динамікою поступального руху ЛА. Поступальні швидкості ЛА відносно малі. Наприклад, швидкість при польоті ЛА в напрямку на північ 1100 км/год відповідає швидкості зміни широти усього на 10 град/год.

Таким чином, інтегрування для одержання швидкості і місця розташування можуть здійснюватися досить точно з використанням дуже простих методів чисельного інтегрування при низькій частоті повторення в типовому випадку 10...20 Гц .

Кутові швидкості ЛА в типовому випадку за величиною на кілька по-

рядків більші поступальних швидкостей. Зокрема, для маневрених ЛА кутові швидкості обертання можуть складати сотні градусів за секунду. В результаті цього інтегрування кутового положення в БІНС зв'язано з жорсткими вимогами до БЦОМ.

Оскільки для забезпечення високої точності інерціальної навігації потрібно, щоб похибки інтегрування кутового положення обмежувалися декількома частками кутової хвилини, необхідно застосовувати алгоритми інтегрування більш високого порядку при типових частотах повторення 80...50 Гц.

З огляду на вище сказане, наведемо варіант побудови алгоритмів БІНС для випадку, коли за навігаційний базис вибраний горизонтальний орієнтований за сторонами світу тригранник.

Алгоритми БІНС, яка працює в географічній системі координат

За навігаційний тригранник візьмемо тригранник NHE , зв'язаний з землею поверхнею. Виберемо наступний напрямок осей NHE (рис. ??):

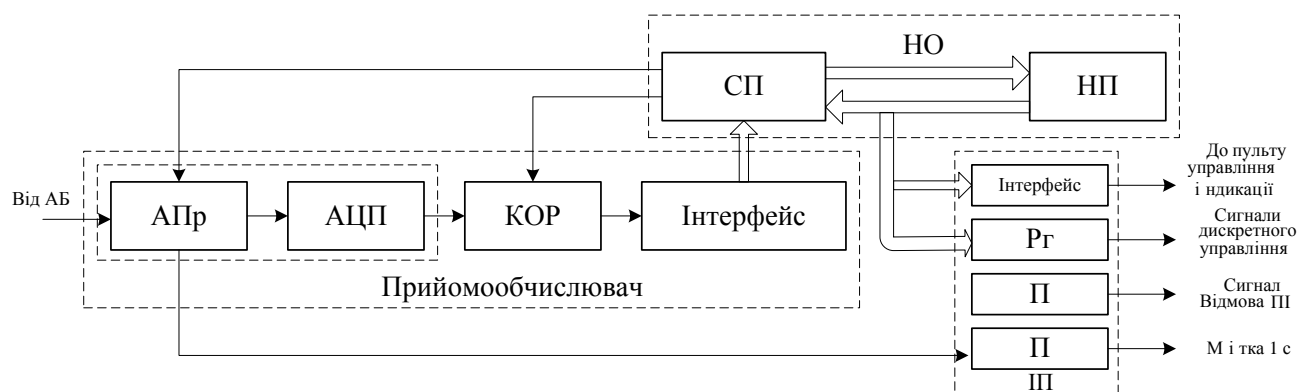


Рисунок 2.2.2 – Системи координат

ON – збігається з вертикаллю;

ON – дотична до меридіана;

OE – утворює праву трійку.

В алгоритмах БІНС, зазвичай, виділяють динамічні та кінематичні рівняння. Динамічні рівняння реалізують трикомпонентну схему БІНС, у якій географічні координати λ, φ, H визначаються інтегруванням рівнянь вигляду

$$\begin{aligned}\dot{\lambda} &= \frac{V_E}{(R_2+H)\cos\varphi}; \\ \dot{\varphi} &= \frac{V_N}{R_1+H}; \\ \dot{H} &= V_H,\end{aligned}$$

де V_N, V_E – північна та східна проекції шляхової швидкості (проекції на осі системи координат NHE (див. рис. ??);

R_1, R_2 – два радіуси кривизни земного сфероїда (еліпсоїда обертання);

R_1 – радіус кривизни меридіонального перетину еліпсоїда (площиною HN);

R_2 – радіус кривизни перетину еліпсоїда площиною HE (площиною першого вертикала);

$$R_1 = \frac{a(1-e^2)}{(1-e^2\sin^2(\varphi))^{\frac{3}{2}}}; R_2 = \frac{a}{\sqrt{1-e^2\sin^2(\varphi)^2}}.$$

де a – велика піввісь еліпсоїда ($a = 6378388$ м);

e – ексцентриситет еліпсоїда ($e^2 = 6,73 \cdot 10^{-3}$);

H – висота польоту.

Тут можна застосовувати такі ж спрощення, що й у платформних інерціальних системах. Зокрема, функції $\frac{1}{R_1+H}$ та $\frac{1}{R_2+H}$ з точністю до членів порядку малості 10^{-5} можна представити в наступному вигляді:

$$\begin{aligned}\frac{1}{R_1+H} &= \frac{1}{a}[1 - e^2 - \frac{H}{a} - \frac{3}{2}e^2\sin^2\varphi - 2e^2\frac{H}{a} + 3e^2\frac{H}{a}\sin^2\varphi + (\frac{H}{a})^2 + \\ &+ e^4(1 - 3\sin^2\varphi + \frac{3}{8}\sin^4\varphi); \\ \frac{1}{R_2+H} &= \frac{1}{a}[1 - \frac{H}{a} - \frac{1}{2}e^2\sin^2\varphi + (\frac{H}{a})^2 + e^2\frac{H}{a}\sin^2\varphi + \\ &+ e^4(\frac{1}{4}\sin^2\varphi - \frac{3}{8})\sin^2\varphi]\end{aligned}$$

Якщо у формулах $\frac{1}{R_1+H}$ та $\frac{1}{R_2+H}$ зберегти лише члени порядку малості 10^{-2} , то вони приймуть вигляд

$$\begin{aligned}\frac{1}{R_1+H} &\approx \frac{1}{a}[1 - e^2 - \frac{H}{a} - \frac{3}{2}e^2\sin^2(\varphi)]; \\ \frac{1}{R_2+H} &\approx \frac{1}{a}[1 - \frac{H}{a} - \frac{1}{2}e^2\sin^2(\varphi)].\end{aligned}\tag{2.2.1}$$

Слід відзначити, що використання спрощень (2.2.1) може призвести до похибок, порівняних з похибками високоякісних гіроскопічних вимірників, які використовуються в БІНС.

Складові шляхової швидкості ЛА V_E , V_N , V_H одержують в результаті інтегрування проекцій сигналів акселерометрів, виключаючи із них складові

коріолісового прискорення і прискорення сили ваги:

$$\begin{aligned}\dot{V}_E &= a_E - (V_N\omega_{H_\Sigma} - V_H\omega_{N_\Sigma}) + g_E; \\ \dot{V}_H &= a_H - (V_E\omega_{N_\Sigma} - V_N\omega_{E_\Sigma}) + g_H; \\ \dot{V}_N &= a_N - (V_H\omega_{E_\Sigma} - V_E\omega_{H_\Sigma}) + g_N,\end{aligned}\tag{2.2.2}$$

де $a_{E,H,N}$ – проекції уявного прискорення ЛА, вимірювані акселерометрами, на осі навігаційного тригранника;

$g_{E,H,N}$ – проекції вектора прискорення сили ваги, які враховують прискорення земного тяжіння, і прискорення, що викликається відцентровою силою інерції і зв'язане з обертанням Землі;

складові в дужках — проекції коріолісового прискорення на осі навігаційного тригранника;

$\omega_{E_\Sigma}, \omega_{H_\Sigma}, \omega_{N_\Sigma}$ — проекції кутової швидкості навігаційного тригранника відносно інерціального простору, які враховують проекції кутової швидкості обертання Землі $\Omega_E, \Omega_H, \Omega_N$ і складові відносної кутової швидкості навігаційного тригранника, які обумовлені рухом ЛА відносно Землі $\omega_{E_V}, \omega_{H_V}, \omega_{N_V}$:

$$\omega_{N_\Sigma} = \omega_{N_V} + 2\Omega_N; \omega_{H_\Sigma} = \omega_{H_V} + 2\Omega_H; \omega_{E_\Sigma} = \omega_{E_V} + 2\Omega_E.$$

У свою чергу, складові відносної кутової швидкості навігаційного тригранника і швидкості обертання Землі визначаються співвідношеннями

$$\begin{aligned}\omega_{E_V} &= -\frac{V_N}{R_1+H} = -\dot{\varphi}; \\ \omega_{H_V} &= \frac{V_E}{(R_2+H)} \operatorname{tg} \varphi = \dot{\lambda} \sin \varphi; \\ \omega_{N_V} &= \frac{V_E}{(R_2+H)} = \dot{\lambda} \cos \varphi;\end{aligned}$$

$$\Omega_N = \Omega_3 \cos \varphi; \Omega_H = \Omega_3 \sin \varphi; \Omega_E = 0,$$

де Ω_3 — кутова швидкість обертання Землі ($\Omega_3 = 7,27 \cdot 10^{-5}$ рад/с).

Детермінована математична модель прискорення сили ваги існує тільки для нормальної складової поля сили ваги, що відповідає земному еліпсоїду з рівномірним розподілом мас в об'ємі цієї фігури. Градієнт цього поля в будь-якій точці, що належить поверхні еліпсоїда, спрямований за нормаллю до неї і розташований у площині меридіонального перетину. Оскільки точка місцеположення ЛА не належить поверхні Землі, то вектор градієнта нормального поля сили ваги \bar{g} в цій точці не буде спрямований за лінією нормалі, опущеної з неї до

поверхні земного еліпсоїда (вісь OH). Разом з тим, цей вектор буде розташований у площині меридіана точки O , тобто в площині NOH . Тоді, використовуючи потенційну функцію нормального поля тяжіння земного сфероїда, з точністю до членів порядку малості 10^{-5} співвідношення для проєкцій складових поля сили ваги \bar{g} мають такий вигляд:

$$\begin{aligned} g_E &= 0; \\ g_N &= \frac{1}{2}g\left[\frac{H}{a}(e^2 - 5q) + qe^2 \sin^2 \varphi\right] \sin^2 \varphi; \\ g_H &= -g\left\{1 - 2\frac{H}{a} - (e^2 + 2q - 3\frac{H}{a})\frac{H}{a} + \left[\frac{1}{2}(5q - e^2) - \frac{1}{8}e^4 + \frac{17}{18}qe^2 + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + (3e^2 - 5q)\frac{H}{a}\right] \sin^2 B - \frac{1}{2}qe^2 \sin^4 \varphi + \frac{1}{16}e^2(\frac{1}{2}e^2 - 7q) \sin^2 2\varphi\right\}, \end{aligned}$$

де $g = 9,78049$ м/с² прискорення сили ваги на екваторі;

$q = \Omega_3^2 a/g = 0,00346775$ — відношення відцентрової сили, обумовленої обертанням Землі, до сили ваги на екваторі.

З точністю до величин порядку малості 10^{-4} співвідношення для проєкцій складових поля сили ваги \bar{g} декілька спрощуються:

$$\begin{aligned} g_E &= 0; \\ g_N &= g \sin 2\varphi + \frac{5}{2}q \sin^2 B \frac{H}{a} (\frac{e^2}{2} - 2q); \\ g_H &= -g \left[1 - \frac{e^2}{2} \sin^2 \varphi + \frac{3}{2}q \sin^2 \varphi + e^4 (-\frac{1}{8} \sin^2 \varphi + \frac{1}{32} \sin^2 2\varphi) + \right. \\ &\quad \left. + e^2 q (-\frac{17}{28} \sin^2 \varphi - \frac{5}{16} \sin^2 2\varphi) + \frac{H}{a} e^2 (3 \sin^2 \varphi - 1) + \right. \\ &\quad \left. + \frac{Hq}{a} (-1 - 6 \sin^2 \varphi) - 2\frac{H}{a} + 3\frac{H^2}{a^2} \right], \end{aligned}$$

а при малих значеннях висоти (≤ 100 км) проєкції вектора \bar{g} на осі NHE , якщо в них зберегти лише члени порядку малості 10^{-2} , взагалі мають простий вигляд:

$$\begin{aligned} g_E &= 0; \\ g_N &= 0; \\ g_H &= -g(1 + 5,2884 \cdot 10^{-3} \sin^2 \varphi) [1 - \frac{2H}{a} (1 - e \sin^2 \varphi)] \end{aligned}$$

Є й інші форми запису даної складової.

При розв'язанні кінематичних рівнянь розраховуються проєкції $a_{E,H,N}$ уявного прискорення ЛА на осі навігаційного тригранника NHE за показаннями акселерометрів зі зв'язаної з ЛА системи координат XYZ з використанням

матриці напрямних косинусів **B**

$$\begin{bmatrix} a_N \\ a_H \\ a_E \end{bmatrix} = B \begin{bmatrix} a_{x_{\text{ЛА}}} \\ a_{y_{\text{ЛА}}} \\ a_{z_{\text{ЛА}}} \end{bmatrix}$$

Матриця напрямних косинусів має такий вигляд:

$$B = \left[\begin{array}{c|c|c} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi \\ \hline \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ \hline -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{array} \right]$$

де γ , ϑ , ψ – кути крену, тангажа і рискання. Кут рискання відрізняється від географічного курсу $\psi_{\text{Г}}$ знаком, тобто $\psi_{\text{Г}} = \psi$.

Матриця напрямних косинусів **B** може бути отримана в різні способи. Наведемо приклади деяких з них.

Знайти матрицю **B** можна в результаті розв’язання узагальненого рівняння Пуассона за інформацією про кутову швидкість ЛА відносно інерціального простору $\omega_{\text{ЛА}}$ і кутову швидкість навігаційної системи координат відносно інерціального простору ω_{NHE} , яка враховує кутову швидкість обертання Землі і кутову швидкість, обумовлену обльотом ЛА сферичної Землі

$$\dot{B} = B\omega_{\text{ЛА}} - \omega_{NHE}B$$

де

$$\omega_{\text{ЛА}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z_{\text{ЛА}}} & \omega_{y_{\text{ЛА}}} \\ \omega_{z_{\text{ЛА}}} & 0 & -\omega_{x_{\text{ЛА}}} \\ -\omega_{y_{\text{ЛА}}} & \omega_{x_{\text{ЛА}}} & 0 \end{bmatrix};$$

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

$\omega_{x_{\text{ЛА}}}$, $\omega_{y_{\text{ЛА}}}$, $\omega_{z_{\text{ЛА}}}$ – кутові швидкості ЛА відносно зв’язаних осей, вимірювані датчиками кутової швидкості;

ω_{E_V} , ω_{H_V} , ω_{N_V} були визначені раніше.

За елементами матриці B визначаються кути орієнтації ЛА: крен γ , тангаж ϑ рискання (курс) ψ :

$$\begin{aligned}\gamma &= \operatorname{arctg} \left(\frac{-b_{23}}{b_{22}} \right) = \arcsin \left(\frac{-b_{23}}{\sqrt{1-b_{21}^2}} \right) = \arccos \left(\frac{b_{22}}{\sqrt{1-b_{21}^2}} \right) ; \\ \vartheta &= \operatorname{arctg} \left(\frac{b_{21}}{\sqrt{b_{22}^2+b_{33}^2}} \right) = \arcsin(b_{21}) = \arccos \left(\sqrt{1-b_{21}^2} \right) \\ \psi &= -\operatorname{arctg} \left(\frac{b_{31}}{b_{11}} \right) = \arcsin \left(\frac{-b_{31}}{\sqrt{1-b_{21}^2}} \right) = \arccos \left(\frac{b_{11}}{\sqrt{1-b_{21}^2}} \right).\end{aligned}\quad (2.2.3)$$

Інший алгоритм отримання матриці напрямних косинусів припускає її формування безпосередньо за кутами γ , ϑ , ψ . Кінематичні співвідношення між кутами

Рисунок 2.2.3 – Системи координат

γ , ϑ , ψ і проекціями вектора абсолютної кутової швидкості на осі зв'язаної системи координат ω_{x_Σ} , ω_{y_Σ} , ω_{z_Σ} можна одержати з рис. 2.2.3, на якому показано перетворення навігаційної системи координат $OLR\Phi$ у зв'язану $OXYZ$ шляхом трьох поворотів: 1 навколо осі OR ; 2 навколо проміжної осі OZ^* ; 3 навколо осі OX .

Звичайно, що кутові швидкості $\dot{\psi}$, $\dot{\vartheta}$, $\dot{\gamma}$, які спрямовані уздовж відповідних осей, є складовими абсолютної кутової швидкості ЛА.

Проектуючи $\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\gamma}$ на осі зв'язаної системи координат, отримаємо:

$$\begin{aligned}\omega_{x_\Sigma} &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta; \\ \omega_{y_\Sigma} &= \dot{\vartheta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma; \\ \omega_{z_\Sigma} &= \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma.\end{aligned}$$

Розв'язуючи ці співвідношення, одержимо такі кінематичні рівняння:

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

У свою чергу

$$\begin{aligned}\omega_{y_\Sigma} &= \omega_{y_{\text{ЛА}}} - \omega_{y_{\text{NHE}}}; \\ \omega_{x_\Sigma} &= \omega_{x_{\text{ЛА}}} - \omega_{x_{\text{NHE}}}; \\ \omega_{z_\Sigma} &= \omega_{z_{\text{ЛА}}} - \omega_{z_{\text{NHE}}}.\end{aligned}$$

де $\omega_{y_{ЛА}}, \omega_{x_{ЛА}}, \omega_{z_{ЛА}}$ – проекції кутової швидкості ЛА відносно інерціального простору на осі зв'язаної системи координат, вимірювані датчиками кутових швидкостей;

$\omega_{y_{NHE}}, \omega_{x_{NHE}}, \omega_{z_{NHE}}$ – проекції кутової швидкості навігаційного тригранника відносно інерціального простору на осі зв'язаної системи координат, які враховують проекції кутової швидкості обертання Землі $\Omega_H, \Omega_E, \Omega_N$ і складові відносної кутової швидкості навігаційного тригранника, що обумовлені рухом ЛА відносно Землі $\omega_{H_V}, \omega_{E_V}, \omega_{N_V}$.

Ці проекції кутової швидкості визначаються в результаті розв'язання матричного рівняння

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_{NHE}} \\ \omega_{y_{NHE}} \\ \omega_{z_{NHE}} \end{bmatrix} = B^T \begin{bmatrix} \omega_{N_V} + \Omega_N \\ \omega_{H_V} + \Omega_H \\ \omega_{E_V} + \Omega_E \end{bmatrix}.$$

Перевагою такого підходу до визначення кутів орієнтації ЛА (інтегруванням диференціальних рівнянь, що описують швидкості зміни кутів Ейлера, а не за арктангенсами відношення елементів матриці напрямних косинусів) є відсутність обмежень $\gamma \pm 90^\circ$, що особливо важливо при визначенні курсу ЛА на віражах.

Тривимірні матриці напрямних косинусів досить зручні для обчислень у бортовій ЦОМ. Однак формування матриці **B** з використанням тригонометричних функцій вимагає значних обчислювальних витрат.

Для визначення орієнтації ЛА можна використовувати не тільки напрямні косинуси, але і параметри Родрига-Гамільтона у формі кватерніонів. Достоїнство методу кватерніонів полягає в тому, що він дозволяє описувати перехід від однієї системи координат до іншої за допомогою всього лише чотирьох чисел, а не 9 напрямних косинусів.

Кватерніонний метод ґрунтується на теоремі Ейлера, яка доводить, що будь-який поворот однієї системи координат відносно іншої можна подати, як поворот на деякий кут навколо однієї нерухомої осі.

Кватерніон є компактною формою запису орієнтації зазначеної осі (векторна частина кватерніона $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$) і кута повороту (скалярна частина кватерніона λ_0) відповідно до теореми Ейлера.

Застосування кватерніонів дозволяє подати ортогональні перетворення у формі множення кватерніонів. Дії над кватерніонами допускають матричні опе-

рації з використанням симетризованих матриць, що дуже зручно при створенні програм бортових обчислювачів.

Відповідно до теореми Ейлера-Шаля усяке переміщення твердого тіла, яке має нерухому точку, можна зобразити як результат повороту навколо незмінного напрямку (ейлерової осі) на певний кут φ . Якщо зв'язати з розглянутим твердим тілом правий ортогональний координатний тригранник, то параметри Родрига-Гамільтона $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$, що однозначно характеризують згадані переміщення, можна задати такими виразами:

$$\lambda_1 = \frac{l_1 \sin \varphi}{2}; \lambda_2 = \frac{l_2 \sin \varphi}{2}; \lambda_3 = \frac{l_3 \sin \varphi}{2}; \lambda_0 = \frac{\cos \varphi}{2},$$

де l_1, l_2, l_3 – косинуси кутів, утворених ейлеровою віссю з осями тригранника в його вихідному та кінцевому положенні.

Зв'яжемо з ЛА, на якому встановлена БІНС, ортонормований базис **Е** – праву трійку взаємно ортогональних одиничних векторів e_1, e_2, e_3 . Орієнтацію базису **Е** відносно ортонормованого інерціального базису **І**, складеного з ортів i_1, i_2, i_3 , охарактеризуємо параметрами Родрига-Гамільтона $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$. Матриця напрямних косинусів, що обчислена за параметрами Родрига-Гамільтона (кватерніонами), має такий вигляд:

$$B = \begin{vmatrix} 1 - 2(\lambda_2^2 + \lambda_3^2) & 2(\lambda_1\lambda_2 - \lambda_0\lambda_3) & 2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2) \\ 2(\lambda_1\lambda_2 + \lambda_0\lambda_3) & 1 - 2(\lambda_1^2 + \lambda_3^2) & 2(\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1) \\ 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2) & 2(\lambda_2\lambda_3 + \lambda_0\lambda_1) & 1 - 2(\lambda_1^2 + \lambda_2^2) \end{vmatrix}.$$

Вимірники кутової швидкості, що входять до складу БІНС, вимірюють координати $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ вектора $\bar{\Omega}$ абсолютної кутової швидкості базису **Е**, що задані в цьому базисі. Необхідно, знаючи значення параметрів Родрига-Гамільтона в момент часу $t = t_0$ і використовуючи сигнали вимірників кутової швидкості, обчислювати параметри Родрига-Гамільтона при $t > t_0$. У початковий момент часу за інформацією про кути крену тангажа і курсу можна розрахувати вихідні значення параметрів Родрига-Гамільтона:

$$\begin{aligned} \lambda_{0_0} &= \sin(\gamma_0/2) \sin(\vartheta_0/2) \sin(\psi_0/2) + \cos(\gamma_0/2) \cos(\vartheta_0/2) \cos(\psi_0/2); \\ \lambda_{1_0} &= -\sin(\vartheta_0/2) \sin(\psi_0/2) \cos(\gamma_0/2) + \sin(\gamma_0/2) \cos(\vartheta_0/2) \cos(\psi_0/2); \\ \lambda_{2_0} &= \sin(\gamma_0/2) \cos(\vartheta_0/2) \sin(\psi_0/2) + \sin(\vartheta_0/2) \cos(\gamma_0/2) \cos(\psi_0/2); \\ \lambda_{3_0} &= \sin(\psi_0/2) \cos(\gamma_0/2) \cos(\vartheta_0/2) - \sin(\gamma_0/2) \sin(\vartheta_0/2) \cos(\psi_0/2). \end{aligned}$$

Поточні значення параметрів $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ можна визначити, знаючи проекції кутової швидкості ЛА $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ на зв'язаній осі XYZ , шляхом розв'язання лінійного диференціального рівняння зі змінними коефіцієнтами. У цьому випадку параметри $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ кватерніона описують положення осей ЛА XYZ відносно інерціального простору:

$$\dot{\lambda} = \frac{1}{2}\Omega(t) \cdot \lambda(t)$$

де $\Omega(t)$ – кососиметрична (4×4) -матриця, яка відповідає вектору $\omega = [\omega_x \omega_y \omega_z]^T$

$$\Omega(t) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}; \lambda = \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix}.$$

Цей вираз є кватерніонним однорідним лінійним диференціальним рівнянням першого порядку зі змінним коефіцієнтом у вигляді гіперкомплексного числа з дійсною частиною, що дорівнює нулю. У скалярній формі це рівняння має такий вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}_0 &= -0,5(\omega_x \lambda_1 + \omega_y \lambda_2 + \omega_z \lambda_3); \\ \dot{\lambda}_1 &= -0,5(\omega_x \lambda_0 + \omega_z \lambda_2 + \omega_y \lambda_3); \\ \dot{\lambda}_2 &= -0,5(\omega_y \lambda_0 + \omega_z \lambda_1 + \omega_x \lambda_3); \\ \dot{\lambda}_3 &= -0,5(\omega_z \lambda_0 + \omega_y \lambda_1 + \omega_x \lambda_2). \end{aligned}$$

Динаміка зміни параметрів кватерніона у випадку, коли кватерніон характеризує взаємне положення зв'язаних з ЛА осей XYZ і обертових навігаційних осей NHE , описується рівняннями

$$\begin{bmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_1 \\ \dot{\lambda}_2 \\ \dot{\lambda}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{x\Sigma} & -\omega_{y\Sigma} & -\omega_{z\Sigma} \\ \omega_{x\Sigma} & 0 & \omega_{z\Sigma} & -\omega_{y\Sigma} \\ \omega_{y\Sigma} & -\omega_{z\Sigma} & 0 & \omega_{x\Sigma} \\ \omega_{z\Sigma} & \omega_{y\Sigma} & -\omega_{x\Sigma} & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix} \quad (2.2.4)$$

У свою чергу

$$\omega_{x\Sigma} = \omega_{x\text{ЛА}} - \omega_{x\text{NHE}}; \omega_{y\Sigma} = \omega_{y\text{ЛА}} - \omega_{y\text{NHE}}; \omega_{z\Sigma} = \omega_{z\text{ЛА}} - \omega_{z\text{NHE}},$$

де $\omega_{y_{ЛА}}, \omega_{x_{ЛА}}, \omega_{z_{ЛА}}$ – проекції кутової швидкості ЛА відносно інерціального простору на осі зв'язаної системи координат, вимірювані датчиками кутових швидкостей;

$\omega_{x_{NHE}}, \omega_{y_{NHE}}, \omega_{z_{NHE}}$ – проекції кутової швидкості навігаційної системи координат відносно інерціального простору на осі зв'язаної системи координат, що визначаються в результаті розв'язання матричного рівняння

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_{NHE}} \\ \omega_{y_{NHE}} \\ \omega_{z_{NHE}} \end{bmatrix} = B^T \begin{bmatrix} \omega_{N_V} + \Omega_N \\ \omega_{H_V} + \Omega_H \\ \omega_{E_V} + \Omega_E \end{bmatrix}.$$

Ці складові розраховуються й у раніше розглянутих алгоритмах.

У скалярній формі рівняння (2.2.4) мають вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}_0 &= -0,5(\omega_{x\Sigma}\lambda_1 + \omega_{y\Sigma}\lambda_2 + \omega_{z\Sigma}\lambda_3); \\ \dot{\lambda}_1 &= -0,5(\omega_{x\Sigma}\lambda_0 + \omega_{z\Sigma}\lambda_2 + \omega_{y\Sigma}\lambda_3); \\ \dot{\lambda}_2 &= -0,5(\omega_{y\Sigma}\lambda_0 + \omega_{z\Sigma}\lambda_1 + \omega_{x\Sigma}\lambda_3); \\ \dot{\lambda}_3 &= -0,5(\omega_{z\Sigma}\lambda_0 + \omega_{y\Sigma}\lambda_1 + \omega_{x\Sigma}\lambda_2). \end{aligned}$$

Матрицю B перерахування зі зв'язаної в географічну систему координат можна також отримати шляхом перемножування двох матриць, з яких одна перераховує зі зв'язаних у інерціальні осі, друга – з інерціальних у географічні. Кожна з двох матриць також обчислюється на основі параметрів Родрига-Гамільтона, які у свою чергу визначаються чисельним алгоритмом другого порядку, побудованим на основі методу послідовних наближень Пікара:

$$B = C^T A$$

$$A = \begin{vmatrix} 1 - 2(\lambda_2^2 + \lambda_3^2) & 2(\lambda_1\lambda_2 - \lambda_0\lambda_3) & 2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2) \\ 2(\lambda_1\lambda_2 + \lambda_0\lambda_3) & 1 - 2(\lambda_1^2 + \lambda_3^2) & 2(\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1) \\ 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2) & 2(\lambda_2\lambda_3 + \lambda_0\lambda_1) & 1 - 2(\lambda_1^2 + \lambda_2^2) \end{vmatrix};$$

$$\begin{aligned} \lambda_0^{(k+1)} &= \lambda_0^{(k)} - \lambda_0^{(k)} e / .8 - 0,5(\lambda_1^{(k)} \Delta\beta_x + \lambda_2^{(k)} \Delta\beta_y + \lambda_3^{(k)} \Delta\beta_z); \\ \lambda_1^{(k+1)} &= \lambda_1^{(k)} - \lambda_1^{(k)} e / .8 - 0,5(\lambda_0^{(k)} \Delta\beta_x + \lambda_3^{(k)} \Delta\beta_y + \lambda_2^{(k)} \Delta\beta_z); \\ \lambda_2^{(k+1)} &= \lambda_2^{(k)} - \lambda_2^{(k)} e / .8 - 0,5(\lambda_3^{(k)} \Delta\beta_x + \lambda_0^{(k)} \Delta\beta_y + \lambda_1^{(k)} \Delta\beta_z); \\ \lambda_3^{(k+1)} &= \lambda_3^{(k)} - \lambda_3^{(k)} e / .8 - 0,5(\lambda_2^{(k)} \Delta\beta_x + \lambda_1^{(k)} \Delta\beta_y + \lambda_0^{(k)} \Delta\beta_z), \end{aligned} \tag{2.2.5}$$

де $e = \Delta\beta_x^2 + \Delta\beta_y^2 + \Delta\beta_z^2$;

$$\Delta\beta_x = \int_{t_k}^{t_k+1} \omega_{x_{\text{ЛА}}} dt; \Delta\beta_y = \int_{t_k}^{t_k+1} \omega_{y_{\text{ЛА}}} dt; \Delta\beta_z = \int_{t_k}^{t_k+1} \omega_{z_{\text{ЛА}}} dt;$$

$\Delta\beta_x, \Delta\beta_y, \Delta\beta_z$ – збільшення інтегралів від проекцій абсолютної кутової швидкості ЛА на осі чутливості гіроскопів (показання датчиків кутової швидкості БІНС, які вимірюють не проекції кутових швидкостей, а збільшення кутів повороту навколо своїх осей чутливості, тобто показання інтегруючих датчиків кутової швидкості):

$$C = \begin{vmatrix} 1 - 2(\mu_2^2 + \mu_3^2) & 2(\mu_1\mu_2 - \mu_0\mu_3) & 2(\mu_1\mu_3 + \mu_0\mu_2) \\ 2(\mu_1\mu_2 + \mu_0\mu_3) & 1 - 2(\mu_1^2 + \mu_3^2) & 2(\mu_2\mu_3 - \mu_0\mu_1) \\ 2(\mu_1\mu_3 - \mu_0\mu_2) & 2(\mu_2\mu_3 + \mu_0\mu_1) & 1 - 2(\mu_1^2 + \mu_2^2) \end{vmatrix};$$

$$\begin{aligned} \mu_0^{(k+1)} &= \mu_0^{(k)} - 0,5 \left(\mu_1^{(k)} \Omega_x + \mu_2^{(k)} \Omega_y + \mu_3^{(k)} \Omega_z \right) dt; \\ \mu_1^{(k+1)} &= \mu_1^{(k)} - 0,5 \left(\mu_0^{(k)} \Omega_x + \mu_3^{(k)} \Omega_y + \mu_2^{(k)} \Omega_z \right) dt; \\ \mu_2^{(k+1)} &= \mu_2^{(k)} - 0,5 \left(\mu_3^{(k)} \Omega_x + \mu_0^{(k)} \Omega_y + \mu_1^{(k)} \Omega_z \right) dt; \\ \mu_3^{(k+1)} &= \mu_3^{(k)} - 0,5 \left(\mu_2^{(k)} \Omega_x + \mu_1^{(k)} \Omega_y + \mu_0^{(k)} \Omega_z \right) dt \end{aligned}$$

де $\Omega_x = \omega_{N_V} + \Omega_N$; $\Omega_y = \omega_{H_V} + \Omega_H$; $\Omega_z = \omega_{E_V} + \Omega_E$ – проекції абсолютної кутової швидкості географічного базису на його осі.

До переваг цього методу побудови матриці орієнтації відноситься гарантована ортогональність матриці орієнтації, обчисленої за співвідношеннями (2.2.5). Крім цього, практика показує, що обчислення з використанням параметрів Родрига-Гамільтона дає найменші обчислювальні витрати в порівнянні з іншими методами за умови забезпечення однакових точностних характеристик. Разом з тим, визначення матриці B через параметри Родрига-Гамільтона призводить до необхідності рішення двох однотипних систем лінійних диференціальних рівнянь четвертого порядку кожна.

За елементами матриці \mathbf{B} відповідно до (2.2.3) визначаються кути орієнтації ЛА: крен γ , тангаж ϑ та рискання (курс) ψ :

Після знаходження матриці B система рівнянь для проведення навігаційних розрахунків замикається.

Алгоритм проведення навігаційних розрахунків у випадку формування матриці напрямних косинусів безпосередньо за кутами γ, ϑ, ψ можна представити у вигляді (2.2.6)... (2.2.14). У випадку недостатньої швидкодії бортового

процесора навігаційного обчислювача алгоритм роботи БІНС може бути розділений за необхідною швидкістю розрахунку (за тривалістю періоду дискретизації) на два або навіть на три рівні, що характеризують відповідно швидкий, середній і повільний темпи розрахунків.

Швидкий темп

$$\begin{aligned}\omega_{y\Sigma} &= \omega_{y_{\text{ЛА}}} - \omega_{y_{\text{NHE}}}; \\ \omega_{x\Sigma} &= \omega_{x_{\text{ЛА}}} - \omega_{x_{\text{NHE}}}; \\ \omega_{z\Sigma} &= \omega_{z_{\text{ЛА}}} - \omega_{z_{\text{NHE}}}.\end{aligned}\tag{2.2.6}$$

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= (\omega_{y\Sigma} \cos \gamma - \omega_{z\Sigma} \sin \gamma) \sec \vartheta; \\ \dot{\gamma} &= \omega_{x\Sigma} + \operatorname{tg} \vartheta (\omega_{z\Sigma} \sin \gamma - \omega_{y\Sigma} \cos \gamma); \\ \dot{\vartheta} &= \omega_{y\Sigma} \sin \gamma + \omega_{z\Sigma} \cos \gamma; \\ \psi_{\text{Г}} &= -\psi.\end{aligned}\tag{2.2.7}$$

$$B = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \sin \psi \cos \vartheta \sin \gamma \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix}.\tag{2.2.8}$$

Середній темп

$$\begin{bmatrix} a_N \\ a_H \\ a_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x_{\text{ЛА}}} \\ a_{y_{\text{ЛА}}} \\ a_{z_{\text{ЛА}}} \end{bmatrix}\tag{2.2.9}$$

$$\begin{aligned}\dot{V}_E &= a_E - V_N(\omega_{H_V} + 2\Omega_H) + V_H(\omega_{N_V} + 2\Omega_N); \\ \dot{V}_H &= a_H - V_E(\omega_{N_V} + 2\Omega_N) + V_N\omega_{E_V} + g_H; \\ \dot{V}_N &= a_N - V_H\omega_{E_V} + V_E(\omega_{H_V} + 2\Omega_H).\end{aligned}\tag{2.2.10}$$

Повільний темп

$$\begin{aligned}\dot{\lambda} &= \frac{V_E}{(R_2 + H) \cos B}; \\ \dot{\varphi} &= \frac{V_N}{R_1 + H}; \\ \dot{H} &= V_H.\end{aligned}\tag{2.2.11}$$

$$\begin{aligned}\omega_{E_V} &= -\dot{\varphi}; \\ \omega_{H_V} &= \dot{\lambda} \sin \varphi; \\ \omega_{N_V} &= \dot{\lambda} \cos \varphi; \\ \Omega_N &= \Omega_3 \cos \varphi; \\ \Omega_H &= \Omega_3 \sin \varphi.\end{aligned}\tag{2.2.12}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_{NHE}} \\ \omega_{y_{NHE}} \\ \omega_{z_{NHE}} \end{bmatrix} = B^T \begin{bmatrix} \omega_{N_V} + \Omega_N \\ \omega_{H_V} + \Omega_H \\ \omega_{E_V} + \Omega_E \end{bmatrix}. \quad (2.2.13)$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{(R_1+H)} &\approx \frac{1}{a} \left[1 - e^2 - \frac{H}{a} - \frac{3}{2}e^2 \sin^2 \varphi \right]; \\ \frac{1}{(R_2+H)} &\approx \frac{1}{a} \left[1 - \frac{H}{a} - \frac{1}{2}e^2 \sin^2 \varphi \right]; \\ g_H &= -g \left(1 + 5,2884 \cdot 10^{-3} \sin^2 \varphi \right) \left[1 - \frac{2H}{a} (1 - e \sin^2 \varphi) \right]. \end{aligned} \quad (2.2.14)$$

2.3 Аналіз та вибір варіанта інерціальної навігаційної системи

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

Наявність похибок датчиків ІНС у свою чергу приводить до похибок у визначенні навігаційних координат руху ЛА, от чому при створенні ІНС намагаються зменшити величину похибок первинних датчиків. Перевагами інерціальних систем перед іншими системами навігації є їхня повна автономність, абсолютна перешкодозахищеність, а також висока інформативність. У залежності від способів розташування акселерометрів на ЛА розрізняють платформні і безплатформні ІНС. У першому випадку акселерометри встановлюються на гіростабілізуючій платформі, у другому безпосередньо на корпусі ЛА або в спеціальному блоці чуттєвих елементів, при цьому осі чутливості акселерометрів не змінюють орієнтацію відносно напрямку осей, зв'язаних з ЛА. Серед платформних ІНС розрізняють ІНС з некоректованою платформою та ІНС з горизонтальною платформою.

У ІНС з некоректованою платформою осі платформи, а також акселерометри, що установлені на цій платформі, не обертаються в інерціальному просторі. ІНС з горизонтальною платформою у свою чергу класифікують як ІНС із вільною в азимуті платформою (платформа розташовується відносно точки світового простору – відносно зірки) та ІНС з корегованою в азимуті платформою (платформа стабілізується відносно меридіана – „направлена” на північ). По ролі обчислювача у визначенні кутових і лінійних координат прийнято розрізняти геометричні, напіваналітичні та аналітичні ІНС. У геометричних ІНС основним елементом служить гіростабілізатор, що відтворює напрямок осей інерціальної системи відліку, і платформа з акселерометрами, осі чутливості яких відтворю-

ють деякі напрямки в площині обрію і напрямок місцевої вертикалі. Роль обчислювача в такій ІНС мінімальна і зводиться до забезпечення корекції заданого положення платформи. Інформація про координати знімається з кутомірних пристроїв гіростабілізатора і платформи.

До напіваналітичних систем відносять системи з горизонтальною платформою. У цих системах гіроплатформа з акселерометрами відтворює напрямки нормальної (рухливої) системи відліку. З кутомірних пристроїв гіростабілізатора знімається інформація про кути крену, тангажу, курсу ЛА. Обчислювач ІНС вирішує задачу визначення кінематичних параметрів руху центра мас ЛА і видає сигнали для корекції гіростабілізатора. До аналітичних ІНС відносять безплатформні ІНС та ІНС з акселерометрами на некоректованому або вільному гіростабілізаторі. Обчислювач ІНС у даному випадку виконує найбільший обсяг обчислень. Крім визначення кінематичних параметрів руху центра мас ЛА він визначає кутову орієнтацію нормальної рухливої системи координат відносно інерціальної і кутову орієнтацію зв'язаної рухливої системи координат щодо нормальної.

Побудова прецизійних і одночасно надійних гіроплатформ являє собою складну технічну задачу. Тому останнім часом усе більше уваги приділяється розробці так званих безплатформних ІНС (БІНС), у яких датчики акселерометрів жорстко зв'язані з корпусом ЛА. Такі системи мають у своєму складі гіроскопічні прилади, але головною задачею цих пристроїв є забезпечення обчислювачів БІНС інформацією про кутове положення ЛА, а так само про положення осей чутливості акселерометрів відносно обраної навігаційної системи координат. Відсутність горизонтальної платформи вимагає виділяти з показань акселерометрів сигнали, що є прискореннями ЛА, тобто обчислювачі БІНС аналітично визначають напрямки вертикалі. При цьому точність зазначеного моделювання визначається точністю роботи обчислювача і, природно, точністю датчиків первинної навігаційної інформації. До числа потенційних переваг безплатформних інерціальних навігаційних систем БІНС у порівнянні з платформними ІНС можна віднести:

- менші розміри, вага й енергоємність;
- істотне спрощення механічної частини системи ;
- відсутність обмежень по кутах розвороту;

- скорочення часу початкової виставки.

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

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

У роботі розглядатиметься безплатформна інерціальна система. В залежності від способу визначення кутового положення об'єкта в інерціальному просторі можливі наступні основні варіанти схеми БІНС:

Перший варіант передбачає наявність у БІНС шести акселерометрів рознесених по осям об'єкта на відстань (для виміру кутових прискорень) і обчислювального пристрою (ОП);

Другий варіант включає три лінійних акселерометри і три вимірники кутової швидкості руху об'єкта щодо центра мас, встановлених в центрі мас об'єкта, а також ОП.

Третій варіант передбачає наявність трьох лінійних акселерометрів, і вимірника кутового положення об'єкта в інерціальному просторі, встановлених у центрі мас об'єкта, і ОП.

Стосовно розглянутого класу ЛА використання БІНС першого варіанту зустрічає складності реалізації через малу вимірювальну базу (2l) визначення кутових прискорень об'єкта за допомогою акселерометрів. До того ж, похибки БІНС цього варіанту у визначенні координати, обумовлені помилками виміру кутових прискорень, має три складових: одна з них постійна, інша наростає пропорційно квадратові часу руху, а третя змінюється з періодом Шулера. Звідси ясно, що цей варіант схеми може бути застосований тільки при досить точних акселерометрах і для об'єктів, що здійснюють політ протягом нетривалого часу.

Реалізація третього варіанта БІНС припускає наявність у складі навігаційної системи триступеневого гіроскопічного вимірника кутових положень (електростатичні гіроскопи, гіроскопи, що динамічно з'являються у великій кількості) – досить дорогі прецизійні прилади.

За результатами аналізу можна зробити висновок, що в даній роботі доцільно використовувати БІНС, що побудована на трьох акселерометрах і трьох

вимірниках кутової швидкості, тобто БІНС другого класу за вище приведеною класифікацією. Найбільш поширеними й перспективними у використанні в якості чутливих елементів є лазерні кільцеві гіроскопи. Так як БІНС може будуватись як середньоточна і навіть груба система, тому можна використати недорогі датчики інформації, такі як MEMS-датчики. Відомо, що датчики даного класу у порівнянні з лазерними гіроскопами характеризуються меншою точністю, але з урахуванням вимоги щодо невисокої собівартості системи керування в цілому, а також з огляду на те, що поставлена задача може бути вирішена із задовільною для нас точністю, використання недорогих датчиків на основі нанотехнологій є достатньою. Крім того, застосування MEMS – датчиків є економічно – доцільними, для компенсації похибок, які виникають в процесі роботи БІНС з MEMS-датчиками пропонується виконувати польотне калібрування. Для реалізації польотного калібрування каналів БІНС запропоновано шляхом слідкування, за змінами оцінки помилки БІНС на виході фільтра схеми компенсації проводити апроксимацію з наступною екстраполяцією зміни цієї помилки.

Під польотним калібруванням розуміють метод підвищення роботи БІНС шляхом оцінки у польоті систематичних складових похибок БІНС та їх компенсації. Для виконання такої оцінки необхідно порівнювати вихідну інформацію БІНС з еталонною навігаційною інформацією і, маючи модель помилок БІНС, виконати оцінку параметрів цієї моделі за різницею між вихідною інформацією БІНС та еталонною інформацією.

З урахуванням того, що БІНС працює у складі комплексної ІССН необхідно обрати спільну навігаційну систему координат (СК) й для обраної СК розробити алгоритми розв'язку кінематичних рівнянь числення навігаційних параметрів. З урахуванням того, що СНС частіше за все працює в географічній системі координат алгоритми роботи БІНС також слід формувати в цієї системі координат.

2.4 Оцінка орієнтовних значень похибок вимірників первинної інформації БІНС

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

Інструментальні похибки ІНС визначаються погрішностями акселерометрів, вимірників кутової швидкості або кута, а також погрішностями обчислювального пристрою. Очевидно, при застосуванні обчислювального пристрою досить високої точності похибки, ІНС будуть визначатися головним чином погрішностями первинних вимірювальних датчиків, що входять у систему.

Якщо акселерометри ІНС вимірюють прискорення a_x і a_y з погрішностями Δa_x і Δa_y , то, це приведе до помилки у визначенні координати $\Delta \lambda_y$.

Приладові значення зазначених параметрів (зі значком «*»)

$$\left. \begin{aligned} a_{\xi}^* &= a_{\xi} + \Delta a_{\xi}; & a_x^* &= a_x + \Delta a_x; & a_y^* &= a_y + \Delta a_y; \\ \dot{\lambda}_y^* &= \dot{\lambda}_y + \Delta \dot{\lambda}_y; & \lambda_y^* &= \lambda_y + \Delta \lambda_y; \\ \ddot{\vartheta}^* &= \ddot{\vartheta} + \Delta \ddot{\vartheta}; & \dot{\vartheta}^* &= \dot{\vartheta} + \Delta \dot{\vartheta}; & \vartheta^* &= \vartheta + \Delta \vartheta. \end{aligned} \right\} \quad (2.4.1)$$

Підставивши значення цих параметрів у перші рівняння систем і зробивши відповідні перетворення наступне рівняння похибок:

$$\Delta \ddot{\lambda}_y + \frac{(a_{\eta} + g_0)}{R_3} \Delta \lambda_y = \frac{1}{R_3} [a_x \cos(\lambda_y - \vartheta') + a_y \sin(\lambda_y - \vartheta')] \quad (2.4.2)$$

Як видно, ліва частина рівняння (2.4.2) є (при $a_{\eta} = 0$) рівнянням маятника Шулера, а права – збурюючим впливом.

Координата λ_y і кут ϑ' у процесі руху безупинно змінюються, тому права частина рівняння (2.4.2) буде теж змінною в часі.

З огляду на вираз і те, що при автоматичному керуванні рухом кут відхилення об'єкта від площини горизонту досить малий, а також вважаючи

$$\Delta a_x = \Delta a_y = \Delta a$$

у першому наближенні одержимо

$$\Delta \ddot{\lambda}_y + \frac{1}{R_3}(a_\eta + g_0)\Delta \lambda_y \cong \frac{\Delta a}{R_3} \quad (2.4.3)$$

При $a_\eta = 0$, $\Delta a = \text{const}$ рішення рівняння (2.4.3) буде наступним:

$$\Delta \lambda_y \cong \frac{\Delta a}{g_0} \left(1 - \cos \left(\sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t \right) \right) \quad (2.4.4)$$

З виразу (2.4.4) видно, що помилка ІНС у визначенні координати λ_y , обумовлена похибкою акселерометрів, буде мати як постійну, так і змінну складові. Найбільше значення похибки не перевищить $\Delta \lambda_y \leq 2 \frac{\Delta a}{g_0}$.

Оцінка помилки акселерометрів

За допомогою (2.4.4) можуть бути отримані орієнтовані формули для розрахунку точнісних вимог пропонованих до датчиків первинної інформації – акселерометрам.

$$\Delta a \cong \frac{\Delta \lambda_y g_0}{\left(1 - \cos \left(\sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t \right) \right)}. \quad (2.4.5)$$

Як випливає з (2.4.5) вимоги до точнісних характеристик акселерометрів залежать від проміжків часу автономної роботи БІНС у складі комплексної інерціально-супутникової системи навігації. Виходячи з вимог до точності визначення координат (СКВ 5 м) отримані орієнтовані значення похибок акселерометра, у залежності від очікуваних перерв у роботі супутникової системи навігації. Розрахункові значення точнісних вимог пропонованих до датчиків первинної інформації, зокрема акселерометрів відображені на графіку рис. 2.4.1

Оцінка помилки датчика кутової швидкості

Якщо вимірник кутової швидкості об'єкта має погрішність $\Delta \vartheta'$, то приладове значення кутової швидкості

$$\dot{\vartheta}'^* = \dot{\vartheta}' - \Delta \dot{\vartheta}'.$$

При цьому, будуть мати місце помилки у визначенні інших параметрів.

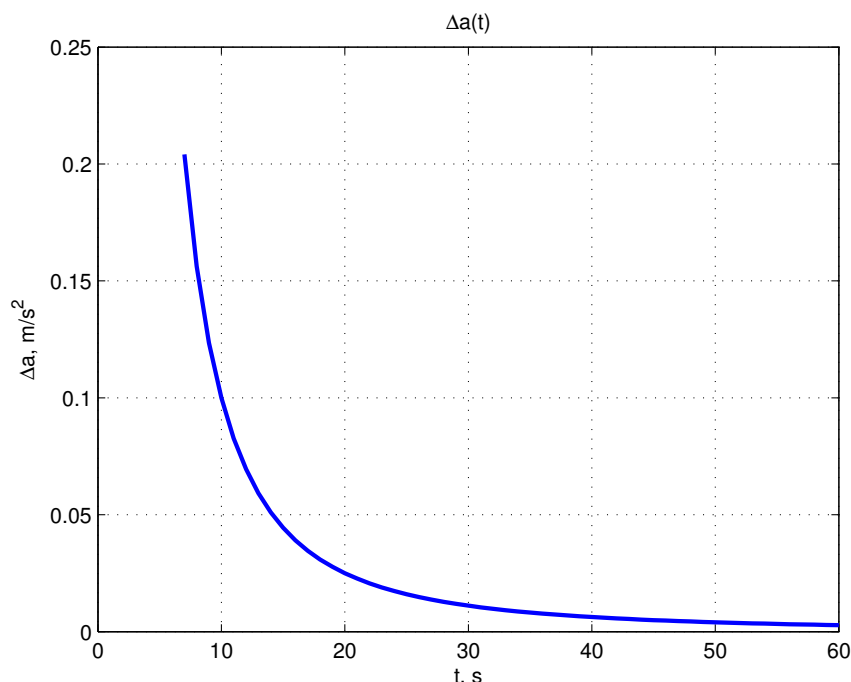


Рисунок 2.4.1 – Графік залежності значень похибок акселерометра від часу

Підставляючи значення параметрів ϑ'^* і λ_y^* рівняння (2.4.3), після перетворень з врахуванням другого рівняння системи (2.4.1) одержимо

$$\Delta \ddot{\lambda}_y + \frac{a_\eta + g_0}{R_3} \Delta \lambda_y = -\frac{a_\eta + g_0}{R_3} \Delta \vartheta' \quad (2.4.6)$$

Як видно ліва частина рівняння (2.4.6) і в цьому випадку (при $a_\eta = 0$) представляється рівняння маятника Шулера, а права частина – фактор, що викликається, обумовленими погрішностями у вимірі ϑ' кута .

Якщо вважати погрішність $\Delta \dot{\vartheta}' = \Delta \dot{\vartheta}'_0 = \text{const}$, то $\Delta \vartheta' = \Delta \dot{\vartheta}'_0 t$, при цьому рішення рівняння (2.4.6) буде (якщо $a_\eta = 0$) наступної:

$$\Delta \lambda_y = \Delta \dot{\vartheta}'_0 \left(\sqrt{\frac{R_3}{g_0}} \sin \sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t - t \right) \quad (2.4.7)$$

Як видно з виразу (2.4.7), погрішність у визначенні координати λ_y , обумовлена постійною помилкою вимірника кутової швидкості, у першому наближенні має дві складові (рис. 2.5,б), одна з яких росте пропорційно часу польоту

$$\Delta \lambda_{y0} = \Delta \dot{\vartheta}'_0 t,$$

а інша змінюється з періодом маятника Шулера

$$\Delta\lambda_y = \Delta\dot{\vartheta}'_0 \sqrt{\frac{R_3}{g_0}} \sin \sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t$$

Аналогічно (2.4.5) можуть бути отримані орієнтовані формули для розрахунку точносних вимог пропонованих до вимірників кутових швидкостей.

$$\Delta\dot{\vartheta}'_0 = \frac{\Delta\lambda_y}{\left(\sqrt{\frac{R_3}{g_0}} \sin \left(\sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t \right) - t \right)}$$

Виходячи з вимог пропонованих до точносних характеристик визначення координат (СКО $\approx 5\text{м}$) отримані орієнтовані значення похибок вимірникам кутових швидкостей, у залежності від очікуваних перерв у роботі супутникової системи навігації. Розрахункові значення точнісних вимоги пропонованих до датчиків первинної інформації, зокрема вимірникам кутових швидкостей відображені на графіку рис.2.4.2.

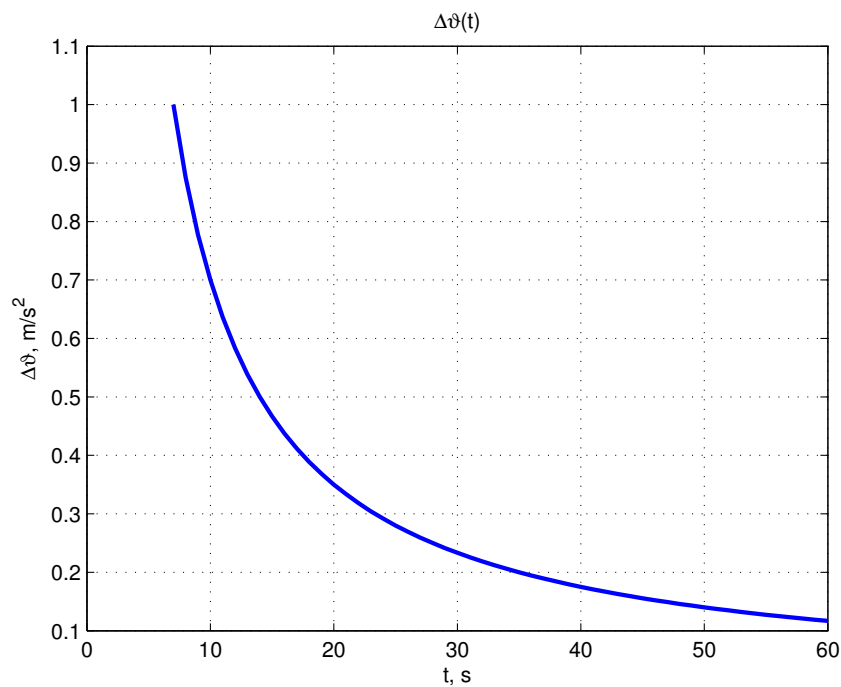


Рисунок 2.4.2 – Графік залежності значень похибок ДКШ від часу

Для БІНС розглянутого класу основний внесок у похибки визначення координат вносять датчики первинної інформації. Необхідно відзначити, що методичні похибки, у тому числі похибки, зв'язані зі спрощеннями кінематичних рівнянь БІНС, похибками моделювання форми Землі і похибками моделі граві-

таційного поля, повинні бути не більше похибок, внесених датчиками первинної інформації.

Багато складові вихідні похибки залежать від параметрів траєкторії й умов роботи, коефіцієнти моделі похибок істотно залежать від рівня вібрації і температури. Тому для більш детального дослідження точнісних характеристик БІНС необхідна вихідна інформація про аеродинамічні й інерційно масові характеристики літака, а також параметри траєкторії. У цьому випадку можна буде провести детальні статистичні дослідження точнісних характеристик з урахуванням впливу динамічних похибок датчиків первинної інформації.

Однак при моделюванні враховувалися тільки деякі складові:

- а) систематичні;
- б) перекручування масштабного коефіцієнта;
- в) випадкові складові;
- г) зони нечутливості

Випадкові складові і перекручування масштабного коефіцієнта моделювалися з використанням генераторів "білого шуму" і формуючих фільтрів. При цьому вважалося, що кожен чуттєвий елемент цілком визначається значеннями цих складових, а самі ці складові змінюються таким чином, що при збільшенні одного з них зростають і всі інші. У табл. 2.4.2 та 2.4.1 показані приклади зміни складових похибок датчиків первинної інформації.

Таблиця 2.4.1 – Параметри акселерометрів

Акселерометри			
Зсув показань, 10^{-3}	0,01	0,05	0,1
Масштабний коефіцієнт	0,001	0,005	0,01
Неортогональність кут.с	10	10	20
Випадкова складова, м/с ³ /год	0,009	0,01	0,02

Таблиця 2.4.2 – Параметри ДКШ

ДКШ			
Дрейф, що не залежить від перевантаження, град/год	0,005	0,01	0,1
Дрейф, що залежить від перевантаження, град/год	0,0075	0,015	0,15
Масштабний коефіцієнт	0,0025	0,005	0,02
Неортогональність кут.с	20	60	120
Випадкове блукання, град/год	0,0005	0,001	0,01

3 Постановка задачі

Задачу досліджень сформулюємо як дослідження можливостей комплексування навігаційної інформації двох систем, що є на борту сучасного літака: однієї - невисокої точності, а значить дешевої безплатформенної інерціальної навігаційної системи (БІНС) і іншої супутникової високоточної навігаційної системи (СНС).

Розглядається спосіб підвищення точності роботи інерціально-супутникової навігаційної системи на основі фільтра Калмана. Цей підхід дає можливість оптимально оцінити спостерігаємі параметри, і з їх допомогою покращити оцінки не спостерігаємих (наприклад орієнтацію географічного тригранника). А непрямий підхід до оцінки отриманих даних дає можливість використовувати лінійні моделі похибок БІНС, і добре освоєні процедури лінійного оптимального фільтра Калмана (наприклад модифікації Джозефа, Поттера чи Карлсона)

Пропонується слабкозв'язана схема комплексування, оскільки вихідна інформація двох систем може піддаватися комплексної обробці з використанням тих чи інших алгоритмів оптимальної фільтрації. Окрім цього, для створення архітектури такої інтегрованої ІССН потрібні мінімальні зміни в апаратних засобах і програмному забезпеченні вже існуючого обладнання ЛА.

Наводяться результати математичного моделювання, що підтверджують доцільність такого підходу до підвищення точності автономної роботи ІСН.

					НАУ 11 54 75 000 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Розробив	НовікМ.В.						48	94
Перевірив	Мар'ясоваТ.І.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

4 Аналіз та вибір методів оцінювання та корекції в комплексній інерціально-супутниковій системі

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

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

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

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

					НАУ 11 54 75 000 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Розробив	НовікМ.В.						49	94
Перевірив	Мар'ясоваТ.І.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

отримання оптимальних оцінок можуть бути покладені такі методи обробки інформації:

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

4.1 Рекурентний фільтр Калмана

Термін оптимальна фільтрація відносять до методики оцінки стану динамічної системи, з якої ми спостерігаємо непрямі вимірювання. Стан відносить до фізичного стану, який може бути описаний динамічними змінними, такими як позиція, швидкість та прискорення рухомого об'єкту. Шум в вимірах означає, що існує деяка степінь невизначеності в них. Динамічна система залучає функції часу, а також шум в динаміці системи, система не може бути змодельована як повністю детерміністичний процес. З цього боку, термін фільтрація означає фільтрацію шуму в вимірах і забезпечення оптимального оцінювання змінних стану системи по відповідним вимірам і висунути припущення щодо динаміки системи.

Оптимальний фільтр Калмана [?] — ефективна і гнучка процедура для об'єднання інформації із зашумлених датчиків для оцінки стану стохастичної системи. Фільтра включає 2 типа змінних:

а) Вектор стану системи, включає наступні компоненти:

- Змінні, які безпосередньо нас цікавлять (необхідно знайти, наприклад швидкість, прискорення)
- Змінні, які безпосередньо не використовуються, але необхідні для процесу оцінювання. В загальному випадку не важливо знати їхні значення, але необхідно визначити їх для покращення точності оцінки.

– Фільтр Калмана у специфічних задачах має включати всі ті змінні динаміки системи, які можуть бути виміряні ДПІ.

- б) Коваріаційна матриця: міра невизначеності оцінювання. Рівняння, що використовуються для отримання коваріаційної матриці (рівняння Ріккаті) та управління невизначеністю, визначають як шум датчиків та динаміка невизначеності впливають на невизначеність стану системи, що оцінюється.

За допомогою отримання невизначеності власне системи і невизначеності у відповідних показниках датчиків, ФК дає можливість комплексувати данні з усіх ДПІ “отимально”, в сенсі, що результуюча оцінка мінімізує квадратичну функцію помилки оцінки, включаючи мінімальне середньо квадратичне відхилення будь-якої лінійної комбінації помилок оцінювання. Коефіцієнт підсилення Калмана — оптимальна зважена матриця, що поєднує данні ДПІ з попередньою оцінкою, для отримання нової апостеріорної оцінки.

Рівняння динамічної системи

Фільтр Калмана намагається оцінити стан змінної $x \in \mathbb{R}^n$ дискретно управляємий процес, що описується лінійним стохастичним диференціальним рівнянням

$$x_k = \Phi x_{k-1} + w_{k-1}, \quad (4.1.1)$$

З вимірюваннями $Z \in \mathbb{R}^m$:

$$z_k = H x_k + v_k, \quad (4.1.2)$$

Випадкові змінні w_k та v_k представляють шум системи (process noise) та шум вимірювань (measurement noise), які вважаються незалежними один від одного, білими з нормальним розподілом шумами.

$$p(w) \sim N(0, Q), \quad (4.1.3)$$

$$p(v) \sim N(0, R). \quad (4.1.4)$$

На практиці, коваріаційна матриця шуму системи Q та коваріаційна матриця шуму вимірювань R можуть змінюватись на кожному кроці вимірювань, але для простоти в нашому випадку вони постійні.

Матриця Φ розміром $n \times n$ в диференціальному рівнянні (4.1.1) проводить залежність між попереднім станом системи $k - 1$ та поточним станом k , при наявності вхідного сигналу чи шуму. Матриця (H) $m \times n$ в рівнянні (4.1.2) відповідає вимірюванням z_k .

Отримання рівнянь фільтра

Позначимо $\hat{x}(-) \in \mathbb{R}^n$ — апіорна оцінка на кроці k інформація про рух системи до кроку k , та $\hat{x}(+) \in \mathbb{R}^n$ апостеріорна оцінка на кроці k за допомогою вимірювань z_k . Відповідно апіорна оцінка коваріації помилки:

$$P_k(-) = E[(x_k - \hat{x}_k(-))(x_k - \hat{x}_k(-))^T] \quad (4.1.5)$$

та апостеріорна коваріаційна матриця помилок:

$$P_k(+) = E[(x_k - \hat{x}_k(+))(x_k - \hat{x}_k(+))^T] \quad (4.1.6)$$

При виведенні рівнянь фільтра Калмана, наша ціль — знайти рівняння, що розраховують апостеріорну оцінку стану $\hat{x}_k(+)$ як лінійна компенсація апіорної оцінки стану $\hat{x}_k(-)$ та взваженої різниці між безпосередньо вимірами z_k та їх прогнозом $H\hat{x}_k$, як показано нижче (4.1.7)

$$\hat{x}_k(+) = \hat{x}_k(-) + K(z_k - H\hat{x}_k(-)) \quad (4.1.7)$$

Різниця $(z_k - H\hat{x}_k(-))$ — називається інноваціями (innovation) або залишками (residual). Залишки, як відображення дисперсії між прогнозованими вимірами $H\hat{x}_k(-)$ та безпосередніми вимірами z_k . Залишок, який рівний нулю, означає, що обое вимірів знаходяться в повному узгодженні.

Матриця \mathbf{K} $n \times m$ визначає коефіцієнт підсилення або фактор змішування, який мінімізує апостеріорну помилку оцінки (4.1.6). Мінімізація може бути закінчена підстановкою (4.1.7) у подане вище визначення для коваріації (4.1.6), виконуючи необхідні дії та взявши похідну по \mathbf{K} , встановивши результат рівним нулю, а потім вирішуючи відносно \mathbf{K} рівняння. Результат може бути отриманий в наступній формі:

$$K_k = P_k(-)H^T(H P_k(-)H^T + R)^{-1} = \frac{P_k(-)H^T}{H P_k(-)H^T + R} \quad (4.1.8)$$

Зважаючи на (4.1.8), якщо коваріаційна матриця помилок вимірювання \mathbf{R} прямує до нуля, коефіцієнт підсилення \mathbf{K} взважає залишки більш сильно. Наприклад:

$$\lim_{R_k \rightarrow 0} K_k = H^{-1} \quad (4.1.9)$$

Якщо апріорна оцінка коваріаційної матриці $P_k(-)$ наближається до нуля, коефіцієнт підсилення \mathbf{K} майже не взважає залишки.

$$\lim_{P_k(-) \rightarrow 0} K_k = 0 \quad (4.1.10)$$

З іншого боку, взважування за допомогою \mathbf{K} , у випадку коли коваріація помилки вимірювань \mathbf{R} наближається до нуля, то безпосереднім вимірам z_k довіряється все більше і більш, коли прогнозовані виміри $H\hat{x}_k(-)$ враховуються все менше. Але якщо апріорна коваріація помилки $P_k(-)$ наближається до нуля то спостереження z_k майже не враховуються, коли відповідно прогнозовані виміри $H\hat{x}_k(-)$ стають більш “впливовими”.

4.2 Алгоритм фільтра Калмана

ФК знаходить стан системи за допомогою форми зворотнього зв'язку: фільтр оцінює стан процесу в один момент часу, а потім отримує зв'язок в формі зашумлених вимірів. Такі рівняння для фільтра розділяються на дві групи: прогноз та корекція на основі вимірів. Прогноз відповідає за екстраполяцію в часі поточного стану системи та її коваріації для отримання апріорної оцінки для наступного кроку. Рівняння корекції необхідні для зворотнього зв'язку – використовують нові виміри і апріорні оцінки для отримання апостеріорних оцінок.

Для фільтра не важливо з якого кроку починати, так і рівняння можуть бути представлені з точки зору прогнозу та корекції Рис.4.2.1

Перше завдання при корекції – розрахувати коефіцієнт підсилення Калмана, K_k / Наступний крок, безпосередньо отримати виміри z_k , а потім генерувати апостеріорну оцінку за допомогою (4.1.7). Останній крок – це отримання апостеріорної коваріаційної матриці оцінки помилки.

Після кожного разу екстраполяції та корекції, процес повторюється, попередні апостеріорні оцінки використовуються для прогнозу нових апріорних

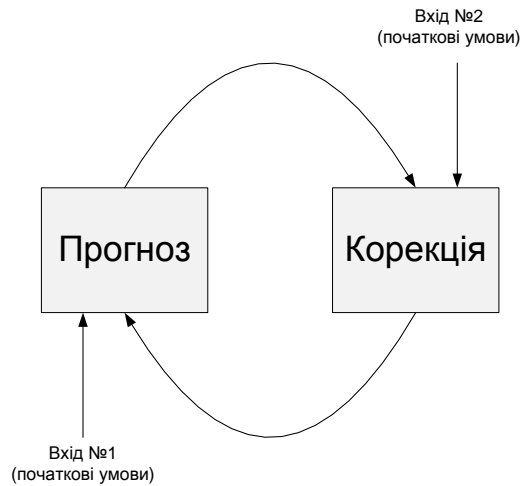


Рисунок 4.2.1 – Цикл функціонування фільтра Калмана

оцінок. Ця рекурсивна природа є найбільш важливою особливістю фільтра Калмана, це робить його більш практичним, в порівнянні з іншими фільтрами (наприклад фільтр Віннера)

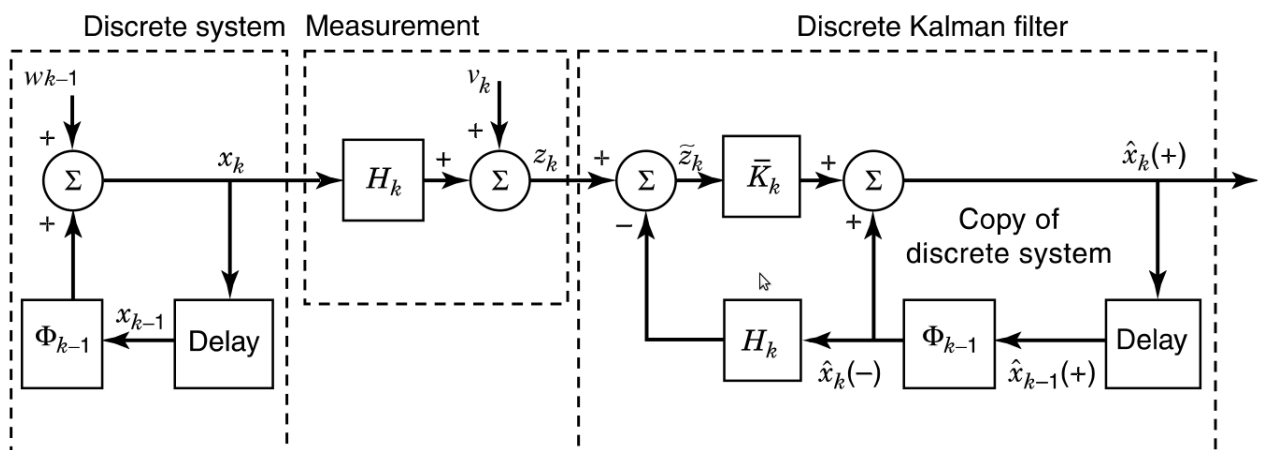


Рисунок 4.2.2 – Блок діаграма системи, моделі вимірювань та дискретного ФК

4.3 Проектування фільтра Калмана

В практичній реалізації фільтра, коваріація вимірюваного шуму R вимірюється звичайно до використання фільтра. Знаходження цієї матриці в загальному випадку практична задача, виміряні величини дають можливість визначити дисперсію шуму, що діє на данні датчиків.

Таблиця 4.2.1 – Рівняння дискретного фільтра Калмана

Рівняння / Формула		
Модель динаміки системи	$x_k = \Phi x_{k-1} + w_{k-1},$	(4.2.1)
Модель вимірювань	$z_k = H x_k + v_k$	(4.2.2)
Початкові умови	$E[x_o] = \hat{x}_0, E[x_o x_o^T] = P_0$	(4.2.3)
Припущення незалежності	$E[w_k v_j^T] = 0$ для всіх k та j	(4.2.4)
Екстраполяція оцінки (прогноз)	$\hat{x}_k(-) = \Phi \hat{x}_{k-1}(+)$	(4.2.5)
Екстраполяція коваріації	$P_k(-) = \Phi_{k-1} P_{k-1}(+) \Phi_{k-1}^T + Q_{k-1}$	(4.2.6)
Корекція оцінки	$\hat{x}_k(+) = \hat{x}_k(-) + K_k [z_k - H_k \hat{x}_k(-)]$	(4.2.7)
Корекція оцінки коваріації	$P_k(+) = [I - K_k H_k] P_k(-)$	(4.2.8)
Коефіцієнт підсилення Калмана	$K_k = P_k(-) H_k^T [H_k P_k(-) H_k^T + R_k]^{-1}$	(4.2.9)

Визначення коваріації шуму системи Q в загальному більш складна задача, просто не має можливості безпосередньо спостерігати процес який оцінюється. Інколи відносно проста модель процесу може дати прийнятний результат, якщо введена достатня величина невизначеності процесу через вибір матриці Q .

В іншому випадку, є чи немає раціональної бази для вибору параметрів, часто краща продуктивність (з точки зору статистики) може бути отримана за допомогою налаштування параметрів фільтра Q та R .

Асиметрія коваріаційної матриці P один з факторів, що впливає на чисельну нестійкість рівняння Рікатті. Якщо не використовується фільтр з квадратним коренем, тоді ця матриця може бути “симетризована” просто за наступною формулою:

$$P = \frac{1}{2}(P + P^T) \quad (4.3.1)$$

Цей метод використовується протягом довгого часу і добре себе зарекомендував.

При проектуванні фільтра, корекція коваріаційної матриці (4.2.6) та (4.2.8) має бути перевірена не тільки на симетрію але й на додатно визначеність. Якщо ці умови не будуть виконуються, це свідчить про помилки в програмі або матриця погано обумовлена. Для усунення проблеми обумовленості використовується інше рівняння для $P_k(+)$, яке називається формою Джозефа [?], яка показна

на наступному рівнянні:

$$P_k(+) = [I - K_k H_k] P_k(-) [I - K_k H_k]^T + K_k R_k K_k^T \quad (4.3.2)$$

З рівняння видно, що права частина є сумою двох симетричних матриць. Перша додатно визначена інша не від'ємно визначена, що робить $P_k(+)$ додатно визначеною матрицею.

Безперечно саме фільтр Калмана найбільш привабливий при розв'язанні задачі комплексної обробки інформації в інерціально-супутникових системах навігації. Проте використання фільтра Калмана зустрічає певні труднощі при його практичній реалізації на борту ЛА. Зокрема в жорстко зв'язаних інерціально-супутникових системах навігації, фільтр Калмана повинний бути дуже швидкодіючим, що обмежується характеристиками існуючих процесорів бортових ЦОМ.

5 Розробка алгоритмів оптимального комплексування в інерціально-супутникових систем навігації

Загальною вимогою для організації процесу комплексування є наявність математичних моделей підсистем, що підлягають комплексуванню. Сучасний стан обчислювальної техніки, знань в області інерціальної та супутникової навігації дозволяють скласти досить повні й адекватні моделі цих систем. У комплексі системи описуються на рівні їхніх похибок. Таким чином, для нормальної роботи комплексу потрібний адекватний опис похибок підсистем, включаючи неконтрольовані джерела похибок.

5.1 Моделі похибок інерціальних навігаційних систем

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

Матриця переходу від зв'язаної СК до географічної СК $B(\psi, \vartheta, \gamma)$ має вид:

$$B(\psi, \vartheta, \gamma) = \begin{pmatrix} \sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma - \sin \psi \cos \gamma \sin \vartheta & \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma \sin \vartheta \\ \cos \psi \cos \vartheta & -\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \cos \gamma \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \gamma \sin \vartheta \\ \sin \vartheta & \cos \gamma \cos \vartheta & -\sin \gamma \cos \vartheta \end{pmatrix}, \quad (5.1.1)$$

де $\psi(t)$, $\vartheta(t)$, $\gamma(t)$ - кути курсу, тангажа та крену ЛА відповідно.

Матриця переходу від географічної СК до рухомої екваторіальної СК $Q(\varphi)$ має вигляд:

					<i>НАУ 11 54 75 000 ПЗ</i>			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата				
Розробив	Новік М.В.				Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Перевірив	Мар'ясова Т.І.						57	94
						<i>IACU 608</i>		
Н. контр.	Козлова А.П.							
Затвердив	Синеглазов В.М.							

$$Q(\varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix},$$

де φ - географічна широта.

Матриця переходу від зв'язаної СК до рухомої екваторіальної СК $C(\psi, \vartheta, \gamma, \varphi)$ задовольняє співвідношенням виду:

$$C(\psi, \vartheta, \gamma, \varphi) = Q(\varphi) \cdot B(\psi, \vartheta, \gamma).$$

При розв'язанні задач повітряної навігації як основні навігаційні параметри ЛА можна розглядати поточні географічні координати (довготу λ , широту φ и висоту над поверхнею земного еліпсоїда H), проекції шляхової швидкості V_E, V_N, V_h , а також елементи матриці переходу $B(\psi, \vartheta, \gamma)$, що характеризує орієнтацію ЛА у просторі.

Вказані навігаційні параметри задовольняє таким диференціальним рівнянням:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\lambda} &= \frac{V_E(t)}{(R_1+h) \cos \varphi(t)} \\ \dot{\varphi} &= \frac{V_N(t)}{(R_2+h)} \\ \dot{h} &= V_h(t) \end{aligned} \right\}; \quad (5.1.2)$$

$$\dot{B} = B\Omega_c - \Omega_\Gamma B; \quad (5.1.3)$$

$$\dot{\bar{V}} = B\bar{a}_c - \Delta\bar{n}(t) + \bar{g}_T, \quad (5.1.4)$$

де (5.1.2) – рівняння для числення географічних координат;

(5.1.3) – матричне рівняння Пуассона для визначення матриці направляючих косинусів $B(\psi, \vartheta, \gamma)$;

(5.1.4) – векторне рівняння відносно проекцій шляхової швидкості ЛА $\bar{V} = \begin{pmatrix} V_E & V_N & V_h \end{pmatrix}^T$; $\bar{a}_c(t) = \begin{pmatrix} a_{x1}(t) & a_{y1}(t) & a_{z1}(t) \end{pmatrix}^T$ – вектор проекцій уявного прискорення початку зв'язаної СК на її осі;

$$\Omega_c = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_{z1} & \omega_{y1} \\ \omega_{z1} & 0 & -\omega_{x1} \\ -\omega_{y1} & \omega_{x1} & 0 \end{pmatrix};$$

$$\Omega_{\Gamma} = \begin{pmatrix} 0 & -(\dot{\lambda} + u) \sin \varphi & (\dot{\lambda} + u) \cos \varphi \\ (\dot{\lambda} + u) \sin \varphi & 0 & \dot{\varphi} \\ -(\dot{\lambda} + u) \cos \varphi & -\dot{\varphi} & 0 \end{pmatrix};$$

$\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ – проекції абсолютної кутової швидкості зв’язаної з ЛА СК на її осі; u – кутова швидкість обертання Землі;

R_1 и R_2 – головні радіуси кривизни обраного земного еліпсоїда;

$$R_1 = a [1 - e^2 \sin^2 \varphi(t)]^{-\frac{1}{2}};$$

$$R_2 = a (1 - e^2) [1 - e^2 \sin^2 \varphi(t)]^{-\frac{3}{2}};$$

a, e – велика піввісь и ексцентриситет земного еліпсоїда;

$\bar{g}_T = (g_{TE}, g_{TN}, g_{Th})^T$ – вектор проекцій прискорення сили ваги на осі географічної СК;

$\Delta \bar{n} = (\Delta n_E, \Delta n_N, \Delta n_h)^T$ – вектор проекцій суми переносного и кориолісова прискорень на осі географічної СК;

$$\Delta n_E = \frac{V_E V_h}{R_1 + h} - \frac{V_E V_N}{R_1 + h} tg \varphi + 2u (V_h \cos \varphi - V_N \sin \varphi);$$

$$\Delta n_N = \frac{V_N V_h}{R_2 + h} + \frac{V_E^2}{R_1 + h} tg \varphi + 2u V_E \sin \varphi;$$

$$\Delta n_h = -\frac{V_E^2}{R_1 + h} - \frac{V_N^2}{R_2 + h} - 2u V_E \cos \varphi;$$

$\bar{g}_T = [0, 0, g_e]^T$ – вектор проекцій нормального прискорення сили ваги на осі географічної СК $g_e = \mu / a^2$, $\mu = 398600, 44 \cdot 10^9 \text{ [м}^3/\text{с}^2]$

Маючи інформацію про вихідні координати та проекції шляхової швидкості ЛА, про вихідну матрицю орієнтації B_0 (її визначення є предметом задачі початкового виставлення БІНС), а також про моделі прискорення сили ваги $g^T(\varphi, \lambda, h)$, на основі рівнянь (5.1.2)÷(5.1.4) с використанням поточних показів ДУС и акселерометрів можна отримати поточні значення шуканих навігаційних параметрів ЛА.

При точному завданні вихідних умов и при точній моделі прискорення сили ваги, а також при відсутності похибок інерціальних ДПІ и похибок обчислення в наслідок інтегрування рівнянь (5.1.2)÷(5.1.4) будуть отримані істинні значення основних навігаційних параметрів ЛА.

Похибки завдання вихідних координат и проекцій шляхової швидкості ЛА, похибки початкового виставлення, аномальні варіації прискорення сили ваги, похибки інерціальних ДПІ, методичні похибки алгоритмів обчислення и похибки через кінцеву довжину розрядній сітці обчислювача (похибки округле-

ння) будуть приводити до похибок визначення шуканих навігаційних параметрів ЛА.

У лінійному наближенні еволюція похибок БІНС у визначенні основних навігаційних параметрів у часі може бути описана лінійними диференціальними рівняннями похибок.

Рівняння похибок БІНС у визначенні координат впливає з динамічних рівнянь числення координат, що наведені в алгоритмах БІНС і мають вигляд:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{R}_E &= \Delta V_E(t) \cdot \frac{R_3}{R \cos \varphi(t)} + \Delta R_N(t) \frac{V_E(t) \sin \varphi(t)}{R_3 R \cos^2 \varphi(t)} - \Delta h(t) \frac{R_3 V_E(t)}{R^2 \cos \varphi(t)}; \\ \Delta \dot{R}_N &= \Delta V_N(t) \cdot \frac{R_3}{R} - \Delta h(t) \frac{R_3 V_N(t)}{R^2}; \\ \Delta \dot{h} &= \Delta V_h(t); \end{aligned} \quad (5.1.5)$$

де $\Delta R_E(t) = \Delta \lambda(t) R_3$, $\Delta R_N(t) = \Delta \varphi(t) R_3$ – похибка БІНС у визначенні приведених координат місцезнаходження ЛА;

$\Delta \lambda(t), \Delta \varphi(t), \Delta H(t)$ – похибки БІНС у визначенні географічних координат;
 $\Delta V_E(t), \Delta V_N(t), \Delta V_H(t)$ – похибки БІНС у визначенні проекції шляхової швидкості ЛА;

$R = R_3 + H$; R_3 – радіус земної сфери;

Еволюція похибок БІНС у визначенні проекції шляхової швидкості ЛА $\Delta V_E(t)$, $\Delta V_N(t), \Delta V_h(t)$, також може бути отримана з динамічних рівнянь числення шляхової швидкості в алгоритмах БІНС, і описується наступною системою рівнянь:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{V}_E &= a_N \alpha_h - a_h \alpha_N + \sum_{i=1}^3 b_{1,i} \Delta a_i - \Delta V_h U(t) \cos \varphi + \Delta V_N U(t) \sin \varphi + \\ &+ \frac{\Delta R_N}{R_3} (U(t) (V_h \sin \varphi + V_N \cos \varphi)) - \left(\frac{\Delta V_E}{R \cos \varphi} + \frac{V_E \sin \varphi}{R \cos^2 \varphi} \frac{\Delta R_N}{R_3} \right) \times \\ &\times (V_h \cos \varphi - V_N \sin \varphi) + \frac{\Delta h V_E}{R^2} (V_h - V_N \tan \varphi); \\ \Delta \dot{V}_N &= -a_E \alpha_h + a_h \alpha_E + \sum_{i=1}^3 b_{2,i} \Delta a_i - \Delta V_E U(t) \sin \varphi - \Delta V_h \dot{\varphi}(t) - \\ &- \frac{\Delta R_N}{R_3} V_E U(t) \cos \varphi - \frac{\Delta V_N}{R} V_h - \left(\frac{\Delta V_E}{R \cos \varphi} + \frac{V_E \sin \varphi}{R \cos^2 \varphi} \frac{\Delta R_N}{R_3} \right) V_E \sin \varphi + \\ &+ \frac{\Delta h}{R^2} (V_E^2 \tan \varphi + V_N V_h); \\ \Delta \dot{V}_h &= a_E \alpha_N - a_N \alpha_E + \sum_{i=1}^3 b_{3,i} \Delta a_i + \Delta V_E U(t) \cos \varphi + \Delta V_N \dot{\varphi}(t) - \\ &- \frac{\Delta R_N}{R_3} V_E U(t) \sin \varphi + \frac{\Delta V_N}{R} V_N + \left(\frac{\Delta V_E}{R \cos \varphi} + \frac{V_E \sin \varphi}{R \cos^2 \varphi} \frac{\Delta R_N}{R_3} \right) V_E \cos \varphi + \\ &+ g_e \left(-\frac{2 \Delta h}{a} + \frac{3}{2} e^2 \sin \varphi \cos \varphi \frac{\Delta R_N}{R_3} \right) - \frac{\Delta h}{R^2} (V_E^2 + V_N^2), \end{aligned} \quad (5.1.6)$$

де b_{ij} ($i,j=1,2,3$) – елементи матриці направляючих косинусів \mathbf{B} ;
 Δa_i ($i=1,2,3$) – приведені похибки акселерометрів БІНС (з урахуванням похибок чисельного інтегрування рівняння у бортовому обчислювачі);

a_H, a_E, a_N – поточні значення проекцій уявного прискорення початку зв'язаної СК на осі географічної СК;

$\alpha_H, \alpha_E, \alpha_N$ – похибки моделювання в БІНС орієнтації географічного координатного тригранника (α_E ;

α_N – похибки побудови вертикалі, α_H – азимутальна похибка);

$R = R_3 + H$ – поточна висота;

$U(t) = 2\Omega_3 + \dot{\lambda}(t)$; $\dot{\varphi}(t) = \frac{V_N}{R}$; $\dot{\lambda}(t) = \frac{V_E}{R \cos \varphi}$.

Аналіз показує, що еволюція параметрів $\alpha_h, \alpha_E, \alpha_N$ у часі описується наступною системою рівнянь:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha}_E &= -\omega_N \alpha_h + \omega_h \alpha_N - \frac{\Delta V_N}{R} - \sum_{i=1}^3 b_{1,i} \varepsilon_i, \\ \dot{\alpha}_N &= -\omega_h \alpha_E + \omega_E \alpha_h + \frac{\Delta V_E}{R} - u \sin \varphi \frac{\Delta R_N}{R_7} - \sum_{i=1}^3 b_{2,i} \varepsilon_i, \\ \dot{\alpha}_h &= -\omega_E \alpha_N + \omega_N \alpha_E + \frac{\Delta V_E}{R} \tan \varphi + \left(u \cos \varphi + \frac{V_E}{R \cos^2 \varphi} \right) \frac{\Delta R_N}{R_7} - \sum_{i=1}^3 b_{3,i} \varepsilon_i,\end{aligned}\quad (5.1.7)$$

де $\omega_E = -\dot{\varphi}(t)$, $\omega_N = \left[u + \dot{\lambda}(t) \right] \cos \varphi$, $\omega_h = \left[u + \dot{\lambda}(t) \right] \sin \varphi$,

$\dot{\lambda} = \frac{V_E}{R \cos \varphi}$; $\dot{\varphi} = \frac{V_N}{R}$; ε_i ($i=1,2,3$) – приведені похибки ДУС БІНС;

Аналіз показує, що похибки моделювання географічного тригранника $\alpha_h, \alpha_E, \alpha_N$ зв'язані з похибками визначення координат $\Delta R_N, \Delta R_E$ і похибками моделювання орієнтації рухливої екваторіальної СК $\delta_\xi, \delta_\eta, \delta_\zeta$ такими співвідношеннями:

$$\begin{aligned}\alpha_E &= \delta_\xi - \frac{\Delta R_N}{R_3}; \\ \alpha_N &= \delta_\eta \cos \varphi - \delta \sin \varphi + \frac{\Delta R_E}{R_3} \cos \varphi; \\ \alpha_h &= \delta_\eta \sin \varphi - \delta_\zeta \cos \varphi + \frac{\Delta R_E}{R_3} \sin \varphi.\end{aligned}$$

Еволюція в часі похибок моделювання рухливої екваторіальної СК $\delta_\xi, \delta_\eta, \delta_\zeta$ описується більш простими, ніж (5.1.7), рівняннями:

$$\begin{aligned}\dot{\delta}_\xi &= -(u + \dot{\lambda})\delta_\zeta - \varepsilon_\zeta(t) \\ \dot{\delta}_\eta &= -\varepsilon_\eta(t) \\ \dot{\delta}_\zeta &= -(u + \dot{\lambda})\delta_\xi - \varepsilon_\xi(t)\end{aligned}\quad ;$$

де $\dot{\lambda} = \frac{V_E(t)}{R \cos(t)}$.

Якщо ввести в розгляд інерціальну прямокутну геоцентричну СК $\xi_u \eta_u \zeta_u$, вісь η_u якої збігається з віссю ζ , а вісь ξ_u у момент $t = 0$ лежить у площині Гринвіцького

меридіана, то можна сказати, що похибки моделювання орієнтації такої СК $\delta_{\xi_u}, \delta_{\eta_u}, \delta_{\zeta_u}$ зв'язані з параметрами $\delta_{\xi}, \delta_{\eta}, \delta_{\zeta}$ співвідношеннями виду:

$$\begin{aligned}\delta_{\xi} &= \delta_{\xi_u} A \cos \lambda_* - \delta_{\xi_u} \sin \lambda_* \\ \delta_{\eta} &= \delta_{\eta_u} \\ \delta_{\zeta} &= \delta_{\xi_u} \sin \lambda_* - \delta_{\zeta_u} A \cos \lambda_*\end{aligned};$$

де $\lambda_* = ut + \lambda(t)$.

Рівняння, що описують еволюцію в часі похибок моделювання інерціальної СК $\delta_{\xi_u}, \delta_{\eta_u}, \delta_{\zeta_u}$ виявляється досить простими:

$$\begin{aligned}\dot{\delta}_{\xi_u} &= -\varepsilon_{\xi_u}(t); \\ \dot{\delta}_{\eta_u} &= -\varepsilon_{\eta_u}(t); \\ \dot{\delta}_{\zeta_u} &= -\varepsilon_{\zeta_u}(t),\end{aligned}$$

$$\text{де } \begin{pmatrix} \varepsilon_{\xi_u} \\ \varepsilon_{\eta_u} \\ \varepsilon_{\zeta_u} \end{pmatrix} = \Delta \mathbf{C}(t) \mathbf{C}(t) \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{pmatrix};$$

$$\Delta \mathbf{C}(t) = \begin{pmatrix} \cos \lambda_* & -\sin \lambda_* & 0 \\ \sin \lambda_* & \cos \lambda_* & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} - \text{матриця переходу від рухливої}$$

екваторіальної СК до інерціальної СК.

Таким чином, у моделі похибок БІНС можливе використання принаймні трьох груп параметрів, що характеризують похибки моделювання орієнтації СК:

$$\{\alpha_E, \alpha_N, \alpha_h\}, \{\delta_{\xi}, \delta_{\eta}, \delta_{\zeta}\}, \{\delta_{\xi_u}, \delta_{\eta_u}, \delta_{\zeta_u}\}.$$

Надалі в роботі використовуються параметри $\alpha_E, \alpha_N, \alpha_h$, що характеризують похибки моделювання географічної СК і мають найбільш наочну фізичну інтерпретацію. Цим параметрам відповідають рівняння еволюції (5.1.7).

Для замикання системи рівнянь похибок БІНС (5.1.5), (5.1.6), (5.1.7) необхідно вказати моделі еволюції приведених похибок ДПІ.

З урахуванням вигляду моделі еволюції похибок ДПІ, рівняння похибок БІНС (5.1.5), (5.1.6), (5.1.7) можуть бути замкнені наступними рівняннями

відносно $C_\omega, C_a, C_\varepsilon, D_a, \bar{\varepsilon}_A, \Delta\bar{a}_c$:

$$\begin{aligned}\dot{C}_\omega &= \xi_{A\omega}(t); \\ \dot{C}_a &= \xi_{Aa}(t); \\ \dot{C}_\varepsilon &= \xi_{A\varepsilon}(t); \\ \dot{D}_a &= \xi_{Da}(t); \\ \dot{\bar{\varepsilon}}_c &= \bar{\xi}_A(t); \\ \Delta\dot{\bar{a}}_c &= \bar{\xi}_{\Delta a}(t),\end{aligned}\tag{5.1.8}$$

де $\xi_{A\omega}(t); \xi_{Aa}(t);$

$\xi_{A\varepsilon}(t); \xi_{Da}(t); \bar{\xi}_A(t); \bar{\xi}_{\Delta a}(t)$ – білошумні збурення відповідної розмірності, які характеризують дрейф квазістаціонарних параметрів моделі ДПІ.

Повертаючись до моделей похибок БІНС відзначимо, що коли вектор-стовпець похибок БІНС $\bar{X}(t)$ прийняти у вигляді:

$$\bar{X} = (\Delta R_E, \Delta R_N, \Delta h, \Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_h, \alpha_E, \alpha_N, \alpha_h, \varepsilon_{c1}, \varepsilon_{c2}, \varepsilon_{c3}, \Delta a_{c1}, \Delta a_{c2}, \Delta a_{c3},)^T,$$

то модель еволюції похибок БІНС може бути подана у компактній формі

$$\dot{\bar{X}} = F\bar{X}(t) + G\bar{\xi}(t),\tag{5.1.9}$$

де F та G – матриці 15×15 і 15×21 відповідно; $\bar{\xi}(t)$ – вектор-стовпець розмірності 21, компонентами якого є незалежні Гауссівські «білі» шуми з нульовими середніми значеннями і одиничними дисперсіями.

Відмінні від нуля елементи матриці F мають вигляд:

$$\begin{aligned}
f_{1,2} &= \frac{\dot{\lambda}}{R_3} tg\varphi; f_{1,3} = \frac{-\dot{\lambda}R_3}{R}; f_{1,4} = \frac{R_3}{R \cos \varphi}; \\
f_{2,3} &= \frac{-\dot{\varphi}R_3}{R}; f_{2,5} = \frac{R_3}{R}; f_{3,6} = 1; \\
f_{4,2} &= \frac{2u+\dot{\lambda}}{R_3} (V_h \sin \varphi + V_N \cos \varphi) - \frac{\dot{\lambda}}{R_3} tg\varphi (V_h \cos \varphi - V_N \sin \varphi); \\
f_{4,3} &= \frac{V_E}{R^2} (V_h - V_N tg\varphi); \\
f_{4,4} &= \frac{V_N \sin \varphi - V_h \cos \varphi}{R \cos \varphi}; \\
f_{4,5} &= (2u + \dot{\lambda}) \sin \varphi; f_{4,6} = - (2u + \dot{\lambda}) \cos \varphi; \\
f_{4,8} &= -a_h; f_{4,9} = a_N; f_{4,13} = b_{1,1}; f_{4,14} = b_{1,2}; f_{4,15} = b_{1,3}; \\
f_{5,2} &= -\frac{2u+\dot{\lambda}}{R_3} V_E \cos \varphi - \frac{V_E^2}{R R_3} tg^2 \varphi; \\
f_{5,3} &= \frac{V_E^2 tg\varphi + V_h V_N}{R^2}; \\
f_{5,4} &= - (2u + \dot{\lambda}) \sin \varphi; f_{5,5} = -\frac{V_h}{R}; \\
f_{5,6} &= -\dot{\varphi}(t); f_{5,7} = a_h; f_{5,9} = -a_E; f_{5,13} = b_{2,1}; f_{5,14} = b_{2,2}; f_{5,15} = b_{2,3}; \\
f_{6,2} &= -2u \frac{V_E \sin \varphi}{R} + \frac{3g_e}{2R_3} e^2 \sin \varphi \cos \varphi; \\
f_{6,3} &= -\frac{2g_e}{a} - \frac{V_E^2 + V_N^2}{R^2}; f_{6,4} = (2u + \dot{\lambda}) \cos \varphi; \\
f_{6,5} &= \dot{\varphi}(t) + \frac{V_N}{R}; f_{6,7} = -a_N; f_{6,8} = a_E; f_{6,13} = b_{3,1}; f_{6,14} = b_{3,2}; f_{6,15} = b_{3,3}; \\
f_{7,5} &= -\frac{1}{R}; f_{7,8} = \omega_h; f_{7,9} = -\omega_N; \\
f_{7,10} &= -b_{1,1}; f_{7,11} = -b_{1,2}; f_{7,12} = -b_{1,3}; \\
f_{8,2} &= -\frac{u}{R} \sin \varphi; f_{8,4} = \frac{1}{R}; f_{8,7} = -\omega_h; f_{8,9} = \omega_E; \\
f_{8,10} &= -b_{2,1}; f_{8,11} = -b_{2,2}; f_{8,12} = -b_{2,3}; \\
f_{9,2} &= \frac{1}{R} (u \cos \varphi + \frac{\dot{\lambda}}{\cos \varphi}); \\
f_{9,4} &= \frac{tg\varphi}{R}; f_{9,7} = \omega_N; f_{9,8} = -\omega_E; \\
f_{9,10} &= -b_{3,1}; f_{9,11} = -b_{3,2}; f_{9,12} = -b_{3,3}.
\end{aligned} \tag{5.1.10}$$

Відрізнi від нуля елементи матриці $G(15 \times 21)$ задовольняють таким співвідношенням:

$$\begin{aligned}
g_{i,i} &= \sigma_i, & i &= 1, \dots, 15; \\
g_{i+3,j+18} &= b_{i,j} \sigma_a, & i &= 1, 2, 3, j = 1, 2, 3; \\
g_{i+6,j+15} &= -\sigma_\omega b_{i,j} & i &= 1, 2, 3, j = 1, 2, 3;
\end{aligned} \tag{5.1.11}$$

де $\sigma_1 \div \sigma_{15}$ – середньоквадратичні значення (СКЗ) білошумних збурень, що характеризують вплив різних факторів ($\sigma_1 \div \sigma_3$ – похибок численного інтегрування рівняння (5.1.2);

$\sigma_4 \div \sigma_6$ – підсумковий ефект аномалій гравітаційного поля и похибок численного інтегрування рівняння (5.1.4),

$\sigma_7 \div \sigma_9$ – похибок численного інтегрування рівняння для параметрів орієнтації (5.1.3);

$\sigma_{10} \div \sigma_{15}$ – випадкового дрейфу квазістаціонарних зведених погрішностей ДПІ $\bar{\varepsilon}_A$ и $\Delta\bar{0}_A$);

σ_a, σ_ω – СКЗ білошумних складових погрішностей акселерометрів і ДКШ БІНС.

Елементи матриць **F** и **G**, що впливає з аналізу співвідношень (5.1.10) и (5.1.11), залежать від поточних значень навігаційних параметрів польоту ЛА.

Безперервної моделі еволюції похибок БІНС (5.1.9) відповідає такий дискретний аналог:

$$\bar{X}_{k+1} = \Phi_k \bar{X}_k + G_k \bar{\xi}_k,$$

де $\Phi_k = E + F(t_k)\Delta t$, $G_k = G(t_k) \cdot \Delta t$;

Δt – крок дискретизації часу;

E – одинична матриця 15×15 .

5.2 Математичні моделі похибок супутникової системи навігації

Для опису похибок СНС у визначенні координат і проекцій шляхової швидкості ЛА пропонується використовувати математичні моделі, що містять Марківські і гаусовські складові похибок:

$$\begin{aligned} \Delta R_{Es,k} &= \Delta R_{Ec,k} + \frac{\sigma_{Rs}}{\cos \varphi_k} \eta_{REs,k} + \frac{\sigma_{\delta Rs}}{\cos \varphi_k} \eta_{\delta RE,k}; \\ \Delta R_{Ns,k} &= \Delta R_{Nc,k} + \sigma_{Rs} \eta_{RNs,k} + \sigma_{\delta Rs} \eta_{\delta RN,k}; \\ \Delta H_{s,k} &= \Delta H_{c,k} + \sigma_{Hs} \eta_{Hs,k} + \sigma_{\delta Rs} \eta_{\delta H,k} \\ \Delta V_{ls,k} &= \Delta V_{lc,k} + \sigma_{Vs} \eta_{Vls,k} + \sigma_{\delta Vs} \eta_{\delta Vls,k}, \text{ при } l = E, N, H; \end{aligned} \quad (5.2.1)$$

де $\Delta R_{ls,k}$, ($l=E, N$); $\Delta H_{s,k}$; $\Delta V_{ls,k}$ ($l=E, N, H$) – похибки СНС у визначенні приведених координат, висоти і складових шляхової швидкості ЛА;

$\Delta R_{lc,k}$ ($l=E, N$); $\Delta H_{c,k}$; $\Delta V_{lc,k}$ ($l=E, N, H$) – корельовані (Марківські) складові похибок СНС;

$\sigma_{Rs}, \sigma_{Hs}, \sigma_{Vs}$ – СКЗ білошумових складових похибок СНС;
 $\sigma_{\delta Rs}, \sigma_{\delta Hs}, \sigma_{\delta Vs}$ – СКЗ додаткових білошумових складових похибок СНС,
 що виникають тільки за умови, що t_k – момент зміни сузір'я навігаційних
 супутників;
 $\eta_{Rls,k}, \eta_{\delta Rls,k}, (l=E,N); \eta_{Hs,k}, \eta_{\delta Hs,k}; \eta_{Vls,k}, \eta_{\delta Vls,k} (l=E,N,H)$ – стандартні білі
 дискретні шуми зі СКЗ.

Корельовані складові похибок СНС описуються наступними співвідно-
 шеннями:

$$\begin{aligned}\Delta R_{Ec,k} &= W_R \Delta R_{Ec,k-1} + q_R \frac{\sigma_{Rc}}{\cos \varphi_k} \eta_{REc,k} + \frac{\sigma_{\delta Rc}}{\cos \varphi_k} \eta_{\delta REc,k}; \\ \Delta R_{Nc,k} &= W_R \Delta R_{Nc,k-1} + q_R \sigma_{Rc} \eta_{RNc,k} + \sigma_{\delta Rc} \eta_{\delta RNc,k}; \\ \Delta H_{c,k} &= W_R \Delta H_{c,k-1} + q_R \sigma_{Hc} \eta_{Hc,k} + \sigma_{\delta Hc} \eta_{\delta Hc,k}; \\ \Delta V_{lc,k} &= W_V \Delta V_{lc,k-1} + q_V \sigma_{Vc} \eta_{Vlc,k} + \sigma_{\delta Vc} \eta_{\delta Vlc,k}, \text{ при } l = E, N, H,\end{aligned}\quad (5.2.2)$$

де

$$\begin{aligned}W_R &= e^{-(\lambda_s V_{\text{ш}} + \lambda_{st}) \Delta t}; q_R = [1 - \exp(-2(\lambda_s V_{\text{ш}} + \lambda_{st}) \Delta t)]^{0,5}; \\ W_V &= e^{-\lambda_V \Delta t}; q_V = [1 - \exp(-2\lambda_V \Delta t)]^{0,5};\end{aligned}$$

λ_s – показник просторової кореляції похибки СНС за координатами;

λ_V, λ_{st} – показник часової кореляції похибок СНС за швидкістю та за коор-
 динатами;

$V_{\text{ш}}$ – шляхова швидкість ЛА;

Δt – дискрета оновлення вихідної інформації СНС у часі;

$\sigma_{Rc}, \sigma_{Hc}, \sigma_{Vc}$ – СКЗ корельованих складових похибок СНС;

$\sigma_{\delta Rc}, \sigma_{\delta Hc}, \sigma_{\delta Vc}$ – СКЗ додаткових гаусовських збурень у моменти зміни
 сузір'я навігаційних супутників; $\eta_{Rlc,k}, \eta_{\delta Rlc,k} (l=E,N), \eta_{Hc,k}, \eta_{\delta Hc,k}, \eta_{Vlc,k},$
 $\eta_{\delta Vlc,k} (l=E,N,H)$ – стандартні центровані дискретні білі шуми з одиничною
 інтенсивністю.

Для стандартного режиму СНС типу GPS NAVSTAR можуть бути ре-
 комендовані наступні значення параметрів моделей (5.2.1), (5.2.2):

$$\begin{aligned}\lambda_s &= 4 \cdot 10^{-6} \text{ м}^{-1}; \lambda_{st} = 5 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}; \lambda_V = (0,0017 \div 0,05) \text{ с}^{-1}; \\ \sigma_{Rs} &= (1 \div 3) \text{ м}; \sigma_{Hs} = (1,5 \div 4) \text{ м}; \sigma_{Vs} = (0,01 \div 0,05) \text{ м/с}; \\ \sigma_{\delta Rs} &= (1 \div 4) \text{ м}; \sigma_{\delta Vs} = (0,02 \div 0,2) \text{ м/с}; \sigma_{Rc} = (5 \div 7) \text{ м}; \\ \sigma_{Hc} &= (7 \div 10) \text{ м}; \sigma_{Vc} = (0,02 \div 0,3) \text{ м/с}; \sigma_{\delta Rc} = (2 \div 5) \text{ м}; \\ \sigma_{\delta Vc} &= (0,01 \div 0,02) \text{ м/с}; \sigma_{\delta Hc} = (3 \div 7) \text{ м}.\end{aligned}$$

5.3 Математичні моделі похибок барометричного висотоміра

Похибка барометричного висотоміра (БВ) у визначенні абсолютної висоти ЛА може бути описана співвідношенням вигляду:

$$\Delta h(t_k) = \Delta h_{\text{вс}} + \sigma_h \eta_{n,k}, \quad (5.3.1)$$

де $\Delta h_{\text{вс}}$ – квазістаціонарна похибка виміру барометричної висоти, що обумовлена неточністю початкової виставки, а також змінами температури та тиску атмосфери за час польоту;

σ_h – СКЗ флюктуаційної складової похибки, що обумовлена пульсаціями тиску й іншими факторами;

$\eta_{n,k}$ – дискретний білий шум з одиничною інтенсивністю.

У свою чергу дискретна модель еволюції квазістаціонарної похибки БВ може бути представлена в наступному вигляді:

$$\Delta h_{c,k} = \Delta h_{c,k-1} + \sigma_{\xi A} \xi_{k-1}, \quad (5.3.2)$$

де $\sigma_{\xi A}$ – заданий параметр;

ξ_{k-1} – стандартний дискретний білий шум з одиничною інтенсивністю.

Аналіз показує, що для моделі похибок БВ (5.3.1), (5.3.2) можна рекомендувати наступні значення параметрів:

$$\sigma_h = (0,5 \div 1) \text{ м};$$

$$\sigma_{\xi c} = (0,05 \div 0,02) \text{ м};$$

$$\sigma_{\Delta h_{c,0}} = (3 \div 5) \text{ м};$$

де $\sigma_{\Delta h_{c,0}}$ – СКЗ похибки $\Delta h_{c,0}$ у початковий момент часу.

5.4 Аналіз та розробка алгоритмів оптимальної комплексної обробки навігаційної інформації

Загальною вимогою для організації процесу комплексування є наявність математичних моделей підсистем, що підлягають комплексуванню. Сучасний

стан обчислювальної техніки, знань в області інерціальної та супутникової навігації дозволяють скласти досить повні й адекватні моделі цих систем. У комплексі системи описуються на рівні їхніх похибок. Таким чином, для нормальної роботи комплексу потрібний адекватний опис похибок підсистем, включаючи неконтрольовані джерела похибок. Розробка алгоритмів комплексної обробки навігаційної інформації здійснюватиметься з використанням моделей похибок ІНС ((5.1.5), (5.1.6), (5.1.7)), СНС ((5.2.1)) та баровисотоміра ((5.3.1)-(5.3.2)).

При розгляді слабкозв'язаної схеми інваріантного алгоритму комплексної обробки навігаційної інформації для розглянутого складу навігаційних підсистем рекомендується використовувати розширений вектор стану, що включає 22 компоненти, у тому числі: 15 компонент – помилки нанотехнологічної БІНС, одна – систематична помилка БВ, 6 компонент – корельовані помилки СНС у визначенні координат і проекцій швидкості:

$$\bar{X} = (\Delta R_E, \Delta R_N, \Delta h, \Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_h, \alpha_E, \alpha_N, \alpha_h, \varepsilon_{c1}, \varepsilon_{c2}, \varepsilon_{c3}, \Delta a_{c1}, \Delta a_{c2}, \Delta a_{c3}, \Delta h_{\text{БВ}}, \Delta R_{Ec}, \Delta R_{Nc}, \Delta h_c, \Delta V_{Ec}, \Delta V_{Nc}, \Delta V_{hc})^T \quad (5.4.1)$$

Дискретна модель еволюції вектора стану \bar{X}_p , що отримується на основі (5.3.2), (5.1.7), (5.2.1), має вигляд:

$$\bar{X}_{p,k+1} = \Phi_{p,k} \bar{X}_{p,k} + G_{p,k} \bar{\xi}_k \quad (5.4.2)$$

де $\Phi_{p,:} = E + F_{p,k} \Delta t$;

$\bar{\xi}_k$ – 28-мірний вектор центрованих гаусових дискретних білих шумів з одиничною інтенсивністю;

$$F_{p,k} = \begin{pmatrix} F_k & . & . & . & . & . & . & . & . \\ . & 0 & . & . & . & . & . & . & . \\ . & . & W_R & . & . & . & . & . & . \\ . & . & . & W_R & . & . & . & . & . \\ . & . & . & . & W_R & . & . & . & . \\ . & . & . & . & . & W_V & . & . & . \\ . & . & . & . & . & . & W_V & . & . \\ . & . & . & . & . & . & . & W_V & . \\ . & . & . & . & . & . & . & . & W_V \end{pmatrix};$$

$$G_{p,k} = \begin{pmatrix} G_k & . & . \\ . & \sigma_{\text{БВ}} \sqrt{\Delta t} & . \\ . & . & G_{s,k} \end{pmatrix};$$

$$G_{S,k} = \begin{pmatrix} \frac{q_R \sigma_{Rc}}{\cos \varphi_k} & . & . & . & . & . & \frac{\mu \sigma_{\delta Rc}}{\cos \varphi_k} & . & . & . & . & . \\ . & q_R \sigma_{Rc} & . & . & . & . & . & \mu \sigma_{\delta Rc} & . & . & . & . \\ . & . & q_R \sigma_{hc} & . & . & . & . & . & \mu \sigma_{\delta hc} & . & . & . \\ . & . & . & q_V \sigma_{Vc} & . & . & . & . & . & \mu \sigma_{\delta Vc} & . & . \\ . & . & . & . & q_V \sigma_{Vc} & . & . & . & . & . & \mu \sigma_{\delta Vc} & . \\ . & . & . & . & . & q_V \sigma_{Vc} & . & . & . & . & . & \mu \sigma_{\delta Vc} \end{pmatrix}$$

$\mu = 1$ в момент зміни сузір'я t_k^* , $\mu = 0$ в будь який інший момент t_k .

До складу вектора спостережень пропонується включити 8 компонент, у тому числі різницю оцінок висоти, видаваних нанотехнологічної БІНС і БВ, 3 різниці координат і 3 різниці складові швидкості, вироблюваних нанотехнологічної БІНС і СНС відповідно, а також різниця оцінок висоти, видаваних БВ і СНС відповідно:

$$\bar{Y}_k = \begin{pmatrix} \tilde{h}_k - \tilde{h}_{\text{БВ},k}, \\ \tilde{R}_{E,K} - \tilde{R}_{ES,k}, \\ \tilde{R}_{N,K} - \tilde{R}_{NS,k}, \\ \tilde{h}_k - \tilde{h}_{s,k}, \\ \tilde{V}_{E,k} - \tilde{V}_{ES,k}, \\ \tilde{V}_{N,k} - \tilde{V}_{NS,k}, \\ \tilde{V}_{h,k} - \tilde{V}_{hS,k}, \\ \tilde{h}_{\text{БВ}} - \tilde{h}_{s,k} \end{pmatrix} \quad (5.4.3)$$

Рівняння спостережень у компактній формі має вигляд:

$$\bar{Y}_k = H \bar{X}_{p,k} + Q_{p,k} \bar{\eta}_k,$$

де $\bar{\eta}_k$ – 13-мірний вектор стандартних центрованих гаусових дискретних білих шумів з одиничною інтенсивністю;

$$H = \begin{pmatrix} \cdot & \cdot & 1 & \cdot & \cdot & \cdot & \dots & -1 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 1 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \dots & \cdot & -1 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & 1 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \dots & \cdot & \cdot & -1 & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & 1 & \cdot & \cdot & \cdot & \dots & \cdot & \cdot & \cdot & -1 & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & 1 & \cdot & \cdot & \dots & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & -1 & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 1 & \cdot & \dots & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & -1 \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & 1 & \dots & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \dots & 1 & \cdot & \cdot & -1 & \cdot & \cdot \end{pmatrix}$$

$$Q_{p,k} = \begin{pmatrix} \sigma_{\text{БВ}} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \frac{\sigma_{Rs}}{\cos \varphi_k} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \frac{\mu \sigma_{\delta Rs}}{\cos \varphi_k} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \sigma_{Rs} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \mu \sigma_{\delta Rs} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \sigma_{hs} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \mu \sigma_{\delta Rs} & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \sigma_{Vs} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \mu \sigma_{\delta Vs} & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \sigma_{Vs} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \mu \sigma_{\delta Vs} & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \sigma_{Vs} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \mu \sigma_{\delta Vs} \\ \sigma_{\text{БВ}} & \cdot & \cdot & \sigma_{hs} & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \mu \sigma_{\delta Rs} & \cdot & \cdot & \cdot \end{pmatrix};$$

$\mu = 1$ в момент зміни сузір'я t_k^* , $\mu = 0$ в будь який інший момент t_k .

Для оцінки вектора стану системи (5.4.1) за спостереженнями (5.4.3) пропонується використовувати процедуру дискретного оптимального фільтра Калмана, у якій екстраполяція оцінки вектора стану $\hat{X}_{p,k-1}$ і коваріаційної матриці помилок оцінки P_{k-1} здійснюється відповідно до формул:

$$\begin{aligned} \hat{X}_{p,k} &= \Phi_{p,k-1} \hat{X}_{p,k-1}^+, \\ P_k &= \Phi_{p,k-1} P_{k-1}^+ \Phi_{p,k-1}^T + G_{p,k-1} G_{p,k-1}^T; \end{aligned} \quad (5.4.4)$$

а корекція виконується згідно співвідношень виду:

$$\begin{aligned} \hat{X}_{p,k}^+ &= \hat{X}_{p,k} + K_k (\bar{Y}_k - H \hat{X}_{p,k}) \\ P_k^+ &= (E - K_k H) P_k (E - K_k H)^T + K_k Q_{p,k} Q_{p,k}^T K_k^T \end{aligned} \quad (5.4.5)$$

де верхній індекс «+» є ознака корекції, виконаної на відповідному кроці;

$K_k = P_k H^T (H P_k H^T + Q_{p,k} Q_{p,k}^T)^{-1}$ – матричний коефіцієнт підсилення фільтра.

Процедура (5.4.4), (5.4.5) може бути доповнена операцією обмеження знизу значень діагональних елементів матриці коваріації P_k^+ .

$P_{k,i}^+$ якщо $P_{k,i}^+ \geq \gamma_i$;

$$\hat{P}_{k,i}^+ = \begin{cases} P_{k,i}^+, & \text{при } P_{k,i}^+ \geq \gamma_i \\ \gamma_i, & \text{при } P_{k,i}^+ < \gamma_i \end{cases},$$

де $P_{k,i}^+$ – i -й діагональний елемент матриці P_k^+ ;

γ_i якщо $i = 1, \dots, Nr$ – задані нижні границі значень діагональних елементів.

Як відзначалося вище, при комплексній обробці навігаційної інформації необхідно здійснювати алгоритмічний контроль цілісності СНС. Можна вказати, принаймні, два підходи до розв'язання задачі контролю цілісності СНС. Перший підхід зводиться до контролю за допуском вихідної позиційної і швидкісної інформації СНС. З цією метою здійснюється порівняння поточних показань СНС з географічних координат і проекцій шляхової швидкості з відповідними оцінками зазначених навігаційних параметрів, екстрапольованих з використанням навігаційних рівнянь (5.1.2) з попереднього кроку (приймається гіпотеза про те, що оцінки навігаційних параметрів на попередньому кроці достовірні). Для такого підходу значення допусків можуть бути встановлені з урахуванням енергетичних можливостей ЛА.

Другий підхід впливає з теоретичних моделей процесу оптимальної калмановської фільтрації і передбачає аналіз характеристик так називаної оновленої послідовності спостережень

$$\Delta \bar{Y}_{j,k} = \bar{Y}_{j,k} - H \bar{X}_{p,k}, \quad j = 1, 2, \quad (5.4.6)$$

де $\bar{Y}_{j,k}$ ($j = 1, 2$) – підвектори вектора спостережень $\bar{Y}_{p,k}$, які відповідають позиційної (компоненти $2 \div 4$) і швидкісний (компоненти $5 \div 7$) вихідної інформації СНС;

$h_{1,i,j} = h_{i+1,j}$ ($i = 1, 2, 3, j = 1, \dots, 22$); $h_{2,i,j} = h_{i+n,j}$ ($i = 1, 2, 3, j = 1, \dots, 22$).

Рішення про відмовлення позиційного або швидкісного каналів СНС приймається на основі аналізу умов нормальної роботи фільтра:

$$\frac{Sp(\Delta \bar{Y}_{j,k} \Delta \bar{Y}_{j,k}^T)}{Sp(H_j P_k H_j^T + R_j)} < \delta, \quad j = 1, 2, \quad (5.4.7)$$

де $Sp()$ – символ сліду матриці;

δ – задана константа ($\delta \geq 10$);

R_j ($j = 1, 2$) – коваріаційні матриці відповідних підвекторів випадкових помилок вимірів.

Якщо умови не виконуються на k -му кроці для будь якого j , то відповідний підвектор спостережень ігнорується при обробці інформації на цьому кроці.

Одержувані з виходу фільтра оцінки помилки нанотехнологічної БІНС використовуються для виправлення вихідних навігаційних параметрів нанотехнологічної БІНС. Алгоритм виправлення оцінок координат і проекцій швидкості має вигляд:

$$\begin{aligned} h_i^+ &= h_i^- - \Delta \hat{h}_i; \\ \varphi_i^+ &= \varphi_i^- - \frac{\Delta \hat{R}_{Ni}}{R_7}; \\ \lambda_i^+ &= \lambda_i^- - \frac{\Delta \hat{R}_{Ei}}{R_7}; \\ V_{l,i}^+ &= V_{l,i}^- - \Delta \hat{V}_l, l = E, N, h, \end{aligned} \quad (5.4.8)$$

де верхніми індексами «-» і «+» позначені оцінки вихідних навігаційних параметрів до виправлення і після виправлення відповідно;

$\Delta \hat{R}_{Ei}$, $\Delta \hat{R}_{Ni}$, $\Delta \hat{h}_i$, $\Delta \hat{V}_E$, $\Delta \hat{V}_N$, $\Delta \hat{V}_h$ – поточні оцінки помилок нанотехнологічної БІНС, одержувані на виході фільтра.

Виправлення одержуваної в нанотехнологічної БІНС оцінки матриці орієнтації B_i виконується за допомогою наступної процедури:

$$\widehat{B}_i^+ = \Delta B_i \widehat{B}_i^-, \quad (5.4.9)$$

$$\text{де } \Delta B_i = \begin{pmatrix} 1 & -\hat{\alpha}_{h,i} & \hat{\alpha}_{N,i} \\ \hat{\alpha}_{h,i} & 1 & -\hat{\alpha}_{E,i} \\ -\hat{\alpha}_{N,i} & \hat{\alpha}_{E,i} & 1 \end{pmatrix},$$

$\hat{\alpha}_{E,i}$, $\hat{\alpha}_{N,i}$, $\hat{\alpha}_{h,i}$ – поточні оцінки помилок БІНС у визначенні орієнтації географічної системи координат, одержувані на виході фільтра.

Після виконання операції (5.4.9) варто перевіряти умови ортогональності матриці \widehat{B}_i^+ і при необхідності робити ортогоналізацію оцінки матриці направляючих косинусів \widehat{B}_i^+ , наприклад, за допомогою процедури, запропонованої в роботі [?].

Як відзначалося вище, для випадку грубих або МЕМС ДПІ роботу нанотехнологічної БІНС необхідно періодично коректувати. Період корекції $T_{\text{кор}}$ може вибиратися з умови:

$$\Delta\alpha(T_{\text{кор}}) = \Delta\alpha_{\text{доп}},$$

де $\Delta\alpha(T_{\text{кор}})$ – оцінка максимальної помилки моделювання орієнтації осей географічної системи координат у нанотехнологічної БІНС;

$\Delta\alpha_{\text{доп}}$ – припустиме значення помилки, що забезпечує збереження лінійності моделі еволюції помилок нанотехнологічної БІНС.

Аналіз показує, що для значень $T_{\text{кор}}$, які задовольняють умові $T_{\text{кор}} \ll T_{\text{ш}}$ ($T_{\text{ш}} = 84,4$ хв – період маятника Шулера), для оцінки $\Delta\alpha(T)$ може бути використана формула виду:

$$\Delta\alpha_{\text{доп}} = \varepsilon T_{\text{кор}} + \Delta\alpha^*(T_{\text{кор}}),$$

$$\text{де } \alpha^*(T_{\text{кор}}) = \left[(\Delta\alpha_0 g + \Delta a) \frac{T_{\text{кор}}^2}{2} + g \frac{\varepsilon T_{\text{кор}}^3}{6} \right] R_3^{-1};$$

$\Delta\alpha_0$ – максимальне значення помилки початкової виставки нанотехнологічної БІНС ;

$\Delta a, \varepsilon$ – максимальне значення помилки інерціальних ДПІ нанотехнологічної БІНС.

У момент корекції роботи БІНС виконуються наступні операції:

- вносяться виправлення в обчислені значення оцінок координат, проєкцій швидкості і матриці орієнтації B у відповідності з формулами (5.4.8), (5.4.9);
- обновляються оцінки приведених помилок датчиків нанотехнологічної БІНС за формулами:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{i,l}^* &= \varepsilon_{i,l-1}^* + \widehat{\varepsilon}_{i,l}^*; \\ \Delta a_{i,l}^* &= \Delta a_{i,l-1}^* + \Delta \widehat{a}_{i,l}, \end{aligned} \quad (i = 1, 2, 3),$$

де l – номер точки корекції ($l = 1, 2, \dots$); $\varepsilon_{i,0}^* = \Delta a_{i,0}^* = 0$, $i = 1, 2, 3$;

$\widehat{\varepsilon}_{i,e}, \Delta \widehat{a}_{i,e}$ – оцінки помилок у точці корекції нанотехнологічної БІНС;

- онулюються компоненти вектора стану X_p 1÷ 15, що відповідають помилкам нанотехнологічної БІНС.

Поточні оцінки приведених помилок ДКШ і МЕМС акселерометрів ε_i^* , Δa_i^* ($i = 1, 2, 3$) використовуються в обчислювальних алгоритмах БІНС для внесення в показання ДПІ виправлень виду:

$\Delta\alpha_i = \Delta t_{\text{оптим}} \varepsilon_i^*$ і $\Delta v_i = \Delta t_{\text{оптим}} \Delta a_i^*$ ($i = 1, 2, 3$), де $\Delta t_{\text{оптим}}$ – крок опитування МЕМС ДПІ.

6 Охорона праці

Влаштування та обладнання кабінетів комп'ютерної техніки та режим праці на персональних ком'ютерах зазначено в Державних санітарних правилах і нормах ДсанПіН 5. 5.6. 009-98.

6.1 Перелік небезпечних і шкідливих виробничих чинників при технічній експлуатації спроектованого об'єкта

При реалізації проекту на працівників можуть впливати шкідливі і небезпечні виробничі чинники: підвищений рівень рентгенівських випромінювань, недостатнє освітлення робочої зони, підвищене значення напруги електричного струму, який може проходити крізь людину при коротких замиканнях електричної мережі, підвищений рівень шуму внаслідок роботи оргтехніки.

Електронно-променеві трубки, працюючи при напругах понад 6 кВ є джерелами "м'якого" рентгенівського випромінювання. При напругах понад 10 кВ рентгенівське випромінювання виходить за межі скляного балону і розсіюється в навколишньому просторі виробничого приміщення.

В силу тісного взаємозв'язку зору людини з роботою мозку освітлення виявляє істотний вплив на центральну нервову систему, керуючу всією життєдіяльністю людини. Раціональне освітлення сприяє підвищенню продуктивності і безпеки праці і збереженню здоров'я працюючих.

Недостатнє освітлення робочих місць може виникати з таких причин: невірне розташування сусідніх будівель, які можуть створювати затемнення робочої зони; забруднення та недостатня кількість або непрацездатність деяких

					НАУ 11 54 75 000 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Розробив	НовікМ.В.						74	94
Перевірив	Мар'ясоваТ.І.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

чи всіх освітлювальних приладів; невірно підібрані чи замінені лампи в світильниках та інші.

При технічній експлуатації електричного обладнання можуть виникати електротравми з таких причин: безпосереднє доторкання чи доторкання інструментом до струмопровідних частин електроустановок під напругою, внаслідок невірних дій персоналу, недотримання правил техніки безпеки або внаслідок помилок при монтажі схем і елементів; ураження шаговою напругою при дотику до стін, підлоги, які опинились під напругою по причині погіршення ізоляції чи падінні дротів.

6.2 Технічні заходи щодо ліквідації і зниження дії небезпечних і шкідливих виробничих факторів

Приміщення, призначені для роботи ПК, повинні мати природне освітлення. Орієнтація вікон повинна бути на північ або на північний схід, вікна повинні мати жалюзі, які можна регулювати, або штори. Не дозволяється розміщувати кабінети обчислювальної техніки у підвальних приміщеннях будинку. Кабінети, обладнанні комп'ютерною технікою, повинні розміщуватись в окремих приміщеннях з природнім освітленням і організованим обміном повітря. Площа на одного працюючого за ПК повинна складати не менше $6m^2$, об'єм - не менше $20m^3$. Стіни, стеля і підлога та обладнання кабінетів комп'ютерної техніки повинні мати покриття із матеріалів з матовою структурою з коефіцієнтом відбиття: стін — 40–50%, стелі — 70–80%, підлоги — 20–30%, предметів обладнання — 40–50% (робочого столу — 40–50%, корпусу дисплею та клавіатури — 30–50%, шаф та стелажів — 40–60%). Поверхня підлоги повинна мати антистатичне покриття та бути зручною для вологого прибирання. Забороняється використовувати для оздоблення інтер'єру комп'ютерних приміщень полімерні матеріали (дерев'яно-стружкові плити, шпалери, що придатні для миття, плівкові та рулонні синтетичні матеріали, шаровий пластик та ін.), що виділяють у повітря шкідливі хімічні речовини, які перевищують гранично допустимі концентрації.

Характеристика роботи	Робоча поверхня	Площина	Освітленість, лк	Примітка
Робота переважно з екранами дисплеїв ПК (50% робочого часу)	Екран	В	200	не вище
	Клавіатура	Г	400	не нижче
	Стіл	Г	400	не нижче
Робота переважно з документами (з екранами дисплеїв ПК менше 50% робочого часу)	Екран	В	200	не вище
	Клавіатура	Г	400	не нижче
	Стіл	Г	500	не нижче
	Стенд	В	500	не нижче
Проходи основні	Підлога	Г	100	

Таблиця 6.2.1 – норми освітленості в кабінетах з ПК

Вміст шкідливих хімічних речовин в повітрі з комп'ютерною технікою не повинен перевищувати середньодобової концентрації, що наводяться в «Переліку гранично допустимих концентрацій забруднюючих речовин в атмосферному повітрі населених пунктів» №3086-84 від 27.08.84 р. та доповненнях до нього, які затвердженні Міністерством охорони здоров'я». Приміщення з ПК повинні мати природне та штучне освітлення. Природне освітлення повинно відповідати вимогам ДБНВ 2.2-3-97 «Будинки та споруди навчальних закладів». Штучне освітлення в приміщеннях з ПК повинно здійснюватись системою загального освітлення. Як джерела світла при штучному освітленні повинні застосовуватись люмінесцентні лампи. Штучне освітлення повинно забезпечувати на робочих місцях в кабінетах з ПК освітленість не нижчу, а на екранах дисплеїв – не вище приведених в таб. 6.2.1

Загальне освітлення повинно бути виконано у вигляді суцільних або переривчатих ліній світильників. Для загального освітлення припустимо застосування світильників наступних класів світлорозподілу П (прямого світла), В (пе-

реважно відбитого світла). Застосування світильників без розсіювачів та екрануючих ґратів заборонено. Яскравість світильників загального освітлення в зоні кутів випромінювання від 50° до 90° з вертикаллю в поздовжній та поперечних площинах повинна складати не більше 200 кд/кв.м, захисний кут світильників повинен бути не менше 40° . Коефіцієнт запаса (КЗ) для освітлювальних установок загального освітлення приймається рівним 1,4. Співвідношення яскравості між робочим екраном і близьким оточенням (стіл, книжки та ін.) не повинно перевищувати 5:1, між поверхнями робочого екрану і оточенням (стіл, обладнання) – 10:1. Величина коефіцієнту пульсації освітлення не повинна перевищувати 5%. Необхідно передбачити обмеження прямої блискоті від джерел природного та штучного освітлення. Яскравість великих поверхонь (вікна, світильники), що знаходяться у полі зору, не повинна перевищувати 200 кд/кв. м. Показник освітленості для джерел штучного освітлення у кабінетах з ВДТ не повинен бути більшим 20.

Мірою захисту від прямої блискоті має бути зниження яскравості видимої частини джерел світла шляхом застосування розсіювачів, відбивачів та інших світлозахисних пристроїв, а також правильне розміщення робочих місць відносно джерел світла.

У робочій зоні виробничих приміщень ДЕСТ 12.1.005-88 ССБТ «Загальні санітарно-гігієнічні вимоги до повітря робочої зони» установлює норми температури, відносної вологості і швидкості руху повітря в теплий, холодний і перехідний періоди року, виходячи з категорії роботи по складності, призначенню приміщень, надлишкам тепла. Оптимальні параметри повітряного середовища забезпечуються застосуванням опалення, вентиляції і кондиціонування повітря відповідно до вимог БНіП 2.04.05-92 «Опалення, вентиляція і кондиціонування повітря».

Забезпечення нормальних метеорологічних умов у робочій зоні виробничих приміщень домагаються постійним контролем за ними і проведенням спеціальних заходів. Контроль за станом повітряного середовища повинний виконуватися з використанням термометрів і термографів (термографи автоматично записують поточну температуру), психрометрів і гігрометрів (для виміру вологості), актинометрів (для виміру інтенсивності теплових випромінювань). У холодні і теплі періоди року температура повітря, швидкість його руху і відносна вологість повітря повинні відповідно складати: $18-20^\circ\text{C}$; 0,1–0,2 м/с;

60–40%; температура повітря може коливатися від 16 до 23 °С при збереженні інших параметрів мікроклімату в зазначених вище межах. У теплі періоди року температура повітря, його рухливість і відносна вологість повинні відповідно складати: 21–23 °С; 0,2–0,3 м/с; 60–40%; температура повітря може коливатися від 18 до 25 °С при збереженні інших параметрів мікроклімату в зазначених вище межах.

Заходи, що забезпечують нормальні метеорологічні умови :

- а) ізоляція джерел надлишкового тепла, їхнє екранування і раціональне розташування, що зменшує схрещування променистих потоків тепла на робочому місці;
- б) пристрій приточно-витяжної вентиляції, що забезпечує видалення надлишкового тепла і вологи з приміщення, багаторазову зміну повітря й охолодження організму чи нагрівання у випадку кондиціонування повітря;
- в) застосування повітряного душу при трудових процесах, коли інтенсивність теплового випромінювання велика або тепловіддача в навколишнє середовище утруднена.

В відповідності з вимогами, гранично допустимі рівні напруги дотику і струмів при експлуатації і ремонті обладнання забезпечуються: застосуванням малих напруг; ізоляцією струмопровідних мереж; обґрунтуванням і оптимальним вибором елементної бази, що виключає передумови поразки електричним струмом; правильної компоновки, монтажем приладів і елементів; дотриманням умов безпеки при постанові і заміні приладів і ін.

Одним із засобів, що забезпечують безпеку людини, що працює з ЕОМ, є — захисне заземлення. Захисним є заземлення, що полягає в надійному з'єднанні корпусу чи металевих неструмоведучих частин електроустановки з землею. Принцип дії захисного заземлення — зниження до безпечних значень напруги дотику і кроку, обумовлених замиканням на корпус. Напруга, під якою опиняється людина під час дотику до корпусу електроустановки – $U_{\text{ч}}$, гзаз - опір заземлення. Для зниження напруги необхідно зменшити опір заземлення. Таким чином, з'єднуючи корпус електроустановки з землею, можна знизити напругу, що прикладається до тіла людини, до такого значення, при якому струм, що протікає через нього, не представляє смертельної небезпеки .

Приклад: Розрахувати загальне освітлення ділянки дефектації вузлів авіаційних двигунів, де норма освітленості при застосуванні люмінесцентних ламп (розряд) – 400 лк. Розміри приміщення: $A = 40$ м; $B = 20$ м; $H = 3,0$ м. Передбачається використовувати світильники типу ШОД з лампами ЛД, висота підвісу над робочою поверхнею $h_p = 2,5$ м, коефіцієнт запасу приймаємо рівним 1,5 аналогічно приміщенням з малим виділенням пилу, диму і кіптяви. Визначимо показник приміщення:

Задавшись значеннями коефіцієнтів відбиття стелі $\rho = 0,7$; стін $\rho_z = 0,1$ і освітлюваної поверхні $\rho_p = 0,1$; за спеціальними таблицями знаходимо коефіцієнт використання світлового потоку світильника $\eta = 0,59$. Поправочний коефіцієнт Z приймаємо рівним 1,1.

Подальший розрахунок може зводитися до визначення необхідного світлового потоку однієї лампи, якщо відома кількість світильників і ламп у них, або до визначення кількості світильників і ламп, якщо відомий тип і потужність ламп.

Якщо в нашому прикладі передбачається використовувати світильники ШОД з лампами ЛД 2x80, $F = 13200$ лм, то кількість ламп знайдемо з виразу

Отже, світильники слід розташовувати рівномірно в трьох рядах по одинадцять штук.

Даний приклад показує нам як необхідно розраховувати виробниче освітлення. Маючи усі данні ми можемо розрахувати виробниче освітлення в необхідному нам приміщенні.

6.3 Забезпечення пожежної і вибухової безпеки спроектованого об'єкта

Загальні вимоги по забезпеченню пожежної та вибухової безпеки об'єктів виробничого призначення визначені відповідно у ДЕСТ 12.1.004-91 та ДЕСТ 12.1.010-76.

Пожежна небезпека може бути обумовлена утворенням електричної дуги, іскор, перегріву струмопровідних елементів. Вибухова небезпека відсутня згідно ДЕСТ 12.1.010-76, тому що відсутні джерела їх виникнення.

Заходи по забезпеченню пожежної безпеки :

- а) лабораторії розміщаються в будівлях не нижче II ступіні вогнетривкості;
- б) комплекс виробничих приміщень лабораторій має не менш двох самостійних евакуаційних виходів;
- в) для акустичного оздоблення стін використані негорючі матеріали, які під впливом вогню або високої температури не загоряються, не тліють та не обвуглюються: до негорючих матеріалів відносять усі природні або штучні неорганічні матеріали, а також метали, які використовуються в будівництві.
- г) джерела електричної енергії (розподільчі пристрої, трансформатори) знаходяться у відокремлених приміщеннях;
- д) прокладка кабелів через перекриття, стіни здійснюється в сталевих трубах з ущільненням із негорючих матеріалів;
- е) система вентиляції обладнана пристроєм, який забезпечує її автоматичне вимкнення у випадку пожежі.

При виникненні пожежі потрібно вивести людей і матеріальні цінності з небезпечної зони, викликати пожежну охорону, вжити міри по локалізації пожежі, по можливості, вжити міри по гасінню пожежі.

В приміщеннях є установки гасіння пожеж газовими вогнегасниками засобами, в яких вогнегасною речовиною є вуглекислота. Можна також застосовувати для гасіння повітряно-механічну піну, завчасно знеструмив установки, тому що піна є електропроводною.

Для гасіння пожеж в лабораторії застосовують переносні вуглекислотні вогнегасники, які установлюються з розрахунку: 1 вогнегасник на 40-50 м² полу.

Для виявлення пожежі в приміщеннях установлені датчики, які спрацюють при появі диму, підвищенні температури, реагуючі на відкрите полум'я. У випадку пожежі датчики спрацювають і приводять у дію сигналізатори

6.4 Інструкція з охорони праці під час виконання робіт зі спроектованим об'єктом

Інструкція складена відповідно до вимог ДНАОП 0.00-4.15-98 «Положення про розробку інструкцій з охорони праці».

До роботи з спроектованим об'єктом допускаються обличчя інженерно-технічного складу, що вивчили спроектований пристрій, інструкцію з технічної експлуатації, дійсну інструкцію і що склали залік по техніці безпеки і пожежної безпеки.

- а) Упорядкувати робоче місце.
- б) Перевірити справність роз'ємів кабелів електроживлення і блоків пристроїв, відсутність зламів і ушкоджень ізоляції живильних проводів, відсутність відкритих струмоведучих частин у пристроях ПК;
- в) Відрегулювати сидіння робочого стільця (крісла) на оптимально зручну висоту (кут нахилу спинки стільця повинний змінюватися в межах 90-11-град. до площини сидіння).
- г) Розташувати крісло і дисплей так, щоб кут зору на екрані складав 15 град., а відстань до екрана 400-800 мм;
- д) Вжити заходів, щоб при нормальній освітленості робочого місця пряме світло не падало на екрани моніторів.
- е) Перед включенням штепсельної вилки кабелю електроживлення в розетку 220 В переконайтеся в тому, що усі вимикачі мережі на всіх пристроях ПК знаходяться в положенні «заземлені» (занулені).
- ж) Після підключення пристроїв ПК до електромережі установіть яскравість і фокус зображення ВДТ ручками регулювання відповідно до особливості свого зору.
- и) Не залишати свого робочого місця без повідомлення керівника робіт.
- к) Не залишати працюючий ПК і його пристрій без спостереження.
- л) Підключати і відключати роз'єми кабелів пристроїв ПК тільки при відключеній напрузі електричної мережі.

- м) Подавати напругу на пристрої й окремі блоки ПК тільки після ретельної перевірки надійності кріплення провідників заземлення, справності кабелів і роз'ємів мережі електроживлення.
- н) Для операторів ПК повинні бути додатково введені дві-три регламентованих перерви тривалістю 10 хвилин кожна, дві перерви при 8-мигодинному робочому дні, три перерви при 12-тигодинному робочому дні.
- п) Кількість оброблюваних символів (чи знаків ВДТ) не повинна перевищувати 30 тис. за 4 години роботи.
- р) Установити в положення «виключено» усі тумblers (вимикачі) пристроїв, з якими ви працювали, а також перемикачі (рубильники) на електрощитах.
- с) Відключити штепсельні вилки від розеток електроживлення.
- т) Про всі несправності, виявлені під час роботи і про вжиті заходи з їхнього усунення, доповісти керівнику з відповідним записом у журналі обліку робіт.
- у) Виключити загальний вимикач електроживлення всіх робочих місць.
- ф) Виключити світло на робочому місці й у приміщенні.
- х) В аварійних ситуаціях:

Негайно припинить роботу.

Залиште небезпечну зону і вживіть заходів з попередження подальшого розвитку аварії.

Повідомте про те, що трапилося, свого керівника, чи керівника ділянки, на якій відбулася аварія.

При нещасних випадках забезпечте долікарську допомогу потерпілому.

За порушення чи невиконання цих вимог винні несуть відповідальність відповідно до чинного законодавства.

7 Охорона навколишнього середовища

7.1 Дослідження екологічного впливу авіаційного транспортного комплексу

У результаті авіатранспортних перевезень відбувається забруднення ґрунтів, водних об'єктів та атмосфери, а сама специфіка впливу повітряного транспорту на довкілля виявлена в значній шумовій дії та значних викидах різноманітних забруднюючих речовин.

Негативна дія різних авіаційних джерел шуму, в першу чергу, здійснюється на операторів, інженерів та техніків виробничих підрозділів. Так історично склалося, що аеропорти розташовані поблизу густозаселених районів міста. Тому з ростом міст та інтенсифікацією авіатранспортних процесів постає серйозна проблема співіснування міста та аеропорту. Населення авіаміста та розташованих поблизу селищ відчувають шум від літаків, що пролітають. У меншій мірі відчувають шум персонал аеропортів, авіапасажири та відвідувачі.

Крім шуму авіація призводить до електромагнітного забруднення середовища. Його викликає радіолокаційна та радіонавігаційна техніка. Аеропорти України здійснюють вплив на довкілля через стаціонарні джерела прямої та непрямої дії на навколишнє середовище, які розташовані в авіатехнічній базі, аеро-вокзальному комплексі з привокзальною площею, складах паливно-мастильних матеріалів, котельних, сміттєспалювальних станціях. Кількість шкідливих речовин, які потрапили у 2000 році в атмосферу від стаціонарних джерел в аеропортах, склала 23,1 тисяч тонн. Разом з викидами забруднюючих речовин парк літаків споживає у великій кількості кисень.

В аеропортах накопичуються тверді та рідкі відходи споживання та виробництва. У багатьох випадках ці відходи безпечні у санітарно-гігієнічному співвідношенні. Об'єми накопичення твердих відходів у 2000 році склали: виробничі відходи — 43 тис. т; побутові відходи — 79,9 тис. т; відходи, які вида-

					НАУ 11 54 75 000 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Розробив	НовікМ.В.						83	94
Перевірив	Мар'ясоваТ.І.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

ляються з літаків міжнародних авіаліній, — 2,1 тис. т. Відходами у аеропортах зайнято спеціальні приміщення площею до 3,3 тис. кв.м, а площа відкритих сховищ (звалищ) складає 118,7 тис. кв.м, з них тільки 18% спеціально підготовлені для зберігання та накопичення відходів.

У цивільній авіації авіаремонтні заводи та аеропорти із спецавтотранспортом є найбільш інтенсивними джерелами забруднення природної води. Стічні води авіаремонтних підприємств та аеропортів складаються з виробничих і господарсько-побутових стічних вод та поверхневих стоків.

Кількість стічних вод і їх склад змінюються протягом доби, тижня, місяця. Для ряду виробничих процесів характерний залповий скид сильно концентрованих стічних вод. Найбільшу небезпеку для водних об'єктів становлять стоки з території аеропорту: передангарного та доводневого майданчиків, складів паливо-мастильних матеріалів, майданчиків для миття.

Поверхневі стоки з територій транспортних підприємств містять рідкі нафтопродукти, залишки миючих, дезінфікуючих, антиобмерзаючих і протиожеледних реагентів, формувальних сумішей, розчинів, використовуваних у металообробці, відпрацьовані електроліти акумуляторних батарей, продукти руйнування штучних покрівель і зносу шин.

Атмосферні опади, потоки дощових та талих вод також поглинають частину димових газів котелень, шкідливих викидів авто- та авіатранспорту, які осідають на аеродромі.

У пришляховому просторі при зльоті літака приблизно 50% викидів у вигляді мікрочастинок відразу розсіюється на прилеглих до аеропорту територіях. Нагромадження забруднюючих речовин у пришляховій смузі призводить до забруднення екосистем і робить ґрунти на прилеглих територіях непридатними до сільськогосподарського використання.

Токсичні забруднюючі речовини з пересувних і стаціонарних джерел поділяються за ступенями небезпеки на 4 класи:

- а) надзвичайно небезпечні (тетраетилсвинець, свинець, ртуть та ін.);
- б) високо небезпечні (марганець, мідь, сірчана кислота, хлор та ін.);
- в) помірно небезпечні (ксилол, метиловий спирт та ін.);
- г) малонебезпечні (аміак, бензин паливний, газ, оксид вуглецю, скипидар, ацетон та ін.).

В авіації існують обмежуючі норми припустимих викидів (МДВ), які встановлені ІКАО[15], а в деяких країнах також прийняті національні норми на чотири основні шкідливі компоненти: СО, СН, М та частинки сажі (дим).

При нормуванні та виявленні викиду шкідливих речовин беруться до уваги всі маневри літака та відповідні режими роботи двигуна, які відбуваються в зоні аеропорту на висоті польоту до 1 км. Для визначення кількісних та якісних показників речовин потрібно знати етапи, на яких вони відбуваються, розподіл використаних режимів роботи двигуна по етапам, а також їх довготривалість за злітно — посадочний цикл.

Для оцінки кількості викидів шкідливих речовин в атмосферу вводять поняття індексу викиду за злітно - посадочний цикл, E_1 - це відношення кількості грамів шкідливої речовини до 1 кг згорілого палива.

Утворення окису азоту протікає при достатньо високих температурах ($T=2000\text{ K}$). Інтенсивність цього процесу значно збільшується зі зростанням значень температури і часу перебування суміші в камері згорання. Тому максимальний викид окисів азоту спостерігається на злітному режимі роботи двигуна.

В якості контрольного параметру емісії приймають відношення маси забруднюючої речовини у грамах, яка виділяється за стандартний цикл, до злітної тяги двигуна в ньютонах. Знаючи індекс емісії на кожному режимі роботи двигуна, можна, шляхом складання, визначити масу емісії за весь цикл.

Таким чином, авіація є джерелом досить широкого спектру факторів негативного впливу на довкілля. У зв'язку з цим своєчасною і актуальною задачею є розробка і впровадження державних нормативних актів, що регламентували б розташування населених пунктів поблизу аеропортів, а також є доцільною розробка заходів та рекомендацій щодо зниження негативного впливу авіатранспортних процесів на довкілля.

7.2 Аналіз впливу шуму повітряних суден на навколишнє середовище

Людина завжди жила в світі звуків і шуму. Звуком називають такі механічні коливання зовнішнього середовища, які сприймаються слуховим апаратом людини (від 16 до 20 000 коливань в секунду). Коливання більшої частоти називають ультразвуком, меншою, — інфразвуком. Шум — це набір звукових коливань приблизно однакової амплітуди широкого спектру.

Авіаційний шум в силу своїх особливостей займає окреме місце серед транспортних джерел шуму внаслідок підвищених рівнів звуку (95-100 дБ поблизу кордону аеропорту), широкосмугового спектрального складу.

Авіаційний шум несприятливо впливає на широке коло осіб, які безпосередньо пов'язані з діяльністю цивільної авіації: льотно-технічний склад, працівників підприємств цивільної авіації та авіапасажирів, а також населення, що проживає поблизу аеропортів. Несприятливий вплив шуму на людину пов'язаний з загальним роздратуванням, перешкодами розмові, неможливістю заснути, неможливістю зосередитись для виконання конкретної роботи, а при тривалому впливі шуму — втратою слуху та здоров'я. Такий вплив залежить від реакції людини на шум та фізичних характеристик шуму — інтенсивності та спектру, а також тривалості впливу.

Розрізняють три типи критеріїв оцінки подразнюючого впливу шуму:

- а) максимальні рівні шуму з урахуванням психофізіологічної реакції людини на шум;
- б) ефективні рівні шуму, що характеризуються впливом шуму при польоті літака з урахуванням часу його звучання,
- в) критерії сумарного впливу шуму, що враховують не тільки максимальні рівні шуму при кожному прольоті, а також їх кількість за певний час доби.

Були проведені дослідження, по даним яких слід очікувати, що максимальні зони зашумлення будуть спостерігатись при зльотах та прольотах по трасам літаків Ту-154 та Іл-86.

Для зниження шуму використовується обладнання бар'єру (екрану) на шляху розповсюдження шуму. Для цього використовуються спеціальні конструкції, земляні відкопи, будівлі нежитлового призначення, а також смуги зелених насаджень.

7.3 Аналіз впливу радіохвиль на навколишнє середовище

З того часу, коли почалося практичне використання радіо, люди почали спостерігати шкідливий вплив радіохвиль на організми живих істот, у тому числі й людей.

Радіохвилі – це електромагнітні коливання, що розповсюджуються в просторі із швидкістю світла (300 000 км/сек).

Радіохвилі переносять через простір енергію, що випромінюється генератором електромагнітних коливань. Електромагнітне випромінювання характеризується частотою, довжиною хвилі і потужністю переносної енергії. Частота електромагнітних хвиль показує, скільки разів в секунду змінюється у випромінювачі напрям електричного струму і, отже, скільки разів в секунду змінюється в кожній точці простору величина електричного і магнітного полів.

Оточуюче нас середовище завжди перебувало під впливом електромагнітних полів. Ці поля називаються фоновим випромінюванням та спричинені природою. З розвитком науки й техніки фонове випромінювання значно підсилювалося. Тому електромагнітні поля, які можна віднести до антропогенних, значно перевищують природний фон і останнім часом перетворилися на небезпечний екологічний чинник.

Як відомо, основний принцип роботи нервової системи людини - передача електромагнітних імпульсів від однієї клітки до іншої. Але ж людина живе в світі, насиченому електромагнітними полями, постійно піддаючись їх шкідливій дії, їх створюють будь-які електричні прилади, теле- і радіоантени, тролейбуси і трамваї. Але найбільшу частину шкідливої дії людина отримує у себе удома або на своєму робочому місці.

7.4 Характеристика ПК як джерела забруднення

Усі елементи, які є складовими частинами персонального комп'ютера (ПК), такі, як системний блок, різні пристрої введення/виведення інформації, засіб візуального відображення інформації, формують складний електромагнітний стан на робочому місці користувача, що вносить свій негативний внесок на навколишнє середовище.

Основними факторами несприятливого впливу роботи з ПК є ергономічні параметри екрана монітора (зниження контрасту зображення в умовах інтенсивного зовнішнього освітлення, дзеркальні відблиски від передньої поверхні екранів моніторів, наявність мерехтіння зображення на екрані монітора). Випромінювальні характеристики монітора:

- а) електромагнітне поле монітора в діапазоні частот 20 Гц–1000 МГц;
- б) статичний електричний заряд на екрані монітора;
- в) ультрафіолетове випромінювання в діапазоні 200–400 нм;
- г) інфрачервоне випромінювання в діапазоні 1050 нм – 1 мм;
- д) рентгенівське випромінювання $> 1,2$ КеВ.

7.5 Вплив на здоров'я користувача електромагнітних полів ПК

Вплив електромагнітних полів на людину має негативні наслідки для життєво важливих систем людини і може стати причиною важких захворювань. Адже на біологічну реакцію людини впливають такі параметри електромагнітних полів ЕОМ, як інтенсивність і частота випромінювання, тривалість опромінення і модуляція сигналу, частотний спектр і періодичність дії.

Так, деякі дослідження показали, що навіть при короткочасній роботі (45 хвилин), в організмі користувача, під впливом електромагнітного випромінювання монітора відбуваються значні зміни гормонального стану і специфічні

зміни біострумів мозку. А збільшення часу користування ПК стає причиною різних важких захворювань. Згідно статистики, у працюючих за монітором від 2 до 6 годин на добу функціональні порушення центральної нервової системи відбуваються в середньому в 4,6 рази частіше, ніж у контрольних групах, хвороби серцевосудинної системи — у 2 рази частіше, хвороби верхніх дихальних шляхів — у 1,9 рази частіше, хвороби опорно-рухового апарата - у 3,1 рази частіше. Як результат — при восьмигодинній роботі на протязі 4 місяців спостерігається зниження імунітету на 95%.

7.6 Комп'ютер як джерело електростатичного поля

Кожен персональний комп'ютер включає засіб візуального відображення інформації - монітор. Як правило, це пристрій на основі електронно-променевої трубки. Люди, що працюють з монітором, здобувають електростатичний потенціал. Електростатичне поле (Естп) створюється накопиченням електростатичного заряду на екрані кінескопа при роботі монітора. Розкид електростатичних потенціалів користувачів коливається в діапазоні від -3 до +5 КВ. Крім того, внеском у загальне електростатичне поле являються клавіатури, що електризуються від тертя поверхні, і миші. Експерименти показують, що навіть після роботи з клавіатурою, електростатичне поле швидко зростає з 2 до 12 КВ/м. На окремих робочих місцях в області рук реєструвалися напруженості статичних електричних полів більш 20 КВ/м.

7.7 Комп'ютер як джерело рентгенівського випромінювання

Крім причиною створення електростатичного поля, є джерелом рентгенівського, бета - і гамма-випромінювань. Таке випромінювання виникає при

роботі монітора за рахунок гальмування пучка електронів і як характеристичне випромінювання атомів матеріалів кінескопа. Спектр рентгенівського випромінювання є безперервним, максимальна енергія якого - 20 КеВ. Джерелом бета-, гамма-випромінювання, які присутні і при включеному і при виключеному моніторі, є радіоактивний розпад ядер сімейств урану і торію, а також ядер калію-40. Спектральний склад гамма-випромінювання переважно складається з набору моноенергетичних ліній. спектральний склад бета- випромінювання безперервний, а його максимальна енергія -1.3 МеВ.

Шкідливий вплив на людину дії іонізуючих випромінювань може призвести до помутніння кришталика ока. Для запобігання такої шкоди здоров'ю людини, у моніторах була знижена анодна напруга, а в скло моніторів доданий свинець. Серед вказаних вище негативних впливів ПК на здоров'я людини, можна назвати ще й шум в приміщеннях, обладнаних комп'ютерами, рівень якого в таких приміщеннях іноді досягає 85 дБ. Одними з джерел шуму є принтери, техніка й обладнання для кондиціонування повітря, у самих ПЕОМ - вентилятори систем охолодження і трансформатори.

7.8 Оптимальні шляхи утилізації ЕОМ

Сьогодні ми не можемо уявити собі наше життя без персонального комп'ютера (ПК), електроніки, мобільного телефону. ПК усюди – вдома, на роботі, школі, ВНЗі, аптеці, банку, на вокзалі, магазині, лікарні й т.д. Бази даних, потоки інформації, Internet – звичні слова й поняття.

Кількість електроніки росте з кожним роком. Стрімко застаріває техніка, їй на зміну приходять могутніші, більш сучасні ПК й оргтехніка. Людство, хоче воно цього чи ні, втягнуто в постійний процес модернізації й заміни електронної техніки. Ми радуємося новим моделям персональної техніки з новими можливостями. Ми даруємо один одному сучасні, престижні марки мобільних телефонів.

Поступово виникає проблема: а що робити зі старою технікою, що морально застаріла або по тим чи іншим причинам вийшла з ладу. Виникає по-

няття "електронне сміття". Про величини цього сміття ми можемо тільки догадуватися.

Екологи б'ють тривогу, грозять санкціями провідним виробникам електроніки, якщо ті не вживуть заходів по утилізації персональної й іншої техніки.

За період з 1991 року по теперішній час в Україну завезене різними постачальниками близько 10 млн. одиниць (близько 400000 т) персональної й оргтехніки (це по самих скромних підрахунках), мобільних телефонів – 37-40 млн. шт. (близько 4800 т). США, Європа, Японія починають задихатися від електронного сміття. У цих країнах скопилося більше сотні мільйонів тільки кінескопів і моніторів.

Таким чином, звичайний персональний комп'ютер є складом як коштовних металів – міді, срібла й золота, так і небезпечних матеріалів – кадмію, свинцю, цинку, нікелю, ртуті. До них додаються пластмаси, індикатори, монітори на рідких кристалах, батареї – усього понад 90 компонентів. Однак вартість переробки й витяг коштовних металів перевищує вартість самих металів. Але людство приречене на витрати по утилізації "електронного сміття".

7.9 Рекомендації щодо зменшення негативного впливу ПК на здоров'я людини та навколишнє середовище

Перш за все, необхідно скорочувати час роботи за комп'ютером, або якнайчастіше робити перерву в роботі.

Серед основних правил, які слід пам'ятати при роботі з ПК, є те, що не слід залишати комп'ютер включеним на тривалий час, якщо він не використовується, рекомендується використовувати "сплячий режим" для монітора. У зв'язку з тим, що електромагнітне випромінювання максимальне збоку монітора, необхідно розташовувати монітор таким чином, щоб він не випромінював на сусідні робочі місця. Оптимальною відстанню розташування монітора від користувача є більш 1,2 м, критичною - 1,2 м. На даний час, широкого розповсюдження набувають рідинно кристалічні монітори, випромінювання яких

значно менше, ніж у моніторів з електроннопроменевою трубкою. Також, комп'ютер повинен бути заземлений, при наявності захисного екрана, його теж варто заземлити.

В Україні безпека рівнів іонізуючих випромінювань комп'ютерних моніторів регламентується нормами [16]. Стандарти обмежують потужність дози рентгенівського випромінювання величиною 100 мкР/год на відстані 5 см від поверхні екрана монітора і встановлюють для населення межа річної еквівалентної дози випромінювань на кришталік ока рівний 15 мЗв. Потужність дози гамма-випромінювання на відстані 5 см від екрана монітора незначна (0.03-0.1 мкР/год) і складає 0.5% від потужності дози тіла, щільність потоку бета-випромінювання на відстані 5 см від екрана монітора може складати 0.2-0.5 част/см², максимальна потужність дози рентгенівського випромінювання на відстані 5 см від екрана монітора порівнянна з фоном і не перевищує 5-15 мкР/год.

Звідси випливає, що дана відстань від екрану монітора є оптимальною для людини при роботі з ПК і потужність еквівалентної дози випромінювань за такої відстані складе 0.3-0.4 мкЗв/год. І оскільки накопичена хрусталиком ока річна еквівалентна доза (0.7 мЗв) у 20 разів менше припустимого нормами [16] значення, це свідчить про радіаційну безпеку комп'ютерних моніторів.

Заради мінімізації забруднення навколишнього середовища через шкідливий вплив виробництва на нього, в даний час широко використовуються такі методи вирішення проблеми екологічності виробництва, суть яких зводиться до обмеження кількості забруднюючих речовин. Вирішення проблеми екологічної безпеки експлуатації мікросхем від використання електроенергії на сьогоднішній день складається в раціональному використанні енергії, застосуванні нетрадиційних методів її вироблення. Для запобігання радіозабруднення, апаратуру розміщують в екранованому корпусі.

Перелік посилань

1. М.К. Філяшкін В.О. Рогожин, А.В. Скрипець, Т.І. Лукінова Інерціально-спутникові навігаційні системи. - К.: Вид-во НАУ, 2009. - 306 с.
2. Ільїн О.Ю., Філяшкін М.К., Черних Ю.О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. - К.: Вид-во КІ ВПС, 1999. - 335 с.
3. Интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы // Под ред. В.А. Пешехонова. - С.-Петербург: 2001. - 235 с.
4. Интегрированные комплексы на базе ИНС и приемника «Навстар» // Новости зарубежной науки и техники, Серия «авиационные системы». ГосНИИ-АС, 1995, №10-12.
5. КУЗОВКОВ Н.Т., САЛЫЧЕВ О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. - М.: Машиностроение, 1988. - 216 с.
6. РОГОЖИН В.О., СИНЄГЛАЗОВ В.М., Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден -К.: Вид-во НАУ, 2005. - 316с.
7. СОЛОВЬЕВ Ю.А. Системы спутниковой навигации - М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2000. - 270 с.
8. J. Zander, B. Slimane, and L. Ahlin, Principles of Wireless Communications.// Stockholm: Royal Institute of Technology, 2005.
9. A. El-Rabbany, Introduction to GPS - The Global Positioning System // London: Artech House, 2002
10. USCG Navigation Center, GPS Standard Positioning Service - Performance Standard, // USCG Navigation Center, Oct. 2001.
11. B. W. Parkinson and J. J. Spilker, Global Positioning System: Theory and Applications. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1996, vol. 163.
12. R. S. Bucy and P. D. Joseph, Filtering for Stochastic Processes, with Applications to Guidance, Wiley, New York, 1968.
13. R. E. Kalman, A new approach to linear filtering and prediction problems, ASME Journal of Basic Engineering, Vol. 82, pp. 34-45, 1960.

14. R. E. Kalman, New methods in Wiener filtering, in Proceeding of the First Symposium on Engineering Applications of Random Function Theory and Probability, Wiley, New York, 1963.
15. Авиационные приборы и навигационные системы // Под ред. Бабича О.А. - М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. - 648 с.
16. БАБИЧ О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. - М.: Машиностроение, 1988. - 212 с.
17. ВЛАСЕНКО А. В. Интегральные гироскопы iMEMS - датчики угловой скорости фирмы Analog Devices (Интернет-издание), 2006.
18. ВОРОБЬЕВ В.Г., ГЛУХОВ В.В., КАДЫШЕВ И.К. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы. - М.: Транспорт, 1992. - 399 с.
19. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС // под ред. В.Н. Харисова, А.И.Петрова, В.А.Болдина. - М.: ИПРЖР, 1998. - 400 с.