

# РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації»: стор. — 52 , рис. — 2, використаних джерел — 9.

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 слабко 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 безплатформну 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

<b>Вступ</b>	<b>5</b>
<b>1 Обґрунтування необхідності розробки</b>	<b>6</b>
<b>2 Аналіз та вибір навігаційного забезпечення</b>	<b>11</b>
2.1 Аналіз і вибір варіанта супутникової навігаційної системи . . . .	11
<b>3 Постановка задачі</b>	<b>21</b>
<b>4 Аналіз та вибір схем оцінюванн та корекції в комплексній інерціально-супутниковій системі</b>	<b>22</b>
<b>5 Розробка алгоритмів оптимального комплексування в інерціально-супутникових систем навігації</b>	<b>24</b>
5.1 Моделі похибок інерціальних навігаційних систем . . . . .	24
5.2 Математичні моделі похибок супутникової системи навігації . . .	32
5.3 Математичні моделі похибок барометричного висотоміра . . . . .	34
<b>7 Охорона навколишнього середовища</b>	<b>44</b>
7.1 Дослідження екологічного впливу аіаційного транспортного ком- плексу . . . . .	44
7.2 Аналіз впливу шуму повітряних суден на навколишнє середовище	46
7.3 Аналіз впливу радіохвиль на навколишнє середовище . . . . .	47
7.4 Характеристика ПК як джерела забруднення . . . . .	48
7.5 Вплив на здоров'я користувача електромагнітних полів ПК . . .	49
7.6 Комп'ютер як джерело електростатичного поля . . . . .	49
7.7 Комп'ютер як джерело рентгенівського випромінювання . . . . .	50
7.8 Рекомендації щодо зменшення негативного впливу ПК на здо- ров'я людини та навколишнє середовище . . . . .	51
<b>7 Охорона навколишнього середовища</b>	<b>44</b>
7.1 Дослідження екологічного впливу аіаційного транспортного ком- плексу . . . . .	44

7.2	Аналіз впливу шуму повітряних суден на навколишнє середовище	46
7.3	Аналіз впливу радіохвиль на навколишнє середовище . . . . .	47
7.4	Характеристика ПК як джерела забруднення . . . . .	48
7.5	Вплив на здоров'я користувача електромагнітних полів ПК . . .	49
7.6	Комп'ютер як джерело електростатичного поля . . . . .	49
7.7	Комп'ютер як джерело рентгенівського випромінювання . . . . .	50
7.8	Рекомендації щодо зменшення негативного впливу ПК на здо- ров'я людини та навколишнє середовище . . . . .	51

## Перелік посилань

52

# 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	52
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 сума унікальних технологій, плід багаторічної праці російських конструкторів і вчених. Вона складається з 24 супутників, що, знаходячись у заданих крапках на високих орбітах, безупинно випромінюють убік Землі спеціальні навігаційні сигнали. Люба людина або транспортний засіб, оснащені спеціальним приладом для

					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.						11	52
Перевірив	Мар'ясоваТ.І.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинеглазовВ.М.							

прийому й обробки цих сигналів, можуть з високою точністю в будь-якій частині 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).

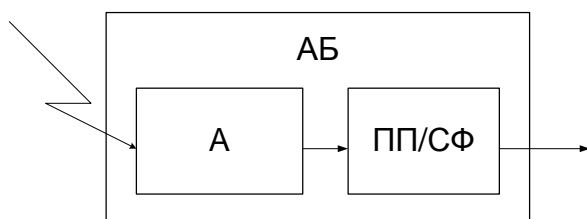


Рисунок 2.1.1 – Схема антенного блоку СНС

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

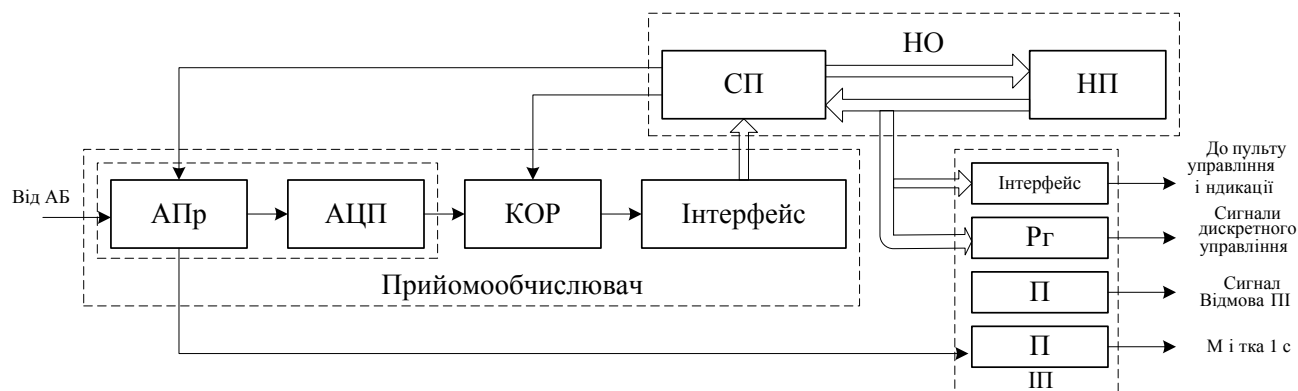


Рисунок 2.1.2 – Схема прийомообчислювача

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  $\tau$  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;  $\lambda$  – 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  $\gggg 1$ . 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. 2.1.1 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 напевно 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 автотонному 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 [10,12]. 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.

### *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 C/A 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.

### *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

Помилки псевдодальностей  $\delta\rho$  може бути отримана з позиційних поми-

лок та помилок еталону часу  $\delta e = [\delta x, \delta y, \delta z, c \cdot p \delta t]^T$

Основні параметри:

- HDOP (Horizontal Dilution of Precision) – зниження точності в горизонтальній площині;
- VDOP (Vertical) – зниження точності у вертикальній площині;
- PDOP (Position) – зниження точності за місцем розташування;
- TDOP (Time) – зниження точності за часом;
- GDOP (Geometric) – геометричне зниження точності.

					НАУ 11 54 75 000 ПЗ	Аркул
						20
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата		

### 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.						21	52
Перевірив	Мар'ясоваТ.І.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

## 4 Аналіз та вибір схем оцінюванн 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.						22	52
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 Калмена.

					НАУ 11 54 75 000 ПЗ	Аркул
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата		23

## 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.						24	52
						<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  $\varphi$ - 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  $\lambda$ , широту  $\varphi$  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;

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

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

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

$\bar{g}_T = [0, 0, g_e]^T$  – 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 ДПП 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 ДПП, 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  $\mathbf{B}$ ;

$\Delta a_i$  ( $i=1,2,3$ ) – 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 ( $\alpha_E$ ;

$\alpha_N$  – похибки побудови вертикалі,  $\alpha_H$  – 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:

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

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

$\dot{\lambda} = \frac{V_E}{R \cos \varphi}$ ;  $\dot{\varphi} = \frac{V_N}{R}$ ;  $\varepsilon_i$  ( $i=1,2,3$ ) – 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  $\eta_u$  якої збігається з віссю  $\zeta$ , а вісь  $\xi_u$  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  $15 \times 15$  і  $15 \times 21$  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:

$$\begin{aligned}
f_{1,2} &= \frac{\dot{\lambda}}{R_3} tg\varphi; f_{1,3} = \frac{-\dot{\lambda}R_3}{R}; f_{1,4} = \frac{R_3}{R \cos \varphi}; \\
f_{2,3} &= \frac{-\dot{\varphi}R_3}{R}; f_{2,5} = \frac{R_3}{R}; f_{3,6} = 1; \\
f_{4,2} &= \frac{2u+\dot{\lambda}}{R_3} (V_h \sin \varphi + V_N \cos \varphi) - \frac{\dot{\lambda}}{R_3} tg\varphi (V_h \cos \varphi - V_N \sin \varphi); \\
f_{4,3} &= \frac{V_E}{R^2} (V_h - V_N tg\varphi); \\
f_{4,4} &= \frac{V_N \sin \varphi - V_h \cos \varphi}{R \cos \varphi}; \\
f_{4,5} &= (2u + \dot{\lambda}) \sin \varphi; f_{4,6} = - (2u + \dot{\lambda}) \cos \varphi; \\
f_{4,8} &= -a_h; f_{4,9} = a_N; f_{4,13} = b_{1,1}; f_{4,14} = b_{1,2}; f_{4,15} = b_{1,3}; \\
f_{5,2} &= -\frac{2u+\dot{\lambda}}{R_3} V_E \cos \varphi - \frac{V_E^2}{RR_3} tg^2\varphi; \\
f_{5,3} &= \frac{V_E^2 tg\varphi + V_h V_N}{R^2}; \\
f_{5,4} &= - (2u + \dot{\lambda}) \sin \varphi; f_{5,5} = -\frac{V_h}{R}; f_{5,6} = -\dot{\varphi}(t); f_{5,7} = a_h; f_{5,9} = -a_E; f_{5,13} = b_{2,1}; f_{5,14} = b_{2,2}; f_{5,15} = b_{2,3}; \\
f_{6,2} &= -2u \frac{V_E \sin \varphi}{R} + \frac{3g_e}{2R_3} e^2 \sin \varphi \cos \varphi; \\
f_{6,3} &= -\frac{2g_e}{a} - \frac{V_E^2 + V_N^2}{R^2}; f_{6,4} = (2u + \dot{\lambda}) \cos \varphi; \\
f_{6,5} &= \dot{\varphi}(t) + \frac{V_N}{R}; f_{6,7} = -a_N; f_{6,8} = a_E; f_{6,13} = b_{3,1}; f_{6,14} = b_{3,2}; f_{6,15} = b_{3,3}; \\
f_{7,5} &= -\frac{1}{R}; f_{7,8} = \omega_h; f_{7,9} = -\omega_N; \\
f_{7,10} &= -b_{1,1}; f_{7,11} = -b_{1,2}; f_{7,12} = -b_{1,3}; \\
f_{8,2} &= -\frac{u}{R} \sin \varphi; f_{8,4} = \frac{1}{R}; f_{8,7} = -\omega_h; f_{8,9} = \omega_E; \\
f_{8,10} &= -b_{2,1}; f_{8,11} = -b_{2,2}; f_{8,12} = -b_{2,3}; \\
f_{9,2} &= \frac{1}{R_7} (u \cos \varphi + \frac{\dot{\lambda}}{\cos \varphi}); \\
f_{9,4} &= \frac{tg\varphi}{R}; f_{9,7} = \omega_N; f_{9,8} = -\omega_E; \\
f_{9,10} &= -b_{3,1}; f_{9,11} = -b_{3,2}; f_{9,12} = -b_{3,3}.
\end{aligned} \tag{5.1.10}$$

Відрізні 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  $\bar{\varepsilon}_A$  і  $\Delta\bar{0}_A$ );

$\sigma_a, \sigma_\omega$  – СКЗ білошумних складових погрішностей акселерометрів і ДКШ БІНС.

Елементи матриць **F** і **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  $\Phi_k = E + F(t_k)\Delta t$ ,  $G_k = G(t_k) \cdot \Delta t$ ;

$\Delta t$ – крок дискретизації часу;

$E$  – одинична матриця  $15 \times 15$ .

## 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;



$\sigma_{\delta R_s}, \sigma_{\delta H_s}, \sigma_{\delta V_s}$  – 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 співвідношеннями:

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

де

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

$$W_V = e^{-\lambda_v \Delta t}; q_V = [1 - \exp(-2\lambda_v \Delta t)]^{0,5};$$

$\lambda_s$  – показник просторової кореляції похибки СНС за координатами;

$\lambda_v, \lambda_{st}$  – показник часової кореляції похибок СНС за швидкістю та за координатами;

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

$\Delta t$  – 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 рекомендовані 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;

$\sigma_h$  – 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:

$$\Delta h_{c,k} = \Delta h_{2c,k-1} + \sigma_{\xi A} \xi_{k-1}, \quad (5.3.2)$$

де  $\sigma_{\xi A^-}$  заданий параметр;

$\xi_{k-1}$  – 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:

$$\sigma_h = (0,5 \div 1)_m;$$

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

$$\sigma_{\Delta h c, 0} = (3 \div 5)_m;$$

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

## 6 Охорона навколишнього середовища

### 6.1 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 тон. 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.						36	52
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.).

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.

## **6.2 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.

### 6.3 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 підсилюється. 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.

## 6.4 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.



## 6.5 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%.

## 6.6 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.

## 6.7 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 кришталіка 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.

## 6.8 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 НРБУ-97. 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 кришталик 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/см<sup>2</sup>, 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 НРБУ-97 значення, це свідчить про радіаційну безпеку комп'ютерних моніторів.

## 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 тон. 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.						44	52
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.).

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 підсилюється. 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 кришталіка 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 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 НРБУ-97. 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 кришталик 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/см<sup>2</sup>, 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 НРБУ-97 значення, це свідчить про радіаційну безпеку комп'ютерних моніторів.

## Перелік посилань

1. Биргер И.А. Техническая диагностика. — М.: Машиностроение, 1978.
2. Сапелюк Е.А. Диагностика авиационной техники. — К.: КИИГА, 1988.
3. Глухов В.В. Техническое диагностирование динамических систем. — М.: Транспорт, 2000. — 96с.
4. Корнеев В.В. Танковые автоматические системы. — М.: ВАБТВ, 1968. — 477с.
5. Г. Д'Анджело. Линейные системы с переменными параметрами. — М.: Машиностроение, 1974. — 132с.
6. Бабак В.П., Синеглазов В.М., Таранов С.Г. Проблемы анализа и синтеза систем автоматического управления: уч. пособие. — К.: КН НАУ, 2005. — 172с.
7. E. Anderson, Z. Bai, C. Bischoff. LAPACK: A portable linear algebra package for high-performance computers. //In Proceedings of Supercomputing '90, pages 1-10. IEEE Press, 1990.
8. Netlib BLAS — <http://www.netlib.org/blas/index.html>.
9. Blitz++ C++ Class Library for Scientific Computing — <http://oonumerics.org/blitz>, 1996.