

# РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації»: стор. — 27 , рис. — 4, 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

АТ авіаційна техніка

БІНС безплатформенна інерціальна навігаційна система

ЛА літальний апарат

НК навігаційний комплекс

ПС повітряне судно

САК система автоматичного керування

СПС система поповітряних сигналів

ТОіР технічне обслуговування та ремонт

					НАУ 11 00 75 000 ПЗ	Аркуш
						2
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата		

# Зміст

<b>Вступ</b>	<b>4</b>
<b>1 Обґрунтування необхідності розробки</b>	<b>5</b>
<b>2 Аналіз та вибір навігаційного забезпечення</b>	<b>10</b>
2.1 Аналіз і вибір варіанта супутникової навігаційної системи . . . .	10
2.2 Оцінка орієнтовних значень похибок вимірників первинної інфор- мації БІНС . . . . .	19
<b>3 Розробка автоматизованої системи діагностування</b>	<b>25</b>
<b>Перелік посилань</b>	<b>27</b>

# 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 00 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.						5	27
Перевірив	ФіляшкінМ.К.							
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 20 146 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.

					НАУ 11 00 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.						10	27
Перевірив	ФіляшкінМ.К.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

ли. Люба людина або транспортний засіб, оснащені спеціальним приладом для прийому й обробки цих сигналів, можуть з 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 (приймоіндикатори (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).

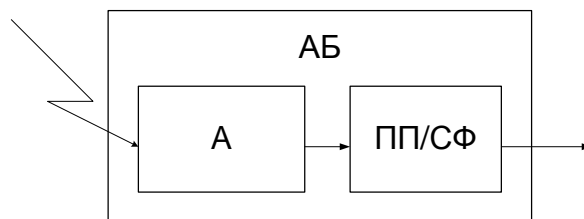
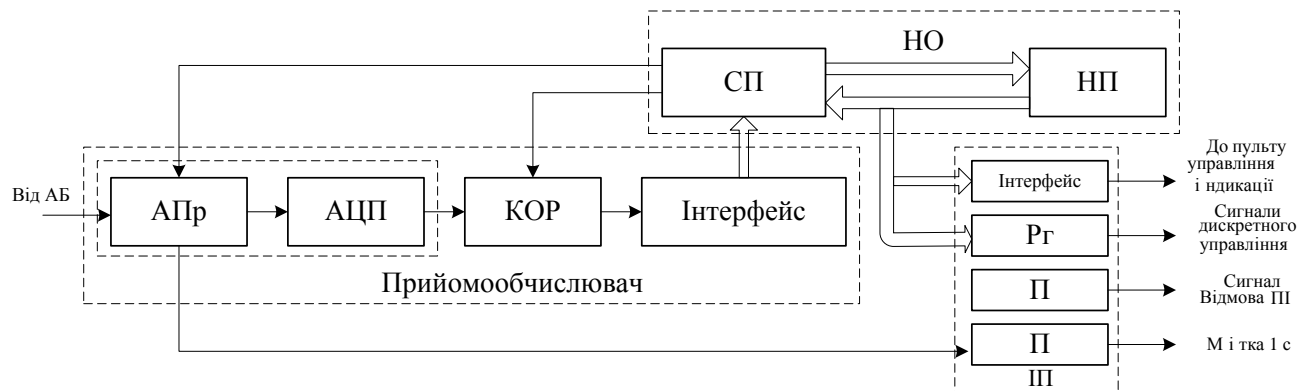


Рисунок 2.1.1 – Схема антенного блоку СНС

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 формуються 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  $t$  або доплерівський зсув частоти  $f_{\text{доп}}$ , які є радіонавігаційними параметрами, а відповідні їм дальність до об'єкта  $D = ct$  і радіальна швидкість зближення  $V_r = f_{\text{доп}}l$  служать навігаційними параметрами ( $c$  – швидкість світла;  $l$  – 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, тоб-

то 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  $B$  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 ком-

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

плексі з інерціальною системою навігації, то навряд варто встановлювати на борт ЛА повний комплект супутникової системи. Досить обмежитися прийомоіндикатором і сигнальним процесором, думаючи, що алгоритми рішення навігаційної задачі будуть вирішуватися в спільному процесорі інерціально - супутникової 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 гово-

рядь про «слабку» геометрії 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  $\delta e = [\delta x, \delta y, \delta z, c \cdot p\delta t]^T$

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.

## 2.2 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  $\Delta a_x$  і  $\Delta a_y$ , то, це приведе до помилки у визначенні координати  $\Delta \lambda_y$ .

Приладові значення зазначених параметрів (зі значком «\*»)

$$\left. \begin{aligned} a_{\xi}^* &= a_{\xi} + \Delta a_{\xi}; & a_x^* &= a_x + \Delta a_x; & a_y^* &= a_y + \Delta a_y; \\ \dot{\lambda}_y^* &= \dot{\lambda}_y + \Delta \dot{\lambda}_y; & \lambda_y^* &= \lambda_y + \Delta \lambda_y; \\ \ddot{\vartheta}^* &= \ddot{\vartheta} + \Delta \ddot{\vartheta}; & \dot{\vartheta}^* &= \dot{\vartheta} + \Delta \dot{\vartheta}; & \vartheta^* &= \vartheta + \Delta \vartheta. \end{aligned} \right\} \quad (2.2.1)$$

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

$$\Delta \ddot{\lambda}_y + \frac{(a_{\eta} + g_0)}{R_3} \Delta \lambda_y = \frac{1}{R_3} [a_x \cos(\lambda_y - \vartheta') + a_y \sin(\lambda_y - \vartheta')] \quad (2.2.2)$$

Як видно, ліва частина рівняння (2.2.2) є (при  $a_{\eta} = 0$ ) рівнянням маятника Шулера, а права – збурюючим впливом.

Координата  $\lambda_y$  і кут  $\vartheta'$  у процесі руху безупинно змінюються, тому права частина рівняння (2.2.2) 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

$$\Delta \ddot{\lambda}_y + \frac{1}{R_3} (a_{\eta} + g_0) \Delta \lambda_y \cong \frac{\Delta a}{R_3} \quad (2.2.3)$$

При  $a_{\eta} = 0$ ,  $\Delta a = \text{const}$  рішення рівняння (2.2.3) буде наступним:

$$\Delta \lambda_y \cong \frac{\Delta a}{g_0} \left( 1 - \cos \left( \sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t \right) \right) \quad (2.2.4)$$

З виразу (2.2.4) видно, що помилка ІНС у визначенні координати  $\lambda_y$ , 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**

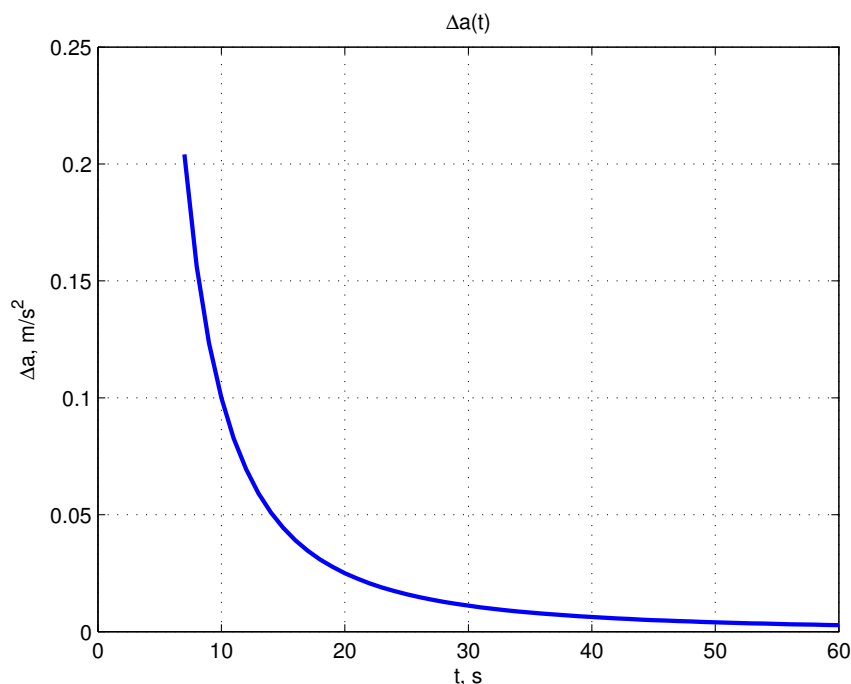


Рисунок 2.2.1 – Графік залежності значень похибок акселерометра від часу

За допомогою (2.2.4) можуть бути отримані орієнтовані формули для розрахунку точнісних вимог пропонованих до датчиків первинної інформації – акселерометрам.

$$\Delta a \cong \frac{\Delta \lambda_y g_0}{\left(1 - \cos \left( \sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t \right)\right)}. \quad (2.2.5)$$

Як впливає з (2.2.5) 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. 2.2.1

### 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.

Підставляючи значення параметрів  $\dot{\vartheta}'^*$  і  $\lambda_y^*$  рівняння (2.2.3), після перетворень з врахуванням другого рівняння системи (2.2.1) одержимо

$$\Delta\ddot{\lambda}_y + \frac{a_\eta + g_0}{R_3}\Delta\lambda_y = -\frac{a_\eta + g_0}{R_3}\Delta\vartheta' \quad (2.2.6)$$

Як видно ліва частина рівняння (2.2.6) і в цьому випадку (при  $a_\eta = 0$ ) представляється рівняння маятника Шулера, а права частина – фактор, що викликається, обумовленими погрішностями у вимірі  $\vartheta'$  кута .

Якщо вважати погрішність  $\Delta\dot{\vartheta}' = \Delta\dot{\vartheta}'_0 = const$ , то  $\Delta\vartheta' = \Delta\dot{\vartheta}'_0 t$ , при цьому рішення рівняння (2.2.6) буде (якщо  $a_\eta = 0$ ) наступної:

$$\Delta\lambda_y = \Delta\dot{\vartheta}'_0 \left( \sqrt{\frac{R_3}{g_0}} \sin \sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t - t \right) \quad (2.2.7)$$

Як видно з виразу (2.2.7), погрішність у визначенні координати  $\lambda_y$ , 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 (2.2.5) 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  $\approx 5$ 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.2.2.2.

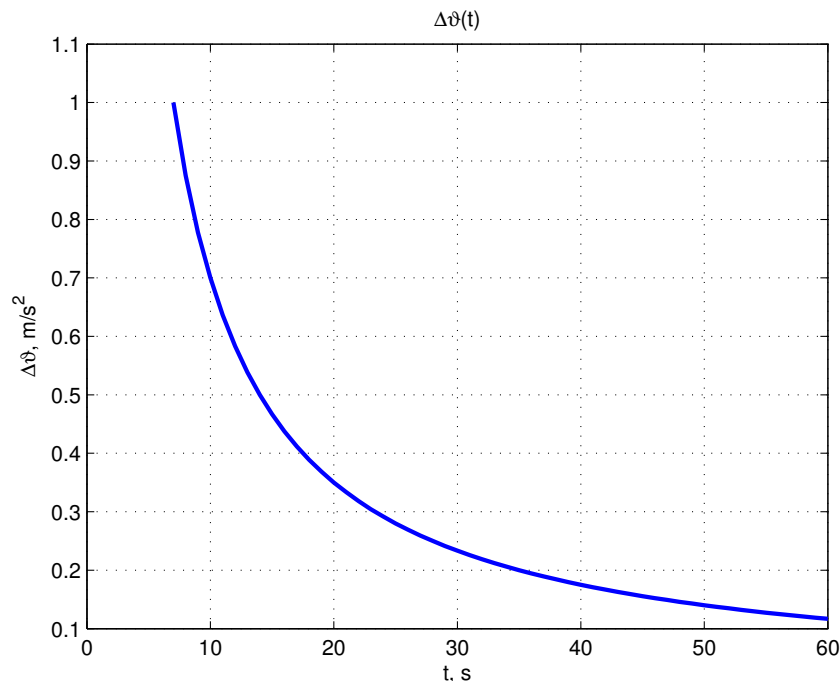


Рисунок 2.2.2 – Графік залежності значень похибок ДКШ від часу

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 гравітаційного 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. 2.2.2 та 2.2.1 показані приклади зміни складових похибок датчиків первинної інформації.

Таблиця 2.2.1 – 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 <sup>3</sup> /год	0,009	0,01	0,02

Таблиця 2.2.2 – 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-супутниковою 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) Нас цікавить 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 00 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.						25	27
Перевірив	ФіляшкінМ.К.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

При цьому визначники беруться як головні мінори матриці вигляду:

$$\begin{array}{cccccccc}
 a_{n-1} & a_{n-3} & a_{n-5} & a_{n-7} & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 a_n & a_{n-2} & a_{n-4} & a_{n-6} & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & a_{n-1} & a_{n-3} & a_{n-5} & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & a_n & a_{n-2} & a_{n-4} & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\
 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & a_3 & a_1 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & a_4 & a_2 & a_0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & a_5 & a_3 & a_1 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & a_6 & a_4 & a_2 & a_0
 \end{array}$$

## 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.