

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____Ю.В. Грищенко
«__» _____ 2022 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

**Тема: «Безплатформна інерціально-навігаційна система з удосконаленим
обчислювачем пристрою»**

Виконавець: Турчин Денис Євгенович _____
(прізвище та ініціали) (підпис, дата)

Керівник: к.т.н., Положевець Ганна Андріївна _____
(прізвище та ініціали) (підпис, дата)

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки:

(прізвище та ініціали) (підпис, дата)

(прізвище та ініціали) (підпис, дата)

Нормоконтролер: Левківський В.В. _____
(прізвище та ініціали) (підпис, дата)

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Спеціальність 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Грищенко Ю.В.

(підпис)

(П.І.Б.)

« ____ » _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Турчина Дениса Євгеновича

1. Тема дипломної роботи: «Безплатформна інерціально-навігаційна система з удосконаленим _____ обчислювачем _____ пристрою» затверджена наказом ректора від «»2022 р. № /ст _____
2. Термін виконання роботи: з 05 вересня 2022 року по 30 листопада 2022 року.
3. Вихідні дані до роботи: дані про дослідження засобів визначення параметрів навігації та орієнтації повітряного судна в просторі за допомогою безплатформних інерціальних систем.
4. Зміст пояснювальної записки: Розділ 1: Класифікація та фізичні основи інерціальних систем, платформні інерціальні системи; Розділ 2: Безплатформні

інерціальні системи; Розділ 3: Методи оптимальної фільтрації похибок в системах ІНС, Розділ 4: Охорона праці; Розділ 5: Охорона навколишнього середовища.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу: схема осьового акселерометра, принципова схема одновісного індикаторного ГС, принцип побудови ІНС, принцип інтегральної корекції, ІНС геометричного типу, структурна схема північного каналу БІНС, вертикальний канал БІНС, алгоритми БІНС.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури		
2	Написання розділу №1		
3	Написання розділу №2		
4	Написання розділу №3		
5	Написання розділу з охорони праці		
6	Написання розділу з охорони навколишнього середовища		
7	Формування і написання висновків		
8	Оформлення роботи, подання на кафедру та усунення недоліків		

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант	Дата, підпис
--------	-------------	--------------

	(посада, П.І.Б.)	Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці			
Охорона навколишнього			

8. Дата видачі завдання: “ _____ ” _____ 202__ р.

Керівник дипломної роботи (проекту) _____ Положивець Г.А.

(підпис керівника)

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Турчин Д.Є.

(підпис випускника)

(П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Безплатформна інерціально-навігаційна система з удосконаленим обчислювачем пристрою» складає: 156 сторінок та містить 44 рисунків, 6 таблиць і 43 використаних джерел.

Об'єкт дослідження: процес визначення параметрів та способів навігації та орієнтації повітряного судна у просторі, інерціальні навігаційні системи.

Предмет дослідження: параметри та способи навігації.

Мета дослідження: розробка та приведення прикладу оптимальної фільтрації похибок алгоритмів безплатформної-інерціальної системи.

Методи дослідження: дослідження складних систем, методи ефективності роботи технічних засобів здійснення та визначення показників польоту та просторового положення, аналіз алгоритмів БІНС, порівняння.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження: подальше вдосконалення інерціально навігаційних систем, що неминуче призведе до значного підвищення надійності, точності, вміння професійного обслуговування пілотажно-навігаційної техніки.

НАВИГАЦІЯ, ПІЛОТАЖНО-НАВИГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС, КУРС, КРЕН, ТАНГАЖ, АКСЕЛЕРОМЕТР, ІНЕРЦІАЛЬНА КУРСОВЕРТИКАЛЬ, БЕЗПЛАТФОРМНА ІНЕРЦІАЛЬНА СИСТЕМА, ПЛАТФОРМНА ІНЕРЦІАЛЬНА СИСТЕМА, АЛГОРИТМ.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ВСТУП

РОЗДІЛ 1. КЛАСИФІКАЦІЯ ТА ФІЗИЧНІ ОСНОВИ ІНЕРЦІАЛЬНИХ СИСТЕМ

- 1.1. Принцип дії та методичні похибки акселерометрів
- 1.2. Класифікація, принципи побудови і роботи гіростабілізаторів
- 1.3. ІНС напіваналітичного типу
- 1.4. ІНС геометричного типу

РОЗДІЛ 2. БЕЗПЛАТФОРМНІ ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

- 2.1. Основні дані та принципи побудови
- 2.2. Алгоритми БІНС в інерціальній системі координат
- 2.3. Методи та алгоритми обчислень
- 2.4. Початкова виставка БІНС
- 2.5. Демпфування БІНС

РОЗДІЛ 3. МЕТОДИ ОПТИМАЛЬНОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ ПОХИБОК В СИСТЕМАХ ІНС

- 3.1. Метод формування вимірювань для компенсації похибок автономної ІНС
- 3.2. Оптимальний фільтр Калмана
- 3.3. Адаптивний фільтр Калмана, фільтр Язвінського та компактний алгоритм фільтрації
- 3.4. Безплатформна інерціальна навігаційна система з удосконаленим обчислювачем пристрою
- 3.5. Калібрування БІНС

РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ

- 4.1. Аналіз небезпечних та шкідливих факторів, що діють при калібрування БІНС
 - 4.1.1. Мікроклімат
 - 4.1.2. Освітлення
 - 4.1.3. Вплив шуму
 - 4.1.4. Вплив вібрацій
 - 4.1.5. Електромагнітні випромінювання
 - 4.1.6. Пожежна безпека

4.1.7. Електробезпека

4.2. Розрахунок штучного освітлення щодо випробувань БІНС

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

5.1. Авіаційні викиди

5.1.1. Утворення та перетворення випромінювання

5.1.2. Авіаційні кліматичні викиди порівняно з іншими видами транспорту

5.1.3. Тенденції авіаційних викидів

5.2. Вплив викидів

5.2.1. Авіаційні викиди та якість повітря

5.2.2. Авіаційні викиди та кліматичні зміни

5.2.3. Регулювання авіаційних викидів

5.2.4. Оксиди азоту (NO_x)

ВИСНОВКИ

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

БІНС – безплатформна інерціальна система

БЧЕ – блок чутливих елементів

ГСП – гіростабілізована платформа

ДС – двигун стабілізації

ДУС – датчик кутової швидкості

ІВБ – інерціальні вимірювальні блоки

ІВМ - інерційно-вимірювальний модуль

ІКВ – інерціальна курсовертикаль

ІНС – інерціально-навігаційна система

ІП – інструментальні похибки

ЛА – літальний апарат

НС – навігаційна система

ОФК – оптимальний фільтр Калмана

ПК – перетворювач координат

СК – система координат

СНС – супутникова навігаційна система

ЧЕ – чутливий елемент

ВСТУП

Під час польоту пілотові необхідно чітко орієнтуватися в просторі для виконання поставленого завдання. Для визначення місця літака в просторі необхідна якась система, яка визначала б положення літака відносно земної поверхні, а також кутове положення ЛА в обраній системі координат. Ці завдання в повному обсязі вирішують різні типи ІНС.

Ідея створення інерційних навігаційних систем (ІНС) виникла в початку 20 століття. Базовим чутливим елементом такої системи став акселерометр – прилад для вимірювання прискорення руху об'єкта. Оскільки акселерометр, а також і гіроскопи, що використовуються в ІНС інерційними чутливими елементами (засновані на використанні інерції маси), системи називають інерційними.

Метод навігації, використовуваний у системі – метод лічби шляху. Суть його в тому, що в заданій системі координат вимірюють проекції абсолютного прискорення, інтегруючи їх двічі, одержують швидкість та поточні координати. Оскільки вимір повинен проводитись у заданій системі координат, необхідні гіроскопічні пристрої, які забезпечують моделювання (фізичне чи математичне) цієї системи. Тільки до 40-х років минулого століття рівень гіроскопів та акселерометрів піднявся до такого, що дозволив розпочати реальну розробку ІНС.

Якщо схема побудови системи для вимірювання координат у інерційному просторі (щодо зірок) порівняно проста, то вирішення задачі визначення параметрів руху щодо обертової Землі було складніше. Для вирішення такого завдання плідним стало використання маятника Шулера. Хоча такий маятник є математичною абстракцією, в ІНС вдалося побудувати його електромеханічний аналог, який забезпечив незворушність системи прискорення руху щодо Землі та значно знизило зростання помилок.

З 60-х років минулого століття розпочалася активна розробка безплатформних інерційних систем навігації (БІНС). Привабливість таких систем у тому, що вони не потребують гіростабілізованої платформи (ГСП) – найбільш складний, отже, дорогий вузол ІНС. У БІНС акселерометри та гіроскопи встановлюють

безпосередньо на борту об'єкта, а електромеханічну модель (ГСП) системи координат замінюють математичною моделлю.

Однак ці переваги не вдавалося одразу реалізувати у зв'язку з жорсткими умовами роботи чутливих елементів (ЧЕ) безпосередньо на борту при високих вимогах до їх характеристик. При цьому також були високі вимоги до обчислювальних пристроїв. Зрештою, до 80 років було освоєно серійне виробництво БНС, насамперед, у США.

Нині можливості БНС суттєво зростають. Пов'язано це з прогресом у виробництві високоточних гіроскопів та акселерометрів, обчислювальної техніки. З'явилися масові мікрогабаритні БНС, побудовані на мікромеханічних ЧЕ. При цьому велике значення мають збільшені можливості корекції від супутникових навігаційних систем (СНР), що також отримали суттєвий розвиток в останні десятиліття. У результаті сфера застосування БНС помітно розширюється – безпілотні літальні апарати, наземні транспортні засоби, роботи та ін.

Завдання управління просторовим рухом об'єкта передбачає визначення параметрів його кутового та поступального руху. Як системи, що дозволяють отримати цю інформацію, в даний час все більшого поширення мають інерційні навігаційні системи (ІНС). Ці системи, за умови введення в них деякого обсягу початкової інформації про навколишні поля, про системи координат, дозволяють автономно визначати потрібні для управління навігаційні параметри з потрібною точністю під час руху об'єкта. Первинні дані ІНС вимірюються за допомогою датчиків параметрів поступального руху (акселерометрів (А) або гіроінтеграторів (ГІ) лінійних прискорень) і датчиків параметрів кутового руху об'єкта, зазвичай гіроскопічних. Ця інформація (як правило, виміряні вектор прискорення, що здається, і вектор абсолютної кутової швидкості) обробляється в бортовому обчислювачі з метою отримання цікавої навігаційної інформації про орієнтацію, швидкості руху і місцезнаходження об'єкта.

Переваги інерційних навігаційних систем – такі як автономність, схибленість, достатня точність, прийнятні габаритно-вагові характеристики тощо – визначають

підвищену увагу до подальшого технічного вдосконалення цих систем та на перспективу. Це пов'язано з можливістю використання при їх розробці сучасних чутливих елементів (динамічно настроюваних, лазерних, волоконнооптичних, роторних вібраційних гіроскопів (РВГ), мікромеханічних гіроскопів (ММГ), хвилевих твердотільних гіроскопів і т.п.) і досягнень в області створення.

З усіх навігаційних систем інерціальні навігаційні системи (ІНС) є єдиними, які задовольняють таким важливим вимогам, як універсальність, повна автономність, завадозахищеність та стійкість перед перешкодами. Наявні ІНС забезпечують більш високу точність навігації в порівнянні з повітряно-доплерівськими системами.

Тлумачення інерційної навігації впливає з розгляду задачі визначення положення об'єкта на плоскій поверхні. Відповідно до першого закону Ньютона об'єкт, що рухається по плоскій поверхні, за відсутності чинної на нього сили перебуває в стані прямолінійного руху із постійною швидкістю. Знаючи початкові умови, тобто початкове положення об'єкта, його курс та швидкість, можна визначити поточне положення об'єкта, що рухається в залежності від часу.

Крім обчислення поздовжньої і поперечної координат, ІНС визначає також кутове положення ЛА в обраній системі координат, тобто курс, крен, тангаж. Кутове положення визначається шляхом вимірювання відхилень ЛА від обраної системи координат в ІНС. Залежно від способу моделювання (запам'ятовування), ІНС поділяються на платформні і безплатформні. В платформних ІНС навігаційна система координат моделюється фізично - у вигляді орієнтації по трьох осях спеціальної гіростабілізованої платформи (ГСП). ГСП протягом усього робочого часу зберігає незмінною орієнтацію, задану в процесі підготовки (виставки) ІНС. Датчики основної інформації (акселерометри) встановлюються на ГСП.

У безплатформній ІНС акселерометри встановлюються безпосередньо на ЛА, а опорна система координат моделюється математично. Так як акселерометри обертаються разом з ЛА, то необхідний безперервний перерахунок значень прискорень з пов'язаною з ЛА обертовою системою координат в опорну нерухому

систему координат. Алгоритми перерахунку вимагають, крім значень прискорень, додаткову інформацію - значення кутових швидкостей обертання ЛА. Останні визначаються за допомогою двоступеневих гіроскопів з внутрішнім кардановим підвісом. Складність алгоритмів і великий обсяг обчислень вимагають наявності потужної, швидкодіючої і власної великої об'єм пам'яті БЦВМ. Серед платформних ІНС слід виділити найбільш простіший їх тип - так звані інерціальні курсовертикалі (ІКВ). У ІКВ-системі застосовуються спрощені алгоритми обчислення і управління і більш прості датчики і елементи, внаслідок чого прийнятна точність досягається лише у визначенні курсу, крену і тангажу. У ІНС, які вирішують навігаційні завдання, ІКВ також присутні. Але в цьому випадку ІКВ є не окремою системою, а основною складовою частиною всієї ІНС, що містить ГСП. Нижче будемо розглядати тільки платформні ІНС.

Перед іншими навігаційними системами ІНС мають такі переваги, як: висока інформативність та універсальність застосування (ІНС визначає всю сукупність пілотажно-навігаційних параметрів, необхідних для керування ЛА), повна автономність дії, висока схибленість, можливість високошвидкісної видачі інформації (до 100 Гц і від).

Безплатформні інерційні навігаційні системи порівняно з платформними ІНС мають переваги в габаритно-масових характеристиках, надійності, міцності, технологічності.

Вони мають, як правило, менше енергоспоживання та час готовності. БІНС не накладають обмежень на маневр об'єкта, і в них значно ефективніше вирішується завдання забезпечення роботи системи за відмов вимірювальних приладів. Все це створює передумови для ефективного використання БІНС як інерційних каналів навігаційних систем різних рухомих об'єктів, що особливо працюють за умов жорстких механічних впливів.

Практична реалізація БІНС потребує вирішення низки науково-технічних та технологічних проблем. До них відноситься, насамперед, створення датчиків кутової швидкості та лінійного прискорення, які повинні забезпечити задану

точність вимірювання в широкому діапазоні вимірюваних величин та у широкому діапазоні частот кутового та лінійного руху. З цією проблемою пов'язана проблема забезпечення точності початкової виставки та організації калібрування датчиків у штатних умовах.

Тож, в цій роботі будуть розглянуті інерціально-навігаційні системи літальних апаратів, в тому числі платформні та безплатформні навігаційні системи в тому числі безплатформна система з удосконаленим обчислювальним пристроєм.

РОЗДІЛ 1. КЛАСИФІКАЦІЯ ТА ФІЗИЧНІ ОСНОВИ ІНЕРЦІАЛЬНИХ СИСТЕМ

1.1. Принцип дії та методичні похибки акселерометрів

Розглянемо сферичну модель Землі, в якій положення деякої точки O задається сферичними координатами: широтою φ , довготою λ і висотою h . Введемо нормальну систему координат $OX_g Y_g Z_g$ з вершиною, суміщеної з центром мас об'єкта, вісь OX_g яка спрямована на північ, вісь OZ_g - на схід, а вісь OY_g – уздовж вертикалі місця вгору (рис.1.1).

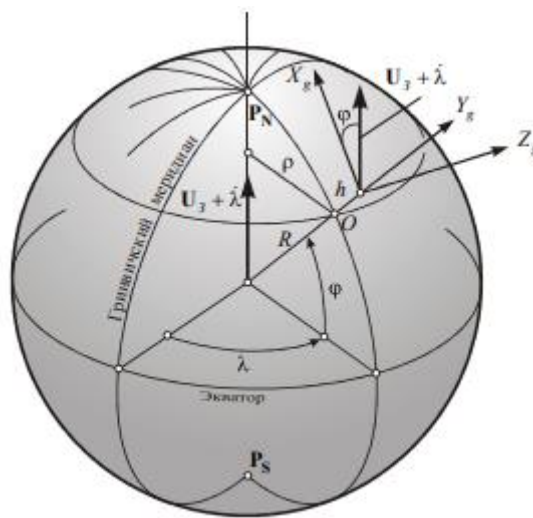


Рис.1.1. Географічні координати точки

Осі нормальної системи координат орієнтовані по країнах світу, а точка O переміщається разом з об'єктом, тому така система координат називається також географічною або географічним супроводженням, який дає тригранник.

Нехай точка O переміщається з лінійною швидкістю V щодо поверхні Землі. Проекції вектора V на осі OX_g , OY_g , OZ_g позначимо V_{Xg} , V_{Yg} , V_{Zg} . При русі об'єкта вздовж паралелі, широта φ залишається постійною, а географічна система координат повертається навколо осі обертання Землі з кутовою швидкістю λ (Рис.1.2.а,б).

Кафедра авіоніки

<i>Виконав</i>	Турчин Д.С.			Безплатформна інерціально-навігаційна система з удосконаленим обчислювачем пристрою	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушіє</i>
<i>Керівник</i>	Положевець Г.А.					12	156
<i>Консульт.</i>					173 «Авіоніка»		
<i>Н-контр.</i>	Левківський В.В.						
<i>Зав. каф.</i>	Грищенко Ю.В.						

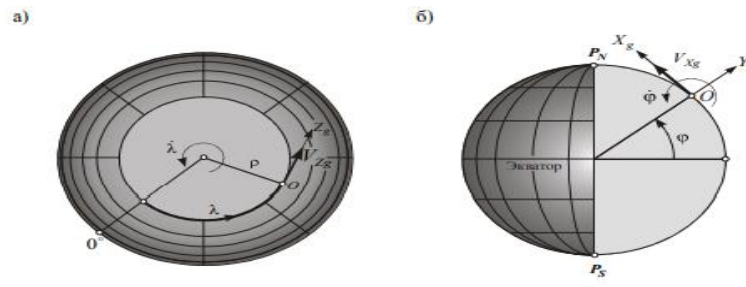


Рис.1.2. Ілюстрація кутових швидкостей λ (а) і ϕ (б)

Датчиками первинної інерційної інформації є вимірювачі прискорень - акселерометри, засновані на законах класичної механіки Ньютона.

Акселерометрами називають прилади, призначені для вимірювання поступальних прискорень.

У найпростішому випадку акселерометр являє собою комбінацію пружини і інерційної маси, що є чутливим елементом. Чутливий елемент акселерометра - частина першого в вимірювальному ланцюзі перетворювального елемента, що знаходиться під безпосередньою дією прискорення.

Акселерометр з лінійним переміщенням чутливого елемента в системі координат жорстко пов'язаної з корпусом приладу називається осьовим акселерометром (рис.1.3). Акселерометр з кутовим переміщенням чутливого елемента називається маятникових.

Вимірювальна вісь акселерометра - пряма визначається конструкцією акселерометра, проєкція прискорення на яку вимірюється акселерометром.

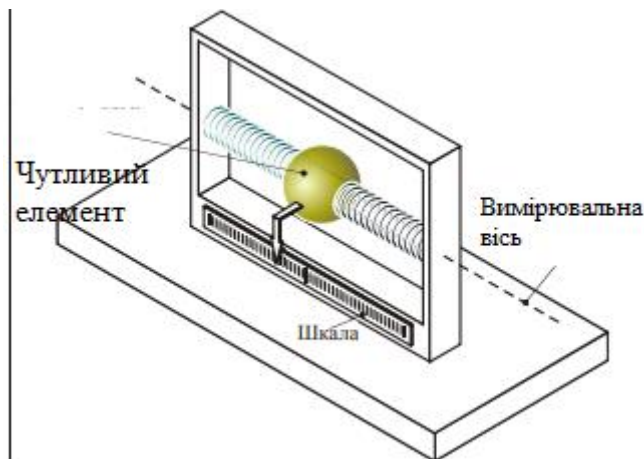


Рис.1.3. Схема осьового акселерометра

Найпростіший осьовий акселерометр (рис. 1.4.) складається з інерційної маси m , за допомогою пружини прикріпленої до основи. При русі підстави в напрямку осі X , званою віссю чутливості акселерометра, з прискоренням a^k до маси m буде прикладена сила інерції.

$F = m \cdot a^k$, в результаті чого маса стане переміщатися щодо відповідно шкали в напрямку, протилежному вектору прискорення. З боку пружини на масу буде діяти зворотна по знаку силі F сила

$$F_{np} = K_{np} \cdot \Delta X, (1.1)$$

де K_{np} - коефіцієнт жорсткості пружини; ΔX - лінійна величина переміщення маси.

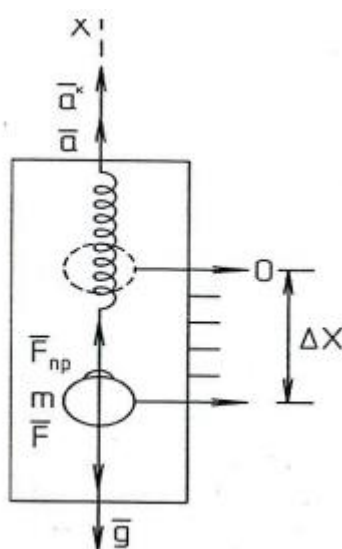


Рис.1.4. Принцип роботи акселерометра

Після закінчення перехідного процесу сила F_{np} врівноважить силу F , при цьому величина ΔX виявляється пропорційною вимірюваному прискоренню:

$$\Delta X = \frac{m}{K_{np}} a^k (1.2)$$

За допомогою потенціометра значення ΔX може бути перетворено в електричний сигнал, пропорційний a^k .

Акселерометри вимірюють тільки прискорення, обумовлені дією негравітаційних сил, і не вимірюють прискорень, викликаних гравітацією. Дійсно, якщо опора, на якому встановлений акселерометр, рухається до землі з прискоренням сили тяжіння g (вважаємо, що $a^k = 0$), то, оскільки сила тяжіння однаково діє і на підставу, і на масу m акселерометра, переміщення маси щодо нульової позначки шкали не буде.

Якщо a^k - прискорення, створюване різницею сил тяги і лобового опору, то повне абсолютне прискорення підстави буде $a = a^k - (-g)$. Знак "-" перед g враховує від'ємний напрямок вектора g по осі X . Акселерометр ж вимірює тільки прискорення a^k , то матиме місце методична похибка у вимірі повного абсолютного прискорення, що дорівнює прискоренню сили тяжіння. Тому в загальному випадку використання інерційних систем можливо тільки в відомому полі гравітації. Прискорення a^k , що вимірюється акселерометром, часто називають "удаваним", при цьому:

$$\bar{a}^k = \bar{a}_x - \bar{g} \quad (1.3)$$

У разі горизонтального польоту (на постійній висоті) підйомна сила ЛА врівноважує силу тяжіння. За рахунок підйомної сили Y в вертикальному напрямку створюється прискорення a^k_y . У горизонтальному польоті вертикальної складової прискорення немає, тому $a = a^k_y + g = 0$, звідки $a^k_y = -g$, тобто в цьому випадку акселерометр з вертикальною віссю чутливості буде вимірювати прискорення, створюване підйомною силою, чисельно рівною, але протилежну за знаком прискоренню сили тяжіння. Саме в цьому сенсі слід розуміти твердження, що "акселерометр реагує на прискорення сили тяжіння".

Крім осьових акселерометрів в інерційних системах приміняють маятникові акселерометри, причому і у тих, і у інших для підвищення точності роботи і діапазону вимірювань, обмежених гістерезисом пружини, замість механічної пружини використовують електричну.

Маятниковий акселерометр з електричною пружиною (рис.1.5) працює наступним чином. При русі ЛА в напрямку осі X чутливості приладу з

прискоренням a^k до маси маятника m , укріпленої на плечі l , буде прикладена сила інерції F , що створює відносно осі Z момент сили інерції $M = m \cdot l \cdot a^k$, в результаті чого маятник стане повертатися навколо осі Z . Кут повороту маятника з допомогою датчика кута ДУ (потенціометричного, індукційного або іншого типу) перетвориться в напругу $U_\beta = K_{ДУ} \cdot \beta$ ($K_{ДУ}$ – крутизна характеристики датчика кута), яка після посилення в підсилювачі до величини $U_y = K_y \cdot U_\beta$ (K_y - коефіцієнт посилення підсилювача) подається на датчик моменту ДМ. Останній прикладає до осі Z підвісу маятника момент зворотного зв'язку

$$M_{oc} = K_{DM} \cdot U_y = K_{ЕП} \cdot \beta, \quad (1.4)$$

де K_{DM} - крутизна характеристики датчика моменту;

$K_{ЕП} = K_{ДУ} \cdot K_y \cdot K_{DM}$ - коефіцієнт передачі електричної пружини.

Таким чином, елементами електричної пружини є датчик кута, підсилювач та датчик моменту.

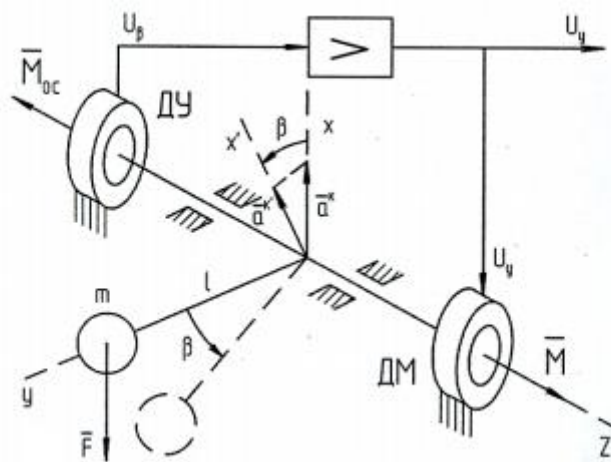


Рис.1.5. Маятниковий акселерометр з електричною пружиною

У сталому режимі момент зворотного зв'язку врівноважить момент сил інерції, так що кут повороту маятника і напруга на виході підсилювача виявляються пропорційною прискоренню:

$$\beta = \frac{m \cdot l}{K_{ЕП}} \cdot a^k \quad (1.5)$$

$$U_y = \frac{m \cdot l}{K_{DM}} a^k \quad (1.6)$$

При повороті маятника разом з ним на кут повернеться і вісь чутливості. При цьому акселерометр буде вимірювати не всі прискорення a^k , а його складову $a^k = a^k \cos \beta$.

Крім того, акселерометр стане реагувати і на поперечні прискорення, спрямовані уздовж осі Y . Ця обставина призводить до методичної похибки, зменшення якої можливо шляхом зменшення кута, що досягається збільшенням коефіцієнта посилення підсилювача.

Розглянуті акселерометри мають від'ємний зворотний зв'язок, обумовлений наявністю пружини (механічної або електричної). Тому такі прилади називають компенсаційними.

З огляду на те, що опору з меншим тертям легше виготовити в разі обертального руху маси m , ніж в разі її поступального руху, то в інерційних системах навігації найбільше застосування знайшли маятникові акселерометри.

Порогова чутливість сучасних акселерометрів з електричною пружиною становить близько $10^{-4} - 10^{-5}g$.

Акселерометри мають також методичні похибки, обумовлені власним обертанням Землі і переміщенням ЛА відносно Землі. Ці похибки зручно аналізувати за рівнянням акселерометрів в 1-й або 2-й формі.

Перша форма пов'язує вимірювані прискорення з абсолютними чи лінійними швидкостями ЛА, абсолютними кутовими швидкостями обертання ГСП в інерціальній системі відліку і складовими питомої гравітаційної сили \bar{g}_0 .

Друга форма вимірюваного прискорення пов'язує зі складовими шляхової швидкості, відносними кутовими швидкостями обертання ГСП і складовими питомої сили тяжіння g_T .

Більш просто виводяться і виглядають рівняння акселерометрів в 1-й формі. Вище було показано, що акселерометр вимірює не абсолютне, а прискорення яке здається $\bar{a}^k = \bar{a} - g$, звідки $\bar{a} = a^k + g$.

Наведені залежності записані в загальному вигляді, в інерціальній ж системі відліку $\bar{a} = a^k + \bar{g}_0$.

Визначимо спочатку значення абсолютного прискорення. У відповідності з теоремою про похідну від вектора по обертаючій системі координат:

$$\bar{a} = \frac{dV_{\text{ін}}}{dt} + \frac{dV_{\text{від}}}{dt} + \bar{\omega}_a^{\text{П}} \times V, \quad (1.7)$$

де $\frac{dV_{\text{ін}}}{dt}$ – похідна абсолютної швидкості в інерціальному просторі;

$\frac{dV_{\text{від}}}{dt}$ – похідна абсолютної швидкості в відносній (зв'язаній з Землею) системі координат;

$\bar{\omega}_a^{\text{П}} \times V$ - векторний добуток швидкостей; $\bar{\omega}_a^{\text{П}}$ - абсолютна кутова швидкість обертання ГСП.

Далі розкладемо \bar{a} по осях з урахуванням правила для двох векторів:

$$\begin{cases} a_x = \dot{V}_x + \omega_{ay}^{\text{П}} \cdot V_z - \omega_{az}^{\text{П}} \cdot V_y, \\ a_y = \dot{V}_y - \omega_{ax}^{\text{П}} \cdot V_z + \omega_{az}^{\text{П}} \cdot V_x, \\ a_z = \dot{V}_z + \omega_{ax}^{\text{П}} \cdot V_y - \omega_{ay}^{\text{П}} \cdot V_x. \end{cases} \quad (1.8)$$

Тепер пам'ятаючи, що для інерційної системи координат

$$a = a^k + \bar{g}_0, \quad (1.9)$$

де \bar{g}_0 - вектор питомої гравітаційної сили, визначимо складові абсолютної швидкості, значенням яких і є рівняння акселерометра в 1-й формі:

$$\begin{cases} V_x = V_x(t_0) + \int_{t_0}^t (a_x^k + g_{ox} - \omega_{ay}^{\text{П}} \cdot V_z + \omega_{az}^{\text{П}} \cdot V_y) \cdot dt, \\ V_y = V_y(t_0) + \int_{t_0}^t (a_y^k + g_{oy} - \omega_{ax}^{\text{П}} \cdot V_z - \omega_{az}^{\text{П}} \cdot V_x) \cdot dt, \\ V_z = V_z(t_0) + \int_{t_0}^t (a_z^k + g_{oz} - \omega_{ax}^{\text{П}} \cdot V_y + \omega_{ay}^{\text{П}} \cdot V_x) \cdot dt, \end{cases} \quad (1.10)$$

де $V_x(t_0)$, $V_y(t_0)$, $V_z(t_0)$ – початкові значення абсолютної швидкості;

g_{ox}, g_{oy}, g_{oz} – складові вектора питомої гравітаційної сили;

a^k_x, a^k_y, a^k_z – сигнали акселерометрів.

З рівнянь видно, що для визначення швидкості (а на далі і лінійних координат) інтегрування одних тільки сигналів акселерометрів недостатньо, необхідно враховувати інші члени в підінтегральному вираженні. Ці члени зводяться до компенсаційними і неврахування їх призводить до появи основних методичних похибок акселерометрів. Компенсаційні члени мають перший або другий порядок малості і не враховуються тільки в ІКВ-системах. Таке спрощення пояснюється наступними міркуваннями:

$$g^{max}_{ox} \quad g^{max}_{oy} \approx 1,557 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}^2 \text{ - другий порядок малості;}$$

середнє значення вертикальної швидкості V_z за весь політ близько до нуля і в будь-який момент часу зазвичай менше V_x і V_y , - таким чином, членами V_z також можна знехтувати; компенсацією удаваного догляду ГСП в азимут; через добове обертання Землі (за законом $\Omega_3 \sin\varphi$), члени з ω^{II}_{az} для максимальних значень швидкостей не перевищують $3,5 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}^2$; якщо ж компенсується і догляд ГСП через рух ЛА, то члени ω^{II}_{az} мають ще менший порядок малості; V_z , і особливо вертикальна координата z , в ІКВ-системах не обчислюються внаслідок обчислювальної нестійкості вертикального каналу; в інших ІНС також через обчислювальну нестійкість каналу обчислюється тільки значення V_z .

Таким чином, для ІКВ-систем алгоритм обчислення швидкостей виглядає так:

$$\left\{ \begin{array}{l} V_x = V_x(t_0) + \int_{t_0}^t a_x^k \cdot dt \\ V_y = V_y(t_0) + \int_{t_0}^t a_y^k \cdot dt \end{array} \right. \quad (1.11)$$

Повні рівняння акселерометрів в 2-й формі мають вигляд:

$$\begin{cases} W_x = W_{x0} + \int_{t_0}^t [a_x^k - (\omega_y^H + 2\Omega_y) \cdot W_z + (\omega_z + 2\Omega_z) \cdot W_y + g_{mx}] \cdot dt, \\ W_y = W_{y0} + \int_{t_0}^t [a_y^k + (\omega_x^H + 2\Omega_x) \cdot W_z + (\omega_z^H + 2\Omega_z) \cdot W_x + g_{my}] \cdot dt, \\ W_z = W_{z0} + \int_{t_0}^t [a_z^k - (\omega_z^H + 2\Omega_x) \cdot W_y + (\omega_y + \Omega_y) \cdot W_x + g_{mz}] \cdot dt, \end{cases} \quad (1.12)$$

де W - шляхові швидкості;

$\omega_{x,y,z}^H$ - кутові швидкості обертання ГСП щодо Землі;

$\Omega_{x,y,z}$ - кутові швидкості обертання Землі;

$g_{mx,my,mz}$ - складові питомої сили тяжіння.

У ІНС використовується як 1-я, так і 2-я форми рівнянь. Основою будь-якої ІНС є ІКВ. Всі ІКВ - це фактично ГСП, утримувані в заданому положенні спеціальними гіростабілізаторами.

1.2. Класифікація, принципи побудови і роботи гіростабілізаторів

Перші гіростабілізатори (ГС) забезпечували стабілізацію деякої площини, щодо якої вимірювалися кути курсу, крену і тангажу. Далі ГС стали використовувати для стабілізації становища зброї, фотоапаратів та інших пристроїв, в тому числі ГСП в ІНС. За способом утримання платформ і інших елементів ГС підрозділяються на 2 типу: індикаторні і силові.

Принципова схема одновісного індикаторного ГС зображена на (рис.1.6)

При появі зовнішнього моменту $M_{вн}$ ГСП разом з зовнішньою рамою гіроскопа зміщується від заданого положення і, так як гіроскоп Γ зберігає свою орієнтацію незмінною, на виході датчика кута ДУ1 з'являється сигнал відхилення ГСП. Цей сигнал після посилення подається на двигун стабілізації ДС. ДС вступає в роботу і повертає ГСП і НР в попереднє положення. Динамічні параметри роботи ГС такі, що навіть при максимальних збуреннях ГСП повертаються до колишньої орієнтації не більше, ніж за десяті частки секунди. На (рис.1.6) зображені також:

ДУ2 - служить для вимірювання тангажу (в даному випадку);

ДМ1 - служить для початкового орієнтування НР щодо ГСП (при подачі на ДМ1 керуючого сигналу, гіроскоп разом з НР прецесує в азимут);

ДМ2 - необхідний для виставки ГСП в початкове положення (подача сигналу на ДМ2 викличе, очевидно, прецесію гіроскопа і обертання за допомогою ДС всієї ГСП слідом за гіроскопом).

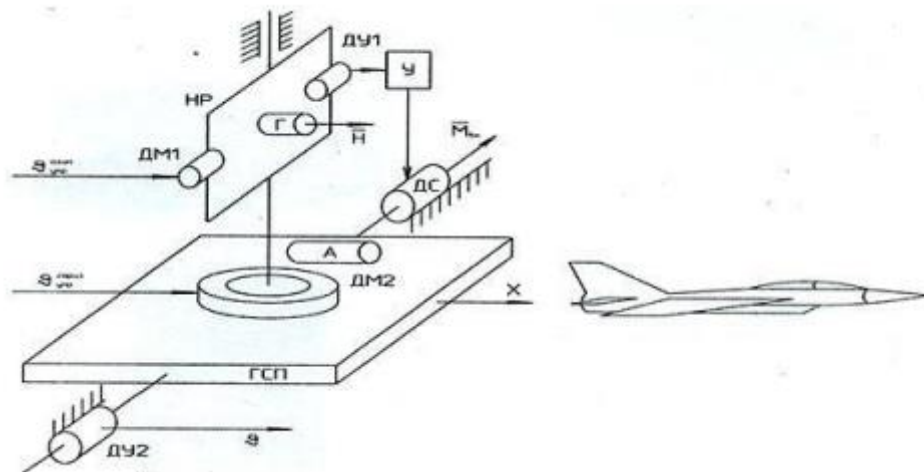


Рис.1.6. Принципова схема одновісного індикаторного ГС

У практичних схемах ІНС застосовується тривісний індикаторний ГС, що включає два триступеневих гіроскопа. Таким чином, характерною ознакою індикаторного ГС є наявність 3-ступеневих гіроскопів. Перевагою індикаторного ГС є відсутність силового завантаження гіроскопа (основне зусилля стабілізації розвиває ДС). Недолік - застосування більш складних 3-ступеневих гіроскопів і незначні зміщення ГСП на початковому етапі стабілізації. Принцип дії силового ГС розглянемо по (рис.1.7).

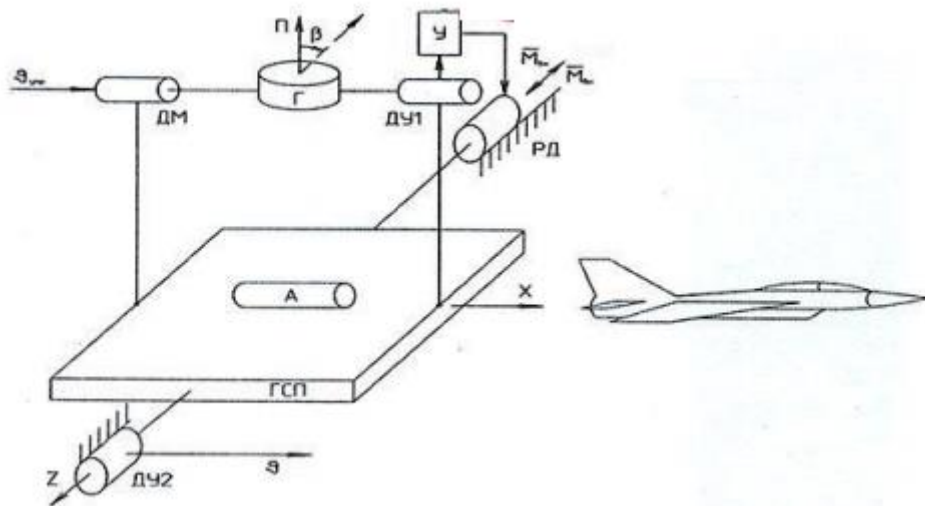


Рис.1.7. Принцип дії силового ГС

При появі $M_{вн}$ (наприклад, через тертя в опорах ГСП) ГСП зберігає незмінною свою орієнтацію. Це пояснюється тим, що платформа разом з встановленим на ній 2-ступеневим гіроскопом проявляє властивості 3-ступеневого гіроскопа. Наявність $M_{вн}$ викликає лише прецесію гіроскопа Г, платформа же за рахунок дії гіроскопічного моменту залишиться нерухомою. Прецесія Г реєструється датчиком кута ДУ1, сигнал від якого після посилення подається на розвантажувальний двигун РД. Коли момент, створюваний РД, стане рівним і протилежним $M_{вн}$, прецесія Г припиниться. У разі зникнення $M_{вн}$ (припинення еволюцій ЛА) $M_{РД}$ викличе прецесію Г в зворотний бік. Коли гіроскоп повернеться до початкового стану, сигнал на виході ДУ1 пропадає і $M_{РД}$ також стає рівним нулю. На практиці зсув гіроскопа не перевищує декількох градусів, а тривалість прецесії - сотих чи десятих часток секунди. Для початкової виставки ГСП на датчик моменту ДМ подається керуючий сигнал, в результаті відбувається прецесія гіроскопа Г разом з ДСП. У схемах ІНС силові ГС, так само як і індикаторні, тривісні. Однак на відміну від індикаторних, в силових ГС використовуються три 2-ступеневих гіроскопа. Перевагою силових ГС є незмінність орієнтації ГСП при появі $M_{вн}$ і застосування більш простих 2-ступеневих гіроскопів. Недолік - значне силове навантаження гіроскопів на початковому етапі стабілізації.

На сучасних ЛА знайшли застосування обидва типи ГС. В системі ІКВ-1, наприклад, використовується силовий ГС, в інших літаках індикаторний на основі гіроскопів з внутрішнім кардановим підвісом.

Тож, для стабілізації платформи використовуються гіроскопи. Так, наприклад, стабілізація платформи П, наведеної на (рис.1.8), здійснюється за допомогою двох триступневих гіроскопів Γ_1 і Γ_2 . Сигнали відхилення платформи від заданого положення знімаються з датчиків кута гіроскопів і подаються на відповідні двигуни стабілізації ДС₁, ДС₂ і ДС₃, встановлені по осях підвісу гіростабілізатора.

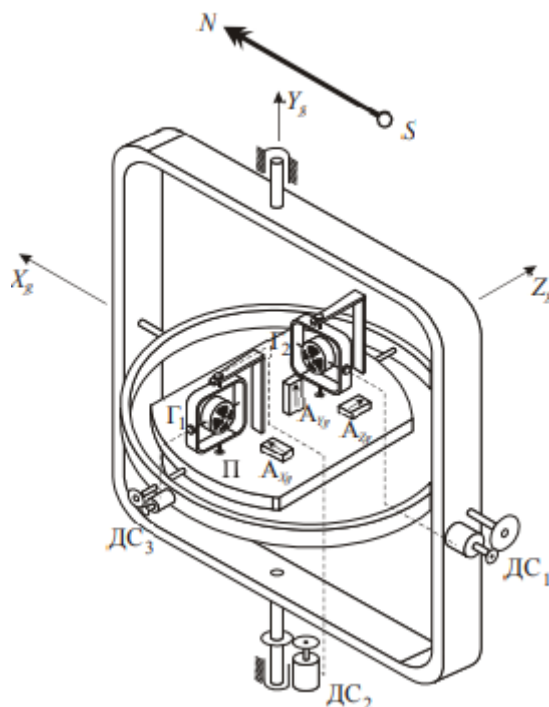


Рис.1.8. Стабілізація акселерометрів за допомогою платформ на двох триступневих гіроскопах

Тривісний гіростабілізатор може бути побудований, також на базі трьох двоступневих гіроскопів. Таким чином, якщо вимірювальні осі акселерометрів орієнтуються точно в площині горизонту і в азимуті, то їх показання будуть відповідати проєкції вектора прискорення об'єкта на осі OX_g , OY_g , OZ_g .

1.3. ІНС напіваналітичного типу

В основі побудови інерційних навігаційних систем (ІНС) лежить метод обчислення шляху. Суть його полягає в тому, що сигнали вимірювачів швидкості або прискорення, осі чутливості яких утримуються в заданій системі координат, що інтегруються. Інтеграл швидкості відповідають приросту шляху, інтеграл прискорень відповідають збільшенням швидкості.

Складаючи значення прирощень з початковими значеннями шляху чи швидкості, отримують поточні значення пройденого шляху та швидкості. У системах, де первинними вимірювачами є акселерометри, для отримання швидкості сигнал акселерометра інтегрують один раз, а для отримання пройденого шляху цей інтеграл (швидкість) інтегрують вдруге. Знаючи напрямки проєкцій пройденого шляху на осі системи координат, визначають координати рухомого об'єкта.

Принцип побудови елементарної ІНС, що визначає лінійні і географічні координати, розглянемо на (Рис.1.9).

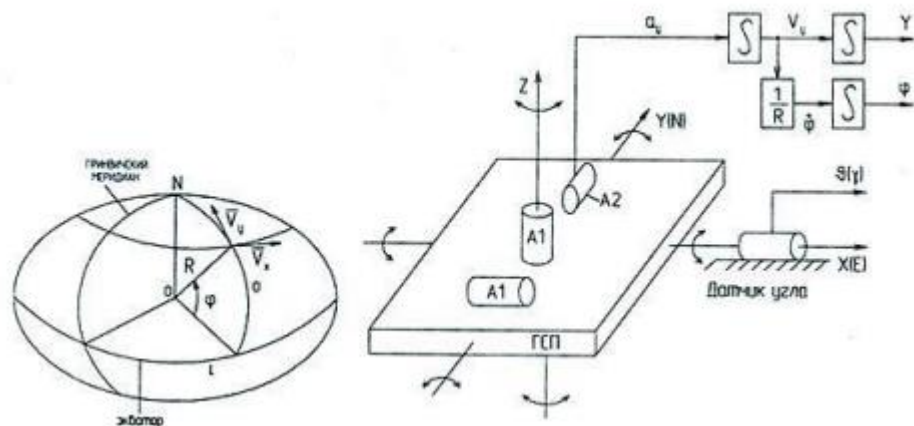


Рис.1.9. Принцип побудови ІНС

З рисунка видно, що ГСП має 3 ступеня свободи. У вузлах підвісу ГСП розміщені датчики курсу, крену, тангажу (на рис.1.9. зображено лише один з них). Поздовжня вісь ГСП найчастіше орієнтується на північ. Лінійні координати ЛА формуються шляхом подвійного інтегрування сигналів акселерометрів, а

географічні – інтегруванням сигналу кутової швидкості руху ЛА навколо Землі. Сигнал кутового зміщення ЛА з'являється на виході датчика кута при будь-якому обертанні ЛА навколо нерухомої осі підвісу ГСП.

Власне, суть інерціального числення полягає в вимірюванні за допомогою акселерометрів, складових вектора прискорення центру мас ЛА, обумовленого негравітаційними силами, і в наступному дворазовому інтегруванні цих складових з урахуванням початкових умов і прискорень, викликаних гравітацією, силами інерції Кориоліса і відцентровими силами.

Принцип незворушності лежить в основі інерціальних навігаційних систем з гіростабілізованою платформою, який забезпечується, так званою, інтегральною корекцією, запропонованою радянськими інженерами Є.Б. Левенталем і Л.М. Кофманом в 1932 р. Сутність інтегральної корекції полягає в тому, що сигнал акселерометра інтегрується і подається на датчик моменту гіроскопа, котрий прецесує слідом за істинною вертикаллю, яка змінює своє положення внаслідок переміщення об'єкта.

Розглянемо рух об'єкта в площині меридіана сферичної і необертової Землі. У цьому випадку завдання навігації можна вирішити за допомогою одного гіроскопа і одного акселерометра. Гіростабілізована платформа несе на собі триступеневий астатичний гіроскоп з вертикальним розташуванням головної осі і один лінійний акселерометр А (рис.1.10). На осі обертання зовнішнього кільця гіроскопа знаходиться датчик моменту, який прикладає момент щодо осі пропорційно інтегралу від показань акселерометра. Відповідно до відомих властивостей гіроскопа під дією моменту, прикладеного навколо осі зовнішньої рамки, гіроскопа починає прецесувати навколо осі обертання внутрішньої рамки (кожуха), в результаті чого на виході датчика кута ДУ утворюється сигнал, пропорційний куту повороту внутрішньої рамки щодо зовнішньої. Вихідний сигнал ДУ подається на двигун стабілізації ДС, за допомогою якого гіростабілізована платформа починає розгортатися до тих пір, поки площина зовнішньої рамки не буде перпендикулярна головної осі гіроскопа.

Покажемо, що така система є незбудженими прискоренням об'єкта.

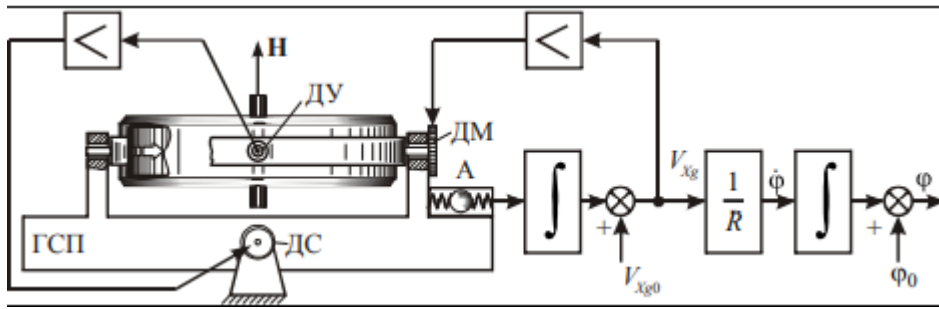


Рис.1.10. Принцип інтегральної корекції

З початковим становищем об'єкта зв'яжемо нормальну систему координат $O_0X_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$ (рис.1.11), де вісь O_0X_{g0} - спрямована на північ, O_0Y_{g0} - по вертикалі вгору, а O_0Z_{g0} - на схід (перпендикулярно площині рисунку).

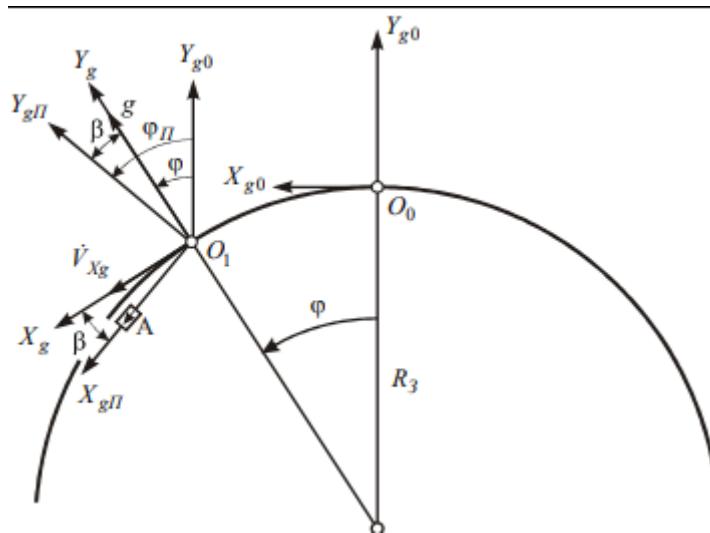


Рис.1.11. До принципу дії інерціальної навігаційної системи

Об'єкт переміщається в точку O_1 в результаті чого сталося прирощення широти на величину φ . З точки O_1 спрямовані осі початкової $O_1X_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$ і поточної $O_1X_gY_gZ_g$ орієнтації нормальної системи координат. З гіростабілізованою платформою зв'яжемо систему координат $O_1X_{gП}Y_{gП}Z_{gП}$. Під дією інтегральної корекції гіростабілізована платформа розгортається на приладовий кут $\varphi_{П}$, котрий не дорівнює істинному φ . Відхилення дійсної вертикалі O_1Y_g від приладової $O_1Y_{gП}$ визначається малим кутом β , званим помилкою побудови вертикалі. З (рис.1.11) слідує зв'язок між помилкою побудови вертикалі, істинної φ і приладової $\varphi_{П}$ широтами:

$$\varphi_{II} = \varphi + \beta.$$

Величина $\omega_0 = \sqrt{\frac{9,81}{6371000} + 1,24 \cdot 10^{-3} \text{с}^{-1}}$ являє собою частоту Шулера, тому з

цього випливає умова настройки на період Шулера.

$$\frac{k}{H} = \frac{1}{R_3}. \quad (1.13)$$

Таким чином, якщо вертикаль в початковий момент часу поставлена точно, а елементи ІНС працюють без похибок, то при русі об'єкта в площині меридіана, гіростабілізованої платформи, а отже і вимірювальна вісь акселерометра будуть зберігати горизонтальне положення незалежно від прискорень об'єкта. У цьому випадку лінійна швидкість об'єкта в північному напрямку і широта визначаються відповідно до співвідношення:

$$V_{Xg} = \int_0^t \dot{V}_{Xg} d\tau + V_{Xg0}; \quad \varphi = \frac{1}{R_3} \int_0^t V_{Xg} d\tau + \varphi_0. \quad (1.14)$$

Таким чином, основний принцип ІНС напіваналітичного типу полягає у тому, що треба повертати платформу з кутовою швидкістю, що відповідає величині горизонтальної складової швидкості об'єкта, отриманої за допомогою інтегрування прискорення. Система платформа - акселерометр - зворотний зв'язок становить замкнутий контур і може розглядатися як синтезований математичний маятник, що володіє двома властивостями: 1) в положенні рівноваги вимірювальні осі акселерометрів розташовуються перпендикулярно місцевому напрямку сили тяжіння; 2) при русі об'єкта перехід маятника до нового напрямку вертикалі, до нового положення рівноваги, відбувається без коливань, якщо період власних коливань системи налаштований на період Шулера, рівний 84,4 хв.

ІНС, побудована за схемою на (рис.1.9) називається ІНС напіваналітичного типу, так як рішення навігаційного завдання реалізується за допомогою гіростабілізованої платформи і частково за допомогою обчислювального пристрою. В замкнутій контур побудови вертикалі входить тільки один інтегратор, вихідний

сигнал якого, подається на датчик моменту гіроскопа. У зв'язку з цим такі системи також називають ІНС з корекцією за швидкістю.

До похибок ІНС напіваналітичного типу відносяться: вплив неточної початкової виставки платформи, тобто, якщо платформа в початковий момент часу виставлена з похибкою, то в наступному вона буде здійснювати гармонічні коливання з частотою Шулера; вплив похибки акселерометра, тобто похибка у вимірі швидкості також має характер коливань з періодом Шулера і амплітудою, пропорційної величині зсуву нульового відліку акселерометра; вплив власного дрейфу гіроскопа.

1.4. ІНС геометричного типу

Іншим способом побудови ІНС є система, в якій гіростабілізована платформа нерухома відносно інерційного простору, а акселерометр встановлений на спеціальному майданчику побудовника вертикалі (ПВ), що моделює справжню вертикаль або, що те ж саме, площину місцевого горизонту. Така система називається ІНС геометричного типу. Коротко розглянемо цей тип ІНС (рис.1.16).

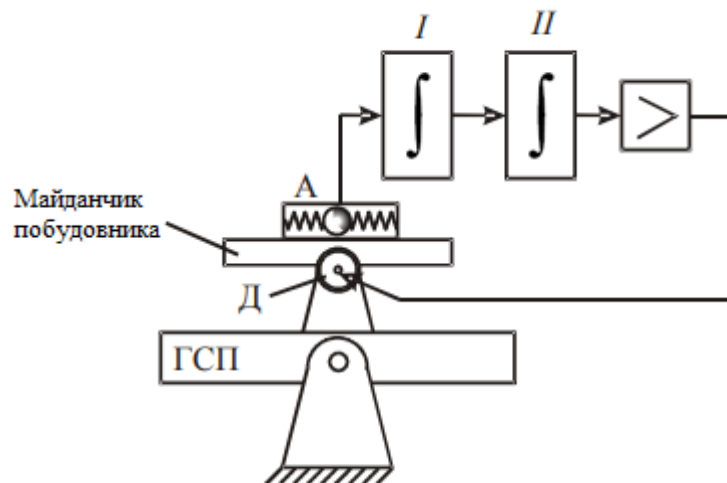


Рис.1.12. ІНС геометричного типу

Поворот майданчика ПВ здійснюється за допомогою двигуна Д, на який подається сигнал, пропорційний другому інтегралу від показань акселерометра А

$$\varphi_{II} = k \int_0^t \int_0^t n dt^2 \quad (1.15)$$

де φ_{II} - кут повороту майданчика ПВ щодо ГСП, k – коефіцієнт ланцюга побудовника вертикалі. Припустимо, як і раніше, об'єкт переміщається в площині меридіана з прискоренням V_{Xg} , а майданчик ПВ моделює справжню вертикаль з помилкою $\beta = \varphi_{II} - \varphi$. У зв'язку з цим вимірювальна вісь акселерометра буде відхилена від площини місцевого горизонту, і як причинами виникнення проєкції – $g\beta$ в вихідному сигналі акселерометра. Таким чином, рівняння запишеться у вигляді

$$\beta = k \int_0^t \int_0^t (\dot{V}_{Xg} - g\beta) d\tau^2 - \varphi. \quad (1.16)$$

Двічі диференціюючи за часом рівняння і враховуючи, що $\varphi = \frac{V_{Xg}}{R_3}$, отримаємо

$$\ddot{\beta} + kg\beta = \dot{V}_{Xg} \left(k - \frac{1}{R_3} \right). \quad (1.17)$$

Рівняння буде однорідним, тобто обурююча права частина буде дорівнювати нулю, якщо виконується рівність

$$k = \frac{1}{R_3} \quad (1.18)$$

Якщо рівність виконується, то рівняння приймає вже знайомий вигляд

$$\ddot{\beta} + \omega_0^2 \beta = 0, \quad (1.19)$$

де $\omega_0 = \sqrt{\frac{g}{R_3}}$ - частота Шулера. Співвідношення $k = \frac{1}{R_3}$ називається умовою настройки ІНС геометричного типу на період Шулера. У ІНС геометричного типу обидва інтегратора входять в ланцюг побудовника вертикалі, завдяки чому їх також називають системами з корекцією по відстані. Канал довготи в ІНС геометричного типу працює аналогічно. Так як ГСП моделює інерційну систему відліку, а

майданчик будівника вертикалі - географічну систему координат, то ширину й довжину визначають геометрично, як кути між ГСП і ПВ (рис.1.13).

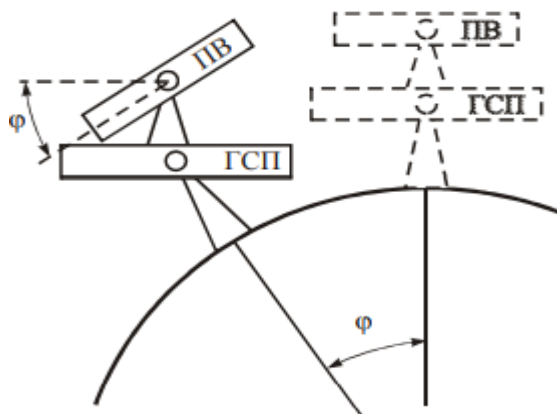


Рис.1.13. Визначення координат в ІНС геометричного типу

Основні особливості ІНС геометричного типу наступні

- в найпростішому випадку система може бути реалізована на базі п'ятикільцевого карданового підвісу. У реальних умовах для забезпечення працездатності ІНС при довільному характері руху об'єкта доводиться ускладнювати систему шляхом введення ряду допоміжних кілець механічного розв'язку;
- зміна орієнтації гіроскопів щодо вектора місцевого гравітаційного прискорення зумовлює зміну швидкості дрейфу гіроскопа за неминучої залишкової незбалансованості;
- незважаючи на порівняльну простоту обчислювального пристрою, ІНС геометричного типу мають складну конструкцію, в зв'язку з чим перевищують за масою і габаритами ІНС інших типів.

Тож, у загальному випадку при побудові інерційних систем необхідно враховувати наступне:

- способи вимірювання навігаційних параметрів ЛА щодо навігаційної системи відліку;
- види орієнтації акселерометрів;

- особливості моделювання систем координат;
- методи обліку гравітаційного прискорення;
- методи обліку початкових параметрів руху.

У зв'язку з цим до складу будь-якої інерціальної системи входять наступні функціональні елементи:

- датчики первинної і вихідної інформації, в тому числі і даних про гравітаційне поле;
- лічильно-вирішальний пристрій для обчислення навігаційних алгоритмів;
- системи відображення вихідної інформації або видачі вихідних сигналів різним споживачам;
- системи управління і корекції похибок.

Тож, можна виділити переваги і недоліки ІНС. Переваги ІНС:

1. Вимірювання повного набору навігаційних параметрів – прискорення, швидкості, координат, кутів положення об'єкта (курс, крен, тангаж), кутових швидкостей об'єкта та ряду інших допоміжних.
2. Повна автономність, тобто, можливість працювати незалежно від видимості орієнтирів, маяків, світил, ні від положення чи руху об'єкта; перешкодозахищеність (неможливо створити перешкоди, що заважають роботі ІНС).
3. Висока швидкість визначення та видачі даних (100 Гц і більше).
4. Непорушність відносними прискореннями, тобто, відсутність коливань гіростабілізованої платформи або її аналітичного аналога (в БІНС) при дії відносних (щодо Землі) прискорень. Як наслідок, відсутні похибки у вихідних даних за всіма навігаційними параметрами. При цьому власна частота коливань похибок, викликаних різними обурюючими факторами, в основному, відповідає частоті коливань маятника Шулера.

Недоліки ІНС:

1. Необхідність введення початкових умов (початкового положення платформи (об'єкта для БНС), початкових значень швидкості, початкових координат), що необхідно для використання методу числення шляху; необхідність урахування форми Землі та параметрів гравітаційного поля у точці розташування рухомого об'єкта.
2. Потрібна безперервність роботи (або після перерви у роботі необхідно знову вводити початкові умови)
3. Наростання помилок з часом.

Тож, у наступному розділі розглянемо роботу саме безплатформних навігаційних систем.

РОЗДІЛ 2. БЕЗПЛАТФОРМНІ ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

2.1. Основні дані та принципи побудови

Гіростабілізована платформа, оберігаючи акселерометри від впливу кутових переміщень об'єкта, має ряд істотних недоліків: ГСП, будучи прецизійним електромеханічним пристроєм ненадійна, споживає багато енергії, має велику масу і габарити, складна при складанні і дорога. Іншим способом побудови інерціальної навігаційної системи є розміщення акселерометрів і гіроскопів безпосередньо на борту рухомого об'єкта, а функції ГСП виконує бортові обчислювальні машини. У зв'язку з цим такі прилади називають безплатформними (безкарданними) інерціальними навігаційними системами (БІНС) (Strapdown Inertial Navigation System).

Ідеї БІНС фактично були реалізовані ще на початку 30-х років, при дослідженнях входження літака в штопор, зокрема літака Р-5. Група радянських інженерів на чолі з В.С. Ведровим розробила інерційну навігаційну систему, в якій акселерометри і гіроскопічні вимірювачі кутових швидкостей встановлювалися безпосередньо на корпусі літака. При такій приладовій реалізації відпадала необхідність у складній і дорогій ГСП. У тій фактично першій БІНС інформація, одержувана з акселерометрів і гіроскопів, записувалась в польоті за допомогою самописців, а потім математично оброблялася на землі за допомогою механічних арифмометрів, в результаті чого розраховувалися координати центру мас літака і параметри орієнтації .

Практична реалізація першої БІНС була здійснена в системі управління рухом та орієнтації транспортного космічного корабля «Союз-Т». Поява першої БІНС в системі управління рухом космічного апарату є не випадковим. Це пояснюється тим, що космічний апарат після його виведення на орбіту, знаходиться в умовах вільного польоту при малих збуреннях, які зникають

Кафедра авіоники							
Виконав	Турчин Д.Є.			Безплатформна інерціально-навігаційна система з удосконаленим обчислювачем пристрою	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
Керівник	Положевець Г.А.				33	156	
Консульт.					173 «Авіоніка»		
Н-контр.	Левківський В.В.						
Зав. каф.	Грищенко Ю.В.						

До інерціальних чутливих елементів БІНС пред'являються надзвичайно високі вимоги. Гіроскопи та акселерометри, будучи жорстко встановлені на борту об'єкта мають володіти заданою точністю в широкому діапазоні кутових швидкостей і прискорень, а також функціонувати в умовах вібрацій, ударів. У БІНС, використовувані чутливі елементи - акселерометри і вимірювачі параметрів орієнтації (гіроскопи), можуть бути побудовані на різних фізичних принципах. При цьому кількість вимірювачів має бути такою, щоб забезпечити отримання інформації про вектор уявного прискорення об'єкта, в якому встановлені вимірювальні прилади та про вектор абсолютної кутової швидкості, що характеризує обертання. Залежно від складу інерціальних чутливих елементів БІНС можуть бути побудовані з застосуванням наступних приладів: датчиків кутової швидкості (ДУС) і акселерометрів.

Розглянемо принцип дії безплатформної інерційної навігаційної системи на ДУС і акселерометрах при русі літального апарату (ЛА) уздовж площини меридіана сферичної і Землі, яка не обертається. Зв'яжемо з вихідним положенням ЛА нормальну систему координат $O_0X_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$ (рис.2.1), де вісь O_0X_{g0} лежить в площині горизонту і спрямована на північ, вісь O_0Y_{g0} направлена уздовж істинної вертикалі вгору, O_0Z_{g0} - спрямована на схід (перпендикулярна площині креслення).

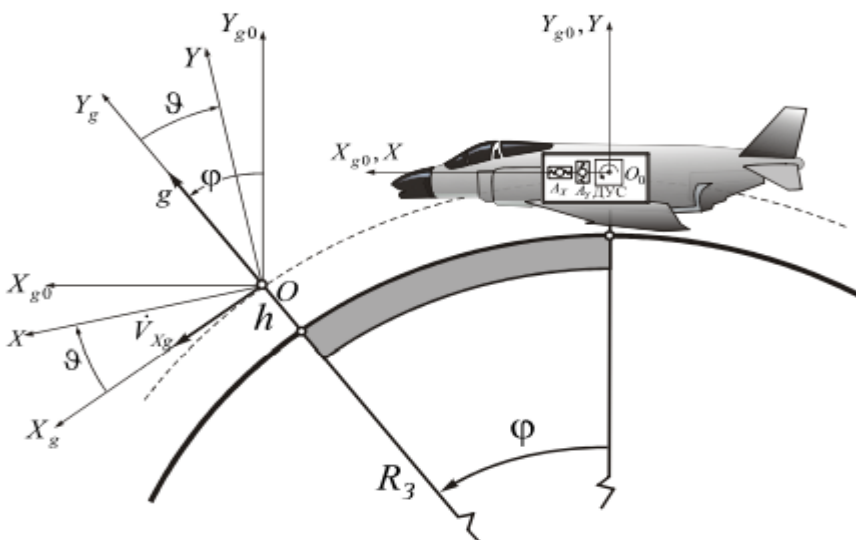


Рис.2.1. До принципу дії БІНС

Припустимо, що в початковий момент часу координата і швидкість ЛА відомі і рівні $\varphi(t_0)$ і $(t_0) V_{Xg}$ відповідно. З ЛА зв'яжемо систему координат $OXYZ$, де вісь OX - спрямована по поздовжній осі ЛА, вісь OZ - уздовж поперечної осі, а OY перпендикулярна площині крил і спрямована вгору. Передбачається, що в початковий момент часу система координат $OXYZ$ збігається з $O_0X_{g0}Y_{g0}Z_{g0}$. На борту ЛА розміщені два лінійних акселерометра A_X і A_Y з вимірювальними осями спрямованими уздовж поздовжньої OX і нормальної осі OY літального апарату і гіроскопічний датчик кутової швидкості, який вимірює проекцію ω_Z абсолютної кутової швидкості ЛА.

Нехай ЛА перемістився з точки O_0 в ціль O з координатою φ , котра підлягає визначенню. З точки O направимо поточну OX_g, OY_g і початкову орієнтацію осей X_{g0}, Y_{g0} нормальної системи координат. Очевидно, що якщо відомо напрямок істинної вертикалі OY_g в кожний момент часу, то завдання навігації буде вирішена виміром кута між осями OY_{g0} і OY_g (рис.2.1). Припустимо, що в точці O пов'язана з ЛА система координат відхилена від географічної на кут тангажу ϑ . Нагадаємо, що акселерометри вимірюють не абсолютне прискорення об'єкта, а, так зване, вдавене прискорення, тобто рівнодіюча між абсолютним прискоренням об'єкта та прискоренням сили тяжіння. Вектор удаваного прискорення n може бути заданий проекціями V_{Xg} і g на ребра OX_g і OY_g географічного тригранника $OX_gY_gZ_g$ (рис.2.2).

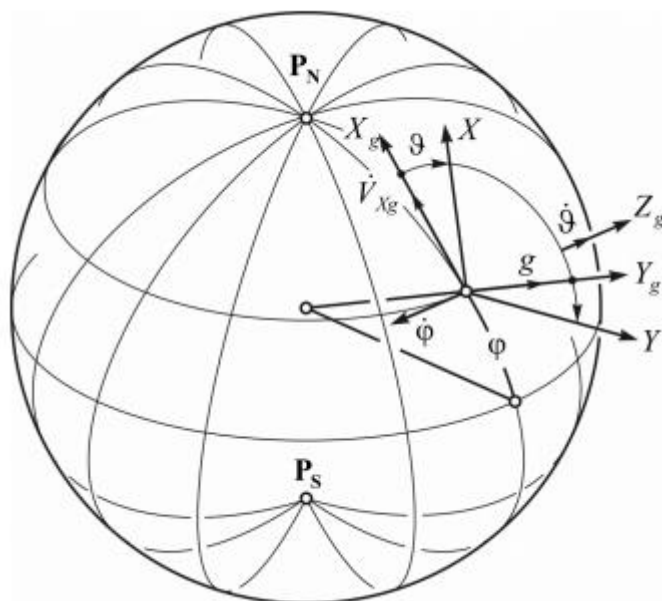


Рис.2.2. Взаємне положення географічного і зв'язного тригранників

За допомогою акселерометрів вимірюються проекція вектора вданого прискорення n на осі OX і OY пов'язаного тригранника, які співпадають з вимірювальними осями акселерометрів. Відповідно до (рис.2.1) проекції удаваного прискорення на вимірювальні осі акселерометрів мають вигляд

$$n_X = V_{Xg} \cos\vartheta + (g + V_{Yg}) \sin\vartheta;$$

$$n_Y = (g + V_{Yg}) \cos\vartheta - V_{Xg} \sin\vartheta, \quad (2.1)$$

де V_{Xg} , V_{Yg} - прискорення ЛА в північному і вертикальному напрямках відповідно; g - прискорення сили тяжіння. Якщо здійснити зворотний перехід, тобто перепроєктувати показання акселерометрів в нормальну систему координат

$$n_{Xg} = n_X \cos\vartheta - n_Y \sin\vartheta, \quad (2.2)$$

то можна визначити лінійне прискорення ЛА в північному напрямку

$$n_{Xg} = (V_{Xg} \cos\vartheta + g \sin\vartheta) \cos\vartheta - (g \cos\vartheta - V_{Xg} \sin\vartheta) \sin\vartheta = V_{Xg}. \quad (2.3)$$

Дійсно, якщо є інформація про кут ϑ , то перепроєктувати показання акселерометрів з пов'язаною системою координат в нормальну, можна знайти проекцію прискорення V_{Xg} . Подальше дворазове інтегрування прискорення V_{Xg} дозволить знайти координати і швидкість ЛА. Про процес визначення швидкості і координат ілюструється на (рис.2.3).

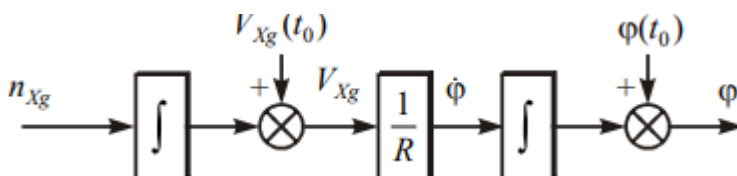


Рис.2.3. Визначення швидкості та координат

Після перерахунку інформації відповідно до рівняння виникає прискорення n_{Xg} що являє собою північну складову горизонтального прискорення ЛА. На виході першого інтегратора утворюється приріст лінійної швидкості в північному напрямку, яке складається з початкової швидкості ЛА $V_{Xg}(t_0)$ і утворюється лінійна

швидкість V_{Xg} . Наступний по структурній схемі блок здійснює розподіл лінійної швидкості на радіус-вектор $R = R_3 + h$ (h - висота), після чого утворюється кутова швидкість зміни широти ЛА $\dot{\varphi}$. Подальше інтегрування дозволяє знайти координату φ з урахуванням її початкового значення $\varphi(t_0)$. Швидкість V_{Xg} і широта φ ЛА знайдені в припущенні, що відомий кут тангажу ϑ . Вирішимо задачу визначення кута ϑ між пов'язаною і географічною системою координат. гіроскопічний ДУС вимірює проекцію абсолютної кутової швидкості ЛА (рис.2.2)

$$\omega_z = u_{zg} + \dot{\vartheta} = -\dot{\varphi} + \dot{\vartheta}. \quad (2.4)$$

тут u_{zg} і $\dot{\vartheta}$ - переносна і відносна складові кутової швидкості ребра OZ пов'язаного тригранника. Для того щоб знайти кут ϑ необхідно попередньо виключити зі свідчень ДУС переносну кутову швидкість $u_{zg} = -\dot{\varphi}$. Після чого шуканий кут ϑ визначається в результаті інтегрування

$$\vartheta = \int_{t_0}^t (\omega_z - u_{zg}) d\tau + \vartheta(t_0) = \int_{t_0}^t \dot{\vartheta} d\tau + \vartheta(t_0), \quad (2.5)$$

де $\vartheta(t_0)$ - початкове значення кута тангажа. кутову швидкість $\dot{\varphi}$ можливо знайти з алгоритму числення координат місця розташування ЛА. Структурна схема північного каналу БІНС представлена на (рис.2.4).

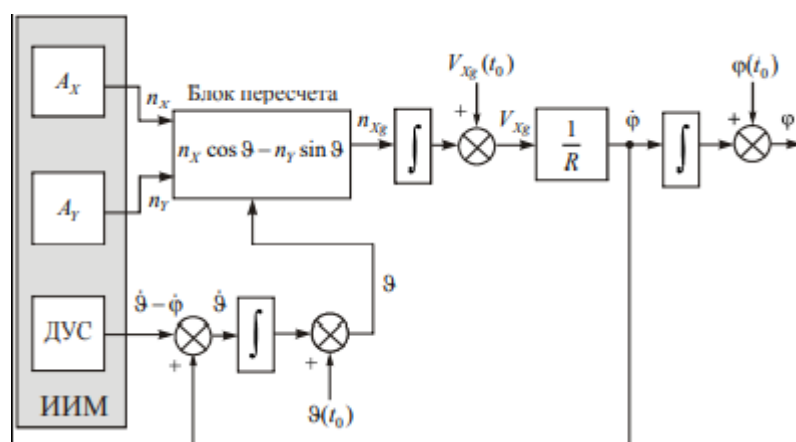


Рис.2.4. Структурна схема північного каналу БІНС

Структурна схема північного каналу БІНС, являє собою, так званий, алгоритм ідеальної роботи, коли акселерометри і ДУС працюють без похибок. Розглянемо

вертикальний канал БНС, що дозволяє визначити вертикальну швидкість і висоту польоту ЛА. Спроектуємо рівності на вісь OY_g

$$\begin{aligned} n_{Yg} &= [\dot{V}_{Xg} \cos \vartheta + (g + \dot{V}_{Yg}) \sin \vartheta] \sin \vartheta + [(g + \dot{V}_{Yg}) \cos \vartheta - \dot{V}_{Xg} \sin \vartheta] \cos \vartheta = \\ &= g + \dot{V}_{Yg}. \end{aligned} \quad (2.6)$$

Якщо виключити з сигналу n_{Yg} прискорення сили тяжіння g , і двічі проінтегрувати прискорення V_{Yg} , то можна отримати вертикальну швидкість V_{Yg} і висоту польоту h , якщо відомі початкові дані про швидкість $(t_0)V_{Yg}$ і висоті $h(t_0)$. Для компенсації прискорення сили тяжіння необхідно мати модель гравітаційного поля Землі. Блок-схема вертикального каналу БНС показана на (рис.2.5).

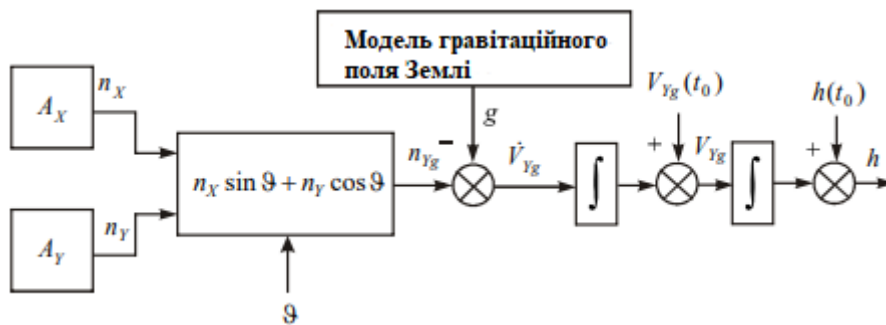


Рис.2.5. Вертикальний канал БНС

Особливістю вертикального каналу є його нестійкість (необмежене зростання похибок), в зв'язку з чим, в автономному режимі він практично не використовується. Зауважу, що визначення координат місця розташування ЛА (широти φ , висоти h), лінійних швидкостей V_{Xg} , V_{Yg} , а також кута ϑ , характеризує орієнтацію ЛА, засновану тільки на вимірах акселерометрів і гіроскопа без залучення будь-якої зовнішньої інформації.

На основі одноканального розгляду можна виділити наступні основні блоки, необхідні для побудови БНС:

- блок акселерометрів - для визначення проекцій вектора вдаваного прискорення n на осі пов'язаного тригранника;

- блок перерахунку - для перетворення проєкцій вектора уявного прискорення n на осі навігаційної системи координат (в даному випадку нормальна система координат)
- навігаційний алгоритм - призначений для вироблення координат місця розташування об'єкта та швидкостей i , крім того, формує компонент вектора абсолютної кутової швидкості нормальної системи координат u_g ;
- блок гіроскопів - для визначення проєкцій вектора абсолютної кутової швидкості на ребра пов'язаного тригранника;
- алгоритм орієнтації - для вирішення завдання орієнтації і формування матриці переходу C , використовуваної в блоці перерахунку. Алгоритм орієнтації може бути реалізований з використанням різних кінематичних параметрів, такі як кути Ейлера-Крилова, напрямні косинуси, кватерніони і інші.

Переважає більшість інерційних систем вирішують завдання навігації земної поверхні, тобто, у супроводжуючому триграннику.

Північний канал такий БНС показано на (рис. 2.6). Розглянемо рівняння ідеальної роботи у географічному триграннику.

Кут повороту об'єкта (зв'язаного базису $Ox_c y_c$) у супровідному триграннику позначимо ϑ . Гіроскоп вимірює абсолютну кутову швидкість ω_z . Переносна кутова швидкість через переміщення об'єкта $\omega_\xi = -V\eta / (R + h)$, де R – радіус Землі, h – висота об'єкта. Виходячи зі становища, що абсолютна кутова швидкість дорівнює сумі переносної та відносної швидкості, запишемо такі вирази.

$$\dot{\vartheta} = \omega_z - V\eta / (R + h), \quad \vartheta_0 = 0; \quad (\vartheta = \int_0^t \dot{\vartheta} dt + \vartheta_0;) \quad (2.7)$$

Ці рівняння можна назвати рівняннями орієнтації. У блоці обчислення напрямних косинусів та перетворення координат НК і ПК виконується перетворення прискорень із пов'язаної в навігаційну систему координат

Алгоритми функціонування БНС можуть відрізнятися видом системи координат, прийнятої за основну, видом рівнянь орієнтації, використовуваною формою запису прискорень, обраним методом чисельного інтегрування та інше. БНС можуть відрізнятися гіроскопічними вимірювачами. Тому алгоритми БНС вельми різні. Розглянемо деякі приклади.

2.2. Алгоритми БНС в інерціальній системі координат

Даний алгоритм реалізує метод числення шляху, в першу чергу, в інерціальній системі координат.

У блоці чутливих елементів акселерометри і гіроскопи можуть бути в мінімальній кількості (3 одновісних акселерометра, 3 датчика кутової швидкості), а можуть мати надлишкову складну структуру, механізми автокомпенсації перешкод. Алгоритми попередньої обробки сигналів можуть містити елементи автокомпенсації перешкод або коригування вимірювань за результатами калібрування параметрів моделі сигналів. Для отримання сигналів в проекціях на осі зв'язаної системи координат проводиться перетворення сигналів чутливих елементів, їх діагностика, внаслідок яких визначають вектор проекцій здаються прискорень a_b і вектор проекцій кутової швидкості об'єкта ω_b .

Оскільки основна прийнята інерціальна система координат, необхідно використовувати матрицю напрямних косинусів між осями пов'язаної b і інерційної i систем координат C^{ib} . Для отримання C^{ib} використовують рівняння Пуассона

$$C^{ib} = C^{ib} \Omega^{ib}_b \quad (2.8)$$

де Ω^{ib}_b - матриця проекцій абсолютної кутової швидкості, вимірюваних ДУС:

$$\Omega^{ib}_b = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{zc} & \omega_{yc} \\ \omega_{zc} & 0 & -\omega_{xc} \\ -\omega_{yc} & \omega_{xc} & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.9)$$

Для вирішення рівняння необхідна матриця початкових значень напрямних косинусів C^{ib}_0 , яку знаходять при початковій виставці БНС. За допомогою

отриманої матриці перетворять проекції прискорень з пов'язаного базису в інерційні:

$$a_i = C^{ib} a_b. \quad (2.10)$$

Потім, інтегруючи абсолютне прискорення

$$V_i = a_i + g'_i \quad (2.11)$$

в інерціальній системі координат з урахуванням початкового значення абсолютної швидкості V_{i0} , отримують абсолютну швидкість V_i .

Інтегруючи інерційну швидкість V_i , з урахуванням початкового радіуса вектора r_{i0} , отримаємо радіус-вектор r_i .

Для використання формули, що відповідає основним рівнянням акселерометра, розраховують вектор гравітаційного прискорення $g'_i(r_i)$.

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

$$g' = \frac{g_{\text{Э},0} a^2}{r^2} \left(1 - \beta \frac{Z^2}{r^2}\right); \quad \beta = 1.437 \cdot 10^{-3}, \quad 3\mu = 3.27 \cdot 10^{-3}, \quad g_{\text{Э},0} = 9.81438 \text{ м/с}^2. \quad (2.12)$$

Тут величина радіуса-вектора r_i , що визначає положення об'єкта, пов'язана з його проекціями співвідношенням $r^2 = X^2 + Y^2 + Z^2$.

Від інерційних декартових координат можна перейти до сферичних (рис.2.6): широти φ , абсолютної довготи L і відносної довготи λ

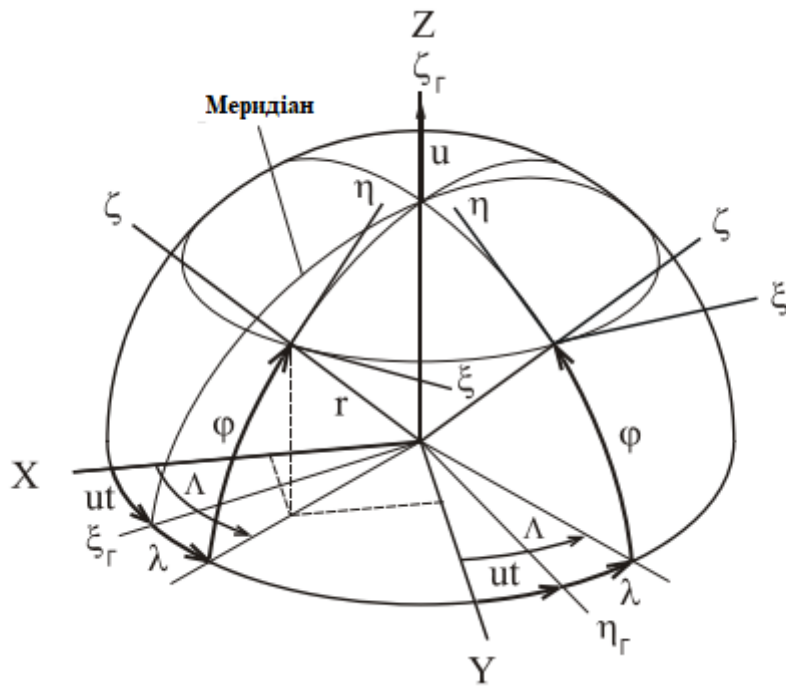


Рис.2.6. Системи координат

$$\phi = \arctg \frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}}, \quad \Lambda = \arctg \frac{Y}{X}, \quad \lambda = \Lambda - ut.$$

Для визначення параметрів відносного руху (відносної швидкості, кутів курсу, крену і тангажу) необхідно знайти матрицю напрямних косинусів для перетворення інерційних координат в відносні C^{gi} . Це можна зробити, користуючись (рис.2.6.).

C^{gi}	X	Y	Z
ξ	$-\sin \Lambda$	$\cos \Lambda$	0
η	$\cos \Lambda \sin \phi$	$\sin \Lambda \sin \phi$	$\cos \phi$
ζ	$\cos \Lambda \cos \phi$	$\sin \Lambda \cos \phi$	$\sin \phi$

(2.13)

Для визначення кутів курсу, крену і тангажу знайдемо матрицю направляючих косинусів C^{gb} :

$$C^{gb} = C^{gi} C^{bi} \quad (2.14)$$

$$\psi = \arctg\left(\frac{c_{12}^{gb}}{c_{22}^{gb}}\right), \quad \gamma = -\arctg\left(\frac{c_{31}^{gb}}{c_{33}^{gb}}\right), \quad \vartheta = \arctg\left(\frac{c_{32}^{gb}}{\sqrt{1 - (c_{32}^{gb})^2}}\right). \quad (2.15)$$

Складові абсолютної лінійної швидкості в проєкціях на осі зі супутнього базису знаходять перепроєктування за формулою

$$V_g = C^{gi} V_i.$$

$$\text{У скалярному вигляді } V_\zeta = -V_X \sin \Lambda + V_Y \cos \Lambda,$$

$$V_\eta = V_X \cos \Lambda \sin \varphi + V_Y \sin \Lambda \sin \varphi + V_Z \cos \varphi,$$

$$V_\xi = V_X \cos \Lambda \cos \varphi + V_Y \sin \Lambda \cos \varphi + V_Z \sin \varphi. \quad (2.16)$$

Від абсолютних швидкостей можна перейти до відносних

$$v_E = V \xi - u R_E \cos \varphi, \quad v_N \equiv V \eta, \quad v_H \equiv V \eta. \quad (2.17)$$

При вирішенні рівняння Пуассона, досить вирішувати 6 диференціальних рівнянь, а ще три напрямних косинуса знаходити з співвідношень типу. У підсумку, реалізація цього алгоритму вимагає рішення 13 диференціальних рівнянь.

Розглянемо алгоритм в географічному супутньому базисі з рівнянням Пуассона. Оскільки основною прийнята система координат g , необхідно виконувати матрицю напрямних косинусів C^{gb} між осями пов'язаного b і з супровідного базису g . Для отримання C^{gb} використовують рівняння Пуассона, яке називають узагальненим рівнянням, оскільки в ньому враховано переносний рух

$$C^{gb} = C^{gb} \Omega^{ib}_b - \Omega^{ig}_g C^{gb}. \quad (2.18)$$

Для вирішення рівняння необхідна матриця початкових значень напрямних косинусів C^{gb}_0 , яку знаходять при початковій виставці БНС.

За допомогою отриманої матриці перетворюють проєкції прискорень з пов'язаного базису в супровідний:

$$a_g = C^{gb} a_b. \quad (2.19)$$

Відносне прискорення знаходять шляхом інтегрування рівняння

$$v_g = a_g - (u_g + \omega_g) \times v_g + g_g. \quad (2.20)$$

Для інтегрування рівнянь необхідно ввести початкове значення v_{g0} . При інтегруванні вводять початкові значення широти і довготи φ_0, λ_0 .

$$\psi = \operatorname{arctg}\left(\frac{c_{12}^{gb}}{c_{22}^{gb}}\right), \quad \gamma = -\operatorname{arctg}\left(\frac{c_{31}^{gb}}{c_{33}^{gb}}\right), \quad \vartheta = \operatorname{arctg}\left(\frac{c_{32}^{gb}}{\sqrt{1 - (c_{32}^{gb})^2}}\right). \quad (2.21)$$

При вирішенні рівняння Пуассона досить вирішувати 6 диференціальних рівнянь, а ще три напрямних косинуса знаходити з співвідношень. У підсумку, реалізація цього алгоритму вимагає рішення 12 диференціальних рівнянь.

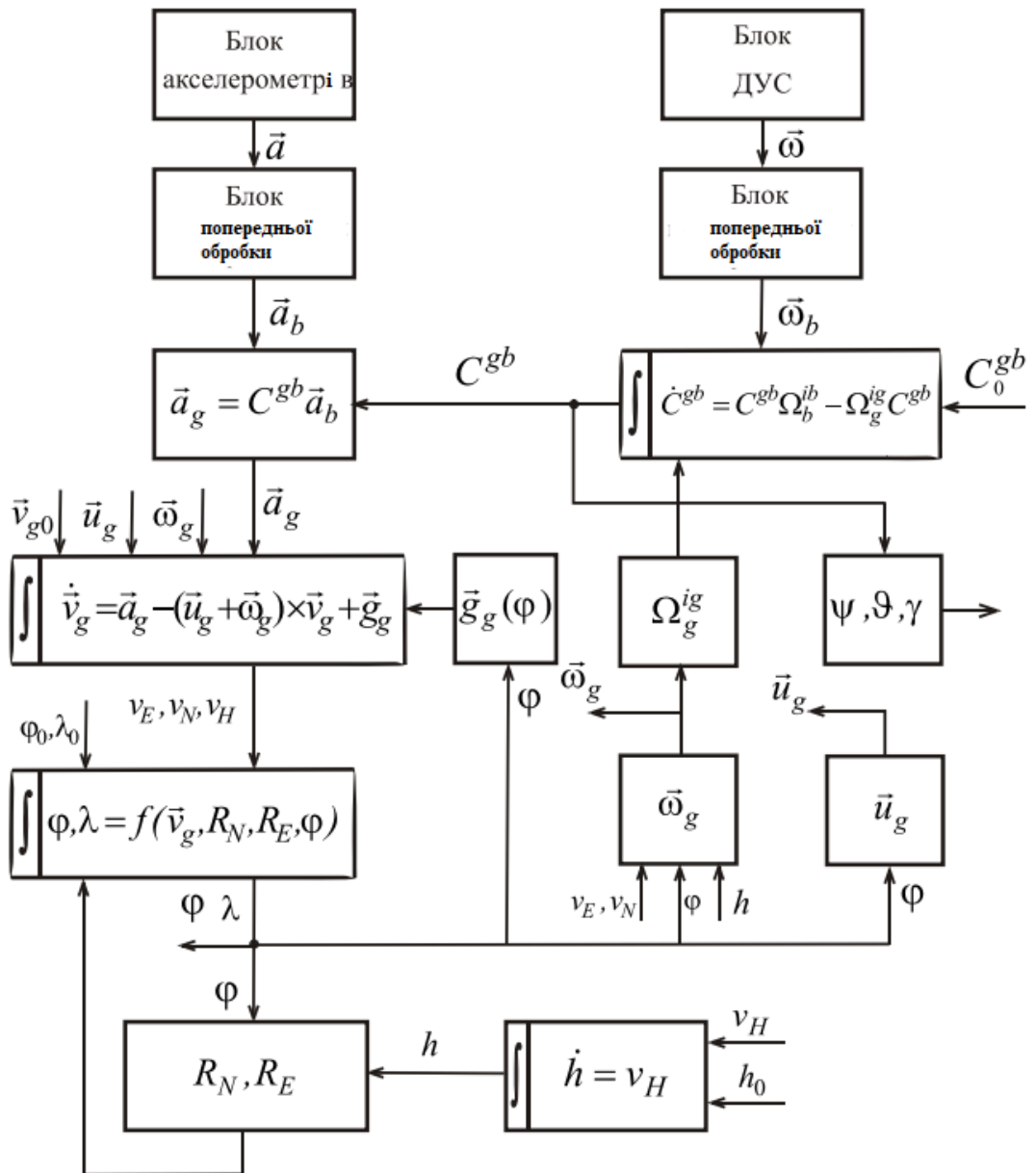


Рис.2.7. Структурна схема алгоритму БНС в географічному супровідному базисі

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

(2.22)

Розглянемо алгоритм з рівнянням Родріга-Гамільтона. Відмінною особливістю цього алгоритму є застосування замість кінематичного узагальненого рівняння Пуассона рівняння в параметрах Родріга-Гамільтона (параметрах кватерніона) виду

$$A^{gb} = \frac{1}{2} \Omega \cdot A^{gb}.$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -(\omega_x - \omega_\xi) & -(\omega_y - \omega_\eta) & -(\omega_z - \omega_\zeta) \\ \omega_x - \omega_\xi & 0 & \omega_z + \omega_\zeta & -(\omega_y + \omega_\eta) \\ \omega_y - \omega_\eta & -(\omega_z + \omega_\zeta) & 0 & \omega_x + \omega_\xi \\ \omega_z - \omega_\zeta & \omega_y + \omega_\eta & -(\omega_x + \omega_\xi) & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.23)$$

В результаті вирішення цього диференціального рівняння знаходять параметри Родріга-Гамільтона $A^{gb} = [\lambda_0 \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3]^T$.

Отримавши параметри Родріга-Гамільтона, знаходять напрямні косинуси C^{gb} відповідно до формул. В іншому алгоритмі аналогічний попередньому. Відзначимо, що використання кінематичних рівнянь в параметрах Родріга-Гамільтона дозволяє зменшити число диференціальних рівнянь, які використовуються в алгоритмі, до 10. Наведемо ці рівняння в скалярній формі:

$$\begin{cases} 2\dot{\lambda}_0 = -(\omega_{xc} - \omega_\xi)\lambda_1 - (\omega_{yc} - \omega_\eta)\lambda_2 - (\omega_{zc} - \omega_\zeta)\lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_1 = (\omega_{xc} - \omega_\xi)\lambda_0 + (\omega_{zc} + \omega_\zeta)\lambda_2 - (\omega_{yc} - \omega_\eta)\lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_2 = (\omega_{yc} - \omega_\eta)\lambda_0 - (\omega_{zc} + \omega_\zeta)\lambda_1 + (\omega_{xc} - \omega_\xi)\lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_3 = (\omega_{zc} - \omega_\zeta)\lambda_0 + (\omega_{yc} + \omega_\eta)\lambda_1 - (\omega_{xc} - \omega_\xi)\lambda_2 \end{cases}, \quad (2.24)$$

$$\begin{cases} \dot{v}_E = a_\xi + (u \sin \varphi + \omega_\zeta) v_N - (2u \cos \varphi + \frac{v_E}{R_1 + h}) v_\zeta, \\ \dot{v}_N = a_\eta - (u \sin \varphi + \omega_\zeta) v_E - \frac{v_N \cdot v_\zeta}{R_1 + h}, \\ \dot{v}_\zeta = a_\zeta + \frac{v_N^2}{R_2 + h} + \frac{v_E^2}{R_1 + h} + 2uv_E \cos \varphi + g; \\ \dot{\varphi} = \frac{v_N}{R_N}, \quad \dot{\lambda} = \frac{v_E}{R_E \cos \varphi}, \quad \dot{h} = v_\zeta. \end{cases} \quad (2.25)$$

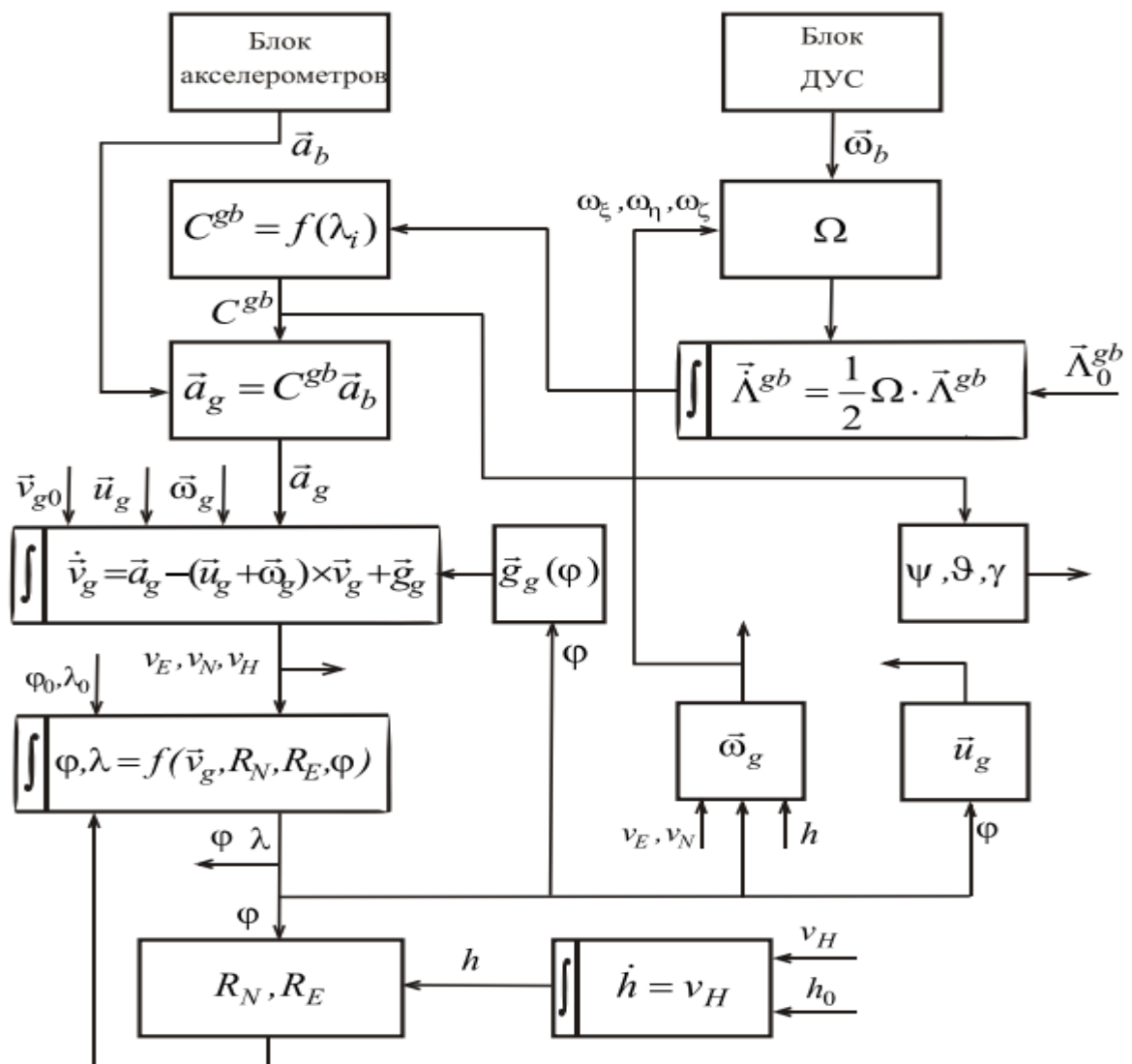


Рис.2.8. Структурна схема алгоритму з інтегруванням рівняння в параметрах Родріга-Гамільтона в географічному супровідному базисі

Розглянемо алгоритм з вектором орієнтації. В даному алгоритмі БНС для визначення орієнтації обчислюється вектор орієнтації $\varphi = [\varphi_x \varphi_y \varphi_z]^T$.

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

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

(2.26)

Необхідну для подальших обчислень матрицю напрямних до синусів можна визначити за точними формулами, або використовуючи наведену нижче чисельну процедуру. Коли знайдені компоненти вектора Ейлера $\varphi_{i,x}$ $\varphi_{i,y}$ $\varphi_{i,z}$ на інтервалі інтегрування обчислюється матриця напрямних косинусів ΔC_i , що описує поворот від вихідної системи до пов'язаної на цьому інтервалі.

$$\Delta C = e^\Phi = I + \Phi + \frac{1}{2}\Phi^2 + \frac{1}{6}\Phi^3 + \dots = I + \Phi \frac{1}{\phi} \sin \phi + \Phi^2 \frac{1}{\phi^2} (1 - \cos \phi). \quad (2.27)$$

Матрицю напрямних косинусів для i -го моменту C_i визначають шляхом перемноження $C_i = C_{i-1} \Delta C_i$.

Якщо вхідна інформація є абсолютна кутова швидкість, яка вимірюється датчиками кутової швидкості (вектор ω і відповідна йому матриця Ω), то вектор Ейлера покаже поворот щодо вихідного інерціального базису i , а визначається матриця напрямних косинусів може бути визначена $C \equiv C^{ib}$.

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

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

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

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

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

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

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

$$\dot{\varphi} = \frac{v_N}{R_N}, \quad \dot{\lambda} = \frac{v_E}{R_E \cos \varphi}, \quad \dot{h} = v_\zeta. \quad (2.28)$$

Відзначимо, що використання вектора орієнтації, так само, як і кінематичних рівнянь в параметрах Родріго-Гамільтона, дозволяє зменшити число диференціальних рівнянь, які використовуються в алгоритмі, до 8 - порівняно з 12 при використанні рівнянь Пуассона.

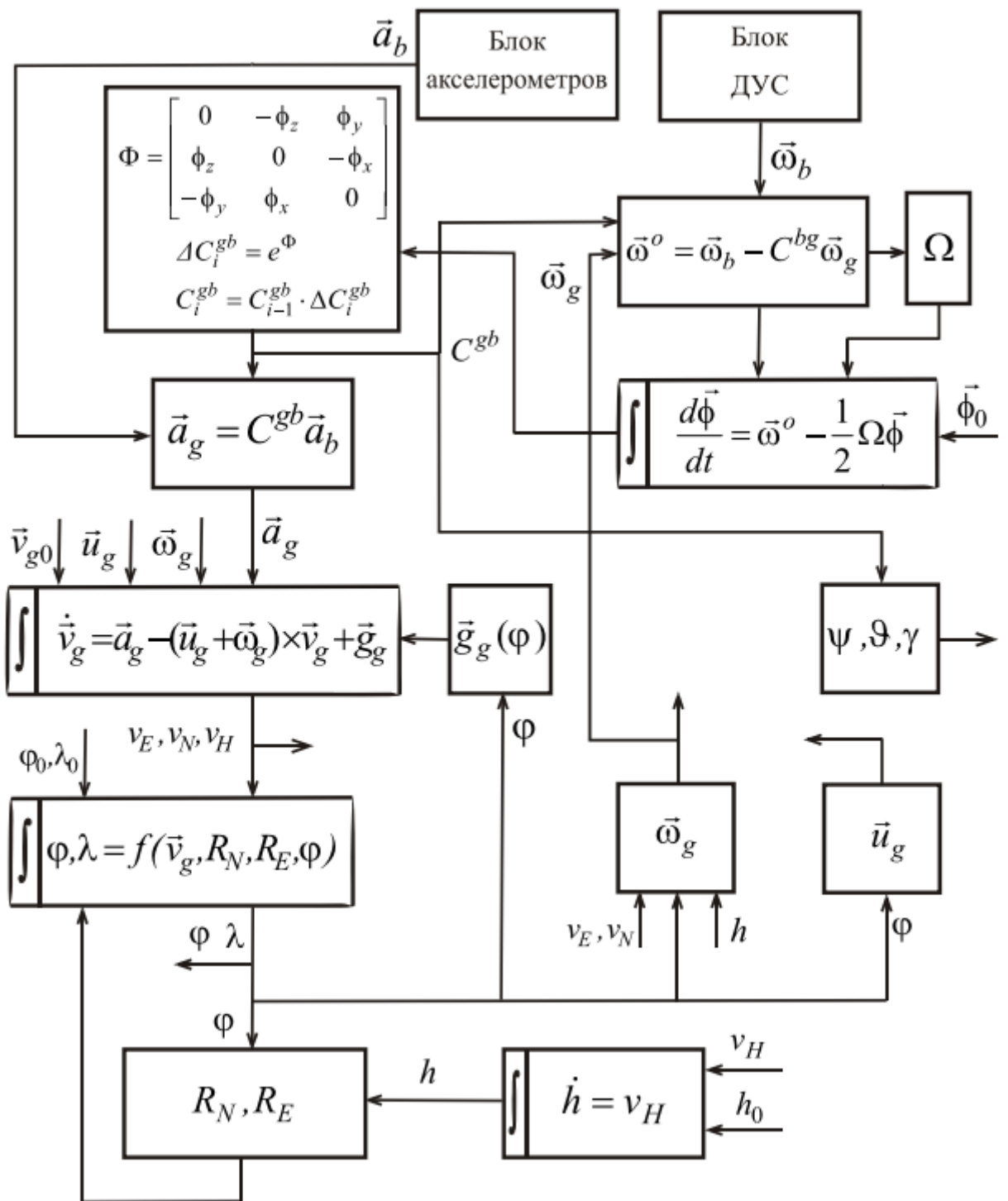


Рис.2.9. Структурна схема алгоритму з інтегруванням вектора орієнтації в географічному супровідному базисі

2.3. Методи та алгоритми обчислень

Для реалізації алгоритмів БНС використовують бортові цифрові обчислювальні машини (БЦВМ). Як відомо, у БЦВМ інформація про параметри безперервного процесу руху (кутової швидкості, прискорення та ін.) має подаватися в дискретні моменти часу. Для інтегрування диференціальних рівнянь БЦВМ використовують різні чисельні методи. При цьому різноманітний рух об'єкта, на якому встановлено БНС, може вносити особливості результати інтегрування. Можна сказати що розробка чисельних алгоритмів – окремий напрямок у проектуванні БНС.

Вибір періоду квантування чи частоти обробки даних диктується, як правило, можливістю відновлення з необхідною точністю дискретної послідовності значень вимірюваного безперервного сигналу. Звичайно, що менше крок дискретизації $\Delta t \equiv h$, то ближче дискретна послідовність відповідає безперервному процесу. Однак зменшення Δt обмежується технічними можливостями апаратури, БЦВМ. Тому, для реалізації в різних фрагментах алгоритму використовують різні Δt .

Найменший Δt_u (такт) первинної інформації бажано мати при зніманні первинної інформації, оскільки до введення в основний алгоритм сигнал може попередньо оброблятися, наприклад, згладжуватися. Відповідно до теореми Котельникова, частота дискретизації $f_u = 1 / \Delta t_u$ повинна, як мінімум вдвічі перевищувати максимальну частоту зміни f_{max} вхідного сигналу. Нині технічні можливості дозволяють реалізувати $f_u < 3$ кГц. Найчастіше вихідний сигнал з датчиків кутової швидкості та акселерометрів отримують у вигляді інтегралу від вимірюваної величини. Це інтегрування виконується, якщо на виході вимірювача стоїть перетворювач напруги або струму в частоту (ПНЧ). Кількість імпульсів сигналу на такті відліку відповідає збільшенню вимірюваної величини. Збільшення кута повороту об'єкта θ_{k+1} на кроці $k+1$ щодо відповідної осі та приріст лінійної швидкості, що "здається", будуть відповідно

$$\Delta\omega_{i,k+1} \equiv \theta_{i,k+1} = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \omega_{i,k} dt, \quad \Delta v_{i,k+1} = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \dot{v}_{i,k} dt, \quad i = x, y, z. \quad (2.29)$$

При використанні ПНЧ інтегрування проводиться найпростішим методом прямокутників.

Якщо для оцифрування сигналів вимірювача використовується аналого-цифровий перетворювач (АЦП), для отримання прирощень можуть бути використані складніші методи інтегрування, наприклад, метод парабол (Формула Сімпсона)

$$\theta_{k+1} = \int_{t_k}^{t_{k+2}} \omega_k dt = \frac{\Delta t_u}{3} (\omega_{k-1} + 4\omega_k + \omega_{2k+1}); \quad (2.30)$$

Велику величину повинна мати частота розв'язання так званої «швидкої» задачі. Таке завдання є розв'язання рівнянь орієнтації. Для багатьох об'єктів у цей час частота розв'язання «швидкого» завдання становить 100...300 Гц, отже, крок дискретизації становить 0,01...0,003 с.

Найменшу величину має частота розв'язання "повільних" завдань. Це можливо завдання навігації. Зазвичай вона вбирається у 10 Гц, тобто, крок дискретизації має порядок $\Delta t_m > 0,1$ с.

Для конкретної системи всі ці такти вибирають, виходячи з умов роботи та вимог технічного завдання до системи.

На розробку та оптимізацію алгоритмів суттєві обмеження накладає вигляд вихідної інформації датчиків: квантування інформації по рівню може призвести до помилки, що істотно перевищує як інші помилки обробки інформації, і інструментальні похибки вимірювальних приладів.

При інтегруванні можна використовувати різні способи. В першу чергу, це однокрокові методи. Вони дозволяють визначити наступну точку інтегральної кривої за інформацією лише про одну попередню точку. Однокрокові методи називають методами Рунге-Кутта.

Нижче наведемо таблицю, що є суть цих методів.

Узагальнена формула отримання наступного значення змінної y_{k+1} на кроці $k+1$ за відомим значенням її y_k на попередньому кроці k для методів Рунге-Кутта має вигляд

$$y_{k+1} = y_k + h \cdot F(t_k, y_k, h). \quad (2.31)$$

Залежність $F(t_k, y_k, h)$ може мати складний вигляд. Саме її виглядом відрізняються модифікації методів Рунге-Кутта. В таблиці $Z(t_k, y_k) \equiv y'_k$ - похідна, що відповідає швидкості зміни інтеграційної функції. Порядок методу говорить про його точність, яка визначається членами порядку h^p , де ступінь p є порядок методу.

Таблиця 2.1. Методи Рунге-Кутта

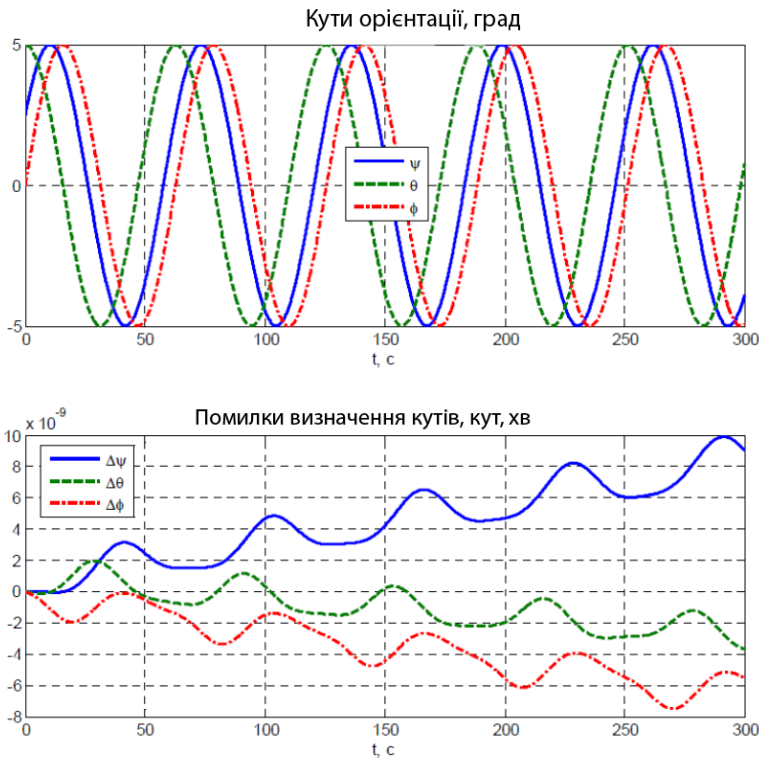
Порядок метода	Формула метода	Допоміжні величини	Назва метода
1	$F=k1$	$k1=Z(tk; yk)$	Ейлера
2	$F=(k1+k2)/2$	$k1=Z(tk; yk);$ $k2=Z(tk+h; yk+hk1)$	Модифікаційний Ейлера
2	$F=Z(tk+h/2; yk+hk1/2)$	$k1=Z(tk; yk)$	
3	$F=(k1+4k2+k3)/6$	$k1=Z(tk; yk);$ $k2=Z(tk+h/2; yk+hk1/2);$ $k3=Z(tk+h; yk+h(2k2-k1))$	Хойне
3	$F=(k1+3k3)/4$	$k1=Z(tk; yk);$ $k2=Z(tk+h/3; yk+hk1/3);$ $k3=Z(tk+2h/3; yk+h(2hk2/3))$	
4	$F=(k1+2k2+2k3+k4)/6$	$k1=Z(tk; yk);$ $k2=Z(tk+h/2; yk+hk1/2);$ $k3=Z(tk+h/2; yk+hk1/2);$ $k4=Z(tk+h; yk+hk1)$	Рунге-Кутта

		$k_2/2);$ $k_4=Z(tk+h; y_{k+h} k_3)$	
4	$F=(k_1+3k_2+3k_3+k_4)/8$	$k_1=Z(tk; y_k);$ $k_2=Z(tk+h/3; y_k+h$ $k_1/3);$ $k_3=Z(tk+2h/3; y_k+h$ $(k_2-k_1/3);$ $k_4=Z(tk+h; y_{k+h} (k_1-$ $k_2+k_3))$	

Досить ефективні багатокрокові методи. Багатокрокові методи називають ще методами прогнозу-корекції. Це пов'язано з тим, що розрахунки за цими методами побудовані на застосуванні двох послідовних етапів. На першому на основі інформації про попередні точки прогнозується значення шуканої змінної стану у наступній точці. На другому здійснюється уточнення ("коригування") знайденого значення за спеціальною неявною формулою. У таблиці для прикладу наведено формули методів другого та третього порядку. Існують і методи четвертого порядку.

Таблиця 2.2. Формули методів прогнозу-корекції

Порядок метода	Формула прогноза	Формула корекції
2	$y_{k+1} = y_{k-1} + 2h \cdot Z(tk, y_k)$	$y_{k+1} = y_k + \frac{h}{2} [Z(t_{k+1}, y_{k+1}^*) + Z(t_k, y_k)]$
3	$y_{k+1} = y_k + \frac{h}{12} [23 \cdot Z(t_k, y_k) - 16 \cdot Z(t_{k-1}, y_{k-1}) + 5 \cdot Z(t_{k-2}, y_{k-2})]$	$y_{k+1} = y_k + \frac{h}{12} [5 \cdot Z(t_{k+1}, y_{k+1}^*) - 8 \cdot Z(t_k, y_k) - Z(t_{k-1}, y_{k-1})]$



Канал орієнтації

Рівняння Пуассона

Кутовий рух за законом :

$$\psi(t) = \psi_0 + \psi'_0 t + \psi_m \sin(\omega_\psi t + \varepsilon_\psi)$$

$$\theta(t) = \theta_0 + \theta'_0 t + \theta_m \sin(\omega_\theta t + \varepsilon_\theta)$$

$$\phi(t) = \phi_0 + \phi'_0 t + \phi_m \sin(\omega_\phi t + \varepsilon_\phi)$$

Параметри кутового руху :

$$\psi_0 = 0^0; \theta_0 = 0^0; \phi_0 = 0^0;$$

$$\psi'_0 = 0^0/c; \theta'_0 = 0^0/c; \phi'_0 = 0^0/c;$$

$$\psi_m = 5^0; \theta_m = 5^0; \phi_m = 5^0;$$

$$\omega_\psi = 0.1 \text{ c}^{-1}; \omega_\theta = 0.1 \text{ c}^{-1}; \omega_\phi = 0.1 \text{ c}^{-1};$$

$$\varepsilon_\psi = 30^0; \varepsilon_\theta = 90^0; \varepsilon_\phi = 0^0;$$

Помилки ДУС (град/час);

$$\Delta\omega_x = 0; \Delta\omega_y = 0; \Delta\omega_z = 0;$$

$$\text{intomx} = 0; \text{intomy} = 0; \text{intomz} = 0;$$

Помилки акселерометрів (м/с²):

$$\Delta a_x = 0; \Delta a_y = 0; \Delta a_z = 0;$$

$$\text{intax} = 0; \text{intay} = 0; \text{intaz} = 0;$$

Ошибки начальной выставки:

$$\delta\psi_0 = 0^0; \delta\theta_0 = 0^0; \delta\phi_0 = 0^0;$$

Порядок метода інтегрування :

ode4 (Runge-Kutta)

Крок інтегрування [с], hi = 0.1

Рис.2.10. Помилки чисельного інтегрування

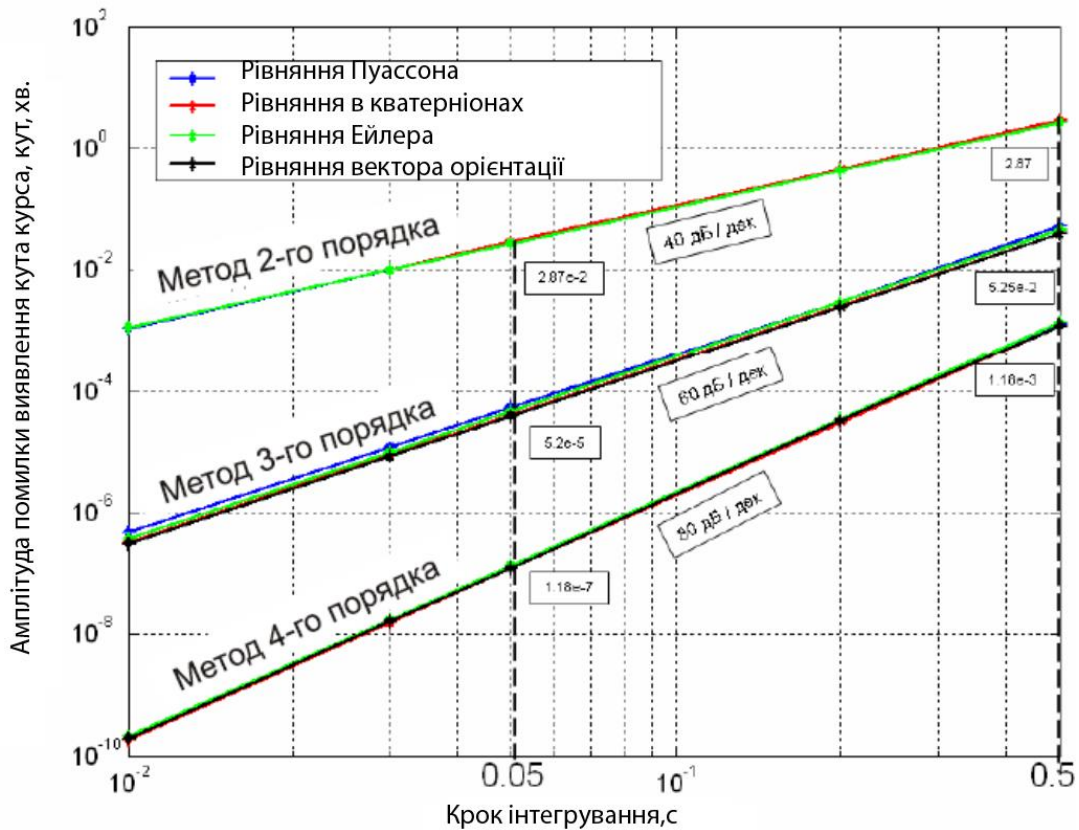


Рис.2.11. Залежність помилки визначення кута курсу від кроку і методу інтегрування

Похибки чисельного інтегрування рівнянь залежить від використовуваних рівнянь орієнтації від обраного методу інтегрування, від кроку інтегрування. На (рис.2.10) наведено графіки зміни похибки інтегрування для 4 типів кінематичних рівнянь, залежно від кроку (такту) інтегрування. Очевидно, що зі зменшенням кроку похибки зменшуються. Але зменшення кроку обмежене можливостями апаратури (можливостями аналого-цифрового перетворювача, можливостями БЦВМ та ін.).

Найменші похибки мають місце для рівнянь у кватерніонах та вектора орієнтації. З (рис.2.11) можна побачити, що підвищення порядку методу інтегрування дає підвищення точності. Оцінка часу обчислень при моделюванні показує, що найбільший час потрібен для розв'язання рівнянь із вектором орієнтації, найменший – для рівнянь Ейлера та Пуассона. Отже, останні дозволяють використовувати найменший крок інтегрування. Однак за сукупністю оцінок видається, що найбільший інтерес для реалізації становлять рівняння в кватерніонах або у параметрах вектору орієнтації. Очевидно, що остаточне рішення можна приймати після моделювання для конкретних умов конкретного завдання.

Існують тестові рухи, при яких оцінюються різні алгоритми чисельного інтегрування. Це можуть бути конічні рухи чи інші рухи. Найбільш явно "конічні" помилки виявляються тоді, коли мають місце гармонічні кутові коливання об'єкта по двох взаємно перпендикулярним осям з однією і тією ж частотою та з фазою, зсунутою на $\pi / 2$. У цьому випадку верхня межа частотного діапазону виміру повинна бути значно вищою (в 5-10 разів), ніж частота коливань.

Для рівнянь орієнтації розроблені спеціальні алгоритми чисельного вирішення рівнянь, що використовує до 4-х кроків оновлення інформації та мають 6-й порядок точності.

2.4. Початкова виставка БІНС

Алгоритми роботи БІНС описуються системою диференціальних рівнянь, і для їх вирішення необхідно задати початкові умови, які і визначаються в процесі початкової виставки.

Суть алгоритму БІНС, так само як і платформної ІНС, полягає в інтегруванні прискорень (двічі) для визначення поточних значень лінійної швидкості і координат об'єкту. Для інтегрування рівнянь необхідно задати початкові умови - 3 проекції початкової лінійної швидкості і 3 координати. БІНС не може автономно визначити ці початкові параметри, для цього потрібна зовнішня інформація. У багатьох випадках БІНС включають при нерухомому відносно Землі об'єкті. В цьому випадку проекції лінійної швидкості, наприклад, в осях географічного супровідного тригранника дорівнюють нулю. А вісь координати місця об'єкта повинні бути введені ззовні, наприклад, від приймача СНС.

Для визначення орієнтації також необхідно задати початкові кути. Це початкові умови для диференціальних рівнянь Ейлера. Для рівняння Пуассона необхідно задати початкову матрицю напрямних косинусів. Для рівнянь в кватерніонах необхідно, відповідно, поставити початковий кватерніон орієнтації.

На відміну від початкової лінійної швидкості і координат, початкові кути орієнтації можуть бути визначені автономно самою БІНС, хоча можливо отримати ці кути і ззовні.

У цьому підрозділі розглянемо початкову виставку БІНС на нерухому основу. У безплатформної інерціальної навігаційної системи початкова виставка, в основному, проводиться аналітично. За інформацією, яка поступала від чутливих елементів БІНС, визначаються початкові значення параметрів - кутів Ейлера-Крилова, напрямних косинусів, інших параметрів. Така виставка є автономною так як не вимагає залучення зовнішньої інформації. Розглянемо виставку БІНС з датчиками кутової швидкості. На (рис.2.12) показані $O\xi\eta\zeta$ - географічний супровідний тригранник, $Oxyz$ - тригранників, пов'язаних з блоком чутливих елементів БІНС.

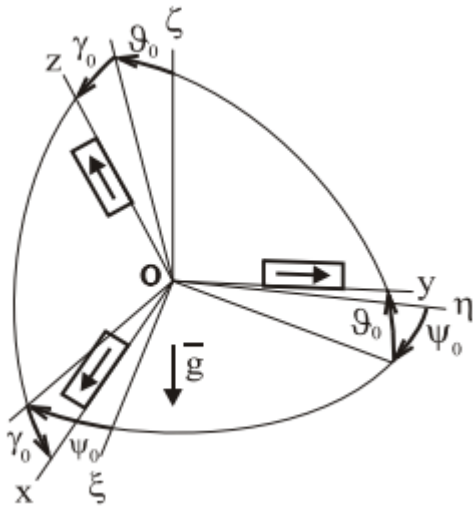


Рис.2.12. Початкове положення БІНС

Чутливими елементами являються акселерометри і, наприклад, датчики кутової швидкості (ДУС), який вимірює абсолютну кутову швидкість. Це можуть бути поплавкові ДУС, ДУС на динамічно - настроюваних гіроскопах, лазерні гіроскопи, волоконно - оптичні гіроскопи, твердотільні хвильові гіроскопи.

Таблиця 2.3. Таблиця напрямних косинусів

C^{gb}	x	y	z
ξ	$c_{11} = \cos \gamma_0 \cos \psi_0 + \sin \gamma_0 \sin \psi_0 \sin \vartheta_0;$	$c_{12} = \cos \vartheta_0 \sin \psi_0$	$c_{13} = \cos \psi_0 \sin \gamma_0 - \sin \psi_0 \cos \gamma_0 \sin \vartheta_0;$
η	$c_{21} = -\cos \gamma_0 \sin \psi_0 + \sin \gamma_0 \cos \psi_0 \sin \vartheta_0;$	$c_{22} = \cos \vartheta_0 \cos \psi_0;$	$c_{23} = -\sin \psi_0 \sin \gamma_0 - \cos \gamma_0 \cos \psi_0 \sin \vartheta_0;$
ζ	$c_{31} = -\cos \vartheta_0 \sin \gamma_0;$	$c_{32} = \sin \vartheta_0;$	$c_{33} = \cos \vartheta_0 \cos \gamma_0.$

Акселерометри вимірюють проекції вектора прискорення сили тяжіння g

$$g_x = g \cos \vartheta_0 \sin \gamma_0 = -gc_{31};$$

$$g_y = -g \sin \vartheta_0 = -gc_{32};$$

$$g_z = -g \cos \gamma_0 \cos \vartheta_0 = -gc_{33}. \quad (2.32)$$

На нерухомому відносно Землі підставі проекції кутової швидкості обертання супутніх тригранників $O\xi\eta\zeta$ мають вигляд

$$\omega_{\zeta} = 0, \omega_{\eta} = u \cos \varphi, \omega_{\zeta} = u \sin \varphi, (2.33)$$

де $u = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ 1 / с}$ - кутова швидкість обертання Землі, φ - широта.

Датчики кутової швидкості вимірюють абсолютні кутові швидкості

$$\omega_x = \omega_{\eta} c_{21} + \omega_{\zeta} c_{31};$$

$$\omega_y = \omega_{\eta} c_{22} + \omega_{\zeta} c_{32};$$

$$\omega_z = \omega_{\eta} c_{23} + \omega_{\zeta} c_{33}. (2.34)$$

Відмітимо, що $\omega_y = \omega_{\eta} \cos \vartheta_0 \cos \psi_0 + \omega_{\zeta} \sin \vartheta_0$.

Для того, щоб забезпечити початковими умовами алгоритм функціонування БНС, необхідна інформація про кутове положення об'єкту (кути $\psi_0, \gamma_0, \theta_0$) і інформація про напрямні косинуси між осями $Oxyz$ і $O\xi\eta\zeta$.

$$\vartheta_0 = \arcsin(-g_y/g) \text{ або } \vartheta_0 = -\arctg(-g_y \cdot \sin \gamma_0 / g_x) \text{ або } = \arctg\left(\frac{c_{32}}{\sqrt{1-c_{32}^2}}\right);$$

$$\gamma_0 = -\arctg(g_x/g_z), g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2};$$

$$c_{31} = -g_x/g, c_{32} = -g_y/g, c_{33} = -g_z/g.$$

$$\psi_0 = \arccos(\omega_y - \omega_{\zeta} \sin \vartheta_0) / \omega_{\eta} \cos \vartheta_0.$$

$$c_{21} = (\omega_x - \omega_{\zeta} c_{31}) / \omega_{\eta}, c_{22} = (\omega_y - \omega_{\zeta} c_{32}) / \omega_{\eta}, c_{23} = (\omega_z - \omega_{\zeta} c_{33}) / \omega_{\eta}. (2.35)$$

Отримавши шість напрямних косинусів, інші три можна знайти зі співвідношень:

$$c_{11} = c_{22} c_{33} - c_{23} c_{32},$$

$$c_{12} = c_{23} c_{31} - c_{21} c_{33},$$

$$c_{13} = c_{21} c_{32} - c_{22} c_{31}. (2.36)$$

Якщо відомі всі напрямні косинуси, то початкове значення курсу можна знайти із співвідношення

$$\psi_0 = \arctg(c_{12}/c_{22}). \quad (2.37)$$

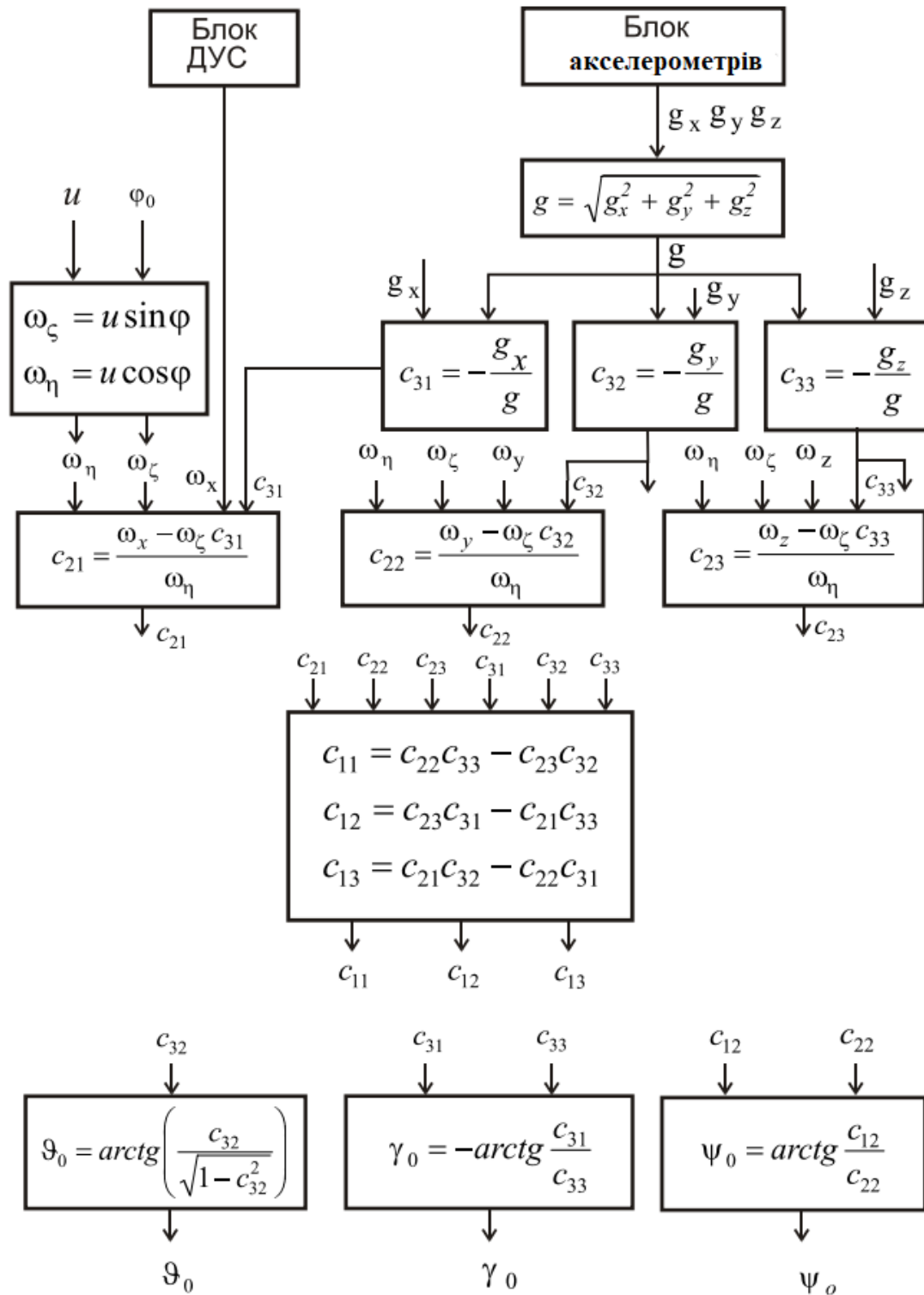


Рис.2.13. Структурна схема алгоритму початкової виставки

Приклад чисельної оцінки похибок наведено на (рис.2.13). Аналіз виразів, показує, що похибки на початковій виставці БНС залежать від широти і мають мінімуми в залежності від положення об'єкта в азимут. Ці висновки підтверджуються при моделюванні похибок на ЕОМ. З останнього графіка видно, що при реальних похибках чутливих елементів бажано, щоб вихідне положення об'єкта в азимуті було близько до значенням $\psi_0 = -45^\circ, 135^\circ$. Це відповідає залежності для даного прикладу, де визначальну роль відіграє похибка датчиків кутової швидкості.

$$\Delta\psi_0 = -(\cos \psi_0 \Delta\omega_x + \psi_0 \Delta\omega_y) / \omega_n$$

а) при $\varphi = 50^\circ, \Delta\omega_i = 0.01^\circ/\text{год}, \psi_0 = 0^\circ$; б) при $\varphi = 50^\circ, \Delta g_i = 1.e-4g, \psi_0 = 0^\circ$; в) при $\Delta g_i = 1.e-4g, \Delta\omega_i = 0.01^\circ/\text{год}, \psi_0 = 0^\circ$; г) при $\Delta g_i = 1.e-4g, \Delta\omega_i = 0.01^\circ/\text{ч}, \varphi = 50^\circ$ (2.38)

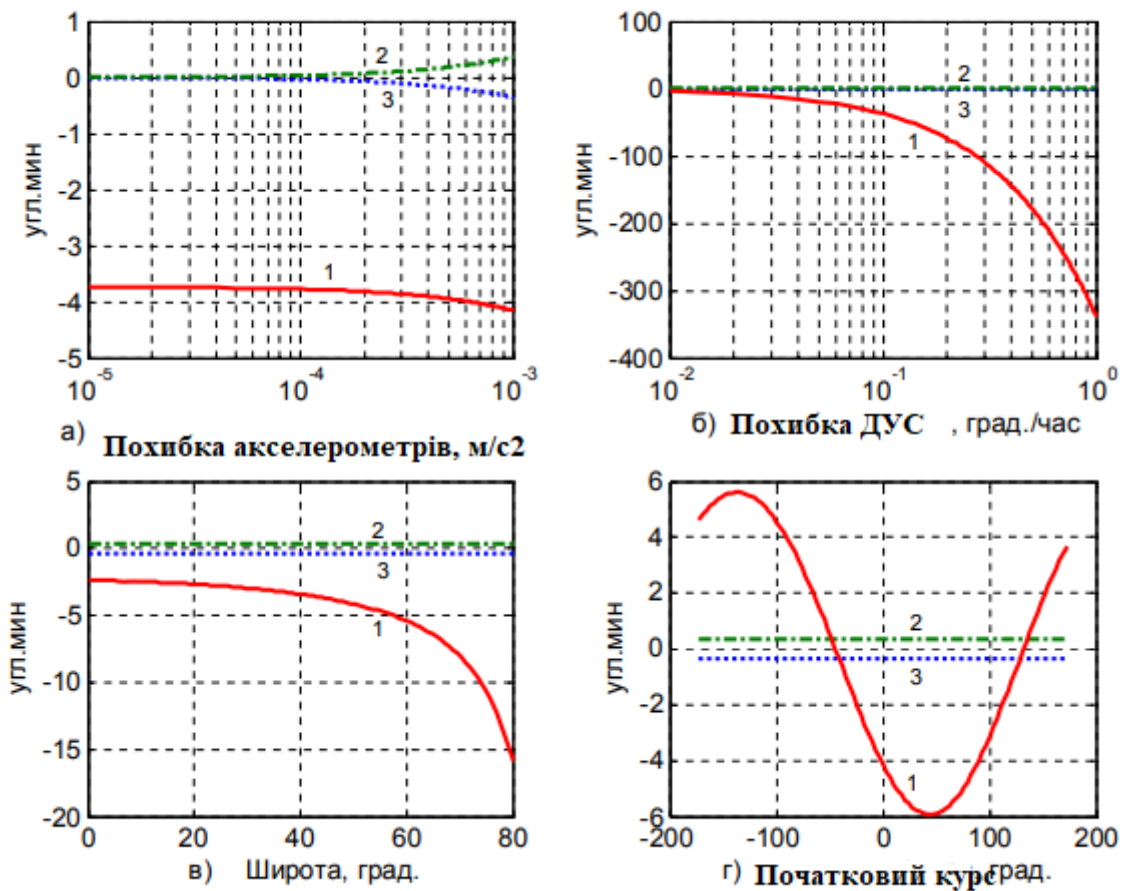


Рис.2.14. Похибки початкової виставки $\Delta\psi_0 - 1, \Delta\vartheta_0 - 2, \Delta\gamma_0 - 3$.

2.5. Демпфування БІНС

Як показує проведений аналіз, похибки БІНС, в основному, мають характер незагасаних коливань із періодом Шулера. Виникає природне питання, чи не можна демпфувати ці коливання. У відомій літературі розглядається така можливість стосовно платформним системам. Розглянемо можливості демпфування у БІНС.

Розглянемо північний канал, де перші інтегратори охоплені зворотним зв'язком.

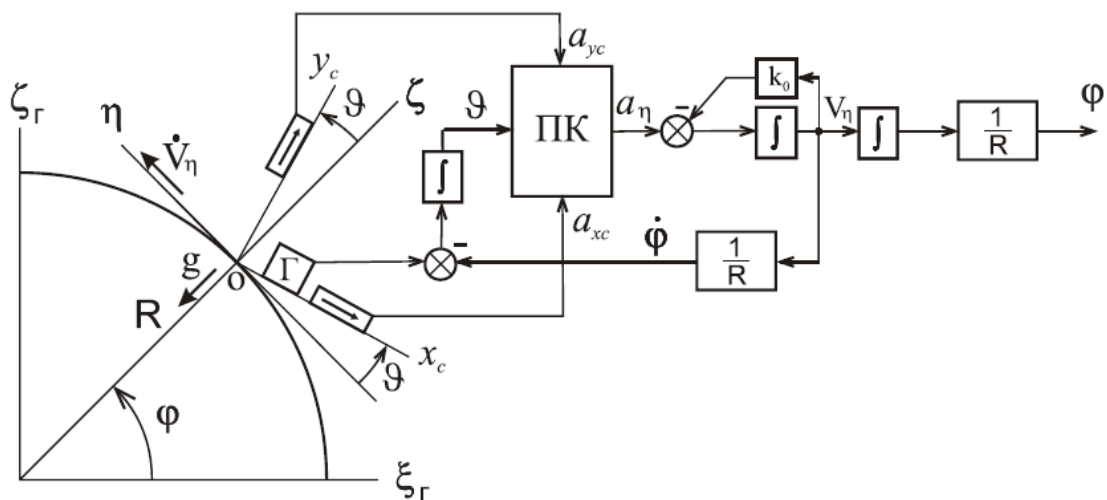


Рис.2.15. Північний канал БІНС із демпфуванням

Прискорення, які вимірюються акселерометрами, відповідають формулам

$$a_{xc} = g \sin \vartheta - V_{\eta} \cos \vartheta,$$

$$a_{ye} = g \cos \vartheta + \dot{V}_{\eta} \sin \vartheta. \quad (2.39)$$

Зазначимо, що в результаті перетворення прискорень, що здаються, в блоці направляючих косинусів і перетворення координат НК-ПК отримаємо уявне прискорення у проекціях на осі супроводжуючого базису

$$a_{\eta} = \dot{V}_{\eta}. \quad (2.40)$$

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta} &= \omega_z - V_{\eta} / R, \quad \vartheta_0 = 0; \quad (\vartheta = \int_0^t \dot{\vartheta} dt + \vartheta_0;) \\ a_{\eta} &= -a_{xc} \cos \vartheta + a_{yc} \sin \vartheta, \\ \dot{V}_{\eta} &= a_{\eta} - k_0 V_{\eta}, \quad V_{\eta 0} = 0; \quad (V_{\eta} = \int_0^t (\dot{V}_{\eta} - k_0 V_{\eta}) dt + V_{\eta 0}; \\ \dot{\varphi} &= \frac{V_{\eta}}{R}, \quad \varphi_0 = 0; \quad (\varphi = \int_0^t \dot{\varphi} dt + \varphi_0;) \quad . \end{aligned} \quad (2.41)$$

Як раніше було показано, помилка визначення кута повороту об'єкта тотожна помилка обчислення положення географічного базису:

$$\Delta \vartheta \equiv \beta, \quad \Delta \dot{\vartheta} \equiv \dot{\beta}. \quad (2.42)$$

Варіюючи перше рівняння

$$\dot{\beta} = \Delta \omega_z - \frac{\Delta V_{\eta}}{R}. \quad (2.43)$$

де $\Delta \omega_z$ – помилка вимірювача кутової швидкості. Варіюючи друге рівняння (2.41), з урахуванням рівнянь (2.39),

$$\Delta a_{\eta} = -\Delta a_{xc} \cos \vartheta + \Delta a_{yc} \sin \vartheta + g\beta. \quad (2.44)$$

де Δa_{xc} , Δa_{yc} - помилки акселерометрів. Варіюючи наступні рівняння системи (2.41), запишемо

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V}_{\eta} &= \Delta a_{\eta} - k_0 \Delta V_{\eta}. \\ \Delta \dot{\varphi} &= \frac{\Delta V_{\eta}}{R}. \end{aligned} \quad (2.45)$$

Розглянемо диференціальні рівняння (2.42), (2.45).

Продиференціювавши (2.42), підставляючи (2.44), прийнявши для простоти, що похибки акселерометрів у (2.44) відсутні, запишемо

$$\begin{aligned} \ddot{\beta} &= \Delta\dot{\omega}_z - \frac{\Delta\dot{V}_\eta}{R}, \\ \Delta\dot{V}_\eta &= g\beta - k_0\Delta V_\eta. \end{aligned} \quad (2.46)$$

Прийmemo, що $\Delta\omega_z = Const$ і підставимо друге рівняння до першого

$$\ddot{\beta} = -\frac{1}{R}(g\beta - k_0\Delta V_\eta). \quad (2.47)$$

Підставимо замість $\frac{\Delta V_\eta}{R}$ відповідний вираз, отримаємо в результаті

$$\ddot{\beta} + \frac{k_0}{R}\dot{\beta} + \frac{g}{R}\beta = \frac{k_0}{R}\Delta\omega_z. \quad (2.48)$$

Як відомо, $\frac{g}{R} = \nu^2$ – квадрат частоти Шулера. Наявність зворотного негативного зв'язку забезпечує демпфування шулерівських коливань помилки β . Очевидно, що наслідком буде демпфування всіх похибок. Постійний догляд гіроскопа $\Delta\omega_z$ призводить до помилки, що встановилася, яка залежить від коефіцієнта передачі зворотного зв'язку.

$$\beta_{уст} = \frac{k_0}{g}\Delta\omega_z. \quad (2.50)$$

Фрагмент структурної схеми північного каналу показано на (рис.2.16), де k_n - коефіцієнт передачі прямого ланцюга.

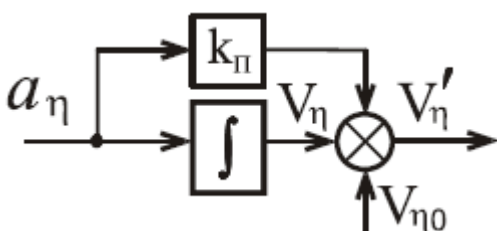


Рис.2.16. Охоплення першого інтегратора прямим зв'язком

Рівняння ідеальної роботи в цьому випадку набудуть вигляду

$$\begin{aligned} \dot{\mathcal{G}} &= \omega_z - V'_\eta / R, \quad \mathcal{G}_0 = 0; \quad (\mathcal{G} = \int_0^t \dot{\mathcal{G}} dt + \mathcal{G}_0;) \\ a_\eta &= -a_{xc} \cos \mathcal{G} + a_{yc} \sin \mathcal{G}, \\ \dot{V}'_\eta &= \dot{V}_\eta + k_n \dot{V}_\eta, \quad V_{\eta 0} = 0; \quad (V'_\eta = \int_0^t \dot{V}'_\eta dt + k_n V_\eta); \\ \dot{\varphi} &= \frac{V'_\eta}{R}, \quad \varphi_0 = 0; \quad (\varphi = \int_0^t \dot{\varphi} dt + \varphi_0;) \end{aligned} \quad (2.51)$$

Рівняння помилки перетворюється на

$$\dot{\beta} = \Delta \omega_z - \frac{\Delta V'_\eta}{R}. \quad (2.52)$$

Друга похідна

$$\ddot{\beta} = \Delta \dot{\omega}_z - \frac{\Delta \dot{V}'_\eta}{R}, \quad (2.53)$$

де $\Delta \dot{V}'_\eta = g\beta + k_n g \dot{\beta}$. Після підстановки $\Delta \dot{V}'_\eta$ і перетворень рівняння помилки

$$\ddot{\beta} + k_n v^2 \dot{\beta} + v^2 \beta = \Delta \dot{\omega}_z \quad (2.54)$$

Вид рівняння (2.54) показує, що при охопленні першого інтегратора зворотним зв'язком помилка має загасаючий характер. Встановлена помилка може виникнути лише за кутового прискорення відходу, що рідко має місце. Отже, ця схема має деяку перевагу перед схемою з негативним зворотним зв'язком.

З цього розділу можна виділити, що: безплатформні інерціальні навігаційні системи стали основою навігаційних систем комплексів сучасних рухомих об'єктів. Це зумовлено тим, що вони надають повну інформацію про навігаційні параметри

руху - курс, тангаж, крен, прискорення, швидкість руху та координація об'єкта. При цьому вони майже автономні, так як вимагають мінімум зовнішньої інформації. Завдяки можливості визначенню кутового положення об'єкта з високою точністю в будь-якому діапазоні кутів та високою частотою видачі інформації, БНС на теперішній час не має альтернативних варіантів. В даний час в системі інерціальної навігації починають широко застосовувати БНС на основі волоконно-оптичних гіроскопів із замкнутим контуром зворотної зв'язку.

Алгоритми функціонування БНС можуть відрізнятися від системи координат, прийнятої для основного, виду рівнянь орієнтації, які використовують формозапис прискорень, обраний методом численного інтегрування та інші. БНС може відрізнятися від використання гіроскопічних вимірювачів. Тому алгоритми БНС досить різні.

РОЗДІЛ 3. МЕТОДИ ОПТИМАЛЬНОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ ПОХИБОК В СИСТЕМАХ ІНС

3.1.Метод формування вимірювань для компенсації похибок автономної ІНС

Сучасні інерціальні навігаційні системи, що складаються з акселерометрів, розташованих на гіростабілізованій платформі, мають похибки, обумовлені, в основному, дрейфом гіроприладів. Одною з причин появи дрейфу гіроскопів є перехресні кутові швидкості, що виникають при здійсненні об'єктом, на якому встановлена ІНС, складного руху.

Найбільш повна компенсація похибок системи можлива за допомогою алгоритму лінійної фільтрації з використанням зовнішнього джерела інформації. Однак ІНС, яка коректується від зовнішнього датчика інформації, втрачає таку свою цінну якість, як автономність.

Компенсація помилок ІНС за допомогою методів лінійної фільтрації без використання зовнішніх вимірювань відома тільки для випадку руху несучої ІНС об'єкта з постійною швидкістю. При цьому в якості рівнянь об'єкта в алгоритмі фільтрації використовуються рівняння помилок автономної ІНС, а сигнали з акселерометрів в умовах руху об'єкта з постійною швидкістю приймаються за вимірювання. У практичних додатках об'єкт здійснює, як правило, складно прискорений рух, тому використовувати цей підхід для компенсації помилок не представляється можливим. Підвищити точність вихідної інформації ІНС, використовуючи тільки внутрішні зв'язки, годі й накладаючи обмеження на режим польоту об'єкта.

Компенсація помилок ІНС передбачає формування сигналів корекції, пропорційних помилок системи в визначенні швидкості, кутах відхилення ГСП щодо супроводжувачого тригранника і дрейфу ГСП

<i>Кафедра авіоніки</i>							
<i>Виконав</i>	Турчин Д.С.			Безплатформна інерціально-навігаційна система з	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушіє</i>
<i>Керівник</i>	Положевець Г.А.					67	156

Ці помилки автономної ІНС в відсутності зовнішнього датчика інформації не піддаються безпосередньому виміру, тому для формування компенсаційного сигналу необхідно оцінити помилки системи за допомогою алгоритму фільтрації. В якості рівнянь об'єкта в алгоритмі фільтрації прийняті рівняння помилок ІНС, виражені через кути відхилення ГСП щодо опорної системи координат, а в якості вимірювань можна прийняти кути відхилення ГСП від площини горизонту і заданого напрямку в азимут, сформовані на основі інформації, що знімається з датчиків кутів прецесії гіроскопів. Розглянемо спосіб формування вимірювань докладніше.

Рухи гіроскопів щодо ГСП описуються наступною системою рівнянь:

$$J\delta + h\delta + H\Phi_1 = H\Phi_2\delta + H\Phi_3\Phi_2 + M_1$$

$$J\lambda + h\lambda + H\Phi_2 = H\Phi_1\lambda - H\Phi_3\Phi_1 + M_2$$

$$JU + hv + H\Phi_3 = H\Phi_2v - H\Phi_1\Phi_2 + M_3 \quad (3.1)$$

де Φ_1, Φ_2, Φ_3 - кутові координати орієнтації ГСП щодо обраного супроводжуючого тригранника; δ, λ, v - кути прецесії гіроскопів; J - момент інерції гіроскопа відносно осі прецесії; H - власний кінетичний момент гіроскопа; h - питомий момент сил швидкісного тертя навколо осі прецесії гіроскопа; $M (i = 1, 2, 3)$ - інші малі ті, що підбурюють моменти, мають випадковий характер, і в подальшому не розглядаються. Рівняння руху гіроскопів в першому наближенні можна представити в наступному вигляді:

$$\left. \begin{aligned} J\delta + h\delta + H\Phi_1 &= 0 \\ J\lambda + h\lambda + H\Phi_2 &= 0 \\ JU + hv + H\Phi_3 &= 0 \end{aligned} \right\} (3.2)$$

З огляду на, що кути прецесії безпосередньо вимірюються датчиками кутів гіроскопів, кути орієнтації ГСП в першому наближенні визначаються наступним чином:

$$\Phi_1 = -\frac{1}{H} \int (J\delta + h\delta) dt$$

$$\Phi_2 = -\frac{i}{H} \int (J\lambda + h\lambda) dt$$

$$\Phi_3 = -\frac{i}{H} \int (J\vartheta + h\vartheta) dt \quad (3.3)$$

Підставим вираження першого наближення в вихідну систему і визначимо кути орієнтації ГСП у другому наближенні

$$\begin{aligned} \Phi_1 &= -\frac{J_r}{H} \delta - \frac{h}{H} \delta + \frac{1}{H} \int \left[(J_r \ddot{\lambda} + h \dot{\lambda}) \delta - \frac{1}{H} (J_r \ddot{\vartheta} + h \dot{\vartheta}) (J_r \dot{\lambda} + h \lambda) \right] dt \\ \Phi_2 &= \frac{J}{H} \dot{\lambda} + \frac{h}{H} \lambda + \frac{1}{H} \int \left[(J \ddot{\delta} + h \dot{\delta}) \lambda + \frac{1}{H} (J \ddot{\vartheta} + h \dot{\vartheta}) (J \dot{\delta} + h \delta) \right] dt \\ \Phi_3 &= -\frac{J}{H} \dot{\vartheta} - \frac{h}{H} \vartheta + \frac{1}{H} \int \left[(J \ddot{\lambda} + h \dot{\lambda}) \vartheta + \frac{1}{H} (J \ddot{\delta} + h \dot{\delta}) (J \dot{\lambda} + h \lambda) \right] dt \end{aligned} \quad (3.4)$$

Таким чином, отримані формалізовані залежності кутів орієнтації ГСП від кутів прецесії гіроскопів. Сформовані згідно з формулами кути орієнтації можна використовувати в алгоритмі оцінки в якісних вимірах. Однак слід звернути увагу, що отримані кути Φ_1 , Φ_2 , Φ_3 відрізняються від істинних кутів орієнтації ГСП. Відмінність обумовлена тим, що підінтегральні функції отримані методом послідовного приближення. Кути орієнтації ГСП у третьому наближенні буде міститися в підінтегральних функціях членів третього порядку малості, кількісної ролі якої настільки незначні, що їх, як правило, не вживають і обмежують обчисленням кутових орієнтацій ГСП лише у другому наближенні. Таким чином, використовуючи інформацію з датчиків кутів гіроскопів, можна неперервно обчислити кути орієнтації ГСП. У якості алгоритму оцінки необхідного використання адаптивний алгоритм, здатний функціонувати при відсутності апріорної інформації про статистичні характеристики вхідних та обчислювальних шумів. Така необхідність обумовлена тим, що у практичних додатках коваріаційної матриці вхідних шумів, що включає зміщення нуля і дрейф акселерометрів, дрейф гіроскопів, як правило, невідома. Апріорна коваріаційна матриця імерційного шуму включає дисперсії помилки формування кутів відхилень ГСП, обумовлених прийнятими наближеннями, також невідома.

Представлений адаптивний фільтр за сформованим вимірюванням відновлюється весь вектор стану, що включає помилки ІНС у визначенні швидкості, кутів відхилення та дрейфи ГСП. Оцінка тривалості стану використовується для компенсації похибок ІНС у вихідній інформації.

Представлений метод компенсації помилок ІНС дозволяє в достатньому ступені компенсації похибки системи, не за допомогою зовнішнього джерела інформації, тобто збереження автономності систем. У відомих методах компенсації помилок ІНС як автономної, так і тої що коректує від зовнішнього джерела інформація із застосуванням алгоритмів фільтрації, компенсації азимутального відхилення ГСП щодо супроводжуючого тригранника не виробляється. Обумовлено це тим, що по вимірюванням положень або швидкості азимутального положення об'єкта є не спостережуваним. Розроблений спосіб формування вимірів для алгоритму фільтрації дає можливість оцінити азимутальний кут відхилення ГСП і компенсувати його у вихідній інформації ІНС.

Використання запропонованого методу компенсації помилок ІНС дозволяє значно підвищити точність вихідної інформації про навігаційні параметри об'єкта. Найкраща повна компенсація помилок ІНС виробляється з використання методів лінійної фільтрації. Однак компенсацію похибок ІНС можна засудити, застосовуючи лише внутрішні зв'язки системи та модель помилки ІНС. Формування компенсаційних сигналів передбачається проводити на основі інформації з датчиків кутів гіроскопів.

Компенсаційні сигнали, пропорційні обуреним моментам, подаються на моменти датчиків гіроскопів або враховуються в вихідній інформаційній системі. При компенсації помилок ІНС в вихідній інформації необхідно сформувати сигнали, пропорційні кутам відхилення ГСП щодо супроводжуючого тригранника і помилок ІНС в визначенні швидкості. Кути відхилення ГСП щодо супроводжуючого тригранника визначаються за допомогою інтегрування виразів для його кутових швидкостей, отриманих в першому приближенні. Похибки ІНС у визначенні швидкості формуються в відповідності до рівнянь помилок ІНС наступним чином:

$$\delta V_x = \int (-g\Phi_1 + f_1\Phi_3)dt,$$

$$\delta V_y = \int (g\Phi_2 + f_x\Phi_3)dt. (3.5)$$

де f_x, f_y - проекції абсолютного прискорення ЛА на осі ГСП.

У рівняннях кути відхилення ГСП щодо супроводжуючого тригранника визначаються виразами, а проекції горизонтального абсолютного прискорення ЛА на осі ГСП вимірюються безпосередньо акселерометрами. Цей метод відрізняється меншою точністю. Щодо низької точності компенсації обумовлено тим, що сформовані кути відхилення платформи не адекватні істинним кутам їх відхилення щодо супроводжуючого тригранника. До переваг запропонованого методу формування компенсаційного сигналу слід віднести значно менший обсяг машинної пам'яті, необхідний для реалізації компенсаційних помилок. Таким чином, отримані сигнали, що дозволяють компенсувати помилки ІНС в вихідну інформацію. Ці сигнали легко реалізовані на борту ЛА в БЦВМ. Компенсаційні сигнали являють собою залежності кутів відхилення і дрейфів ГСП, а також помилок ІНС у визначенні швидкості від кутів прецесії гіроскопів.

Застосування запропонованого способу компенсації помилок ІНС дозволяє значно підвищити точність вихідної інформації про навігаційні параметри ЛА. Представлені алгоритми дозволяють підвищити точність навігаційної інформації як в автономному режимі функціонування ІНС так і при корекції від зовнішніх вимірників.

Алгоритм фільтра Калмана через свою уявну простоту і легкість реалізації є основним засобом обробки вимірювань в навігаційних системах, які використовують супутниковий метод визначень. Для встановлення ваг надходячих вимірювальних даних потрібні статистичні характеристики їх помилок, а також рівняння, що надають зв'язок змінних, що визначають поточний стан системи, з вимірами і між собою. Фільтр Калмана є інструментом, що дозволяє на основі математичної моделі системи побудувати оптимальні оцінки змінних по виконаним

вимірам. До переваг алгоритму слід віднести його рекуррентну природу, ефективно яка виявляється при роботі в реальному часі.

Використання фільтра Калмана для корекції ІНС ЛА важко через відсутність апріорної інформації про вхідні і вимірювальні шуми. Застосування адаптивного фільтра дозволяє істотно підвищити точність навігаційних визначень ЛА. В автономному режимі корекція здійснюється шляхом використання адаптивного алгоритму для якого сформовані вимірювальні сигнали на основі сигналів з датчиків кутів прецесії.

3.2. Оптимальний фільтр Калмана

Для переходу до побудови оптимального фільтра Калмана постановкою та вирішенням задач оптимальної фільтрації в понятті Н. Винера. Багатомірна система визначається як система з l - входами та n - виходи, які пов'язані за допомогою матричної імпульсної перехідної функції (МИПФ) $K(t, \tau)$. Нехай $Y(t)$ - l - мірний вектор входу фільтра, $X(t)$ - n - мірний вектор виходу. Тоді зв'язок між векторами $X(t)$ і $Y(t)$ визначається інтегралом:

$$X(t) = \int_{t_0}^t K(t, \tau) Y(\tau) d\tau$$

$$X(t_0) = 0 \quad (3.6)$$

Нехай $Y(t)$ - дійсний випадковий процес з нульовим математичним очікуванням і кореляційною функцією $R_{yy}(t, \tau)$. Позначимо норму похідною квадратної матриці B через $\|B\|$ і визначимо її наступним чином:

$$\|B\| = \sqrt{\text{tr}(BB^T)} \quad (3.7)$$

Нехай на вхід багатовимірного фільтра надходить спотворений сигнал як сума корисного сигналу $M(t)$ і перешкоди $N(t)$, тобто

$$Y(t) = M(t) + N(t) \quad (3.8)$$

де $M(t)$ і $N(t)$ - l - мірні вектори з відомими кореляційними функціями $R_{MM}(t, \tau)$ і $R_{NN}(t, \tau)$.

Припустимо, що існує ідеальний вихід $X(t)$ деякої системи, який визначає бажаний вихід і пов'язаний з корисним сигналом співвідношенням 41

$$X(t) = \int_{t_0}^t K_{ID}(t, \tau) \times M(\tau) dt \quad (3.9)$$

де $K_{ID}(t, \tau)$ - МППФ ідеальної системи. Розглянемо вектор помилок

$$X'\sigma(t) = X(t) - \hat{X}(t) \quad (3.10)$$

Завдання полягає в тому, щоб вибрати таку фізичну реалізовану матричну ППФ, $K^*(t, \tau)$, щоб математичне сподівання квадрата норми помилок було мінімальним

$$M\{||X_\sigma(t)||^2\} = \min K(t, \tau) \quad (3.11)$$

де $K(t, \tau) = 0$ для $t < \tau$, а норма має вигляд $||B|| = \sqrt{\text{tr}(BB^T)}$.

Залежно від того, яке завдання стоїть: прогнозування, фільтрація або згладжування, визначається МППФ ідеальної системи. У задачі фільтрації $X(t) = M(t)$, тобто $K_{ID}(t, \tau) = I \cdot \delta(t - \tau)$.

При такій постановці завдання мінімум середньоквадратичної помилки визначається МППФ, $K^*(t, \tau)$, одержуваної з узагальненого рівняння Вінера - Хопфа для багатовимірних систем:

$$R_{MY}(t, \tau) = \int_0^t K^*(t, s) \cdot R_{YY}(s, \tau) ds \quad (3.12)$$

Відомо, що якщо на вхід системи надходить випадковий сигнал $Y(t)$, що є стаціонарним випадковим процесом, оптимальну матричну передавальну функцію $K^*_{(s)}$ багатовимірного фільтра можна отримати факторизації раціональної матриці спектральних щільностей. Отже, постановка задачі фільтрації за Колмогаровим - Вінера така:

- встановлено порядок взаємно корельованих випадкових процесів у вигляді функцій часу $m(t)$ і $n(t)$ з кореляційними функціями $R_{mm}(\tau)$, $R_{nn}(\tau)$, спектральні

щільності $S_{mm}(\omega)$ і $S_{nn}(\omega)$; $m(t)$ і $n(t)$ - стаціонарні, ергодичні, центровані випадкові функції.

- потрібно знайти ІФП $k^*(\tau)$ фільтра, оптимальним чином виділяє реалізацію випадкового процесу $m(t)$ у вигляді деякого сигналу $X(t)$ в умовах, коли на його вхід надходить аддитивна суміш $m(t) + n(t)$.

$$\sigma(t) = m(t) - X(t), \text{ т.е. } M [\sigma^2(t)] = \sigma^{-2} = \min$$

$$R_{Ym}(\tau) = \int_0^{\infty} k^*(u) \cdot R_{YY}(\tau - u) du \quad \text{при } \tau \geq 0 \quad (3.13)$$

тому $R_{YY}(\xi) = R_{YY}(-\xi)$, причому $R_{YY}(\tau)$ - кореляційна функція сигналу $Y(t) = m(t) + n(t)$, визначається за формулою

$$R_{YY}(\tau) = R_{mm}(\tau) + R_{nn}(\tau) \quad (3.14)$$

$R_{Ym}(\tau)$ - взаємна кореляційна функція сигналу на вході $Y(t)$ і корисного вхідного сигналу $m(t)$. Після перетворення по Фур'є:

$$S_{Ym}(s) / s=j\omega = W^*(s) S_{YY}(s) / s=j\omega \quad (3.15)$$

У разі ж нестаціонарного випадкового процесу рішення інтегрального рівняння Вольтера 1-го роду навіть для скалярного випадку представляє серйозні труднощі, не кажучи вже про векторному. Калман в своїх роботах модифікував постановку завдання багатовимірної фільтрації Вінера, надавши їй форму проблеми простору стану. В результаті такої модифікації був отриманий фільтр Калмана, який здійснює процедуру рекурсивного оцінювання, коли підлягає оцінюванню сигнал є вихідним сигналом лінійної нестаціонарної динамічної системи. Нехай вхідний випадковий процес фільтра $Y(t)$ є зашумленим виходом формуючого фільтра, описуваного наступним рівнянням:

$$\dot{X}^*(t) = A(t) X(t) + G(t) N_I(t) \quad (3.16)$$

$X(t_0) = X^0$ - випадковий вектор початкових умов, де $N_I(t)$ - гаусовський білий шум з статистичними характеристиками:

$$M \{N_1(t)\} = 0, R_{N_1 N_1}(t, \tau) = S_1(t) \delta(t-\tau) \quad (3.17)$$

$S_1(t)$ - позитивно певна симетрична матриця інтенсивності. Припускаємо відсутність кореляції між шумом $N_1(t)$ і вектором X^0 , тобто

$$M \{X^0 N_1^T(t)\} = 0 \quad (3.18)$$

Доповнимо умови попередніх рівнянь матричним алгебраїчним рівнянням виходу вимірювань:

$$Y(t) = C(t) X(t) + N_2(t) \quad (3.19)$$

де $N_2(t)$ - гаусовській білий шум з характеристиками:

$$M \{N_2(t)\} = 0, R_{N_2 N_2}(t, \tau) = S_2(t) \delta(t-\tau) \quad (3.20)$$

Причому сигнали $N_1(t)$ і $N_2(t)$, а також $X(t)$ і $N_2(t)$ некорельовані. Припускаємо, як і раніше, що шум $N_1(t)$ моделі джерела повідомлень і $N_2(t)$ шум вимірювань є некорельованими білими гаусовими шумами. Тоді рішення задачі оптимального фільтра з несуміщеною оцінкою і мінімальною середньоквадратичною помилкою виходить шляхом вибору матриці коефіцієнтів

$$K_{\Phi}^*(t) = D_{\sigma\sigma}(t) C^T(t) S_2^{-1}(t) \quad t \geq t_0$$

$$\hat{X}^* = [A(t) - K_{\Phi}^*(t) C(t)] X + K_{\Phi}^*(t) Y(t) \quad (3.21)$$

$$\begin{aligned} \dot{D}_{\sigma\sigma}^*(t) = & A(t) \cdot D_{\sigma\sigma}(t) + D_{\sigma\sigma}(t) \cdot A^T(t) + G(t) \cdot S_1(t) \cdot G^T(t) \\ & - D_{\sigma\sigma}(t) \cdot C^T(t) \cdot S_2^{-1}(t) \cdot C(t) \cdot D_{\sigma\sigma}(t) \end{aligned}$$

Рис.3.5. $D_{\sigma\sigma}(t)$ - рішення матричного рівняння Ріккати з початковою умовою $D_{\sigma\sigma}(t_0) = D_{00}$

Розглянемо дискретне лінійне рівняння, що описує динамічний об'єкт, наприклад, зміна похибок ІНС.

$$x_{k+1} = \Phi_{k+1, k} x_k + G_{k+1, k} W_k \quad (3.22)$$

де x_k - n -вектор стану; W_k - r -вектор вхідного обурення; $\Phi_{k+1, k}$ - $(n \times n)$ - матриця об'єкта; $G_{k+1, k}$ - $(n \times r)$ - матриця входу.

Вхідні обурення передбачаються r -мірним дискретним аналогом гаусового білого шуму з нульовим математичним очікуванням і відомої ковариаційною матрицею: $M(W_j$

$W_k^T) = Q_k \delta_{j, k}$, де Q_k - невід'ємна певна матриця розмірності $(r \times r)$; $\delta_{j, k}$ - символ Кронекера, що означає $\delta_{jk} = \begin{cases} 1, & \text{якщо } j = k \\ 0, & \text{якщо } j \neq k \end{cases}$

Частина вектора стану вимірюється: $z_{k+1} = H_{k+1} x_{k+1} + V_{k+1}$

Тут z_{k+1} - m -вектор вимірювань; V_{k+1} - m -вектор помилок вимірювання; $H_{k+1, k}$ - $(m \times n)$ - матриця вимірювань. Помилки вимірів передбачаються m -мірним дискретним аналогом гаусового білого шуму, для якого $M(V_{k+1}) = 0$,

$$M(V_j V_{k+1}^T) = R_{k+1} \delta_{j, k+1}; \quad (3.23)$$

де R_{k+1} - невід'ємна певна матриця розмірності $(m \times m)$.

Помилки вимірювання (інакше вимірювальний шум) і вхідні обурення (інакше вхідний шум) некорельовані: $M(V_j W_k^T) = 0$ при будь-яких j і k

Початкове значення вектора стану вважаємо гаусовим випадковим вектором з нульовим математичним очікуванням, незалежних від вхідних збурень помилок вимірів: $M(x_0 W_k^T) = 0$; $M(x_0 V_{k+1}^T) = 0$ для будь-якого k .

Ковариаційна матриця $M(x_0 x_0^T) = P_0$ є невід'ємно певну матрицю розмірності $(n \times n)$. На основі математичного очікування об'єкта і апріорної інформації про статистичні характеристики вхідних і вимірювальних шумів і, здійснюючи вимірювання частини вектора стану, потрібно оцінити вектор стану так, щоб функціонал J приймав мінімальне значення.

$$j_k = M[(x_k - \hat{x}_k)^T (x_k - \hat{x}_k)] = \min$$

$$\hat{x}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k + K_{k+1} v_k \quad (3.24)$$

де K_{k+1} - $(n \times m)$ - матриця посилення фільтра; $v_{k+1} = z_{k+1} - H_{k+1,k} \Phi_{k+1,k} x_k$ - оновлювана послідовність. Рівняння має наступний фізичний сенс. На основі оцінки вектора стану і матриці об'єкта проводиться прогноз для наступного кроку обчислення оцінки. Одночасно проводиться корекція цього прогнозу за допомогою використання оновлюваної послідовності. Оновлювана послідовність являє собою суму помилки прогнозу і вимірювального шуму. Матриця посилення фільтра визначає вагу, з яким входить оновлювана послідовність в оцінку вектора стану. В разі проведення ідеальних вимірів, тобто коли вимірювальний шум відсутня, матриця посилення вибирається максимальною. Чим більше вимірювальний шум, тим з меншою вагою враховується оновлювана послідовність при формуванні оцінки вектора стану.

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1} &= \Phi_{k+1,k} \hat{x}_k + K_{k+1} v_{k+1} \\ P_{(k+1)/k} &= \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + Q_k \\ K_{k+1} &= P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T (H_{k+1} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1} \\ P_{k+1} &= (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{(k+1)/k} \end{aligned} \quad (3.25)$$

Тут $P_{(k+1)/k}$ - завжди апіорна ковариаційна матриця помилок оцінювання; P_{k+1} - апостеріорна ковариаційна матриця помилок оцінювання. За допомогою фільтра Калмана здійснюється не тільки відновлення всього вектора стану системи, а й пригнічується вплив вимірювального шуму. Початковими умовами на кожному новому циклі алгоритму служать оцінка стану системи і величина, що характеризує її похибку. У разі скалярної змінної такої характеристики є дисперсія, яка тим більше, чим сильніше розкид індивідуальних значень щодо справжнього. Поширена оцінка дисперсії – середньоквадратичне відхилення, тобто квадрат стандартного відхилення, - висловлює ступінь розкиду величини щодо середнього. Узагальненням дисперсії для вектора, тобто сукупності скалярних величин, служить ковариаційна матриця. Її діагональні елементи є дисперсіями відповідних складових вектора, а

недіагональні - ковариація, що характеризують взаємозв'язок між парою складових. Сукупність вимірів, віднесених до кожного з моментів часу, узагальнює вектор вимірювань.

Алгоритм послідовно обробляє знову надходячих векторів вимірювань, враховуючи при цьому значення, обчислені на попередньому циклі. Ця особливість відрізняє алгоритм фільтра Калмана від нерекурентних алгоритмів, яким для роботи потрібно зберігати весь масив даних, що обробляються. На наступному кроці за допомогою оброблюваних на даному циклі вимірювань уточнюються початкові умови. Для цього алгоритм обчислює вагу поправок до них на основі ковариаційних матриць оцінки стану і вимірювань. Чим меншою похибкою характеризуються вимірювання в порівнянні з оцінкою стану системи, тим більшу вагу вони отримають. Відносні ваги невідомих, що визначають вектор стану системи, залежать від ступеня їх впливу на вектор вимірів: більшу вагу отримають ті змінні, внесок яких в вимірюванні більше. Уточнення початкових умов на основі надійшли на даному циклі вимірювань, в загальному випадку, призводить до зменшення невизначеності в оцінці стану системи. виправлені таким чином початкові умови і є вихідними даними фільтра Калмана на кожному циклі. На заключному етапі роботи алгоритму відбувається підготовка до вступу нового вектора вимірювань. На основі заданого лінійного перетворення, зв'язує наступний вектор стану з попереднім, прогнозується оцінка стану системи, віднесена до моменту наступного вимірювання. При побудові ковариаційної матриці прогнозованого вектора стану фільтром Калмана враховується можливість спотворення моделі, яка описує поведінку системи, деяким випадковим процесом з відомими статистичними параметрами. Оскільки конкретні значення обурюючого ефекту не можуть бути відомі, ця обставина сприяє підвищенню невизначеності прогнозу. По мірі послідовної обробки нових вимірів відбувається накопичення фільтром корисної інформації, тому якщо елементи вектора стану впевнено виражаються через виміряні величини, то сумарна похибка оцінок, як правило, повинна знижуватися. Однак оскільки разом з поліпшенням точності оцінок на етапі їх уточнення має місце її зниження при побудові прогнозу, то ці тенденції, компенсуючи один одного,

надалі призведуть до стабілізації невизначеності, що характеризує оцінку стану системи. В випадку відсутності фактора, що вносить обурення в процес переходу системи з одного стану в інший, похибка оцінок в результаті досягне нуля. Змінюється в процесі роботи алгоритму ступінь невизначеності оцінки стану системи тягне за собою і зміну ваг, що обчислюються на другому кроці; дана обставина виділяє фільтр Калмана як алгоритм з змінними вагами.

Традиційні методи оцінювання передбачають використання повної математичної моделі досліджуваного процесу. Ця обставина ускладнює реалізацію традиційних алгоритмів оцінювання на борту об'єкта в умовах дефіциту машинної пам'яті. Скалярний підхід дозволяє істотно зменшити обсяг машинної пам'яті, необхідний для організації процедури оцінювання, а також скоротити час рахунку. Скалярні алгоритми являють собою формули зі змінними коефіцієнтами, що дозволяють проводити оцінювання окремо кожної компоненти вектора стану. Для синтезу скалярних алгоритмів оцінювання необхідно сформулювати скалярне рівняння моделі для компоненти вектора стану і приведені вимірювання. Для перевірки працездатності алгоритмів оцінювання використана математична модель похибок ІНС.

$$x_k = \Phi_{xk-1} + W_{k-1}$$

$$x_k = \begin{bmatrix} x \\ \delta V \\ \varphi \\ \varepsilon \end{bmatrix}, \Phi = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -gT & 0 \\ 0 & T/R_0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, W_k = \begin{bmatrix} 0 \\ B \\ 0 \\ \omega_{k-1} \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

B - зміщення нуля акселерометра, $B = 10^{-2}$, ω_{k-1} - дискретний аналог білого гаусового шуму. Припустимо, що вимірюється тільки друга компонента вектора стану, тобто $z_k = H_{xk} + V_k$, де z_k - вектор вимірювань $H = [0 \ 1 \ 0 \ 0]$, V_k - вимірювальний шум, який являє собою дискретний аналог білого гаусового шуму; W_{k-1} і V_k - незалежні процеси. ФК оцінює весь вектор стану і пригнічує

вимірювальний шум. Оцінка буде оптимальною, якщо правильно обрані апріорні значення матриць Q і R . $\sigma_{\delta V} = 35.0727$ м / хв. В оптимальному випадку $Q = 10^{-13}$, $R = 2500$. Похибка ІНС, обумовлена неточністю виставки ГСП щодо площини горизонту є синусоїдальні коливання з періодом Шулера. При функціонуванні ІНС на досить тривалих інтервалах часу похибки можуть досягати неприпустимо великих величин. Тому необхідно коригувати ІНС за допомогою різних джерел зовнішньої навігаційної інформації.

В даний час типова ситуація, коли при досить адекватних лінійних моделях процесів і вимірювань, уявлення про збурення виявляється нічим не обґрунтованим. Величини коваріації приймаються з високим ступенем свавілля, без проведення будь-яких експериментів і випробувань, які можуть бути як натурними, так і чисельними. Ситуація ускладнюється тим, що відповідні експериментальні визначення щільності ймовірності і коваріаційних похибок найчастіше вкрай важко провести, а також тим, що характер обурень і величини коваріацій можуть істотно залежати від динаміки об'єкта і умов зовнішнього середовища. У цих умовах зникає гарантія точного оцінювання стану. Однак незважаючи на все це, використання фільтра Калмана часто дозволяє отримати прийнятний практичний результат, що підтверджується в ході випробувань технічних систем і їх подальшою експлуатацією.

При неможливості зробити однозначне заключення про випадкову природу тих чи інших похибок, характер їх функцій розподілу, кореляційних властивостях або величинах коваріацій виникають питання про доцільність використання фільтра Калмана та про розгляд альтернативних підходів до оцінювання вектора похибок безплатформної інтегрованої навігаційної системи. Альтернативою стохастичному підходу до опису похибок може служити опис похибок як статистично невизначених, про які відомо лише те, що вони локалізовані в деяких обмежених множинах. Межі множин задаються на основі апріорної інформації про похибки, або обчислюються. Завдання безлічі допустимих значень для кожної похибки (скаляра) в найпростішому випадку вимагає завдання пари чисел, що визначає межі безлічі.

Рівняння фільтра Калмана дуже зручні для реалізації на бортових цифрових обчислювальних машинах, оскільки прості в обчислювальному плані і не вимагають великого обсягу машинної пам'яті.

3.3. Адаптивний фільтр Калмана, фільтр Язвінського та компактний алгоритм фільтрації

Адаптивні алгоритми оцінювання, які є прямими модифікаціями фільтра Калмана працюють аналогічним чином. Відмінність від фільтра Калмана полягає в адаптивному визначенні коваріаційних матриць вхідного і вимірювального шумів. Адаптивний алгоритм оцінювання, здатний функціонувати в умовах відсутності достовірної статистичної інформації про вхідному шумі відрізняється від фільтра Калмана видом рівняння для визначення апріорної коваріаційної матриці помилок оцінювання, яке записується в такій формі:

$$P_{k+1/k} = \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + K_k M [v_{k+1} v_{k+1}^T] K_k^T$$

$$K_{k+1} = \begin{cases} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T [M(v_{k+1} v_{k+1}^T)]^{-1} \\ P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T]^{-1} \end{cases}$$

при $\begin{cases} \text{diag}[M(v_{k+1} v_{k+1}^T)] > \text{diag} H_{k+1} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T \\ \text{diag}[M(v_{k+1} v_{k+1}^T)] \leq \text{diag} H_{k+1} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T \end{cases}$ (3.27)

Обчислення математичного очікування в адаптивному алгоритмі проводиться у відповідності з наступною формулою:

$$M(v_k v_k^T) = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (v_j v_j^T) \quad (3.28)$$

З результатів моделювання можна зробити висновки про те, що адаптивний фільтр Калмана з мінімальною помилкою виробляє фільтрацію в порівнянні зі звичайним скалярним алгоритмом фільтрації і ефективніше працює при відсутності достовірної апріорної інформації про вхідний шум.

Розбіжність фільтра Калмана, обумовлена відсутністю достовірної апріорної інформації про коваріаційну матрицю вхідного шуму є однією з найбільш часто

зустрічних причин обмежують застосування фільтра Калмана для оцінки стану динамічних об'єктів.

Фільтр Язвінського дозволяє запобігти розбіжності процесу фільтрації за рахунок адаптивної оцінки коваріаційної матриці вхідного шуму в процесі функціонування алгоритму. Фільтр Язвінського відноситься до сімейства кореляційних алгоритмів. Адаптивна оцінка коваріаційної матриці вхідного шуму здійснюється на основі статистичної обробки сигналів вимірювального комплексу ЛА, доступна інформація про досліджуваний процес міститься в оновлюваній послідовності. Тому для синтезу адаптивного ланцюга в алгоритмі Язвінського запропоновано використовувати статистичні властивості оновлюваної послідовності.

Розглянемо фільтр Язвінського для оцінювання похибок навігаційної системи ЛА, що працює спільно з РЛС. Рівняння похибок навігаційної системи ЛА мають вигляд:

$$x_{k+1} = \Phi x_k + G w_k \quad (3.29)$$

де x_{k+1} - n -вектор стану; w_k - r -вектор вхідного обурення; Φ - $(n \times n)$ - матриця об'єкта.

Вхідні обурення передбачаються r - мірним дискретним аналогом гаусового білого шуму з нульовим математичним очікуванням і відомої коваріаційною матрицею:

$$M [w_{jw} w_k^T] = Q_k \delta_{j,k} \quad (3.30)$$

де Q_k - невід'ємне певна матриця розмірності $(r \times r)$; $\delta_{j,k}$ - символ Кронекера, що означає

$$\delta_{jk} = \begin{cases} 1, & \text{якщо } j = k \\ 0, & \text{якщо } j \neq k \end{cases} \quad (3.31)$$

Часто вектор стану вимірюється

$$z_{k+1} = H \cdot x_{k+1} + V_{k+1} \quad (3.32)$$

Тут z_{k+1} - m - вектор вимірювань; V_{k+1} - m - вектор помилок виміру; H ($m \times n$) - матриця вимірювань.

Помилки вимірювання (інакше вимірювальний шум) і вхідні обурення (інакше вхідний шум) некорельовані: $M(V_j W_k^T) = 0$ при будь-яких j і k . Початкове значення вектора стану гаусовим випадковим вектором з нульовим математичним очікуванням, не залежних від вхідних збурень помилок вимірювань: $M(x_0 W_k^T) = 0$; $M(x_0 V_{k+1}^T) = 0$ для будь-якого k також як і фільтри Калмана.

Потрібно на основі математичного очікування об'єкта і апріорної інформації про статистичні характеристики вхідних і вимірювальних шумів і, здійснюючи вимірювання частини вектора стану, потрібно оцінити вектор стану так, щоб функціонал J приймав мінімальне значення.

$$J_k = M[(x_k - \hat{x}_k)] = \min \quad (3.33)$$

Розглянемо алгоритм Язвінського для діагональної матриці вхідного шуму виду $Q = q \cdot I$. Тут I - одинична матриця. Для спрощення викладок покладемо в рівнянні вимірювань матрицю вимірювань такого вигляду: $H = (1 \ 0 \ \dots \ 0)$ Таке припущення не впливає на спільність подальших міркувань, так як існує можливість використання скалярної форми уявлення алгоритмів або послідовної фільтрації. Язвінський визначає значення коваріаційної матриці вхідного шуму, при якому найбільш вірогідна поява миттєвого значення оновлюваної послідовності γ_k . Визначення такого значення проводиться шляхом максимізації щільності ймовірності появи оновлюваної послідовності γ_k .

$$P(\gamma_k) = (2\pi)^{-\frac{1}{2}} [M(\gamma_k^2)]^{-\frac{1}{2}} \cdot e^{-\frac{1}{2} \gamma_k^2 [M(\gamma_k^2)]^{-1}}$$

$$P(\gamma_k) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \times e^{-\frac{(\gamma_k - M\gamma_k)^2}{2\sigma_{\gamma_k}^2}}$$

$$\begin{aligned}
P(\gamma_k) &= (2\pi)^{-\frac{1}{2}} [H\Phi \cdot P_{k-1} \Phi^T H^T + qHQG^T H^T + R]^{-\frac{1}{2}} * \\
&\quad \exp\left[-\frac{1}{2} \gamma_k^2 (H\Phi \cdot P_{k-1} \Phi^T H^T + qHQG^T H^T + R)^{-1}\right] \\
\frac{dp(\gamma_k)}{dq} &= -\frac{1}{2} (2\pi)^{-\frac{1}{2}} HH^T [M(\gamma_k^2)]^{-\frac{3}{2}} * \exp\left\{-\frac{1}{2} \gamma_k^2 [M(\gamma_k^2)]^{-1}\right\} \\
&\quad \exp\left\{-\frac{1}{2} \gamma_k^2 \cdot [M(\gamma_k^2)]^{-1}\right\} + \frac{1}{2} (2\pi)^{-\frac{1}{2}} \gamma_k^2 HGG^T H^T [M(\gamma_k^2)]^{-\frac{5}{2}} = 0
\end{aligned} \tag{3.34}$$

Після диференціювання $P(\gamma_k)$ по q і прирівнюючи результати

Нулю

Спрощуючи цей вираз отримаємо умову самостійності:

$$\gamma_k^2 = M(k^2_\gamma) \tag{3.35}$$

Вираз для ковариаційної матриці оновлюваної послідовності має вигляд:

$$M(\gamma_k^2) = HP_{k/k+1} \cdot H^T + R \tag{3.36}$$

Вираз дозволяє оцінювати значення матриці вхідного шуму адаптивним чином після отримання кожного наступного вимірювання z_k . Априорна матриця помилок оцінювання в цьому випадку, з урахуванням попередніх рівнянь, визначається наступним чином:

$$\begin{aligned}
P_{k/k+1} &= \Phi P_{k-1} \Phi^T + q_k HGG^T H^T \\
\hat{q}_{k-1} &= \begin{cases} \frac{\gamma_k^2 - H\Phi P_{k-1} \Phi^T H^T - R}{HGG^T H^T} & \text{при } \hat{q} > 0 \\ 0 & \text{при } \hat{q} < 0 \end{cases}
\end{aligned} \tag{3.37}$$

Фізичний зміст виразу полягає в наступному. Якщо $q_k > 0$ це говорить про те, що оновлювана послідовність не спроможна до своєї статистики. Тому ковариаційну матрицю помилок оцінювання необхідно збільшувати. Природно мається на увазі - збільшення норми ковариаційної матриці. Наслідком збільшення ковариаційної матриці помилок оцінювання є збільшення норми матриці посилення

фільтра. Таким способом збільшується вага вимірів в формуванні оцінок вектора стану. Якщо ж $q_k \leq 0$, то цей випадок відповідає ситуації, коли значення обновлюваної послідовності невелика і обґрунтовано до своєї статистики. Тоді в алгоритмі приймається $q_k = 0$, так як за визначенням скалярна величина q завжди позитивна.

Недоліками фільтра Язвінського є необхідність мати достовірну статистичну інформацію про ковариаційну матрицю вимірювального шуму і можливі помилки, зумовлені використанням для обчислення оцінки вектора стану тільки одного значення обновлюваної послідовності. В умовах малих вхідних шумів можлива поява ситуації коли з'являються випадкові сплески вимірювального шуму (аномальні вимірювання) при досить великих значеннях апріорної ковариаційної матриці вимірювального шуму.

$$\| Q \| \ll \| R \| \quad (3.38)$$

Таким чином, величина $\gamma^2_k - H\Phi \cdot P_{k-1}\Phi^T H^T - R$ виявляється занадто малою. Тому невідомо чим обумовлена малість цієї величини - малим вхідним шумом або аномальним виміром (великим вимірювальним шумом). Для усунення останнього недоліку Язвінський пропонує використовувати в фільтрі не одне значення обновлюваної послідовності, а деяке значення, численно на кінцевій вимірювальній вибірці.

При різкій зміні динаміки польоту, наприклад, в разі стратегічного маневру ухилення від атакуючих ракет, має місце ситуація коли реальна матриця системи не відповідає своїй математичній моделі.

Для того, щоб сигнал оцінки відповідав своєму реальному значенню, необхідно зменшувати ширину вікна Язвінського з метою збільшення ваги, з яких надходять дані обновлюваної послідовності в фільтр. При цьому критерієм варіювання ширини вікна фільтра будемо вважати наявність перевантаження, яка буде реєструватися і обчислюватися по значенням сигналів, які надходять від

системи GPS. Виходячи з цих даних, буде формуватися керуючий вплив зміни (збільшення / зменшення) вікна фільтра.

Також, розглянемо автономну ІНС, що складається з гіростабілізованої платформи (ГСП) і встановлених на ній акселерометрів. ГСП побудована на базі трьох двоступеневих гіроскопів. В експлуатаційних умовах об'єкт, на якому встановлена ІНС, здійснює всілякі рухи навколо центру мас. Це призводить до обуреного моменту навколо осей підвісу ГСП ІНС в об'єкті.

Найбільш небезпечними є періодичні або знакозмінні ті, хто підбурює моменти. Пов'язано це з тим, що в умовах знакозмінних збурень ГСП навколо осей прецесії «детектуються» систематичні складові обурюють гіроскопічні моменти, що призводять до систематичного дрейфу вільної ГСП. ГСП, використовувані в ІНС, забезпечені інтегральною корекцією з налаштуванням на період Шулера. Систематичні складові обурюють гіроскопічні моменти викликають коливання ГСП навколо осей стабілізації з періодом Шулера, при цьому вихідна інформація ІНС за пройденим об'єктом шляху матиме наростаючу згодом похибку, пропорційну систематичному дрейфу ГСП. Розглянутий в цьому розділі систематичний дрейф ГСП є методичною похибкою і може бути зменшений тільки його алгоритмічною компенсацією, а не технологічними методами. До недавнього часу він не брався до уваги в зв'язку з малістю щодо похибок, викликаних іншими факторами. Однак істотне збільшення тонічних характеристик ІНС на сучасному етапі розвитку інерціальної навігації призвело до того, що систематичний дрейф ГСП, викликаний обуреними гіроскопічними моментами, став порівняємо з іншими систематичними складовими. Збурення гіроскопічного моменту навколо осей прецесії гіроскопа виникає при збуренні ГСП і описується нелінійною функцією, містить кутову швидкість коливань ГСП навколо осей стабілізації і кута прецесії відповідного гіроскопа. Формування компенсаційного сигналу пов'язане з труднощами в отриманні інформації про кути і кутових швидкостях ГСП навколо осей стабілізації.

Отже, використання фільтра Калмана для корекції ІНС на БІНС ЛА важке через відсутність апріорної інформації про вхідні і вимірювальних шуми.

Застосування адаптивного фільтра дозволяє істотно підвищити точність навігаційних визначень ЛА. В автономному режимі корекція здійснюється шляхом використання адаптивного алгоритму для якого сформовані вимірювальні сигнали на основі сигналів з датчиків кутів прецесії, що дуже важливо для визначень просторового положення повітряного судна.

3.4. Безплатформна інерціальна навігаційна система з удосконаленим обчислювачем пристрою

Для того щоб зрозуміти як вдосконалити обчислювач потрібно повернутись до змісту схеми ІНС та БІНС, аби мати уявлення про будову та принцип роботи установок.

В основі побудови інерційних навігаційних систем (ІНС) лежить метод обчислення шляху. Суть його полягає в тому, що сигнали вимірювачів швидкості або прискорення, осі чутливості яких утримуються в заданій системі координат, що інтегруються. Інтеграл швидкості відповідають приращенням шляху, інтеграл прискорень відповідають збільшенням швидкості.

Складаючи значення приращень з початковими значеннями шляху чи швидкості, отримують поточні значення пройденого шляху та швидкості. У системах, де первинними вимірювачами є акселерометри, для отримання швидкості сигнал акселерометра інтегрують один раз, а для отримання пройденого шляху цей інтеграл (швидкість) інтегрують вдруге. Знаючи напрямки проекцій пройденого шляху на осі системи координат, визначають координати рухомого об'єкта.

Пристрій ІНС, що реалізує метод числення шляху, можна проілюструвати узагальненою схемою, наведеною на (рис.3.1.).

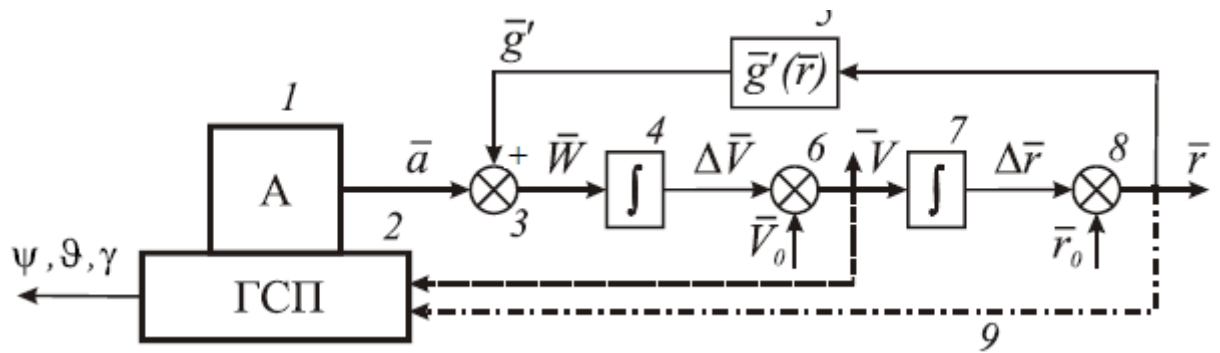


Рис.3.1. Узагальнена схема платформної ІНС

На (рис.3.1.) показано: 1 - ГСП - гіростабілізована платформа, що утримує осі чутливості акселерометрів у заданій системі координат; 2 - А - блок акселерометрів (трихосний акселерометр); 3,6,8 – суматори; 4,7 – інтегратори; 5 – обчислювач вектора гравітаційного прискорення; 9 – зворотні зв'язки; введені такі позначення:

\vec{a} , \vec{g}' - вектори удаваного і гравітаційного прискорень відповідно; \vec{W} , \vec{V} - вектори абсолютного прискорення та абсолютної швидкості відповідно;

$\Delta\vec{V}$, $\Delta\vec{r}$ - збільшення абсолютної швидкості та радіуса-вектора розташування об'єкта;

\vec{r} - радіус-вектор розташування об'єкта; $\Delta\vec{V}_0$, $\Delta\vec{r}_0$ - вихідні значення векторів;

ψ, θ, γ - кути орієнтації об'єкта (можливо, курс, тангаж, крен). Якщо в системі є зворотні зв'язки 9 за швидкістю або по координатам, систему називають замкнутою, якщо зворотних зв'язків немає - система розімкнута.

У БІНС замість гіростабілізованої платформи використовують блок гіроскопів та акселерометрів з обчислювачем. Гіроскопи з акселерометрами (блок інерційних чутливих елементів) при цьому встановлюють жорстко на борту об'єкта. На (рис.3.2.) показані 1 – блок чутливих елементів, що видають інформацію про вектор удаваних прискорення \vec{a}_{xyz} в проекціях на осі пов'язаної з об'єктом системи координат x_{yz} , а також про вектор кутової швидкості $\vec{\theta}_{xyz}$ в проекціях на осі тієї ж системи координат. У обчислювачі 2 відбувається перетворення проєкцій прискорення з пов'язаної системи у навігаційну (наприклад, географічну

супроводжуючу). Для цього за даними про кутову швидкість (або іншу інформацію) обчислюють напрямні косинуси між осями зазначених систем координат. З них також обчислюють кути положення об'єкта: курс ψ , крен ϑ , тангажу.

У БІНС використовують різні гіроскопічні датчики. Вони можуть видавати інформацію про різні кутові параметри. У таблиці 3.1 наведено дані про типи використовуваних нині в БІНС гіроскопічних датчиків.

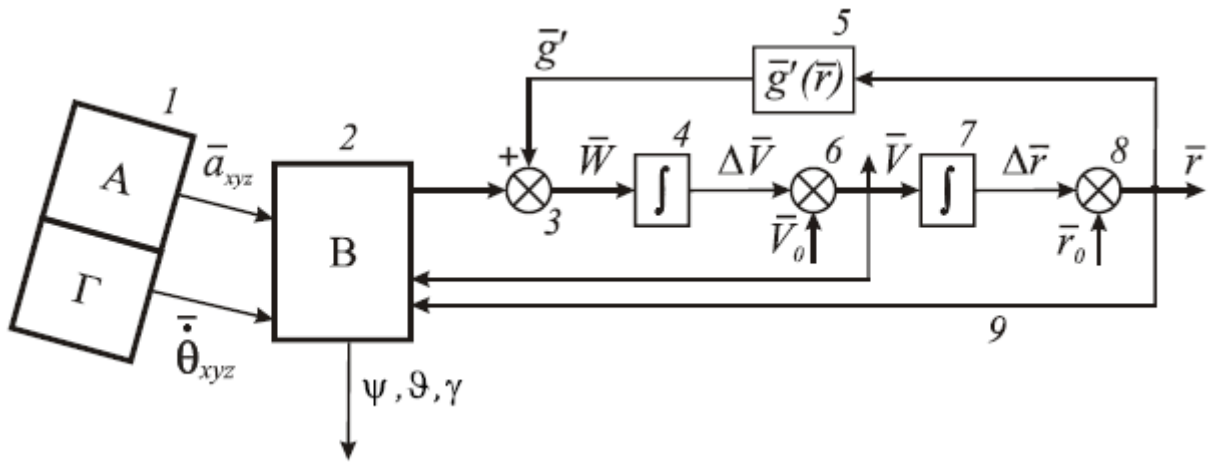


Рис.3.2. Узагальнена схема БІНС

Таблиця 3.1. Типи гіроскопічних датчиків

Тип гіроскопу	Кутова швидкість відходу	Вихідні параметри
Поплавкові ДУС	до 0,01 об/год	Кутова швидкість
Лазерні гіроскопи	до 0,001 об/год	Кутова швидкість, Кут
Волоконно-оптичні гіроскопи	до 0,01 об/год	Кутова швидкість
Динамічно настроювані гіроскопи	до 0,01 об/год	Кутова швидкість
Мікромеханічні гіроскопи	до 10 об/год	Кутова швидкість
Твердотільні хвилеві гіроскопи	до 0,01 об/год	Кутова швидкість, Кут
Сферичні гіроскопи з електростатичним підвісом	до 10^{-5} об/год	Направляючі косинуси

ротора				
Сферичні гіроскопи магнітним підвісом ротора	з	до 10^{-4} об/год.		Направляючі косинуси
Сферичні гіроскопи повітряним підвісом ротора	з	до $0,01^{\circ}$ об/год.		Направляючі косинуси

Безплатформні інерційні навігаційні системи порівняно з платформними ІНС мають переваги в габаритно-масових характеристиках, надійності, міцності, технологічності.

Вони мають, як правило, менше енергоспоживання та час готовності. БІНС не накладають обмежень на маневр об'єкта, і в них значно ефективніше вирішується завдання забезпечення роботи системи за відмов вимірювальних приладів. Все це створює передумови для ефективного використання БІНС як інерційних каналів навігаційних систем різних рухомих об'єктів, що особливо працюють за умов жорстких механічних впливів.

Практична реалізація БІНС потребує вирішення низки науково-технічних та технологічних проблем. До них відноситься, насамперед, створення датчиків кутової швидкості та лінійного прискорення, які повинні забезпечити задану точність вимірювання в широкому діапазоні вимірюваних величин та у широкому діапазоні частот кутового та лінійного руху. З цією проблемою пов'язана проблема забезпечення точності початкової виставки та організації калібрування датчиків у штатних умовах.

Другим ключовим моментом, на якому базується практична реалізація БІНС, є створення систем обробки інформації (СОІ), які включають алгоритмічне, програмне та апаратне забезпечення. Відхід від дорогих електромеханічних систем, що фізично моделюють навігаційний базис, обертається складнішими алгоритмами і набагато більш жорсткими вимогами до їх реалізації, тобто до продуктивності та точності обчислень у бортових комп'ютерах. Розробка таких СОІ потребує вирішення оптимізаційних завдань на кожному етапі. Наведено результати, які є не лише конкретними технічними рішеннями, а й елементами теорії проектування.

Необхідність у розробці таких методів виникла у процесі створення перспективної малогабаритної прецизійної БНС для високоманеврених рухомих об'єктів. Сумарний відхід навігаційної системи координат, що моделюється, таких БНС не повинен перевищувати (3σ) 0,1 кут. сек/с (з оцінкою можливості досягнення 0,03 кут. сек/с); сумарна похибка, еквівалентна помилці вимірювання прискорення (3σ), що здається, -3×10^{-5} g. При цьому діапазон вимірюваних кутових швидкостей становить $\pm 400^\circ/\text{с}$; діапазон вимірюваних лінійних прискорень ± 100 г; частотний спектр кутового та лінійного рухів 0 ± 200 Гц. До цього додається вимога збереження працездатності в умовах переривання електроживлення.

Однією з основних проблем, що виникають під час розробки БНС, є вибір чутливих елементів. Чутливі елементи повинні задовольняти цілий набір вимог: за точністю, за надійністю, за відмовостійкістю, за умовами експлуатації, за габаритно-масовими характеристиками, за вартістю. При цьому дуже важливо коректно визначити вимоги до точності. Їхнє завищення може призвести до невиправдано високої вартості блоку чутливих елементів або неможливості знайти відповідні за точністю датчики у класі датчиків, що задовольняють вимогам умов експлуатації та заданим габаритно-масовим характеристикам. Заниження зробить систему непридатною для виконання основних завдань. Завдання визначення вимог до точності стає особливо актуальною, коли розробниками системи та розробниками датчиків є різні організації.

При виробленні вимог до точності чутливих елементів розробником системи вирішуються дві задачі: виявляються складові моделі похибок, вплив яких необхідно обмежувати, та, виходячи з необхідної точності системи, визначаються гранично допустимі значення цих складових. Для БНС особливою проблемою становлять високочастотні похибки, які призводять до помилки системи, що накопичується. Саме ці похибки будуть розглянуті далі. Один із типів таких похибок – обмеженість частотної смуги пропускання датчиків кутової швидкості (ДУС), характерна для електромеханічних гіроскопів, зокрема, для роторного вібраційного гіроскопа (РВГ), який відноситься до гіроскопів, що динамічно

налаштовуються. За своїми габаритно-масовими характеристиками, стійкістю до механічних навантажень, потенційно досяжною точністю, ступенем готовності до промислового виробництва РВГ міг би розглядатися як ДУС для перспективних БІНС класу, що розглядається. Однак при оцінці можливості його використання необхідно враховувати обмеженість смуги пропускання, що призводить до накопичення похибки визначення орієнтації при високочастотних кутових коливаннях об'єкта. Ця похибка у літературі сприймається як із типів “конічних” помилок.

Найбільш явно "конічні" помилки виявляються тоді, коли мають місце гармонічні кутові коливання об'єкта по двом взаємно перпендикулярним осям з однією частотою і з фазою, зсунутою на $\pi/2$. У цьому випадку верхня межа частотного діапазону виміру має бути значно вище (на практиці у 5-10 разів), ніж частота коливань. В іншому випадку у припущенні, що амплітудно-частотна характеристика ДУС така, що за $f < F$ амплітуда синусоїдального вхідного сигналу не спотворюється; при $f > F$ ця амплітуда дорівнює нулю по осі, ортогональній осям коливань; при має місце догляд, оцінка максимальної швидкості якого визначається співвідношенням:

$$\delta\omega_z = \pi\theta^2 f \quad (3.39)$$

де θ, f - відповідно амплітуда та частота кутових коливань.

На практиці використання оцінок максимальних помилок призводить, як правило, до підвищених вимог до апаратури системи. Крім того, застосування чисто аналітичних методів з метою оцінки “конічних” помилок здебільшого утруднено. У цьому випадку метод математичного моделювання є незамінним.

Модель ДУС в цих розрахунках була представлена динамічною ланкою, передатна функція якої побудована на основі амплітудно-частотних та фазо-частотних характеристик, знятих експериментально розробниками РВГ як похідна коливальної та коригуючої ланок.

Смуга пропускання за рівнем 0,707 (для амплітудно-частотної характеристики) для даного датчика становила 40 Гц, резонансний пік – 1,3. Для датчиків з такими частотними характеристиками кутові коливання об'єкта навіть із малою амплітудою по куту призводять до значних похибок вимірювання кутової швидкості.

Ці похибки мають коливальний характер із середнім значенням, що дорівнює нулю. Однак при інтегруванні кінематичних рівнянь кутового руху вони можуть призвести до ненульового значення середньої швидкості догляду, що моделюється в БНС інерційної системи координат (ІСК).

На (рис. 3.3.) наведена залежність середньої швидкості відходу, ІСК що моделюється від частоти при кінчних коливаннях з амплітудою 1 кут. град. та 10 кут. хв. На відміну від теоретичної ця залежність має нелінійний характер, оскільки для реальних датчиків частотна характеристика не має виду ступінчастої функції зі значеннями 1 і 0, а є деякою гладкою функцією, що відображає деградацію якості вимірювання зі зростанням частоти вхідного сигналу.

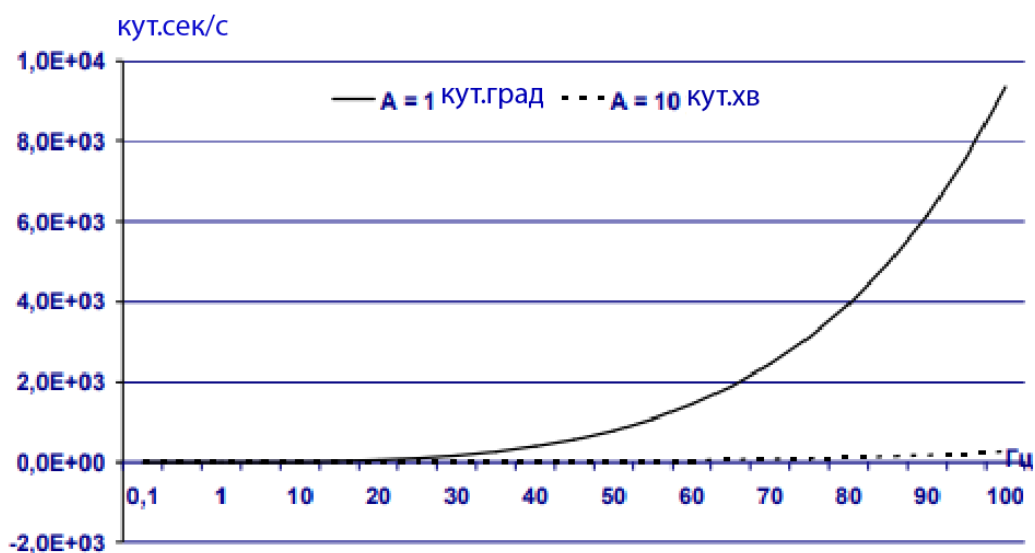


Рис.3.3. Відхід, ІСК, що моделюється через обмежену смугу пропускання ДУСА

При кінчних кутових коливаннях з амплітудою 1 кут. град і частотою 1 Гц відхід, що моделюється ІСК складе 0,006 кут. с/с, а при кінчних коливаннях з

амплітудою 10 кут. хв. і частотою 40 Гц догляд складе вже близько 10,8 кут. сек/с, тобто на два порядки перевищить вимоги до сумарного відходу ІСК – випадок “недетектованого конуса”. Для першого прикладу аналітично оцінити цю похибку було б складно, а для другого аналітична оцінка дає середню швидкість, що дорівнює 200 кут. с/с, що у 20 разів вище за оцінку, отриману за допомогою моделювання. Таким чином, частотні характеристики (або, принаймні, їх числові параметри) повинні регламентуватися щодо вимог до датчиків. Зазначимо, що у сучасних БНС перевага надається гіроскопам на нових фізичних принципах, що мають практично необмежену смугу пропускання.

Іншим джерелом конічних помилок є квантування вихідної інформації ДУС за рівнем. Середня швидкість від ІСК через цей фактор також може бути значною і навіть перевищувати вимоги до сумарної швидкості відходу. Вона залежить від циклу дискрету (молодшого розряду) за рівнем вихідної інформації датчика, характеристик кутового руху об'єкта, а також обраного алгоритму, основними параметрами якого є порядок методу чисельного інтегрування кінематичних рівнянь та тривалість циклу обробки.

На (рис. 3.4) наведені швидкості відходу модельованої ІСК $\delta\omega_{кв}$, обумовленої квантування за рівнем вихідної інформації ДУС. Ці швидкості представлені на рисунку як функції від тривалості циклу обчислення параметрів орієнтації за різних циклів дискрета за рівнем вихідної інформації інтегруючого гіроскопа. В якості параметрів орієнтації використовувався кватерніон параметрів Родріга-Гамільтона; як метод чисельного інтегрування кінематичних рівнянь – класичний метод III порядку.

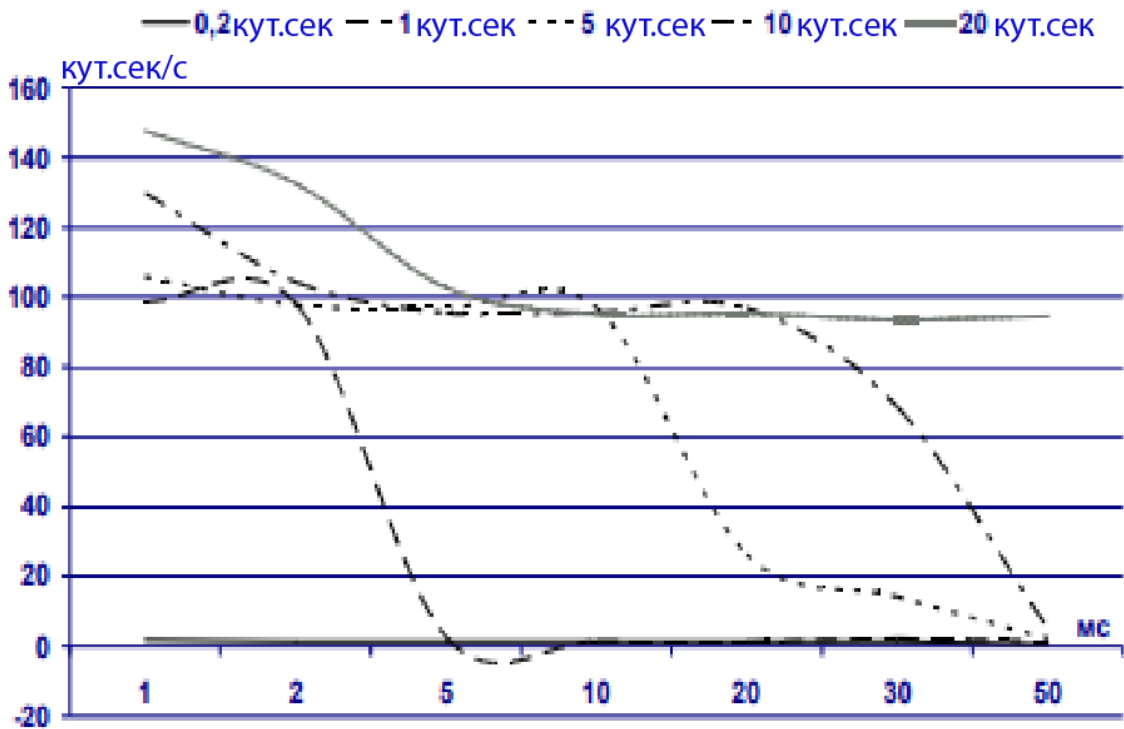


Рис.3.4. Залежність швидкості дрейфу $\delta\omega_{кв}$

від тривалості циклу

Кутовий рух моделювався конічними коливаннями з амплітудою 1 кут. град. та частотою 1 Гц. Як видно з рисунку, ця похибка через квантування може три порядку перевищувати потрібну сумарну швидкість дрейфу. Це відбувається у випадках, коли мають місце конічні коливання та цикл дискрету за рівнем можна порівняти з вимірюваним гіроскопом інтегралом від кутової швидкості за цикл знімання. Швидкість дрейфу моделюється позов, зумовлена квантуванням за рівнем, зменшується зі збільшенням тривалості циклу обробки інформації. Однак тривалість циклу визначається методичними похибками алгоритмів орієнтації і, зокрема, при заданих амлітудно-частотних характеристиках кутового руху має бути не понад 1-2 мс. У цьому випадку для забезпечення необхідної точності необхідно, щоб ціна молодшого розряду вихідної інформації гіроскопа становила частки кутових секунд. Таким чином, ціна дискрету за рівнем вихідної інформації ДУС є найважливішою характеристикою датчика і має бути визначена на ранніх етапах проектування БНС.

З цієї точки зору для БІНС класу, що розглядається, також найбільш підходящими виявляються гіроскопи на нових фізичних принципах, зокрема, лазерний та волоконно-оптичний гіроскоп. Однак ні той, ні інший, на відміну від класичних механічних гіроскопів, не здатні зберігати інформацію про кутову орієнтацію об'єкта в умовах вимкнення електроживлення.

Найбільш перспективним з точки зору використання в БІНС вимоги до якої наведено вище, було визнано хвильовий твердотільний гіроскоп (ХТГ). При інших перевагах, якими він має поряд з лазерним або волоконно-оптичним гіроскопом, він зберігає інформацію при перериванні електроживлення. Проведені дослідження показали, що відключення електроживлення на кілька секунд може призвести лише до деградації точності обчислення орієнтації до одиниць кутових градусів, тоді як втрата інформації про кутовий рух за цей час у найгіршому випадку може призвести до повної втрати інформації про орієнтацію об'єкта.

Завдання мінімізації методичних помилок за рахунок вибору порядку методу та тривалості циклу обробки необхідно розглядати в умовах обмежень, що задаються ціною дискрету вихідної інформації ДУСа за рівнем. Крім того, і збільшення

порядку методу, і збільшення частоти обробки інформації призводять до збільшення обчислювальних помилок алгоритмів. Мінімізація лише методичних помилок без урахування особливостей реалізації алгоритмів може призвести до того, що зросте вплив на точність іншого класу похибок – обчислювальних (похибки реалізації в бортовому обчислювачі методів чисельного інтегрування).

Зменшення обчислювальних похибок можливо за рахунок збільшення довжини розрядної сітки для представлення чисел та застосування складніших чисельних методів комп'ютерної арифметики, тобто за рахунок збільшення апаратно-тимчасових витрат. Таким чином, вибір алгоритму без обліку особливостей його реалізації може не дати бажаного результату. Тому було розроблено метод, що дозволяє вибрати оптимальне співвідношення тривалості кроку інтегрування кінематичних рівнянь і довжини розрядної сітки процесора при

заданих вимог до рівня сумарної похибки при відомих амплітудночастотних характеристиках кутового руху об'єкта і при обраному методі чисельного інтегрування. Рис. (3.5). наочно ілюструють цей метод для алгоритму III порядку. Як оцінки обчислювального та методичного дрейфу використані середні значення швидкості дрейфу моделюється позов на класі критичних кутових рухів.

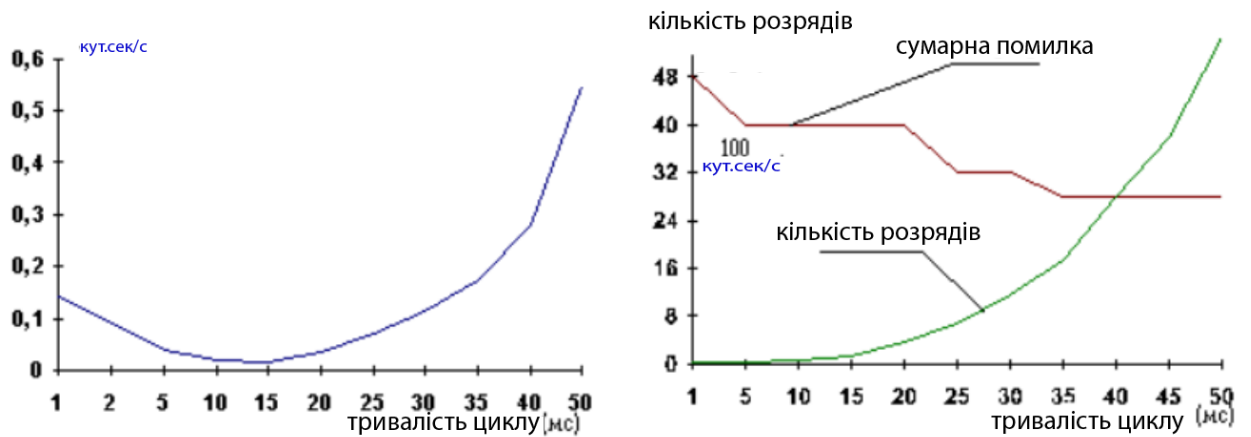


Рис.3.5. Залежність сумарної помилки від тривалості циклу та мінімальна сумарна помилка і відповідне їй число розрядів

На (рис. 3.5) наведена залежність сумарної (методичної та обчислювальної) помилки при обчисленнях із 40 розрядами. Як видно з рисунку, ця залежність має явно виражений мінімум. При збільшенні числа розрядів цей мінімум зрушується в бік зменшення тривалості циклу. На другій половині наведено мінімальну сумарну помилку в залежності від тривалості циклу та відповідна їй кількість розрядів. При обчисленнях із 48 розрядами мінімальна помилка становить 0,01 кут. с/с. Якщо виходити з того, що помилки обробки інформації мають бути на порядок менше інструментальних для прецизійних БІНС цього явно недостатньо.

Помітно (на 2-3 порядку) знизити обчислювальні похибки при тому ж методичних рівнях дозволяє використання як проміжні параметри орієнтації вектора Ейлера. Цей прийом широко використовується як у теоретичних дослідженнях, так і на практиці. Взаємне кутове положення двох довільних систем координат може бути описано єдиним поворотом довкола деякої осі. Вектор Ейлера і є тривимірним вектором, що описує цей поворот:

$$\begin{aligned}
\bar{\varphi} &= (\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z)^T, \\
\varphi_p &= r_p \cdot \varphi, \quad p=x, y, z, \\
\varphi^2 &= \varphi_x^2 + \varphi_y^2 + \varphi_z^2,
\end{aligned}
\tag{3.40}$$

де φ – величина кута повороту;

r_x, r_y, r_z - напрямні косинуси осі повороту обох системах координат.

Кінематичне рівняння для вектора Ейлера має вигляд

$$\begin{aligned}
\dot{\bar{\varphi}} &= \bar{\omega} + \frac{1}{2} \bar{\varphi} \times \bar{\omega} + \frac{1}{\varphi^2} \left(1 - \frac{\varphi}{2} \cdot \frac{\sin \varphi}{1 - \cos \varphi}\right) \bar{\varphi} \times (\bar{\varphi} \times \bar{\omega}), \\
\bar{\varphi}(0) &= \bar{\varphi}_0.
\end{aligned}
\tag{3.41}$$

Це рівняння вирішується всередині кроку обчислення кватерніону з дрібнішим кроком. Потім за допомогою співвідношень обчислюється кватерніон. Безліч синтезованих таким чином алгоритмів навіть при фіксованому порядку точності, що визначається поданням похибки на кроці інтегрування ступенем від величини кроку, суттєво зростає та вимагає впорядкування.

Відома з літератури оптимізація алгоритмів зводиться, найчастіше, до мінімізації методичних помилок на заданому клас куткових рухів. Тому отримані таким чином алгоритми не є універсальними і значно втрачають точність при переході до довільного куткового руху. Важливі з погляду практичної реалізації спроби мінімізувати обчислювальні витрати зводяться до зменшення кількості операцій на кроці обчислень, а процедура оптимізації – до перебору алгоритмів. У зв'язку з цим розроблено інший підхід, що ґрунтується на спільній оптимізації алгоритмів та архітектур бортового обчислювача, що реалізує завдання БНС. Він дозволяє описати безліч алгоритмів обчислення орієнтації, використовують кватерніон як зберігач інерційного базису, формальними параметрами та спростити процедуру вибору алгоритму. Ця безліч включає і описані вище алгоритми обчислення

кватерніону, отримані безпосереднім застосуванням методу послідовних наближень Пікара до рівняння.

Цей підхід та розроблені методики оптимізації були використані для визначення базового алгоритму, що забезпечує мінімальну сумарну похибку обробки інформації при заданих амплітудно-частотних характеристиках кутового руху. Цим алгоритмом виявився алгоритм Севеджа

$$\begin{aligned} \bar{\varphi}_i &= \bar{\varphi}_{i-1} + \Delta \bar{\vartheta}_i + \frac{1}{2} (\bar{\vartheta}_{i-1} + \frac{1}{6} \Delta \bar{\vartheta}_{i-1}) \times \Delta \bar{\vartheta}_i, \\ \bar{\vartheta}_0 &= 0, \bar{\varphi}_0 = 0, i = 1, 2 \dots I, \bar{\varphi}_n = \bar{\varphi}_I, \end{aligned}$$

$$\text{де } \Delta \bar{\vartheta}_i = (\Delta \vartheta_i^x, \Delta \vartheta_i^y, \Delta \vartheta_i^z)^T; \bar{\vartheta}_i = \sum_{k=1}^i \Delta \bar{\vartheta}_k; \quad (3.41)$$

i – крок обчислення вектора Ейлера усередині кроку обчислення кватерніону n .

Варіюючи параметрами алгоритму Севеджа, можна ефективно зменшувати методичні та обчислювальні похибки. Цей алгоритм поряд із базовим алгоритмом обчислення удаваної швидкості послужив основою для розробки алгоритмічної суміші еталонної задачі при проектуванні архітектури функціонально-орієнтованого процесора, створеного для реалізації алгоритмів БНС.

Похибка інерціального датчика прискорення або кутової швидкості включає три основних групи похибок за умов, що сигнал перевищує поріг чутливості, датчик експлуатується в межах заявленої виробником смуги пропускання і не входить в насичення:

- некомпенсовані систематичні похибки;
- некалібровані псевдовипадкові похибки;
- власний шум датчика.

Причиною появи не компенсуються систематичними похибками є похибкою калібрування, або повна відсутність калібрування, що дозволяє компенсувати вплив того чи іншого чинника на показання датчика. До прикладу, датчик може бути відкалібрований на знятті температури, але недостатньо якісно.

Або характеристики датчика можуть змінитися під впливом, наприклад, короткочасного стресового впливу (з моменту калібрування пройшов тривалий час). Також, будши відкаліброваним на зміну будь-яких параметрів, датчик може бути не відкалібрований на зміну іншим. Наприклад, традиційним є калібрування на зміну температури, але далеко не завжди проводиться калібрування на перехресне перевантаження, на вібрації, що знаходяться за межами смуги пропускання, на зміну напруги живлення або на зміну радіаційного фону. Похибки калібрування нелінійної перехідної характеристики датчика також відносяться до даного класу похибок. Результуюча величина похибок описаної групи, як правило, менше власного шуму датчика.

Некалібровані псевдовипадкові похибки характерні для деяких типів датчиків. Наприклад, для мікромеханічних акселерометрів і ДУС характерна наявність псевдовипадковостей від включення до включення датчика компоненти зміщення нуля. Причиною появи власних шумів датчика є особливості фізичного пристрою чутливого елемента і підсистем знімання сигналу, термічний шум мікроелектроніки. Власний шум у багатьох випадках з високим ступенем адекватності може бути охарактеризовано як білий гаусів з нульовим математичного очікуванням. Нескомпенсовані систематичні похибки і некалібровані псевдовипадкові похибки, як правило, групуються і розглядаються у вигляді єдиної змінної. Модель похибок інтегрованої системи доповнюється фільтром, описуючи найбільш істотні кореляційні властивості цієї змінної. Однак далеко не у всіх випадках можна однозначно відповісти про кореляційні властивості похибок.

Крім того, особливістю інерційних датчиків є істотна залежність кореляційних властивостей похибки від динаміки об'єкта. Тому в якості альтернативи може бути

запропоновано опис похибки інерціального датчика у вигляді безлічі допустимих значень.

Завдання калібрування неідеальних інерційних датчиків є актуальним у випадку, коли протягом інтервалу часу навігації об'єкта необхідно підвищувати точність інерційної інформації шляхом алгоритмічної компенсації похибок цих датчиків за умови їхнього завдання математичних моделей похибок.

У цьому випадку перед навігацією об'єкта визначають коефіцієнти моделей похибок неідеальних інерційних датчиків використовуваної БНС на основі інформації з інерційних датчиків точнішою БНС. Оскільки використовувана ІНС і більше точна ІНС можуть розташовуватися в різних місцях щодо об'єкта, що рухається та їх БП можуть бути по-різному орієнтовані щодо об'єкта, то завдання калібрування датчиків використовуваної БНС зводиться до узгодження її інформації з більш точною інформацією Б ІНС, а математичний опис для цього завдання включає систему рівнянь алгебри щодо визначених коефіцієнтів моделей похибок датчиків. Результат розв'язання задачі калібрування – це 1) алгоритм для бортового комп'ютера (БК) визначення коефіцієнтів моделей похибок датчиків використовуваної БНС на основі інформації більш точної БНС і 2) визначення похибок калібрування, якщо більш точну БНС не можна вважати ідеальною за порівняно з використовуваною.

Завдання діагностики неідеальних інерційних датчиків є актуальним у випадку, коли протягом інтервалу часу навігації об'єкта можуть виникати інформаційні порушення в роботі того чи іншого датчика БНС. Датчик з недостовірною інформацією необхідно своєчасно розпізнати, відключити вимірювану ним інформацію від системи та переключити на отримання необхідної інформації з дублюючого нормально працюючого датчика. Вводиться критерій інформаційного порушення датчика. Математичний опис для вирішення цього завдання виконано з використанням нейрмережевого підходу. Результат розв'язання задачі – це імітаційна модель алгоритму для БК виявлення інформаційних інерційних порушень датчиків БНС.

Також, у якості удосконалення розглянемо БІНС на основі МЕМС з попереднім використанням фільтрів для зменшення похибок вимірів. Через обмеження на розміри і масу БІНС оглядових систем будуються на базі мікроелектромеханічних (МЕМС) датчиків. Такі датчики мають велику зону нечутливості і невисоку точність. З урахуванням вказаних особливостей БІНС-МЕМС повинні спиратися на базову високоточну БІНС (для чого ми і розглянули особливості використання фільтрів Калмана), що входить до складу навігаційного комплексу ЛА. Крім того, БІНС-МЕМС не можуть автономно виконати початкову виставку за кутами орієнтації. Тому початкова виставка таких БІНС реалізується за інформацією від базової системи. Взаємна підтримка інтегрованих інерційних систем, що включають супутникові приймачі, необхідна не тільки для безперервної корекції координат БІНС-МЕМС, а й для уточнення кутів орієнтації місць установки оглядових систем.

Технології мікроелектромеханічних систем безперервно розвиваються і кожним роком яких, точність стає більше. Зменшення розмірів і вимог до живлення датчиків робить їх більш універсальними в користуванні. Ще одна з переваг МЕМС технологій є те, що вихідний сигнал цифровий, що в свою чергу покращує якість і швидкість обробки даних, особливо з обчислювачів.

Однією з передових компаній які розробляють МЕМС технології є Sensorog - норвезький виробник і розробник інерціальних датчиків і датчиків тиску. З 2009 року компанія зосередилася на випуску МЕМС гіроскопів, а основну лінійку продуктів склали гіроскопи ST202, STIM210 і інерційний вимірювальний модуль STIM300, який представлений на (рис.3.6). Незважаючи на розміри 39мм на 45мм на 22мм STIM 300 містить в собі 3 гіроскопи, 3 акселерометри і 3 інклінометри, які наближаються по точності до волоконно-оптичних гіроскопів. Датчик стійкий до впливів магнітного поля і удару, частота оновлення даних 2000 Гц і має цифровий вихід RS422 зі швидкістю передачі 1,84 Mbit c.



Рис.3.6. Інерціальний вимірювальний модуль STIM300

До основних характеристик STIM 300 відносяться: температурний діапазон -40 $+85^{\circ}\text{C}$, діапазон гіроскопа ± 400 $^{\circ}/\text{с}$, дрейф гіроскопа $0,15$ $^{\circ} / \sqrt{\text{h}}$, дрейф акселерометра $0,07$ $\text{m} / \text{с} / \sqrt{\text{h}}$, нестабільність нуля гіроскопа $0,5$ $^{\circ} / \text{год}$, нестабільність нуля акселерометра $0,05$ mg , діапазон акселерометра $\pm 10\text{g}$.

Внутрішня конструкція модулів містить в собі демпфери ударних навантажень і вібрацій для реалізації вимірювань в додатках, схильним до таких дій. Цифрова обробка даних проводиться всередині модулів, даючи користувачеві можливість варіювати конфігурацію пристрою, наприклад змінювати налаштування фільтрів, частоту вибірки, склад вихідних даних, вихідні формати.

STIM 300 знайшов своє місце в системах орієнтації безпілотних апаратів, системах збору портативних цільових транспортних засобів, в системах стабілізації і при автоматизованому виробництві в промисловості.

Порівнявши інерційні навігаційні системи, побудованих на волоконно-оптичних гіроскопах з інерціальним вимірювальним модулем моделі ADIS16485. При чому ціна першої системи була близько 30000 $\$$, а MEMS датчики всього 1000 $\$$. В результаті було встановлено, що в цивільному застосуванні, для вирішення завдання орієнтації і навігації, точності ADIS16485 більш ніж достатньо. Відмічу, що технічні характеристики ADIS16485 на порядок гірше, ніж STIM300. Ці результати говорять про те, що найближчим часом точнісні характеристики MEMS інерційних вимірювальних модулів дозволять використовувати їх і в прецизійних навігаційних системах.

Найбільш поширеним є використання кватерніонів рівняння орієнтації. Вважається, що воно записується в найбільш простий для обчислювальної машини формі і не вироджується при складних еволюціях руху об'єкта. Однак, використання кватерніонної алгебри змушує проводити постійні перетворення кватерніона орієнтації в матрицю напрямних косинусів, або поточні кути орієнтації. Це завдання вимагає додаткових обчислювальних потоків і зменшує швидкодію обчислювачів.

Друга частина алгоритмічного забезпечення БІНС полягає в організації процесів чисельного інтегрування відповідного рівняння орієнтації. Тут теж спостерігається неоднозначність. Раніше розроблені алгоритми чисельного інтегрування створювалися під аналогові сигнали класичних інерціальних чутливих елементів – кільцевих лазерних і волоконно-оптичних гіроскопів. Їх застосування для сучасних мікромеханічних систем викликає деякі труднощі. Разом з тим, широко використовувані МЕМС датчики все ще досить грубі, тому для них використовують елементарні алгоритми численного інтегрування такі як метод трикутника, або трапеції.

Без застосування алгоритмів фільтрації і роздільних незалежних вимірювань акселерометрів і гіроскопів результат навігаційних обчислень буде відрізнятися від справжньої траєкторії. Так, корекція на базі фільтра Калмана забезпечує калібрування гіроскопів в режимі онлайн, передаючи значення коригувань в блок обчислень і визначаючи характеристики поточного зміщення гіроскопів. Акселерометри забезпечують видачу опорної інформації про просторове положення об'єкта, використовуючи земну гравітацію.

Дослідження алгоритму роботи безплатформної інерціальної навігаційної системи показали що в якості чутливих елементів для створення БІНС використовувався досить грубий інерційний вимірювальний модуль.

Тобто, використовуючи МЕМС для побудови БІНС а також адаптивних фільтрів Калмана, реалізація на основі структури алгоритмів комплексування забезпечує взаємну підтримку БІНС і підвищує інформаційну надійність бортових вимірювально-обчислювальних комплексів.

3.5. Калібрування БІНС

Блок чутливих елементів (БЧЕ) БІНС, або, як його ще називають – інерційно-вимірювальний модуль (ІВМ) складається з акселерометрів та гіроскопів, кожен з яких має свої індивідуальні особливості у вигляді коефіцієнта передачі (масштабного коефіцієнта).

Грунтуючись на наведених вище міркуваннях, представимо вихідні сигнали трьох акселерометрів БІНС у вигляді

$$\begin{aligned}U_{ax} &= K_x a_{x1} + U_{ax0} + n_{ax}; \\U_{ay} &= K_y a_{y2} + U_{ay0} + n_{ay}; \\U_{az} &= K_z a_{z3} + U_{az0} + n_{az},\end{aligned}\quad (3.42)$$

де U_{ax} , U_{ay} , U_{az} – значення вихідних сигналів акселерометрів у розмірності напруги, струму, коду АЦП, частоти чи інших величин; a_{x1} , a_{y2} , a_{z3} – значення проекцій прискорення, що здається, на осі чутливості акселерометрів O_{x1} , O_{y2} , O_{z3} ; K_x , K_y , K_z – масштабні коефіцієнти (коефіцієнти передачі) кожного з акселерометрів; U_{ax0} , U_{ay0} , U_{az0} – зміщення нулів акселерометрів; n_{ax} , n_{ay} , n_{az} – шуми виміру.

Модель вимірювання можна записати в матричному вигляді:

$$\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_x & 0 & 0 \\ 0 & K_y & 0 \\ 0 & 0 & K_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_{x1} \\ a_{y2} \\ a_{z3} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_{ax0} \\ U_{ay0} \\ U_{az0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{ax} \\ n_{ay} \\ n_{az} \end{bmatrix}\quad (3.43)$$

Важливо відзначити, що модель вимірів – це модель не самих чутливих елементів акселерометрів, а модель всього обчислювального тракту кожного з них, що включає сам чутливий елемент акселерометра, а також вимірювальні, підсилювальні та перетворюючі елементи. На практиці, через залишкові похибки установки акселерометрів в ІВМ (БЧЕ) БІНС, напрями їх осей чутливості O_{x1} , O_{y2} , O_{z3} не ортогональні, і не збігаються з базовими осями ІВМ БІНС. Останні прив'язані зазвичай до зовнішніх базових (або настановних) поверхонь ІВМ.

Задамо парами кутів α_i , β_i положення осей чутливості O_{x1} , O_{y2} , O_{z3} кожного з акселерометрів щодо базових осей БІНС, як показано.

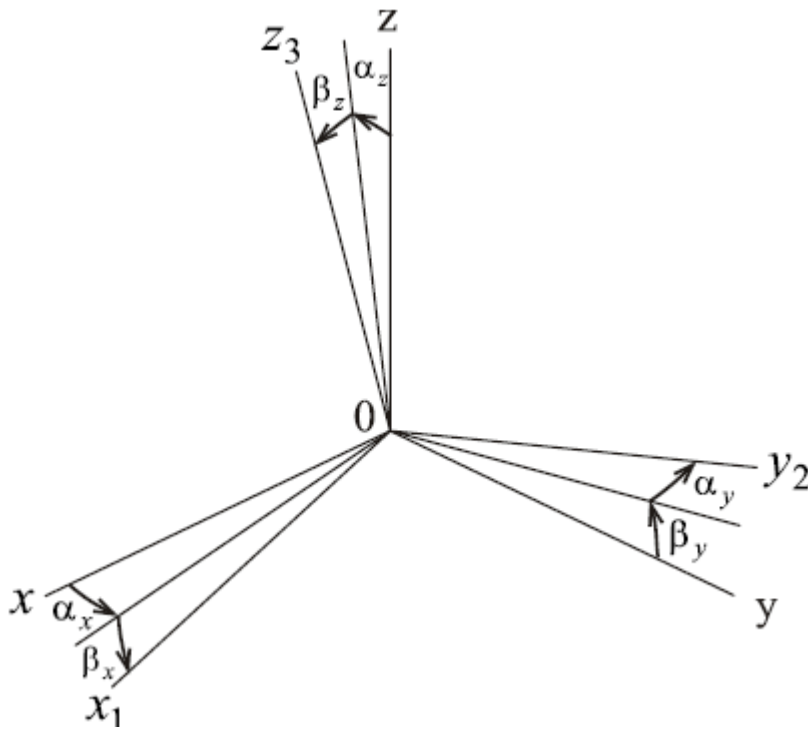


Рис.3.7. Кути перекосу осей чутливості акселерометрів

Як зазначалося вище, завданням калібрування БІНС є визначення параметрів моделі вихідних сигналів акселерометрів та гіроскопів з метою подальшого їх обліку при обчисленні дійсних значень уявного прискорення та абсолютної кутової швидкості.

Калібрування акселерометрів і гіроскопів проводиться у складі інерційного вимірювального модуля, тобто після їх встановлення в ІВМ і повного електричного монтажу штатних вимірювальних ланцюгів. Це має наступні переваги:

- досягається строга взаємна ув'язка вимірювальних осей акселерометрів і гіроскопів за допомогою їх узгодження з одними і тими ж базовими осями ІМ.
- калібруються штатні канали вимірювання БІНС повністю, а не окремі частини (чутливі елементи).

Калібрування ІВМ у виробництві виконується на спеціальних стендах шляхом завдання тестових вхідних дій (прискорень та кутових швидкостей) та вимірювання вихідних сигналів акселерометрів та гіроскопів. Методик визначення параметрів акселерометрів та гіроскопів розроблено багато, враховуючи до того ж різні види

наявного обладнання для калібрування. Зокрема, за наявності багатовісного (як мінімум – двовісного) поворотного стенда, що дозволяє позиціонувати та обертати з високою точністю ІВМ, весь цикл калібрування не вимагає перестановок ІВМ і виконується найбільш швидко. Однак враховуючи високу вартість прецизійних багатовісних обертових установок (сотні тисяч доларів США), калібрування ІВМ виробляються частіше на одновісних поворотних стендах. При цьому виникає необхідність перестановки ПМ на стенді, щоб задавати тестові входні дії приладу по всіх вимірювальних осях.

Розглянемо дві найвідоміші методики визначення параметрів – одну на прикладі калібрування акселерометрів (з формуванням пар рівнянь для знаходження кожного параметра), іншу – на прикладі калібрування гіроскопів (з обробкою всієї сукупності вимірювань методом найменших квадратів).

Калібрування акселерометрів у діапазоні вимірювань $\pm 1g$ проводиться шляхом завдання відомих положень ПМ щодо вектора прискорення сили тяжкості gr . За необхідності калібрування ПМ у ширшому діапазоні прискорень використовуються спеціальні центрифуги.

Для високоточного завдання положення ПМ щодо gr , найбільш часто використовуються прецизійні оптичні ділильні головки (ОДГ), що забезпечують точність повороту ІВМ на рівні 5 – 10 кутових секунд. Для розв'язку від зовнішніх вібрацій, добових коливань будівель та інших механічних впливів, ОДГ встановлюють на спеціальному фундаменті, щодо будівлі, в якій знаходиться калібрувальна ділянка.

На (рис.3.8) показано оптичну ділильну головку ОДГЕ-5 на валу 2 якої закріплена базова площадка 3 з бічними базами 4. Площина базового майданчика паралельна осі валу, а бічні бази встановлені перпендикулярно і паралельно осі обертання валу ОДГ.

ПМ або інший пристрій, що тестується повинен мати як мінімум дві перпендикулярні базові поверхні, які формують базові осі пристрою. ІВМ

встановлюється однією своєю базою на майданчик ОДГ та притискується іншою базою до однієї з бічних баз майданчика. Це забезпечує паралельність однієї з осей ІВМ осі обертання ОДГ.



Рис.3.8. Оптична ділильна головка ОДГЕ-5 1 – ОДГ; 2 – вал; 3 – базовий майданчик; 4 – бічні бази

Для виконання калібрування вісь обертання ОДГ і базовий майданчик виставляться в горизонті також з точністю до 5 - 10 кутових секунд з використанням прецизійних рідинних рівнів. Це дозволяє з високою точністю зорієнтувати базові осі ІВМ щодо вектора прискорення сили тяжкості gr .

Для визначення параметрів моделі вихідних сигналів акселерометрів необхідно по кожній з трьох осей ПМ задавати відомі прискорення.

Це означає, що кожна з трьох осей має змінювати своє становище щодо вектора gr . При повороті ІВМ на ОДГ навколо однієї осі ця вісь не змінює свого положення щодо вектора gr і, отже, вимірювач з віссю чутливості по цій осі не може бути калібрований. Тому ПМ переставляють на ОДГ, змінюючи вісь обертання.

Оскільки, згідно з моделлю, вихідні сигнали гіроскопів залежать не тільки від вимірюваних проекцій кутової швидкості ω_x , ω_y , ω_z , але і від прискорень a_x , a_y , a_z ,

то для калібрування гіроскопів необхідно задавати тестові значення як кутової швидкості, так і прискорень. В результаті калібрування гіроскопів розбивається на два етапи, в одному з яких задається кутова швидкість обертання, а на іншому – нерухомий ІВМ встановлюється в різних положеннях щодо вектора прискорення сили тяжіння gr – як при калібруванні акселерометрів.

На першому етапі визначаються коефіцієнти r_{ij} матриці масштабних коефіцієнтів та перехресних зв'язків у моделі шляхом завдання ряду значень кутової швидкості. Для цього ІВМ встановлюють на спеціальний поворотний стіл, вісь обертання якого має бути виставлена вертикально.

Точність завдання та стабілізації кутової швидкості обертання поворотних столів для калібрування гіроскопів повинна бути не гірше ніж точність калібрових гіроскопів. Наприклад, показаний на (рис.3.9) прецизійний поворотний стіл відомої фірми Acutronic забезпечує стабільність швидкості обертання 0,001%.



Рис.3.9. Автоматизований обертювий стіл AC1120-V1.0
фірми Acutronic

При калібруванні на поворотному столі визначається кілька значень N кутової швидкості обертання в необхідному діапазоні вимірювань гіроскопів (ДУС) для точного побудови статичної характеристики. Наприклад, для робочого діапазону ДУС $\pm 300^\circ/\text{с}$ зручно задати $N = 7$ значень кутової швидкості з кроком $100^\circ/\text{с}$ від $-300^\circ/\text{с}$ до $+300^\circ/\text{с}$. У будь-якому випадку має бути задано $N \geq 2$ кутових швидкостей з кожної осі.

При виконанні кожного вимірювання під час калібрування вихідні сигнали гіроскопів осереднюються для істотного придушення шумів вимірювання $n_{\omega x}$, $n_{\omega y}$, $n_{\omega z}$.

РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ

Питання охорони праці є найважливішим чинником організації виробництва та проведення розробок. Завданнями охорони праці є зведення до мінімуму ймовірностей ураження чи захворювання працюючого персоналу з одночасним забезпеченням комфорту за максимальної продуктивності праці.

Аналізується процес проведення завершальної частини випробувань - калібрування безплатформної інерційної навігаційної системи. Калібрування проводиться на 4-х стендах, підключених до однієї ПЕОМ. Стенди розміщені у двох приміщеннях на двох робочих місцях (РМ) та обслуговуються одним оператором. Приміщення рівних розмірів (6х6 м) розміщуються на цокольному або на першому поверсі будівлі.

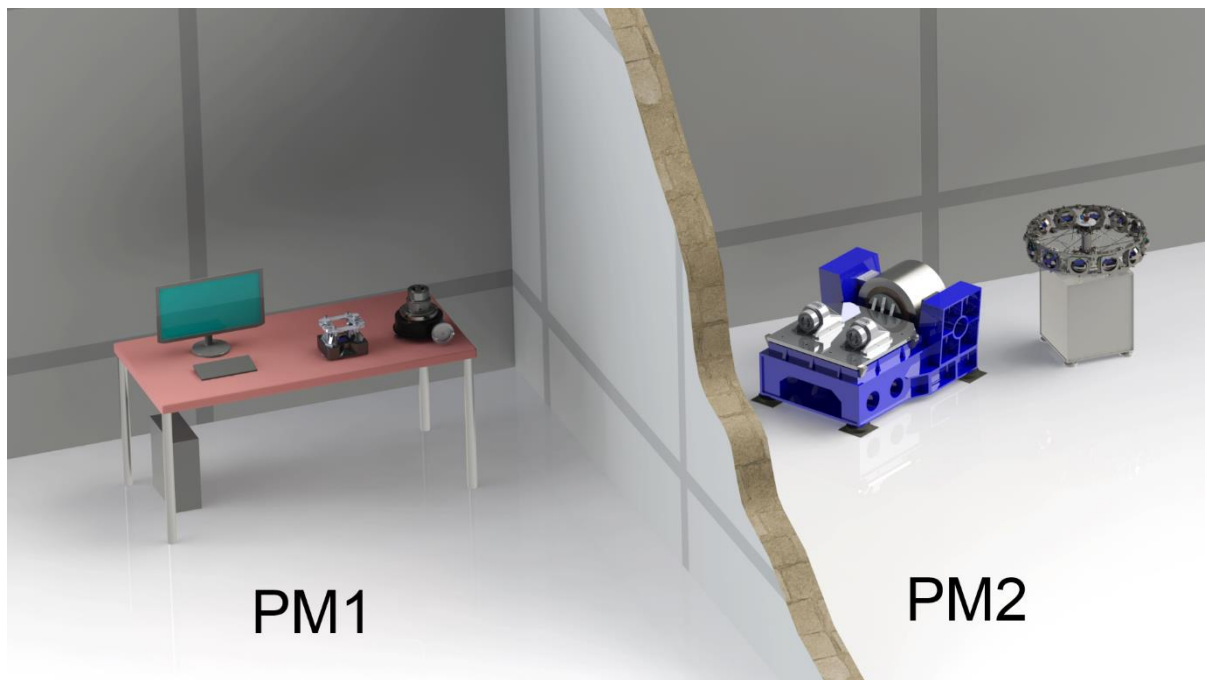


Рис.4.1. Представлено розташування стендів: на РМ1 на спільному з ПЕОМ столі розташовані стенд для калібрування БІНС у полі сил гравітації Землі та стенд для визначення характеристик датчиків кутової швидкості, що входять до складу БІНС. На РМ2 у суміжному приміщенні розташований вібростенд та центрифуга.

<i>Кафедра авіоники</i>							
<i>Виконав</i>	Турчин Д.Є.			Безплатформна інерціально-навігаційна система з удосконаленим обчислювачем пристрою	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	Положевець Г.А.					110	156
<i>Консульт.</i>					173 «Авіоніка»		
<i>Н-контр.</i>	Левківський В.В.						
<i>Зав. каф.</i>	Грищенко Ю.В.						

4.1. Аналіз небезпечних та шкідливих факторів, що діють при калібруванні БНС

Працюючи зі стендами і ПЕОМ працівник піддається таким видам виробничих чинників:

- мікроклімат;
- освітлення;
- шум;
- вібрації;
- електромагнітні випромінювання;
- електробезпека;
- пожежна безпека.

4.1.1. Мікроклімат

Теплообмін та механізми терморегуляції в організмі людини впливають на його самопочуття та працездатність. Норми передбачають дотримання певних температурних кордонів робочому місці залежно від приміщення. Якщо забезпечити температурні норми, необхідно захистити співробітників від перегріву чи переохолодження.

Зокрема, при температурі нижче +16 градусів працівники повинні отримувати спецодяг та взуття з теплозахистом та вологозахистом, а також їх мають забезпечити приміщеннями для того, щоб зігрітися. Якщо на робочому місці температура виходить за рамки +26 градусів і знизити її неможливо, роботодавець зобов'язаний оснастити приміщення системою кондиціонування, а працівники мають бути забезпечені ЗІЗ (засобами індивідуального захисту), що сприяють охолодженню.

Співвідношення водяної пари до граничної кількості в повітрі при конкретній температурі називається відносною вологістю. Для забезпечення правильного мікроклімату в приміщенні повітря потрібно насичувати киснем. В цьому випадку або провітрюють приміщення, або знову ж таки оснащують системою клімат-контролю.

Найзручнішим показником вологості повітря вважається 40-60%, допустимий діапазон - від 30% до 70%. Критичні рівні, що викликають дискомфорт: до 30% та вище 70%).

Повітря в приміщенні має бути свіжим. Це визначається його рухливістю, досягається вентиляванням приміщень. Якщо у приміщеннях слабкий потік повітря, він застоюється. Несвіже повітря негативно впливає здоров'я людини.

Повітряне середовище з усіх елементів, що становлять місце існування та діяльності людини, є найважливішим. Природне повітря є складною динамічною системою, утвореною різними газами (і парами) і що знаходяться у зваженому стані найдрібнішими твердими і рідкими частинками – аерозолями.

Під забрудненням повітря розуміється пряме чи опосередковане введення в нього будь-якої речовини в такій кількості, яка змінює якість та склад чистого атмосферного повітря, завдаючи шкоди людям, живій та неживій природі.

Забруднене повітря, насичене частинками пилу, може становити небезпеку здоров'ю людини. На виробництві пил, з погляду його походження, може бути органічним, неорганічним і змішаним, і різним за розміром частинок – видимим (більше 10 мкм), мікроскопічним (0,25-10 мкм) та ультрамікроскопічним (менше 0,25 мкм). Саме цей пил і засмічує повітря.

Вдихання забрудненого повітря може викликати професійні захворювання легень, бронхіти, надавати токсичну, канцерогенну дію.

Згідно з нормами, мікроклімат на робочому місці слід контролювати не рідше ніж 1 раз на рік. Аналізують середньоарифметичні значення показників. У холодну пору року виміри проводять при вуличній температурі не вище -5°C , у теплу пору року – не нижче $+15^{\circ}\text{C}$. Оцінка параметрів мікроклімату провадиться залежно від типу трудової діяльності. Якщо це сидячі робочі місця, то температуру та рух повітря перевіряють на висоті 0,1 та 1,0 метра, а відносну вологість повітря – на висоті 1 метра від підлоги чи робочого майданчика. Якщо робота стояча, дані фіксують на висоті 0,1 і 1,5 метра, вологість повітря вимірюють на висоті 1,5 метра.

Вимірювання параметрів мікроклімату проводять спеціальним обладнанням: це психрометри, термометри та електротермометри (для виміру температури та вологості), ротаційний анемометр (показує швидкість руху повітря), актинометр, болометр, радіометри (ці прилади показують параметри інфрачервоного опромінення). залежить від ступеня його впливу на тепловий баланс людини. З цієї точки зору мікроклімат поділяється на кілька категорій:

Нейтральний мікроклімат. Незначний вплив на людину протягом робочої зміни. Різниця між величиною теплопродукції та сумарною тепловіддачею в межах ± 2 Вт.

Мікроклімат, що охолоджує. Тепловіддача більше ніж 2 Вт, людина відчуває дефіцит тепла. Постійна робота в такому мікрокліматі може призвести до різних хвороб: радикуліт, хвороби ШКТ та дихальних шляхів, серцево-судинної системи, порушення координації рухів та змін роботи головного мозку. Охолодження організму веде до зниження точності у робочих процесах.

Мінімальний клімат. В організмі накопичується надлишкове тепло (більше 2 Вт) і при цьому випаровується волога (понад 30%). Така ситуація також знижує працездатність. Можуть виникати непритомність, головний біль. До речі, за статистикою, кожен п'ятий тепловий удар закінчується летальним кінцем.

Щоб робочі умови були комфортними, потрібно забезпечити правильне поєднання температури, вологості повітря та швидкості повітряних потоків на робочому місці.

Оптимальними метеоумовами вважаються температура $+20$ ° С, вологість повітря 40-60%, швидкість повітря 0,1-0,5 м / с, тиск повітря - 760 мм ртутного стовпа.

Виміри мікроклімату роблять на постійному робочому місці. Оптимальні параметри виведені для робочої зони, де співробітник перебуває понад 50% свого робочого дня або більше 2 годин безперервно.

Також значення оптимальних параметрів залежать і від пори року та від тяжкості робіт.

Оптимальні мікрокліматичні показники виведені за тим, за яких умов найкраще функціонує організм людини. Такий мікроклімат забезпечує комфорт протягом всього 8-годинного робочого дня, при мінімальній нарузі організму (коли немає відчуття холоду чи спеки, немає потреби зігрітися, або охолонути, немає відчуття задухи чи «сауни»). Мікроклімат на виробництві оцінюється як за оптимальним, так та за допустимими параметрами. Оптимальні параметри враховують холодний та теплий період роботи.

При дотриманні вологості в діапазоні 40-60%, в холодні місяці року температура у виробничих повинна бути в діапазоні 21-24°C при швидкості руху повітря 0,1 м/сек (легка робота), 17-21°C та інтенсивності руху повітря 0,2 м / сек (робота середньої тяжкості), 16-18 ° С при швидкості повітря 0,3 м / сек (важка робота).

При тій же вологості в теплий період року температурні показники відповідно 22-25°C при швидкості руху повітря 0,1-0,2 м/сек (легка робота), 20-23°C при швидкості повітря 0,3 м/с сек (робота середньої тяжкості) та 18-20°C при швидкості переміщення повітря 0,4 м/сек (важка робота).

Недотримання встановлених норм мікроклімату вважається грубим порушенням. Умови охорони праці мають на увазі суворе дотримання властивостей мікроклімату. При порушенні їх співробітники зазнають перевантажень, частіше хворіють, порушення норм мікроклімату можуть спровокувати виникнення професійних та хронічних захворювань. Через дотримання норм трудового законодавства, при порушеннях параметрів мікроклімату з виробництва підприємство може бути закрито до усунення порушень.

4.1.2. Освітлення

З точки зору працівників, погане освітлення на роботі може призвести до напруги очей, втоми, головного болю, стресу та аварії. З іншого боку, занадто багато

світла також може спричиняти проблеми з безпекою та здоров'ям, наприклад «відблиски» головні болі і стрес. І те, і інше може призвести до помилок роботи, низької якості та низької продуктивності. Різноманітні дослідження показують, що хороше освітлення на робочому місці приносить дивіденди у вигляді підвищення продуктивності та зменшення кількості помилок. Покращення освітлення не обов'язково означає що вам потрібно більше світла, а тому використовуйте більше електрики – це часто стосується:

- краще використання існуючого освітлення;
- переконайтеся, що всі лампи чисті та ввімкнені
- хороший стан ;
- забезпечення правильного розташування світильників для кожного завдання;
- найкраще використання природного освітлення.

На виробництві можна легко поліпшити освітлення, не збільшуючи кількість лампочок, освітлювальних приладів. Поліпшення освітлення можна досягти, використовуючи більше денного світла, змінюючи розташування джерел світла або планування робочого місця та ефективно використання відбитого світла.

Звернути увагу потрібно на наступні вказівки, при плануванні покращення умов освітлення у приміщенні виробничого цеху або на робочому місці зборки або калібрування БІНС: визначити проблему і поговорити з працівниками та дізнатися, чи страждають вони від головного болю, болю в шиї чи нудоти, все це може бути викликано напругою очей. Важливо проводити заходи з охорони праці з повною увагою до працівників, оскільки вони можуть мати дуже позитивні ідеї щодо покращення безпеки та продуктивності. Працівник, який виконує роботу, може найкраще оцінити вплив змін. Подивитися, чи є очевидні проблеми з освітленням. Якщо працівники мають очі неприродно наближені до об'єкта, над яким вони працюють, імовірно, або якщо працівники вважають, що потрібно докласти додаткових зусиль, щоб вирішити проблему деталі, коли хмарно, дощ або в певний час доби. Розглянути альтернативні рішення, які найкраще адаптовані до можливостей компанії.

Ось кілька недорогих заходів, які сприяють безпечному робочому середовищу, зменшують навантаження та підвищення продуктивності.

Природне освітлення є найбільш ефективним для покращення освітленості. Потім вивчіть планування робочого місця, потік матеріалів і потреби працівників, ось поради, як ефективно використовувати денне світло:

- забезпечити мансардні вікна, наприклад, замінивши панелі даху на світлопрозорі;
- обладнати робоче місце додатковими вікнами;
- розміщувати установки біля вікон;
- перенесіть роботу, що вимагає більше світла, біля вікон.

Перш ніж планувати та встановлювати вікна та мансардні вікна:

- врахувати висоту, ширину та положення, необхідні для вікон або мансардних вікон. Більше світла доступно при високому розміщенні вікна на стіні;
- встановити штори, ширми, жалюзі, навіси або фіранки на вікнах і мансардних вікнах, щоб захистити робоче місце від зовнішнього тепла та холоду, використовуючи переваги природного освітлення;
- орієнтуйте мансардні вікна та вікна подалі від прямого сонячного світла, щоб отримати постійне, але менше освітлення яскравим світлом;
- уникати зберігання або розміщення легкозаймистих рідин під прямими сонячними променями, оскільки збільшення сонячного тепла може призвести до випаровування рідини та збільшення ризику пожежі.

Використання локального освітлення має багато переваг. Для отримання місцевого освітлення потрібно менше електроенергії достатньої яскравості, оскільки яскравість експоненціально зменшується залежно від відстані від світла до джерела. Ось кілька порад щодо максимального використання місцевого освітлення:

- розмістити і спрямувати світло так, як це здається найкращим для виконуваної роботи;

- мобільні підставки або гнучкі кронштейни, щоб спрямувати світло туди, куди це необхідно;
- правильний напрямок світла, щоб уникнути дратівливих тіней і відблисків;

Ефекти різних напрямків освітлення наступні:

- освітлення із зворотного боку предмета допомагає відрізнити його від фону;
- освітлення з верхнього кута чітко розкриває форму та поверхню і текстуру;
- пряме освітлення спереду може чітко виявити позначки на поверхні, але здатність побачити текстуру зменшено;
- додавати або прибирати місцеве освітлення, якщо це необхідно для отримання оптимального рівня освітлення;
- поєднати загальне і місцеве освітлення, забезпечивши мінімально необхідну освітленість з загальним освітленням та регулювати рівень освітлення в окремих місцях за допомогою місцевого освітлення.

Світлі кольори створюють більше відображення, ніж темні. Світлі кольори полегшують утримання стелі та стіни чисті. Глянцеві білі пофарбовані поверхні відбивають 100% світла, тоді як чорні поверхні взагалі не відбивають світло.

4.1.3. Вплив шуму

Вплив шуму на кожну людину складний і неоднозначний. Об'єктивними критеріями вважаються:

- рівень (інтенсивність);
- висота звуків, що становлять шум;
- тривалість його впливу.

Шум - безладне поєднання звукових сигналів різної частоти та інтенсивності.

Інтенсивність вимірюється за логарифмічною шкалою в децибелах (дБ) і відбиває величину тиску, який надають звукові хвилі на барабанну перетинку людського вух.

Шум в 1 дБ ледве вловимо людиною з винятково гострим слухом.

Шум від нормального дихання людини оцінюється в 10 дБ і такий рівень шуму приймається за поріг чутності для більшості людей з нормальним слухом. Шепіт створює шум у 20 дБ.

Відпочинок та сон вважаються повноцінними, коли шум не перевищує 25-30 дБ.

В установах та на підприємствах деякі категорії людей працюють при постійному шумі до 70 дБ. Короткочасно допустимий шум 80 дБ. Більш сильний шум шкідливий.

Больовий поріг лежить зазвичай у межах 120-130 дБ, за яким можливе безпосереднє пошкодження слухового апарату.

Необхідно враховувати, що якщо шум зріс з 40 до 60 дБ, то за звуковим тиском це зростання не в 15 рази, а в 100 разів, оскільки для обчислення рівня шуму застосовується логарифмічна шкала.

Висота звуків визначається частотою коливань джерела та вимірюється в герцах (Гц).

Для нормування постійних шумів використовують рівні звукового тиску (УЗД) у дев'яти октавних смугах частот залежно від виробничої діяльності. Для непостійного шуму використовують еквівалентний рівень звуку (дБА).

Джерелами непостійного шуму на РМ1 є система охолодження ПЕОМ та вентиляція. Допустимий рівень звуку від ПЕОМ в СанПіН 2.2.2/2.4.1340-03 [1] дорівнює 50дБА. Забезпечення допустимого рівня звуку ПЕОМ здійснюється за допомогою сертифікованих комп'ютерів. Другим джерелом шуму у цьому приміщенні є вентиляція. За даними аналогічних умов у приміщеннях щодо аналогічних робіт рівень звуку від вентиляції вбирається у 45 дБА. На РМ2 джерелами шуму є центрифуга та вібростенд. Оператор під час роботи центрифуги та вібростенду знаходиться на РМ1 де є можливість запускати та зупиняти роботу

цих стендів. Рівень звуку від вібростенду типу TV 50101-80 складає 70дБА. Рівень шуму від центрифуги типу ЦРН-12 становить 74 дБа. Для перевищення гранично допустимого рівня шуму на РМ1 необхідна перегородка з ефективністю мінімум 25 дБА. Як перегородка між приміщеннями з РМ1 і РМ2 може бути використана цегляна стіна з повнотілої червоної цегли, оштукатурена з двох сторін товщиною в півцегли (150 мм зі штукатуркою) з індексом звукопоглинання 43 дБА.

4.1.4. Вплив вібрацій

Під час роботи у промисловості та приладобудуванні виробництві та технічне обслуговування БНС є життєво важливими для забезпечення того, щоб усі працівники працювали в безпечному середовищі. Вплив вібрації та гучного шуму на робочому місці, який зазвичай спричинений дисбалансом, зміщенням, ослабленими деталями або зношеністю приладів, може призвести до серйозних проблем зі здоров'ям, таких як синдром вібрації рук і рук (HAVS), поганий слух і навіть приглухуватість. Виконавчий відділ охорони здоров'я та безпеки отримує 3000 нових претензій щодо HAVS щороку.

Вібрація всередині приладів або на станках також може вплинути на продуктивність, а також призвести до дорогого обслуговування та простою заводу. Удосконалення всіх вібраційних приладів зменшить шанси на розвиток у працівників HAVS і покращить загальну продуктивність.

Вібрація не належить до найбільш поширених факторів професійної шкідливості. Згідно зі старим кліше, вашим найважливішим активом є ваша робоча сила. У випадку зменшення вібрації навколо робочого місця це не може бути більш вірним.

Залежно від частотного діапазону та частоти перешкод (частоти, яка повинна бути поглинена) вібрацій приладу або установки, під час тривалого впливу можуть виникнути проблеми зі здоров'ям і концентрацією, а також знизитися продуктивність персоналу. Якщо працівники працюють з установками, що генерують вібрацію, вони ризикують розвинути пов'язані з роботою опорно-рухові

розлади, наслідки для здоров'я, пов'язані зі стресом, втрату слуху, пов'язану з шумом, і навіть зміни нейросенсорної функції.

Відомо, що ушкодження від HAVS частіше вражають кисті та руки та можуть спричинити нездатність виконувати складні завдання, а також викликати хворобливі напади збліднення пальців у холодну погоду. HAVS розвивається повільно і може вражати весь організм, але як тільки у працівника розвивається захворювання, воно стає постійним станом.

Нещасні випадки та травми, спричинені вібрацією, можуть бути надзвичайно виснажливими та постійними, але найголовніше – їм можна запобігти. Забезпечення встановлення антивібраційних компонентів на всіх робочих місцях допоможе зменшити будь-які проблеми зі здоров'ям або виробництвом для всіх працівників у цьому середовищі.

Вібростенд є джерелом непостійних широкосмугових загальних вібрацій 3 категорії.

Дане обладнання не використовується за наявності оператора у приміщенні.

PM1 немає джерел вібрації.

Вібрації приладів впливають більше, ніж на людей, які ними керують, а також можуть мати значний вплив на роботу приладів. Невеликі вібрації можуть регулювати рухи всередині приладів, що може призвести до того, що прилад або установка вироблятиме дефектний продукт або вихід. Безперервна вібрація призведе до того, що обладнання стане все важче обслуговувати, залишаючи частини, які потребують конфігурації або переналагодження.

Звичайно, деякі прилади повинні вібрувати, щоб ефективно працювати. Однак використання антивібраційних компонентів може допомогти пом'якшити вібрацію в певних частинах приладу, зменшивши ймовірність впливу на інші приладу/компоненти поблизу.

Прилади також почнуть зношуватися з часом під впливом будь-якого рівня вібрації. Коли вібраційні хвилі проходять через установку, вони регулюють положення компонентів усередині та зовні, викликаючи тертя та, отже, зношування деталей приладу.

З тертям також приходять тепло, яке з часом може призвести до поступового перегріву частин. Це означає потенційно менший термін служби компонентів, більшу частоту необхідності обслуговування або заміни компонентів і вищу ціну на життєвий цикл. Однак зменшити вібраційні хвилі, створювані установкою, можна легко, наприклад, додати поворотні ніжки, ніжки приладу та гумові буфери, які призначені для поглинання вібрації, пом'якшення ударів, зменшення прискорення та структурного шуму від виробників і постачальників, таких як Norelem.

Непомічена вібрація може спричинити незапланований простой, а також надмірне споживання електроенергії, що може погіршити якість виробу. Якщо антивібраційні компоненти використовуються правильно, вони чудово зменшують передачу вібрації та шуму. Наприклад, при використанні поворотних ніжок Norelem з частотою перешкод 44 Гц ефект поглинання становить 69%.

4.1.5. Електромагнітні випромінювання

Джерелом електромагнітного випромінювання (ЕМІ) на РМ1 є ПЕОМ та дисплей ПЕОМ.

Джерелами ЕМІ на РМ2 є центрифуга та вібростенд.

ПЕОМ та дисплей є джерелами різних випромінювань, таких як: оптичні випромінювання, електростатичні поля та низькочастотні електромагнітні поля. Електромагнітні випромінювання, створювані ПЕОМ, характеризуються напруженістю електричного поля, щільністю магнітного потоку та поверхневим електростатичним потенціалом екрану відеомонітора. Нормовані параметри даного фактора та їх допустимі значення встановлюються нормативним документом «Гігієнічні вимоги до персональних електронно-обчислювальних машин та організації роботи» СанПіН 2.2.2/2.4.1340-03 [1].

Допустимі рівні електромагнітних полів, створювані сертифікованими ПЕОМ з РК монітором, не перевищують значень представлених у санітарно-епідеміологічних правилах та нормативах СанПіН 2.2.2/2.4.1340-03 [1] представлених у таблиці 4.1.

Таблиця 4.1. Тимчасові допустимі рівні ЕМП, створювані ПЕОМ робочих місцях

Найменування параметрів		ВДУ ЕМП
Напруженість електричного поля	в діапазоні частот 5 Гц - 2 кГц	25 В/м
	в діапазоні частот 2 кГц - 400 кГц	2,5 В/м
Щільність магнітного потоку	в діапазоні частот 5 Гц - 2 кГц	250 нТл
	в діапазоні частот 2 кГц - 400 кГц	25нТл
Напруженість електростатичного поля		15 кВ/м

Двигун центрифуги, розташованої на РМ2, створює періодичне магнітне поле частотою 50 Гц, нормований параметр даного фактора є допустимий рівень магнітного поля і дорівнює 100/300 Н/В.

ПДУ нормованого впливу представлений СанПіН 2.2.4.1191-03 [15] (таблиця 3), згідно з яким час перебування не повинен перевищувати (екстраполюючи дані) 6,5 годин. Оператор не знаходиться в приміщенні з діючою центрифугою, центрифуга включена не завжди.

Таблиця 4.2. ПДУ дії періодичного магнітного поля

Час перебування, год	Допустимі рівні МП, Н [А/м] / В [мкТл] при дії	
	Загальному	Локальному
≤1	1600/2000	6400/8000
2	800/1000	3200/4000

4	400/500	1600/2000
8	80/100	800/1000

Другим джерелом ЕМІ на РМ2 є вібростенд.

Соленоїд штовхача вібростенду створює електромагнітне випромінювання в діапазоні частот від 30кГц до 3МГц, випромінювання характеризується напруженістю електричного поля та напруженістю магнітного поля і для даного вібростенду вони не перевищують 400 В/м та 10 А/м.

СанПіН 2.2.4.1191-03 [15] п.3.6.5 встановлює гранично допустимі норми для даного діапазону частот рівними 500 В/м і 50 А/м.

Для роботи ПЕОМ та центрифуги використовується змінний струм 220В/50Гц, для роботи вібростенду використовується змінний струм 380В/50Гц. Живлення приладів на стендах ПЕОМ постійним струмом 5В.

Відповідно до вимог ГОСТ 12.1.038-82 напруга дотику для змінного струму частотою 50Гц не повинна перевищувати 2В при силі струму - 0,3мА, а напруга дотику для постійного струму - 8,0В, при силі струму - 1мА. Для дотримання цих норм на досліджуваних робочих місцях застосовується система ізоляції та заземлення.

Все обладнання ізольоване та має захисне заземлення відповідно до ГОСТ 12.1.019-79 [6].

4.1.6. Пожежна безпека

Вимоги до зазначених систем та комплекс організаційно-технічних заходів визначено ГОСТ 12.1.004 – 91 [7].

Пожежна безпека у приміщенні, де знаходиться дослідник, забезпечується:

- системою автоматичної пожежної сигналізації (димовими датчиками);
- евакуаційними заходами – у приміщенні є більше 2 запасних виходів та плани евакуації;
- засобами первинного пожежогасіння – вогнегасниками марки ОУ-2.

Приміщення РМ1 та РМ2, в яких проводиться робота з класифікації СП 12.13130.2009 [16] потрапляють до категорії “Д” – негорючі матеріали у холодному стані. Основними чинниками виникнення пожежі може бути перевантаження електропроводки чи несправність ПЕОМ. Електричне проведення використовується без перевантажень по споживанню електричного струму. ПЕОМ пройшла атестацію на відповідність ГОСТу за рівнями пожежної безпеки та має відповідні сертифікати. Усі співробітники організації пройшли атестацію з електричної та пожежної безпеки.

Висновок: Аналіз показує, що всі розглянуті ОВПФ не перевищують вимог, встановлених у чинних нормативах, та умови праці на робочому місці є безпечними та допустимими за класом 2.

4.1.7. Електробезпека

Існує два основних шляхи, через які електрика стає небезпечною для працівників. Шок відчувається, коли тіло людини стає шляхом для електричного струму. Спалах дуги виникає, коли струм неконтрольовано тече через пошкоджений повітряний зазор між провідниками високої енергії. Кожна з небезпек електричного струму та дугового розряду потребує власного аналізу та заходів безпеки. Щоб струм протікав через тіло людини, мають бути дві точки контакту: одна з джерелом вищої напруги, друга — з нижчою напругою або землею. Типовим прикладом може бути торкання високої напруги, стоячи на землі.

Вплив на організм людини може варіюватися від непомітного до летального, залежно від сили струму. У відносному масштабі струмів, з якими ми знайомі в повсякденному житті, як-от вимикач на 15 А в типовій домашній розетці, для того, щоб бути небезпечним, потрібна дуже мала сила струму. Сила струму, яку відчуватиме тіло людини, залежить від напруги і опору тіла, який значно змінюється залежно від факторів, починаючи від рівня поту і закінчуючи вибором взуття. Через такі відмінності двоє людей, торкаючись ідентичної напруги, можуть мати абсолютно різні враження.

Гарною вказівкою у виробничому середовищі є те, що наявність будь-якої напруги 50 В або більше потребує оцінки небезпеки, аналізу ризику та планів контролю безпеки. Цей рівень 50 В вибрано тому, що рівні нижче цього не спричинять шкідливі струми, що протікають через тіло за будь-яких розумних умов. При вищих енергіях дугові спалахи справді жахливі, створюючи температуру понад 35 000°F, що в кілька разів перевищує поверхню Сонця!

При цих температурах усі матеріали, включаючи самі провідники, випаровуються. Коли такий матеріал, як мідь, випаровується, він надзвичайно збільшується в об'ємі, створюючи вибух, який заповнює великий радіус навколо події осколками та розплавленими металами.

Розмір і енергія електричної дуги залежить від таких факторів:

- напруга системи;
- величина струму пошкодження;
- тривалість несправності.

У виробництві електроніки чи навігаційних приладів зазвичай носять ремінці на п'яті або на зап'ясті з антистатичним розрядом. Оцінюючи ризик високої напруги, обов'язково треба враховувати номінальну напругу цих ремінців. Зазвичай електростатичний пристрій забезпечує шлях із високим опором до землі, що запобігає протіканню високого струму, але якщо його порушує перенапруга, це може призвести до короткого замикання – останнє, що вам потрібно під час роботи з небезпечною напругою – це заземлений ремінь, прив'язаний до тіла.

Електрична безпека є загальною практикою працівників, які піддаються поводженню та обслуговуванню електрообладнання. Це набір вказівок, яких вони дотримуються, щоб зменшити небезпеку ураження електричним струмом і запобігти його небезпечним наслідкам у разі аварії. Недотримання правил електробезпеки може призвести до нещасних випадків, аварій або навіть смертельних випадків. Робота навколо електрики може бути дуже безпечною на робочому місці, якщо працівники належним чином визначають і контролюють небезпеки. Але недостатня

підготовка, відсутність досвіду та нерозуміння потенційної небезпеки можуть призвести до ураження електричним струмом або смерті.

Запобіжні заходи з електробезпеки — це спеціальні заходи контролю, які вживаються для усунення небезпеки електричного струму та зменшення ризиків нещасних випадків і травм, пов'язаних із електричним струмом. Заходи безпеки під час роботи з електрикою залежать від посадових інструкцій працівника та робочого середовища. Однак найосновніші запобіжні заходи щодо електробезпеки включають чітке розуміння того, як працює електрика, виявлення та усунення небезпек, пов'язаних із електричним струмом, таких як погане розміщення кабелю та відсутність належного догляду за робочим місцем. Обладнання для електробезпеки — це спеціальне індивідуальне захисне обладнання, призначене для захисту працівників від загальні та специфічні небезпеки електричного струму. Як правило, найбільш використовувані засоби електробезпеки — це ізольовані інструменти, такі як ізольовані рукавички, килимки та драбини. Обладнання для електробезпеки також слід використовувати під час виконання певних типів електричних випробувань, ремонтних робіт, монтажу або технічного обслуговування, таких як спалах дуги та індивідуальне заземлення та коротке замикання, серед іншого.

Вплив пошкоджених електричних інструментів і обладнання може бути дуже небезпечним. Не виправляйте нічого, якщо ви не кваліфіковані для цього. Ретельно перевірте, чи немає тріщин, порізів або потертостей на кабелях, проводах і шнурах. У разі будь-яких дефектів віддайте їх на ремонт або заміну.

Використання проводів невідповідного розміру для струму може призвести до перегріву та пожежі. Використовуйте правильний дрiт, який підходить для роботи та електричного навантаження. Використовуйте правильний подовжувач, призначений для важкого використання. Також не перевантажуйте розетку та використовуйте належні автоматичні вимикачі. Виконуйте регулярні оцінки пожежної небезпеки, щоб визначити зони ризику поганої проводки та ланцюгів.

Приклади відкритих електричних частин включають тимчасове освітлення, відкриті блоки розподілу електроенергії та відокремлені ізоляційні частини на

електричних шнурах. Ці небезпеки можуть спричинити потенційні удари струмом і опіки. Закріпіть ці предмети належними захисними механізмами та завжди перевіряйте, чи немає відкритих частин, які потрібно негайно відремонтувати.

Найпоширенішим порушенням є неправильне заземлення обладнання. Правильне заземлення може усунути небажану напругу та зменшити ризик ураження електричним струмом. Ніколи не знімайте металевий контакт заземлення, оскільки він відповідає за повернення небажаної напруги на землю.

Дефектна або невідповідна ізоляція становить небезпеку. Пам'ятайте про пошкодження ізоляції та негайно повідомляйте про це. Вимкніть усі джерела живлення перед заміною пошкодженої ізоляції та ніколи не намагайтеся закрити їх ізоляційною стрічкою.

Ніколи не використовуйте електрообладнання у вологих місцях. Вода значно підвищує ризик ураження електричним струмом, особливо якщо обладнання має пошкоджену ізоляцію. Попросіть кваліфікованого електрика перевірити електрообладнання, яке намокло, перш ніж увімкнути його.

4.2. Розрахунок штучного освітлення щодо випробувань БІНС

У цій частині буде проведено розрахунки штучного освітлення:

- вибір джерела світла;
- вибір системи освітлення;
- вибір типу освітлювальних приладів та визначення висоти їхнього підвісу над робочою поверхнею;
- розміщення освітлювальних приладів та визначення їх кількості
- вибір освітленості;
- розрахунок освітлювальної установки;

Раніше, при аналізі ОВПФ було обрано джерело світла та системи освітлення, а також визначено необхідну освітленість.

Для даних робочих місць було вибрано загальне освітлення, так як на робочих місцях є висока щільність розташування обладнання і немає тіней на поверхнях, що розглядаються. Висвітлення здійснюється люмінесцентними лампами, закріпленими біля стелі згідно з (рис.4.2).

Лампи знаходяться ~ за 3 метри над робочими поверхнями.

При аналізі ОВПФ, виходячи з СанПіН 2.2.2/2.4.1340-03 [1] та СН 23-05-95 [14] було обрано необхідну освітленість в $E_n = 350$ лк.

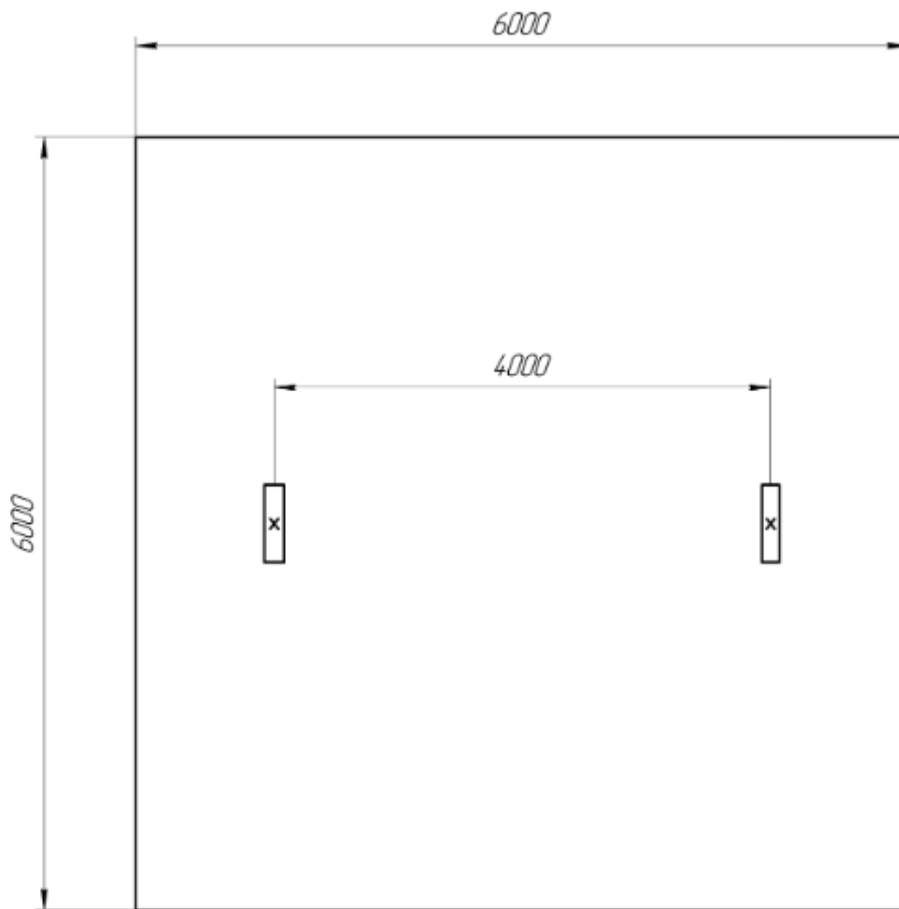


Рис.4.2. Розрахунок освітлення

Розрахунок освітлювальної установки проводимо методом коефіцієнта використання світлового потоку.

Світловий потік лампи (лм) визначається за такою формулою:

$$F = \frac{E_n \cdot S \cdot k \cdot Z}{\eta \cdot N} \quad (4.1.)$$

Де E_n - обрана освітленість, $E_n = 350$ лк;

S – площа приміщення, $S = 36$ м²;

K - Коефіцієнт запасу, $k = 1,6$;

Z - Відношення середньої освітленості до мінімальної, $Z = 1,15$;

N - Число світильників, $N = 2$;

η - коефіцієнт використання світлового потоку (залежить від типу світильників, відбиття від стін та стелі та геометрії приміщення), $\eta = 18$.

$$F = \frac{350 \cdot 36 \cdot 1,6 \cdot 1,15}{18 \cdot 2} = 644 \text{ лм}$$

Як джерело світла вибираємо ЛДЦ20 зі світловим потоком 820 лм.

Розрахуємо освітленість із використанням даних ламп.

$$E_{\text{нр}} = \frac{F \cdot \eta \cdot N}{S \cdot k \cdot Z} = \frac{820 \cdot 18 \cdot 2}{36 \cdot 1,15 \cdot 1,6} = 445 \text{ лк}$$

Верхня межа освітленості для РМ1 встановлюється СанПіН 2.2.2/2.4.1340-03 500 лк. Розрахунки освітленості з обраною освітлювальною установкою задовольняють вимоги нормативної документації.

Отже, виходячи з відомої інформації, можна зробити висновки що при випробуваннях БНС для забезпечення здоров'я та життя працівників необхідно виконувати умови поставлені трудового кодексу а також правил життєдіяльності на виробництві. Повинні виконуватись правила забезпечення певного освітлення, пожежної безпеки, безпеки від вібрацій та шуму а також електричної та електромагнітної.

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Охорона навколишнього середовища є однією з п'яти стратегій цілі ІКАО. Коли ІКАО вперше почала працювати над екологією наприкінці 1960-х рр. у центрі уваги було встановлення міжнародної політики, стандартів і рекомендацій.

Практика, пов'язана з фокусом на авіаційний шум поступово розширювалася і призвела до прийняття ІКАО три основні екологічні цілі в 2004 році. Це обмеження або зменшити кількості людей, які постраждали від значного авіаційного шуму, щоб обмежити або зменшити вплив авіаційних викидів на якості місцевого повітря, а також для обмеження або зменшення впливу авіації викидів парникових газів на глобальний клімат.

ІКАО виконує багато аспектів екологічної роботи у співпраці з Комітетом ІКАО з питань авіації охорони навколишнього середовища (CAEP), яка складається з членів

та спостерігачі від держав, міжурядових і неурядових організацій, що представляють авіаційну галузь та екологічні інтереси.

Транспорт є важливим фактором здоров'я та добробуту економіки нації. В межах транспортного сектора комерційна авіація перетворилася на найшвидшу, найбезпечніший та найбільш далекосяжний вид транспорту трохи більше ніж за століття. Світова економіка виграє від здатності перевозити людей і продукти по всьому світу - швидко і безпечно. Статистика вражає, сьогодні, понад 3 мільярди людей, майже половина населення планети, користуються авіакомпаніями світу.

Індустрія повітряного транспорту забезпечує 56 мільйонів прямих, непрямих і індукованих робочих місць у всьому світі, що вдвічі перевищує кількість самих робочих місць вісім років тому. У той час як літаки перевозять лише 0,5% світових торговельних поставок, це становить приблизно 35% значення всієї світової торгівлі.

<i>Кафедра авіоніки</i>							
<i>Виконав</i>	Турчин Д.Є.			Безплатформна інерціально-навігаційна система з удосконаленим обчислювачем пристрою	<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Акрушів</i>
<i>Керівник</i>	Положевець Г.А.					131	156
<i>Консульт.</i>					173 «Авіоніка»		
<i>Н-контр.</i>	Левківський В.В.						
<i>Зав. каф.</i>	Грищенко Ю.В.						

Ця продуктивність досягається, споживаючи лише 2,2% світової енергії.

Авіація сприяє підвищенню якості життя – дозволяє нам відвідувати друзів і родичів, подорожувати, отримувати враження, нові місця, щоб зменшити світ. Авіація повинна розвиватися, якщо вона хоче продовжувати задовольняти потреби зростаючого населення економіки та збільшення населення. У той же час авіація повинна бути екологічно стійкою, гармонійно функціонуючи в рамках обмежень, що накладаються потребою в чистому повітрі та воді, обмеженому шумі впливи та придатний для життя клімат.

Федеральна авіаційна адміністрація (FAA) працює з іншими зацікавленими сторонами над трансформацією авіації, систему для вирішення викликів і можливостей майбутнього.

Авіатранспортна система наступного покоління FAA (NextGen) створить програми, системи та політики, необхідні для безпечнішого, оперативнішого та ефективнішого повітряного транспорту. Управління безпекою навколишнього середовища FAA and Energy (AEE) працює над розробкою нових технологій, операцій, систем і видів палива для забезпечення авіації, це може досягти цілей NextGen, мінімізуючи вплив авіації на навколишнє середовище. AEE має створену стратегічну основу для керівництва дослідницькими програмами для пом'якшення впливу на навколишнє середовище авіацією. Рамкова програма передбачає співпрацю з Агентством з охорони навколишнього середовища (EPA), Національним Управлінням з аеронавтики та дослідження космічного простору (NASA), інші федеральні агентства, а також зацікавлені сторони галузі та наукових кіл, щоб переконатися, що авіаційні викиди не викликають занепокоєння для здоров'я та не погіршують глобальний клімат.

Авіація впливає на навколишнє середовище різними способами: люди, які живуть поблизу аеропортів, піддаються впливу шуму від літальних апаратів; потоки, річки та водно-болотні угіддя можуть бути піддані впливу забруднюючих речовин, що викидаються зливовими стоками з аеропортів; а авіаційні двигуни викидають забруднюючі речовини в атмосферу. Цей базовий опис описує викиди пов'язані з

комерційною авіацією та впливом на здоров'я та добробут, який може виникнути внаслідок таких авіаційних викидів, які погіршують не лише якість повітря, але й клімат у цілому.

5.1. Авіаційні викиди

Літаки, автомобілі, вантажівки та інші транспортні засоби, що працюють в аеропорту, створюють викиди в результаті спалювання палива. Авіаційні двигуни виробляють вуглекислий газ (CO₂), який становить близько 70% вихлопу, а водяна пара (H₂O) становить близько 30%. Менше 1% від вихлопів складається з забруднюючих речовин, таких як оксиди азоту (NO_x), оксиди сірки (SO_x), чадний газ (CO), частково згорілі або незгорілі вуглеводні (HC), тверді частинки (PM) та інші сполуки.

Як правило, близько 10 відсотків викидів забруднюючих речовин з літаків викидається поблизу поверхні землі (менше понад 3000 футів над рівнем землі). Решта 90 відсотків викидів літаків викидаються на висоті вище 3000 футів. Забруднювачі CO та HCs є винятками з цього правила, оскільки вони утворюються під час руху літаків двигуни працюють із найнижчою ефективністю згорання (поки колеса стоять на землі), що робить їх розкол приблизно на 30 відсотків нижче 3000 футів і на 70 відсотків вище 3000 футів.

Літаки – не єдине джерело авіаційних викидів. Зазвичай доступ до аеропорту та транспортні засоби наземної підтримки спалюють викопне паливо та виробляють аналогічні викиди. Сюди входить трафік до/з аеропорту, маршрутні автобуси і фургони, що обслуговують пасажирів, і наземне допоміжне обладнання (GSE), яке обслуговує літаки. Інші джерела викидів в аеропорту включають допоміжні енергетичні установки (BSU), що забезпечують електроенергією та повітрям кондиціонування повітряних суден, припаркованих біля воріт терміналу аеропорту, стаціонарних джерел живлення аеропорту та будівництва обладнання, що працює в аеропорту.

5.1.1. Утворення та перетворення випромінювання

Багато забруднюючих речовин, які утворюються в процесі згоряння, перетворюються, коли вони викидаються в атмосферу. Забруднювачі повітряних суден зазвичай трансформуються в трьох різних зонах: 1) відразу після виходу камери згоряння всередині двигуна, 2) нижче за двигуном у гарячому вихлопному шлейфі та 3) після викиду охолонули та змішалися з навколишньою атмосферою. На виході з двигуна літака газу гарячого горіння змішуються з навколишнім повітрям, щоб швидко охолодити потік газу. Деякі газу, наприклад важкі вуглеводні, можуть конденсуватися за цих умов з утворенням аерозольних частинок. У вихлопному шлейфі, оскільки викиди прохолодно продовжуються, деякі молекули піддаються хімічним реакціям, утворюючи інші молекули, які також можуть конденсуватися в частинки. Маленькі частинки в шлейфі стикаються і утворюють більші частинки, хоча все ще мікроскопічного розміру. Частки, що утворюються в шлейфі, можуть бути твердими або рідкими і включати вуглець у формі сажі, неорганічних солей (наприклад, нітрат амонію та сульфат амонію) і важкі вуглеводні, які конденсуються в аерозольні частинки.

Подібним чином викиди газів і частинок від автомобілів, вантажівок і наземних транспортних засобів, які мають вихлопні труби, каталітичні нейтралізатори або глушники перетворюються у вихлопний шлейф після змішування з навколишньою атмосферою.

Викиди	Опис	Джерела викидів	Впливи
CO_2	Вуглекислий газ є продуктом повного спалювання вуглеводневого палива, бензин, реактивне паливо та дизельне паливо. Карбон в паливі з'єднується з киснем у повітрі для вироблення CO_2	<ul style="list-style-type: none"> • Літак • ВСУ • GSE • Транспортні засоби • Стаціонарні електростанції • Будівельне обладнання 	<ul style="list-style-type: none"> • Кліматичні зміни
H_2O	Водяна пара є іншим	<ul style="list-style-type: none"> • Літак 	<ul style="list-style-type: none"> • Кліматичні

	<p>продуктом повного згоряння у вигляді водню в паливі і з'єднується з киснем повітря для вироблення H_2O. Це джерело води у слідах конденсації (контейлі).</p>	<ul style="list-style-type: none"> • ВСУ • GSE • Транспортні засоби • Стаціонарні електростанції • Будівельне обладнання 	<p>зміни</p>
NO_x	<p>Оксиди азоту утворюються в повітрі що проходить через високу температуру/високу горіння під тиском і азотом і кисень, присутній у повітрі, об'єднується, утворюючи NO_x. Сприяє озону і вторинному утворенню твердих частинок.</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Літак • ВСУ • Наземне допоміжне обладнання аеропорту • Транспортні засоби • Стаціонарні електростанції • Будівельне обладнання 	<ul style="list-style-type: none"> • Якість повітря • Кліматичні зміни
HC	<p>Вуглеводні викидаються внаслідок неповного згоряння палива. Часто називають неспаленим вуглеводями або леткими органічними речовинами сполуки і виключає деякі сполуки з низькою реакційною здатністю, виявлені в межах HC_9. Деякі з сполук у викидах HC є токсичними і небезпечними забруднювачами повітря (HAPs).</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Літак • ВСУ • Наземне допоміжне обладнання аеропорту • Транспортні засоби • Стаціонарні електростанції • Будівельне обладнання 	<ul style="list-style-type: none"> • Якість повітря

	Сприяє утворенню озону.		
CH_4	Метан є найбільш основним вуглеводнем. Комерційні літаки є чистими споживачами метану під час круїзу і не перераховані у колонці джерел викидів. Вплив метану з джерел аеропорту сильно залежить від місцевих обставин.	<ul style="list-style-type: none"> • ВСУ • Наземне допоміжне обладнання аеропорту • Транспортні засоби • Стаціонарні електростанції • Будівельне обладнання 	<ul style="list-style-type: none"> • Якість повітря
CO	Оксид вуглецю утворюється внаслідок неповного згоряння вуглецю в паливі. Сприяє утворенню озону.	<ul style="list-style-type: none"> • Літак • Наземне допоміжне обладнання аеропорту • Транспортні засоби • Стаціонарні електростанції 	<ul style="list-style-type: none"> • Якість повітря
SO	Оксиди сірки утворюються в малих розмірах кількості сірки, присутньої в істотно всіх видах нафтового палива, з'єднуються з киснем з повітря під час горіння. Сприяє утворенню вторинних частинок утворення матерії.	<ul style="list-style-type: none"> • Літак • ВСУ • Наземне допоміжне обладнання аеропорту • Будівельне обладнання 	<ul style="list-style-type: none"> • Якість повітря • Кліматичні зміни
Тверді частинки Матерія (енергонезалежний)	Дрібні частинки сажі (чорного вуглецю), які утворюються в результаті	<ul style="list-style-type: none"> • Літак • ВСУ • Наземне допоміжне 	<ul style="list-style-type: none"> • Якість повітря • Кліматичні зміни

	неповного згорання та аерозолів від конденсованих газів, які досить малі, що вдихаються, називаються твердими частками	обладнання аеропорту • Будівельне обладнання	
--	--	---	--

Оскільки викиди літаків і транспортних засобів змішуються з навколишньою атмосферою, відбуваються подальші хімічні реакції. У цих реакціях беруть участь як молекули, що виділяються двигунами літаків і транспортних засобів, так і молекули в повітрі. Наприклад, озон утворюється в результаті реакції VOCs і NO_x у присутності тепла і сонячного світла. Крім того, складні хімічні реакції та/або процеси зародження частинок можуть створювати нові частинки або додатися до вже існуючих частинок. Наступні частинки, які утворюються, можуть бути порядком величиною більше, ніж первинні частинки. За оцінками, ці частинки становлять понад 95 % загального утворення частинок і піддають впливу людей у значно ширшому географічному діапазоні. Іншими прикладами є перетворення діоксиду азоту (NO₂) з шлейфу в пари азотної кислоти (HNO₃), які взаємодіють з аміаком в атмосфері та утворює частинки нітрату амонію (NH₄NO₃) і реакції окислення за участю газоподібних вуглеводнів із шлейфу, утворюючи здатні до конденсації органічні сполуки, які утворюють органічні аерозольні частинки. Аміак, який утворюється в основному в результаті сільськогосподарської діяльності, є основним лужною речовиною компоненту в атмосфері та є високоактивним утворенням аерозолів.

5.1.2. Авіаційні кліматичні викиди порівняно з іншими видами транспорту

Лише деякі, але не всі викиди парникових газів, наприклад CO₂, безпосередньо пов'язані з використанням палива, і більшість видів транспорту використовують аналогічні види палива. З цієї причини енергоємність – кількість споживаної енергії для перевезення одного пасажера на одну милю – це корисний показник для порівняння викидів парникових газів між різними видами транспорту. Залізниця, що

становить 2750 BTU/пасажирські милі, має найнижче споживання енергії пасажирська миля серед основних видів транспорту та транзитних автобусів найвища – 4364 BTU/пасажир миль. Авіація та автомобілі мають ефективність між цими двома. Однак авіація виділяється серед видів транспорту з точки зору підвищення ефективності використання палива останнє десятиліття.

Авіація розвивається швидше, ніж інші види транспорту, і очікується, що в майбутньому вона випередить їх.

Незважаючи на таке зростання, внесок авіації в інвентаризацію викидів порівняно з іншими видами транспорту джерел залишається скромним, особливо порівняно з джерелами на дорозі. Хоча темпи зростання в масі авіаційних викидів NO_x перевищила зростання викидів NO_x на дорогах (тобто автомобілів і вантажівок), кількість викидів інших видів транспорту все ще значно перевищує викиди від авіації, як показано на (рисунок 5.1.): Транспортні викиди. Частково це не дивно, оскільки більшість польотів літака відбувається в висотах над рівнем моря, де викиди мають невизначений і опосередкований вплив на якість повітря на рівні землі, поширюючись на широкий географічний простір. Це на відміну від легкових і вантажних автомобілів, які переважно працюють в умовах однієї області якості повітря і завжди на рівні землі.

У майбутньому викиди NO_x від дорожніх транспортних засобів зменшаться у відповідь на останні зміни екологічних правил, які закликають до майже подвоєння корпоративної середньої економії палива з 29 миль на галон зараз до 54,5 миль на галон до 2025 року.

Тим не менш, тиск на авіаційні джерела, ймовірно, залишиться оскільки багато штатів і місцевостей зіткнуться з проблемами відповідності новим стандартам озону та твердих частинок водночас скорочення неавіаційних джерел стає складнішим і дорожчим.

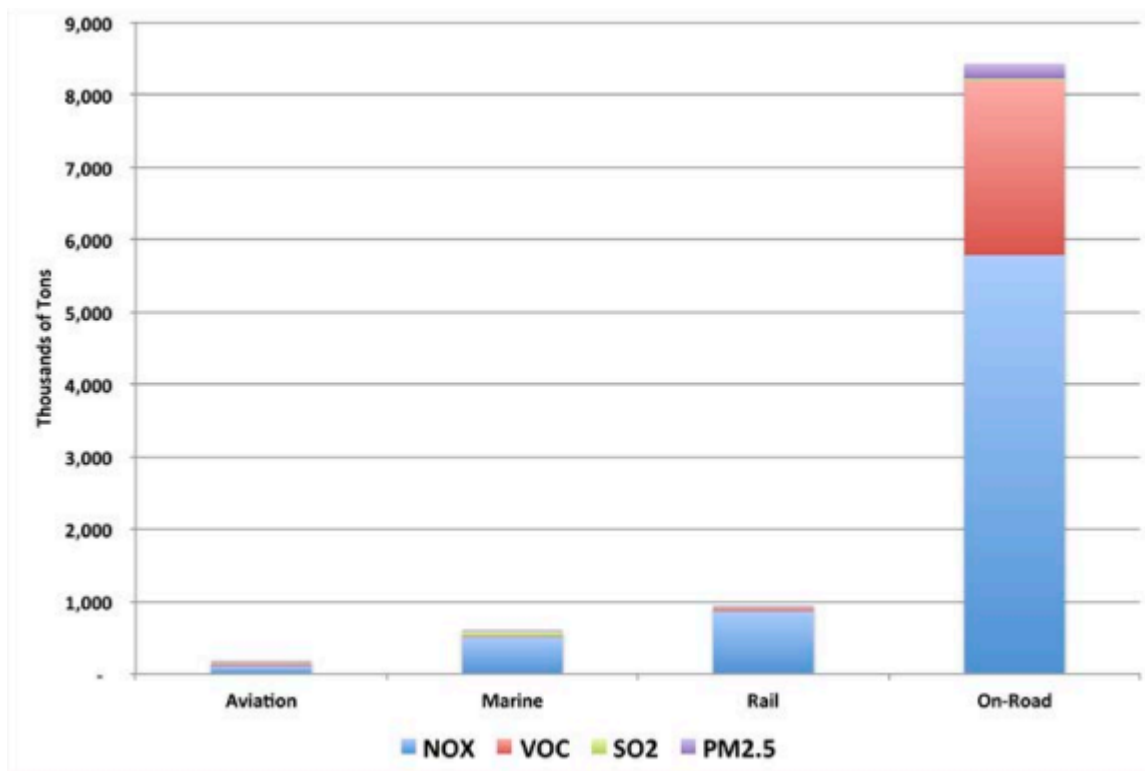


Рис.5.1. Загальні викиди забруднюючих речовин за 2011 рік від основних видів транспорту

Існує зрозумілий інтерес до порівняння загальної маси викидів, що надходять від аеропорту до електростанції чи нафтопереробного заводу в тому ж регіоні. Аеропорти, однак, дуже відрізняються від більшості інших джерел викидів. Як і міста, вони містять різноманітні джерела викидів.

Літаки прибувають в аеропорт, залишаються на короткий проміжок часу та відлітають, причому інший літак злітає чи приземляється кожні кілька хвилин. Легкові автомобілі, маршрутні таксі і таксі, що заїжджають в аеропорт, туди не ходять ексклюзивно, також обслуговуючи будинки та роздрібну торгівлю, комерційні та державні установи. Силкові котли і холодильні установки в аеропорту дозволені окремо, як і подібне обладнання в інших місцях. Через це складно порівняти сукупність джерел, які складають аеропорт, з іншими джерелами викидів, наприклад промисловий об'єкт або електростанція.

Рівень авіаційної діяльності відображає загальний попит на світові подорожі та торгівлю. Попит на подорожні послуги, як пасажирські, так і вантажні, суттєво зросли в останній третині століття.

У довгостроковій перспективі очікується, що попит на авіаперевезення продовжить зростати. Поточні прогнози свідчать про 2,3% щорічного зростання кількості посадок протягом наступних двох десятиліть на 58% більше пасажирів. В результаті зростання парку повітряних суден, очікується розширення та подальший розвиток існуючих аеропортів. Це також означає, що очікуються збільшення викидів від авіаційної діяльності, якщо не покращиться ефективність роботи, стійкі альтернативні види палива та пов'язані з цим технології з низьким рівнем викидів, розглянуті нижче, можуть компенсувати це зростання.

5.1.3. Тенденції авіаційних викидів

Хоча прогнозується зростання авіаційної діяльності, викиди також залежать від інших факторів, зокрема:

- авіаційні конструкційні матеріали та технологічна складність – чим легше, тим більше, чим аеродинамічнішим і технологічнішим є літак, тим менше палива він споживатиме;
- експлуатація повітряного судна – менше часу, яке літак витрачає на руління або простоювання на землі та чим більше прямий маршрут, тим менше палива буде використано. Обмежений або перевантажений повітряний простір, несприятлива погода, перевантажені аеропорти та неефективна наземна робота можуть призвести до підвищені викидів;
- склад палива – поки вони потрібні в невеликих кількостях, присутність сірки і важкі або складні вуглеводневі молекули, такі як ароматичні сполуки, створюють забруднюючі частинки та знижують ефективність горіння.

Як показано тенденціями ефективності палива, технологічний прогрес у конструкції авіаційних двигунів дозволила значно зменшити споживання палива літаком і викиди за один політ у минулих кілька десятиліть. У цю ж епоху

промисловість розробила та впровадила нові, легкі, високоміцні матеріали, автоматизовані навігаційні, операційні системи та системи керування двигуном, а також застосувала величезні нові обчислювальні можливості для підвищення аеродинамічної ефективності та інтеграції дуже складних операційних структур, такі як мережі вузлів і спільних аеропортів. Сьогодні в експлуатації понад 70% реактивних літаків більш ефективним паливом на пасажиро-кілометр, ніж перші реактивні літаки 1960-х років. Незважаючи на те, що нові літаки значно ефективніші, середня економія палива в усьому світі комерційних літаків покращується повільно, оскільки комерційні пасажирські літаки зазвичай залишаються у флоті 30-35 років. У міру старіння існуючі літаки виводяться з експлуатації та замінюються новими проілюстровано на (рисунку. 5.2). Через 10 років 52% флоту складатимуть нові літаки, а через 20 років – 86%. Ці нові літаки включатимуть передові технології та можливості з відповідним підвищення паливної ефективності.

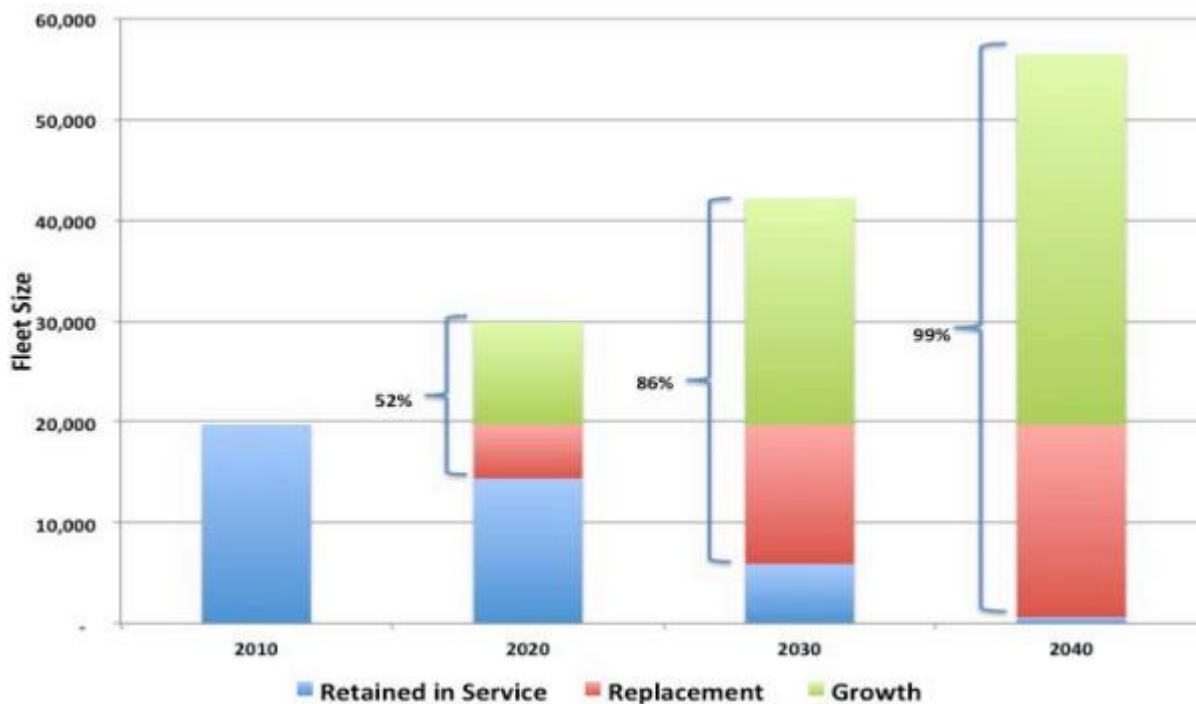


Рис.5.2. Прогноз зростання та заміни світового флоту на основі історичного виходу з експлуатації комерційних літаків

Тривають зусилля щодо вдосконалення використовуваного реактивного палива, що має ефект зменшення викидів. Нові альтернативні види палива, наприклад ті, що

виробляються з біологічних матеріалів, можуть значно знизити авіаційний CO₂. Пристосовуючи якість палива до конструкції двигуна, літаки зможуть виробляти менше викидів за один політ. Проблеми авіаційного палива є предметом дослідження Партнерства з шуму повітряного транспорту Програма скорочення викидів (PARTNER). Нещодавно завершений проект (Аналіз екологічних витрат і вигод альтернативного реактивного палива) значно покращив розуміння екологічних витрат та переваги альтернативного реактивного палива. Він оцінив викиди парникових газів за життєвий цикл від альтернативного реактивного палива на рівні скринінгу, розробив модель витрат на виробництво палива першого порядку, розробив сценарії використання альтернативного палива, які забезпечують певне скорочення викидів парникових газів, і розширив аналіз навколишнього середовища, щоб розглянути стійкість з точки зору землі, води, повітря. Оцінка стійкості є основою для поточних досліджень, які розширюють застосовність цієї оцінки до додаткових наборів технологій і варіантів сировини, щоб розробити сценарії розгортання біопалива та провести аналіз компромісу між різними показниками та варіантами. Екологічність альтернативного реактивного палива стала основною темою для досліджень. Результати цієї роботи актуальні для NextGen екологічні та енергетичні цілі, пов'язані з розробкою альтернативних видів палива для реактивних двигунів, і надають важливу інформацію для регуляторів, виробників палива та агенцій, що закуповують паливо, щодо загальної стійкості різних видів сировини та технологій.

5.2. Вплив викидів

Авіаційні викиди впливають як на якість повітря, так і на глобальний клімат. Порівняно з іншими секторами економіки, комерційна авіація вносить відносно невеликий внесок у викиди, що викликає занепокоєння як щодо якості повітря, так і зміна клімату. Однак авіаційні викиди відбуваються у кліматично чутливій верхній частині тропосфери, нижній частині стратосфери, де вони можуть мати непропорційний вплив на клімат. Вони також трапляються при високих висотах, де їх вплив може відчуватися на великих відстанях від місця їх викиду.

У цьому розділі ми обговорюємо, як авіаційні викиди впливають на здоров'я людини та навколишнє середовище та як вони регулюються для обмеження шкідливого впливу. При оцінці впливу викидів слід враховувати три фактори:

- кількість і характеристики викидів;
- як люди та чутливе середовище піддаються впливу;
- їхній вплив на здоров'я людини та навколишнє середовище.

За останні роки було проведено кілька вимірювань викидів, які значно розширили знання про авіаційні викиди. Випробування вимірювали викиди на вихід двигуна, а також вниз по течії у вихлопному шлейфі, коли вони охолоджуються та змішуються з навколишнім повітрям, щоб оцінити хімічні та фізичні зміни, які відбуваються. До програми входили двигуни різних розмірів. Останні випробування виміряли викиди від інших авіаційних джерел, таких як APU, GSE та авіаційні шини та гальма.

Знання кількості та характеристик викидів від різних авіаційних джерел є лише частиною історії. Також важливо знати про їхні сумарні викиди в аеропортах.

Національна академія наук транспортної дослідницької ради та інші зацікавлені сторони виконали кілька проектів, які вимірюють викиди та якість повітря всередині та навколо аеропортів. Вимірювання проводилися в аеропортах, у населених пунктах, прилеглих до аеропортів, за вітром від аеропортів для аеропортів, починаючи від великих вузлових аеропортів і закінчуючи малими місцевими аеропортами.

За останнє десятиліття багато інших проектів вимірювали та характеризували авіаційні викиди. Ці проекти допомогли дослідникам зрозуміти, куди викидаються викиди, з чого вони складаються та як вони змінюються хімічно та фізично, як вони розсіюються в повітрі та куди потрапляють.

Сьогодні багато відомо про кількість і тип викидів, які походять від авіації. Однак відстеження викидів із великої кількості джерел, що працюють одночасно, які розташовані по всьому аеропорту, і на які впливають зміни графіків роботи та

динамічний вплив змінної погоди є складним. Щоб зрозуміти всі дані вимірювань і інформації, яку було отримано про викиди, були розроблені потужні інструменти, які допомагають відстежувати та оцінити вплив авіаційних викидів.

5.2.1. Авіаційні викиди та якість повітря

Тверді частинки, приземний озон, оксид вуглецю, оксиди сірки, оксиди азоту та свинець є поширені забруднювачі повітря, знайдені в атмосфері. Ці забруднювачі можуть завдати шкоди здоров'ю людини та навколишньому середовищу, а також завдати шкоди майну. З шести забруднюючих речовин забруднення частинками та приземний озон є найпоширенішою загрозою здоров'ю. Міжнародні організації регулюють приземний озон, який не викидається безпосередньо, а утворюється, коли оксиди азоту та вуглеводні реагують в атмосфері з наявністю сонячного світла.

Як показано на малюнку (рисунок 5.3), NO_x зменшився на 46 відсотків, викиди двоокису сірки (SO_2) зменшилися на 63 відсотки, а викиди частинок менше 2,5 мікрметрів ($\text{PM}_{2,5}$) знизився на 11 відсотків. Принаймні половина цих скорочень відбулася протягом останніх п'яти років. Незважаючи на ці успіхи, приземний озон і частинки розміром менше 2,5 мікрметрів ($\text{PM}_{2,5}$) продовжують створювати виклики в багатьох регіонах.

Загальні викиди забруднюючих речовин не дають повної інформації про внесок авіації в регіони з проблемами якості повітря. Дані підтверджують, що найгірша якість повітря зазвичай спостерігається всередині та навколо міст, де також переважно відбувається авіаційна діяльність. Закон про чисте повітря, про який піде мова в Національних стандартах якості навколишнього повітря (NAAQS). Багато аеропортів знаходяться в зоні недосягнення: 43 з 50 найбільших аеропортів знаходяться в зонах недосягання озону (O_3), а 12 – у зонах $\text{PM}_{2,5}$ зони недосягнення.

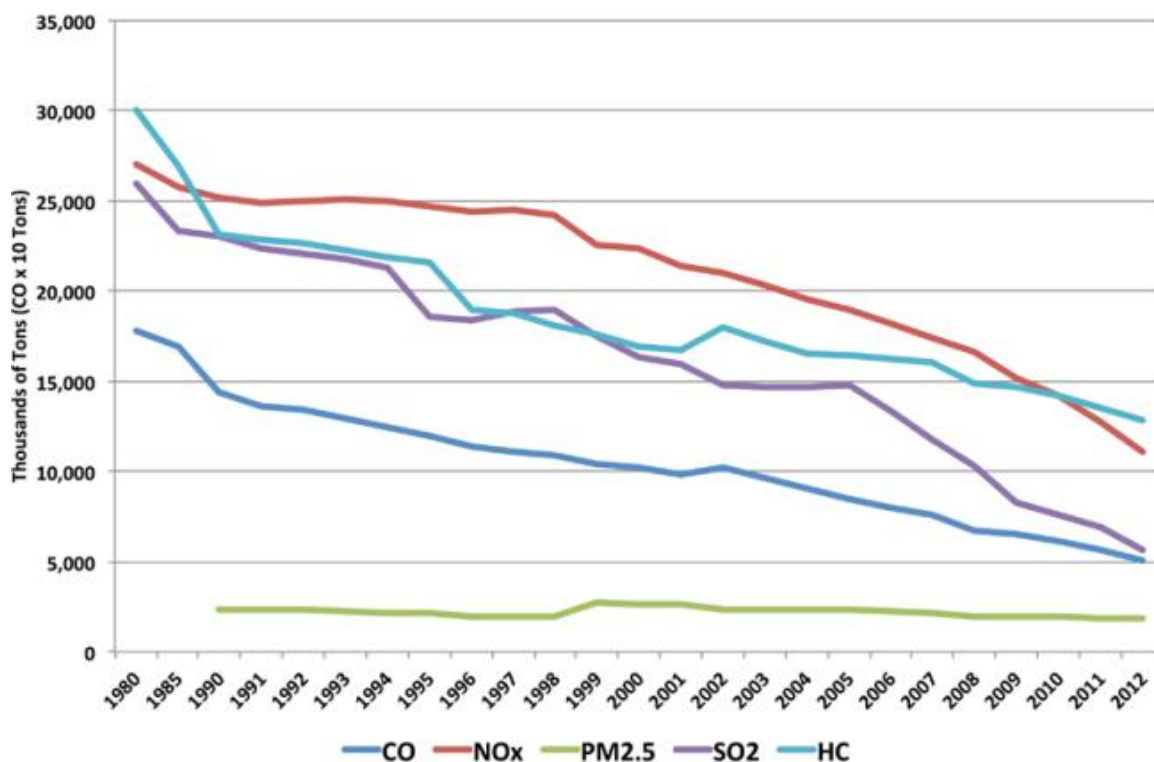


Рис.5.3. Викиди забруднюючих речовин від усіх джерел викидів

5.2.2. Авіаційні викиди та кліматичні зміни

У всьому світі зростає занепокоєння щодо викидів парникових газів. Загальний обсяг парникових газів з 1990 року зріс в середньому на 0,4 відсотка. Транспортні викиди зросли приблизно вдвічі швидше і до 2012 року становили близько 28% від загального обсягу CO².

Подібним чином останні дослідження глобального клімату вказують на внесок авіації в клімат, спричинений діяльністю людини, зміна становить від 3,5% до 4,9%. Прогнозується, що ця частка зросте до 4,4%–6,2%. Залишається велика невизначеність щодо оцінюваних впливів на зміну клімату, яка вирішується за допомогою поточних дослідницьких зусиль.

Кліматичний вплив авіаційних викидів є досить складним і включає прямі кліматичні наслідки CO₂ і викиди водяної пари, непрямий вплив на клімат в результаті змін у розподілі та концентрації O₃ і метану (CH₄) через викиди NO_x, прямий вплив (та непрямий вплив на хмари) від викиданих аерозолів і попередників

аерозолів, а також вплив клімату, пов'язаний із зворотними слідами та утворення перистої хмари.

Кліматичні ефекти зумовлені взаємодією з сонячним і тепловим випромінюванням таких газів, як вуглекислий газ і водяна пара, а також забруднювачі, такі як СО, НС і частинки сажі (ВС) виникають внаслідок неповного згоряння в камері згоряння газової турбіни. Викиди SO_x утворюють сірчану кислоту наявність водяної пари, яка далі взаємодіє з аміаком (NH_3) у прикордонному шарі Землі, утворюючи частинки сульфату амонію. Викиди NO_x впливають на утворення озону та утворюють азотну кислоту (HNO_3) на крейсерських висотах і частинок нітрату амонію в прикордонному шарі в присутності аміаку, таким чином впливають на якість повітря. Частинки сажі на крейсерській висоті взаємодіють з іншими хімічними речовинами, наприклад сірчаної кислоти та азотної кислоти для утворення дрібних частинок, які діють як центри зародження для конденсації водяної пари присутні у верхніх шарах атмосфери за певних умов, утворюючи більші частинки, утворюючи сліди конденсації. Ці зворотні сліди видно вздовж слідів польоту з коротким часом існування приблизно в кілька годин. Часом за відповідних метеорологічних умов ці зворотні сліди розширюються перпендикулярно до траєкторії польоту, щоб утворити перисті хмари, викликані зворотним слідом, які також взаємодіють з короткохвильовими та довгохвильовими радіаціями, що впливає на клімат.

Взаємодія атмосфери та клімату (наприклад, хімічна, мікрофізична, динамічна та радіаційна) викидів літаків залишаються погано вивченими і потребують додаткових досліджень.

Утворення газів і частинок, які взаємодіють з радіацією, впливають на клімат і якість повітря на поверхні. Тому бажано звести до мінімуму ці продукти. Варіанти пом'якшення наприклад, зміна маршрутів для запобігання утворенню зворотних слідів, переробка камер згоряння двигуна з високим коефіцієнтом перепуску для зниження температури для мінімізації утворення NO_x і зменшення домішок, таких як сірка у паливі для мінімізації утворення частинок є прикладами результатів

політичних рішень щодо мінімізації впливу на клімат. Зрештою, такі дії призводять до зменшення витрат суспільства та збільшення соціального благополуччя у вигляді впливу на здоров'я та добробут.

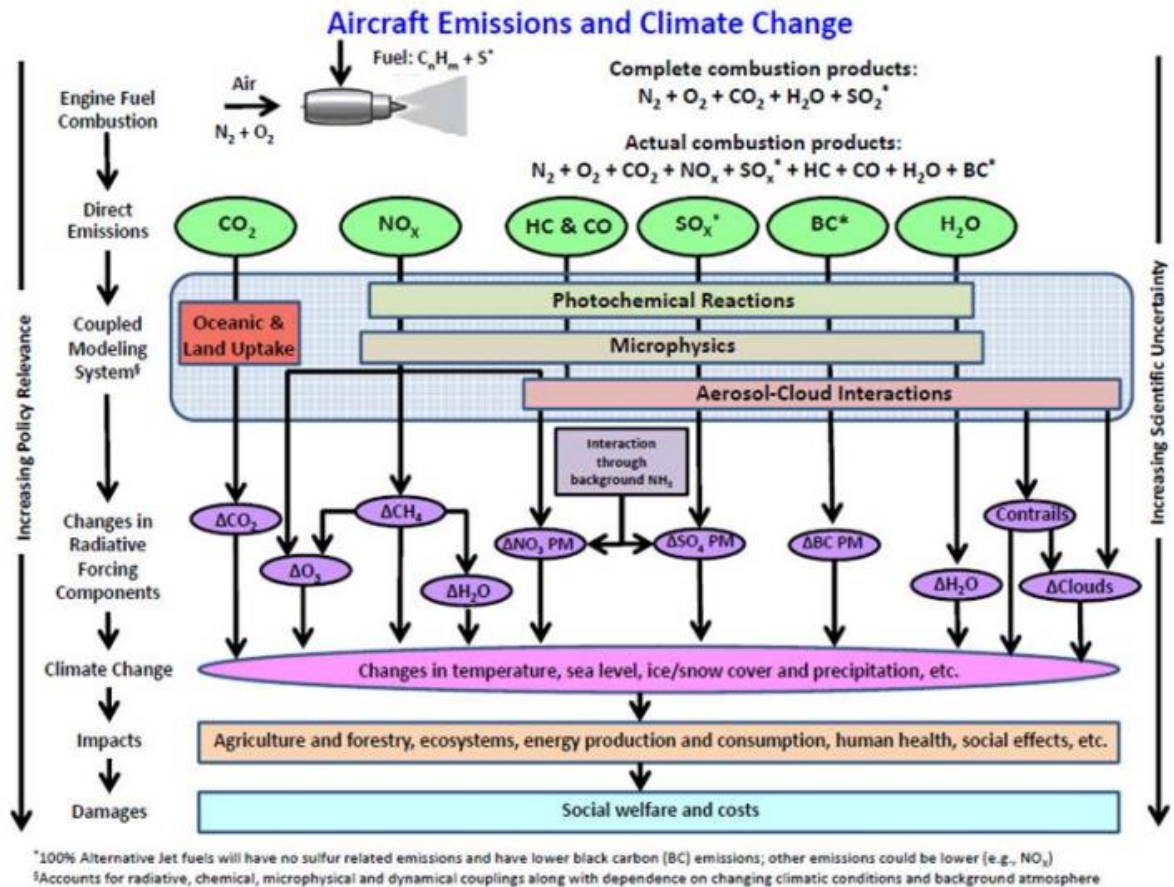


Рис.5.4. Схематичне зображення викидів

5.2.3. Регулювання авіаційних викидів

До діяльності та обладнання аеропорту застосовується широкий спектр екологічних норм. Авіаційні двигуни мають вимоги до сертифікації щодо викидів CO , HC , NO_x і диму. Підлягають наземні транспортні засоби стандартів вихлопної труби, а GSE може підпадати під дію стандартів позадорожніх двигунів. Склад струменевого палива, дизельне паливо та бензин регулюються для обмеження шкідливих викидів, забезпечення належної роботи двигунів і паливних систем, а також уникнення проблем щодо довговічності двигуна. Зниження рівня сірки в бензині виправдовується його відомим зниженням ефективності каталітичних нейтралізаторів, що означає ці пристрої менш здатні видаляти викиди з вихлопних

газів. Таким чином, видалення сірки є засобом зменшення інших викидів токсинів з вихлопних газів наземних транспортних засобів. Зниження вмісту нафталіну в паливі зменшує утворення вуглецевих частинок, які є потенційно шкідливими, оскільки можуть викликати ерозію на лопатях турбіни та утворення гарячих точок, які можуть призвести до передчасної відмови двигуна. Наприклад, існує понад 60 стандартів, які застосовуються до літакової конструкції двигуна, матеріали конструкції, довговічність, контрольно-вимірювальні прилади та контроль, а також безпека, серед іншого.

На міжнародному рівні ІСАО вже давно є форумом для оцінки екологічних характеристик двигунів літаків. ІСАО дотримується підходу «технологічного прогресу», підвищуючи стандарти в межах можливостей перевірених технологій та сертифікованої продукції (двигуни та літаки), а не підходу «нав'язування технологій», який би встановлював стандарти на основі технології, яка не сертифікована або може навіть не існувати. Причина такого підходу ІСАО досить проста – дуже високе значення приділяється безпеці літаків експлуатація обмежує використання неперевірених нових технологій.

5.2.4. Оксиди азоту (NO_x)

ІСАО встановила міжнародні сертифікаційні обмеження для викидів оксидів азоту (NO_x) від реактивних літаків.

Поточні стандарти викидів NO_x для авіаційних двигунів були встановлені в 2012 році, що є посиленням попередніх стандартів. Це четверта зміна з моменту узгодження оригінальних стандартів у 1981 році. Нові стандарти набули чинності для двигунів, що вводяться в експлуатацію, починаючи з 2013 року, які відображають 12 відсотків NO_x зниження порівняно з нормативами 2008 року. Відтоді ІСАО рекомендував нові стандарти сертифікації, які являють собою подальше 15-відсоткове скорочення викидів NO_x з датою вступу в силу 2014 року. Для літаків розглядаються стандарти сертифікації, які зменшать їхні загальні викиди NO_x.

Хоча на даний момент немає національних або міжнародних норм щодо викидів парникових газів, які б застосовувалися до літаків чи інших джерел аеропорту, авіаційна промисловість також досягла значних успіхів тут. Літаки мають тривалу історію постійного підвищення ефективності використання палива (вимірюється у використанні палива на пасажиро-милю), що зменшує всі викиди парникових газів. Наприклад, за даними Boeing, Boeing-787 на 20 відсотки ефективніший, ніж Boeing-767, який він замінює, а Boeing-737N (Max) витрачає на 14% менше палива, ніж сьогоденній Boeing-737-800NG.

Ефективність використання палива та енергозбереження також є пріоритетними для багатьох аеропортів. FAA працює через ICAO, щоб оцінити варіанти політики щодо обмеження або скорочення викидів парникових газів від міжнародної авіації. ICAO розробила низку стандартів, політики та інструктивних матеріалів для застосування комплексних заходів для усунення авіаційного шуму та викидів двигунів. Зусилля включають прогрес у розвитку нових технологій літаків, експлуатаційних удосконаленнях і розробці, а також розгортання альтернативних видів палива, а також зобов'язання розробити глобальні ринкові заходи для міжнародної авіації та відповідне планування аеропорту та землекористування. Через CAEP ICAO, FAA підтримуються розробки стандарту викидів CO₂ для літаків. Очікується, що стандарт зменшить кількість викидів CO₂ завдяки інтеграції паливозберігаючих технологій у проектування та розробку літаків. Це було розроблено таким чином, щоб ефективні покращення, які спостерігаються за допомогою стандарту CO₂, корелювали з скорочення викидів CO₂ літаками під час повсякденних операцій

У жовтні 2013 року 38-а Асамблея ICAO прийняла комплексну резолюцію щодо зміни клімату що включає в себе зобов'язання розробити глобальні ринкові заходи для вирішення проблеми викидів міжнародної авіації.

Авіація приділяє велику увагу безпеці, яка вимагає використання лише перевірених і технічно обґрунтованих технологій для зменшення шкоди навколишньому середовищу. Літаки мають високу вартість і тривалий термін

служби, що вимагає тривалого часу для впровадження нових технологій. Це знадобиться виробникам корпусів і двигунів, а також авіакомпаніям інвестувати капітал у будівництво та експлуатацію літаків з новими технологіями для авіації маючи екологічні та експлуатаційні переваги. Інфраструктура аеропорту потребує значного планування та будівельні зусилля, а також державну та фінансову підтримку. Такі міркування посилюють проблему досягнення амбітних екологічних та енергетичних очікувань.

Це прагнення працювати в рівновазі з навколишнім середовищем і підтримувати користь пом'якшення впливу на навколишнє середовище чітко викладено в авіаційному навколишньому середовищі та енергетиці багатьох компаній та організацій. Літакові двигуни стали більш ефективними та розроблені з урахуванням екологічних показників. Нормативно були розроблені рамки для стримування зростання викидів від багатьох авіаційних джерел. Покращення для ефективної роботи складної авіаційної мережі позитивно вплинули на навколишнє середовище. І розробляються нові види палива, щоб зменшити шкідливі викиди, а також вплив авіації на зміну клімату.

ВИСНОВКИ

У даній роботі були перераховані основні напрямки роботи в рамках цієї проблеми, дослідження з яких проведені як окремо по кожному з них, так і в поєднаннях один з одним. Дано короткий зміст кожного напрямку з відповідними посиланнями на список літератури.

Було визначено що, завдання калібрування неідеальних інерційних датчиків є актуальним у випадку, коли протягом інтервалу часу навігації об'єкта необхідно підвищувати точність інерційної інформації шляхом алгоритмічної компенсації похибок цих датчиків за умови їхнього завдання математичних моделей похибок.

У цьому випадку перед навігацією об'єкта визначають коефіцієнти моделей похибок неідеальних інерційних датчиків використовуваної БІНС на основі інформації з інерційних датчиків точнішою БІНС. Оскільки використовувана БІНС і більш точна БІНС можуть розташовуватися в різних місцях щодо об'єкта, що рухається та їх БП можуть бути по-різному орієнтовані щодо об'єкта, то завдання калібрування датчиків використовуваної ІНС зводиться до узгодження її інформації з більш точною інформацією ІНС, а математичний опис для цього завдання включає систему рівнянь алгебри щодо визначених коефіцієнтів моделей похибок датчиків. Результат розв'язання задачі калібрування – це 1) алгоритм для бортового комп'ютера (БК) визначення коефіцієнтів моделей похибок датчиків використовуваної ІНС на основі інформації більш точної ІНС і 2) визначення похибок калібрування, якщо більше точну ІНС не можна вважати ідеальною за порівняно з використовуваною.

Для вирішення завдань точного синтезу БІНС у вузькому значенні вводиться критерій точності системи для даного класу об'єктів, задається інформація про структуру похибок інерційних датчиків, виконується математичний опис у рамках стохастичного підходу, складаються алгоритми та розробляються програми з метою визначення допустимих у сенсі прийнятого критерію точності системи похибок інерційних датчиків та визначення допустимих похибок необхідної апріорної інформації. Результати цих досліджень полягають у виборі наявних інерційних

датчиків для БНС з критерієм точності за цим класу об'єктів, що задовольняють знайденим допустимим похибкам, або відкривається питання щодо розробки нових інерційних датчиків необхідної точності.

Завдання точності синтезу БНС у широкому розумінні – це завдання автономного підвищення точності БНС. Для їх вирішення вводиться критерій точності БНС для даного класу об'єктів та задається інформація про структуру похибок інерційних датчиків. Критерій точності БНС мінімізується структурно-алгоритмічними методами. Розглянуто такі способи, як оптимальна нерухома виставка БП щодо об'єкта, примусове обертання БП щодо об'єкта, оптимальний розворот БП щодо об'єкта та оптимальна фільтрація інформації, що вимірюється БП. Для виконання математичних описів використано стохастичний підхід та апарати мінімізації функції кількох змінних, оптимального управління та лінійної оптимальної фільтрації. Результати вирішення завдань – це кількісні ефекти підвищення точності БНС, алгоритми обробки інформації неідеальних датчиків, що мінімізують критерій точності БНС для зазначених способів, а також параметри структури БНС, що реалізують ці методи.

Завдання мінімізації методичних помилок за рахунок вибору порядку методу та тривалості циклу обробки необхідно розглядати в умовах обмежень, що задаються ціною дискрету вихідної інформації ДУСа за рівнем. Крім того, і збільшення порядку методу, і збільшення частоти обробки інформації призводять до збільшення обчислювальних помилок алгоритмів. Мінімізація лише методичних помилок без урахування особливостей реалізації алгоритмів може призвести до того, що зросте вплив на точність іншого класу похибок – обчислювальних (похибки реалізації в бортовому обчислювачі методів чисельного інтегрування).

Зменшення обчислювальних похибок можливо за рахунок збільшення довжини розрядної сітки для представлення чисел та застосування складніших чисельних методів комп'ютерної арифметики, тобто за рахунок збільшення апаратно-тимчасових витрат. Таким чином, вибір алгоритму без обліку особливостей його реалізації може не дати бажаного результату. Тому було

розроблено метод, що дозволяє вибрати оптимальне співвідношення тривалості кроку інтегрування кінематичних рівнянь і довжини розрядної сітки процесора при заданих вимогах до рівня сумарної похибки при відомих амплітудночастотних характеристиках кутового руху об'єкта і при обраному методі чисельного інтегрування.

Без застосування алгоритмів фільтрації і роздільних незалежних вимірювань акселерометрів і гіроскопів результат навігаційних обчислень буде відрізнятися від справжньої траєкторії. Так, корекція на базі фільтра Калмана забезпечує калібрування гіроскопів в режимі онлайн, передаючи значення коригувань в блок обчислень і визначаючи характеристики поточного зміщення гіроскопів. Акселерометри забезпечують видачу опорної інформації про просторове положення об'єкта, використовуючи земну гравітацію.

Дослідження алгоритму роботи безплатформної інерціальної навігаційної системи показали що в якості чутливих елементів для створення БНС використовувався досить грубий інерційний вимірювальний модуль.

Тобто, використовуючи МЕМС для побудови БНС а також адаптивних фільтрів Калмана, реалізація на основі структури алгоритмів комплексування забезпечує взаємну підтримку БНС і підвищує інформаційну надійність бортових вимірювально-обчислювальних комплексів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Агеев В.М., Павлова Н.В. Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование. - М.: Машиностроение, 1990.
2. Богословский С.В., Дорофеев А.Д. Динамика полета летательных аппаратов. Учебное пособие. - СПб ГУАП, СПб., 2002.
3. Ивахненко А.Г., Мюллер Й.Я. Самоорганизация прогнозирующих моделей - Киев, Техника, 1985.
4. Неусыпин А.К., Неусыпин К.А. Алгоритмическое обеспечение систем навигации и наведения. - М.: Изд. Сигналь МПУ, 1999.
5. Неусыпин К.А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. - М.: МГОУ, 2009.
6. Неусыпин К.А., Кулагин В.П. Нетрадиционные методы оценивания. - М.: Сигналь МПУ, 1998.
7. Неусыпин К.А., Мирахмедов Р.А., Мирбабаев Ф.А. Методы повышения точности измерительных систем. - Ташкент, НАВРУЗ, 1992.
8. Неусыпин К.А., Пролетарский А.В., Цибизова Т.Ю. Системы управления летательными аппаратами и алгоритмы обработки информации. - М.: Изд. МГОУ, 2006.
9. Парусников Н.А., Морозов В.М., Борзов В.И. Задача коррекции в инерциальной навигации: М.: МГУ, 1982.
10. Фам Суан Фанг, Кэ Фан, Ким Чже Су. Исследование интеллектуальных систем управления ЛА. //Автоматизация и современные технологии. - 2006, №7.
11. Ричард Л. (Richard B. Langley), University of New Brunswick. RTK GPS. - Журнал GPS World, Advanstar Communications, 859 Willamette Street, Eugene, OR 97401, USA, 1999.
12. U.S. Naval Observatory, Статус GPS системы, - Washington, DC, 2003.
13. ГЛОНАСС. Информационный бюллетень № 1. - М.: Координационный научно-информационный центр, 1999.

14. Варавва В. Г., Голован А. А., Парусников Н. А. О стохастической мере оцениваемости // Коррекция в навигационных системах и системах ориентации искусственных спутников Земли. Издательство МГУ Москва, 1986. С. 4–9.
15. Андреев В. Д. Теория инерциальной навигации (автономные системы). М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1966
16. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации. М.: Наука, 1979.
17. Козлов А. В., Сазонов И. Ю. Калибровка инерциальных навигационных систем на грубых стендах с учетом разнесения чувствительных масс ньютонометров // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2013. № 3 (189).
18. Leick A., Rapoport L., Tatarnikov D. GPS satellite surveying. John Wiley & Sons, 2015.
19. Masten M.K. Inertially stabilized platforms for optical imaging systems / IEEE Control Systems. – No 1. – Vol. 28 . – 2008. – 47 – 64.
20. IEEE Standard for Inertial Sensors Terminology, IEEE Std 528-2001, 2001 – <http://ieeexplore.ieee.org/ie15/7672/20968/00972830.pdf>.
21. Ривкин С.С. Стабилизация измерительных устройств на качающемся основании. – М.: Наука, 1978. – 320 с.
22. Пельпор Д.С. Гироскопические системы ориентации и навигации. – М.: Mash., 1982, – 165 с.
23. Hilkert J.M. Inertially stabilized platform technology/ IEEE Control Systems. – No 1. – Vol. 28 . – 2008. – 26 – 46.
24. Лурье А. И. Аналитическая механика. – М.: Госиздат, 1961. – 822 с.
25. Кочергин В.В. Следящие системы с двигателем постоянного тока. – Л.: Энергоатомиздат, 1988. – 168 с. 8. Sushchenko O. A. Computer-aided design of robust system for stabilization of information-measuring devices at moving base/ O. A. Sushchenko // Proceedings of the National Aviation University. – 2013. – № 3. – P. 41–48.

26. Сущенко О. А. Порівняльний аналіз засобів MATLAB для дослідження складних динамічних систем / О. А. Сущенко // Електроніка та системи управління. – 2005. – № 2. – С. 124–127.
27. Сущенко О. А. Експериментальні випробування та дослідження систем / 11. Kwakernaak H. Robust Control and H_{∞} -Optimization / H. Kwakernaak // Automatica. – 1993. – Vol. 29. – No 2. – P. 255 – 273.
28. Романенко В.Д. Координуюче керування багатовимірним об'єктом з різнотемповою дискретизацією у стохастичному середовищі / В.Д. Романенко, Ю.Л. Мілявський // Системні дослідження та інформаційні технології. – 2011. – № 2. – С. 7 – 20. 150
29. Солодовников В.В. Автоматизированное проектирование систем управления / В.В. Солодовников. – М.: Машиностроение. – 1990. – 332 с.
30. Воронов А.А. Теоретические основы построения автоматизированных систем управления. Разработка технического проекта / А.А. Воронов, Г.А. Кондратьев, Ю.В. Чистяков. – М.: Наука. – 1978. – 293 с.
31. Руководство по проектированию систем автоматического управления / Под ред. В.А. Бесекерского. – М.: Высш. шк., 1983. – 628 с.
32. Пупков К.А. Методы классической и современной теории автоматического управления. Т.2. Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления / под ред. К.А. Пупкова, Н.Д. Егупов. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. – 640 с.
33. Сольнищев Р.И. Автоматизация проектирования систем автоматического управления / Р.И. Сольнищев. – М.: Высш. шк. – 1991. – 335 с.
34. Сольнищев Р.И. Автоматизация проектирования, изготовления и испытания авиационных приборов и систем / Р.И. Сольнищев, Ш.Ф. Чарышев. – М.: Наука. – 1990. – 150 с.
35. Yang W.Y. Applied Numerical Methods Using MATLAB/ W.Y. Yang, T.S. Cao, I. Chung, J. Morris. – New York.: John Wiley and Sons, 2005 – 509 с.

36. Банди Б. Методы оптимизации. Вводный курс / Б. Банди – М.: Радио и связь, 1988. – 128 с. 21. Nelder J.A. Simplex Method For Function Minimization / J.A. Nelder, R.A. Mead // Computer J. – no. 7. – 1964. – P. 308 – 313.
37. Вороновский Г.К. Генетические алгоритмы, искусственные нейронные сети и проблемы виртуальной реальности / Г.К. Вороновский, К.В. Махотило, С.Н. Петрашев, С.А. Сергеев. – Харьков.: ОСНОВА, 1997. – 112с.
38. Панченко Т.В. Генетические алгоритмы /Под ред. Ю.Ю. Тарасевича. – Астрахань.: Астраханский университет, 2007. – 87 с. 151
39. Сущенко О. А. Робастна параметрична оптимізація систем стабілізації наземних рухомих об'єктів / О. А. Сущенко // Вісник Національного авіаційного університету. – 2008. – № 4.– С. 26–32.
40. Sushchenko O. A. Design of robust triaxial systems for stabilization of airborne observation equipment/ O. A. Sushchenko // Proceedings of the National Aviation University. – 2014.– № 2. – P. 28–36.
41. Сущенко О. А. Проектирование робастных систем стабилизации оборудования беспилотных летательных аппаратов / О. А. Сущенко, В. М. Азарсков // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета. – 2014. – № 1. – С. 80–90. 27. Сущенко О. А. Математична модель системи стабілізації рухомого наземного об'єкта / О. А. Сущенко, Р. А. Сайфетдінов // Електроніка та системи управління. – 2007. – № 3(13). – С. 146–151.
42. Сущенко О. А. Математична модель рухомого наземного об'єкта в контурах вертикального та горизонтального наведення / О. А. Сущенко, Р. А. Сайфетдінов // Вісник Національного авіаційного університету. – 2007. – № 2. – С. 32–35.
43. Сущенко О. А. Особливості лінеаризації системи стабілізації рухомого наземного об'єкта / О. А. Сущенко // Електроніка та системи управління. – 2008. – № 1(15). – С. 62–66.