

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

**Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій**

**Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів**

**Освітній ступінь: бакалавр**

**Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»**

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

**Завідувач кафедри**

\_\_\_\_\_ **Віктор СИНЄГЛАЗОВ**

“ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ **2023 р.**

## **ЗАВДАННЯ**

**на виконання кваліфікаційної роботи студента**

**Ющенко Максима Андрійовича**

- 1. Тема роботи:** «Азимутальний магнітометричний коректор інерціальної навігаційної системи. Усунення магнітної девіації на аеродромі».
- 2. Термін виконання проекту (роботи):** з 1.04.2023р. до 20.06.2023р.
- 3. Вихідні дані до роботи:** Розробка структурної та функціональної схем магнітного коректору. Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректору. Розробка методів усунення девіації для трикомпонентного магнітометру на аеродромі. Дослідження розроблених алгоритмів.
- 4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):**
  - 1.1. Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання.
  - 1.2. Розробка структурної схеми комплексу.
  - 1.3. Розробка структурної схеми інерціально-магнітометричної навігаційної системи.
  - 2.

Аналіз варіантів побудови курсових коректорів з метою підвищення точності азимутального каналу ІНС. 3. Розробка алгоритму функціонування магнітного коректору азимутального каналу ІНС на основі трьохкомпонентного магнітометра. 4. Розробка структурної та функціональної схем магнітного коректору. 5. Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректор. 5.1 Математична модель магнітного поля носія. 5.2 Оцінка точнісних характеристик системи. 6. Функціональна схема трикомпонентного магнітометра. 7. Розробка методів усунення девіації для трикомпонентного магнітометра на аеродромі. 7.1 Традиційний метод визначення і усунення девіації. 7.2 Девіаційні роботи без повороту ЛА. 7.3 Визначення коефіцієнтів девіації по струмах в сигнальних обмотках.

## **5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу**

1. Структурна схема ПНК. 2. Зображення спостережуваної ділянки земної поверхні. 3. Блок схема кореляційно-екстремальної системи геомагнітної навігації. 4. Структурна схема ІМНС. 5. Положення вектора напруженості в системі координат пов'язаної із Землею. 6. Зустрічна сигнальна обмотка. 7. Схема взаємодії індукційного трикутника з сельсином-трансформатором КМ-5. 8. Структурна схема магнітного коректору ІНС Ц-050. 9. Взаємна орієнтація опорного та вимірюного трьохгранників. 10. Структурна схема вимірювання магнітного курсу. 11. Функціональна схема магнітного коректору з трикомпонентним магнітометром. 11. Чисельне моделювання. 12. Векторна діаграма сукупності полів. 13. Фазочутливий випрямляч. 14. Електрична схема ферозондового магнітометра. 15. Схема програмного моделювання алгоритму обчислення курсу. 16. Схема еталонної кутової орієнтації в суб системі. 17. Три графіки змін еталонних кутових параметрів.

## 6. Календарний план-графік

Етапи виконання дипломного проекту (роботи)	Термін виконання роботи	Примітка
Підбір літератури	23.05.23 – 27.05.23	Вик.
Технічне завдання	27.05.23 – 28.05.23	Вик.
Вступ	27.05.23 – 28.05.23	Вик.
1. Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання	01.05.23 – 03.05.23	Вик.
1.1. Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання	04.05.23 – 05.05..23	Вик.
1.2. Розробка структурної схеми комплексу	04.05..23 – 05.05.23	Вик.
1.3. Розробка структурної схеми інерціально-магнітометричної навігаційної системи	08.05.23 – 11.05.23	Вик.
2. Аналіз варіантів побудови курсових коректорів з метою підвищення точності азимутального каналу ІНС	08.05.23– 11.05.23	Вик.
3. Розробка алгоритму функціонування магнітного коректору азимутального каналу ІНС на основі трьохкомпонентного магнітометра	11.05.23 – 15.05.23	Вик.
4. Розробка структурної та функціональної схем магнітного коректору.	16.05.23 – 19.05.23	Вик.
5. Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректор	19.05.23 – 21.05.23	Вик.

5.1 Математична модель магнітного поля носія	21.05.23 – 14.06.23	Вик.
5.2 Оцінка точнісних характеристик системи	21.05.23 – 25.06.23	Вик.
6. Функціональна схема трикомпонентного магнітометру	25.05.23 – 01.06.23	Вик.
7. Аналіз алгоритмів автоматичного визначення та компенсації МПН на аеродромі.	03.06.23 – 05.06.23	Вик.
7.1 Традиційний метод визначення і усунення девіації		
7.2 Девіаційні роботи без повороту ЛА.	05.06.23 - 08.06.23	Вик.
7.3 Визначення коефіцієнтів девіації по струмах в сигнальних обмотках	09.06.23 - 11.06.23	Вик.
Висновки	19.06.23 - 19.06.23	Вик.
Оформлення пояснювальної записки	22.06.23 – 22.06.23	Вик.

**7. Дата видачі завдання** \_\_\_\_\_

Керівник:

Смірнов О.І.

(підпис)

**Завдання прийняв до виконання**

Ющенко М.А.

(підпис)

## Реферат

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи :«Азимутальний магнітометричний коректор інерціальної навігаційної системи. Усунення магнітної девіації на аеродромі»

72 с., 17 рис., 1 табл, 7 джерел.

ПІЛОТАЖНО НАВІГАЦІЙНИЙ КОМПЛЕКС, ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА, ТРЬОХКОМПОНЕНТНИЙ МАГНІТОМЕТР, МАГНІТНИЙ КУРС, УСУНЕННЯ ДЕВІАЦІЇ НА АЕРОДРОМІ.

Об'єкт дослідження: трьохкомпонентний магнітометр.

Предмет дослідження: аналіз функціонування трикомпонентного магнітометра як частини азимутального каналу ІНС.

Мета роботи: розробити алгоритм функціонування магнітного коректора на основі трьохкомпонентного магнітометра, вивчити його характеристики та дослідити можливості усунення девіації.

Методи дослідження: аналіз літературних джерел, експериментальні вимірювання, обробка та аналіз даних.

Отримані результати та їх новизна: підтверджено ефективність використання трикомпонентного магнітометра для коригування азимутального каналу ІНС.

Виявлено можливості усунення девіації за допомогою розробленого алгоритму.

Отримані результати підтверджують високу точність та стабільність роботи магнітометра.

Рекомендації щодо використання результатів роботи: розроблений алгоритм та методи усунення девіації можуть бути використані при проектуванні та вдосконаленні систем автономної навігації, зокрема ІНС, з метою підвищення їх точності та надійності. Результати дослідження також можуть бути використані для покращення систем автоматичного керування повітряними та космічними апаратами.

## ЗМІСТ

Вступ.....	
Розділ 1. Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання.....	
1.1 Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання.....	
1.2 Розробка структурної схеми комплексу .....	
1.3 Розробка структурної схеми інерціально-магнітометричної навігаційної системи.....	
Розділ 2. Аналіз варіантів побудови курсових коректорів з метою підвищення точності азимутального каналу ІНС .....	
Розділ 3. Розробка алгоритму функціонування магнітного коректору азимутального каналу ІНС на основі трьохкомпонентного магнітометра.....	
Розділ 4. Розробка структурної та функціональної схем магнітного коректору.....	
Розділ 5. Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректор.....	
5.1. Математична модель магнітного поля носія.....	
5.2 Оцінка точнісних характеристик системи.....	
Розділ 6. Функціональна схема трикомпонентного магнітометру.....	
Розділ 7. Розробка методів усунення девіації для трикомпонентного магнітометру.....	
7.1 Метод визначення і усунення девіації на землі.....	
7.2 Визначення коефіцієнтів девіації по струмах в сигнальних обмотках.....	
Висновок.....	
Список використаних джерел.....	

## Список скорочень

ПНК- пілотажно-навігаційний комплекс,  
ЛА- літальний апарат,  
ТЗ- технічне завдання,  
ІНС- інерціальна навігаційна система,  
СНС - супутникова система навігації  
ДВШЗ- доплерівський вимірювач шляхової швидкості,  
БЦОМ- бортовий комп'ютер обробки інформації,  
РСБН- радіотехнічна система ближньої навігації,  
РСДН- радіотехнічна система дальньої навігації,  
МС- магнітно-навігаційна систем,  
ЕОМ- електронно-обчислювальна машина,  
ІМНС- інерціальна мікро навігаційна система,  
НМП- навігаційна модель магнітного поля,  
МПЗ- магнітне поле Землі,  
ІД- індукційний датчик,  
ЕРС- електрорушійна сила,  
КМ- корекційний механізм,  
ПМК- підсилювач магнітного каналу,  
КМД- компенсатор магнітної девіації,  
ПАК- перетворювач аналог-код,  
ОП- обчислювальний пристрій,  
ПКА- перетворювач код-аналог,  
ПК- перетворювач кодів,  
ФЧВ- фазочутливий випрямляч,  
ІС- інтегратор складовий,  
ЗГ- задаючий генератор,  
ДЧ- дільник частоти  
ТКФМ- трикомпонентний ферозондовий магнітометр  
КЕНС- кореляційно – екстремальних навігаційних систем

GPS- Global Positioning System

НМП- навігаційна модель магнітного поля

МС- магнітометрична система

INS- системи інерціальної навігації

ІД-6- індукційний датчик

СКТ- синусно-косинусний трансформатор

МПН- магнітне поле носія



## Вступ

Магнітний курс широко використовується в ПНК при корекції азимутального каналу ІНС, при використанні польоту по ешелонах, в системі посадки VOR/DME, а також в інших системах.

При підготовці ІНС до польоту точне значення магнітного курсу в місці розташування ЛА дозволяє суттєво скоротити час підготовки ІНС при попередньо проведеній виставці ІНС з калібруванням. Це дозволяє відмовитися від застосування складних процедур визначення курсу на стоянці за допомогою аеродромних засобів, включаючи спеціальні орієнтири з точною фіксацією ЛА на реперних точках.

Отримання точної інформації про магнітний курс на різних етапах польоту при використанні традиційних індукційних датчиків, зважаючи на їх конструктивні особливості, не дозволяє забезпечити безперервність отримання інформації про магнітний курс літака в умовах маневреного польоту зі зміною його швидкості. Насамперед це пов'язано з відхиленням вимірювальної площини магнітометричних зондів щодо справжньої площини горизонту.

За наявності високоточного визначення складових МПЗ щодо площини горизонту за допомогою ІНС розв'язання задачі безперервного визначення магнітного курсу за допомогою тривісного магнітометра стає можливим.

Разом з тим використання трьох роздільних магнітометричних датчиків не виключає завдання, пов'язане з усуненням їхньої девіації, яка має місце через магнітне поле самого літака.

У комплексній роботі розглянуто та досліджено питання списання девіації трикомпонентного магнітометра на аеродромі.

## **РОЗДІЛ 1**

### **1.1 Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання.**

Політ будь-якого літака складається з таких основних етапів: зліт і набирання висоти кола з розворотом (або без розвороту), вихід на маршрут, набирання висоти ешелону, крейсерський політ за маршрутом, повернення до аеродрому посадки з одночасним зниженням, захід на посадку та безпосередньо посадку.

ПНК - це сукупність бортових функціонально об'єднаних інформаційних засобів (датчиків), обчислювально-програмуючих систем, систем автоматичного управління, систем індикації та систем сигналізації, призначені для вирішення завдань літаководіння та забезпечення роботи інших систем літака.

Пілотажно-навігаційний комплекс призначений для забезпечення літаководіння на всіх етапах польоту, в простих і складних метеоумовах, у будь-яку пору року і доби, при польотах над сушею і морем з наданням пілотажно-навігаційної інформації на індикатори і споживачам.

ПНК разом з іншими бортовими комплексами, забезпечує вирішення наступних задач:

#### **1. Пілотажні завдання:**

- стабілізація та індикація кутових положень літального апарату, швидкості і висоти польоту;
- програмне траєкторне управління при зльоті та посадці, польоті на маршруті та при вирішенні спеціальних завдань, у тому числі на режимах мало висотного польоту;
- запобігання недопустимих режимів польоту і сигналізація про наближення до них;
- попередження про дії пілота при аварійній ситуації та загрозі зіткнення з іншими ЛА або землею;

- просте, надійне управління та безпечне застосування на всіх режимах та етапах польоту ЛА.

## **2. Навігаційні завдання:**

- безперервне автоматичне визначення місцезнаходження ЛА в географічній, ортодромічній або іншій системі координат;
- корекція обчислених координат за допомогою різних бортових засобів;
- оперативна зміна маршруту польоту, аеродрому посадки;
- визначення потокової години та контроль просторо-часового графіку польоту, заданих ТТЗ, ТЗ на ЛА;

## **3. Спеціальні та допоміжні завдання:**

- безперервний контроль працездатності підсистем ПНК у польоті та автоматичне вимикання підсистеми, яка відмовила, з видаванням інформації в систему сигналізації (індикації) та на бортові реєстратори;
- видача пілотажно-навігаційних параметрів до іншого бортового обладнання;
- оптимальна обробка надмірної інформації для підвищення точності вирішення пілотажно-навігаційних завдань;
- автоматичний вивід ЛА в задану точку маршруту;
- автоматичний вихід ЛА на друге коло заходу на посадку.

Пілотажно-навігаційний комплекс повинний створюватись на основі базових конструкцій у вигляді модулів з урахуванням уніфікації у відповідності з прийнятою класифікацією та призначенням ЛА.

До складу ПНК повинні входити:

- система автоматичного керування;
- обчислювач програмного та траекторного керування;
- автономні датчики, коректори, системи попередження про небезпечні режими польоту;
- прилади та індикатори для виконання пілотажних завдань;
- інерціальні або астро-інерціальні навігаційні системи;
- радіотехнічні системи дальньої, ближньої навігації та посадки;

- інформаційні системи вертикалі та курсу;
- інформаційні системи висотно-швидкісних параметрів;
- навігаційні обчислювачі (цифрові обчислювальні машини або спеціалізовані обчислювачі);
- автоматичні радіокомпаси;
- радіовисотоміри;
- система відображення пілотажно-навігаційної інформації.

Засоби зведення та зв'язку підсистем ПНК з іншим бортовим обладнанням повинні максимально використовувати можливості різних датчиків первинної інформації та забезпечувати необхідну точність та перешкодозахищеність апаратури.

Діапазон роботи ПНК по вичисленню координат, висоті, швидкості польоту, курсу, кута крену та тангажу й іншим параметрам повинен відповідати діапазонам використання ЛА, для яких комплекс призначений.

Час безперервної роботи ПНК, протягом якого його характеристики зберігаються в заданих межах, повинне відповідати максимальній тривалості польоту ЛА, для якого він призначений (але не менше 4 год.), а для літаків, обладнаних засобами заправлення в польоті, час безперервної роботи комплексу повинний задаватися в ТТЗ, ТЗ на ПНК.

Імовірність відмови ПНК при автоматичному та напівавтоматичному керуванні, який призводить до невиконання польоту по маршруту за час, відповідний максимальній тривалості польоту, а також на посадці повинна бути не більш  $10^{-4}$  ...  $10^{-5}$  –  $10^{-6}$  відповідно.

Час готовності ПНК, включаючи виставку інерціальної або курсової системи (незалежно від способу азимутальної виставки), введення вихідних даних та контроль справності (при будь-яких температурах навколишнього середовища) не повинне перевищувати 15 хв. Діапазон та точність інформації, вимірюємо та видаваної пілотажно-навігаційними системами і приладами, а також інші основні характеристики цього обладнання повинні відповідати ТТЗ, ТЗ конкретного ПНК.

Помилки у визначенні координат місцезнаходження літака не повинні перевищувати  $(0.2+0.005S)$  км, де  $S$  - межа відстані.

Помилки корекції координат визначаються точністю роботи корегуючого засобу та не повинні перевищувати 0,4-0,6 км.

Не сигналізована відмова або з'явлення хибної інформації про просторове положення ЛА повинні бути щонайменше малоймовірною подією, тобто, не повинні перевищувати ймовірність  $10^{-7} - 10^{-9}$  за 1 рік польоту або за весь політ.

У рішенні практично всіх перелічених завдань велику роль відіграє інформація, що отримують від ІНС. ІНС є високо-інформативною навігаційною системою і призначена для безперервного визначення та видачі споживачам складових абсолютної (відносної) швидкості літака, координат місцезнаходження та кутів його орієнтації: крену, тангажу, курсу.

Від точності визначення перерахованих параметрів залежить успішне вирішення завдань навігації і літаководіння.

Перевага інерціальних систем перед іншими системами навігації – це їх повна автономність, абсолютна завадо захищеність, а також висока інформативність.

Проте, крім безлічі переваг, ІНС мають властивість накопичувати помилки визначення координат місця розташування. Крім того, визначення навігаційних параметрів, зокрема параметрів кутової орієнтації по крену й тангажу здійснюється з похибками, що носять коливальний характер з періодом коливань рівним періодові маятника Шулера. Азимутальний канал ІНС взагалі не стійкий, тобто має тенденцію до розбіжності.

Ці властивості ІНС висувають жорсткі вимоги до точності датчиків первинної інформації, більшість з яких у даний час не можуть бути технічно реалізовані. Тому ІНС потребує корекції. Для корекції ІНС застосовують різні методи і засоби. Як засоби корекції навігаційних параметрів можуть використовуватися кореляційно-екстремальні навігаційні системи, що працюють за інформацією географічних полів різної фізичної природи, бортові

інформаційні датчики (телевізійні, інфрачервоні, радіолокаційні), радіотехнічні системи навігації (далекомірні, різницево-далекомірні), що складаються з наземної і бортової підсистем. До радіотехнічних систем варто віднести і супутникову систему навігації.

Корекцію ж азимутального каналу ІНС можна здійснювати тільки, використовуючи сучасні геомагнітні навігаційні системи.

Отже, для корекції ІНС доцільно використовувати додаткові системи навігації включивши їх в структуру пілотажно-навігаційного комплексу. Використання інтегрованих навігаційних систем компенсує недоліки окремих систем, і забезпечує високу точність і надійність виміру параметрів польоту.

## **1.2 Розробка структурної схеми комплексу**

На основі завдань та вимог, які ставляться до ПНК, розробляємо його структурну схему.

Центральним пристроєм, який визначає усю специфіку ПНК, є бортовий обчислювальний пристрій. Він обробляє інформацію від усіх вимірювальних систем згідно з прийнятими алгоритмами, виробляє сигнали керування польотом літака, а також видає їх до системи автоматичного керування.

За бортовий обчислювальний прилад вибираємо БЦОМ, яка має наступні переваги:

- можливість вирішувати не тільки обчислювальні, а також і логічні завдання, що дозволяє повністю автоматизувати процес літаководіння;
- можливість використовувати для вирішення завдань навігації та літаководіння сучасні методи теорії статичних рішень і теорії оптимального керування, теорії навчання та самонавчання;
- досягнення, у принципі, будь-якої точності вирішення навігаційних завдань;
- можливість автоматизованого контролю ПНК;
- можливість автоматизації програмування польоту.

За інформаційну основу ПНК вибираємо інерціальну систему навігації (ІНС), яка має наступні достоїнства:

- повна автономність, тобто можливість виконувати свої функції без якого не будь зв'язку з джерелом інформації по за літаком;
- абсолютна завадостійкість;
- висока інформативність, тобто визначення великої кількості пілотажних та навігаційних параметрів.

ІНС видає інформацію про складові шляхову швидкість, курс, кут крену та тангажу, вертикальне прискорення ЛА. Інформація від ІНС використовується в БЦОМ для з обчислення координат, формування командних сигналів керування літаком та для видачі споживачам.

Проте, поряд з перерахованими вище достоїнствами, ІНС має і недоліки, головний з яких, полягає в тому, що з часом накопичується похибка у визначенні координат місця розташування. Тому ІНС потребує корекції. Для корекції ІНС застосовують різні методи і засоби. Як засоби корекції можуть використовуватися кореляційно-екстремальні навігаційні системи, що працюють за інформацією географічних полів різної фізичної природи, бортові інформаційні датчики (телевізійні, інфрачервоні, радіолокаційні), радіотехнічні системи навігації (далекомірні, різницево-далекомірні), що складаються з наземної і бортової підсистем.

До радіотехнічних систем варто віднести і СНС, яку зазвичай включають до складу ПНК, і основним режимом роботи ПНК є саме інерціально супутниковий режим числення координат. Проте надійність навігаційного забезпечення з боку СНС дуже низька, тому в розробленому комплексі передбачені інші засоби корекції.

При перервах в роботі СНС для уточнення інформації про шляхову швидкість, яка поступає від ІНС, використовуємо кут зносу ДВШЗ, похибки якого мають діаметрально протилежний характер, тобто середня похибка ДВШЗ при визначенні шляхової швидкості досить незначна. Більшість

сучасних доплерівських станцій мають ймовірну помилку по швидкості 0,1-0,2%, максимальну помилку над сушею 0,5%, над морем - біля 1%.

ДВШЗ надає інформацію про шляхову швидкість та кут зносу ЛА. Інформація від ДВШЗ використовується в БЦОМ для обчислення шляхової швидкості та корекції складових шляхової швидкості, які отримані з допомогою ІНС.

Для позиційної корекції обчислених координат при перервах в роботі СНС використовується РСБН, тому що вона, крім цього, вирішує також завдання літако-керування та захід на посадку.

Також РСБН є одна з найбільш точних радіотехнічних систем. Середньо-квадратична помилка визначення азимута ( $\delta_a$ ) та похилої дальності ( $\delta_d$ ) у сучасних РСБН складає:

$$\delta_d \approx (0,2 \div 0,03\% D_p) \text{ км, де } D_p \text{ похила дальність.}$$

$$\delta_a = (0,2 \div 0,25)^\circ$$

Як іншу систему позиційного контролю й корекції отриманих координат вибираємо РСДН, що вимірює гіперболічні координати місця літака і видає їх у БЦОМ для корекції поточних обчислених координат.

До складу комплексу також входить система повітряних сигналів (СПС), що видає інформацію про істинну повітряну швидкість, відносній барометричній висоті й температурі повітря. Інформація від СПС видається в БЦОМ і РСБН.

У БЦОМ надходять сигнали:

- істинної повітряної швидкості - для обчислення вектора швидкості вітру і для контролю БЦОМ під час її попередньої підготовки та в польоті;
- відносної барометричної висоти - для формування командного сигналу керування літаком у вертикальній площині;
- температури зовнішнього повітря, тому що інформація про цей параметр необхідна БЦОМ для рішення задач керування літаком.

У РСБН надходить сигнал істинної повітряної швидкості для обчислення азимута й дальності.



Крім того, до складу комплексу входить ще і РЛС , що використовується як джерело інформації, що дозволяє:

- визначати координати місцезнаходження літака для корекції їхніх обчислених значень;
- визначати параметри вітру і робити корекцію курсу;
- визначати кут місця і похилу дальність до перешкоди при виконанні мало висотного польоту.

Корінне поліпшення характеристик точності саме автономної роботи ПНК може бути досягнуте за рахунок застосування в ПНК з МС.

МС відноситься до класу КЕНС. КЕНС - це найбільш досконалі системи обробки інформації, які дозволяють автоматично управляти рухом об'єкта по заданій траєкторії. Принцип роботи КЕНС заснований на порівнянні зображення земної поверхні або сукупності орієнтирів - поточного зображення з еталонним зображенням, отриманим заздалегідь. Неузгодженість положення поточного зображення і еталонного зображення в прийнятій системі координат дозволяє сформулювати команду для утримання об'єкта управління на заданій траєкторії. Поточне та еталонне зображення формується за допомогою різних штучних і природних фізичних полів. В якості таких полів можуть бути використані оптичні, радіолокаційні, радіо-теплові, магнітні, гравітаційні й інші поля.

Природно що МС використовує аномальне магнітне поле, яке слід віднести до природних фізичних полів. До речі термін «природне поле» іноді доцільніше називати «вторинним неорганізованим полем». До неорганізованих полів, наприклад, відносять поле радіосигналів, що утворилося випромінюванням різних радіолокаційних систем.

В ПНК магнітно-навігаційна система виконує роль коригувального пристрою автономної роботи комплексу, а інформаційною основою ПНК є інерціальна система навігації, проте інерціальним системам властиве накопичення погрішності у визначенні курсу та координат місця розташування, а також незатухаючі шулеровські коливання похибок визначення складових

швидкості та параметрів кутової орієнтації при початкових збуреннях. Демпфірування цих коливань тільки за рахунок внутрішніх зв'язків в ІНС пов'язано з порушенням інваріантності стосовно прискорень об'єкта і появи великих погрішностей. Спільна робота ІНС із геомагнітними навігаційними пристроями дає можливість, з одного боку, усунути накопичення погрішностей, а з іншого боку, підвищити точність і завадо захищеність коригувальних пристроїв.

Комплексом, який має високу точність, відповідає усім сучасним вимогам, є ПНК, який здійснює з обчислення координат інерціальною навігаційною системою з різними видами корекцій, і зокрема з безперервною корекцією азимутального каналу ІНС від МС, зокрема використовуючи датчики МС в якості курсових коректорів (індукційні датчики або датчики на базі трикомпонентного магнітометра для визначення магнітного курсу ЛА).

Корекція ІНС від МС як від кореляційно – екстремальної навігаційної системи по аномальному магнітному полю в умовах радіомовчання супутникової та радіотехнічних навігаційних систем забезпечує точне визначення місцезнаходження ПС та автономність роботи ПНК.

В основному ж режимі роботи ПНК здійснюється числення координат ІНС з корекцією азимутального каналу ІНС від МС.

При відмовах ІНС з числення координат повинне здійснюватися за інформацією від ІНС із корекцією шляхової швидкості від ДВШЗ. При відмовах радіотехнічних систем ПНК переходить в режим інерціально-магнітометричного числення координат. При цьому корекція обчислених координат в ІНС може здійснюватися автономно за інформацією МС.

Безупинна корекція ІНС від МС по аномальному магнітному полю забезпечує точність визначення місця розташування й автономність роботи ПНК. Інформація від РСБН, РСДН, РЛС використовується і при рішенні інших навігаційних задач (повернення на аеродром, захід на посадку, політ на радіомаяк і т.д.).

Для підвищення точності і надійності вимірів, а також для розширення області застосування геомагнітної навігації поряд з магнітними вимірниками використовують додаткову інформацію, одержувану, наприклад, інерціальним або доплерівським численням шляху, або астронавігацією. Спільна обробка навігаційної інформації, отриманої різними методами здійснюється в комплексних навігаційних системах за допомогою бортових ЕОМ. У цьому випадку досягається високий рівень автоматизації вимірів і обробки інформації, що дозволяє вирішувати задачі адаптації до змінних умов системи, контролю її стану і забезпечення живучості.

Структурна схема пропонованого ПНК представлена на рис. 1.1

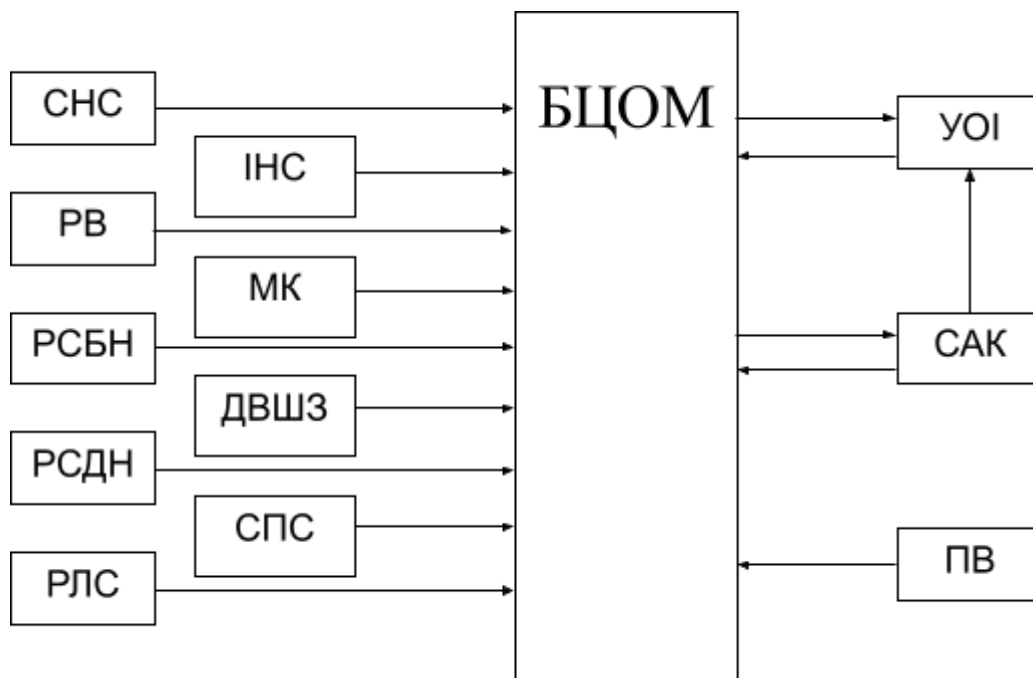


Рис. 1.1

### 1.3. Розробка структурної схеми інерціально-магнітометричної навігаційної системи

Геомагнітна навігація - наука про методи і технічні засоби одержання інформації про лінійні координати, заснованих на вимірі фізичних параметрів аномального МПЗ. Основними достоїнствами геомагнітної навігації є автономність виміру і великий обсяг вихідної інформації, що може бути отримана при певній організації й обробці вимірів.

Методи геомагнітної навігації засновані на зіставленні фізичних параметрів поля, обмірюваних датчиками геомагнітної інформації на об'єкті, із подібними параметрами аномального магнітного поля, розподіл яких у просторі щодо Землі заздалегідь відомий (апріорна інформація).

Апріорна інформація про аномальне магнітне поле Землі, отримана в результаті багаторічних систематичних вимірів його параметрів, фіксується на топографічних картах з урахуванням висоти польоту, і може бути в таблицях або в аналітичній формі «захист» у пам'яті БЦОМ.

Інформаційні властивості МПЗ змінюються в широких межах у залежності від географічної широти і відстані від Землі. Крім того, параметри поля змінюються в часі по випадковому закону в залежності від ряду фізичних причин. Усе це впливає на точність геомагнітної навігації й обмежує область її застосування.

Радіус кореляції магнітного поля Землі залежить від висоти, на якій вони спостерігається. Але навіть на малих висотах він досягає величин сотень метрів. Крім того, в даний час не існує способів побудови геомагнітного поля на борту літака у вигляді просторового сигналу, подібного, наприклад, оптичному (оптичний сигнал подається на площині спостереження у вигляді функції оптичного контрасту від координат). Існуючі датчики геофізичних полів дозволяють вимірювати поле в точці, відповідної положенню об'єкта навігації в момент вимірювання. Сукупність таких дискретних відліків, вироблених в процесі руху, дозволяють сформувати деяку функцію. Ця функція відповідає перетину геомагнітного поля площиною, що збігається з траєкторією руху об'єкта навігації

Порівнюючи отриману таким чином реалізацію (твірну поточного зображення) з реалізаціями, що відповідають можливим варіантам руху і прив'язані до обраної системи координат, можна визначити місце розташування об'єкта навігації. Очевидно, що методи фільтрації поточного зображення в цьому випадку повинні відрізнятися від методів фільтрації просторових

сигналів, що отримуються в оптичному або радіолокаційному діапазонах електромагнітних коливань.

Методи обробки просторових сигналів або полів можуть бути розділені на просторові, просторово-часові та часові.

При просторових методах обробки (просторової фільтрації) кожна операція з виділення елементів, складових зображення, проводиться в один момент часу. Іншими словами, елементи зображення обробляються не послідовно один за одним, а всі разом, тобто паралельно. Тому просторові методи фільтрації є окремим випадком паралельної обробки інформації. Просторові методи фільтрації використовують у тому випадку, коли датчиком є матричні (мозаїчні) приймальні пристрої, особливо поширені в оптиці. В інженерній практиці такі системи часто називають растровими.

Просторово-часові методи відрізняються тим, що частина зображення обробляється паралельно, частина - послідовно. Прикладом тому може служити система, умовно зображена на рис. 1.2.

Оптичне зображення спостережуваної ділянки земної поверхні будується за допомогою мозаїчного лінійного датчика (чутливі елементи такого датчика розміщені у вигляді лінійки), розташованого по нормалі до будівельної осі ЛА. Таким чином, зображення будується за рахунок зсуву рядка растру, що формується на виході приймача.

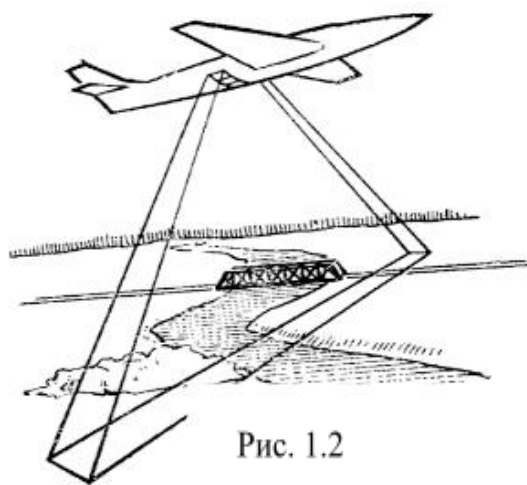


Рис. 1.2

Для часових методів характерні послідовні в часі способи огляду спостережуваного зображення. Такі способи реалізуються шляхом сканування поля зору (діаграми спрямованості) датчика. Огляд спостережуваного ділянки може проводитися різним чином (наприклад, по спіралі, по типу порядково-кадрової розгортки зображення, за рахунок руху об'єкту навігації

при вимірюванні значення поля «в точці» і т. п.). Однак у всіх випадках спостерігається зображення представляється у вигляді функції часу.

Часовий метод обробки просторових зображень належить до методів послідовної обробки інформації, оскільки кожен елемент зображення будується послідовно в часі.

У табл. 1.1 наведені розглянуті типи обробки просторово-часових сигналів стосовно до основних фізичних полів, що використовуються на практиці.

Таблиця 1.1

Тип використовуваного поля	Метод фільтрації
Геофізичне (магнітне поле Землі)	Часовий
Оптичне	Просторовий Просторово-часової Часовий
Радіолокаційне	Просторово-часової Часовий
Радіометричне (радіотеплове)	Просторово-часової Часовий

Принцип роботи кореляційно – екстремальної магнітно-навігаційної системи заснований на порівнянні зображення земної поверхні або сукупності орієнтирів - поточного зображення з еталонним зображенням, отриманим заздалегідь, використовуючи при цьому часовий метод обробки (метод фільтрації) просторових сигналів.

Блок схема кореляційно – екстремальної системи геомагнітної навігації зображена на рис.1.3

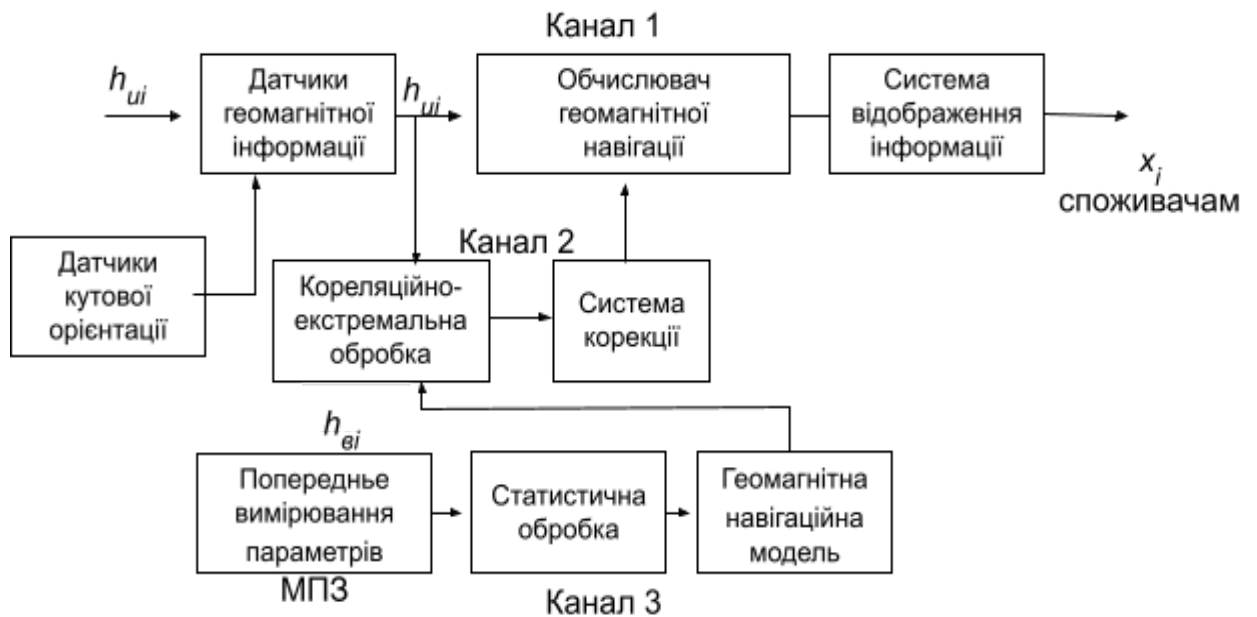


рис. 1.3

Технічні пристрої, що реалізують геомагнітну навігацію, вирішують наступні задачі:

- одержання, обробку і видачу споживачу геомагнітної інформації (канал 1);
- одержання апріорної геомагнітної інформації, формування навігаційної моделі (канал 3);
- порівняння обмірюваної й апріорної інформації (кореляційно-екстремальна обробка інформації) і вироблення сигналів корекції каналів виміру (канал 2).

Датчики геомагнітної інформації знаходяться на об'єкті і вимірюють параметри  $h_{ui}$  МПЗ, що залежать від координат місцезнаходження. Вихідні сигнали датчиків обробляються в обчислювачі геомагнітного методу навігації, що реалізує відповідні алгоритми функціонального зв'язку параметрів  $h_{ui}$  з навігаційними координатами об'єкта

$$x_i = F(h_{ui}, t)$$

Вихідні сигнали, що містять інформацію про координати  $x$ , подаються в системи відображення і споживачам.

Апріорна інформація утворюється в результаті попередніх вимірів параметрів МПЗ, здійснюваних за тривалий період спостережень. Вона охоплюють весь навколоземний простір або відповідні локальні ділянки. Статистична обробка попередньої інформації дозволяє визначити статистичні характеристики поля (математичне чекання, дисперсію, кореляційні функції пульсації поля), необхідні для побудови геомагнітної навігаційної моделі.

Місце об'єкта визначається шляхом порівняння вимірюваного параметра поля  $h_{\text{цї}}$  МПЗ, з обчисленим параметром  $h_{\text{вї}}$ , отриманим із пам'яті БЦОМ. Серед можливих варіантів побудови комплексних геомагнітних навігаційних систем більший інтерес представляє комплекси, побудовані на базі інерціального числення шляху.

Аналіз рівнянь погрішностей ІНС показує, що тривала робота системи зі збереженням необхідної точності визначення його навігаційних параметрів виявляється неможливою, так як помилки орієнтації в часі збільшуються. Усе це обмежує застосування ІНС, що в деяких випадках може бути серйозним недоліком. Щоб уникати цього, потрібно додаткова інформація.

Взагалі, для корекції ІНС можуть бути застосовані будь-які виміри фізичних параметрів, яким-небудь образом залежних від навігаційних параметрів об'єкта. Саме цією умовою задовольняють компоненти геомагнітного поля.

Можливі два методи корекції ІНС за координатами: геомагнітна компенсація гравітаційних прискорень та геомагнітна корекція погрішностей каналів числення шляху.

Використання магнітометричної інформації для компенсації гравітаційних прискорень не вичерпує всіх навігаційних можливостей МПЗ. Задача зважується більш повно, якщо застосувати сигнали магніто-метричної системи для корекції погрішностей каналів числення шляху ІНС, а також направити їх на поліпшення динамічних характеристик замкнутих контурів інерціальної системи. Завдяки цьому можуть бути досягнені наступні позитивні ефекти:



а) зменшення погрішності виміру швидкості руху і координат місця розташування центра мас об'єкта;

б) зниження вимоги на точність початкової «виставки» ІНС (початкові погрішності можуть демпфівуватися);

в) розширені області застосування інерціально - магнітної системи.

Якщо магнітна компенсація гравітаційних прискорень найбільш ефективна для систем навігації космічних апаратів, то системи магнітометричної корекції каналів числення шляху можуть застосовуватися на усіх без винятку об'єктах. Однак технічна реалізація інерціальних, магніто - навігаційних систем зв'язана з труднощами, обумовленими складністю розв'язування алгоритмів і громіздкістю необхідних обчислювальних пристроїв.

У зв'язку з цим дуже важливо знайти найпростіші функціональні і схемні рішення таких систем, у першу чергу заснованих на однокомпонентних моделях МПЗ.

Навігаційна модель поля, заснована на вимірі одного компонента  $h_i$  МПЗ, дає корисний навігаційний сигнал  $\Delta h_i$  рівний:

$$\Delta h_i = h_{ui} - h_{\hat{a}i} = \bar{\sigma}_{ni}$$

де  $\bar{\sigma}_{ni}$  - вектор градієнта поверхні;  $h_i = \text{const}$ ;  $i$  - вектор виправлення до  $n$  - вимірного вектора стану об'єкта;  $h_{ui}$ ,  $h_{\hat{a}i}$  - обмірюване й обчислене значення компонента поля  $h_i$ .

Структурна схема ІМНС представлена на рис. 1.4

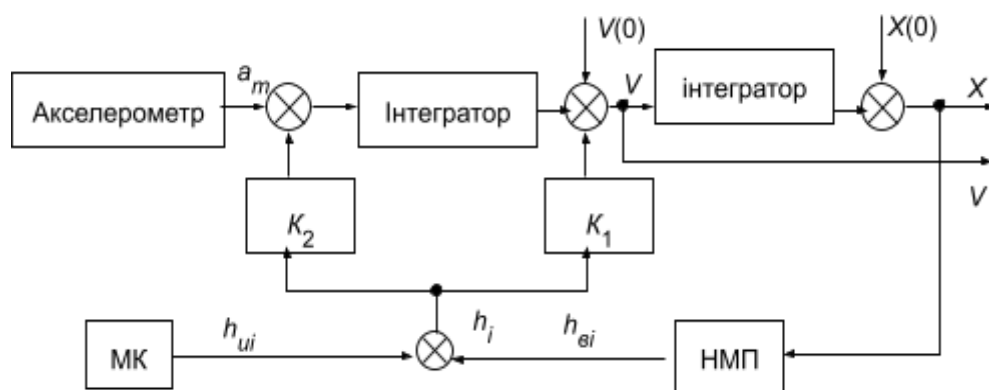


рис. 1.4

Компонента  $h_{\text{ш}}$  геомагнітного поля, умовно позначеного  $T$ , вимірюється за допомогою МС і порівнюється з відповідною компонентою  $h_{\text{вн}}$  НМП. Ця компонента отримується в НМП за інформацією про поточну координату, злічену в ІНС. При наявності похибки координати  $h_{\text{ш}}$  не буде дорівнювати  $h_{\text{вн}}$ . За різницею  $\Delta h_i$  здійснюється швидкісна корекція ІНС. Контур  $K_2$  вводиться в лінію вихідного сигналу акселерометра, а контур  $K_1$  в лінію швидкості, приведену до географічного супровідного базису.

Введення контуру корекції з коефіцієнтом підсилення  $K_2$  зменшує період власних коливань системи, а введення контуру корекції з коефіцієнт посилення  $K_1$  забезпечувати демпфірування коливань в системі

Корекція координат зчислених в ІНС від МС по геомагнітному полю для літаків цивільної авіації здійснюється тільки при повній відмові всіх радіотехнічних навігаційних систем корекції, тобто є аварійним режимом роботи комплексу на відміну від літаків ВПС. Для літаків військової авіації цей режим забезпечує точність визначення місця розташування й автономність роботи ПНК при примусовому радіомовчанні та при застосуванні противником активних радіотехнічних помилок, тобто є основним режимом роботи комплексу.

Проте безперервна корекція параметрів кутової орієнтації зокрема азимутального каналу ІНС від МС завжди є основним режимом роботи інерціально-магнітометричної навігаційної системи.

В роботі детально розглядається азимутальна корекція ІНС від магнітометричної навігаційної системи, побудованої на основі індукційного датчика, що має три жорстко закріплених магнітних зонда осі чутливості яких відповідають напрямкам поздовжньої, нормальної і поперечної осей зв'язаною з літаком системою координат.

## **РОЗДІЛ 2**

### **2. Аналіз варіантів побудови курсових коректорів з метою підвищення точності азимутального каналу ІНС**

Курсові прилади і системи в авіації призначені для визначення курсу ЛА. Курсом літака називається кут між заданим напрямком в горизонтальній площині відносно земної поверхні і горизонтальною проекцією поздовжньої осі літака.

Ці прилади і системи забезпечують пілотам точну інформацію про курс літака, яка необхідна для планування маршрутів, виконання поворотів, коригування курсу під час польоту і навігації до бажаної точки призначення. Вони допомагають пілотам утримувати літак на потрібному курсі і забезпечують безпеку польоту.

Курсові прилади можуть включати магнітний компас, гіроскопічний платформний компас, вимірювачі кутової швидкості (гіроскопи), системи GPS, INS, системи автопілота та інші прилади та системи, які надають інформацію про курс літака.

Залежно від типу літака та його обладнання, можуть використовуватись різні комбінації курсових приладів і систем. Головна мета - забезпечити пілотам достовірну і точну інформацію про курс літака для успішної навігації та безпеки польоту.

Розрізняють такі методи вимірювання курсу:

- Магнітний;
- Індукційний;
- Гіроскопічний;
- Гіромагнітний і гіроіндукційний;
- Астрономічний;
- Радіотехнічний.

За використанням джерел інформації можна виділити:

- Геотехнічний;
- Інерціальний;
- Астрономічний;
- Радіотехнічний.

У даній роботі розглядаються датчики курсу, які використовують для видачі інформації про курс магнітне поле Землі. Такими датчиками є магнітний та індукційний датчики.

МПЗ характеризується напруженістю, тобто величиною і напрямком сили, що діє в даній точці на одиничну масу. У загальному випадку МПЗ є складною векторну функцію координат місцезнаходження і часу. Шляхом багаторічних спостережень встановлено, що вектор напруженості МПЗ є сумою векторів напруженості окремих полів:

$$T = T_0 + T_i + T_a + \delta T_B$$

які обумовлені:

$T_0$  - магнітним полем однорідного намагнічування тіла Землі;

$T_m$  - магнітним полем неоднорідних внутрішніх шарів Землі, званих материковим полем;

$T_a$  - магнітним полем від намагнічування порід земної кори, званим аномальним полем;

$\delta T_B$  - зовнішнім по відношенню до землі джерелом поля, званого полем геомагнітних варіацій.

Вектор напруженості МПЗ є дотичним до магнітних силових ліній і складає з площиною горизонту деякий кут - кут магнітного нахилення. Положення вектора напруженості в системі координат пов'язаної із Землею показано на рис. 2.1

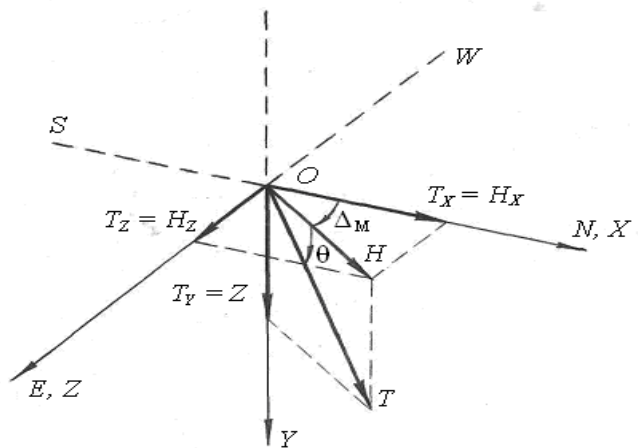


рис. 2.1

У навколоремному просторі значення  $T$  змінюються в залежності від координат місця розташування в межах 30 000 ... 60 000 нТл.

Напрямок горизонтальної складової напруженості МПЗ  $H$  прийнято називати напрямком магнітного меридіана.

ІД використовується як інший тип датчика для визначення магнітного курсу літака. Принцип його роботи базується на ЕРС, який виникає в обмотці датчика через вплив магнітного поля Землі.

При роботі індукційного датчика, зміна магнітного поля, зумовлена рухом літака, створює електрорушійну силу в обмотці датчика. Ця електрорушійна сила викликає появу електричного струму, який залежить від кута між магнітним полем і напрямком руху літака. Вимірюючи цей струм, можна визначити магнітний курс літака.

Індукційні датчики мають певні переваги порівняно з магнітними компасами, так як вони менш чутливі до впливу зовнішніх магнітних полів і мають менші помилки. Однак, вони все ж можуть бути підвержені впливу металевих предметів або електромагнітних полів у певних ситуаціях.

Застосування індукційних датчиків в авіації дозволяє отримати більш точну інформацію про магнітний курс літака, що використовується для навігації та контролю польоту.

У ІД в якості чутливого елемента використовується система з трьох (іноді двох) магнітних зондів.

Магнітний зонд являє собою два пермалоевих сердечника з обмоткою підмагнічування і сигнальної обмоткою. Обмотка підмагнічування намотана на сердечники зустрічно і створює в них рівні й протилежні потоки  $\Phi$ . Зустрічна сигнальна обмотка охоплює обидва стрижня (див. рис. 2.2).

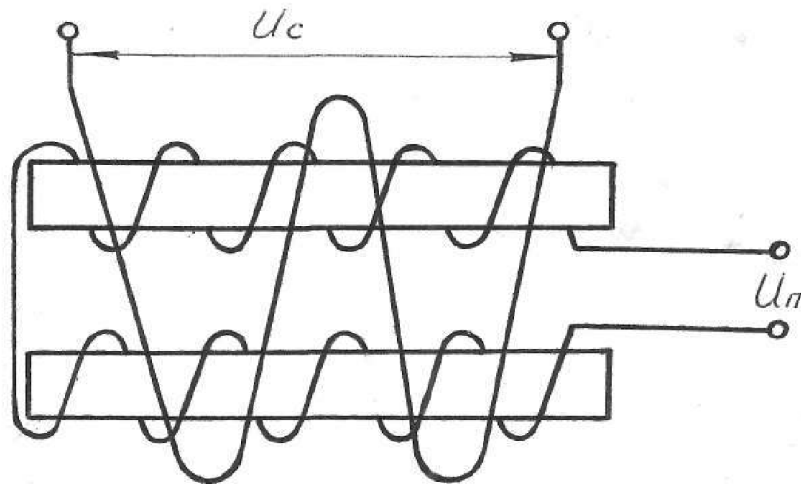


Рис. 2.2

Чутливий елемент підвішується в корпусі з рідиною за допомогою карданного підвісу, що має два ступеня свободи і не має ступеня свободи відносно нормальної осі ЛА. Поплавок прикріплений зверху чутливого елемента і вантаж - знизу надають йому маятниковість і утримують його в горизонті.

У загальному випадку індукційний компас складається з ІД, підсилювача і показчика.

Завдяки підсилювачу з великим коефіцієнтом посилення індукційним компасом можна користуватися на досить високих магнітних широтах.

Індукційні компаси мають більшу точність ніж магнітні, однак вони мають похибки однакові за природою з похибками магнітних компасів.

Такими похибками є:

- Похибка від помилок відтворення вертикалі;
- Магнітна девіація;

- Кренова похибка;

- Інструментальні похибки, які залежать від наступних причин:

- А) відсутність співвісності зондів датчика;

- Б) несиметричності та нелінійності характеристик намагнічування пермалою;

- В) несинусоїдальність напруги живлення зондів датчика;

- Г) дрейф нуля підсилювача і невідповідність коефіцієнтів підсилення;

- Д) помилки дистанційних передач.

Сучасні ІНС є основою для вирішення завдань курсу-індикації в авіації. ІНС забезпечують високу точність та надійність визначення курсу літака безпосередньо від самої системи, незалежно від зовнішніх джерел інформації.

Однак, ІНС мають свої недоліки, зокрема накопичення похибок вимірювань з часом через дрейф гіроскопів. Це означає, що з часом точність визначення курсу ІНС може зменшуватися. Для усунення цього недоліку застосовується періодична корекція, яка здійснюється від інших навігаційних систем, які працюють на основі інших фізичних принципів.

У сучасних ІНС велику роль відіграє магнітний коректор, який складається з індукційного датчика і КМ. Індукційний датчик вимірює магнітне поле Землі і забезпечує інформацію про магнітний курс літака. Корекційний механізм виконує коригування вимірів інерціальної системи на основі отриманих даних від магнітного коректора.

Таким чином, застосування магнітного коректора в ІНС дозволяє зменшити вплив дрейфу гіроскопів на точність визначення курсу та підтримувати стабільну роботу системи протягом тривалого часу польоту.

Розглянемо пристрій і роботу магнітних коректорів, які найбільш поширені на сучасних літаках.

Спочатку розглянемо роботу магнітного коректора системи курсу-вертикалі ІКВ-2Н.

Роль магнітного коректора в системі ІКВ-2Н виконує індукційний датчик ІД-5 з корекційним механізмом КМ-5.

Чутливим елементом індукційного датчика ІД-5 служить так званий трикутник, що складається з трьох магнітних зондів розташованих один щодо одного під кутами в 60 градусів і закріплених на одній платформі.

Сигнальні обмотки (рис.2.3) трьох зондів індукційного трикутника з'єднуються зіркою і трьома проводами електрично пов'язані зі статорною обмоткою 2 сельсина - трансформатора корекційного механізму КМ-5. Струми, що виникають в обмотках статора 2 сельсина, збуджують у ньому результуючий магнітний потік  $\Phi_{ст}$ , який в свою чергу індукує в обмотці ротора 3 сельсина електрорушійну силу.

Чим більше неузгодженість системи «індукційний трикутник-сельсин-трансформатор», тим більше індукована напруга в обмотці ротора.

Напруга, що знімається з обмотки ротора, подається на вхід підсилювача 4 і далі на керуючу обмотку двигуна 5, який за допомогою редуктора 6 відпрацьовує ротор сельсина 3 в положення, відповідне нульової ЕРС.

Корекційний механізм КМ-5 виконує декілька функцій пов'язаних з роботою магнітного коректора в ІНС. Основні функції КМ-5 описані нижче:

Підключення магнітного коректора до гіроскопічного датчика курсу: КМ-5 забезпечує зв'язок між індукційним датчиком (інформація про магнітний курс) і гіроскопічним датчиком курсу в ІНС. Це дозволяє комбінувати дані про курс з різних джерел і покращує точність визначення курсу літака.

Усунення четвертої девіації та інструментальних похибок: КМ-5 використовує лекало для коригування системи ІКВ-2Н, що дозволяє усунути четверту девіацію (одна з компонент магнітної девіації) і зменшити інструментальні похибки. Це допомагає покращити точність визначення курсу ІНС.

Введення магнітного схилення: КМ-5 також використовується для введення магнітного схилення за допомогою кремальєри. Магнітне схилення враховується для точного визначення магнітного курсу літака.



В КМ-5 встановлено два сельсина, один з яких, як було сказано вище, служить для узгодження ротора цього сельсина з ІД-5, а другий сельсин приймач служить для передачі сигналу, відкоригованого в КМ-5 за допомогою лекала і кремальєри, в БУ .

Статор сельсина-приймача КМ-5 електрично пов'язаний трьома проводами з ротором диференціального сельсина, встановленого в БО. Статор диференціального сельсина електрично пов'язаний трьома проводами зі статором сельсина-датчика курсового гіроскопа КВ-2Н.

При неузгодженості сельсина-приймача КМ-5 і диференціального сельсина БО з ротора сельсина-приймача КМ-5 знімається сигнал, який після посилення надходить на керуючу обмотку двигуна генератора ДГ-1мА, розташованого в механізмі узгодження 1594 БО. Двигун-генератор ДГ-1мА за допомогою редуктора відпрацьовує ротор диференціального сельсина до погодження з сельсином-приймачем КМ-5. таким чином, здійснюється виставка ІКВ-2Н по магнітному або істинному курсом.

Кожному розвороту літака, а отже, і чутливого елемента ІД-5 на який-небудь кут в горизонтальній площині відповідає розворот на такий же кут ротора диференціального сельсина.

Для здійснення погодження диференціального сельсина з сельсином-приймачем корекційного механізму з великою швидкістю в БУ передбачено перемикання передаточного числа редуктора за допомогою електромагнітної муфти. На рис. 2.3 зображена схема взаємодії індукційного трикутника з сельсином-трансформатором КМ-5. На схемі позначені:

- 1 - чутливий елемент;
- 2 - статор сельсина-трансформатора КМ-5;
- 3 - ротор сельсина-приймача КМ-5;
- 4 - підсилювач;
- 5 - двигун ДІД - 0.5;
- 6 - редуктор;
- 7 - зонд;

8 - обмотка намагнічування;

9 - сигнальна обмотка.

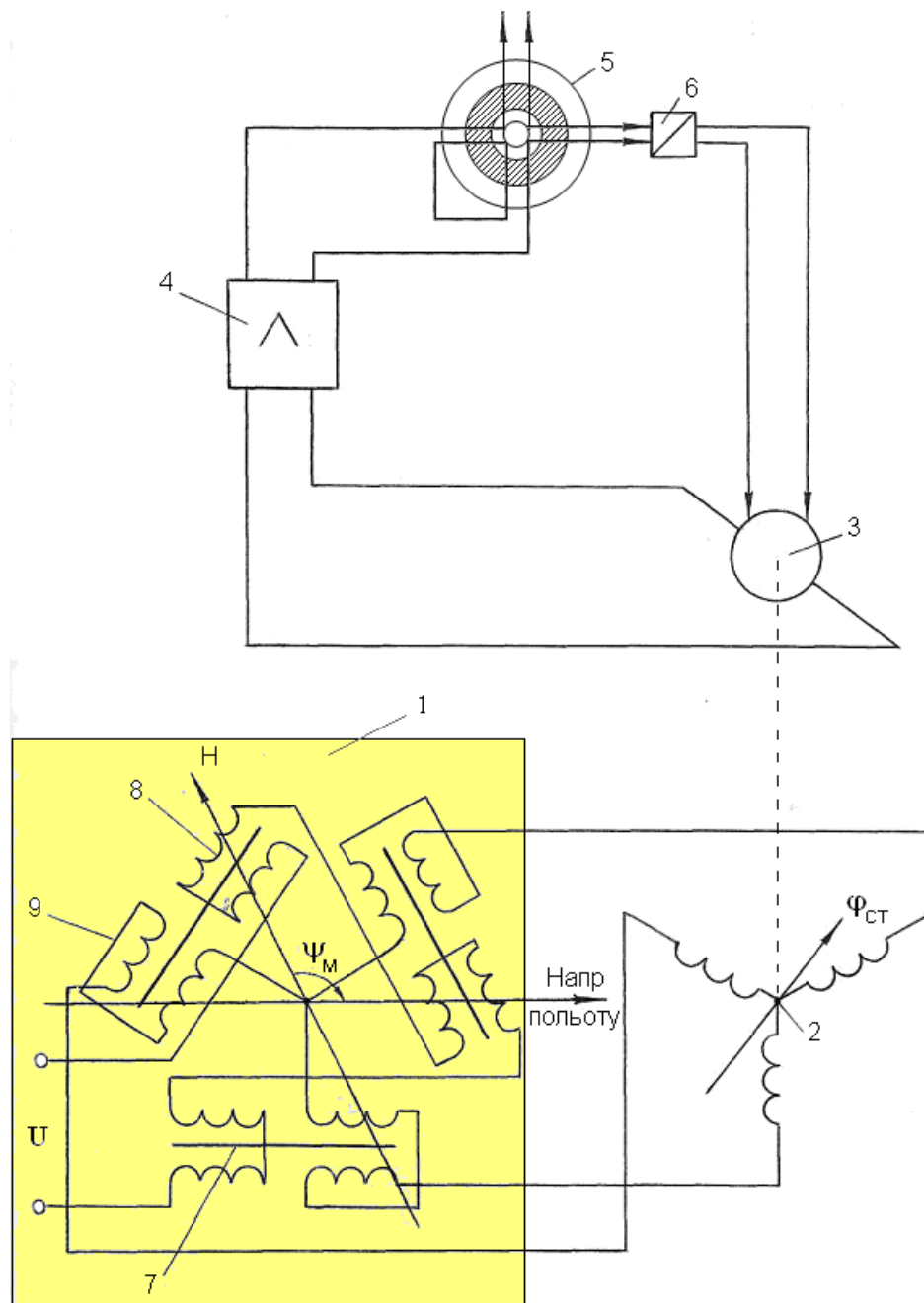


Рис. 2.3

Розглянемо магнітний коректор системи ІКВ. Магнітний коректор в системі ІКВ представлений сукупністю індукційного датчика ІД-6 і корекційного механізму КМ-2.

## ІД-6

ІД-6 є одним з типів індукційних датчиків, які використовуються в авіації. Цей датчик використовується для вимірювання магнітного курсу (кут між напрямком північного полюсу магнітного поля і напрямком руху літака) на борту літака.

ІД-6 має спеціально розташований набір датчиків, які реагують на магнітне поле Землі. Вони сприймають магнітне поле і генерують електричні сигнали, які далі обробляються іншими системами літака для визначення магнітного курсу.

ІД-6 зазвичай використовується як частина ПНК. Він постачає інформацію про магнітний курс пілотові через системи індикації та управління літаком. Це дозволяє пілоту точно визначити напрямок руху літака та контролювати його.

Однак, як у будь-якій технології, існують деякі можливі проблеми, пов'язані з індукційними датчиками, включаючи ІД-6. Наприклад, можуть виникати проблеми з точністю вимірювання магнітного курсу у випадку впливу зовнішніх електромагнітних полів, металевих конструкцій або електронних пристроїв на борту літака. Також, в разі пошкодження або несправності датчика, можуть виникнути проблеми з вимірюванням магнітного курсу.

Враховуючи це, важливо регулярно перевіряти та калібрувати індукційні датчики, включаючи ІД-6, щоб забезпечити їх правильну роботу та точність вимірювань магнітного курсу. Також, на борту літака можуть бути використані додаткові системи та датчики для резервного вимірювання магнітного курсу та забезпечення безпеки польоту.

Індукційні датчики, такі як ІД-6, можуть зіткнутися з деякими проблемами під час маневрів літака. Ось кілька можливих проблем:

1. Наведення помилок: Під час інтенсивних маневрів, особливо при швидких змінах кута нахилу або розкрутання, індукційні датчики можуть стикатися з наведенням помилок. Це може призвести до неточностей у вимірюваннях і втрати точності навігації.

2. Перевантаження: Під час акробатичних маневрів і маневрів з великими перевантаженнями (наприклад, під час розворотів), індукційні датчики можуть вказувати надмірні зусилля або навіть вийти з ладу внаслідок перевантажень, що перевищують їхні можливості.

3. Електромагнітні перешкоди: Індукційні датчики можуть бути чутливими до електромагнітних перешкод або потенційного впливу інших електронних систем на літаку. Це може викликати інтерференцію або спотворення вимірювань датчика.

4. Калібрування: Індукційні датчики потребують регулярної калібрування, щоб забезпечити точність і надійність вимірювань. Під час маневрів можуть виникати виклики з калібруванням, особливо якщо вони супроводжуються значними змінами параметрів польоту. Враховуючи ці можливі проблеми, важливо мати систему контролю та дублювання для надійності і безпеки. Також, для більш точних і надійних вимірювань можуть застосовуватися інші типи датчиків, такі як акселерометри, гіроскопи, магнітний компас та GPS, для підтримки індукційних датчиків.

Магнітний коректор має особливості у своїй конструкції, які включають використання двох-зондового індукційного датчика, спільно з вхідним синусо-косинусним трансформатором корекційного механізму. Цей датчик дозволяє просто використовувати систему компенсації похибок визначення напрямку магнітного меридіана в умовах прискорення літака. Також, за допомогою формування постійних струмів в обмотках сигнальних зондів, можна компенсувати напівкруглу магнітну девіацію.

Ця конструкція дозволяє забезпечити більш точне визначення напрямку магнітного меридіана, при урахуванні прискорень літака, що виникають під час польоту. Таким чином, система компенсації дозволяє скоригувати похибки і забезпечити більш точну навігацію з використанням магнітного коректора.

Застосування двохзондового датчика та корекційного механізму спільно з магнітним коректором є важливим для забезпечення точності і надійності

визначення магнітного курсу в авіаційних системах. Вони допомагають пілотам утримувати літак на потрібному курсі та забезпечують безпеку польоту.

Корекційний механізм КМ-2 має важливі особливості, які дозволяють йому працювати з двома гіроскопічними агрегатами шляхом надання вихідних сигналів СКТ. Крім цього, пристрій корекційного механізму дозволяє компенсувати три складові магнітної девіації (кругову, напівкруглу і четвертну), а також інструментальні похибки. ІД-6 і КМ-2 здійснюють дистанційне передавання інформації і забезпечують введення значення магнітного схилення або стоянкового курсу літака.

Магнітний коректор, що складається з КМ-2 і ІД-6, має власну систему вбудованого контролю, яка називається «контроль 315». При натисканні відповідної кнопки на КМ-2, сигнальні обмотки зондів ІД-6 підключаються до джерела постійного струму. В результаті цього створюється магнітне поле з орієнтацією, що відповідає осі чутливості магнітних зондів. При цій орієнтації індикатор корекційного механізму повинен показувати значення магнітного курсу  $315 \pm 10$  градусів.

Таким чином, магнітний коректор, який включає КМ-2 і ІД-6, дозволяє використовувати систему контролю «контроль 315» для перевірки і налагодження магнітного курсу. Ця система забезпечує точність і надійність визначення магнітного курсу літака та контролює правильну роботу корекційного механізму.

Тепер розглянемо роботу магнітного коректора інформаційного комплексу вертикалі і курсу приладу Ц-050.

У режимі магнітної корекції комплекс видає споживачам значення певного магнітного курсу, так званого гіромагнітного курсу, який формується в обчислювальному пристрої БУС-3 на підставі значень гіроскопічного курсу, магнітного курсу і магнітного схилення. Значення магнітного курсу формуються в магнітному коректорі, який включає індукційний датчик ІД-6 і функціональні елементи блоку БУС - 3, підсилювача магнітного каналу УМК-1 і компенсатора магнітної девіації КМД-1 (рис. 2.4).

Сигнали магнітного курсу надходять з індукційного датчика ІД-6 в підсилювач магнітного каналу УМК-1. В УМК-1 компенсуються складові напівкруглою та четвертою девіації, а також інструментальні похибки. Усунення кругової девіації здійснюється в УВ-4 блоку БУС-3.

Настановча похибка ІД-6 і постійна складова магнітної девіації компенсується за допомогою кодового зв'язку компенсатора магнітної девіації КМД-1 з обчислювальним пристроєм УВ-4 блоку БУС-3. У КМД-1 за допомогою перемикача формується восьмирозрядний двійковий паралельний код, пропорційний коригуючого кутку, який в УВ-2 підсумовується з магнітним курсом, виправленим на напівкруглу, четвертну девіації та інструментальні похибки.

Девіація та інструментальні похибки в КМД-1 шляхом створення різниці в коефіцієнтах посилення каналів і введення перехресних зв'язків між цими каналами за допомогою механічної передачі в редукторі потенціометрів четвертний девіації вузла КМД-1.

Для компенсації девіації та інструментальних похибок півкругового характеру в КМД-1 є стабілізатори напруги з яких у сигнальні обмотки ІД-6 надходять постійні струми. Величина струмів визначається і вводиться при девіаційній роботі на об'єкті.

Після компенсації девіації півкруглого та четвертого характеру магнітний курс перетворюється на ПАК-4 в код і усереднюється в обчислювальному пристрої БУС-3

де  $N = 32$  - у звичайному режимі;  $N = 2$  - при кнопці «ПОГОДЖЕННЯ», тобто усереднення прискорюється.

$$\psi'_{\text{MCP}} = \sum_{i=1}^N \psi'_M;$$

Значення обчислюється в УВ-4 по формулі:

$$\psi_M = \psi'_{\text{MCP}} + \Delta\psi_A.$$

Формування гіромагнітного курсу проводиться в обчислювальному пристрої за законом

$$\psi_{\tilde{A}\tilde{E}} = \psi_{\tilde{A}} + \int_{t_0}^t (\psi_M + \Delta M - \psi_{\tilde{A}\tilde{E}}) dt$$

У двох режимах:

- Швидкого узгодження з постійною часу  $T = 0,3$  с;
- Повільного погодження з постійною часу  $T = 43,5$  с.

Значення магнітного схилення від задатчика магнітного схилення надходить через комутатор ПК-9 у вигляді змінної напруги, пропорційного на перетворювач аналог-код ПАК-4 і далі в двійковому коді подається в обчислювальний пристрій БУС-3.

Гіромагнітний курс видається споживачам через ПК-8 в послідовному коді і в аналоговій формі через ПКА-1.

На рис.2.4 показана структурна схема магнітного каналу виробу Ц-050. На схемі позначені:

ІД, ПМК, КМД, ПАК, ОП, ПКА, ПК

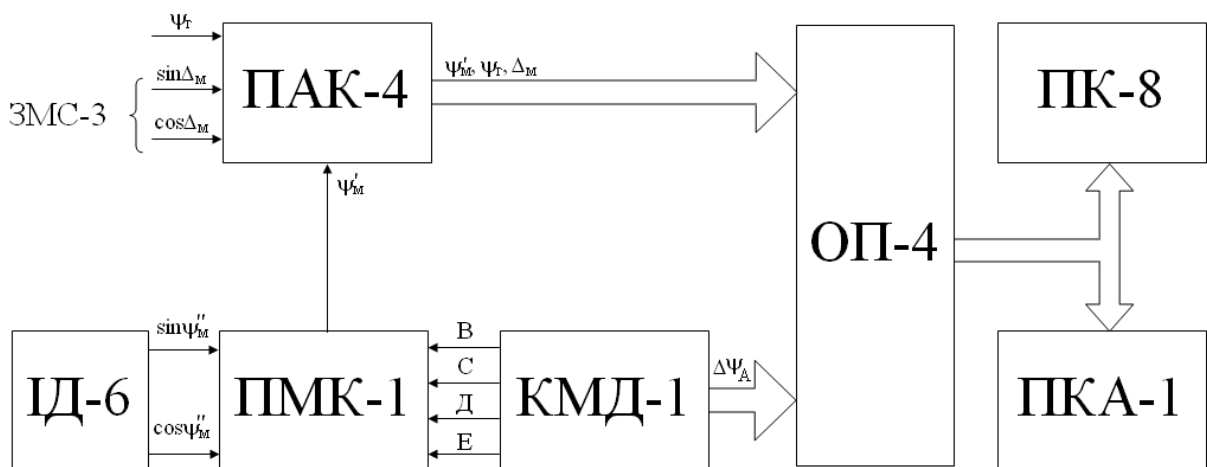


рис. 2.4

В існуючих інерціальних системах інформація від магнітного коректора на базі індукційного датчика використовувалася тільки при тривалих польотах, або в аварійних режимах при відмові курсового каналу. При нормальній роботі комплексу в польоті по курсу і при тривалості польоту, що не перевищує дві години, проводити корекцію по магнітному коректору не рекомендувалося через відносно низької точності в порівнянні з режимом гіронапівкомпаса. Крім

того, при роботі комплексу в режимі магнітної корекції і якщо прискорення об'єкта при цьому перевищують допустимі значення магнітна корекція відключалася, так як покази індукційного датчика істотно спотворювалися. При енергійному маневруванні ЛА по кутах крену і тангажа покази магнітного коректора також значно спотворювалися.

ІНС з магнітним коректором на базі трикомпонентного магнітометра може видавати інформацію за будь-яких прискореннях і маневрах ЛА. При цьому, азимутальний канал виявляється вільним від карданних, кренових і віражну похибок. Крім того, за допомогою трьохкомпонентного магнітометра можна досить точно оцінювати справжній курс літака, як в аварійних, так і автономних режимах. Інформація від магнітного коректора може використовуватися для виставки ІНС. Орієнтація осей зондів магнітометра по зв'язаних осях ЛА полегшує проведення девіаційної роботи, дозволяє їх автоматизувати і виконувати у польоті.



## РОЗДІЛ 3

### **Розробка алгоритму функціонування магнітного коректору азимутального каналу ІНС на основі трьохкомпонентного магнітометра**

У даному розділі описується розробка алгоритму для функціонування магнітного коректора азимутального каналу в системі інерціальної навігації (ІНС), яка використовує трьохкомпонентний магнітометр. Основна ціль коректора полягає у компенсації впливу магнітного поля Землі на вимірювання азимутального каналу ІНС.

У розробці використовується індукційний датчик з трьома магнітними зондами, які знаходяться в жорсткому положенні. Розташування цих зондів спрямоване таким чином, щоб їх осі чутливості відповідали напрямкам поздовжньої, нормальної і поперечної осей літака. Під час маневрування літака, магнітні зонди разом з ним здійснюють рух, що призводить до проекції компонентів магнітного поля Землі на осі системи координат, пов'язаної з літаком.

Розроблений алгоритм дозволяє враховувати ці проекції та здійснювати компенсацію впливу магнітного поля Землі на вимірювання азимутального каналу ІНС. Це забезпечує високу точність та надійність визначення азимутального курсу літака незалежно від впливу магнітного поля Землі.

Головна мета розробленого коректора полягає в отриманні інформації про проекції вектора напруженості магнітного поля Землі (МПЗ) на осі нормальної земної системи координат  $Ox_g Y_g Z_g$ . Для досягнення цієї мети використовується перетворювач координат.

Сигнали, що надходять з виходів індукційного датчика, піддаються підсиленню та обробці в залежності від значення кута крену літака, з метою формування сигналів, що відповідають проекціям вектора напруженості МПЗ на осі ортогонального тригранника. Цей трикутник обертається навколо поздовжньої осі літака на кут, що дорівнює значенню кута крену.

Отримані сигнали піддаються подальшому перетворенню в залежності від значення кута тангажу літака. Це необхідно для формування сигналів, що відповідають проекціям вектора напруженості МПЗ на осі ортогонального тригранника. Тригранник складається з однієї вертикальної осі та двох горизонтальних осей, причому одна з горизонтальних осей спрямована в напрямку горизонтальної проекції поздовжньої осі літака.

Це перетворення дозволяє враховувати нахил літака (кут тангажу) і змінювати сигнали, щоб вони відображали проекції вектора напруженості магнітного поля Землі (МПЗ) на відповідні осі тригранника, що відповідають певним орієнтаціям літака у просторі. Таким чином, залежно від кута тангажу літака, сигнали піддаються корекції, щоб забезпечити правильне відображення проекцій вектора МПЗ на осі трикутника. Це дозволяє точно вимірювати і враховувати вплив магнітного поля Землі на азимутальний канал інерціальної навігаційної системи (ІНС) літака, що сприяє покращенню точності і надійності визначення азимутального курсу.

За допомогою матриць-операторів напрямних косинусів  $L(\vartheta)$  і  $L^{-1}(\vartheta)$  визначаються проекції вектора напруженості МПЗ на осі кожної з згаданих систем координат. Значення цих проекцій на осі вихідної системи відомі. Таким чином, можна записати наступні рівняння відносно вектора:

$$\begin{bmatrix} T_{x1} \\ T_{y1} \\ T_{z1} \end{bmatrix} = L(\vartheta) \begin{bmatrix} T_{xg} \\ T_{yg} \\ T_{zg} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} T_{xg} \\ T_{yg} \\ T_{zg} \end{bmatrix} = L^{-1}(\vartheta) \begin{bmatrix} T_{x1} \\ T_{y1} \\ T_{z1} \end{bmatrix}$$

де  $T_{x1}, T_{y1}, T_{z1}$  - проекції вектора  $\vec{T}$  на осі тригранника  $X_1Y_1Z_1$ .

На рис.3.1 в) представлена взаємна орієнтація трьохгранників  $X_1Y_1Z_1$  і  $XYZ$ , що обумовлена кутом крену літака. Матриці-оператори векторів косинусів  $L(\gamma)$  і  $L^{-1}(\gamma)$  дозволяють здійснити перетворення векторів за формулами:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = L(\gamma) \begin{bmatrix} T_{x1} \\ T_{y1} \\ T_{z1} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} T_{x1} \\ T_{y1} \\ T_{z1} \end{bmatrix} = L^{-1}(\gamma) \begin{bmatrix} T_{x0} \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix}$$

де  $T_x, T_y, T_z$  проекції вектора  $\bar{T}$  на осі XYZ, що пов'язані з модельованими магнітними зондами.

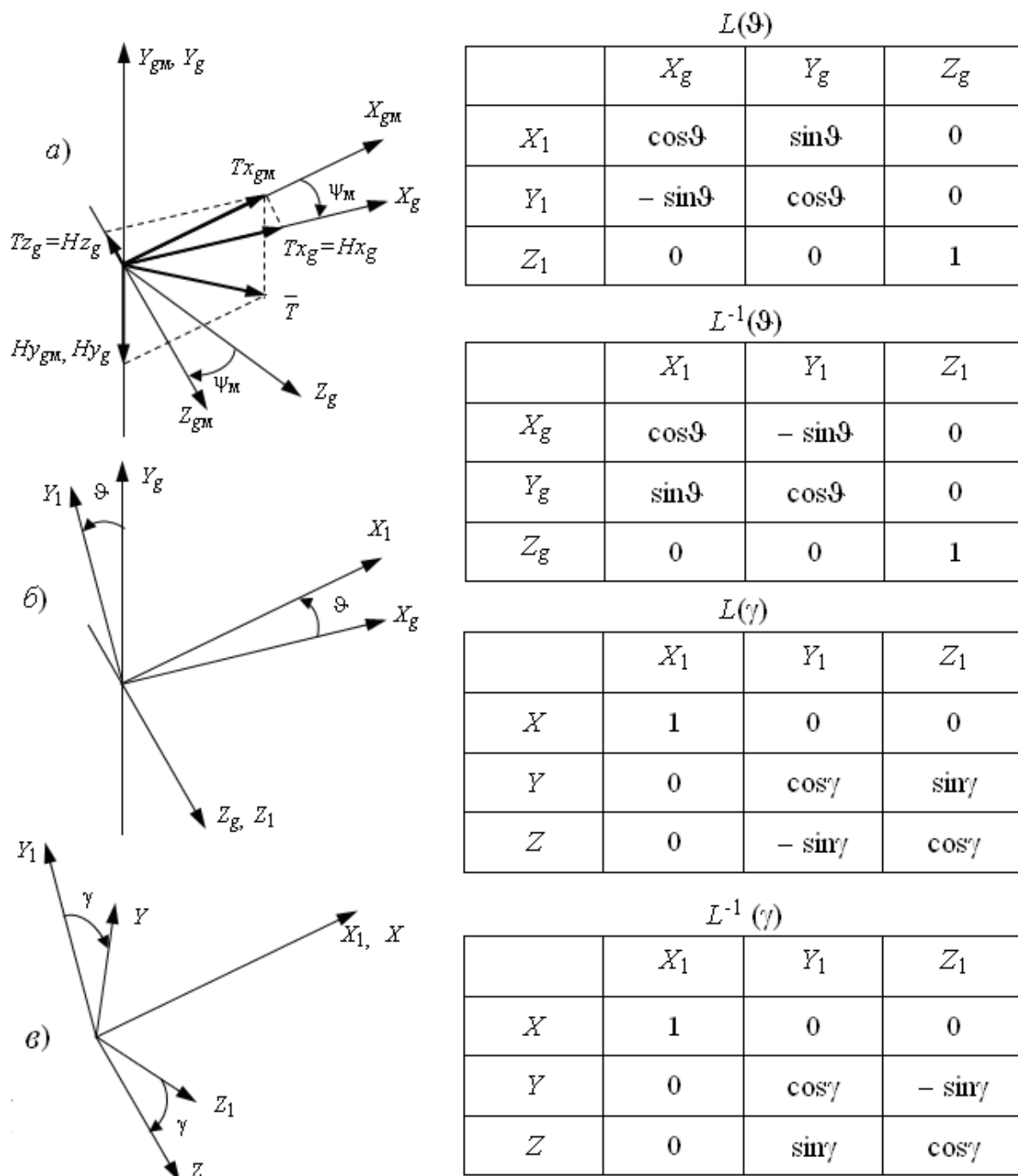


Рис. 3.1

З рис.3.1 також виходить:

$$\operatorname{tg} \psi_i = \frac{H_{zg}}{H_{xg}} \quad (3.1)$$

Тоді з виразу 4.1. випливає:

$$\psi_i = \operatorname{arctg} \frac{H_{zg}}{H_{xg}} \quad (3.2.)$$

Алгоритм функціонування магнітометра базується на використанні матриць переходу і відповідних виразів для визначення магнітного курсу. Цей алгоритм забезпечує обробку сигналів з магнітометра і визначення проєкцій вектора напруженості магнітного поля Землі на відповідні осі системи координат.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} T_{xg} \\ T_{yg} \\ T_{zg} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \vartheta & -\sin \vartheta & 0 \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \cos \gamma - T_z \sin \gamma \\ T_y \sin \gamma + T_z \cos \gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \vartheta & -\sin \vartheta & 0 \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} T_x \cos \vartheta - T_y \cos \gamma \sin \vartheta + T_z \sin \gamma \sin \vartheta \\ T_x \sin \vartheta + T_y \cos \gamma \cos \vartheta - T_z \sin \gamma \cos \vartheta \\ T_y \sin \gamma + T_z \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (3.3) \end{aligned}$$

З виразу 3.2, враховуючи що  $H_{zg} = T_{zg}$  і  $H_{xg} = T_{xg}$  випливає

$$\psi_i = \operatorname{arctg} \frac{H_{zg}}{H_{xg}} = \frac{T_y \sin \gamma + T_z \cos \gamma}{T_x \cos \vartheta - T_y \cos \gamma \sin \vartheta + T_z \sin \gamma \sin \vartheta} \quad (3.4)$$

На підставі наданих діаграм, матриць переходу та формули 3.4 можна розробити алгоритм для роботи перетворювача координат і обчислювача. Структура цього алгоритму може бути представлена відповідно до рисунка 3.2.

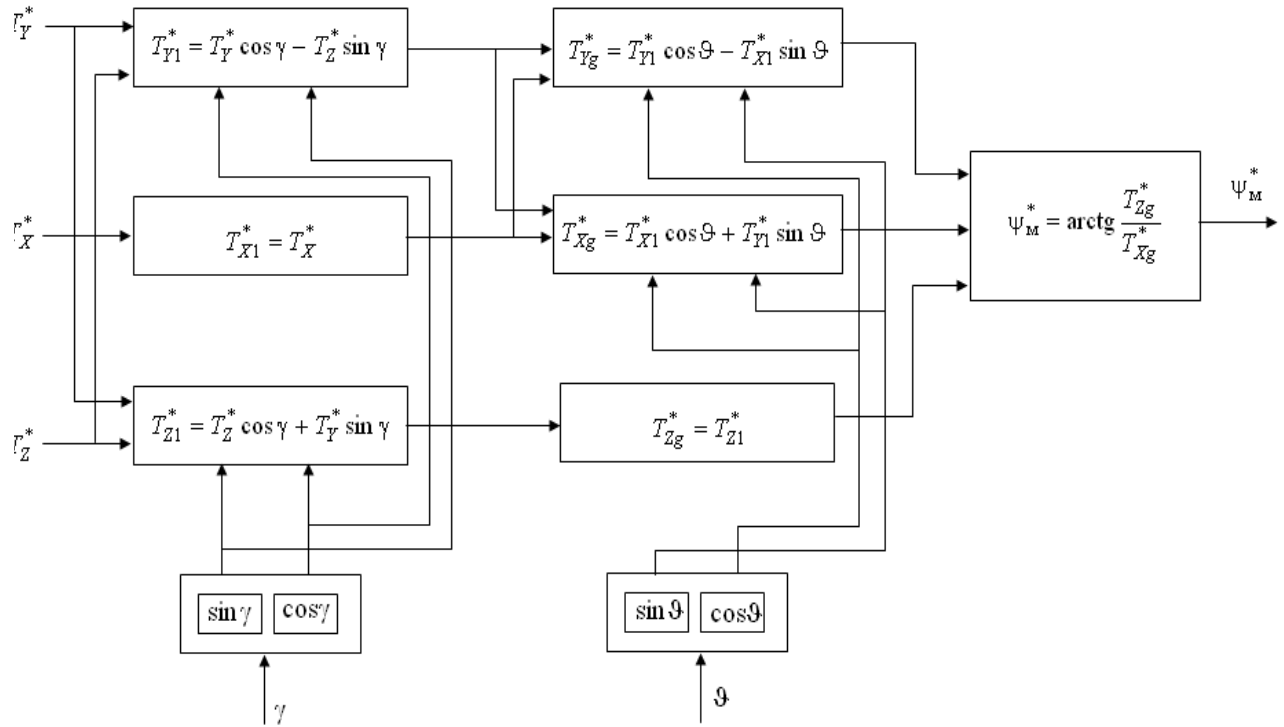


рис 3.2

На першому етапі в перетворювачі координат будуть здійснюватися перетворення, які можна представити у вигляді:

$$T_{x1}^* = T_x^*$$

$$T_{y1}^* = T_x^* \cos \gamma - T_z^* \sin \gamma$$

$$T_{z1}^* = T_z^* \cos \gamma + T_y^* \sin \gamma$$

Складові  $T_x^*, T_y^*, T_z^*$  надходять в перетворювач координат з компенсатора магнітної девіації.

Перетворення, здійснювані в перетворювачі координат на другому етапі, можна представити як:

$$T_{xg}^* = T_{x1}^* \cos \vartheta + T_{y1}^* \sin \vartheta$$

$$T_{yg}^* = T_{y1}^* \cos \vartheta - T_{x1}^* \sin \vartheta$$

$$T_{zg}^* = T_{z1}^*$$

Інформація про кути крену і тангажа надходить у перетворювач координат від ІНС, який виконує вимірювання і розрахунки залежно від руху літака. У перетворювачі координат формується значення параметрів, які використовуються на першому та другому етапах перетворення. На третьому етапі в обчислювачі формується значення магнітного курсу згідно з формулою 3.4.

## РОЗДІЛ 4

### Розробка структурної та функціональної схем магнітного коректору

На основі описаного алгоритму функціонування магнітного коректора можна побудувати структурну схему азимутального каналу ІНС з використанням магнітного коректора на базі трикомпонентного магнітометра з жорстко закріпленими зондами.

Структурна схема може включати наступні компоненти:

1. Трикомпонентний магнітометр з жорстко закріпленими магнітними зондами для вимірювання напруженості магнітного поля Землі в трьох взаємно перпендикулярних напрямках.
2. Індукційний датчик для отримання сигналів від магнітометра.
3. Блок підсилення сигналів, отриманих від індукційного датчика.
4. Блок перетворення сигналів залежно від значення кута тангажу літака, що формує сигнали, відповідні проекціям вектора напруженості МПЗ на осі ортогонального трикутника з однією вертикальною та двома горизонтальними осями.
5. Матриці переходу та відповідні вирази для визначення магнітного курсу.
6. Блок визначення проекцій вектора напруженості МПЗ на відповідні осі системи координат.
7. Вихідна система координат  $Ox_gY_gZ_g$  для вимірювання проекцій вектора напруженості МПЗ.

Ця структурна схема дозволяє ефективно обробляти сигнали з магнітометра, враховувати значення кута тангажу літака та визначати проекції вектора напруженості МПЗ на відповідні осі системи координат.

Структурна схема вимірювання магнітного курсу показана на рис. 4.1 і складається з наступних елементів:

ТФМК є складовою частиною системи вимірювання магнітного поля Землі на літаку. Він призначений для виділення і посилення корисного сигналу,

який пропорційний складовим вектора напруженості магнітного поля Землі на осі пов'язаної літакової системи координат.

ТКФМ складається з наступних компонентів:

1. Індукційний датчик з жорстко закріпленими трьома зондами, який вимірює напруженість магнітного поля Землі в трьох взаємно перпендикулярних напрямках. Ці зонди можуть бути розташовані на літаку для вимірювання відповідних компонентів магнітного поля.
2. Підсилювально-перетворювальний блок, який підсилює сигнали, отримані від індукційного датчика, і перетворює їх у зручний для подальшої обробки вигляд.
3. Компенсатор магнітної девіації, який використовується для компенсації впливу феромагнітних мас літака і перешкод струмів на чутливі елементи індукційного датчика. Він може включати потенціометри для регулювання величини постійного струму, який використовується для підмагнічування і компенсації.

Повне вимір значення складових вектора напруженості МПЗ на осі пов'язаної літакової системи координат можна записати так:

$$T'_x = T_x + \Delta T_x$$

$$T'_y = T_y + \Delta T_y$$

$$T'_z = T_z + \Delta T_z$$

$T_x, T_y, T_z$  де - складові вектора вимірів, що характеризують вимірюване поле.

$\Delta T_x, \Delta T_y, \Delta T_z$  - Складові вектора перешкод, обумовлені феромагнітними масами носія і магнітними полями струмів.

Компенсатор магнітної девіації виділяє тільки корисний сигнал, що дорівнює:

$$T_x = T'_x - \Delta T_x$$

$$T_y = T'_y - \Delta T_y$$

$$T_z = T'_z - \Delta T_z$$



Обчислювальна частина системи складається з перетворювача і ОП. Перетворювач призначений для перепроєктування складових вектора напруженості МПЗ з системи координат пов'язаної з літаком в систему координат пов'язану з Землею. Перетворення проходять у два етапи. Спочатку перший перетворювач формує на своїх виходах сигнали  $T_{x1}, T_{y1}, T_{z1}$ , за рахунок надходження на додатковий вхід інформації про кут крену. Перетворення сигналів можна описати наступними формулами:

$$\begin{aligned} T_{x1} &= T_x \\ T_{y1} &= T_y \cos \gamma - T_z \sin \gamma \\ T_{z1} &= T_z \cos \gamma + T_y \sin \gamma \end{aligned}$$

У результаті цього перетворення отримуємо складові напруженості МПЗ в проекціях на  $OX, Y, Z$ , осі (рис. 4.1)

Потім другий перетворювач формує на трьох своїх виходах сигнали  $T_{xg}, T_{yg}, T_{zg}$  за рахунок надходження на додатковий вхід інформації про вугілля тангажа. перетворення сигналів можна описати наступними формулами:

$$\begin{aligned} T_{xg} &= T_{x1} \cos \vartheta - T_{y1} \sin \vartheta \\ T_{yg} &= T_{y1} \cos \vartheta + T_{x1} \sin \vartheta \\ T_{zg} &= T_{z1} \end{aligned}$$

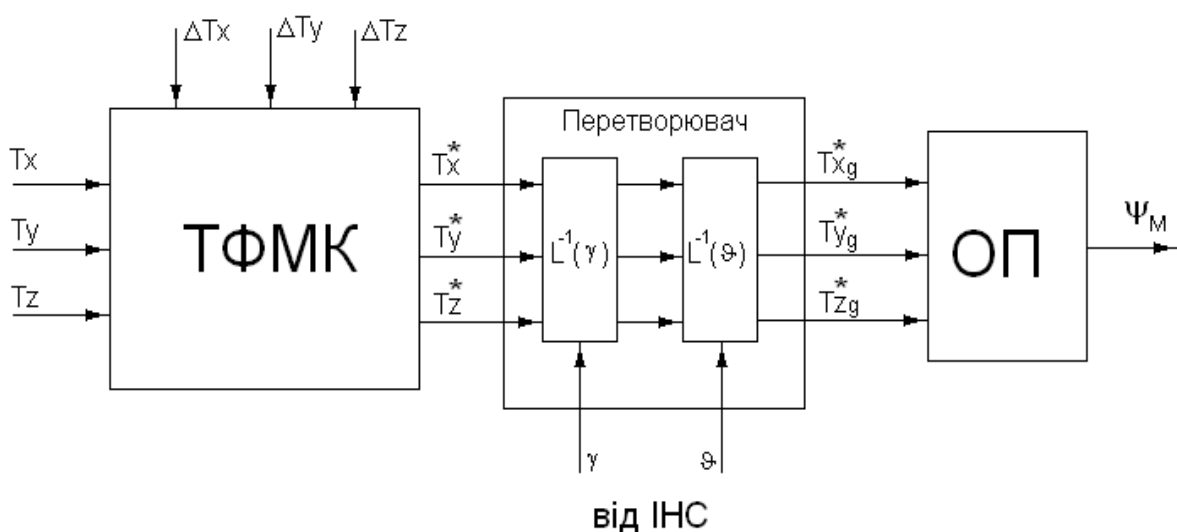


рис. 4.1

В результаті даного перетворення отримуємо складові напруженості МПЗ в проекціях на осі  $OX_g Y_g Z_g$ .

Обчислювальний пристрій призначений для формування значення магнітного курсу на підставі складових вектора напруженості МПЗ на осі земної системи координат  $OX_g Y_g Z_g$ .

На основі розробленого алгоритму можна також скласти функціональну схему азимутального каналу. Функціональна схема показана на рис. 4.2

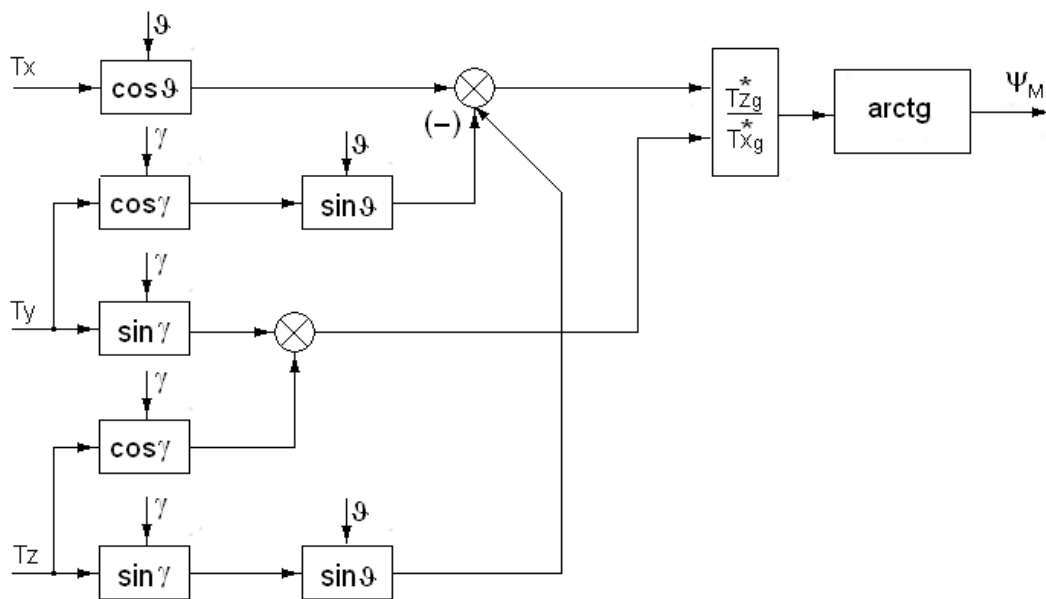


рис. 4.2

## РОЗДІЛ 5

### Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректора

#### 5.1. Математична модель магнітного поля носія

Для вирішення завдань визначення та компенсації магнітної девіації важливо побудувати математичну модель МПН. Зазначені джерела МПН, які можуть впливати на девіацію, включають:

1. Постійне намагнічування феромагнітних мас носія: Це може бути спричинено наявністю постійних магнітних матеріалів на носії, наприклад, магнітних компонентів, конструкцій або систем управління. Це постійне намагнічування може викликати додаткові магнітні поля, які впливають на точність вимірювання.
2. Індуктивне намагнічування феромагнітних мас носія: Рухомі феромагнітні елементи на носії, такі як двигуни, реле або інші пристрої, можуть створювати змінні магнітні поля через індуктивні ефекти. Ці змінні магнітні поля також можуть впливати на вимірювання індукційного датчика.
3. Магнітне поле електронавантажень: Електронавантаження на носії, такі як електронні пристрої, сенсори, джерела живлення тощо, можуть створювати магнітні поля, які впливають на магнітометр. Це може бути особливо значущим у випадку використання сильних електромагнітних джерел або пристроїв зі значною електричною потужністю.
4. Магнітне поле реактивних двигунів: Реактивні двигуни, такі як електричні двигуни, можуть створювати змінні магнітні поля через свою роботу. Ці змінні поля можуть впливати на індукційні датчики

Загальне магнітне поле носія представляється за допомогою моделі Пуассона:

$$\begin{aligned}\Delta T_x &= m_1 + m_2 T_x + m_3 T_y + m_4 T_z \\ \Delta T_y &= m_5 + m_6 T_x + m_7 T_y + m_8 T_z \\ \Delta T_z &= m_9 + m_{10} T_x + m_{11} T_y + m_{12} T_z\end{aligned}\tag{5.1}$$

де  $\Delta T_x, \Delta T_y, \Delta T_z$  - проекції в точки вимірів вектора перешкоди  $\Delta \bar{T}$ , зумовлені полем феромагнітних мас однойменні осі носія

$T_x, T_y, T_z$  - проекції вектора  $\bar{T}$  на цій осі;

$m_1, m_5, m_9$  - коефіцієнти Пуассона, що характеризують постійне намагнічування в місці установки датчика;

$m_2 - m_4, m_6 - m_8, m_{10} - m_{12}$  - коефіцієнти Пуассона визначають поле індуктивного намагнічування об'єкта в місці установки датчика.

Рівняння 5.1. дає можливість за відомими коефіцієнтами Пуассона визначити значення вектора перешкоди  $\Delta \bar{T}$  при будь-якому значенні геомагнітного поля. Ці коефіцієнти важко піддаються розрахунку і визначаються

зазвичай за результатами безпосередніх вимірів проекцій  $\Delta T_x, \Delta T_y, \Delta T_z$ , а також проекцій  $T_x, T_y, T_z$ .

Таким чином, чутливі елементи магнітометра вимірюють:

$$\begin{aligned} T'_x &= T_x + \Delta T_x \\ T'_y &= T_y + \Delta T_y \\ T'_z &= T_z + \Delta T_z \end{aligned} \quad (5.2)$$

де,  $T'_x, T'_y, T'_z$  - проекції виміряного повного вектора  $\bar{T}'$  на осі чутливості магнітометра.

У цьому випадку легко знаходяться справжні проекції вектора  $\bar{T}'$  на осі чутливості магнітометра:

$$\begin{aligned} T_x &= T'_x - m_1 - m_2 T'_x - m_3 T'_y - m_4 T'_z \\ T_y &= T'_y - m_5 - m_6 T'_x - m_7 T'_y - m_8 T'_z \\ T_z &= T'_z - m_9 - m_{10} T'_x - m_{11} T'_y - m_{12} T'_z \end{aligned} \quad (5.3)$$

При вимірах модуля вектора  $\vec{T}$  користуються моделлю МПЗ, яку легко отримати Спроектувавши проекції (6.1) на напрям вектора  $\vec{T}$

$$\begin{aligned}\Delta T = & m_3 \cos \alpha + m_5 \cos \omega + m_9 \cos \beta + m_2 \cos^2 \alpha \cdot T + \\ & + m_7 \cos^2 \omega \cdot T + m_{12} \cos^2 \beta \cdot T + (m_3 + m_6) \cos \alpha \cos \omega \cdot T + \\ & + (m_4 + m_{10}) \cos \alpha \cos \beta \cdot T + (m_8 + m_{11}) \cos \beta \cos \omega \cdot T\end{aligned}$$

де  $\alpha, \beta, \omega$  - кути між вектором  $\vec{T}$  і осями носія  $X, Y, Z$ , тобто кути що визначають орієнтацію магнітометра відносно  $\vec{T}$ .

Таким чином, математична модель МПН на базі рівняння Пуассона дозволяє досить точно описати перешкоди носія.

## 5.2 Оцінка точнісних характеристик системи

Похибки вимірювань магнітометра з жорстко закріпленими зондами можна об'єднати в кілька груп:

А) інструментальні помилки магнітометра;

- помилки градування, змінність коефіцієнта перетворення;
- помилки зсуву нуля;
- невідповідність осей чутливості зондів осям базової системи координат.

У сумі значення даних помилок не перевищують 5 ... 8 нТл.

Б) похибки через пружні деформації корпусу. Значення даних похибок дуже невеликі.

В) похибки зумовлені помилками вимірювання кутів крену і тангажа.

Залежність характеризує вплив помилок вимірів кутів крену і тангажа літака на точність вимірювання магнітного курсу має вигляд:

$$\Delta \psi_i = (\sin \gamma - \operatorname{tg} \vartheta \cos \psi_i \cos \gamma) \Delta \gamma + \operatorname{tg} \vartheta \sin \psi_i \Delta \gamma$$

Чисельне моделювання показало, що при точності сучасних ІНС у визначенні вертикалі  $\Delta \psi$  рівною  $\pm 10$  кутових хвилин, похибка у визначенні магнітного курсу становить 25 кутових хвилин.

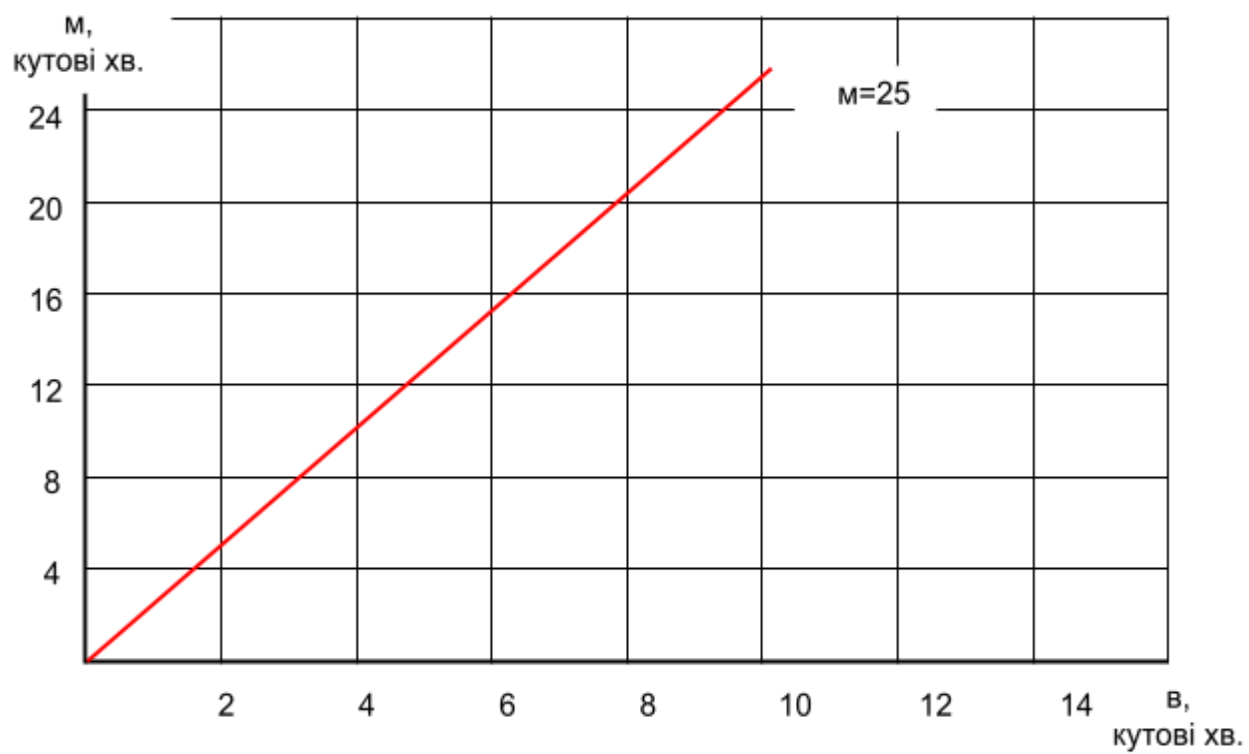


рис. 5.1

## РОЗДІЛ 6

### 6. Функціональна схема трикомпонентного магнітометру

Магнітне поле літака або вертольота може спотворювати показання магнітного датчика, що призводить до девіації. Існують фізичні та алгоритмічні методи компенсації девіації. Фізичні методи включають апаратну компенсацію, де створюється спеціальна магнітна перешкода з протилежною девіацією. Алгоритмічна компенсація передбачає проведення калібрувального політу для оцінки параметрів математичної моделі девіації. На основі цих оцінок компенсується девіація магнітного датчика під час робочого польоту.

Трикомпонентний ферозондовий магнітометр призначений для вимірювання складових вектора напруженості магнітного поля. Він складається з феромагнітних сердечників і обмоток, які чутливі до зовнішніх магнітних полів. У магнітометрі одна з обмоток отримує змінний струм, а з іншої знімається ЕДС, що відображає виміряну напруженість зовнішнього поля. За допомогою ферозондового магнітометра можна визначити проекції вектора напруженості магнітного поля на відповідні вісі системи координат, пов'язаної з літаком. Це надає інформацію про магнітне поле, яка може бути використана, наприклад, для визначення магнітного курсу літака або для навігаційних цілей.

Ферозондовий магнітометр дозволяє виділити та посилити корисний сигнал для отримання точного вимірювання напруженості магнітного поля. Цей пристрій є важливою складовою системи навігації та вимірювання параметрів літака.

Один канал трикомпонентного ферозондового магнітометра складається з наступних компонентів:

Чутливий елемент (ферозонд): Це феромагнітний зонд, який має зустрічно обмотки для збудження та вимірювання. Обмотка збудження використовується для подачі змінного струму, який створює магнітне поле, в якому знаходиться ферозонд. Вимірювальна обмотка охоплює ферозонд і

використовується для зняття сигналу, що виникає внаслідок взаємодії зовнішнього магнітного поля з ферозондом.

Вони забезпечують чутливість до зовнішніх магнітних полів. Один канал магнітометра містить чутливий елемент - ферозонд, який має зустрічно обмотки для збудження та вимірювання. Обмотка збудження подає змінний струм, що створює магнітне поле в межах ферозонда, а вимірювальна обмотка знімає сигнал, що виникає внаслідок взаємодії зовнішнього магнітного поля з ферозондом.

Компенсаційна обмотка також охоплює ферозонд і призначена для компенсації впливів, що можуть спотворити вимірювання, таких як вплив феромагнітних мас літака або інших джерел магнітного поля. Кожен канал магнітометра вимірює проекцію вектора напруженості магнітного поля на відповідну ось системи координат, пов'язану з літаком. Таким чином, ферозондовий магнітометр з трьома каналами дозволяє вимірювати всі три складові вектора напруженості магнітного поля.

Використання ферозондового магнітометра дозволяє точно визначати та вимірювати напруженість магнітного поля у відповідних напрямках, що є важливим для навігації та вимірювання параметрів літака.

ФЧВ - фазочутливий випрямляч;

ІС – інтегратор складовий;

ЗГ – задаючий генератор;

ДЧ є одним з компонентів трикомпонентного ферозондового магнітометра. Він використовується для поділу частоти вихідного сигналу ферозонда на операційному підсилювачі.

Принцип роботи пристрою полягає у впливі змінного поля струму обмотки підмагнічування на сердечники ферозонда. При цьому вимірюється постійне або повільно змінне магнітне поле. Ферозонд має дві обмотки підмагнічування, які з'єднані зустрічно. Це означає, що сумарна ЕДС, що виникає внаслідок магнітних потоків у цих обмотках, дорівнює нулю.



Однак, коли вихідний сигнал ферозонда подається на фазочутливий випрямляч, який контролюється опорним змінним струмом з частотою  $f$  (у даному випадку 4500 Гц), відбувається випрямлення другої гармоніки сигналу. Це призводить до появи сигналу, залежного від амплітуди, який може бути вимірний та використаний для подальшої обробки.

Застосування ДЧ та фазочутливого випрямляча в трикомпонентному ферозондовому магнітометрі дозволяє виділити та посилити корисний сигнал. Цей сигнал містить інформацію про складові вектора напруженості магнітного поля на відповідних осях системи координат, пов'язаної з літальним апаратом (ЛА).

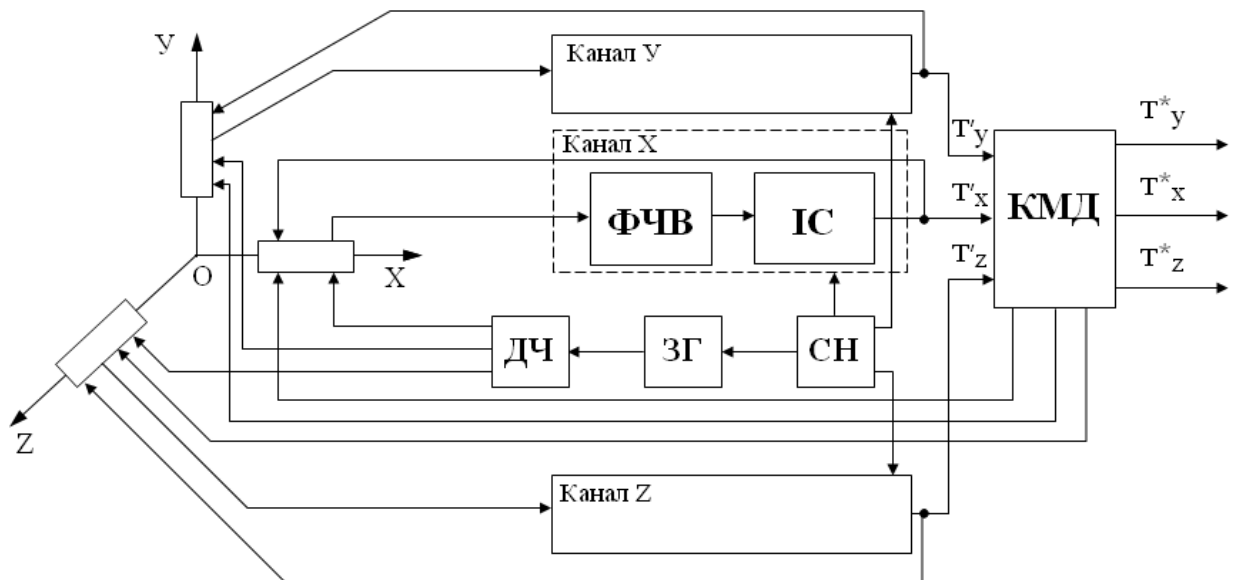


рис. 6.1

Решта складових магнітного поля змінюють свою частоту на  $\omega$  або кратні  $\omega$ , але більше ніж  $2\omega$ . Це спрощує фільтрацію корисної складової.

Інтегратор на інтегральній схемі (ІС) є фільтром низьких частот і здійснює інтегрування тільки постійної складової. Напруга на виході інтегратора зростатиме, поки магнітний потік, створений вимірювальною обмоткою, не буде компенсований магнітним потоком компенсаційної обмотки. Таким чином, напруга на виході інтегратора буде відображати напруженість магнітного поля Землі.

Для правильної роботи магнітометра необхідно живити фазочутливий випрямляч опорною напругою частотою  $f = 4500$  Гц, яка надходить з задаючого генератора (ЗГ). Дільник частоти використовується для живлення обмоток збудження ферозондів змінним струмом частотою  $f = 2250$  Гц. Задаючий генератор і підсилювально-перетворювальний блок живляться від стабілізатора напруги, який є загальним для всіх каналів.

У проектованому ферозонді магнітне поле літака компенсується. Постійне магнітне поле носія компенсується підмагнічуванням ферозондів за допомогою постійного струму. Змінне поле компенсується шляхом введення сигналів про складові напруженості магнітного поля з кожного ферозонда в кожен канал вимірювання через потенціометри. Обмотки компенсації постійного і змінного поля ЛА об'єднані в одну обмотку.

Режим "Контроль 315" включає постійний струм через обмотку підмагнічування для перевірки працездатності і точності магнітометра.

Застосування описаного пристрою спрощує схему магнітометра, усуває похибки, пов'язані з опорною напругою. Фазочутливий випрямляч виділяє лише другу гармоніку, що змінюється разом з опорною частотою, усуваючи похибки через різницю коефіцієнтів сердечників та флуктуації нуля.

Такий магнітометр забезпечує високу точність вимірювань, має менші габаритні розміри і вихідний сигнал у формі постійного струму зручний для подальшої цифрової обробки.

Електрична схема ферозондового магнітометра показана на рис. 6.2 Розглянемо призначення елементів схеми:

ФЧВ 1...3: фазочутливі випрямлячі для виділення та випрямлення другої гармоніки вихідного сигналу з сигнальної обмотки.

ІС 1...3: інтегратори, що інтегрують тільки постійну складову.

Р 1...3: резистори у зворотному зв'язку, з яких отримують сигнал про вимірюване поле.

Р 4...6: потенціометри у зворотному зв'язку, використовуються для підстроювання системи стеження.

R 31...33: резистори у компенсації постійного поля носія, що обмежують струм.

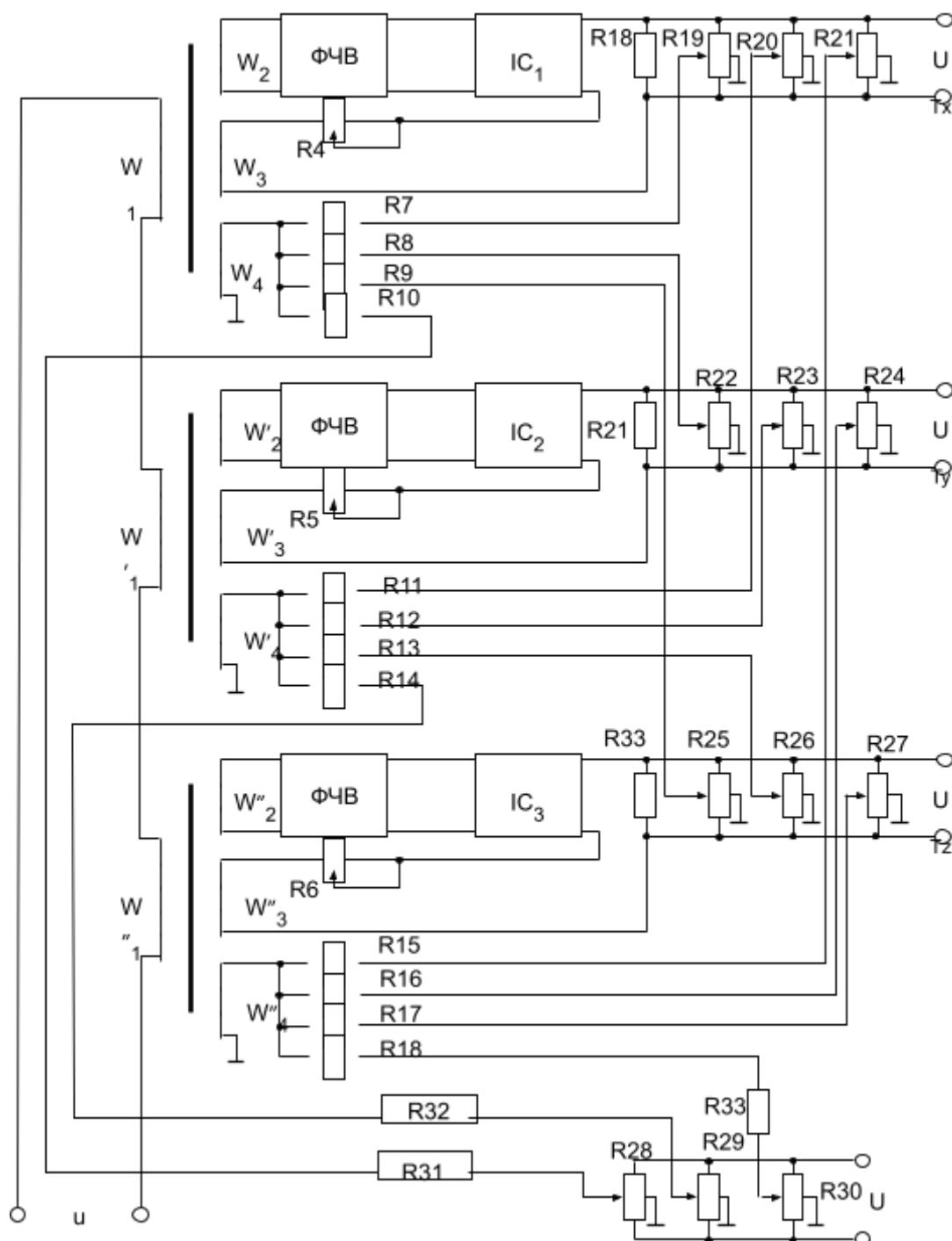


рис. 6.2

## РОЗДІЛ 7

### Розробка методів усунення девіації для трикомпонентного магнітометра

#### 7.1 Традиційний метод визначення і усунення девіації

Застосування методу списання магнітної девіації на аеродромі без урахування вертикальної складової можливе, оскільки інформація про магнітний курс ЛА переважно використовується в горизонтальному польоті. Розглянемо цей метод визначення та списання девіації.

Відомо, що магнітна девіація  $\delta$  може бути представлена рядом Фур'є у вигляді:  $\delta = A + B \sin \psi_i + C \cos \psi_i + D \sin 2\psi_i + E \cos 2\psi_i + \dots$

де  $A$  - постійна складова магнітної девіації;

$B, C$  - коефіцієнти напівкруглої девіації;

$D, E$  - коефіцієнти четвертної девіації.

Девіаційні роботи можуть проводити з поворотом і без повороту ЛА.

#### Усунення магнітної девіації з поворотом ЛА:

##### Перший спосіб - визначення коефіцієнтів девіації:

Підготовка до вимірювання: Літак має бути у визначеному положенні і без електромагнітних та феромагнітних джерел.

Вимірювання: За допомогою магнітного компасу або магнітометра вимірюються значення магнітного курсу ЛА в різних положеннях.

Аналіз результатів: Обчислюються коефіцієнти девіації на основі вимірів. Використовуються математичні методи, такі як регресійний аналіз або калібрувальні таблиці.

Це перший спосіб визначення девіації, який базується на вимірюванні магнітного курсу ЛА і обчисленні відхилень.

##### Другий спосіб - компенсація девіації:

Встановлення компенсатора: За допомогою вимірювань і розрахунків встановлюються компенсатори девіації на борту ЛА.

Перевірка компенсації: Проводиться перевірка ефективності компенсації шляхом порівняння вимірюваних значень з очікуваними даними.

Налаштування компенсатора: У разі необхідності проводяться додаткові налаштування компенсатора.

Виконання девіаційних робіт: Виконуються роботи з поворотом ЛА для визначення коефіцієнтів девіації та здійснення компенсації.

Цей спосіб покращує точність вимірювання магнітного поля і уникнення впливу девіації на навігацію та орієнтацію літака.

**Методика визначення коефіцієнтів девіації:**

1. ЛА розміщується на девіаційному майданчику.
2. Підключається джерело живлення до об'єкта.
3. Управління об'єктом встановлює перемикач в положення МК.
4. Вмикається ІНС та контролюється закінчення точного виставлення.
5. Система переходить у робочий режим.
6. Відкривається кришка КМД-1.
7. На відстані 100-300 м від об'єкта встановлюється теодоліт для пеленгування об'єкта з носа або хвоста. Вимірюється магнітний курс літака за допомогою теодоліта або за установкою об'єкта по лінії девіаційного майданчика.
8. Початковий магнітний курс літака визначається з використанням теодоліта.
9. Теодоліт знімається з триноги і закріплюється на об'єкті за допомогою спеціального кронштейна. Вимірюється кут за шкалою теодоліта.
10. Об'єкт встановлюється на найближчий курс, кратний 45 градусам. За допомогою УПС-9 вимірюється компасний курс.
11. Теодоліт розгортається на тому ж орієнтирі. Вимірюється магнітний курс об'єкту за горизонтальною шкалою теодоліта.
12. Аналогічно визначаються компасний і магнітний курси, розгортаючи ЛА по інших курсах, що кратні 45 градусам.
13. На цих курсах визначається девіація.  $\Delta k = \Psi_e - \Psi_i$
14. Рахуються коефіцієнти девіації

$$A = \frac{\Delta k_{0^\circ} + \Delta k_{45^\circ} + \Delta k_{90^\circ} + \dots + \Delta k_{315^\circ}}{8},$$

$$B = \frac{\Delta k_{90^\circ} - \Delta k_{270^\circ}}{2},$$

$$C = \frac{\Delta k_{0^\circ} - \Delta k_{180^\circ}}{2},$$

$$D = \frac{\Delta k_{45^\circ} - \Delta k_{135^\circ} + \Delta k_{225^\circ} - \Delta k_{315^\circ}}{4},$$

$$E = \frac{\Delta k_{0^\circ} - \Delta k_{90^\circ} + \Delta k_{180^\circ} - \Delta k_{270^\circ}}{4}.$$

Послідовність списання девіації:

1. Компенсується установча похибка А (на будь-якому курсі).

За показником УПС-9 пульту ПНК-7 фіксується значення компасного курсу  $\Psi_e$ , на якому встановлено об'єкт.

А) Якщо  $A$  більше 1,5 градусів, датчик розвертається на кут  $A$  і виконується докомпенсація установчої похибки гвинтами розрядів на КМД-1 за показником УПС-9 до значення:  $\Psi_e = \Psi_e - A$

Якщо  $A$  має знак плюс, то датчик розгортається проти годинникової стрілки і в зворотному напрямку в іншому випадку.

Б) Якщо  $A$  менше півтора градусів, то набором розрядів на КМД-1 і відповідним знаковим розрядом за вказівником УПС-9 встановлюється курс рівний:  $\Psi_e = \Psi_e - A$

2. Проводиться компенсація напівкруглої девіації, якщо коефіцієнти  $C$  і  $B$  перевищують пів градуса.;

А) Компенсується коефіцієнт  $C$  для чого ЛА встановлюється на курс 0 і по УПС-9 записується значення  $\Psi_e$ .

Обертаючи гвинт  $C$  на КМД-1 за вказівником УПС-9 встановлюється курс, рівний:  $\Psi_e = \Psi_e - C$

До гнізд Гн9 і Гн11 КМД-1 приєднується прилад Ц4313 і вимірюється напруга постійного струму  $U_c$ .

Б) Компенсується коефіцієнт  $B$ , для чого об'єкт встановлюється на курс 90 градусів і отримується значення курсу  $\Psi_e$  по УПС-9. Обертанням гвинта  $B$  на КМД-1 по УПС встановлюється курс рівний:  $\Psi'e = \Psi_e - B$

До гнізд Гн10 і Гн12 підключається прилад Ц4313 і вимірюється напруга  $U_B$

3. Проводиться компенсація четвертої девіації, якщо коефіцієнти  $D$  і  $E$  перевищують по модулю пів градуса.

А) Компенсується коефіцієнт  $D$ , для чого об'єкт встановлюється на курс 45 градусів і записується значення курсу  $\Psi_e$  по УПС-9. Обертанням гвинта  $D$  на КМД-1 по УПС встановлюється курс рівний:  $\Psi'e = \Psi_e - D$

До гнізд Гн2 і Гн6 підключається підключається прилад Ц4313 і вимірюється  $U_D$  напруга

б) Компенсується коефіцієнт  $E$ , для чого об'єкт встановлюється на курс 0 градусів і записується значення курсу  $\Psi_e$  по УПС-9. Обертанням гвинта  $E$  на КМД-1 по УПС встановлюється курс рівний:

До гнізд Гн4 і Гн5 підключається Ц4313 і заміряється напругу  $U_D$

4. Визначається залишкова девіація на курсах, кратних 45 градусам для чого ЛА встановлюється на курси кратні 45 градусам. На кожному курсі з допомогою теодоліта за обраним орієнтиром визначається значення магнітного курсу. На кожному курсі обчислюються  $\Delta k$  та  $\Psi_i$

$$\Psi_{ie} = 360^\circ - \Psi_T$$

$$\Delta k = \Psi_e - \Psi_{ie}$$

Якщо залишкова девіація  $\Delta k$  не перевищує градуси, то записується її значення і значення напруг  $U_B, U_C, U_D, U_E$ .

## **7.2 Девіаційні роботи без повороту ЛА**

Девіаційні роботи без повороту ЛА використовуються для визначення та компенсації девіації магнітного поля без необхідності зміни положення ЛА. Цей підхід особливо корисний в ситуаціях, коли поворот ЛА недоцільний або неможливий, наприклад, в умовах польоту або обмежень на землі.

Підготовка до вимірювання є першим кроком у девіаційних роботах без повороту ЛА. ЛА повинен бути у визначеному положенні, де проводяться вимірювання девіації. Важливо вимкнути електромагнітні та феромагнітні джерела, які можуть спотворити результати.

Після підготовки до вимірювання проводяться вимірювання девіації. За допомогою магнітного компасу або магнітометра вимірюються значення магнітного курсу ЛА в різних точках без зміни його положення. Результати вимірювання фіксуються.

Аналіз результатів є наступним кроком. На основі отриманих вимірів проводиться аналіз для визначення коефіцієнтів девіації. Зазвичай використовуються математичні методи, такі як регресійний аналіз або калібрувальні таблиці, для визначення коефіцієнтів девіації.

Після визначення коефіцієнтів девіації проводиться компенсація девіації. Це може включати регулювання потенціометрів або використання інших методів компенсації.

Останнім етапом є перевірка компенсації. Після встановлення компенсатора проводиться перевірка ефективності компенсації. Знову вимірюються значення магнітного курсу ЛА в різних точках, і результати порівнюються з очікуваними даними. Якщо компенсація є задовільною, то робота завершується. У противному випадку, проводяться додаткові налаштування компенсатора.

Девіаційні роботи без повороту ЛА дозволяють визначити коефіцієнти девіації та виконати компенсацію без необхідності зміни положення ЛА. Це допомагає забезпечити точність вимірювання магнітного поля та зменшити вплив девіації на результати навігації та орієнтації літака.



### 7.3 Визначення коефіцієнтів девіації по струмах в сигнальних обмотках

Перспективний спосіб визначення девіації - вимірювання струмів в обмотках індукційного датчика і обчислення девіації. Цей спосіб допомагає скоротити трудовитрати на девіаційні роботи.

Розглянемо спосіб визначення напівкруглої девіації за допомогою індукційного датчика. Постійна і четвертна девіації не залежать від МПЗ і можуть бути визначені одного разу для незмінного об'єкта. Напівкругла девіація змінюється при зміні МПЗ і потребує визначення при експлуатації ЛА. Таким чином, враховуючи постійну і четвертну девіації заздалегідь, залишається визначити тільки напівкруглу девіацію за допомогою індукційного датчика.

Уявімо магнітне поле носія у  $H_\delta$  вигляді сукупності полів  $H_A, H_B, H_C, H_D, H_E$  векторної діаграмою (рис. 7.1)

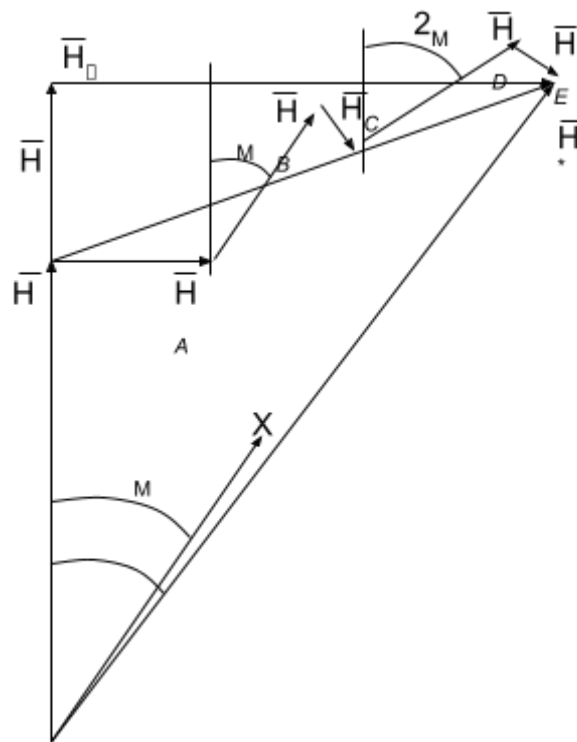


Рис. 7.1

Відповідно до  $\vec{H}^*$  на осі зв'язаної системи координат дорівнюють

$$H_x^* = H \cos \psi_i + H_A \sin \psi_i + H_B + H_D \cos \psi_i - H_E \sin \psi_i$$

$$H_z^* = -H \sin \psi_i + H_A \cos \psi_i + H_C + H_D \sin \psi_i + H_E \cos \psi_i$$

Якщо осі індукційного датчика збігаються з осями  $X, Z$  зв'язаної системи координат, то струми в ланцюгах сигнальних обмоток будуть рівні

$$kI_x = H_x^*, kI_z = H_z^*,$$

або

$$\begin{aligned} I_x &= \lambda(\cos \psi_i + A \sin \psi_i + B + D \cos \psi_i - E \sin \psi_i); \\ I_z &= \lambda(-\sin \psi_i + A \cos \psi_i + C + D \sin \psi_i + E \cos \psi_i), \end{aligned} \quad 7.1$$

де  $\lambda = Hk^{-1}$

Вираз (7.1) розглядаємо як систему двох рівнянь відносно шести змінних. Значить  $\lambda, A, B, C, D, E$ . при відомих значеннях  $\lambda, A, D, E$ . струмів в ланцюгах сигнальних обмоток датчика на одному стоянковому курсі дозволяє визначити коефіцієнти  $B$  і  $C$  напівкруглої девіації.

Після вимірювання струмів в ланцюгах сигнальних обмоток датчика на трьох відомих курсах складаємо систему шостого порядку, на її підставі визначаємо всі коефіцієнти девіації  $A, B, C, D, E$  і параметр  $\lambda$ .

Виберемо для прикладу курси 0, 90, 180 град. Вимірювання струмів в ланцюгах сигнальних обмоток на цих курсах дозволяє у відповідності з (7.1) скласти систему рівнянь

$$\begin{aligned} I_x^0 &= \lambda(1 + B + D), \\ I_z^0 &= \lambda(A + C + D), \\ I_x^{90} &= \lambda(A + B - E), \\ I_z^{90} &= \lambda(-1 + C + D), \\ I_x^{180} &= \lambda(-1 + B - D), \\ I_z^{180} &= \lambda(-A + C - E), \end{aligned}$$

рішенням якої є

$$\lambda = \frac{1}{4}(I_x^0 - I_x^{180} - 2I_x^{90} + I_z^{180} + I_z^0),$$

$$B = \frac{1}{2\lambda}(I_x^0 + I_x^{180}),$$

$$C = \frac{1}{2\lambda}(I_z^0 + I_z^{180}),$$

$$A = \frac{1}{4}(I_z^0 - I_x^0 + 2I_x^{90} - I_x^{180} - I_z^{180}),$$

$$D = \frac{1}{2\lambda}(I_x^0 - I_x^{180}) - 1,$$

$$E = \frac{1}{2\lambda}(I_z^0 - I_z^{180}) - A.$$

Таким чином, шляхом вимірювання струмів в ланцюгах сигнальних обмоток індукційного датчика на трьох курсах визначені коефіцієнти девіації. Звичайним способом на чотирьох курсах можна визначити тільки постійну і кругову девіації.

Надалі рахуємо, що значення постійної і четвертий девіації відомі, тоді, якщо літак встановлений на відомий курс і виміряти струми в  $I_x$  і  $I_z$  ланцюгах сигнальних обмоток датчика, то розв'язуючи (6.1) відносно складових напівкруглої девіації отримаємо:

$$B = I_x \lambda^{-1} - (A - E) \sin \psi_i - (1 + D) \cos \psi_i ,$$

$$C = I_z \lambda^{-1} - (A + E) \cos \psi_i - (1 - D) \sin \psi_i .$$

Однак, залишається невідомий параметр  $\lambda$ . Тому перед виконанням девіаційних робіт датчик без літака встановлюють на девіаційному майданчику по заданному  $\psi_{ii}$  курсу і вимірюють  $I_{xo}, I_{zo}$  струми в ланцюгах сигнальних обмоток. У цьому випадку (відсутність носія) виміряні струми відповідно до (6.1). повинні бути рівні

$$I_{xo} = \lambda \cos \psi_{ii}$$

$$I_{zo} = -\lambda \sin \psi_{ii}$$

Отже, можна визначити параметр, який шукали

$$\lambda = \frac{I_{xo} + I_{zo}}{\cos \psi_{ii} - \sin \psi_{ii}}$$

Для спрощення обчислень доцільно обирати нульовий курс або кратний 90 градусам. Це дозволяє визначити напівкруглу девіацію на одному курсі без поворотів об'єкта. Таким чином, використання методу вимірювання струмів в обмотках сигнальних індукційних датчиків дозволяє значно зменшити зусилля, необхідні для проведення девіаційних робіт.

## **Висновки**

1. В дипломній роботі запропоновано використання трикомпонентного магнітометра для вимірювання магнітного курсу, що дозволяє з використанням ІНС уникнути недоліків існуючих магнітометричних датчиків типу ІД-5, ІД-6.
2. У ході проведених досліджень була розроблена схема магнітного коректору на базі трьохкомпонентного магнітометра з жорстко закріпленими вісями чуттєвості на корпусі ЛА.
3. З цією ціллю на базі моделі Пуассона була розроблена математична модель носія, а також математичні взаємозв'язки(матриці переходу, а також опис алгоритму роботи перетворювача координат і обчислювача) для реалізації вимірювання магнітного курсу за допомогою трикомпонентного магнітометра.
4. Для реалізації магнітного коректора на базі трьохкомпонентного магнітометра розроблені фазочутливі випрямлячі для виділення та підсилення корисного сигналу, пов'язаного з напруженістю магнітного поля.
5. Для усунення девіації розгорнута представлений метод компенсації магнітної девіації на аеродромі. Додатково розроблен перспективний спосіб визначення девіації - вимірювання струмів в обмотках індукційного датчика і обчислення девіації.
6. Головним результатом роботи є розробка повнофункціональної структурної магнітного коректору на базі тривісного магнітометра, принципової схеми її окремих елементів та використання методів списання девіації на землі.

### Список літератури

1. І.А. Середа, М.П. Коваль, В.О. Стрижак “Технічна документація для авіаційних навчальних закладів”, 1992 р.
2. Д.В. Стрельников “Магнітометр, визначення курсу ЛА” , 1979 р.
3. Д.Р. Васильєв, В.В. Захаров “Системи контролю курсу літака”, 1975 р.
4. С.Л. Сом, І.О. Андрієвський “Пілотажні завдання. Зліт і посадка ЛА” 1987 р.
5. В.І. Корж, Д.І. Обдарований “Дослідження в галузі авіації”, 1981 р.
6. Р.С. Величко, У.А. Яковицький, С.А. Яковицький “Автоматичне керування в авіації та літаководіння” 1974 р.
7. Д. Джостер, Д. Брандо “Navigational systems” 1990 р.
8. А.М. Сірниковий, Р. Г. Бечко “Інерціальні мікро навігаційні системи та їхнє застосування” 1976 р.
9. А.П. Юрченко, О.Р. Андрієвський “Розробка магнітометрів та їх використання в авіаційних системах” 1978 р.
10. Ф.С. Богатирчук, П.П. Кайдашев “Технічні вимоги та характеристики для розробки бортових систем” 1983 р.