

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач випускової кафедри

_____ Віктор СИНЄГЛАЗОВ

“ _____ ” _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
“БАКАЛАВР”

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

Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні
процеси і виробництва»

Тема: Магнітний коректор платформної інеціальної навігаційної системи на
основі трикомпонентного магнітометра

Виконавець: студент групи 401Б Хорошко Ростислав Сергійович

Керівник: кандидат технічних наук, доцент Смірнов Олег Ігорович

Нормоконтролер: _____ Філяшкін М.К.

(підпис)

Київ-2024

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

Хорошка Ростислава Сергійовича

- Тема роботи:** «Магнітний коректор платформної інерціальної навігаційної системи на основі трикомпонентного магнітометра»
- Термін виконання проекту (роботи):** з 29 04 2024р. до 3 06 2024р.
- Вихідні дані до роботи:** Розробка структурної та функціональної схем магнітного коректору. Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректору. Дослідження розроблених алгоритмів.
- 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 6.1. Метод визначення і усунення девіації на землі. 6.2 Визначення коефіцієнтів девіації по струмах в сигнальних обмотках.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:

1.Структурна схема ПНК. 2.Умовно зображена система. 3.Блок схема кореляційно. 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 каналу виробу Ц-050. 9.Взаємна орієнтація трьохгранників. 10.Структурна схема вимірювання магнітного курсу. 11.Функціональна схема. 11.Чисельне моделювання. 12.Векторна діаграма. 13. Фазочутливий випрямляч. 14. Електрична схема ферозондового магнітометра.

6. Календарний план-графік

<i>Етапи виконання дипломного проекту (роботи)</i>	<i>Термін виконання роботи</i>	<i>Примітка</i>
Підбір літератури	29.04	Вик.
Технічне завдання	01.05	Вик.
Вступ	01.05	Вик.
1. Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання	03.05	Вик.
1.1. Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання	03.05	Вик.

1.2. Розробка структурної схеми комплексу	03.05	Вик.
1.3. Розробка структурної схеми інерціально-магнітометричної навігаційної системи	03.05	Вик.
2. Аналіз варіантів побудови курсових коректорів з метою підвищення точності азимутального каналу ІНС	07.05	Вик.
3. Розробка алгоритму функціонування магнітного коректору азимутального каналу ІНС на основі трьохкомпонентного магнітометра	09.05	Вик.
4. Розробка структурної та функціональної схем магнітного коректору.	11.05	Вик.
5. Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректора	13.05	Вик.
5.1 Математична модель магнітного поля носія	13.05	Вик.
5.2 Оцінка точнісних характеристик системи	14.05	Вик.
6.1 Метод визначення і усунення девіації на землі	16.05	Вик.
6.2 Визначення коефіцієнтів девіації по струмах в сигнальних обмотках	18.05	Вик.
7. Функціональна схема трикомпонентного магнітометру	20.05	Вик.
8. Дослідження розроблених алгоритмів	22.05	Вик.
Висновки	25.05	Вик.
Оформлення пояснювальної записки	27.05	Вик.

7.Дата **видачі** **завдання**

_____ 29.04.2024 _____

Керівник:

Смірнов О.І.

(підпис)

Завдання прийняв до виконання

Хорошко Ростислав Сергійович

(підпис)

Реферат

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи : «Магнітний коректор платформної інеціальної навігаційної системи на основі трикомпонентного магнітометра»

76с., 25 рис., 1 табл., 10 джерел.

«Магнітний коректор платформної інеціальної навігаційної системи на основі трикомпонентного магнітометра»

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. 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.

Отримані результати підтверджують високу точність та стабільність роботи магнітометра.

Рекомендації щодо використання результатів роботи: розроблений алгоритм 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 літальними апаратами.

ЗМІСТ

Вступ.....	8
1. Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання.....	10
1.1.Аналіз завдань що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС в складі бортового обладнання.....	
1.2 Розробка структурної схеми комплексу.....	15
1.3 Розробка структурної схеми інерціально-магнітометричної навігаційної системи.....	20
2. Аналіз варіантів побудови курсових коректорів з метою підвищення точності азимутального каналу ІНС	27
3. Розробка алгоритму функціонування магнітного коректору азимутального каналу ІНС на основі трьохкомпонентного магнітометра.....	41
4.Розробка структурної та функціональної схем магнітного коректору.....	47
5.Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректор.....	53
5.1. Математична модель магнітного поля носія.....	53
5.2 Оцінка точнісних характеристик системи.....	55
6.Функціональна схема трикомпонентного магнітометру.....	57
6.1.Традиційний метод визначення і усунення девіації.....	57
6.2.Визначення коефіцієнтів девіації по струмах в сигнальних обмотках....	62
7. Функціональна схема трикомпонентного магнітометру.....	65
8. Результат досліджень.....	70
Висновок.....	75
Список використаних джерел.....	76

Список скорочень

ПНК (пілотажно-навігаційний комплекс)
ЛА (літальний апарат)
ТЗ (технічне завдання)
ІНС (інерціальної навігаційної системи)
СНС (супутникову систему навігації)
ДВШЗ (доплерівський вимірювач шляхової швидкості)
БЦОМ (бортовий комп'ютер обробки інформації)
РСБН (радіотехнічна система ближньої навігації)
РСДН (радіотехнічну систему дальньої навігації)
МС(магнітно-навігаційної системи)
ЕОМ (електронно-обчислювальна машина)
ІМНС(інерціальна мікро навігаційна система)
НМП (навігаційної моделі геомагнітного поля)
МПЗ (Магнітне поле Землі)
Індукційний датчик (ІД)
електрорушійна сила (ЕРС),
Корекційний механізм (КМ)
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
дільний частоти (ДЧ)

Вступ

Магнітний курс широко використовується в системах навігації та керування (ПНК), які включають корекцію азимутального каналу інерціальної навігаційної системи, польот за ешелонами, систему посадки VOR/DME та інші подібні системи.

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

Отримання точної інформації про магнітний курс на різних етапах польоту за допомогою традиційних індукційних датчиків, з урахуванням їх конструктивних особливостей, не завжди забезпечує безперервність отримання інформації про магнітний курс літака в умовах маневреного польоту зі зміною його швидкості. Це пов'язано переважно з відхиленням вимірювальної площини магнітометричних зондів від справжньої площини горизонту.

Завдяки високоточному визначенню складових магнітного поля Землі відносно площини горизонту за допомогою інерціальних навігаційних систем (ІНС), розв'язання задачі безперервного визначення магнітного курсу за допомогою тривісного магнітометра стає можливим.

ІНС з магнітним коректором, що базується на трьох компонентах магнітометра, може надавати інформацію навіть під час різких прискорень і маневрів літака. При цьому, азимутальний канал звільняється від карданних, кренових і віражних похибок. Крім того, тривісний магнітометр дозволяє досить точно оцінювати справжній курс літака як у нормальних, так і в аварійних режимах. Інформація від магнітного коректора може бути використана для налаштування ІНС.

Магнітні зонди розташовані так, щоб їх осі чутливості відповідали напрямкам поздовжньої, нормальної і поперечної осей літака. Під час

маневрування літака, магнітні зонди разом з ним рухаються, що призводить до проекції компонентів магнітного поля Землі на осі системи координат, що пов'язані з літаком. Структурна схема трикомпонентного магнітометра магнітного коректора інерціальної навігаційної системи може включати наступні компоненти:

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

Мета:

Цей проект має на меті розробку та впровадження магнітного коректора на основі тривісного магнітометра для платформної інерціальної навігаційної системи. Конкретні цілі включають:

Розроблення алгоритмів корекції магнітного курсу на основі даних, отриманих від тривісного магнітометра.

Проведення експериментальних досліджень для перевірки ефективності та точності запропонованого методу.

Інтеграція магнітного коректора у платформну інерціальну навігаційну систему та тестування на реальних об'єктах.

Завдання проекту включають:

Проведення аналізу існуючих методів корекції магнітного курсу та оцінка їхніх переваг та недоліків.

Розроблення математичних моделей для алгоритмів корекції магнітного курсу на основі даних тривісного магнітометра.

Моделювання та симуляція роботи запропонованого методу корекції на комп'ютері.

Оцінка ефективності та точності розробленого магнітного коректора порівняно з існуючими методами.

РОЗДІЛ 1

1.1 Завдання що вирішують сучасні ПНК з використанням ІНС

Під час польоту літака відбуваються різні основні етапи, включаючи зліт, набирання висоти з розворотом або без нього, виходження на маршрут, підйом на висоту ешелону, крейсерський політ по маршруту, повернення до аеродрому, захід на посадку та безпосередньо сама посадка.

Пілотажно-навігаційний комплекс (ПНК) охоплює сукупність бортових функціонально об'єднаних інформаційних засобів (датчиків), обчислювально-програмних систем, систем автоматичного управління, систем індикації та систем сигналізації. Він створений для забезпечення ефективного управління літаком на всіх етапах польоту, навіть в умовах складної погоди, у будь-який час року та доби, над сушею або морем, надаючи пілотажно-навігаційну інформацію на індикатори та для користувачів.

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

1. Пілотажні завдання:

- Забезпечення стабілізації і відображення кутових положень літального апарату, швидкості та висоти польоту.
- Виконання програмного траєкторного керування під час зльоту, посадки, польоту по маршруту та вирішення спеціальних завдань, у тому числі при низькому польоті.
- Запобігання виникненню недопустимих режимів польоту та вчасне повідомлення про наближення до них.
- Попередження пілота про дії в аварійних ситуаціях та загрозу зіткнення з іншими літаками або землею.
- Забезпечення простого, надійного управління та безпечного застосування на всіх режимах та етапах польоту літака.

2. Навігаційні завдання:

- Автоматичне постійне визначення місцезнаходження літального апарату в географічній, ортодромічній або іншій системі координат.
- Корекцію розрахованих координат за допомогою різних бортових засобів.
- Оперативну зміну маршруту польоту та аеродрому для посадки.
- Визначення поточного часу та контроль за просторово-часовим графіком польоту, відповідно до визначених технічних завдань та завдань на літальний апарат.

3. Спеціальні та допоміжні завдання:

- Неперервний контроль функціональності підсистем ПНК під час польоту та автоматичне вимикання несправних підсистем, з відображенням інформації на систему сигналізації та реєстратори на борту.
- Передача пілотажно-навігаційних параметрів до інших бортових пристроїв.

- Оптимальна обробка надмірної інформації для підвищення точності вирішення пілотажно-навігаційних завдань.автоматичний вивід ЛА в задану точку маршруту;

- Автоматичне направлення літака в задану точку маршруту.
- Автоматичне виконання другого кола при заході на посадку.

Пілотажно-навігаційний комплекс має бути зібраним на основі базових модульних конструкцій з урахуванням уніфікації відповідно до прийнятої класифікації та призначення літального апарату.

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 інтеграції та взаємодії підсистем ПНК з іншим бортовим обладнанням повинні максимально використовувати можливості різноманітних датчиків первинної інформації, забезпечуючи при цьому необхідну точність і захист від перешкод апаратури.

Робочий діапазон ПНК для визначення координат, висоти, швидкості польоту, курсу, кутів крену та тангажу, а також інших параметрів, повинен

відповідати діапазонам використання літального апарата, для якого цей комплекс призначений.

Час безперервної роботи ПНК, протягом якого його характеристики залишаються в заданих межах, повинен відповідати максимальній тривалості польоту літального апарата, для якого він призначений (але не менше 4 годин). Для літаків, обладнаних засобами заправлення в польоті, час безперервної роботи комплексу повинен визначатися в ТТЗ або ТЗ на ПНК.

Імовірність відмови ПНК при автоматичному та напівавтоматичному керуванні, яка призводить до невиконання польоту за маршрутом протягом максимального часу польоту, а також під час посадки, повинна бути не більше $10^{-4} \dots 10^{-5} - 10^{-6}$ відповідно.

Час готовності ПНК, включаючи налаштування інерціальної або курсової системи (незалежно від способу азимутального налаштування), введення вихідних даних та перевірку справності (при будь-яких температурах навколишнього середовища) не повинен перевищувати 15 хвилин. Діапазон та точність інформації, що вимірюється та надається пілотажно-навігаційними системами і приладами, а також інші основні характеристики цього обладнання повинні відповідати ТТЗ або ТЗ конкретного ПНК.

Помилки у визначенні координат місцезнаходження літака не повинні перевищувати $(0,2 + 0,005S)$ км, де S - відстань. Помилки корекції координат залежать від точності роботи корегуючого засобу та не повинні перевищувати 0,4-0,6 км.

Несигналізована відмова або виникнення хибної інформації про просторове положення літака повинні бути вкрай малоімовірними подіями, з ймовірністю не більше $10^{-7} - 10^{-9}$ за 1 рік польоту або за весь політ.

У вирішенні практично всіх вищезазначених завдань велику роль відіграє інформація, отримана від інерціальної навігаційної системи (ІНС). ІНС є високоінформативною навігаційною системою, призначеною для безперервного визначення та надання споживачам даних про складові

абсолютної (відносної) швидкості літака, координати його місцезнаходження та кути орієнтації: крену, тангажу та курсу.

Від точності визначення наведених параметрів залежить успішне вирішення завдань навігації та літаководіння. Перевага інерціальних систем перед іншими навігаційними системами полягає в їхній повній автономності, абсолютній захищеності від завад, а також високій інформативності.

Однак, незважаючи на численні переваги, ІНС мають властивість накопичувати помилки у визначенні координат місця розташування. Крім того, визначення навігаційних параметрів, зокрема кутової орієнтації по крену та тангажу, здійснюється з похибками, що мають коливальний характер з періодом коливань, рівним періоду маятника Шулера. Азимутальний канал ІНС взагалі не є стійким і має тенденцію до розбіжності.

Ці властивості ІНС висувають жорсткі вимоги до точності датчиків первинної інформації, більшість з яких наразі не можуть бути технічно реалізовані. Тому ІНС потребують корекції. Для цього застосовують різні методи і засоби. Як засоби корекції навігаційних параметрів можуть використовуватися кореляційно-екстремальні навігаційні системи, що працюють з інформацією про географічні поля різної фізичної природи, бортові інформаційні датчики (телевізійні, інфрачервоні, радіолокаційні), а також радіотехнічні системи навігації (далекомірні, різницево-далекомірні), які включають наземні та бортові підсистеми. До радіотехнічних систем також належать супутникові системи навігації.

Корекцію азимутального каналу ІНС можна здійснювати за допомогою сучасних геомагнітних навігаційних систем. Їхня перспектива застосування дозволяє визначати магнітний курс за допомогою трикомпонентного магнітометра в умовах маневрового польоту із середньоквадратичною помилкою в межах $0,4-0,8\sigma$. Для досягнення такої точності визначення магнітного курсу необхідно створити детальну модель магнітного поля носія, залежно від типу літального апарата, що використовується.

1.2 Розробка структурної схеми комплексу

На основі завдань та вимог, які ставляться до ПНК, можливо розробити 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 бортову цифрову обчислювальну машину (БЦОМ), яка має наступні переваги:

- Можливість автоматизувати всі аспекти літаководіння завдяки здатності вирішувати як обчислювальні, так і логічні завдання.
- Здатність застосовувати сучасні методи теорії статичних рішень, теорії оптимального керування, а також методи навчання та самонавчання для навігаційних та літаководних завдань.
- Можливість досягнення високої точності вирішення навігаційних завдань.
- Здатність до автоматизованого контролю ПНК.
- Можливість автоматизації процесу програмування польоту. Щодо інформаційної основи, обираємо інерціальну систему навігації (ІНС) з наступними перевагами:
- Повна автономність, без необхідності у зв'язку з зовнішніми джерелами інформації.
- Абсолютна захищеність від завад.
- Висока інформативність, що дозволяє визначати широкий спектр 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 числення координат, формування командних сигналів керування літаком та для видачі споживачам.

Однак ІНС, крім переваг, має свої недоліки, основний з яких полягає у тому, що з часом у визначенні координат місцезнаходження може накопичуватися похибка. Це призводить до необхідності корекції ІНС. Для цього застосовуються різні методи і засоби, такі як кореляційно-екстремальні навігаційні системи, бортові інформаційні датчики та радіотехнічні системи навігації, що складаються з наземної та бортової підсистем.

У склад радіотехнічних систем ПНК включається супутникова система навігації (СНС), що зазвичай входить до комплексу. Основним режимом роботи ПНК є інерціально-супутниковий режим числення координат. Однак надійність навігаційного забезпечення через СНС є недостатньою, тому розроблений комплекс передбачає інші засоби корекції.

У випадках відмови СНС для уточнення інформації про шляхову швидкість, що надходить від ІНС, застосовується доплерівський вимірювач шляхової швидкості та кута зносу (ДВШЗ). Похибки цього вимірювача мають протилежний характер, тобто середня похибка ДВШЗ при визначенні шляхової швидкості є досить мала. Більшість сучасних доплерівських станцій мають ймовірну помилку по швидкості в межах 0,1-0,2%, максимальну помилку над сушею 0,5%, та близько 1% над морем.

ДВШЗ видає 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 радіотехнічна система ближньої навігації (РСБН), тому що вона, крім цього, вирішує також завдання літакокерування та захід на посадку.

Також РСБН є одна з найбільш точних радіотехнічних систем. Середньоквадратична помилка визначення азимута (δ_a) та похилої дальності (δ_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 радіотехнічну систему дальньої навігації (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 - необхідно для розрахунку вектора швидкості вітру та контролю БЦОМ під час попередньої підготовки та в польоті;

- відносної барометричної висоти - використовується для формування командних сигналів керування літаком у вертикальній площині;

- температури зовнішнього повітря - інформація про цей параметр потрібна БЦОМ для вирішення завдань керування літаком.

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

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

- визначати координати місцезнаходження літака для корекції їхніх обчислених значень;

- визначати параметри вітру і вносити корекції в курс;

- визначати кут місця і відстань до перешкоди під час маловисотного польоту.

Корінне поліпшення характеристик точності саме автономної роботи ПНК може бути досягнуте за рахунок застосування в ПНК магнітно-навігаційної системи (МС).

МС відноситься до класу кореляційно-екстремальних навігаційних систем (КЕНС), які є найбільш досконалими системами обробки інформації, що забезпечують автоматичне керування рухом об'єкта по заданій траєкторії. Робота КЕНС базується на порівнянні поточного зображення земної поверхні або орієнтирів з еталонним зображенням, що було отримане напередодні. Розходження у положенні поточного зображення та еталонного зображення у визначеній системі координат дозволяє формувати команду для утримання об'єкта управління на заданій траєкторії. Поточне та еталонне зображення формуються за допомогою різних штучних і природних фізичних полів, таких як оптичні, радіолокаційні, радіотеплові, магнітні, гравітаційні тощо.

Звичайно, МС використовує аномальне магнітне поле, яке можна віднести до природних фізичних полів. Зокрема, термін "природне поле" іноді може бути відомий як "вторинне неорганізоване поле". До неорганізованих полів належить, наприклад, поле радіосигналів, яке утворюється випромінюванням різних радіолокаційних систем.

У системі пілотажно-навігаційного контролю (ПНК), магнітно-навігаційна система виконує роль коригувального пристрою для забезпечення автономної роботи комплексу. Інформаційною основою ПНК є інерціальна система навігації (ІНС), проте властиві інерціальним системам погрішності в установленні курсу та координат місцезнаходження, а також незатухаючі коливання похибок у визначенні швидкості та кутової орієнтації можуть виникати при початкових збуреннях. Демпфірування цих коливань лише за рахунок внутрішніх зв'язків в ІНС може призвести до порушення стійкості відносно прискорень об'єкта і призвести до значних погрішностей.

Спільна робота ІНС із геомагнітними навігаційними пристроями дозволяє, з одного боку, уникнути накопичення погрішностей, а з іншого боку, підвищити точність і захищеність коригувальних пристроїв.

Комплекс, що відповідає сучасним вимогам та має високу точність, - це пілотажно-навігаційний контроль (ПНК). Він використовує інерціальну навігаційну систему (ІНС) для визначення координат з різними видами корекцій, зокрема з безперервною корекцією азимутального каналу ІНС від магнітно-навігаційної системи (МС). Це досягається за допомогою датчиків МС, таких як індукційні або трикомпонентний магнітометр, для визначення магнітного курсу літака.

Корекція ІНС від МС, що використовує аномальне магнітне поле в умовах відсутності сигналів від супутникових та радіотехнічних навігаційних систем, забезпечує точне визначення місцезнаходження літака та автономність роботи ПНК. Основним режимом роботи ПНК є використання інерціально-супутникової навігаційної системи (ІСНС) для визначення координат з корекцією азимутального каналу ІНС від МС.

При відмовах ІСНС 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 зчислених 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 поліпшення точності та надійності вимірів, а також для розширення можливостей геомагнітної навігації, крім магнітних вимірювачів, застосовують додаткові джерела інформації, такі як інерціальне або доплерівське вимірювання шляху, астронавігація.

Спільна обробка навігаційної інформації, отриманої різними методами, відбувається в комплексних навігаційних системах за допомогою бортових електронних обчислювальних машин (ЕОМ). Це забезпечує високий рівень

автоматизації вимірювань і обробки інформації, що дозволяє вирішувати завдання адаптації до змінних умов системи, контролю її стану і забезпечення її живучості.

Структурна схема пропонованого ПНК представлена на рис. 1.1.

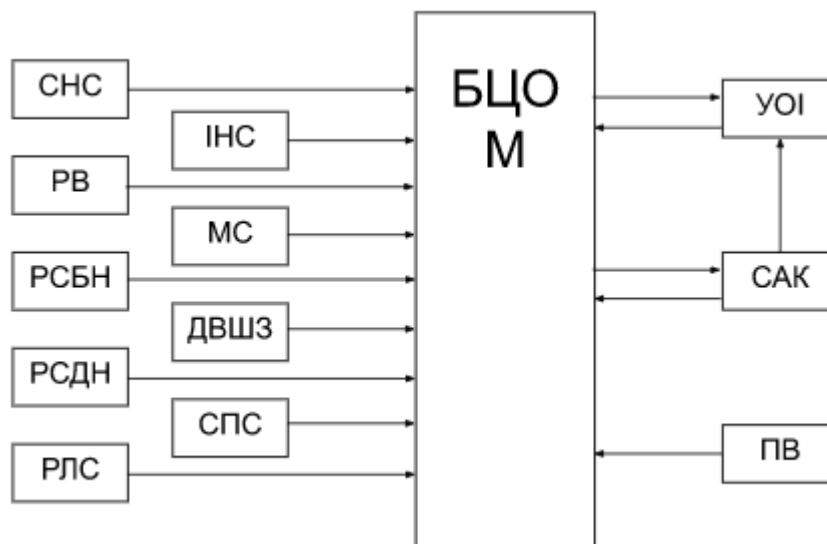


Рис. 1.1

1.3. Розробка структури магнітошного коректору для азимутального каналу інерціальної навігаційної системи

Геомагнітна навігація вивчає методи та засоби збору інформації про лінійні координати, використовуючи вимірювання фізичних параметрів аномального магнітного поля Землі. Основними перевагами геомагнітної навігації є можливість автономного виміру та великий обсяг отримуваної інформації при відповідній організації та обробці вимірювань.

Методи геомагнітної навігації ґрунтуються на порівнянні фізичних параметрів поля, які фіксуються датчиками геомагнітної інформації на об'єкті, з відомими параметрами аномального магнітного поля, що розподілені у просторі відносно Землі (апріорна інформація).

Апріорна інформація про аномальне магнітне поле Землі, зібрана під час багаторічних систематичних вимірювань його параметрів, відображається на топографічних картах з урахуванням висоти польоту та

може бути представлена у вигляді таблиць або аналітичної форми, що "защита" у пам'яті обчислювальної системи бортового обладнання.

Інформаційні властивості МПЗ міняються в широких межах у залежності від географічної широти і відстані від Землі. Крім того, параметри поля міняються 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 змінюється в залежності від висоти спостереження, і навіть на невеликих висотах може досягати значень у сотнях метрів. Проте на сьогоднішній день не існує методів для побудови геомагнітного поля на борту літака у вигляді просторового сигналу, схожого на оптичний (де оптичний сигнал виражений у вигляді функції оптичного контрасту від координат). Наявні датчики геофізичних полів дозволяють вимірювати поле в точці, що відповідає положенню об'єкта навігації в момент вимірювання. Загальна кількість таких вимірів, здійснених у процесі руху, дозволяє створити деяку функцію. Ця функція відображає перетин геомагнітного поля площиною, що збігається з траєкторією руху об'єкта навігації.

Порівнюючи отриману таким чином реалізацію (виділене поточне зображення) з реалізаціями, які відповідають можливим варіантам руху і прив'язані до обраної системи координат, можна визначити місце розташування об'єкта навігації. Зрозуміло, що методи фільтрації поточного зображення в цьому випадку відрізняються від методів фільтрації просторових сигналів, які отримуються в оптичному або радіолокаційному діапазонах електромагнітних коливань.

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

У просторових методах обробки (просторовій фільтрації), операції з виділення елементів та складових зображення проводяться одночасно, в один момент часу. Це означає, що елементи зображення обробляються паралельно,

а не послідовно один за одним. Такі методи використовуються тоді, коли датчиком є матричні приймальні пристрої, особливо популярні в оптиці, і часто називаються растровими системами в інженерній практиці.

Оптичне зображення спостережуваної ділянки земної поверхні будується за допомогою мозаїчного лінійного датчика, де чутливі елементи розміщені у вигляді лінійки. Цей датчик розташований по нормалі до будівельної осі літака, і зображення формується за рахунок зсуву рядка растру, що формується на виході приймача.

У часових методах обробки, на відміну від просторових, використовуються послідовні в часі способи огляду спостережуваного зображення. Такі методи можуть реалізовуватися шляхом сканування поля зору датчика, наприклад, по спіралі або за допомогою руху об'єкта навігації при вимірюванні значення поля "в точці". В усіх випадках зображення спостерігається як функція 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.

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

Радіометричне (радіотеплове)	Просторово-часової Часовий
---------------------------------	-------------------------------

Таблиця 1.1

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.1.2.

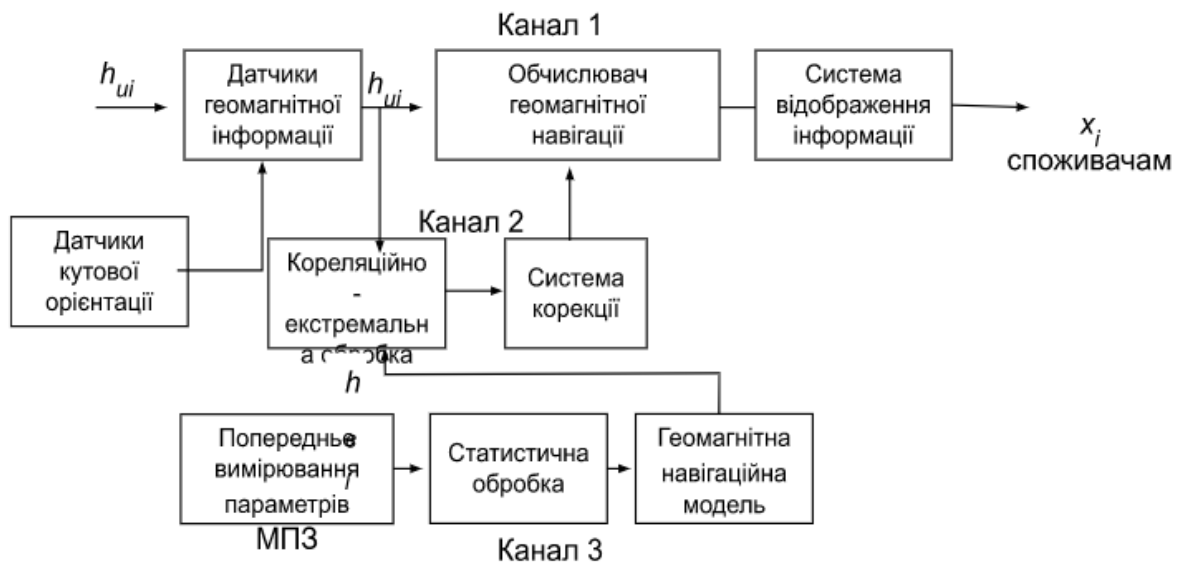


рис. 1.2

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 розташовані на об'єкті і вимірюють параметри аномального магнітного поля Землі (МПЗ), які залежать від координат місцезнаходження. Вихідні сигнали датчиків обробляються в обчислювачі геомагнітного методу навігації, який реалізує відповідні алгоритми для функціонального зв'язку параметрів МПЗ з навігаційними координатами об'єкта:

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

Отримані вихідні сигнали, які містять інформацію про координати x , подаються в системи відображення і споживачам. Апріорна інформація формується в результаті попередніх вимірів параметрів МПЗ, які здійснювалися протягом тривалого періоду спостережень. Ці дані охоплюють весь навколосемний простір або відповідні локальні ділянки. Статистична обробка попередньої інформації дозволяє визначити статистичні характеристики поля, такі як математичне очікування, дисперсія, кореляційні функції пульсації поля, які необхідні для побудови геомагнітної навігаційної моделі. Місце об'єкта визначається шляхом порівняння обмірюваного параметра поля h_{ui} МПЗ, з обчисленим параметром h_{vi} , отриманим із пам'яті БЦОМ. Серед можливих варіантів побудови комплексних геомагнітних навігаційних систем більший інтерес представляє комплекси, побудовані на базі інерціального числення шляху.

Аналіз показує, що тривала робота ІНС із збереженням необхідної точності стає неможливою через збільшення помилок орієнтації в часі. Це обмежує застосування ІНС, що може стати серйозним недоліком. Щоб уникнути цього, потрібна додаткова інформація.

Загалом, для корекції ІНС можна використовувати будь-які виміри фізичних параметрів, які залежать від навігаційних параметрів об'єкта. Ці умови відповідають компонентам геомагнітного поля.

Існують два можливих методи корекції ІНС за координатами: геомагнітна компенсація гравітаційних прискорень та геомагнітна корекція погрешностей каналів числення шляху.

Використання магнітометричної інформації для компенсації гравітаційних прискорень не вичерпує всіх навігаційних можливостей МПЗ. Завдяки застосуванню сигналів магнітометричної системи для корекції погрішностей каналів числення шляху ІНС і покращення динамічних характеристик замкнутих контурів інерціальної системи можна досягти наступних позитивних ефектів:

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.

Магнітна компенсація гравітаційних прискорень може бути найбільш ефективною для систем навігації космічних апаратів, оскільки вони перебувають у безгравітаційному середовищі, де гравітаційні впливи на їх рух мінімальні. З іншого боку, системи магнітометричної корекції каналів числення шляху можуть бути застосовані на різних об'єктах, оскільки вони не обмежені гравітаційним впливом.

Проте, технічна реалізація інерціальних, магніто-навігаційних систем пов'язана з труднощами через складність алгоритмів та потребу в потужних обчислювальних пристроях. Такі системи вимагають великої обробки даних та складних математичних розрахунків для надання точних навігаційних параметрів. 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 Δh_i рівний:

де \vec{g} - вектор градієнта поверхні; $h_i = \text{const}$; \vec{i} - вектор виправлення до n - мірного вектора стану об'єкта; h_{ui} , h_{gi} - обмірюване й обчислене значення компонента поля h_i .

Структурна схема ІМНС представлена на рис. 1.3.

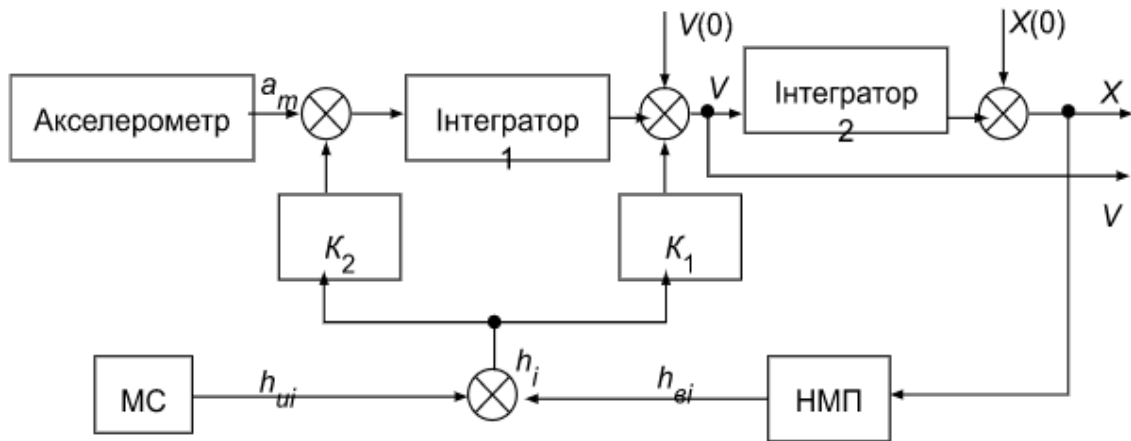


рис. 1.3.

Компонента h_{ui} геомагнітного поля, умовно позначеного T , вимірюється за допомогою магнітометричної системи (МС) і порівнюється з відповідною компонентою h_{ei} навігаційної моделі геомагнітного поля (НМП). Ця компонента отримується в НМП за інформацією про поточну координату, зчислену в ІНС. При наявності похибки координати h_{ui} не буде дорівнювати h_{ei} . За різницею Δh_i здійснюється швидкісна корекція ІНС. Контур K_2 уводиться 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, які зчислені в ІНС, за допомогою магнітної системи стає необхідною тільки у випадку повної відмови всіх радіотехнічних навігаційних систем корекції у цивільній авіації. Для військових літаків цей режим стає основним у разі примусового радіомовчання або випадків активних радіотехнічних завад від супротивника. Проте постійна корекція параметрів орієнтації, зокрема азимутального каналу ІНС, від магнітної системи завжди є ключовою функцією інерціально-магнітометричної навігаційної системи.

У роботі детально розглянуто процес азимутальної корекції ІНС за допомогою магнітної системи, побудованої на базі індукційного датчика. Ця система має три жорстко закріплені магнітні зонди, чутливі осі яких відповідають напрямкам поздовжньої, нормальної і поперечної осей, пов'язаних з системою координат літака.

РОЗДІЛ 2

2. Аналіз варіантів побудови сучасних магнітних коректорів азимутального каналу ІНС та їх недоліки

Курсові прилади та системи в авіації призначені для точного визначення курсу літака (напрямку його руху). Курс літака - це кут між заданим напрямком на землю у горизонтальній площині та горизонтальною проекцією поздовжньої осі літака.

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

Курсові прилади можуть включати такі компоненти, як магнітний компас, гіроскопічний платформний компас, вимірювачі кутової швидкості (гіроскопи), системи GPS (Global Positioning System), системи інерціальної навігації (INS), системи автопілота та інші прилади та системи, які забезпечують 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 цьому дослідженні розглядаються датчики курсу, які використовують магнітне поле Землі для надання інформації про курс літака. Такі датчики відомі як магнітомери.

Магнітне поле Землі (МПЗ) характеризується напруженістю, тобто силою, що діє на одиничну масу в даній точці, та його напрямком. У загальному випадку МПЗ є складною векторною функцією координат місцезнаходження і часу. Шляхом довготривалих спостережень було 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;

δT_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.

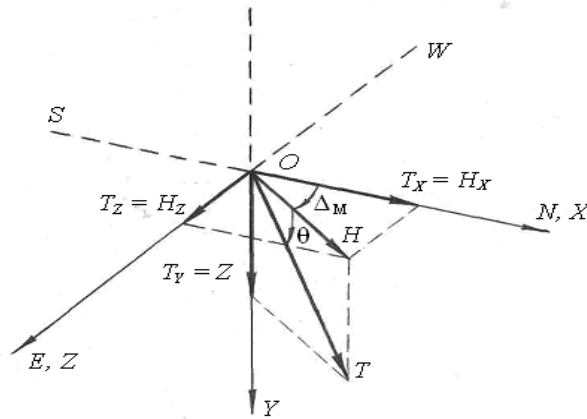


рис. 2.1.

У навколосемному 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.

Індукційний датчик (ІД) використовується як альтернатива іншим типам датчиків для визначення магнітного курсу літака. Принцип його роботи базується на явищі електрорушійної сили (ЕРС), яка виникає в обмотці датчика під впливом магнітного поля Землі.

Під час роботи індукційного датчика зміна магнітного поля, спричинена рухом літака, створює електрорушійну силу в обмотці датчика. Ця електрорушійна сила призводить до виникнення електричного струму, який залежить від кута між магнітним полем і напрямком руху літака. Шляхом вимірювання цього струму можна визначити магнітний курс літака.

Індукційні датчики мають кілька переваг у порівнянні з магнітними компасами, оскільки вони менш чутливі до зовнішніх магнітних полів і мають менші помилки. Однак вони все ж можуть бути піддані впливу металевих предметів або електромагнітних полів у певних ситуаціях.

Застосування індукційних датчиків в авіації дозволяє отримати більш точну інформацію про магнітний курс літака, яка 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 Φ . Зустрічна сигнальна обмотка охоплює обидва стрижня (див. рис. 2.2.).

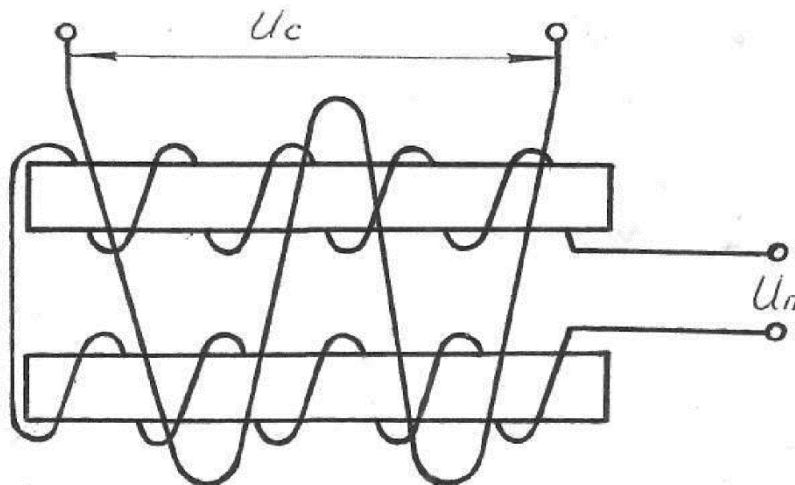


Рис. 2.2.

Чутливий елемент індукційного компасу розміщується в корпусі, який заповнений рідиною, за допомогою карданного підвісу, що забезпечує два ступені свободи. Цей підвіс не обертається навколо осі літака, але забезпечує вільний рух в горизонтальній площині. Вгорі чутливого елемента розміщений поплавок, а знизу - вантаж, які допомагають зберегти стабільність та горизонтальне положення елемента.

Загалом, індукційний компас складається з індукційного датчика, підсилювача і вказівника. Завдяки підсилювачу з великим коефіцієнтом посилення індукційний компас може бути ефективно використаний на високих магнітних широтах.

Індукційні компаси зазвичай мають більшу точність, ніж магнітні, але їхні похибки суттєво залежать від умов експлуатації та калібрування. Вони можуть мати подібні за природою похибки порівняно з магнітними компасами.

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 інерціальні навігаційні системи (ІНС) є основою для вирішення завдань курсоіндикації в авіації. ІНС забезпечують високу точність та надійність визначення курсу літака безпосередньо від самої системи, незалежно від зовнішніх джерел інформації.

Магнітні коректори грають важливу роль у виправленні недоліків ІНС, зокрема у вирішенні проблеми дрейфу гіроскопів, який може призвести до зниження точності визначення курсу з часом. Для подолання цього недоліку застосовується періодична корекція, яка проводиться за допомогою інших навігаційних систем, що працюють на інших фізичних принципах.

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

Застосування магнітного коректора у ІНС дозволяє зменшити вплив дрейфу гіроскопів на точність визначення курсу та забезпечує стабільну роботу системи протягом тривалого польоту.

Тепер давайте розглянемо пристрій і роботу магнітних коректорів, які є найбільш поширеними на сучасних літаках, зокрема системи курсовертикалі 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.

Система "індукційний трикутник-сельсин-трансформатор" в ІНС має важливу роль у визначенні магнітного курсу літака. Чим більше неузгодженість цієї системи, тим більше індукована напруга в обмотці ротора.

Отримана напруга з обмотки ротора подається на вхід підсилювача, а потім на керуючу обмотку двигуна, який, через редуктор, рухає ротор сельсина в положення, відповідне нульові електрорушійній силі.

Корекційний механізм КМ-5 виконує кілька важливих функцій, пов'язаних з роботою магнітного коректора в ІНС:

1. 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 поєднувати дані про курс з різних джерел і покращує точність визначення курсу літака.

2. Усунення четвертої девіації та інструментальних похибок: КМ-5 коригує систему ІКВ-2Н для усунення четвертої девіації (одна з компонент магнітної девіації) і зменшення інструментальних похибок. Це допомагає підвищити точність визначення курсу ІНС.

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

Ці функції допомагають забезпечити стабільну та точну роботу магнітного коректора в ІНС під час польоту.

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 крамальери, 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;

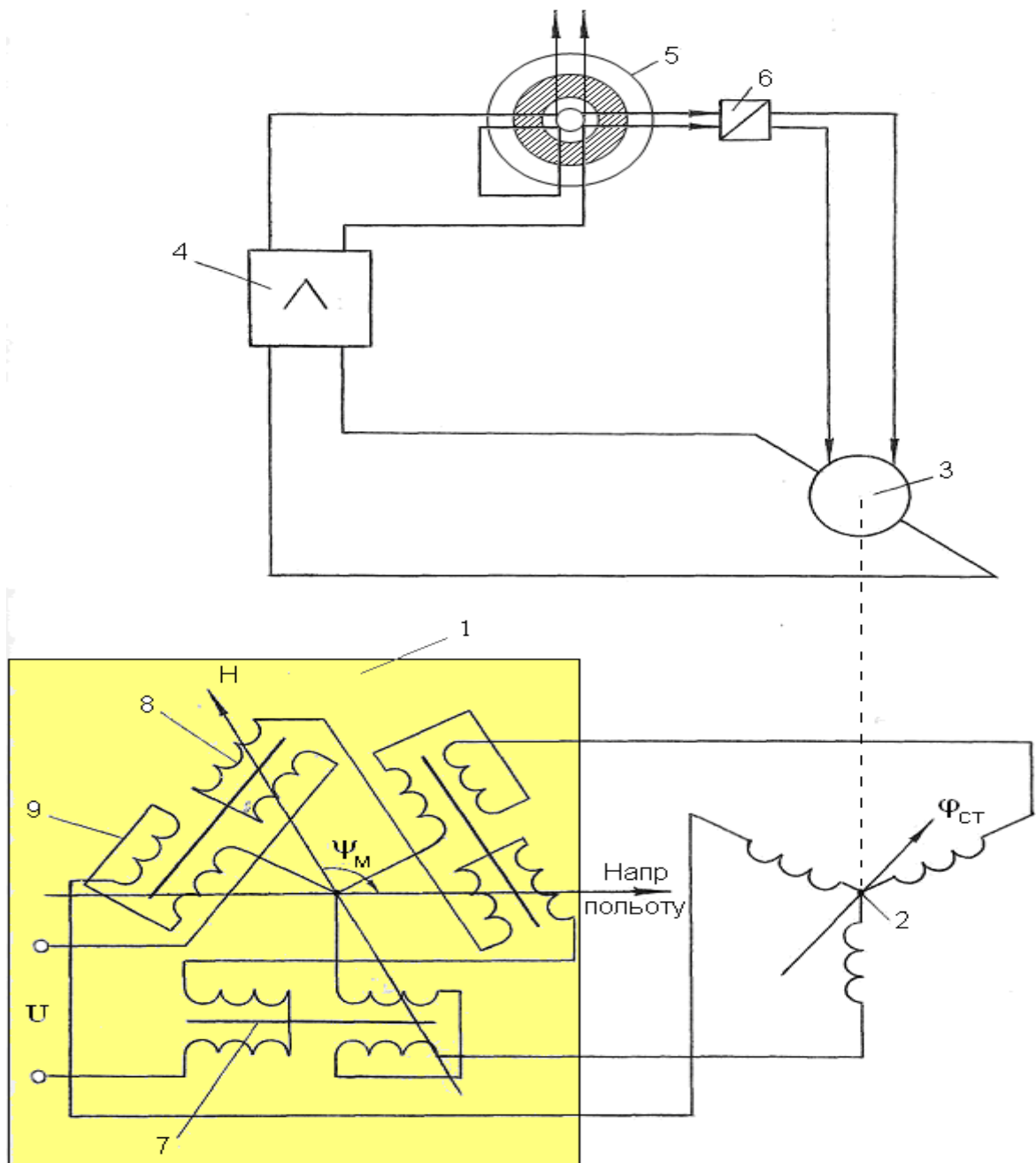


Рис. 2.3.

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

ІД-6

Індукційний датчик-6 (ІД-6) є ключовим елементом в авіаційних системах для визначення магнітного курсу літака. Він функціонує завдяки спеціально розташованим датчикам, які реагують на магнітне поле Землі. Ці датчики виявляють магнітне поле і генерують відповідні електричні сигнали, які потім обробляються іншими системами літака.

ІД-6 зазвичай інтегрується в складі Пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) літака. Він надає інформацію про магнітний курс пілоту через системи відображення та управління літаком. Це дозволяє пілоту точно визначати напрямок руху літака та ефективно керувати ним під час польоту.

Так, проблеми, пов'язані з індукційними датчиками, можуть виникати через вплив зовнішніх факторів, таких як електромагнітні поля, металеві конструкції або електронні пристрої на борту літака. Ці фактори можуть призводити до неточностей у вимірюванні магнітного курсу. Додатково, пошкодження або несправність датчика також можуть призвести до проблем з вимірюванням.

Враховуючи це, важливо регулярно перевіряти та калібрувати індукційні датчики, включаючи ІД-6, для забезпечення їх правильної роботи та точності вимірювань магнітного курсу. Крім того, можуть використовуватися додаткові системи та датчики на борту літака для резервного вимірювання магнітного курсу та забезпечення безпеки польоту. Такий підхід допомагає зменшити ризик виникнення проблем і забезпечує надійність та безпеку авіаційних систем.

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

1. Під час активних маневрів, особливо при швидких змінах кута нахилу або розвороту, індукційні датчики можуть допускати помилки

вимірювання, що може призвести до неточностей у навігації.

2. **Перевантаження:** Під час виконання акробатичних маневрів або маневрів з високими перевантаженнями, індукційні датчики можуть виявляти надмірні навантаження або навіть вийти з ладу через перевантаження, що перевищують їхні можливості.

3. **Вплив електромагнітних перешкод:** Індукційні датчики можуть бути чутливими до електромагнітних перешкод або впливу інших електронних систем на літаку, що може спричинити інтерференцію або спотворення вимірювань.

4. **Калібрування:** Індукційні датчики потребують регулярної калібрування для забезпечення точності і надійності вимірювань. Під час маневрів можуть виникати виклики з калібруванням, особливо при значних змінах параметрів польоту. Для підтримки індукційних датчиків і підвищення точності можуть використовуватися інші типи датчиків, такі як акселерометри, гіроскопи, магнітний компас та GPS.

Магнітний коректор включає у свою конструкцію спеціальні особливості, такі як використання двозондового індукційного датчика разом із вхідним синусо-косинусним трансформатором корекційного механізму. Ця система дозволяє ефективно компенсувати помилки визначення напрямку магнітного меридіана навіть в умовах прискорення літака. Додатково, шляхом формування постійних струмів в обмотках сигнальних зондів можна компенсувати напівкругову магнітну девіацію.

Така конструкція дозволяє отримувати більш точне визначення напрямку магнітного меридіана навіть за умови прискорень під час польоту. У результаті, система компенсації забезпечує корекцію помилок і забезпечує більш точну навігацію за допомогою магнітного коректора.

Застосування двухзондового 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 відрізняється важливими особливостями, які дозволяють йому працювати з двома гіроскопічними агрегатами шляхом видачі вихідних сигналів синусо-косинусного трансформатора (СКТ). Крім цього, цей пристрій може компенсувати три складові магнітної девіації (кругову, напівкруглу і четвертну), а також інструментальні похибки. Індукційний датчик ІД-6 та корекційний механізм КМ-2 спільно забезпечують дистанційне передавання інформації та введення значень магнітного схилення або курсу стоянки літака.

Магнітний коректор, що складається з КМ-2 та ІД-6, має вбудовану систему контролю, відому як "контроль 315". При натисканні відповідної кнопки на КМ-2, сигнальні обмотки зондів ІД-6 підключаються до джерела постійного струму. Це створює магнітне поле з орієнтацією, що відповідає осі чутливості магнітних зондів. При цій орієнтації індикатор корекційного механізму повинен показувати значення магнітного курсу 315 ± 10 градусів.

Отже, магнітний коректор, що складається з КМ-2 та ІД-6, сприяє використанню системи контролю "контроль 315", щоб перевіряти та налаштовувати магнітний курс. Ця система гарантує точність і надійність визначення магнітного курсу літака та контролює правильну функціональність корекційного механізму.

Робота магнітного коректора в інформаційному комплексі вертикалі та курсу ІНС Ц-050 полягає в наданні споживачам значень магнітного курсу, відомого як гіромагнітний курс, який обчислюється в обчислювальному пристрої БУС-3 на основі гіроскопічного курсу, магнітного курсу та магнітного схилення. Значення магнітного курсу формуються в магнітному коректорі за допомогою ІД-6 та функціональних елементів блоку БУС-3, таких як підсилювач магнітного каналу УМК-1 та компенсатор 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 напівкровою та четвертною девіації, а також інструментальні похибки. Усунення кругової девіації здійснюється в УВ-4 блоку БУС-3.

Постійна похибка та напівкровога девіація ІД-6 компенсуються через кодний зв'язок з компенсатором магнітної девіації КМД-1, який взаємодіє з обчислювальним пристроєм УВ-4 блоку БУС-3. У КМД-1 використовується перемикач, щоб сформувати восьмирозрядний двійковий паралельний код, пропорційний коригуючому куту, який потім підсумовується з магнітним курсом, враховуючи напівкровога та четвертну девіації та інструментальні похибки за допомогою УВ-2.

Для компенсації напівкровога девіації та інструментальних похибок у КМД-1 використовуються стабілізатори напруги, через які до сигнальних обмоток ІД-6 подаються постійні струми. Величина цих струмів регулюється і вводиться при девіаційних операціях на об'єкті.

Після компенсації девіації півкровога та четвертного характеру магнітний курс перетворюється на ПАК-4 в код і усереднюється в

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

обчислювальному пристрої БУС-3

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

Значення обчислюється в УВ-4 по формулі:

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

Формування гіромагнітного курсу проводиться в обчислювальному пристрої за законом

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

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 - індукційний датчик;

ПМК - підсилювач магнітного каналу;

КМД - компенсатор магнітної девіації;

ПАК - перетворювач аналог-код;

ОП - обчислювальний пристрій;

ПКА - перетворювач код-аналог;

ПК - перетворювач кодів.

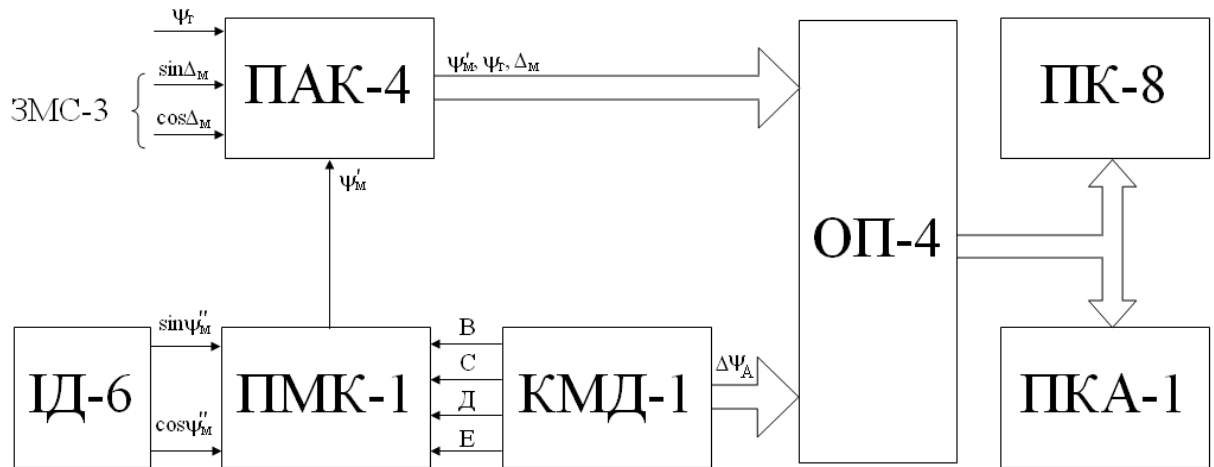


рис 2.4

В існуючих інерціальних системах використання інформації від магнітного коректора, що базується на індукційному датчику, обмежувалося переважно тривалими польотами або аварійними ситуаціями, коли відмовляв курсовий канал. У нормальних умовах польоту по курсу або при тривалості польоту менше двох годин корекція за магнітним коректором не рекомендувалася через меншу точність порівняно з гірополукомпасом. Також, при використанні системи в режимі магнітної корекції та перевищенні допустимих прискорень магнітна корекція вимикалася, оскільки покази індукційного датчика суттєво спотворювалися, особливо під час

енергійного маневрування літака по кутах крену і тангажа.

ІНС з магнітним коректором на базі трикомпонентного магнітометра може надавати інформацію при будь-яких прискореннях і маневрах літака. При цьому азимутальний канал не піддається карданним, креновим або віражним похибкам. Крім того, за допомогою трьохкомпонентного магнітометра можна досить точно визначати справжній курс літака як в аварійних, так і в автономних режимах. Інформація від магнітного коректора може використовуватися для виправлення ІНС. Орієнтація осей магнітометра за зв'язаними осями літака спрощує проведення девіаційної роботи, дозволяє автоматизувати процес і виконувати його у польоті.

3. Розробка алгоритму функціонування магнітного коректору азимутального каналу ІНС на основі трьохкомпонентного магнітометра.

У даному розділі розглядається створення алгоритму для операції магнітного коректора азимутального каналу Інерціальної навігаційної системи (ІНС), використовуючи трикомпонентний магнітометр. Основною метою цього коректора є компенсація впливу магнітного поля Землі на вимірювання азимутального каналу ІНС.

У процесі розробки використовується індукційний датчик з трьома магнітними зондами, які фіксуються жорстко. Розташування цих зондів дозволяє їх осі чутливості відповідати напрямкам поздовжньої, нормальної і поперечної пов'язаних осей літака. Під час маневрування літака магнітні зонди разом з ним рухаються, що призводить до проєкції складових напруженості магнітного поля Землі на осі системи координат, пов'язаної з літаком.

Розроблений алгоритм враховує ці проєкції і здійснює компенсацію впливу магнітного поля Землі на вимірювання азимутального каналу ІНС. Це забезпечує точність та надійність визначення азимутального курсу літака незалежно від впливу магнітного поля Землі.

Головною метою розробленого коректора є отримання інформації про проєкції вектора напруженості Магнітного Поля Землі (МПЗ) на осі

нормальної земної системи координат $OX_gY_gZ_g$. 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 проєкціям вектора напруженості МПЗ на осі ортогонального тригранника. Цей тригранник повертається навколо поздовжньої осі літака на кут, що дорівнює значенню кута крену.

Отримані сигнали перетворюються відповідно до кута тангажу літака для формування сигналів, які відповідають проєкціям вектора напруженості Магнітного Поля Землі (МПЗ) на осі ортогонального тригранника. Тригранник складається з однієї вертикальної осі та двох горизонтальних осей, причому одна з горизонтальних осей спрямована в напрямку горизонтальної проєкції поздовжньої осі літака.

Це перетворення адаптує сигнали до кута тангажу літака, щоб вони відображали проєкції вектора МПЗ на відповідні осі тригранника, узгоджені з орієнтацією літака у просторі. Таким чином, залежно від кута тангажу літака, сигнали коригуються, щоб правильно відображати проєкції вектора МПЗ на осі тригранника.

За допомогою матриць-операторів напрямних косинусів $L(\vartheta)$ і $L^{-1}(\vartheta)$ визначаються проєкції вектора напруженості МПЗ на осі кожної з згаданих систем координат. Значення цих проєкцій 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} - проєкції вектора \bar{T} на осі тригранника $X1Y1Z1$.

На рис.3.1 в) представлена взаємна орієнтація трьохгранників $X1Y1Z1$ і XYZ , що обумовлена кутом крену літака. Матриці-оператори напрямних 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 проєкції вектора \bar{T} на осі XYZ , що пов'язані з модельованими магнітними зондами.

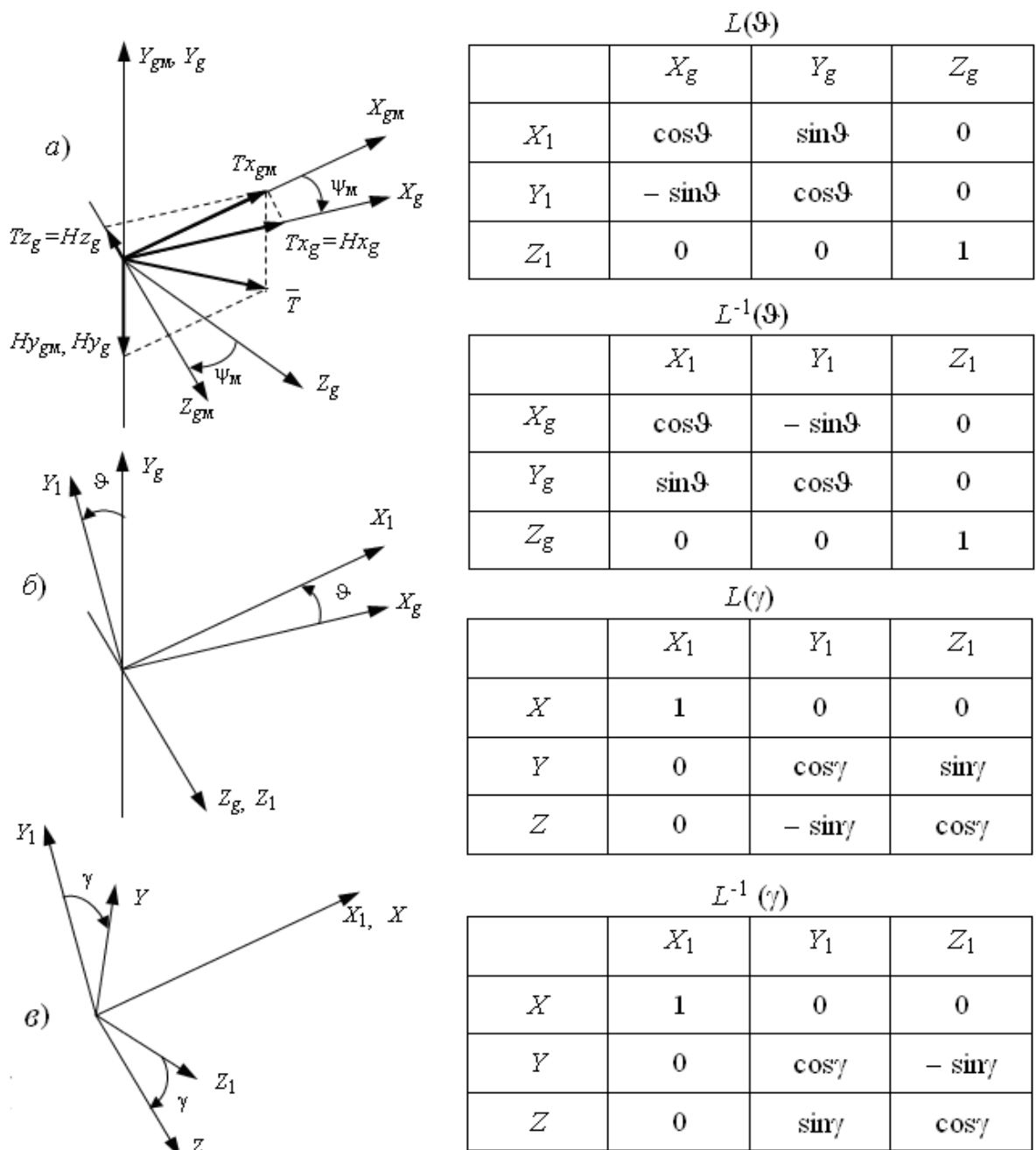


Рис. 3.1

З рис.3.1 також випливає:

$$\operatorname{tg}\psi_i = \frac{H_{zg}}{H_{xg}} \tag{3.1}$$

Тоді з виразу 4.1. виходить:

$$\psi_i = \operatorname{arctg} \frac{H_{zg}}{H_{xg}} \tag{3.2.}$$

Алгоритм функціонування магнітометра заснований на використанні матриць переходу і відповідних виразів для визначення магнітного курсу. Цей алгоритм забезпечує обробку сигналів з магнітометра та 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 4.2, враховуючи що $H_{zg} = T_{zg}$ і $H_{xg} = T_{xg}$ виходить

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

На підставі вище наведених діаграм, матриць переходу, а також формули 3.4 можна розробити алгоритм роботи перетворювача координат і обчислювача. Структура алгоритму представлена на 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 Інерціальної навігаційної системи (ІНС), що 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

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. Така 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 Магнітного Поля Землі на осі ортогонального тригранника з однією вертикальною та двома горизонтальними осями.

5. Матриці переходу та відповідні вирази для визначення магнітного курсу: Використовуються для обчислення магнітного курсу на основі отриманих сигналів.

6. Блок визначення проекцій вектора напруженості МПЗ на відповідні осі системи координат^{**}: Цей блок виконує розрахунки для визначення проекцій вектора напруженості Магнітного Поля Землі на відповідні осі тригранника.

7. ^{**}Вихідна система координат $Ox_gY_gZ_g$: Використовується для вимірювання проекцій вектора напруженості МПЗ.

Ця структурна схема не лише забезпечує точне та надійне визначення магнітного курсу літака з використанням магнітного коректора на базі трикомпонентного магнітометра, але й дозволяє ефективно обробляти сигнали з магнітометра, враховувати значення кута тангажу літака та визначати проекції вектора напруженості Магнітного Поля Землі на відповідні осі системи координат.

На рис. 4.1 показана структурна схема вимірювання магнітного курсу, яка складається з таких елементів:

ТКФМ (трикомпонентний ферозондовий магнітометр) 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 включає наступні компоненти:

1. Індукційний датчик з жорстко закріпленими трьома зондами, призначений для вимірювання напруженості магнітного поля Землі в трьох взаємно перпендикулярних напрямках. Розташування цих зондів на літаку дозволяє виміряти відповідні компоненти магнітного поля.

2. Підсилювально-перетворювальний блок, що забезпечує підсилення сигналів, отриманих від індукційного датчика, і їх перетворення в зручний для подальшої обробки формат.

3. Компенсатор магнітної девіації, який використовується для усунення 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.

Загалом, ТКФМ забезпечує вимірювання і обробку сигналів, що відображають проекції вектора напруженості магнітного поля Землі на осі літакової системи координат, і враховує фактори, такі як постійне магнітне поле літака і феромагнітні маси, що можуть впливати на точність в

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

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

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

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

де T_x, T_y, T_z - 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 обчислювального пристрою (ОЧ). Перетворювач призначений для пере проектування 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:

$$T_{x1} = T_x$$

$$T_{y1} = T_y \cos \gamma - T_z \sin \gamma$$

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

У результаті цього перетворення отримуємо складові напруженості МПЗ в проекціях на осі OX, Y, Z , (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:

$$T_{xg} = T_{x1} \cos \vartheta - T_{y1} \sin \vartheta$$

$$T_{yg} = T_{y1} \cos \vartheta + T_{x1} \sin \vartheta$$

$$T_{zg} = T_{z1}$$

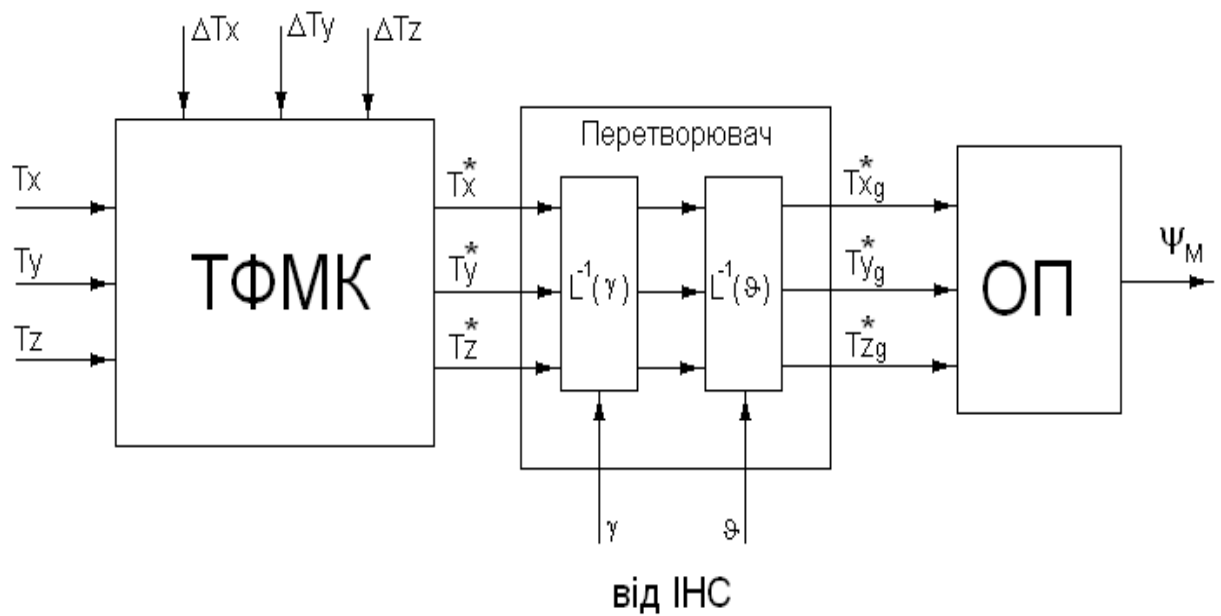


рис. 4.1.

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.

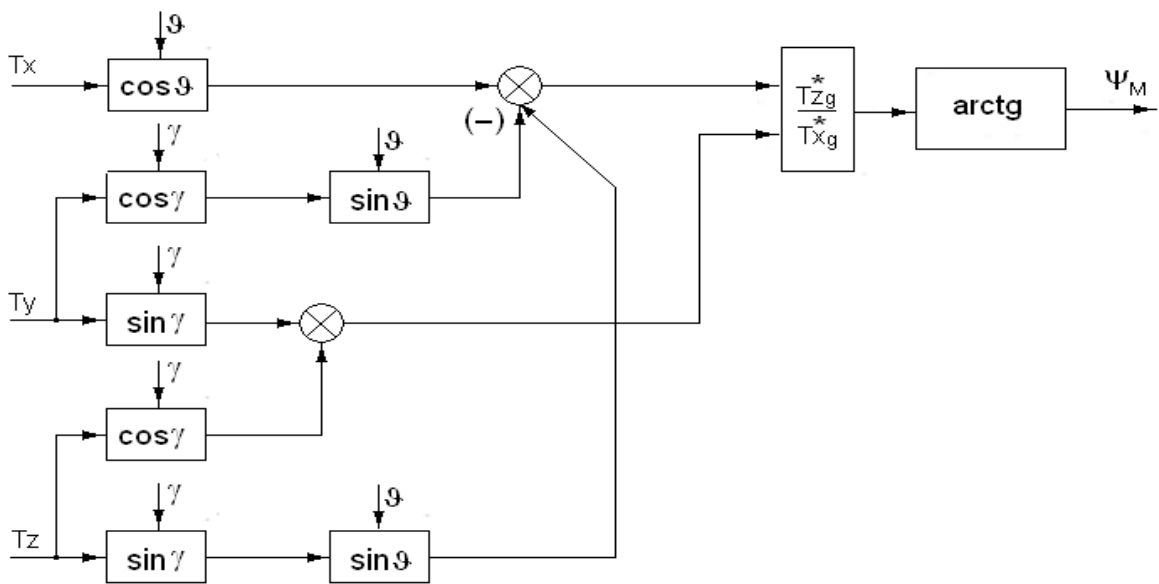


рис. 4.2.

РОЗДІЛ 5

5. Дослідження алгоритму функціонування магнітного коректора

5.1. Математична модель магнітного поля носія

Для вирішення завдань визначення та компенсації магнітної девіації важливо розробити математичну модель магнітного поля носія (МПН). Основні джерела МПН, які можуть впливати на девіацію, включають:

1. Постійне намагнічування феромагнітних мас носія: Це може статися через наявність постійних магнітних матеріалів на носії, таких як магнітні компоненти або системи управління. Це намагнічування може створювати додаткові магнітні поля, які впливають на точність вимірювання.

2. Індуктивне намагнічування феромагнітних мас носія: Рухомі феромагнітні елементи на носії, такі як двигуни або реле, можуть створювати змінні магнітні поля через індуктивні ефекти. Ці змінні поля також можуть впливати на вимірювання індукційного датчика.

3. Магнітне поле електронавантажень: Електронавантаження на носії, такі як електронні пристрої або джерела живлення, можуть генерувати магнітні поля, які впливають на магнітний датчик. Це може бути особливо важливим при використанні потужних електромагнітних джерел або пристроїв з великою електричною потужністю.

4. Магнітне поле реактивних двигунів: Реактивні двигуни, такі як електричні двигуни, можуть генерувати змінні магнітні поля через свою роботу. Ці змінні поля також 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:

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

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:

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

При вимірах модуля вектора \bar{T} користуються моделлю МПЗ, яку легко отримати Спроектувавши проєкції (6.1) на напрям вектора \bar{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 α, β, ω - кути між вектором \bar{T} і осями носія X, Y, Z , тобто кути що визначають орієнтацію магнітометра відносно \bar{T} .

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

5.2 Оцінка точносних 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 $\Delta\alpha$ рівною ± 10 кутових хвилин, похибка у визначенні магнітного курсу становить 25 кутових хвилин. Моделювання представлено на рис. 5.1

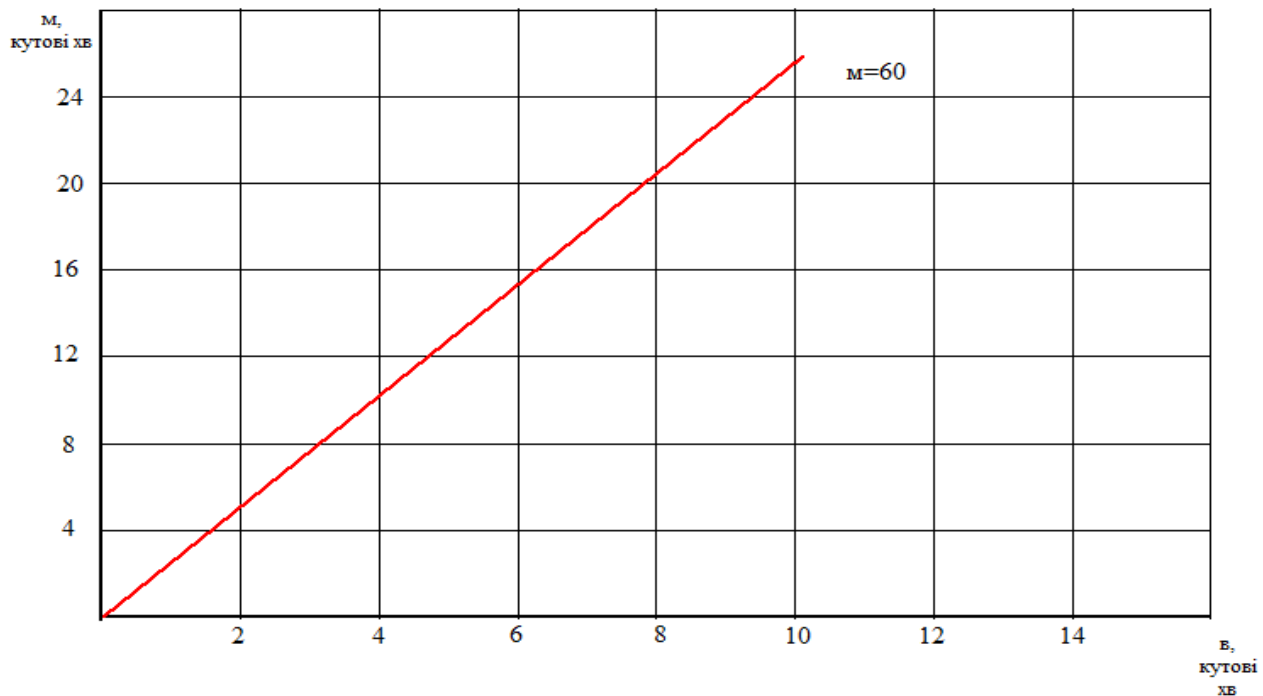


рис. 5

РОЗДІЛ 6

6. Розробка методів усунення девіації для трикомпонентного магнітометра

6.1. Традиційний метод визначення і усунення девіації

Виходячи з того, що інформація про магнітний курс ЛА використовується в основному в горизонтальному польоті, то можливе застосування методу списання магнітної девіації на аеродромі без урахування її вертикальної складовою. Розглянемо даний метод визначення та списання девіації.

Відомо, що магнітна девіація δ може бути представлена рядом Фур'є у вигляді: $\delta = A + B \sin \psi_1 + C \cos \psi_1 + D \sin 2\psi_1 + E \cos 2\psi_1 + \dots$

де A - постійна складова магнітної девіації;

B, C - коефіцієнти напівкруглої девіації;

D, E - коефіцієнти четвертої девіації.

Девіаційні роботи можуть проводити з поворотом і без повороту ЛА.

З поворотом ЛА:

Перший спосіб - визначення коефіцієнтів девіації:

Підготовка до вимірювання полягає в тому, що літак має бути у певному положенні, наприклад, спрямований на північ, і всі електромагнітні та феромагнітні джерела мають бути вимкнені.

Для вимірювання девіації використовується магнітний компас або магнітометр, які зафіксують значення магнітного курсу літака в різних положеннях, а отримані результати записуються.

Аналізуються отримані виміри, і на їх основі розраховуються коефіцієнти девіації для кожного положення. Ці коефіцієнти відображають відхилення магнітного курсу літака від дійсного магнітного курсу. Для визначення цих коефіцієнтів часто застосовуються математичні методи, такі як регресійний аналіз або використання калібрувальних таблиць.

Другий спосіб - компенсація девіації:

Встановлення компенсатора девіації: Шляхом вимірювань та обчислень встановлюються компенсатори девіації на борту літака. Це може охоплювати налаштування потенціометрів, які регулюють постійний струм, що використовується для підмагнічування компенсатора.

Перевірка компенсації: Після встановлення компенсаторів перевіряється їх ефективність. Проводяться знову вимірювання значень магнітного курсу літака в різних положеннях, а потім результати порівнюються з очікуваними даними. Якщо компенсація виявляється задовільною, то робота завершується. У протилежному випадку виконуються додаткові налаштування компенсатора.

Виконання девіаційних робіт з поворотом ЛА дозволяє встановити коефіцієнти девіації та провести компенсацію. Це сприяє покращенню точності вимірювання магнітного поля та уникненню впливу девіації на результати навігації та орієнтації літака.

Методика визначення коефіцієнтів девіації наступна:

1. Літак встановлюється на девіаційному майданчику.
2. Підключається джерело живлення до об'єкта.
3. На пульті управління об'єктом перемикач встановлюється в положення "Магнітний Коректор" (МК).
4. Вмикається Інерціальна Навігаційна Система (ІНС), і перевіряється завершення режиму точної виставки.
5. Система переводиться в робочий режим.
6. Кришка Компенсатора Магнітної Девіації (КМД-1) відкривається.
7. На відстані 100-300 м від об'єкта встановлюється і налаштовується теодоліт для пеленгації об'єкта з носа або хвоста. Теодолітом визначають магнітний курс літака. При відсутності теодоліта Ψ_i визначається установкою об'єкта по відповідній лінії девіаційного майданчика.

8. За допомогою теодоліта визначається початковий магнітний курс літака $\Psi_{i\grave{e}}$

9. Теодоліт знімається з триноги і закріплюється за допомогою спеціального кронштейна на об'єкті. За шкалою теодоліта встановлюється кут

10. Об'єкт встановлюється на найближчий курс, кратний 45 градусам. За показчиком УПС-9 здійснюється відлік компасного курсу $\Psi_{\grave{e}\grave{e}}$. Теодоліт розгортається на той самий орієнтир. Визначається магнітний курс об'єкту: $\Psi_{i\grave{e}} = 360^\circ - \Psi_T$ де Ψ_T значення кута, відліченого за горизонтальною шкалою теодоліта.

11. Таким самим чином визначаються компасний і магнітний курс, по черзі розгортаючи літак на інші курси, які кратні 45 градусам.

12. На цих курсах визначається девіація $\Delta k = \Psi_{\grave{e}\grave{e}} - \Psi_{i\grave{e}}$

13. Розраховуються коефіцієнти девіації

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

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

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

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

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

Списання девіації проводиться в такій послідовності:

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

За показчиком УПС-9 пульта ПНК-7 фіксується значення компасного курсу $\Psi_{\grave{e}\grave{e}}$, 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 показчиком УПС-9 до значення: $\Psi'_{\text{еє}} = \Psi_{\text{еє}} - A$

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: $\Psi'_{\text{еє}} = \Psi_{\text{еє}} - A$

2. Проводиться компенсація напівкругової 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 $\Psi_{\text{еє}}$.

Обертаючи гвинт C на КМД-1 за вказівником УПС-9 встановлюється курс, рівний: $\Psi'_{\text{еє}} = \Psi_{\text{еє}} - C$

До гнізд Гн9 і Гн11 КМД-1 підключається прилад Ц4313 і заміряється напруга постійного струму U_c .

Б) Компенсується коефіцієнт B , для чого об'єкт встановлюється на курс 90 градусів і записується значення курсу $\Psi_{\text{еє}}$ по УПС-9. Обертанням гвинта

B на КМД-1 по УПС встановлюється курс рівний: $\Psi'_{\text{еє}} = \Psi_{\text{еє}} - B$

До гнізд Гн10 і Гн12 підключається прилад Ц4313 і заміряється напругу 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 $\Psi_{\text{еє}}$ по УПС-9. Обертанням

гвинта D на КМД-1 по УПС встановлюється курс рівний: $\Psi'_{\text{еє}} = \Psi_{\text{еє}} - D$

До гнізд Гн2 і Гн6 підключається підключається прилад Ц4313 і заміряється напруга U_D

б) Компенсується коефіцієнт E , для чого об'єкт встановлюється на курс 0 градусів і записується значення курсу $\Psi_{\hat{\hat{e}}}$ по УПС-9. Обертанням гвинта E на КМД-1 по УПС встановлюється курс рівний: $\Psi'_{\hat{\hat{e}}} = \Psi_{\hat{\hat{e}}} - E$

До гнізд Гн4 і Гн5 підключається прилад Ц4313 і заміряється напругу U_D .

3. 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 $\Psi_{i\hat{e}}$ і Δk

$$\Psi_{i\hat{e}} = 360^0 - \Psi_T$$

$$\Delta k = \Psi_{\hat{\hat{e}}} - \Psi_{i\hat{e}}$$

Якщо залишкова девіація Δk не перевищує градуси, то записується її значення і значення напруг U_B, U_C, U_D, U_E .

6.2.Визначення коефіцієнтів девіації по струмах в сигнальних обмотках

Подібний метод визначення девіації, що базується на вимірюванні струмів у ланцюзі сигнальних обмоток індукційного датчика, є перспективним, оскільки дозволяє ефективно зменшити затрати праці на проведення девіаційних робіт.

Пояснимо цей метод більш детально. Постійна і четвертна девіації не залежать від магнітного поля Землі, тому вони залишаються сталими для конкретного об'єкта. Їх можна визначити один раз, наприклад, під час виготовлення об'єкта, і записати в паспорт літака. Таким чином, під час експлуатації літака потрібно враховувати тільки напівкругову девіацію.

Давайте розглянемо процедуру визначення напівкругової девіації за допомогою індукційного датчика.

Уявімо магнітне поле носія H_δ у вигляді сукупності полів H_A, H_B, H_C, H_D, H_E векторної діаграмою (рис. 6.1)

Рис. 6.1

Відповідно до діаграмою проекції сумарного магнітного поля \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

$$I_x = \lambda(\cos \psi_i + A \sin \psi_i + B + D \cos \psi_i - E \sin \psi_i);$$

$$I_z = \lambda(-\sin \psi_i + A \cos \psi_i + C + D \sin \psi_i + E \cos \psi_i), \quad 6.1$$

де $\lambda = Hk^{-1}$

Вираз (8.1) можна розглядати як систему двох рівнянь відносно шести змінних λ, A, B, C, D, E . Значить при відомих значеннях λ, A, D, E . вимір струмів в ланцюгах сигнальних обмоток датчика на одному стоянковому курсі дозволяє визначити коефіцієнти B і C напівкругової девіації.

Вимірювання струмів в ланцюгах сигнальних обмоток датчика на трьох відомих курсах дозволяє скласти систему шостого порядку і на підставі її рішення визначити всі коефіцієнти девіації A, B, C, D, E і параметр λ .

Виберемо для прикладу курси 0, 90, 180 град. Вимірювання струмів в ланцюгах сигнальних обмоток на цих курсах дозволяє у відповідності з (6.1) 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

$$\begin{aligned} \lambda &= \frac{1}{4}(I_x^0 - I_x^{180} - 2I_x^{90} + I_z^{180} + I_z^0), \\ B &= \frac{1}{2\lambda}(I_x^0 + I_x^{180}), \\ C &= \frac{1}{2\lambda}(I_z^0 + I_z^{180}), \\ A &= \frac{1}{4}(I_z^0 - I_x^0 + 2I_x^{90} - I_x^{180} - I_z^{180}), \\ D &= \frac{1}{2\lambda}(I_x^0 - I_x^{180}) - 1, \\ E &= \frac{1}{2\lambda}(I_z^0 - I_z^{180}) - A. \end{aligned}$$

Таким чином, за допомогою вимірювання струмів у ланцюгах сигнальних обмоток індукційного датчика на трьох курсах можна визначити коефіцієнти девіації. Порівняно зі звичайним методом вимірювання на чотирьох курсах, цей спосіб дозволяє визначити лише постійну і напівкругову девіацію.

Далі будемо вважати, що значення постійної і четвертний девіації відомі, тоді, якщо літак встановлений на відомий курс і виміряти струми I_x і I_z в ланцюгах сигнальних обмоток датчика, то розв'язуючи (6.1) відносно шуканих складових напівкругової 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 λ . Тому перед виконанням девіаційних робіт датчик без літака встановлюють на девіаційному майданчику по заданому курсу ψ_{ii} і вимірюють струми I_{xo}, I_{zo} 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 заздалегідь визначити шуканий параметр

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

Таким чином, для спрощення обчислень рекомендується вибирати нульовий курс або кратний 90 градусам. Це дозволяє визначити напівкругову девіацію на одному курсі без необхідності у поворотах об'єкта. В результаті

застосування цього методу значно зменшуються трудовитрати на проведення девіаційних робіт.

РОЗДІЛ 7

7. Функціональна схема трикомпонентного магнітометра

Магнітний датчик, що жорстко закріплений на корпусі літака або вертольота, може викликати спотворення його показань, відоме як девіація. Тому перед проведенням магнітних зйомок необхідно вжити заходів для компенсації цієї девіації. Фізичні методи компенсації передбачають створення спеціальної магнітної перешкоди, яка має подібну величину та протилежний знак девіації.

Іншим, більш конструктивним та надійним методом є алгоритмічна компенсація девіації. Для цього літальний апарат спочатку виконує спеціальний калібрувальний політ, під час якого реєструються покази магнітометрів. За допомогою відповідного алгоритму обробки оцінюються параметри математичної моделі девіації магнітометра. Після цього, під час робочого польоту, за допомогою цих оцінок, постійно обчислюється та алгоритмічно компенсується девіація аеромагнітометра в його вимірах.

Трикомпонентний ферозондовий магнітометр - це пристрій, розроблений для вимірювання складових вектора напруженості магнітного поля. Його структура включає феромагнітні сердечники та обмотки, які забезпечують чутливість до зовнішніх магнітних полів. У магнітометрі одна з обмоток живиться змінним струмом, тоді як інша генерує електродвижущу силу (ЕДС), що відображає вимірюване значення напруженості зовнішнього поля.

За допомогою ферозондового магнітометра можна визначити проекції вектора напруженості магнітного поля на відповідні вісі системи координат, пов'язаної з літаком. Це дає змогу отримати інформацію про магнітне поле, яка використовується для визначення магнітного курсу літака або для навігаційних цілей.

Використання ферозондового магнітометра дозволяє відокремити

корисний сигнал та підсилити його, забезпечуючи достатню точність вимірювання напруженості магнітного поля. Цей пристрій вважається важливим компонентом системи навігації та вимірювання параметрів літака.

Один канал трикомпонентного ферозондового магнітометра містить наступні компоненти:

Чутливий елемент (ферозонд): Це феромагнітний зонд, який включає зустрічно розташовані обмотки. Одна з обмоток, відома як обмотка збудження, служить для створення магнітного поля за допомогою подачі змінного струму. Інша обмотка, відома як вимірювальна обмотка, охоплює ферозонд і використовується для зняття сигналу, що виникає при взаємодії зовнішнього магнітного поля з ферозондом.

Компенсаційна обмотка: Це додаткова обмотка, яка також охоплює ферозонд. Її завдання полягає в компенсації деяких впливів, які можуть спотворити вимірювання, наприклад, вплив феромагнітних мас літака або інших джерел магнітного поля. Кожен канал магнітометра має подібну структуру, але вимірює проекцію вектора напруженості магнітного поля на відповідну ось системи координат, пов'язану з ЛА. Таким чином, весь магнітометр з трьома каналами дозволяє вимірювати всі три складові вектора напруженості магнітного поля.

Цей підхід дозволяє точно визначати і вимірювати напруженість магнітного поля у відповідних напрямках і використовувати цю інформацію для навігації та вимірювання параметрів літака.

ФЧВ - фазочутливий випрямляч;

ІС – інтегратор складовий;

ЗГ – задаючий генератор;

Дільник частоти (ДЧ) - це компонент, який використовується у трикомпонентному ферозондовому магнітометрі для поділу частоти вихідного сигналу ферозонда на операційному підсилювачі.

Принцип роботи пристрою наступний: на сердечники ферозонда впливає змінне поле струму обмотки підмагнічування. При цьому

вимірюється постійне або повільно змінне магнітне поле. Ферозонд має дві обмотки підмагнічування, які включені зустрічно, що призводить до того, що сумарна електрорухоми́сть (ЕРС), викликана магнітними потоками цих обмоток, буде дорівнювати нулю.

Однак, коли вихідний сигнал ферозонда надходить на фазочутливий випрямляч, який керується опорним змінним струмом з частотою f (у цьому випадку 4500 Гц), відбувається випрямлення другої гармоніки сигналу. Це створює залежний від амплітуди сигнал, який може бути виміряний і використаний для подальшої обробки.

Таким чином, застосування ДЧ та фазочутливого випрямляча дозволяє виділити та посилити корисний сигнал, який містить інформацію про складові вектора напруженості магнітного поля на відповідні осях системи координат, пов'язаної з ЛА.

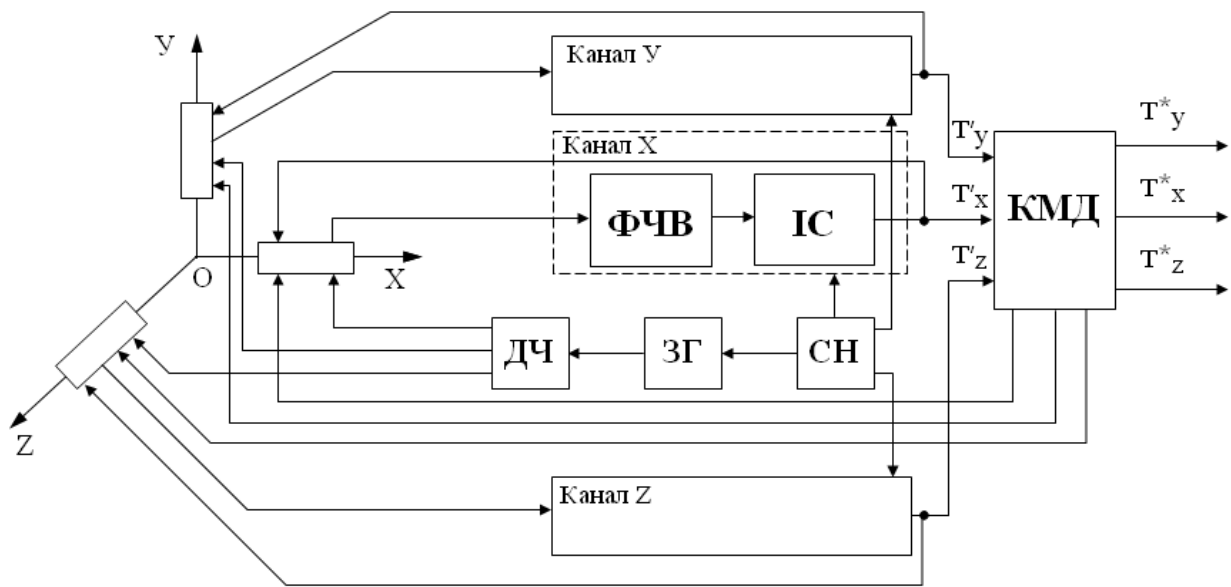


Рис. 7.1.

Решта складових змінюють свою частоту або на ω , або на кратні ω , але більше 2ω . Це дозволяє легко відфільтрувати корисну складову

Інтегратор ІС є фільтром низьких частот і здійснює інтегрування тільки постійної складової. Наростання величини напруги на виході інтегратора буде до тих пір поки магнітний потік, створюваний вимірювальною обмоткою W_z не буде компенсований магнітним потоком компенсаційної обмотки. Таким чином, на виході інтегратора буде напруга, рівень якої відповідає напруженості магнітного поля Землі.

Для нормальної роботи магнітометра необхідно живити фазочутливий випрямляч опорною напругою частотою $f = 4500$ Гц, яке надходить з

задаючого генератора ЗГ. Дільник частоти служить для живлення обмоток збудження ферозондів змінним струмом частоти $f = 2250$ Гц. Задаючий генератор і підсилювально-перетворювальний блок живляться від стабілізатора напруги, який як і ЗГ є загальним для всіх каналів.

Крім того, в проектуваному ферозонді здійснюється компенсація магнітного поля літака. Постійне магнітне поле носія компенсується шляхом підмагнічування ферозондів за допомогою магнітного поля постійного струму. Змінне поле компенсується шляхом подачі відповідних сигналів про вимірювані складові напруженості магнітного поля Землі (МПЗ) через відповідні потенціометри до кожного каналу вимірювання. Обмотки компенсації постійного і змінного поля літака об'єднані в одну обмотку W_4

Режим «Контроль 315» здійснюється підключенням до обмотки підмагнічування W_1 джерела постійного струму. Цей режим призначений для перевірки працездатності і точності магнітометра.

Застосування описаного пристрою спрощує схему роботи магнітометра і дозволяє уникнути похибки, пов'язаної з використанням опорної напруги. Фазочутливий випрямляч відокремлює лише другу гармоніку, яка змінюється разом з опорною частотою. Це усуває похибки вимірювань, що виникають внаслідок різниці коефіцієнтів сердечників і флуктуацій нуля. Внаслідок цього точність вимірювань значно зростає, а масогабаритні показники зменшуються. Крім того, вихідний сигнал у вигляді постійного струму легко перетворюється в цифровий код.

Електрична схема ферозондового магнітометра показана на рис. 7.2. Розглянемо призначення всіх елементів схеми:

ФЧВ 1 ... 3 - фазочутливі випрямляч для виділення і випрямлення другої гармоніки вихідного сигналу з сигнальної обмотки;

ІС 1 ... 3 – інтегратори складові для інтегрування тільки постійної складової;

Р 1 ... 3 - резистори в колі зворотного зв'язку, з яких знімається сигнал

про вимірюване поле;

R 4 ... 6 - потенціометри в колі зворотного зв'язку, що служать для підстроювання системи стеження;

R 7 ... 18 - резистори в колі компенсаційної обмотки, що служать для обмеження струму;

R 19 ... 27 - потенціометри в колі компенсації змінного поля літака;

R 28 ... 30 - потенціометри в колі компенсації постійного поля літака;

R 31 ... 33 - резистори в колі компенсації постійного поля носія, що служать для обмеження струму.

РОЗДІЛ 8

Результати досліджень

Результати досліджень розроблених алгоритмів були отримані за допомогою пакету MATLAB та його додатку Simulink. Схема програмного моделювання алгоритму обчислення курсу наведена на рисунку 8.1.

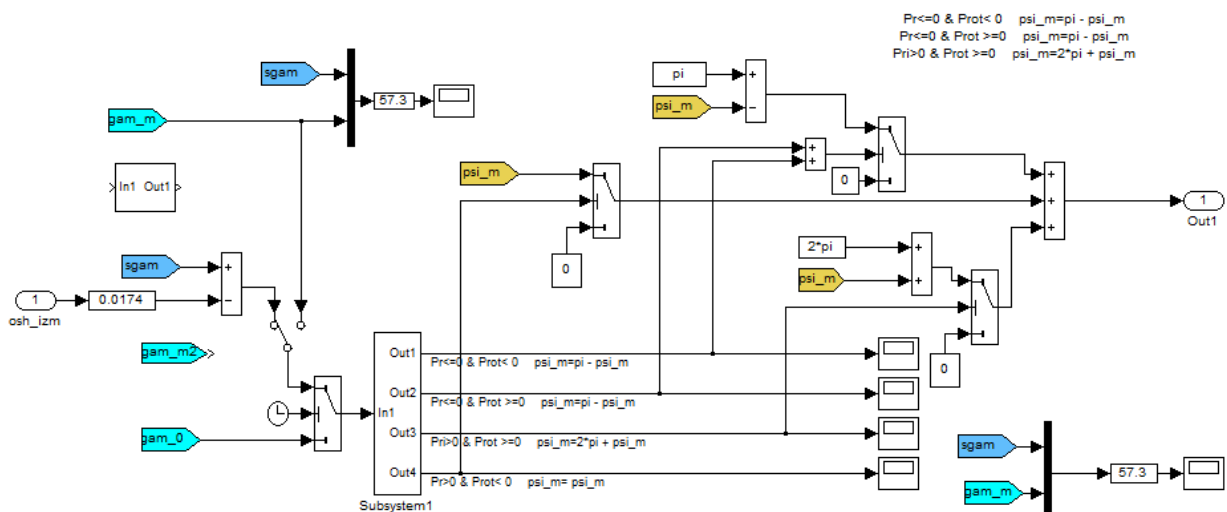


Рис. 8.1

Моделювання зміни курсу крену і тангажу здійснювалося шляхом зміни еталонних сигналів кутових швидкостей W_x W_y W_z . Еталона кутова

орієнтація обчислювалася в суб системі діаграма якої приведена на рис. 8.2

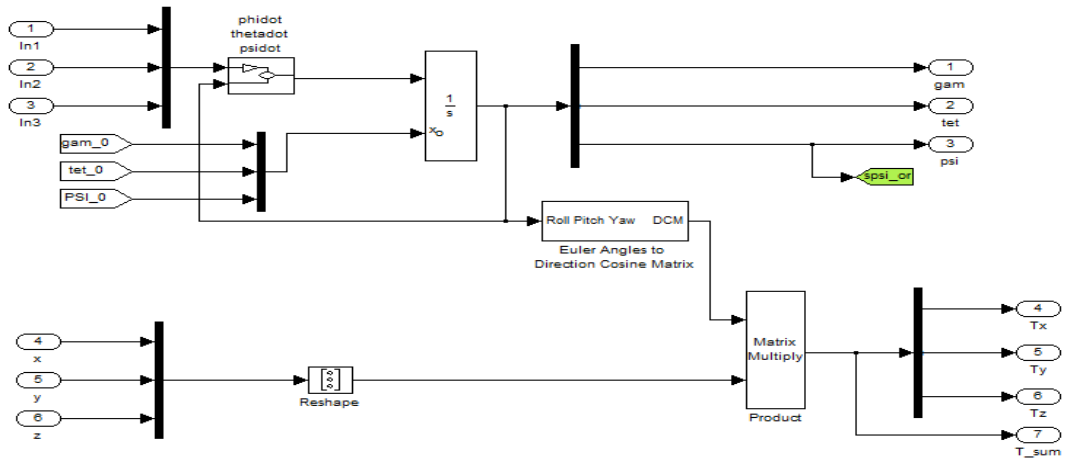


Рис. 8.2

Графіки змін еталонних куткових параметрів приведені на малюнках 8.3...8.5, де показані зміни параметрів куткової орієнтації.

Видно що по крену вони не перевищують 30 градусів а по тангажу –40 градусів.

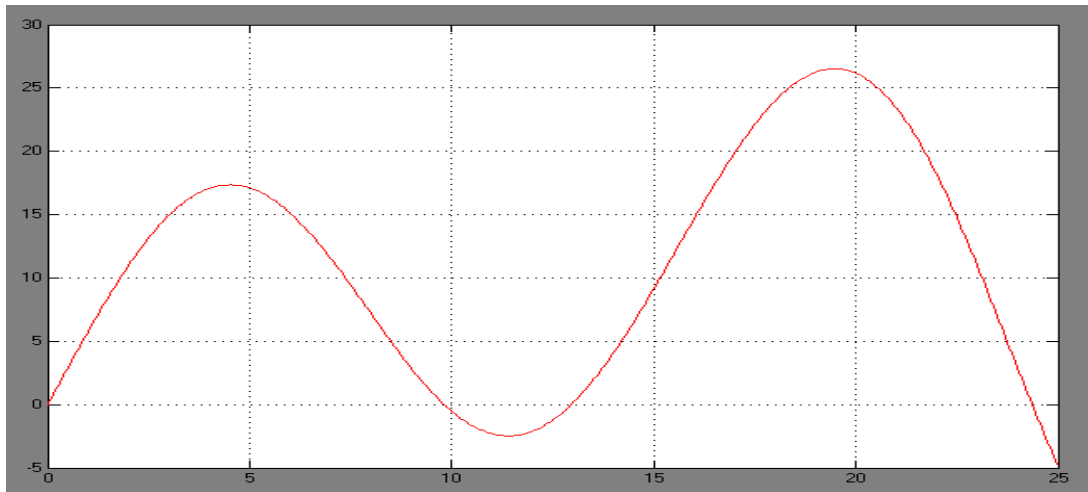


Рис.8.3

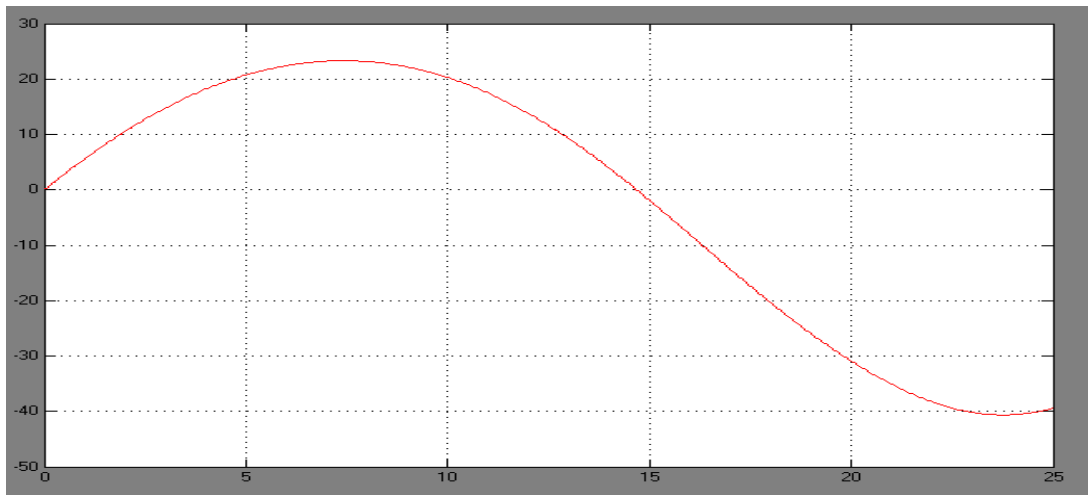


Рис. 8.4

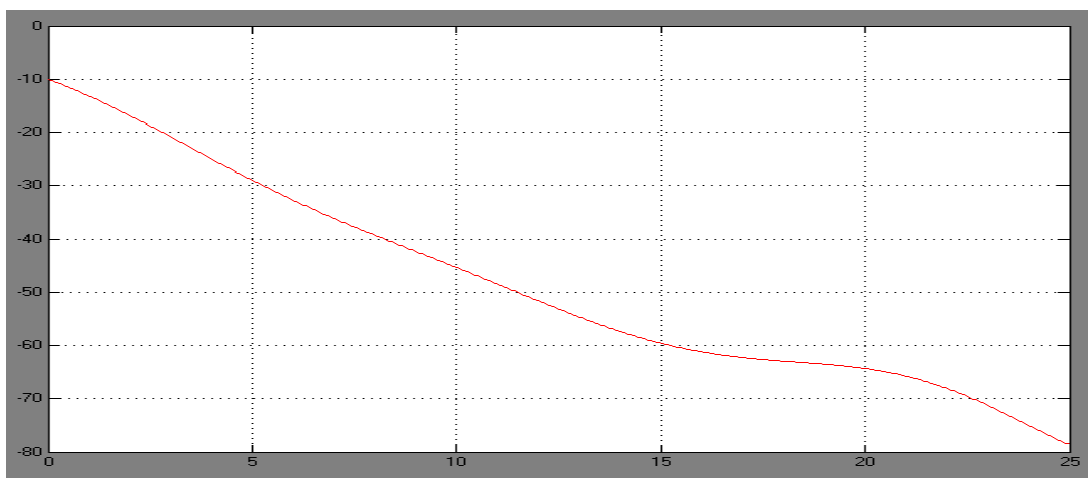


Рис. 8.5

Під час досліджень аналізувалася робота магнітометра в умовах як відсутності, так і наявності девіаційних аномалій. Згідно з графіком на рисунку 8.5, який відображає зміни поточного та обчисленого магнітного курсу, видно, що відсутність аномалій не призводить до появи помилок (графіки повністю збігаються).

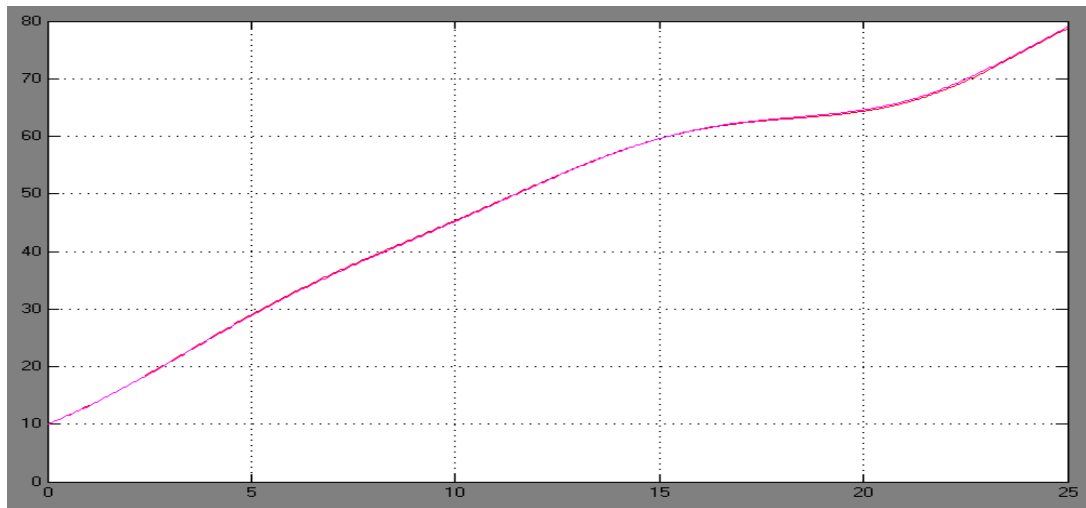


Рис. 8.5.

На малюнку 8.6 приведений графік зміни похибок обчислення магнітного курсу при наявності аномалій. Похибка не перевищує 1 градуса.

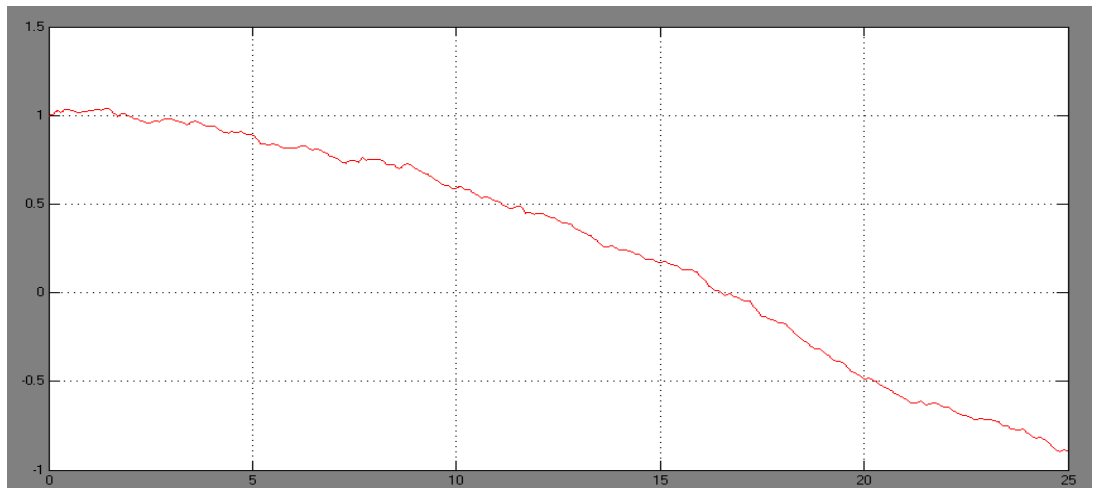


Рис. 8.6

Під час проведення досліджень аналізувався вплив похибок вимірювання параметрів кутової орієнтації (крену і тангажу) на обчислення курсу. Виявлено, що при похибці вимірника в 1,5 градуса похибка обчислення курсу не перевищує 1 градуса (рис. 8.7), а при похибці вимірника

0,5 градуса похибка обчислення курсу не перевищує 0,25 градуса (рис. 8.8).

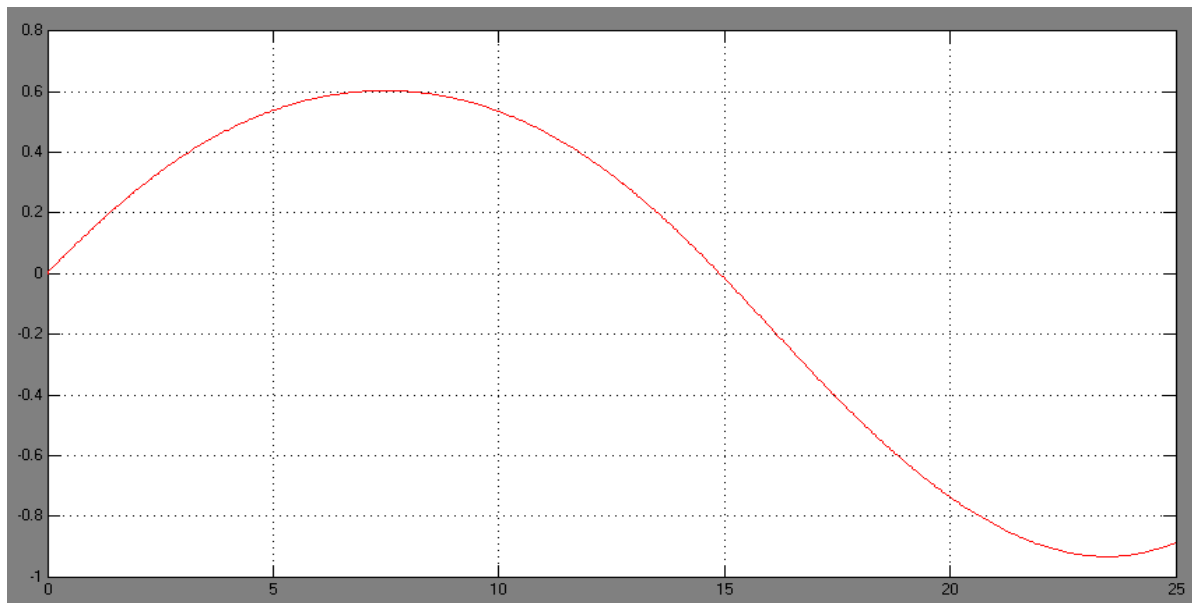


Рис. 8.7

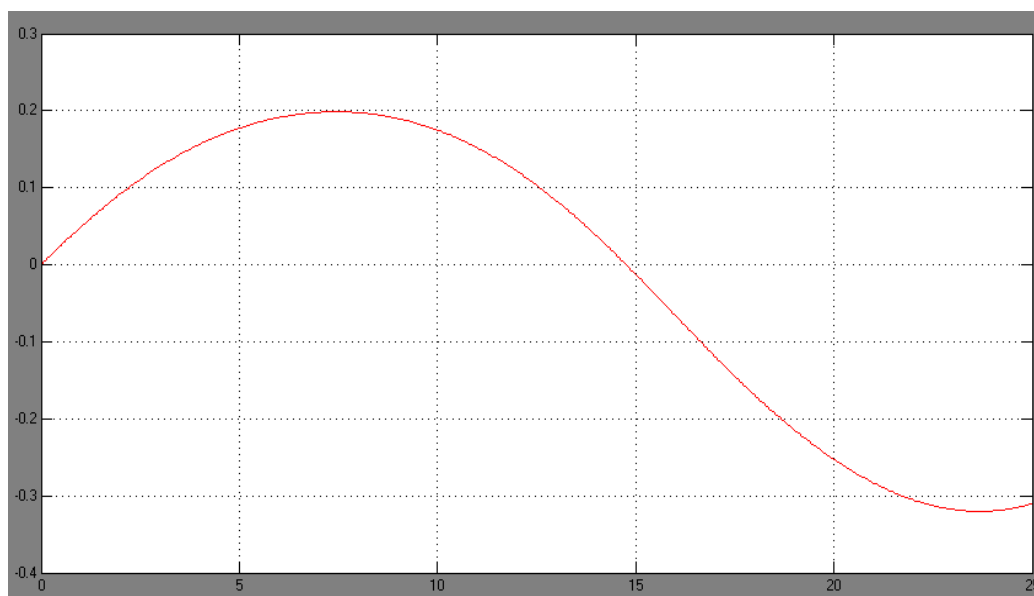


Рис. 8.8

Помилки існуючих датчиків кутової орієнтації не перевищують 0,5 градуса. В той же час, похибка обчислення магнітного курсу становить 0,25 градуса, що значно менше, ніж похибки від аномалій магнітної девіації, при яких похибка існуючих магнітометрів досягає 1,5 градуса.

Висновки

1. У дипломній роботі пропонується використання трикомпонентного магнітометра для вимірювання магнітного курсу, уникаючи недоліків інших датчиків.

2. Жорстке розташування феррозонду забезпечує міцність, надійність та точність вимірювань магнітного курсу.

3. Розроблений алгоритм обчислювача системи дозволяє отримувати точну і безперервну інформацію про магнітний курс літака під час маневрів в різних площинах і під впливом різних прискорень.

4. Розроблено електричну схему та конструкцію датчика магнітного курсу.

5. Проведено аналіз та чисельне моделювання помилок визначення курсу, включаючи помилки визначення вертикалі.

6. У роботі розглянуті питання експлуатації системи та проведення девіаційних робіт.

7. Даний магнітний датчик може замінити існуючі коректори курсових систем і курсовертикалей, забезпечуючи більш точну курсову інформацію для навігаційних комплексів літаків.

Список літератури

1. І.А. Серета, 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.Д. Джостер, Д.Б. Бранний “Навігаційні системи і їх розвиток” 1990 р.
8. А.М. Сірниковий, Р. Г. Бечко “Інерціальні мікро навігаційні системи та їхнє застосування” 1976
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”