

**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Приладобудівний факультет

Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Надія БУРАУ

« ____ » _____ 2021р.

Дипломна робота

на здобуття ступеня бакалавра

**за освітньо-професійною програмою «Комп'ютерно - інтегровані
технології та системи навігації і керування»**

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

на тему: «ГРОШИРОТ»

Виконав:

студент IV курсу, групи ПГ-71

Білецький Владислав В`ячеславович _____

Керівник:

Доц., к.т.н., доц.

Аврутов Вадим Вікторович _____

Рецензент:

Доц., к.т.н.

Дубінець Владислав Іванович _____

Засвідчую, що у цій дипломній
роботі немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.

Студент _____

Київ – 2021 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Приладобудівний факультет
Кафедра приладів і систем орієнтації та навігації
Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)
Спеціальність – 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
Освітньо-професійна програма – «Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри, проф., д.т.н.

_____ Надія Бурау

«___» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломну роботу студенту

Білецькому Владиславу

1. Тема роботи «**Гіроширот**», керівник роботи Аврутов Вадим Вікторович, канд. тех. наук, доцент, затверджені наказом по університету від «___» _____ 20__ р. № _____

2. Термін подання студентом роботи: 05.06.2021 р.

3. Вихідні дані до роботи: Параметри руху основи: нахили по кутах крену та тангажу до 30°, частота хитавиці 0,5-1,5 Гц; амплітуда коливань до 10°, інтервал температури $\pm 50^{\circ}\text{C}$, габарити: 150x150x100 мм, вага до 1 кг, похибка визначення широти: $\pm 0,1$ кут. хвил., час підготовки приладу до роботи 10 хвил., напруга первинного джерела живлення ± 27 В, струм 3А.

4. Зміст роботи:

4.1. Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроширотів.

4.2. Вибір кінематичної та структурно-функціональної схеми приладу.

4.3. Розробка математичної моделі гірошироту.

4.4. Розрахунок методичних та інструментальних похибок приладу.

5. Перелік ілюстративного матеріалу:

5.1. Кінематична схема;

5.2. Схема структурно-функціональна;

5.3. Simulink-модель приладу.

Презентація в форматі Microsoft PowerPoint (*.ppt) або Adobe Acrobat (*.pdf).

6. Дата видачі завдання: 27.03.2021

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1.	Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроширотів.	10.05.2021	
2.	Вибір кінематичної та структурно-функціональної схеми приладу.	01.04.2021	
3.	Розробка математичної моделі гірошироту.	01.05.2021	
4.	Розрахунок методичних та інструментальних похибок.	01.06.2021	

Рекомендована література

- | |
|--|
| 1. Докторська дисертація Аврутова В.В. «Розвиток теорії автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів». https://ela.kpi.ua/handle/123456789/38490 |
|--|

Студент

Владислав Білецький

Керівник роботи

Вадим Аврутов

Анотація

Білецький В.В Гіроширот. – Дипломна робота на здобуття ступеня бакалавра за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології», освітньо-професійної програми – «Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування». – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ 2021.

Дипломна робота присвячена розгляду гіроширотів – приладів для вимірювання широти та визначення місцезнаходження.

У роботі здійснено інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроширотів, здійснено вибір кінематичної та структурно-функціональної системи приладу, використана математична модель гірошироту та розглянуті питання стосовно розрахунку методичних та інструментальних похибок приладу.

Перший розділ роботи присвячений розгляду питання про будову та принцип дії гіроскопу Фуко I та II роду, або гірошироту, розглянуто перший запатентований топографічний гіроширот, його переваги та недоліки, здійснено інформаційно-аналітичний огляд літератури, присвяченої даному питанню. Для вирішення питань розв'язання навігаційних задач щодо автономного визначення навігаційних параметрів рухомих і нерухомих об'єктів з достатньою точністю, визначення місцезнаходження та вимірювання широти місцевості на сьогодні використовують такі технічні засоби як ІНС та БІНС. Оскільки саме інерціальні датчики гіроскопів та акселерометрів є основними джерелами похибок, то для їх корекції користуються супутниковими навігаційними системами, після чого такі системи перестають бути автономними.

Тому для автономного визначення широти на нерухомій основі використовують гіроширот, що складається з 3-ох гіроскопів та 3-ох акселерометрів та кількох сервісних електронних схем.

Метод автономного визначення широти місця для нерухомих об'єктів описано у другому розділі роботи, а також розроблена структурно-функціональна схема гірошироту. Крім врахування похибок гіроскопів та акселерометрів враховують поправку, викликану різницею між геодезичною та геоцентричною широтою.

Summary

Biletskyi V.V Giroshirov. - Thesis for a bachelor's degree in specialty 151 "Automation and computer-integrated technologies", educational and professional program - "Computer-integrated technologies and navigation and control systems". - National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv 2021.

Thesis is devoted to the consideration of latitudes - devices for measuring latitude and location.

The information-analytical review of the current state of latitudes is made, the choice of kinematic and structural-functional system of the device is made, the mathematical model of latitude is used and questions concerning calculation of methodical and instrumental errors of the device are considered.

The first section is devoted to the structure and principle of operation of the Foucault gyroscope I and II kind, or gyrolatitude, considered the first patented topographic gyros, its advantages and disadvantages, information and analytical review of the literature on this issue. Today, technical means such as INS and BINS are used to solve the problems of solving navigation problems on autonomous determination of navigation parameters of movable and immovable objects with sufficient accuracy, location determination and latitude measurement. Since inertial sensors of gyroscopes and accelerometers are the main sources of error, satellite navigation systems are used for their correction, after which such systems cease to be autonomous.

Therefore, for autonomous latitude determination on a fixed basis, a gyrolatitude is used, consisting of 3 gyroscopes and 3 accelerometers and several service electronic circuits.

The method of autonomous determination of the latitude for fixed objects is described in the second section of the work, as well as the structural and functional scheme of the latitude. In addition to taking into account the errors of gyroscopes and accelerometers, the correction caused by the difference between geodetic and geocentric latitudes is taken into account.

Перелік умовних скорочень

СНС – супутникові навігаційні системи.

МК- магнітний компас

ДНГ - динамічно налаштований гіроскоп

ІНС- платформні інерціальні навігаційні системи

БІНС- безплатформні інерціальні навігаційні системи

БПЛА- безпілотні літальні апарати

ІВМ- інерціально-вимірювальний модуль

Зміст

Вступ.....	10
Розділ I.....	12
ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ ГІРОШИРОТІВ.....	12
1.1 Гіроскоп Фуко	14
1.2 Топографічний гіроширот.....	20
Висновки до I розділу	24
РОЗДІЛ II	25
МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ГІРОШИРОТУ. ВИБІР КІНЕМАТИЧНОЇ ТА СТРУКТУРНО-ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ СХЕМИ ПРИЛАДУ. SIMULINK МОДЕЛЬ ПРИЛАДУ. МЕТОДИЧНІ ТА ІНСТРУМЕНТАЛЬНІ ПОХИБКИ ПРИЛАДУ ...	25
2.1 Simulink модель приладу.....	31
2.2. Методичні та інструментальні похибки приладу.	39
Висновки до II розділу:	43
Висновки	45
Використані джерела	47

Вступ

Супутникові навігаційні системи, які на сьогодні є основними технічними засобами навігації не є автономними. Військові конфлікти останніх років на Україні та в світі показали необхідність розвитку автономних систем навігації та орієнтації. Такими автономними системами є платформні інерціальні навігаційні системи (ІНС) та безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС). В результаті інтегрування показів акселерометрів та інтегрування показів гіроскопів та наявності у них похибок виникає наростання похибок визначення місцезнаходження з часом. Підвищувати точність БІНС можна за рахунок вдосконалення чутливих елементів та корегування їх показів за даними супутників, навігаційний та інших систем, але через це такі інтегровані навігаційні системи перестають бути автономними. В останніх військових конфліктах широко почали використовувати спуфінг (англ. spoofing), коли безпілотні літальні апарати (БПЛА) примусово садили на аеродроми протидіючої сторони.

Тому виникла необхідність розвитку автономних систем орієнтації та навігації, до яких належать інерціальні навігаційні системи (ІНС) – гірокомпаси та гіроскопи. З моменту опублікування у 1982 році патенту на перший топографічний гіроширот авторами Д.А. Кацай, А.Н. Лисовим, А.С. Хмелевським та В.Д. Яковенковим Челябінського політехнічного інституту, винахід значно удосконалився та модернізувався. Недоліком перших приладів була досить низька точність та довгий час вимірювання. Поряд з цим на Україні проблемами ІНС, гірокомпасів та гіроскопів займалися ряд вчених та інженерів О.Ю. Ішлінський, Н.М. Голик, А.С. Довгополий, І.Є. Глазунов, Ю.А. Карпачов та багато інших.

БІНС, які стали наступним поколінням після ІНС, мали ряд переваг у порівнянні з ІНС і тому все більше витісняють платформні ІНС. До таких переваг

можна віднести високу надійність, спрощений контроль функціонування системи і її резервування, майже повна відсутність похибок гіроскопічної стабілізованої платформи і похибок виготовлення карданового підвісу. Великий внесок у розвиток теорії БІНС зробили українські вчені М.І. Захарін, Ф.М. Захарін, О.А. Леонець, А.О. Одинцов, М.А. Павловський, Л.М. Рижков, О.В. Збруцький, О.М. Безвесільна, В.В. Мелешко, В.М. Слюсар, М.Г. Черняк (Київський політехнічний ін-т), В.Б. Успенський, В.І. Картунов, М.В. Некрасова, Ю.А. Плаксієв (Харківський політехнічний ін-т), А.П. Панов, Д.В. Лебедєв, А.И. Ткаченко (Ін-т кібернетики, м. Київ), О.М. Сапегин, В.В. Аврутов (Київський політехнічний ін-т). Вирішенням практичних проблем проектування, виготовлення і випробування БІНС, гірокомпасів та чутливих елементів займалися М.І. Лихоліт, О.Ю. Вахлаков, А.М. Шостак, Ю.Ю. Юр'єв, І.В. Ніконов (КП СП «Завод Арсенал», м. Київ), Ю.М. Златкін, А.Н. Калногуз, В.Г. Воронченко, С.В. Олейник, Ю.А. Кузнецов (НПП «Хартрон-Арко», м. Харків), Л.П. Старицький, А.В. Шемелін, В.П. Андрущук, (Київський завод автоматики), А.В. Дегтярьов, А.Л. Макаров, В.Л. Тихонов, С.А. Давиденко, О.В. Матвієнко, М.Г. Снегирьов, В.Н. Сиренко, В.С. Шеховцов (КБ «Південне», м. Дніпро), В.В. Чіковані (Національний авіаційний університет, м. Київ), С.В. Головач (АТ «Елміз», м. Київ), В.В. Цисарж та О.І. Нестеренко (СП «Інналабс», м. Київ).

Структура і об'єм димної роботи. Дипломна робота складається з вступу, двох розділів, висновків, списку основних скорочень і викладена на 48 сторінках, включає 8 рисунків, 3 таблиці, 7 схем та список літературних джерел.

Розділ I

ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ ГІРОШИРОТІВ

Ще в глибокій старовині людині доводилось вирішувати задачу з визначення свого місцезнаходження. Особливо гостро це питання постало з зародженням мореплавства. До перших мореплавців відносять єгиптян і фінікійців, хоча й інші народи тих часів вже мали навички подорожей морем.

Початком морської навігації в сучасному розумінні було використання магнітної стрілки компаса для визначення курсу судна. Перші згадки про це традиційно відносяться до XI століття. По суті, навігація, як наука має розв'язати основну задачу механіки- визначити положення тіла у будь який момент часу. А для цього необхідно знати як мінімум початкове положення тіла, напрям руху, а також визначити поточне місцезнаходження об'єкта.

Навігаційні параметри: довготу, широту, азимут, лінійну швидкість визначають за допомогою різноманітних навігаційних приладів. Навігаційні системи можна розділити на астрономічні (астросекстанти, астрокомпаси, астроорієнтатори), електромагнітні або радіотехнічні (супутникові навігаційні системи, радіонавігаційні системи, навігаційні радіолокаційні системи, доплеровські вимірювачі швидкості), геотехнічні (магнітні компаси, аеро- та гідрометричні вимірювачі швидкості та системи зчислення шляху), гідроакустичні (системи визначення координат за підводними орієнтирами, гідропеленгатори, ехолоти, гідроакустичні лаги), оптичні (маяки, лазерні пеленгатори та дальноміри) та інерціальні (інерціальні навігаційні системи, гірокомпаси, курсовертикалі та гірогоризонткомпаси, безкарданні інерційно-вимірювальні модулі) [1]

До сучасних засобів навігації можна віднести супутникові навігаційні системи (CHC) (GNSS — Global Navigation Satellite System) — система наземного

та космічного обладнання, що призначена для позиціонування в просторі та часі, а також для визначення швидкості, напрямку та інших параметрів руху об'єкта.

До глобальних супутникових навігаційних систем відносять GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, SBAS, GBAS, що працюють за схожим принципом: для середнього за точністю позиціонування в просторі антена приймача має отримувати сигнал мінімум від 4 супутників системи.



Рис.1.1. Система супутникової навігації GALILEO

Використання цих систем у довільних комбінаціях дає похибку у визначенні місцеположення об'єкта до 6-8 см [3], а при використанні всіх 4-х систем отримують досить високу точність до 3-4 см. Проте проблема полягає в тому, що належать ці супутникові системи різним країнам (найчастіше США, Росія, ЄС, Канада) і при використанні технологій спуфінгу, що почастишали в останні роки військових агресій, траплялись примусові посадки безпілотників на території третіх сторін. Саме через це все більше уваги розробники почали приділяти розробці автономних систем. Першою такою системою можна вважати магнітний компас [3].

1.1 Гіроскоп Фуко

Через стрімкий технічний прогрес на межі XVIII – XIX століть дерев'яні корпуси суден почали замінювати сталевими корпусами, а на зміну вітрильникам прийшли парові машини. Це спричинило великі магнітні девіації у МК. Це дало поштовх для створення нових пристроїв для визначення курсу судна. Так з'явилися перші гіроскопи. Прикладом найпростішого гіроскопа може бути дитяча іграшка дзига.

Термін гіроскоп вперше введений Леоном Фуко. В 1852 на засіданні Французької академії наук він виступив із доповіддю, присвяченою способам експериментального виявлення обертання Землі в інерціальному просторі.

Термін "гіроскоп" походить від 2-х грецьких слів: "гірос" - обертання і "скопео" - спостерігати, дивитися. Тому, термін гіроскоп можна розуміти як "спостерігач обертання". Зараз гіроскопи "спостерігають" за обертанням найрізноманітніших кораблів, літаків, ракет, супутників і т. д. Ідея лабораторного приладу Фуко (його гіроскопу), полягала у спостереженні обертання Землі відносно абсолютного простору. В основу приладу покладена ідея Леонарда Ейлера про те, що тіло, яке швидко обертається та має одну нерухому точку і не схильне до дії моментів зовнішніх сил, зберігає незмінним положення осі свого обертання в абсолютному просторі. Л. Фуко міркував приблизно так. Оскільки Земля обертається в абсолютному просторі, то має спостерігатися рух об'єктів, розташованих на її поверхні, по відношенню до осі такого швидкообертаючогося тіла. При створенні приладу Фуко відразу ж зіткнувся з трьома взаємопов'язаними проблемами, що стали потім класичними в гіроскопічній техніці:

- 1) як практично реалізувати тіло, що має одну нерухому точку і, отже, свободу обертання навколо трьох взаємно перпендикулярних осей;

2) як розкрутити це тіло навколо однієї з його осей і надалі підтримувати високе значення кутової швидкості;

3) як "захистити" тіло, що обертається від дії зовнішніх обурюючих моментів? [14]

За об'єкт, що буде швидко обертатися, Фуко взяв маховик на кардановому підвісі (рис. 1.2.)

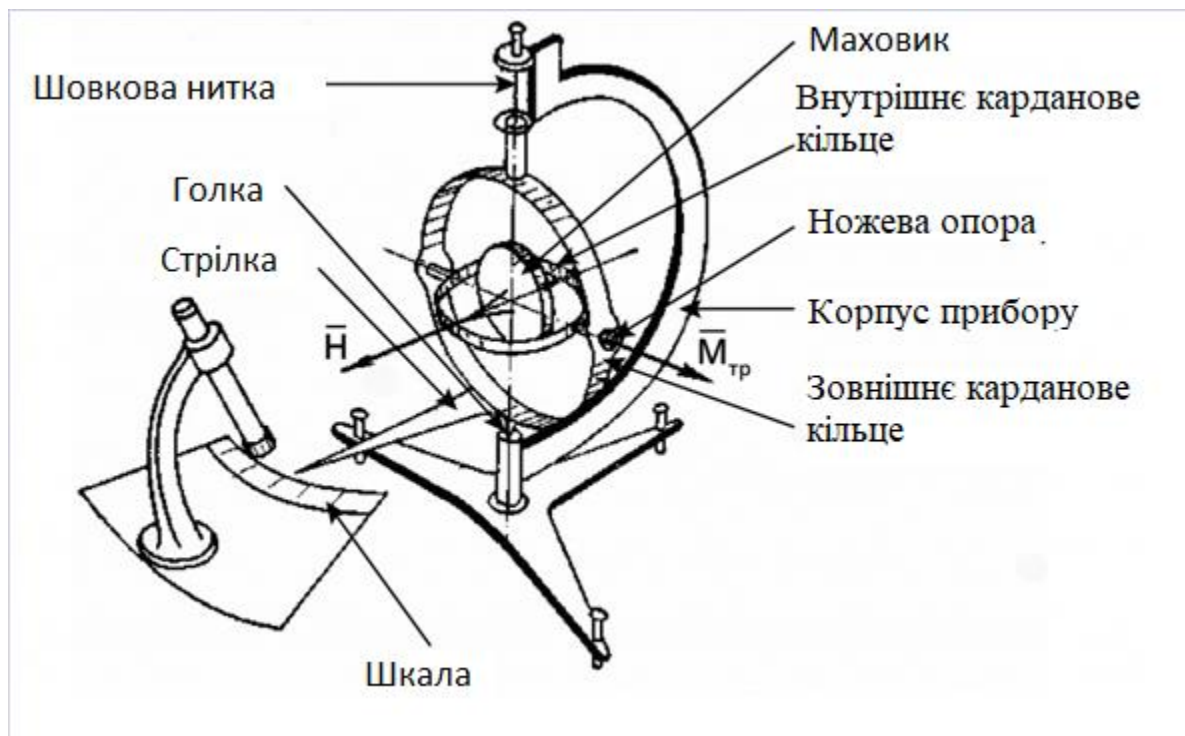


Рис. 1.2. Схема моделі першого гіроскопа Л. Фуко, 1852 р.

Вісь обертання маховика на підшипниках Фуко встановив у кільце з півосями у виді тригранних призм ("ножів"). Ця ось обертання ножових опор утворювала кут 90^0 з віссю обертання маховика. Сталеві "подушки" були ідеально відполіровані та спиралися на грані ножів. Вони вже розміщувались в іншому кільці. Це кільце висіло на шовковій нитці, прикріпленій до корпусу приладу, а

знизу голкою впиралося у корпус. На кільці була закріплена довга стрілка для зручності спостереження за рухом осі обертання маховика відносно поверхні Землі. Підставка приладу з шкалою відігравала тут роль поверхні Землі. Два кільця (внутрішнє та зовнішнє)- карданові кільця разом з встановленими на них опорами утворюють механічну систему- так званий кардановий підвіс. Він дозволяє тілу, встановленому в ньому одночасно повертатися навколо трьох взаємно перпендикулярних осей (забезпечує тілу три обертальні міри свободи). Так, наприклад, маховик, встановлений в приладі Л. Фуко, міг обертатися навколо власної осі (перша міра свободи), разом з внутрішнім кільцем карданового підвісу міг повертатися навколо осі ножових опор (друга міра свободи) і разом з внутрішнім і зовнішнім кільцями карданового підвісу міг повертатися навколо вертикальної осі, злегка закручуючи шовкову нитку (третя міра свободи) [14]

У своєму гіроскопі Фуко намагався максимально врахувати умови Ейлера: тіло (маховик), що обертається, мало мати одну нерухому точку-точку перетину осей маховика, тобто внутрішнього та зовнішнього карданового кільця для мінімізації моментів, що діють на маховик. Окрім того, винахідник застосував найдовершеніші на ті часи опори- ножові та шовкову нитку; внутрішнє кільце-маховик був якнайкраще збалансований, тобто центр мас цього вузла суміщався з нерухомою точкою, завдяки чому момент, що створюється силою тяги самого вузла зводився майже до нуля. Відмічаючи це, Фуко писав, що жваві вузли приладу "приходили в рух від найменшого подиху".

Дію свого приладу (рис.1.3) Л. Фуко продемонстрував на засіданні Паризької академії наук 27 вересня 1852 р. За допомогою окремого пристрою маховик був приведений у швидке обертання. Вісь обертання маховика була виставлена горизонтально в площину горизонту. Стрілка, пов'язана із зовнішнім кардановим кільцем, встановлювалась на 0 відмітки шкали. Передбачалося, що

вісь маховика почне здійснювати уявний поворот навколо вертикальної осі приладу зі швидкістю, яка дорівнює вертикальній складовій швидкості обертання Землі на широті Парижу. Оскільки передбачався дуже повільний поворот стрілки, то для спостереження за її рухом Фуко використав мікроскоп. Дослід вдався не повністю: лише кілька хвилин після запуску маховика стрілка дійсно рухалася справа наліво, а потім ці рухи стали хаотичними. Пояснювалося це тим, що маховик дуже швидко втрачав швидкість обертання і навіть незначні збурюючі моменти тертя ножових опор викликали хаотичну прецесію осі маховика в площині горизонту. Вже перші дослідження виявили ще одну цікаву властивість гіроскопа - практичну безінерційність прецесійного руху маховика [14]. Якщо ледь вдарити молоточком по самому внутрішньому кільцю карданового підвісу, то практично миттєво виникне і зразу зникне кутова швидкість прецесії, а також гіроскопічний момент. У результаті цього внутрішнє кільце не обернеться навколо своєї осі, хоча любе інше матеріальне тіло за законом інерції продовжувало б рух. У маховика гіроскопа цей рух по інерції також є, але він схожий на тремтіння навколо положення рівноваги, причому швидкозатухаюче. Процес мілкого, швидкозатухаючого тремтіння маховика з латині переводиться як "коливання" і називається нутацією. Фуко на Паризькому засіданні зробив ще одне припущення, яке зараз вже легко можна реалізувати за допомогою правила І. Е. Жуковського. А саме, що якщо маховик його приладу, позбавити однієї міри свободи, то він прагнучиме сумістити вісь свого обертання з вектором абсолютної переносної швидкості обертання основи. Враження ще більш посилювалося, коли Л. Фуко пояснив, що за допомогою гіроскопа, що має тільки два ступені вільності, можна визначати напрям на Північний полюс Землі і широту місця установки приладу. Тобто гіроскоп, маховик якого має тільки два ступені вільності, а саме: обертання з великою швидкістю навколо власної осі і можливість повороту навколо осі внутрішнього

карданового кільця. Пізніше подібні прилади стали називатися гіроскопами з двома ступенями свободи, або *двоступеневими гіроскопами*. Л. Фуко розглянув два характерних положення двоступеневого гіроскопа відносно поверхні Землі, що обертається [14].

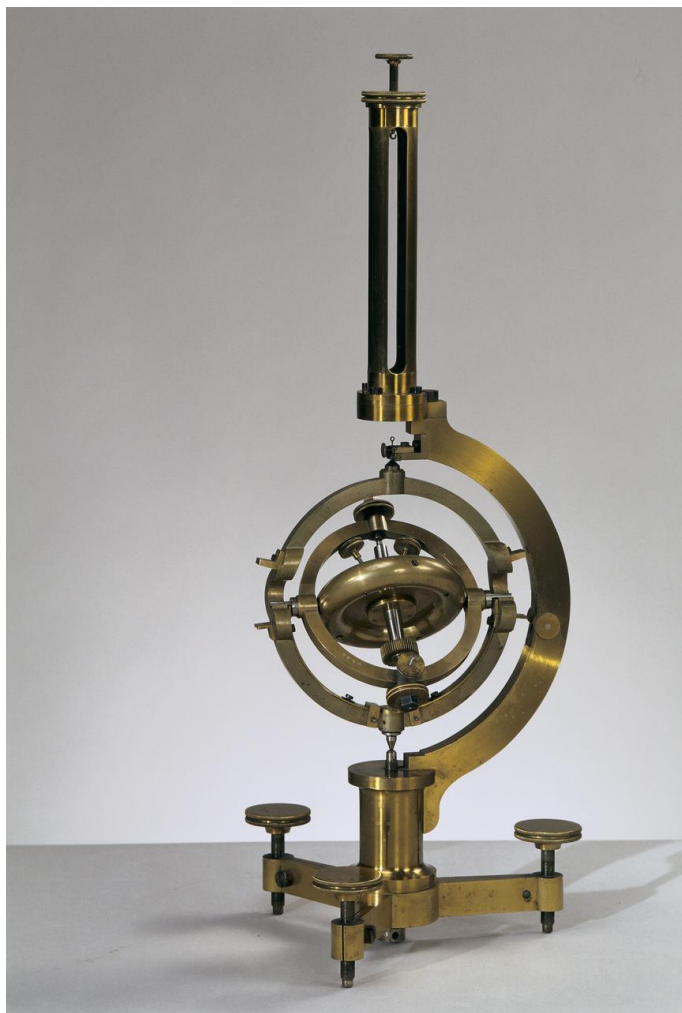


Рис.1.3. Гіроскоп Л. Фуко

Перше положення, коли вимірювальна вісь внутрішнього кільця карданового підвісу вертикальна і встановлена паралельно істинній вертикалі місця, і гіроскоп приймає участь в переносному обертанні Землі. За правилом Жуковського виникають 2 гіроскопічні моменти, причому перший момент створюватиме лише тиск на опори. В результаті вісь обертання маховика, яка є

матеріальним тілом буде направлена на Північний полюс Землі. Отримали компас, який на відміну від магнітного компаса вказує напрям не на магнітний, а на географічний полюс Землі. Цей прилад пізніше був названий *гіроскопом Фуко I роду*, або *гірокомпасом Фуко*. Цей прилад можна застосовувати як вказівник напрямку на географічну Північ, тобто як компас.

Друге положення гіроскопа: вимірювальна вісь внутрішнього кільця карданового підвісу горизонтальна, тобто встановлена паралельно географічній паралелі місця, а вісь маховика розташована в площині земного меридіану. Тут знову виникне гіроскопічний момент, а кут між віссю обертання маховика та горизонтальною площадкою дорівнюватиме широті місцевості. Фуко в доповіді на Паризькому засіданні показав, що прилад може застосовуватись для визначення географічної широти місцевості. Цей прилад пізніше був названий *гіроскопом Фуко II роду*, або *гіроширотом*. Тобто, особливою властивістю двоступеневого гіроскопа є його здатність вмиль реагувати на кутову швидкість обертання основи, на якому він встановлений, намагаючись сумістити по найкоротшому шляху вісь обертання маховика (вектор кінетичного моменту) з відповідною складовою вектора кутової швидкості обертання основи. Позбавивши трьохступеневий гіроскоп одного ступеня вільності, Л. Фуко відкрив чудову властивість двоступеневого гіроскопа [14]. Таким чином Фуко вказав в принципі на можливість створення гіроскопічних пристроїв 3-х різноманітних застосувань:

- 1) вільного гіроскопа, здатного зберігати незмінну орієнтацію осі маховика в абсолютному просторі;
- 2) гіроскопічного компасу;
- 3) гіроскопічного вимірювача широти.

Таким чином гіроскоп Фуко дав змогу безпосередньо спостерігати добове обертання Землі, через те і був названий гіроскопом.

1.2 Топографічний гіроширот

Авторське свідоцтво СРСР № 934 224 від 07.06.1982 на винахід «Гіроширот» належить винахідникам з Челябінського політехнічного інституту Д.А. Кацаю, А.Н. Лисову, А.С. Хмелевському, В.Д. Яненкову, що був заявлений у 1980 році [15]. Винахід був призначений для визначення широти місця спостереження.

До цього винаходу використовували гіроскопічний вказівник географічної широти, що складався з гіромотора, підвісу та датчика кута. Такий гіроширот мав суттєвий недолік: дуже низька точність та великий час вимірювання [11].

Інший відомий на той час гіроширот крім гіромотора мав підвіси з внутрішньої та зовнішньої рамок, датчик кута прецесії та обчислювач. Проте і цей гіроширот мав низьку точність обумовлену наявністю тертя по осі його підвісу [2]. Автори винаходу поставили за ціль підвищення точності визначення широти місця спостереження за рахунок того що топографічний гіроширот, що мав гіроротор, підвіс з зовнішньої та внутрішньої рамок, датчик кута прецесія, обчислювач, ще додатково забезпечувався датчиками реакцій, розміщеними в опорах його підвісу та датчик кутової швидкості обертання гіроротора, виходили яких разом з виходом датчика кута прецесії з'єднувались з входом обчислювача (рис.1.4).

$o\xi\eta\zeta$ – географічна система координат у якої відомі положення осей. $0,X,Y,Z$ – система координат пов'язана з кожухом гіроротора. Кут φ – це кут утворений вектором кутової швидкості обертання Землі $\vec{\Omega}_3$ і напрям на північ буде широтою місця спостереження. Кут β – кут між вектором кінематичного моменту гіроротора та напрямком на північ.

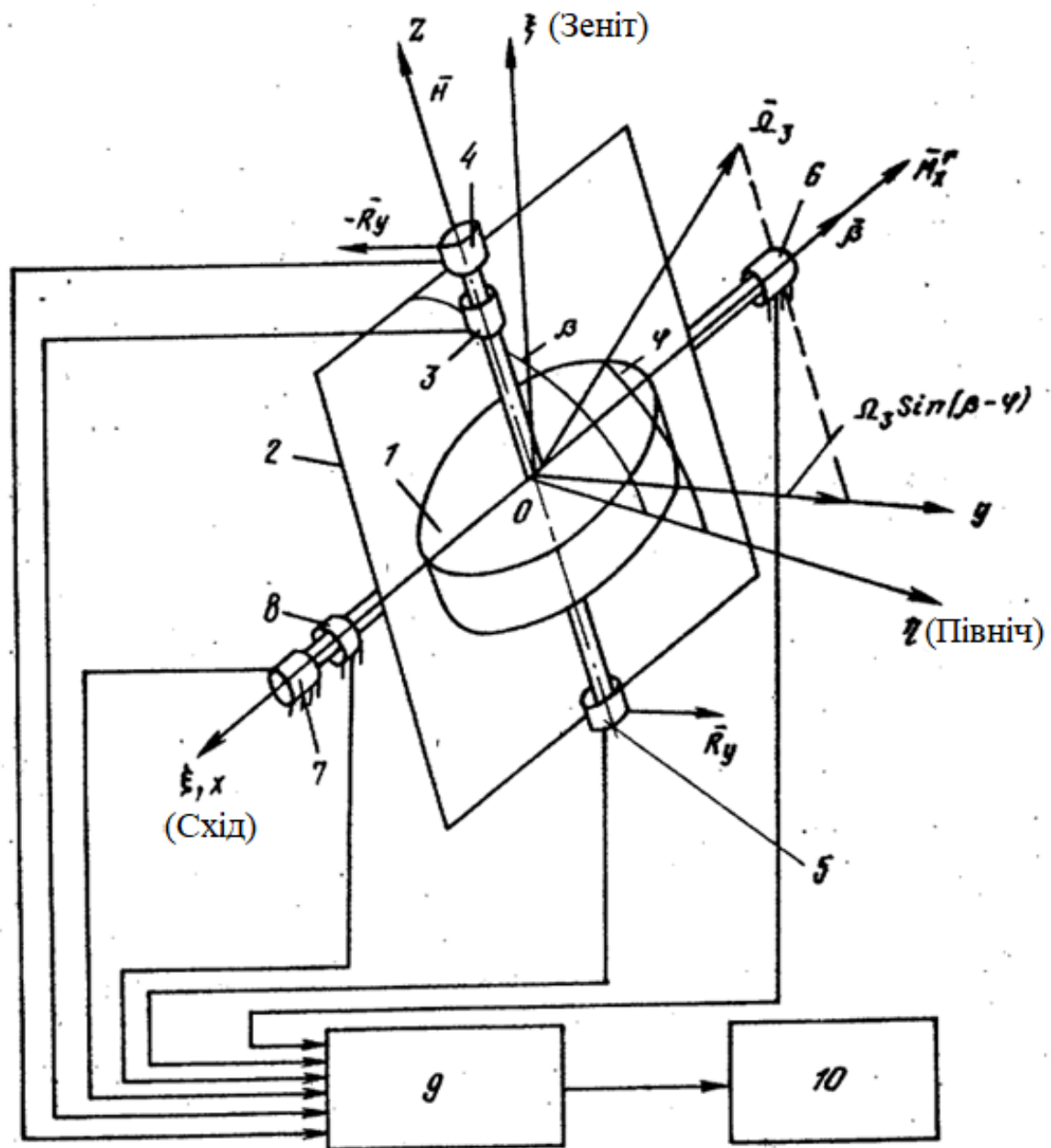


Рис.1.4 Структурно-кінематична схема топографічного гіроширота
 (1 – гіротор, 2 – кожух гіротора, 3 – датчик кутової швидкості
 обертання гіротора, 4,5 – датчики реакцій по головній осі, 6,7 – датчики

реакцій по осі прецесій, 8 – датчик кута, 9 – обчислювач, 10 – вказівник широти місця спостереження)

Принцип роботи топографічного гірошироту : вісь прецесії Ox пристрою виставляють у площину горизонту в напрямку з заходу на схід. Якщо вісь гірошироту Oz не співпадає з напрямком вектора кутової швидкості обертання Землі $\vec{\Omega}_3$ по осі Oy гіроширота діє проекція $\Omega_3 \cdot \sin(\beta - \varphi)$. Гіроскопічний момент, викликаний цією компонентою кутової швидкості обертання Землі має вигляд:

$$M_x^r = H \cdot \Omega_3 \cdot \sin(\beta - \varphi)$$

Цей момент намагається сумістити вісь Oz кожуха гіроротора з напрямком вектора $\vec{\Omega}_3$. Групи датчиків 4 та 5 вимірюють реакції в головних опорах гіроскопа R_y , відстань між опорами h , тоді гіроскопічний момент обчислиться як:

$$M_x^r = h \cdot h_y$$

Датчик кутової швидкості 3 вимірює кутову швидкість обертання гіроротора, що дозволяє відфільтровувати похибку визначення широти місця спостереження від нестабільності кутової швидкості обертання гіроротора. Враховуючи відомий момент інерції гіроротора широта місця спостереження визначається:

$$\varphi = \beta - \arcsin \frac{h \cdot R_y}{H \cdot \Omega_3}$$

Оскільки датчик 8 вимірює кут β , а обчислювач обробляє результати всіх вимірів, то маємо неперервний процес визначення широти місця спостереження.

На відміну від гіроширотів, у яких потрібно чекати суміщення векторів $\vec{\Omega}_3$ та $\vec{H}$ у цього гіроширота значно менший час визначення широти.

Якщо у попередніх гіроширотах похибка у визначення широти місця спостереження визначалася із-за тертя по осі прецесії гіроширота через те що

вектори $\vec{\Omega}_3$ та $\vec{H}$ не могли суміститися досить точно, то у новому винаході ця похибка зменшувалася за рахунок вимірювання реакцій по головній осі гіроскопа.

Групи датчиків реакцій 6 та 7 в опорах по осі прецесії поставлені для точнішого визначення моменту співпадання $\vec{\Omega}_3$ та $\vec{H}$. Коли ці вектори суміщаються $M_x^r = 0$, а швидкість прецесії β є максимальною, та гіроскопічний момент також стає максимальним

$$M_r = H \beta$$

Датчики 6 та 7 вимірюють реакції в опорах по осі прецесії які викликані цим гіроскопічним моментом. Входи датчиків з'єднані з обчислювачем 9, а вихід обчислювача з'єднаний з вказівником широти місця спостереження.

Висновки до I розділу

У розділі розглянуто питання про будову та принцип дії гіроскопу Фуко I та II роду, або гірошироту. Отже, гіроширот - це гіроскопічний прилад, за допомогою якого можна виміряти широту місця у якому він перебуває, його можна зробити на основі 2-ступеневого гіроскопа (гіроскопа Фуко II роду, розмістивши вимірювальну вісь у напрямку дотичної до паралелі певного місця).

У розділі також розглянуто перший запатентований топографічний гіроширот 1980 р., який на відміну від попередніх відомих приладів, які мали ряд суттєвих недоліків, а саме великий час вимірювання та низьку точність, мав підвищений рівень точності визначення широти місця спостереження за рахунок того, що додатково забезпечувався датчиками реакцій, розміщеними в опорах його підвісу та датчиком кутової швидкості обертання гіроротора, виходи яких разом з виходом датчика кута прецесії з'єднувались з входом обчислювача.

Головними автономними засобами визначення навігаційних даних є інерціальні навігаційні системи (ІНС), які найчастіше використовують у сукупності з супутниковими навігаційними системами. Але для їх нормальної роботи потрібно знати початкове значення широти місця, яке можна визначити за допомоги гірошироту для забезпечення повної автономності.

РОЗДІЛ II

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ГІРОШИРОТУ. ВИБІР КІНЕМАТИЧНОЇ ТА СТРУКТУРНО-ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ СХЕМИ ПРИЛАДУ. SIMULINK МОДЕЛЬ ПРИЛАДУ. МЕТОДИЧНІ ТА ІНСТРУМЕНТАЛЬНІ ПОХИБКИ ПРИЛАДУ

Робота ІНС- платформних інерціальних навігаційних систем вимагає відомості про початкове положення об'єкта. У більшості випадків, коли транспортний засіб відправляється з морського чи аеропорту, космодрому, тощо, така інформація є доступною і відомою. Якщо ж такий об'єкт відправляється з нового пункту, то початкові значення координати можна дістати за допомогою пристроїв радіозв'язку, супутникових навігаційних систем та інших астрономічних пристроїв. Проте їх коректна робота може бути порушена наприклад, системами радіоелектронної боротьби чи навіть банальними погодними умовами.

Тому виникла необхідність у автономних засобах визначення широти. Таким першим автономним засобом став гіроскоп Фуко II роду або гіроширот. До другого автономного засобу визначення широти можна віднести безкарданний гірошироткомпас [15], у якого для обчислення широти за формулою

$$\cos \varphi = \frac{1}{\Omega} \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2},$$

необхідно визначити ω_x та ω_y - горизонтальні проекції північної складової кутової швидкості Землі, що вимірюються 2-ма гіроскопами, які працюють в режимі датчиків кутової швидкості:

$$\omega_x = \Omega \cos \varphi \cdot \cos \psi,$$

$$\omega_y = \Omega \cos \varphi \cdot \sin \psi.$$

Або ці проекції можуть вимірюватись одним динамічно-налаштованим гіроскопом, з вертикально розташованою віссю обертання ротора. Але тут треба буде спочатку горизонтувати площадку, на якій розміщено гіроскопи або аналітичними методами вираховувати нахил площадки до площини горизонту.

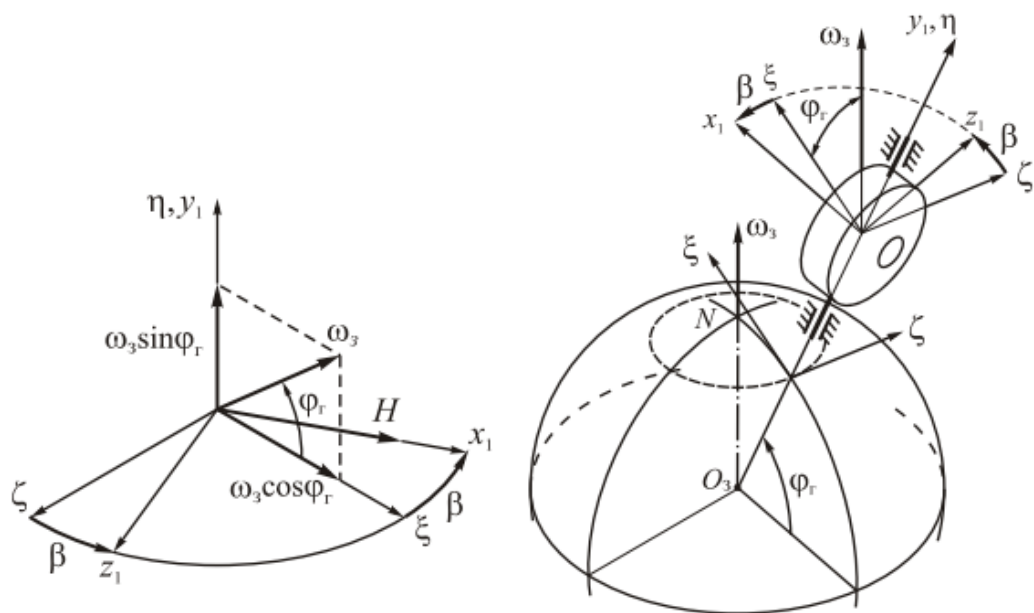


Рис.2.1 Кінематична схема двоступеневого гірокомпасу

Розглянемо гіроширот, який побудовано на сучасній безкарданній інерціальній технології [1]. Для автономного визначення широти нерухомого об'єкту застосовують інерціально-вимірювальні модулі (ІВМ) та навігаційний комп'ютер [16]. ІВМ має щонайменше три акселерометри та три гіроскопи – датчики кутової швидкості та електронні схеми. Скористаємось розрахунками [1] для виведення формули для обчислення широти місця:

$O\xi\eta\zeta$ - географічна система координат (рис.2.2),

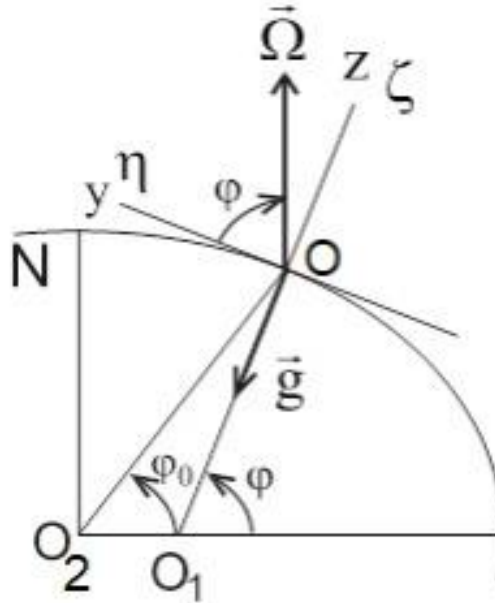


Рис.2.2 Положення IBM відносно Землі

де вісь $O\eta$ спрямована на північ, вісь $O\xi$ - на схід, а Oz - місцева вертикаль, $Oxyz$ - система координат, пов'язана з інерціально-вимірювальним модулем (IBM):

φ - геодезична широта місця,

φ_0 - геоцентрична широта місця,

$\vec{g}$ - вектор прискорення сили тяжіння,

$\vec{\Omega}$ - вектор кутової швидкості обертання Землі.

За означенням скалярному добутку двох векторів:

$$\vec{\Omega} \cdot \vec{g} = |\Omega| \cdot |g| \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} + \varphi\right), \quad (2.1)$$

де $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ - проекції кутової швидкості обертання Землі на осі Ox, Oy, Oz ;

g_x, g_y, g_z - проекції прискорення вільного падіння на ті ж осі;

$g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2}$ - модуль прискорення вільного падіння;

$\Omega = \sqrt{\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2}$ – модуль кутової швидкості обертання Землі.

У координатній формі скалярний добуток (2.1) можна записати так:

$$\vec{\Omega} \cdot \vec{g} = \Omega_x g_x + \Omega_y g_y + \Omega_z g_z. \quad (2.2)$$

Прирівнювання виразів (2.1) та (2.2) дасть

$$\sin \varphi = -\frac{1}{\Omega \cdot g} (\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z), \quad (2.3)$$

Звідси:

$$\varphi = -\arcsin\left(\frac{1}{\Omega \cdot g} (\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z)\right) \quad (2.4)$$

Отже, для обчислення широти місця необхідно знати значення проекцій кутової швидкості обертання Землі і проекції прискорення сили тяжіння на осі, пов'язані з IBM [1].

На основі виразу (2.4) пропонується кінематична та структурно-функціональна схема гірошироту (рис.2.3). Тут кінематична схема є складовою структурно-функціональної схеми приладу.

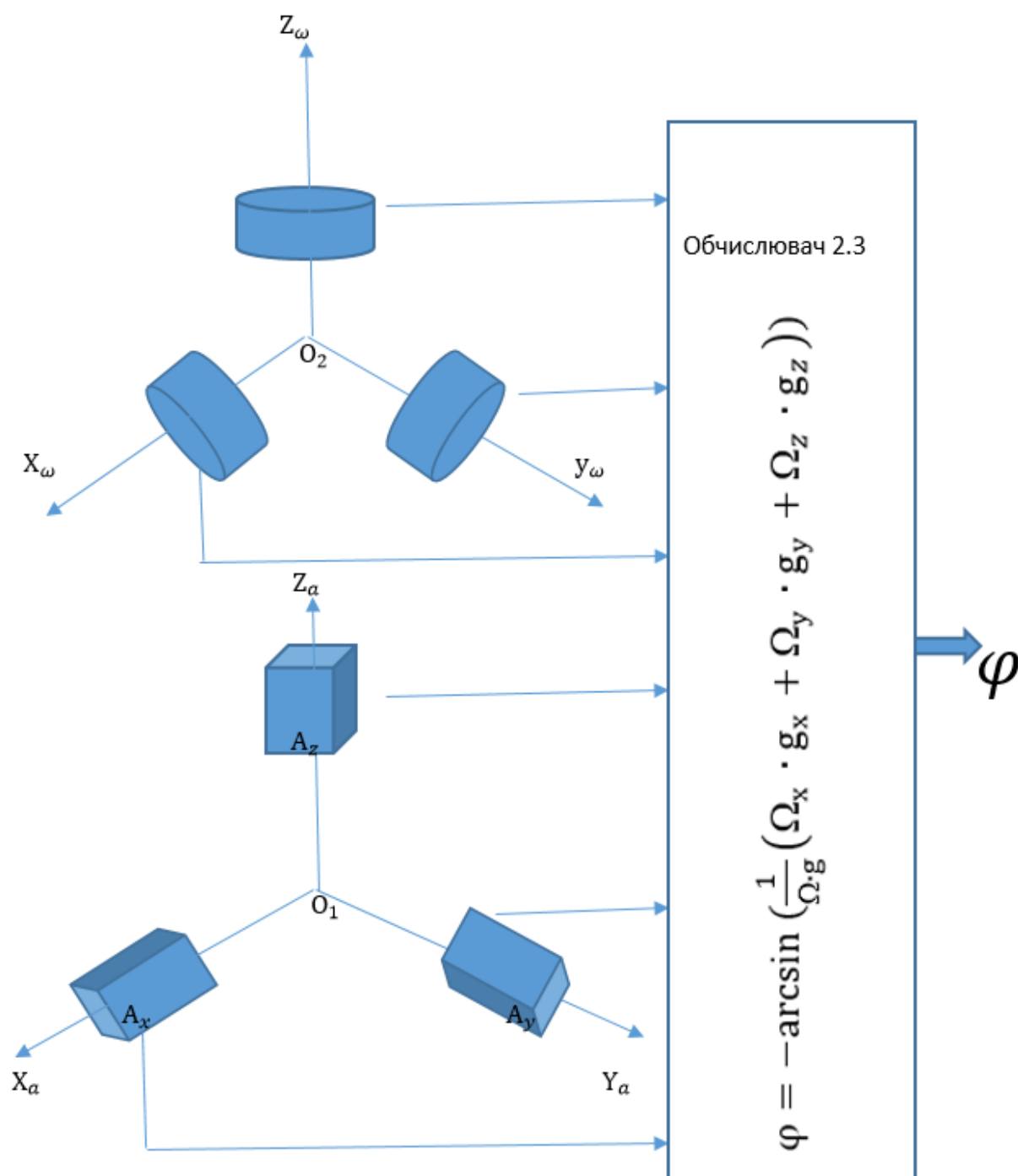


Рис.2.3 Структурно-функціональна схема гірошироту

В роботі [1] пропонується новий метод автономного визначення широти місця для нерухомих об'єктів, який складається з наступних кроків:

1. Вимірювання проекцій кутової швидкості обертання Землі на осі Ox та Oy , пов'язані з ІВМ;
2. Вимірювання проекцій прискорення сили тяжіння на ті ж самі осі;
3. Обчислення модулів кутової швидкості обертання Землі та прискорення сили тяжіння;
4. Обчислення широти місця за виразом (2.4).

2.1 Simulink модель приладу

Для перевірки справедливості виразу (2.4) будемо вважати, що осі IBM збігаються з осями географічної системи координат:

$Ox = O\xi, \quad Oy = O\eta, \quad Oz = Oz.$ В цьому випадку

$$\Omega_x = 0, \quad \Omega_y = \Omega \cos \varphi, \quad \Omega_z = \Omega \sin \varphi, \quad g_x = g_y = 0, \quad g_z = -g.$$

Підставляючи останні значення в формулу (2.3) отримаємо тривіальний вираз $\sin \varphi_n = \sin \varphi$.

Для перевірки формули (2.4) у випадку, коли осі IBM збігаються з осями географічної системи координат, була розроблена Simulink модель, схема якої зображено на рис.2.4.

Розрахунки для різних значень широти, підтвердили справедливість виразу (2.4).

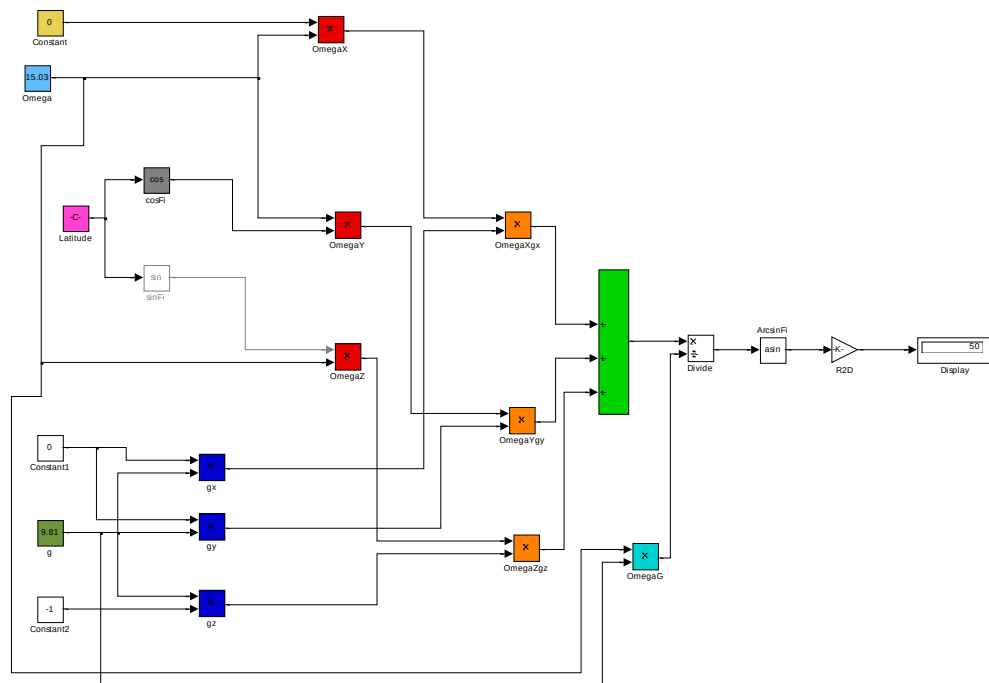


Рис.2.4. Simulink-модель автономного визначення широти місця у випадку, коли осі IBM збігаються з осями географічної системи координат

На практиці ІВМ може бути відхилений від площини горизонту та від площини меридіану (рис.2.5).

Нехай ψ - кут рискання, θ - кут тангажу, γ - кут крену.

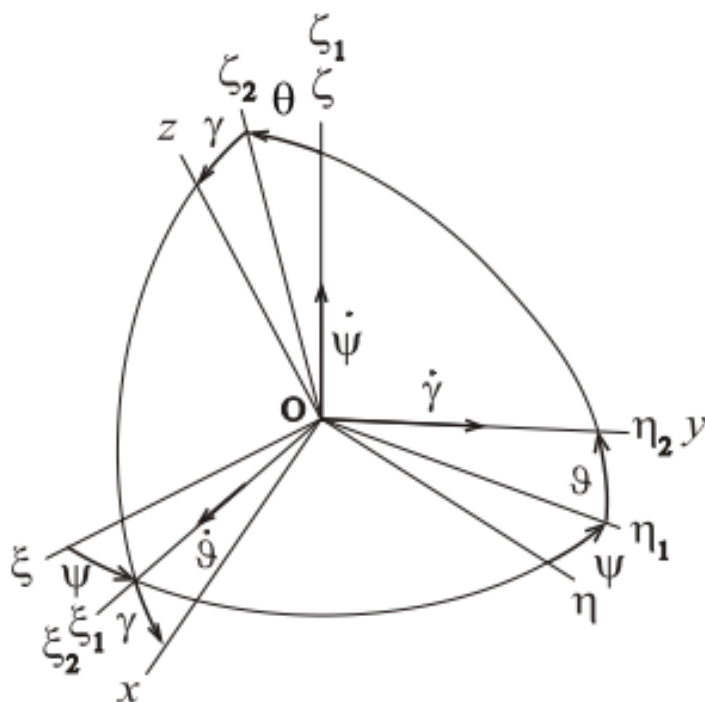


Рис.2.5. Постійні нахили ІВМ на кути рискання, тангажу і крену

Системи координат пов'язані між собою через матрицю напрямних косинусів співвідношенням

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}, \quad (2.5)$$

де

$$C_n^b = \begin{bmatrix} c_{11}c_{12}c_{13} \\ c_{21}c_{22}c_{23} \\ c_{31}c_{32}c_{33} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix}$$

(2.6)

Проекції кутової швидкості обчислюються із співвідношень:

$$\begin{aligned} g_x &= \sin \gamma \cdot \cos \theta \cdot g \\ g_y &= -\sin \theta \cdot g \\ g_z &= -\cos \gamma \cdot \cos \theta \cdot g \end{aligned}$$

(2.7)

Проекція кутової швидкості обертання Землі на осі Ox , Oy , Oz :

$$\begin{aligned} \Omega_x &= (\cos \gamma \cdot \sin \psi + \sin \gamma \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi) \cdot \Omega \cdot \cos \varphi - \sin \gamma \cdot \cos \theta \cdot \Omega \cdot \sin \varphi \\ \Omega_y &= \cos \theta \cdot \cos \psi \cdot \Omega \cdot \cos \varphi + \sin \theta \cdot \Omega \cdot \sin \varphi \\ \Omega_z &= (\sin \gamma \cdot \sin \psi - \cos \gamma \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi) \cdot \Omega \cdot \cos \varphi + \cos \gamma \cdot \cos \theta \cdot \Omega \cdot \sin \varphi \end{aligned}$$

(2.8)

Підставивши вирази (2.7) і (2.8) в праву частину рівняння (2.4), та здійснивши математичні перетворення матимемо

$$\sin \varphi_n = \sin \varphi.$$

Тобто сталий нахил ІВМ до площини горизонту і відхилення його по азимуту не чинять впливу для визначення початкової широти місцевості. Simulink модель для різних постійних кутів нахилу основи представлено на рис.2.6.

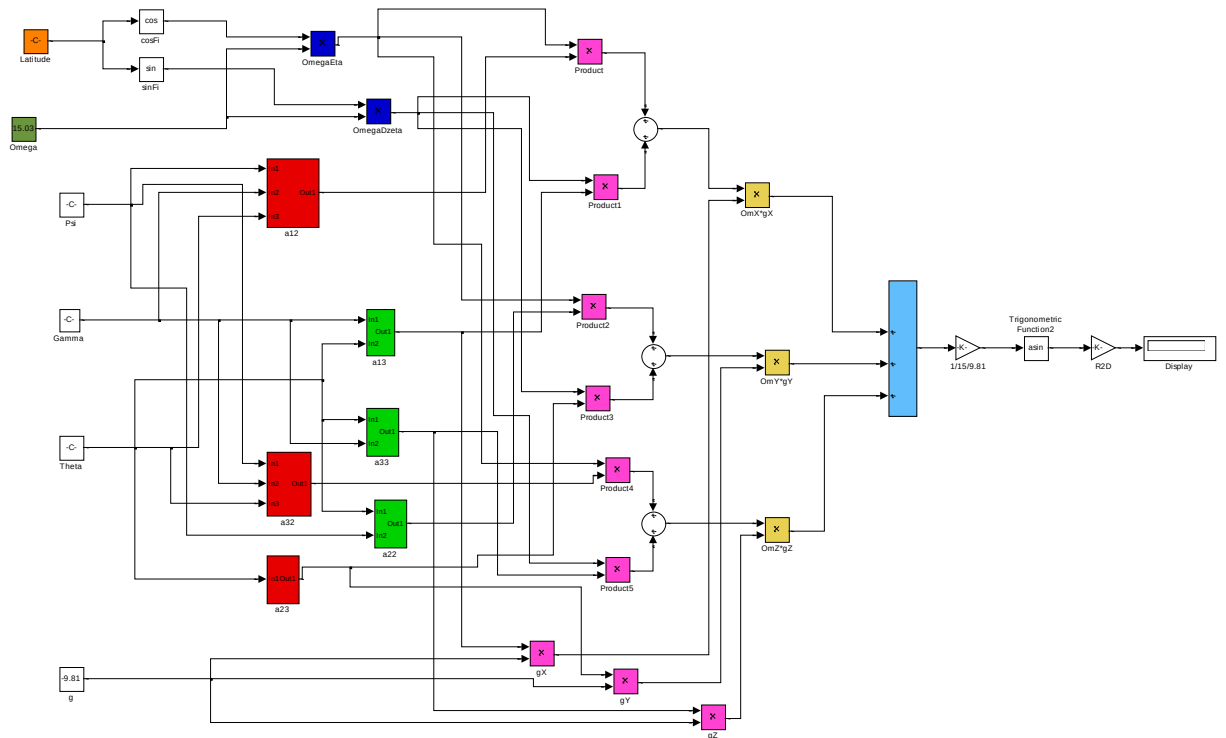


Рис.2.6. Simulink модель знаходження широти у разі постійних кутів нахилу основи.

В табл. 2.1 показано результати обрахунків широти по розробленій Simulink моделі.

З наведеної таблиці бачимо, що розроблений метод визначення початкової широти інваріантний до постійного нахилу IBM відносно площини горизонту, а також відхиленню IBM в азимуті.[1]

Таблиця 2.1. Результати обчислень широти для постійних кутів нахилу основи

№ п.	Рискання, град	Тангаж, град	Крен,град	Широта місця, град	Широта розрахункова, град
1	10	25	10	50	50
2	5	15	20	50	50
3	25	25	40	50	50
4	35	55	45	50	50
5	60	70	50	50	50

Згідно ТЗ, крім постійних кутів нахилу основи, треба було розглянути хитавицю або гармонічні коливання основи з частотою 0,5-1,5 Гц та амплітудою коливань до 10°. Для цього було розроблено Simulink модель, яку зображено на рис.2.7.

Нехай кути крену та тангажу змінюються відповідно законів: $\gamma = \gamma_m \sin \omega_\gamma t$ та $\theta = \theta_m \sin \omega_\theta t$, де γ_m, θ_m - амплітуди крену та тангажу; $\omega_\gamma, \omega_\theta$ - частоти коливань крену та тангажу.

В табл. 2.2 відображені умови хитавиці основи згідно ТЗ.

Таблиця 2.2. Умови хитавиці основи

№ експ.	Амплітуда тангажу, град	Частота коливань тангажу, Гц	Амплітуда крену, град	Частота коливань крену, Гц	Амплітуда рискання, град	Частота коливань рискання, Гц
1	5	0,5	10	1,0	0	0
2	10	1	5	0,5	0	0
3	10	1,5	10	1,5	0	0
4	5	0,5	10	1,0	5	0,5

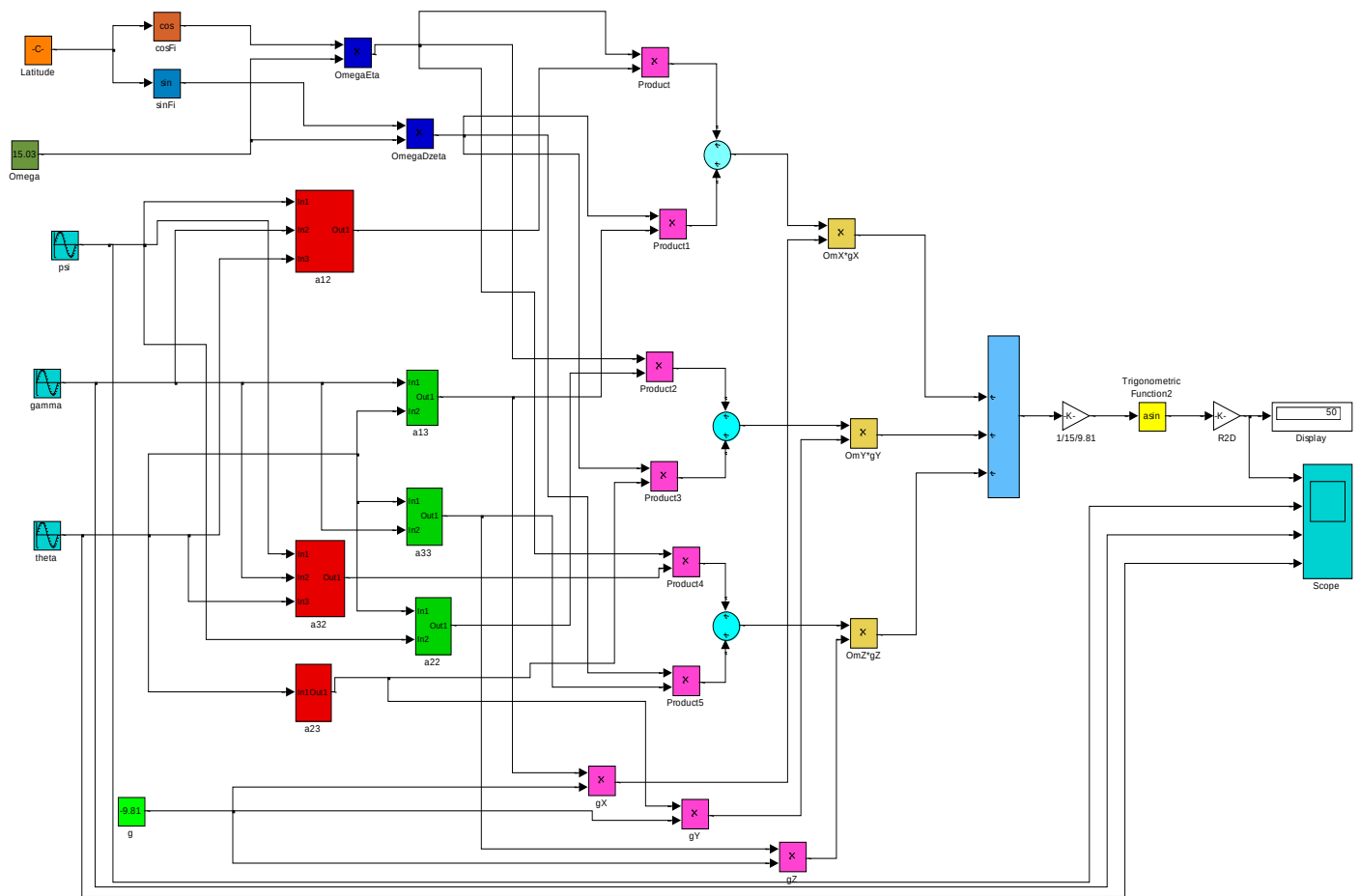


Рис.2.7. Simulink модель визначення широти у випадку гармонічних коливань основи

Для першого експерименту маємо результати, зображені на рис.2.8.

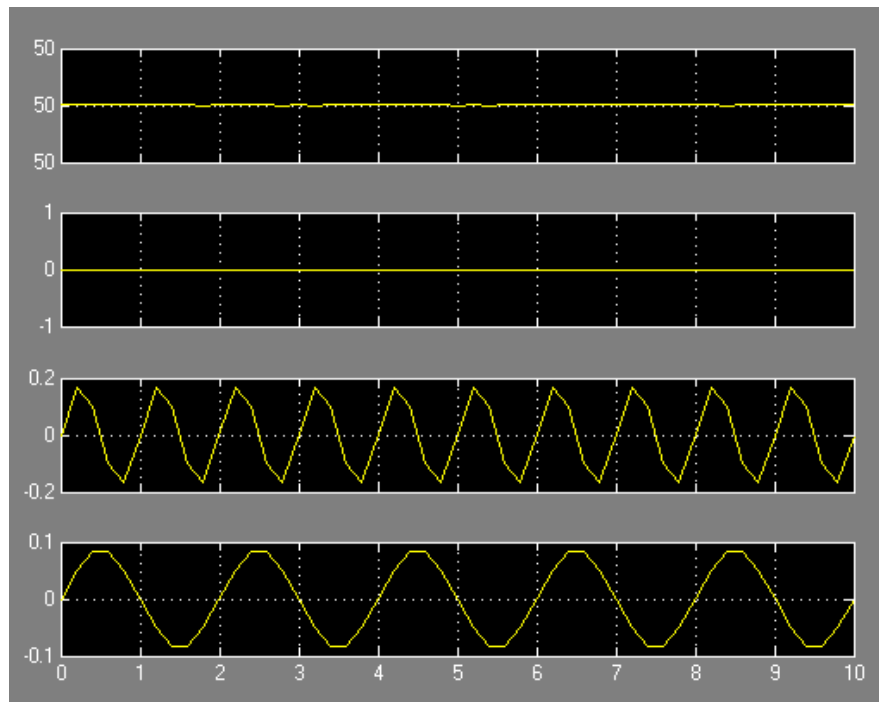


Рис.2.8. Результати першого Simulink моделювання

Для другого експерименту маємо результати, зображені на рис.2.9.

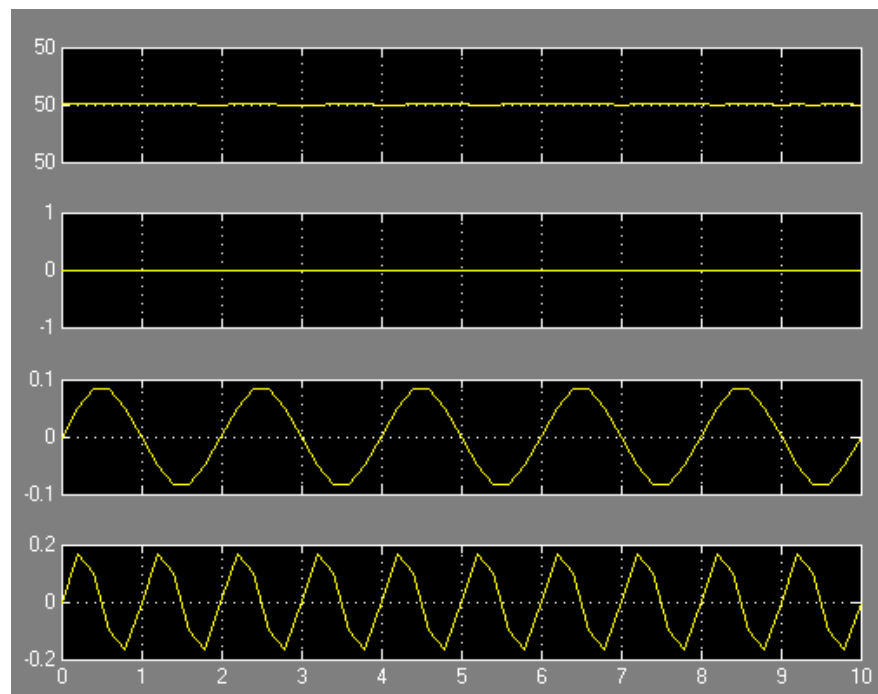


Рис.2.9. Результати другого Simulink моделювання

Для третього експерименту маємо результати, зображені на рис.2.10.

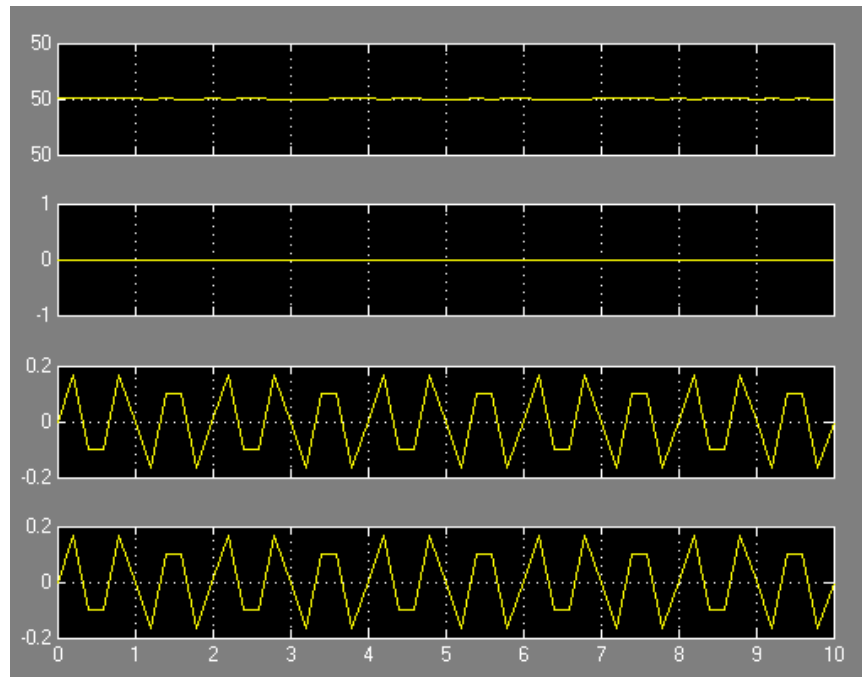


Рис.2.10. Результати третього Simulink моделювання

Для четвертого експерименту маємо результати, зображені на рис.2.11.

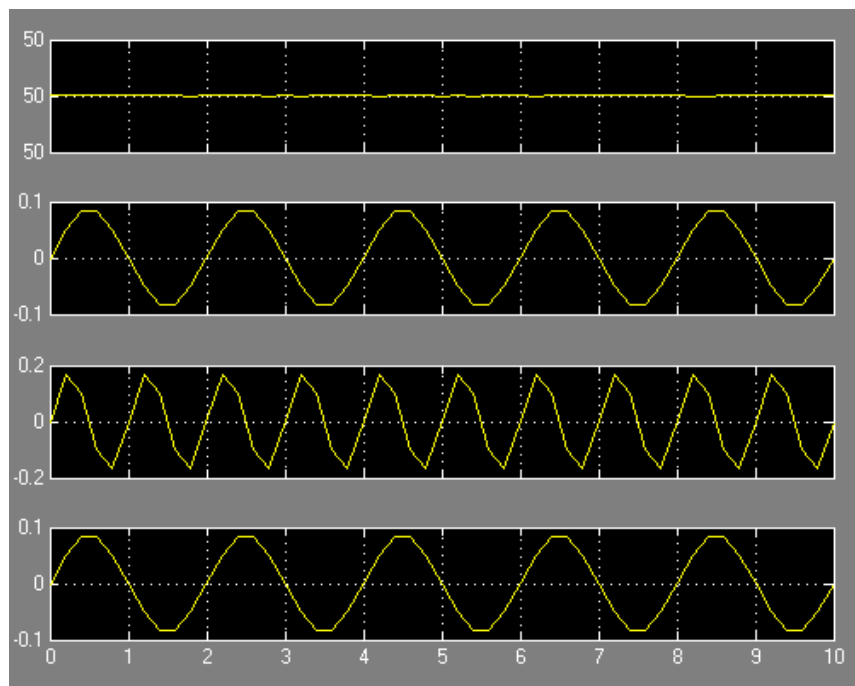


Рис.2.11. Результати четвертого Simulink моделювання

Як показали результати Simulink моделювання, хитамиця основи відносно площини горизонту, а також коливання основи по азимуту не впливають на визначення широти місця.

2.2. Методичні та інструментальні похибки приладу.

Як і будь-які прилади, гіроскопи та акселерометри мають похибки, які в свою чергу стали основними причинами виникнення похибки визначення широти місця. Ще однією причиною похибки могло стати те, що за еталонне значення широти бралось геоцентричне значення широти, яке отримувалося від приймача GPS, а воно відрізняється від геодезичного значення широти.

З виразу (2.4) видно, що широта є функцією 6-ти змінних:

$$(g_x, g_y, g_z, \Omega_x, \Omega_y, \Omega_z).$$

Розклавши вираз (2.4) у ряд Тейлора з точністю до членів першого порядку малості по кожній змінній було отримано вираз для визначення похибки широти місця [1]:

$$\Delta\varphi = - \frac{\Omega_x \cdot \Delta g_x + \Omega_y \cdot \Delta g_y + \Omega_z \cdot \Delta g_z + g_x \cdot \Delta\Omega_x + g_y \cdot \Delta\Omega_y + g_z \cdot \Delta\Omega_z}{\sqrt{\Omega^2 g^2 - (\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z)^2}} \quad (2.9)$$

де $\Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z$ - похибки при визначенні проекції кутових швидкостей обертання Землі, які дають гіроскопи;

$\Delta g_x, \Delta g_y, \Delta g_z$ - похибки визначення проекції прискорень сили тяжіння, які створюють акселерометри.

Отже, основними причинами виникнення похибки визначення широти місця, є похибки гіроскопів і акселерометрів [1].

Якщо ж IBM виставлено у площині горизонту та меридіану, а саме $Ox = O\xi, Oy = O\eta, Oz = O\zeta$, то формула (2.9) матиме вигляд.

$$\Delta\varphi = -\frac{1}{\Omega g \cos\varphi} \cdot (\Omega \cos\varphi \cdot \Delta g_y + \Omega \sin\varphi \cdot \Delta g_z - g \cdot \Delta\Omega_z). \quad (2.10)$$

Як бачимо, похибка при визначенні широти місцевості буде залежити від похибок 2-ох акселерометрів і гіроскопа.

Для заданої точності визначення широти місця можна оцінити дрейф гіроскопа. У формулі (2.10) залишаємо величини, що потрібні для розрахунків, та матимемо вираз для оцінки дрейфу гіроскопа:

$$\Delta\Omega_z = \Delta\varphi \cdot \Omega \cos\varphi. \quad (2.11)$$

Припустимо, що $\Delta\varphi = 1^\circ$ і $\varphi = 50^\circ$. Якщо врахувати, що $\Omega = 15,04$ град/год, то матимемо $\Delta\Omega_z = 16$ град/год.

Далі оцінюємо для заданої точності визначення широти місцевості похибку акселерометрів. У формулі (2.10) залишаємо величини, що потрібні для розрахунків, та матимемо:

$$\Delta\varphi = -\frac{1}{g \cos\varphi} \cdot (\cos\varphi \cdot \Delta g_y + \sin\varphi \cdot \Delta g_z). \quad (2.12)$$

Зробимо перетворення у виразі (2.12):

$$\Delta\varphi = -\frac{\Delta g}{g \cos\varphi} \sin(\varepsilon + \varphi), \quad (2.13)$$

$$\text{де } \Delta g = \sqrt{\Delta g_y^2 + \Delta g_z^2}, \quad \sin\varepsilon = \frac{\Delta g_y}{\Delta g}, \quad \cos\varepsilon = \frac{\Delta g_z}{\Delta g}.$$

В результаті із формули (2.13) матимемо аналітичний вираз для оцінки похибки акселерометрів.

$$\Delta g = \Delta\varphi \cdot g \cos\varphi. \quad (2.14)$$

Припустимо $\Delta\varphi = 0,1^\circ$ і $\varphi = 50^\circ$. Якщо врахувати, що $g = 9,81$ м/с², отримаємо.

$$\Delta g = 0,011 \text{ м/с}^2$$

У табл. 2.3 наведені чисельні оцінки похибок гіроскопів $\Delta\Omega_z$ і акселерометрів Δg в залежності від похибки визначення широти місця $\Delta\varphi$.

Так, наприклад, для забезпечення похибки визначення широти $\Delta\varphi=1$ кут. хв потрібні гіроскопи з дрейфом не гірше 0,0024 град/год та акселерометри зі зміщенням нуля $1,5 \cdot 10^{-4}g$. Отримані чисельні оцінки показують, що для практичної реалізації даного методу визначення широти місця потрібні гіроскопи і акселерометри навігаційного класу точності.[1]

Таблиця 2.3. Чисельні оцінки похибок гіроскопів $\Delta\Omega_z$ і акселерометрів Δg в залежності від похибки визначення широти місця $\Delta\varphi$.

$\Delta\varphi$, кут. хв	$\Delta\Omega_z$, град/год	Δg , g
0,026992053	5,88577E-05	3,92384E-06
0,053984106	0,000117715	7,84769E-06
0,107968213	0,000235431	1,56954E-05
0,161952319	0,000353146	2,35431E-05
0,269920532	0,000588577	3,92384E-05
0,539841063	0,001177153	7,84769E-05
1,079682126	0,002354307	0,000156954
2,699205316	0,005885767	0,000392384
5,398410632	0,011771534	0,000784769
+53,98410632	0,117715343	0,00784769

Крім інструментальних похибок, розглянемо методичну похибку. Такою методичною похибкою є різниця між геодезичним значенням широти (2.4) та геоцентричним значенням широти, яку вимірюють за допомоги супутникових приймачів GPS і зазвичай приймають за еталонне значення широти. Співвідношення між геоцентричною φ_0 та геодезичною φ визначається співвідношенням [17].

$$\tan \varphi = \frac{a^2}{b^2} \tan \varphi_0, \quad (2.15)$$

де a і b – велика і малі півосі земного еліпсоїда.

Прийmemo за модель землі еліпсоїд Красовського [18]. Тоді $a_1 = 6378245\text{м}$, $b_1 = 6356863\text{м}$. Використаємо тригонометричну формулу тангенса різниці двох кутів

$$\tan(\varphi - \varphi_0) = \frac{\tan\varphi - \tan\varphi_0}{1 + \tan\varphi \cdot \tan\varphi_0}. \quad (2.16)$$

Підставивши (2.15) у формулу (2.16) отримаємо

$$\tan(\varphi - \varphi_0) = \frac{(\frac{a^2}{b^2} - 1)\tan\varphi_0}{1 + \frac{a^2}{b^2} \cdot \tan^2\varphi_0} \quad (2.17)$$

Позначивши різницю $\varphi - \varphi_0$ через $\Delta\varphi$, отримаємо вираз:

$$\Delta\varphi_i = \arctg \frac{(\frac{a_i^2}{b_i^2} - 1)\tan\varphi_0}{1 + \frac{a_i^2}{b_i^2} \cdot \tan^2\varphi_0} \quad (2.18)$$

де $i=1,2$.

Для значення $\varphi_0 = 50^\circ$ отримуємо

$$\Delta\varphi_1 = 0,1893624$$

$$\Delta\varphi_2 = 0,1893894$$

і абсолютне значення $\Delta\varphi = |\Delta\varphi - \Delta\varphi_0| = 2,7021941 \cdot 10^{-5}$

Таким чином, похибка лінійної координати для заданої широти становить

$$\Delta s = \Delta\varphi \cdot R = 172.34018 \text{ м}$$

Звідси можна зробити висновок, що поправку $\Delta\varphi_i$ треба враховувати при розрахунку широти за виразом (2.4) для порівнювання її з широтою геоцентричною.

Висновки до II розділу

Для автономного визначення широти місця для нерухомих об'єктів необхідно виміряти три проекції кутової швидкості обертання Землі на осі Ox , Oy та Oz , пов'язані з ІВМ; виміряти три проекції прискорення сили тяжіння на ті ж самі осі; обчислити модулі кутової швидкості обертання Землі та прискорення вільного падіння; обчислити широту місця за виразом (2.4).

Описано метод автономного визначення широти місця для нерухомих об'єктів та розроблена структурно-функціональна схема гірошироту.

На практиці ІВМ може бути відхилений від площини горизонту та по азимуту. Як показали результати Simulink моделювання, постійний нахил ІВМ відносно площини горизонту і відхилення ІВМ по азимуту не впливають на визначення широти місця. Крім того, хитамиця основи відносно площини горизонту і а також коливання основи по азимуту не впливають на визначення широти місця.

Для автономного визначення широти нерухомих об'єктів можна використовувати інерціально-вимірювальний модуль на основі кільцевих лазерних гіроскопів та навігаційних акселерометрів, а також мікромеханічні гіроскопи та акселерометри. Похибка автономного визначення широти розраховувалась на основі аналітичного виразу, у якому враховувались похибки при визначенні проекцій кутової швидкості обертання Землі, які дають гіроскопи та похибки визначення проекції прискорень сили тяжіння, які створюють акселерометри.

Отже, основними причинами виникнення похибки визначення широти місця є похибки гіроскопів та акселерометрів, а також те, що за еталонне значення широти бралось геоцентричне значення широти, яке отримувалося від

приймача GPS, а воно відрізняється від геодезичного значення широти. Тому на практиці треба враховувати поправку, викликану різницею між геодезичною та геоцентричною широтою.

Висновки

У даній дипломній роботі здійснено інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроширотів - пристроїв для вимірювання широти та визначення місцезнаходження. Досліджено історію розвитку та способи визначення магнітного курсу від перших магнітних компасів до основних сучасних технічних засобів навігації. Розглянуто також автономні засоби для визначення курсу- гірокомпаси, а також ІНС- інерціальні навігаційні системи, що являються основними автономними засобами для визначення навігаційних параметрів. Якщо ще у недалекому минулому такими засобами були неавтономні супутникові навігаційні системи (СНС), що дозволяли отримати похибку визначення місцезнаходження в межах 3-4 см, але могли підлягати легким атакам засобів радіоелектронної протидії, то вже у наші дні через зростання військових конфліктів у світі, а також на території нашої держави, розвиваються і удосконалюються автономні системи навігації та орієнтації- платформні інерціальні навігаційні системи (ІНС) та безплатформні інерціальні системи (БІНС). Ці безплатформні інерціальні системи сьогодні широко використовуються на повітряних та водних суднах для оцінки кутового положення об'єкту, у самих різних системах керування та стабілізації, у безпілотноках, маніпуляторах та робототехнічних системах. У них гармонійно поєднані апаратне та алгоритмічно- програмне забезпечення. Підвищити точність БІНС можна за рахунок покращення якості чутливих елементів, що є досить дороговартісним, або корегуючи покази по супутниковим, астрономічним, навігаційним та іншим системам, але це порушує їх автономність.

Основними причинами похибок ІНС та БІНС є похибки їх інерціальних датчиків, тобто гіроскопів та акселерометрів і недовершеність гравітаційної моделі, яка використовується для обчислень.

Для автономного визначення широти на нерухомій основі можна застосовувати гіроширот, побудований на базі інерціально-вимірювального модулю, що складається з 3-х акселерометрів, 3-х гіроскопів та сервісних електронних схем. Для обчислення широти місця було використано аналітичний вираз (2.3), у якому бралися значення проекцій кутової швидкості обертання Землі та проекції прискорення сили тяжіння на осі, пов'язані з ІВМ, а також визначена похибка у визначенні широти місця. Ця похибка напряму залежить від похибок гіроскопів, похибок визначення кутів орієнтації об'єкта і похибок кутових швидкостей. Лазерні гіроскопи у порівнянні з мікромеханічними мають на порядок вищу точність.

Для перевірки працездатності гірошироту було використано Simulink моделювання, яке підтвердило справедливність теоретичних міркувань.

Використані джерела

1. Аврутов В.В. Розвиток теорії автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів. - Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2020.– 309 с.
2. Богданович М.М., Ильин П.А. Гирскопические приборы и устройства. Л., 1961. – с.346-348.
3. Ривкин Б.С. Аналитический обзор состояния исследований и разработок в области навигации за рубежом: выпуск 3. – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2019. – 92 с.
4. K. Gade, “The Seven Ways to Find Heading”. Journal of Navigation, 2016, v.69, pp. 955-970
5. [Електронний ресурс]:
<https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D1%96%D1%80%D0%BE%D1%81%D0%BA%D0%BE%D0%BF>
6. Морская навигационная техника. Справочник. Под общ. Ред. Е.Л. Смирнова. – СПб.: «Элмор», 2002. – 224 с.
7. Збруцький О.В. Гірокомпаси для навігації та наведення / О.В. Збруцький, А.С. Довгополий, О.І. Нестеренко, В.М. Григор'єв. – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, «Політехніка», 2017. – 200 с.
8. [Електронний ресурс]: <http://www.mining-enc.ru/g/girokompas/>
9. Топогеодезична прив'язка елементів бойового порядку артилерії (навч. посібник) за ред. П.Є. Трофименка.- Суми, 2020. – 76-86с.
10. Комплект гироскопаса 1Г25-1. БЦ1.620.067. Техническое обслуживание и инструкция по эксплуатации. – 74 с.
11. Павлов В.А Гирскопический эффект, его проявление и использование. Л., “Судостроение”, 1972. – с.124.

12. Воронков Н.Н. Гирскопическое ориентирование / Н.Н. Воронков, В.В. Кутырев, Н.А. Ашимов. – М. Недра, 1980. - 296с.
13. П.М. Бондар, Ю.В. Степанковський. Фізичні основи орієнтації та навігації. Елементи теорії гіроскопічних явищ . – Київ, 2009.- 40с.
14. Електроний ресурс:
http://4ua.co.ua/physics/yb3ac68b4d43a89421306d37_0.html
15. Авторское свидетельство на изобретение № 934 224 от 07/06/1982.
16. Аврутов В.В. Автономное определение начальной широты с помощью инерциально-измерительного модуля // Прикл. механика. – 2018. – 54, №5. – с. 116-122.
17. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
18. Одинцов А.А. Теория и расчет гироскопических приборов. – К.: Вища шк., 1986. – 392 с.