

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Приладобудівний факультет

Кафедра комп'ютерно-інтегрованих оптичних та навігаційних систем

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Надія БУРАУ

«__» _____ 2023р.

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: «ГІРОШИРОТ»

Виконав:

студент IV курсу, групи ПГ-91

Вадіс Данііл Андрійович



Керівник:

Докт. тех. наук, професор

Аврутов Вадим Вікторович

Рецензент:

Доцент, кандидат технічних наук

Шевченко Вадим Володимирович

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

Студент _____

Київ – 2023 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Приладобудівний факультет

Кафедра комп'ютерно-інтегрованих оптичних та навігаційних систем

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

_____ Надія БУРАУ

«___» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломну роботу студенту

Вадісу Даніілу

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

2. **Термін подання** студентом роботи: 05.06.2023 р.

3. **Вихідні дані до роботи:**

Прийняти наступні параметри акселерометрів: нестабільність зміщення нуля – $7,355 \cdot 10^{-3}$ м/с²; нестабільність масштабного коефіцієнта – $\pm 2 \cdot 10^{-4}$; номінальне значення масштабного коефіцієнта – $1 \cdot 10^{-6}$ м/с²; прийняти параметри гіроскопів: нестабільність зміщення нуля – 0,4 °/год; нестабільність масштабного коефіцієнта – 0,001; номінальне значення масштабного коефіцієнта – $1 \cdot 10^{-6}$ °/с; кути повороту рухомого апарату: рискання, тангаж, крен до $\pm 60^\circ$.

4. **Зміст роботи:**

4.1. Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану інерціальних визначників широти.

4.2. Скласти аналітичні вирази визначення широти.

4.3. Розробити Simulink-модель приладу.

4.4. Провести моделювання роботи приладу.

5. Перелік ілюстративного матеріалу:

5.1. Кінематика гіроширота;

5.2. Simulink-модель приладу;

5.3. Результати моделювання роботи приладу.

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

6. Дата видачі завдання: 09.03.2023

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1.	Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану визначників широти.	10.05.2023	
2.	Скласти аналітичні вирази визначення широти.	01.04.2023	
3.	Розробити Simulink-модель приладу. Підключити до виходів моделі віртуальні індикатори курсу та горизонту.	25.05.2023	
4.	Моделювання роботи приладу.	01.06.2023	

Студент

Данііл Вадіс

Керівник роботи

Вадим Аврутов

АНОТАЦІЯ

Вадіс Д. А. 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 2023.

Дипломна робота присвячена розгляду гіроширотів – приладів для визначення широти місця.

Супутникові навігаційні системи (СНС) є основними технічними засобами навігації. До СНС відносяться GPS (система США), Galileo (європейська система), BeiDou та Hongyan (китайська система). На сьогоднішній день вони дозволяють отримувати доволі точні дані про місцезнаходження.

В усіх згаданих супутникових навігаційних системах існує серйозний недолік - вони не є автономними і можуть стати об'єктом атак засобами радіоелектронної протидії під час військових конфліктів. Це призвело до зростання інтересу до розробки автономних систем навігації та орієнтації. Серед таких систем можна виділити платформні інерціальні навігаційні системи (ІНС) і безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС).

Для нормальної роботи ІНС потрібно знати початкові значення місцезнаходження. Якщо ці значення невідомі, а визначення їх астрономічними, супутниковими або радіотехнічними навігаційними засобами по якимось причинам недоступне, то для визначення широти місця використовують автономні засоби визначення широти.

В першому розділі розглянуто перший автономний засіб для визначення широти гіроскоп Фуко II роду, або так званий "Гіроширот". Вказано, що потрібно для побудови цього гіроширота і наскільки точно необхідно орієнтувати в початковий момент часу вісь обертання рамки за курсом, а її площину за вертикаллю.

Також розглянуто інші принципові схеми гіроскопічних приладів для визначення широти місця. Розглянуто роботу цих приладів на нерухомій основі та

на рухомій основі, що йде з постійною швидкістю на постійному курсі, а також вказана залежність вільних коливань гіроширотів від широти місця.

У **другому розділі** складено аналітичний вираз для визначення широти місця. Розроблено simulink-модель приладу для випадку коли вісі ІВМ співпадають з осями географічної системи координат, а також при постійних нахилах ІВМ. Проведено моделювання для даних схем та доведено справедливості складеного виразу.

Побудовано схему в Simulink з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів, а саме нестабільність зміщення нуля. Було проведено дослідження для різних значень широти і побудовано графік залежності похибки від широти місця.

Складено вираз похибки визначення широти місця. Розглянуто вплив похибок гіроскопів і акселерометрів на похибку визначення широти та побудовані відповідні графіки. Також наведені чисельні оцінки похибок визначення широти місця відносно похибок гіроскопів і акселерометрів.

Розроблено схему для автономного визначення широти нерухомих об'єктів з урахуванням похибки визначення широти. Підібрані гіроскопи і акселерометри з меншим зміщенням нуля для більш точного визначення широти, а також побудований графік похибки визначення широти відносно широти місця.

Розглянуто вплив не тільки постійних похибок гіроскопів і акселерометрів, а також вплив випадкової похибки типу “білого шуму”. Проведено дослідження для різного значення потужності шуму і побудовані графіки залежності широти від випадкової похибки типу “білого шуму”. Для покращення визначення широти була розроблена схема з усередненням випадкової похибки типу “білого шуму” та побудовані відповідні графіки.

Також, розглянута методична похибка визначення широти місця, яка виникає внаслідок різниці між геоцентричною і геодезичною широтами.

SUMMARY

Vadis D. A. Gyroshirov. - Diploma thesis for a bachelor's degree in specialty 151 "Automation and computer-integrated technologies", educational and professional programme - "Computer-integrated technologies and navigation and control systems." - National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute", Kyiv 2023.

The thesis is devoted to the consideration of gyro-latitudes - devices for determining the latitude of a place.

Satellite navigation systems (SNS) are the main technical means of navigation. The following are the main navigation systems: GPS (US system), GLONASS (Russian system), Galileo (European system), BeiDou and Hongyan (Chinese system). Today, they provide fairly accurate location data.

All of these satellite navigation systems have a serious drawback: they are not autonomous and can be attacked by electronic warfare during military conflicts. This has led to a growing interest in the development of autonomous navigation and orientation systems. Such systems include platform-based inertial navigation systems (INS) and platform-free inertial navigation systems (PFINS).

For normal operation of the INS, it is necessary to know the initial location values. If these values are unknown, and their determination by astronomical, satellite or radio navigation aids is not available for some reason, then autonomous latitude determination aids are used to determine the latitude of the location.

In the first section, the first autonomous latitude determination device, the Foucault gyroscope of the II kind, or the so-called "Gyroshirov", is considered. It is indicated what is required to build this gyro and how accurately it is necessary to orientate the axis of rotation of the frame in the course and its plane in the vertical at the initial moment of time.

Other schematic diagrams of gyroscopic devices for determining the latitude of a place are also considered. The work of these devices on a fixed base and on a moving base moving at a constant speed on a constant course is considered, and the dependence of free oscillations of gyro latitudes on latitude is indicated.

In the second section, an analytical expression for determining the latitude of a place is developed. A simulink model of the device is developed for the case when the IMU axes coincide with the axes of the geographic coordinate system, as well as when the IMU tilts constantly. Simulations for these schemes are carried out and the validity of the expression is proved.

A circuit was built in Simulink, taking into account the parameters of gyroscopes and accelerometers, namely the instability of the zero offset. A study was carried out for different latitude values and a graph of the error dependence on the latitude of the location was plotted.

An expression for the error in determining the latitude of a location is compiled. The influence of gyroscope and accelerometer errors on the latitude determination error is considered and the corresponding graphs are constructed. Numerical estimates of the latitude determination errors relative to the errors of gyroscopes and accelerometers are also given.

A scheme for autonomous determination of the latitude of stationary objects with regard to the latitude determination error is developed. Gyroscopes and accelerometers with a smaller zero offset are selected for more accurate latitude determination, and a graph of latitude determination error versus latitude of the place is constructed.

The influence of not only the constant errors of gyroscopes and accelerometers, but also the influence of a random error of the "white noise" type is considered. The study was conducted for different values of noise power and graphs of latitude dependence on random error such as "white noise" were constructed. To improve the determination of latitude, a scheme with averaging of the random error of the "white noise" type was developed and the corresponding graphs were constructed.

Also, the methodological error in determining the latitude of a place, which arises due to the difference between geocentric and geodetic latitudes, is considered.

**Пояснювальна записка
до дипломної роботи
на тему: Гіроширот**

Київ – 2023 року

ЗМІСТ

АНОТАЦІЯ.....	4
SUMMARY.....	6
СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ	11
ВСТУП.....	12
РОЗДІЛ 1. ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ ВИЗНАЧНИКІВ ШИРОТИ	14
1.1 Гіроскоп Фуко II роду (гіроширот)	15
1.2 Гіроширот з трьома ступенями свободи	17
1.3 Топографічний гіроширот	18
1.4 Гірошироткомпас із ковзаючим маятником	21
1.5 Гірошироткомпас із непрямою корекцією.....	23
1.6 Визначення широти місця методом вимірювання гіроскопічних моментів.....	26
1.7 Визначення широти й довготи місця за допомогою навігаційних автоматів	28
1.8 Автомати інерціальної системи навігації	29
Висновки до розділу 1	34
РОЗДІЛ 2. СКЛАДАННЯ АНАЛІТИЧНОГО ВИРАЗУ ВИЗНАЧЕННЯ ШИРОТИ. РОЗРОБКА SIMULINK-МОДЕЛІ ПРИЛАДУ. ПРОВЕДЕННЯ МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ПРИЛАДУ	36
2.1 Автономне визначення широти нерухомих об'єктів	37
2.2 Автономне визначення широти при постійних нахилах ІВМ	40
2.3 Автономне визначення широти нерухомих об'єктів з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів	43
2.4 Вплив похибок гіроскопів і акселерометрів на похибку визначення широти	46

2.5 Автономне визначення широти нерухомих об'єктів з урахуванням похибки визначення широти.....	51
2.6 Автономне визначення широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та випадкової похибки типу “білий шум”	54
2.7 Методична похибка визначення широти місця	59
Висновки до розділу 2	61
ВИСНОВКИ	63
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	65
ДОДАТОК А	66

СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ

БІНС – безплатформна інерціальна навігаційна система

БПЛА – безпілотний літальний апарат

ГСК – географічна система координат

ІВМ – інерціальний вимірювальний модуль

ІНС – інерціальна навігаційна система

ВСТУП

На даний момент важко уявити життя без використання супутникових систем, бо майже кожен сучасний смартфон, автомобіль, літак чи корабель обладнаний GPS або іншою супутниковою навігаційною системою, яка дозволяє доволі точно визначати місцезнаходження, а тому супутникові навігаційні системи мають важливе значення в авіації, морському транспорті, будівництві, геодезії та картографії. Також важко уявити сучасну армію і ефективне застосування військ без використання супутникових систем.

Також варто зазначити, що останнім часом актуальність теми зросла ще більше завдяки розвитку нових та вдосконалення вже існуючих супутникових навігаційних систем. Наприклад, у 2020 році SpaceX вперше запустила супутник своєї майбутньої супутникової системи Starlink, яка планується на 12 000 супутників, які повинні покрити всю поверхню Землі. Не можна забувати про супутникові навігаційні системи, які є основними технічними засобами навігації, а саме: GPS (система США), Galileo (європейська система), BeiDou та Hongyan (китайська система). На сьогоднішній день вони дозволяють отримувати доволі точні дані про місцезнаходження. Наприклад, при використанні комбінації систем GPS, BeiDou та Galileo ми можемо визначити місцезнаходження з похибкою 3-4 см [1].

У всіх цих супутникових навігаційних систем є дуже вагомий недолік – вони не є автономними. Тому, почали приділяти увагу розвитку автономних систем навігації та орієнтації. До таких автономних систем відносяться інерціальні навігаційні системи (ІНС), гірокомпаси і гірогоризонткомпаси.

Розвиток ІНС привів до появи безкарданних або безплатформних ІНС (БІНС), які стали замінювати платформні ІНС. БІНС володіють численними перевагами, включаючи відсутність похибок гіроскопічної стабілізованої платформи та похибок карданового підвісу, а також простіший контроль функціонування, компактні розміри і високу надійність.

Для забезпечення роботи автономних інерціальних навігаційних систем (ІНС) потрібно мати початкові координати місцезнаходження. Якщо транспортний засіб стартує з аеропорту або морського порту, ці початкові координати можуть бути відомі. Однак, коли транспортний засіб рухається з невідомих координат, початкові координати можна визначити за допомогою астрономічних, супутникових або радіотехнічних методів навігації [1].

Астрономічні методи базуються на використанні астрономічних об'єктів, таких як зірки, для визначення позиції. Однак, ці методи можуть бути обмежені погодними умовами, які можуть перешкоджати спостереженням астрономічних об'єктів.

Супутникові навігаційні системи, такі як GPS, можуть надати початкові координати, використовуючи сигнали з супутників. Однак, як було зазначено раніше, супутникові системи можуть бути піддані радіоелектронній протидії, що може призвести до зниження їх доступності або точності.

Також існують радіотехнічні методи навігації, такі як радіолокаційні системи, які можуть допомогти визначити початкові координати. Проте, як і у випадку з супутниковими системами, ці радіотехнічні методи можуть бути піддані радіоелектронній боротьбі, що призводить до зниження їхньої ефективності.

Отже, визначення початкових координат в ситуації, коли вони невідомі, може бути складною задачею, особливо при обмеженнях, таких як погодні умови або радіоелектронна протидія. В таких випадках необхідно використовувати комбінацію різних методів навігації і технічних засобів для отримання надійних початкових координат.

Зараз важливим завданням є розробка автономних інерціальних навігаційних систем, які були б незалежними від супутникових та інших навігаційних систем, а також мали б високу точність і низьку вартість.

РОЗДІЛ 1. ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ ВИЗНАЧНИКІВ ШИРОТИ

Ще з давніх часів люди хотіли знати, де вони знаходяться і як дістатися до місця призначення. Тому з'явилась необхідність визначати координати початкового місцезнаходження, напрямок або курс, куди необхідно дістатися і поточне місцезнаходження. Для цього використовують навігаційних систем різного фізичного принципу дії.

Навігаційні системи можна розділити на астрономічні, електромагнітні або радіотехнічні, геотехнічні, гідроакустичні, оптичні та інерціальні.

На сьогоднішній день головними технічними засобами навігації є супутникові навігаційні системи, такі як GPS (США), Galileo (європейська система), BeiDou та Hongyan (китайська система). Однак у цих систем є серйозний недолік - вони не є автономними і можуть бути атаковані засобами радіоелектронної протидії, особливо під час військових конфліктів [1].

Саме тому почали з'являтися автономні системи навігації та орієнтації. Одними з них є інерціальні навігаційні системи (ІНС). Ці системи базуються на використанні інерціальних сенсорів, таких як акселерометри і гіроскопи, для вимірювання інерційних параметрів об'єкта, таких як прискорення і кутова швидкість. За допомогою інтегрування цих параметрів можна визначити позицію, швидкість і орієнтацію об'єкта.

ІНС є автономними системами, оскільки вони не потребують зовнішнього джерела сигналів для своєї роботи. Вони можуть працювати навіть у відсутність супутникових сигналів або в умовах радіоелектронної перешкоди. Однак вони мають недолік - з часом їх похибки можуть накопичуватися, оскільки інерціальні сенсори піддаються дрейфу.

Результатом розвитку ІНС стали безкарданні або безплатформні ІНС (БІНС). Завдяки відсутності похибок гіроскопічної стабілізованої платформи і похибок виготовлення карданова підвісу БІНС почали витісняти платформні ІНС. Також до

вагомих переваг можна віднести: спрощений контроль функціонування системи, менші габарити і краща надійність.

БІНС широко використовуються як вимірювальні та керувальні системи для літаків, кораблів і ракет. Вона забезпечує повний спектр інформації про орієнтацію, швидкість і навігацію. Щоб забезпечити роботу автономних ІНС та БІНС потрібно мати початкові координати місцезнаходження. Сучасні БІНС часто комбінують з супутниковими навігаційними системами, тому початкове місцезнаходження може бути отримане до початку роботи. Також для визначення використовують астрономічні і радіотехнічні навігаційні засоби. Однак сигнали супутників можуть бути втрачені в тунелях, під водою або навіть глушитися, використовуючи системи радіоелектронної боротьби, а астрономічні методи залежать від погодних умов. Тому, для визначення широти місця використовують автономні засоби визначення широти. Першим таким засобом був гіроскоп Фуко II роду, або як його ще називають “Гіроширот”.

1.1 Гіроскоп Фуко II роду (гіроширот)

Гіроскоп Фуко II роду або так званий гіроширот - це двоступеневий гіроскоп, у якого вісь обертання рамки спрямована за віссю $O\xi$, перпендикулярної до площини меридіана, тобто за напрямком схід - захід (рис. 1.1).

Властивістю двоступеневого гіроскопа є те, що вектор кінетичного моменту $\vec{H}$ гіроскопа Фуко II роду прагне суміститися з лінією, паралельною вектору кутової швидкості обертання Землі. Якщо в початковий момент часу площину рамки такого гіроскопа розташувати паралельно горизонтальній $O\xi\xi$ або вертикальній $O\eta\zeta$ площині, то кут β відхилення рамки від початкового положення буде пропорційний широті φ місця (рис. 1.1) [6]. Тому гіроскоп Фуко II роду також називають гіроширотом.

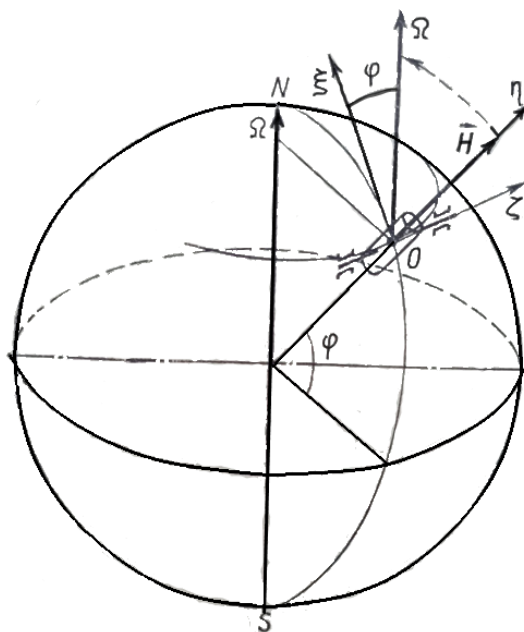


Рис. 1.1. Положення гіроскопа Фуко II роду відносно Землі [2].

Таким чином, для побудови гіроширота необхідна гіровертикаль, за допомогою якої орієнтується площина внутрішньої рамки, і гірокомпас або інша курсова система, що дала б змогу виставити вісь обертання рамки в напрямку схід – захід [2].

На нерухомій основі для точного вимірювання широти необхідно дбати насамперед про точну орієнтацію рамки в горизонтальній площині тільки по куту відхилення осі обертання рамки від площини горизонту. Вимоги ж до точності орієнтації осі внутрішньої рамки за курсом у напрямку схід-захід не є настільки жорсткими.

У разі використання гірошироти на рухомій відносно Землі основі вимоги до малості кутів однаково високі. При цьому основний внесок у похибку гіроширота внесе швидкісна похибка і похибка, зумовлена збурювальними моментами [2].

Зазначимо, що вимоги до малості величин моментів сил сухого тертя в гірошироті перебувають на тому самому рівні, що й у гірокомпасі.

На нерухомій відносно Землі основі, на відміну від гірокомпаса, частота власних незатухаючих коливань гірошироту не залежить від широти місця [3].

Всі труднощі, пов'язані з розробкою прецизійного двоступеневого гірокомпаса, характерні і для гірошироту.

1.2 Гіроширот з трьома ступенями свободи

Спроби вирішити проблему створення гіроскопічного показчика широти призвели до схеми гіроширота з трьома ступенями свободи. Принципова схема одного з варіантів такого пристрою представлена на рис 1.2 [3].

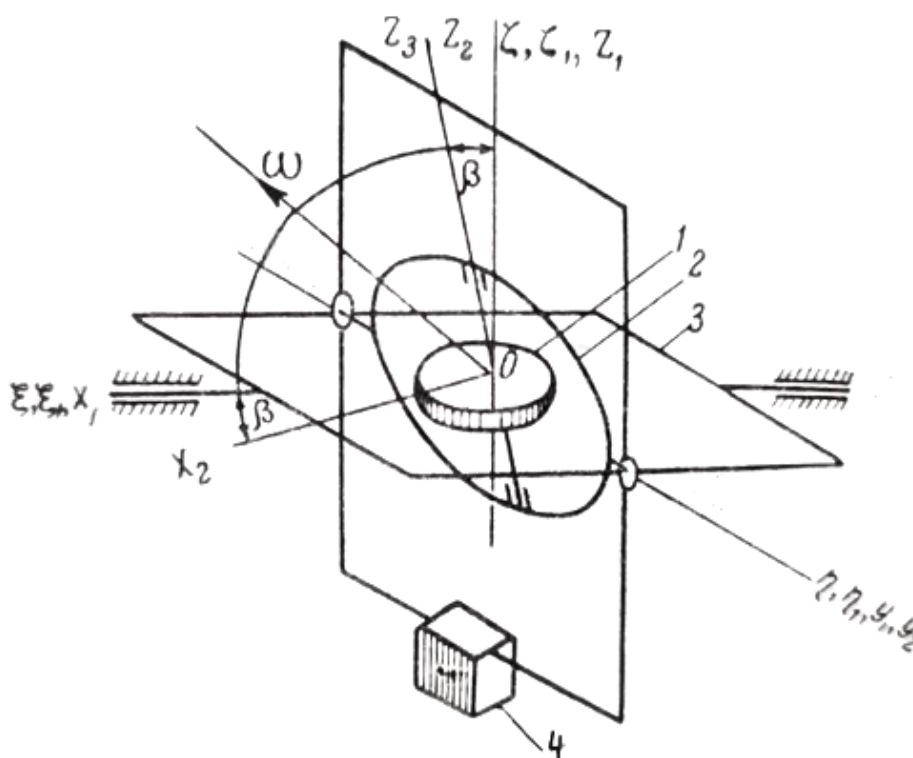


Рис. 1.2. Принципова схема гіроширота з трьома ступенями свободи [3].

Він складається з наступних основних частин: ротор 1, внутрішнього кільця, або гірокамери 2, горизонтальної рами 3 і вантажу 4, закріпленого на рамі.

Як випливає з рис 1.2, система має три ступені свободи: відносно осі симетрії ротора z_2 , відносно осі внутрішнього кільця y_2 і відносно осі горизонтальної рами x_1 .

Перевага такого гіроширота, в порівнянні з розглянутим у пункті 1.1, полягає в тому, що він має більшу стійкість до збурень відносно горизонтальних осей основи. Платформа, на якій встановлений гіроширот, як і в попередньому випадку, повинна бути орієнтована географічно, тобто мати зв'язок з гірокомпасом [3].

Оскільки центр тяжіння досліджуваної системи зміщений донизу відносно точки підвісу, то на неї будуть діяти зовнішні сили.

Головна вісь гіроширота в положенні динамічної рівноваги буде розташована паралельно осі світу, тобто під кутом широти місця встановлення приладу [3].

Період коливань в даному гірошироті залежить від широти місця і може досягати значних величин.

1.3 Топографічний гіроширот

У 1980 році було заявлено в державний комітет по справам винаходів і відкриттів стосовно авторського свідоцтва на винахід “Топографічний гіроширот” [4]. Цей прилад був призначений для визначення широти місця. Так як попередні гірошироти визначали широту місця з недостатньою точністю, головною метою даного винаходу було підвищити точність її визначення.

Для досягнення цієї мети було розроблено топографічний гіроширот, який окрім основних складових частин, таких як гіроротор, підвіс із зовнішньої та внутрішньої рамок, датчика кута прецесії, обчислювача, додатково забезпечувався датчиками реакцій, які розміщувалися в опорах підвісу, та датчиком кутової швидкості обертання гіроротора. Сигнали з цих датчиків разом з сигналом датчика кута прецесії надходили до обчислювача (рис. 1.3) [8].

Даний прилад складається з гіроротора – 1; кожуха гіроротора – 2; датчика кутової швидкості обертання гіроротора – 3; датчиків реакцій по головній осі – 4,5; датчиків реакцій по осі прецесій – 6,7; датчика кута – 8; обчислювача – 9; вказівника широти місця – 10.

В приладі приведені наступні системи координат:

$O\xi\eta\zeta$ – географічна система координат.

$Oxyz$ – система координат, пов'язана з кожухом гіроротора.

Кут широти місця φ утворений вектором кутової швидкості обертання Землі $\vec{\Omega}_3$ і напрямком на північ. Кут β – кут між вектором кінематичного моменту гіроскопа $\vec{H}$ і напрямком на північ [8].

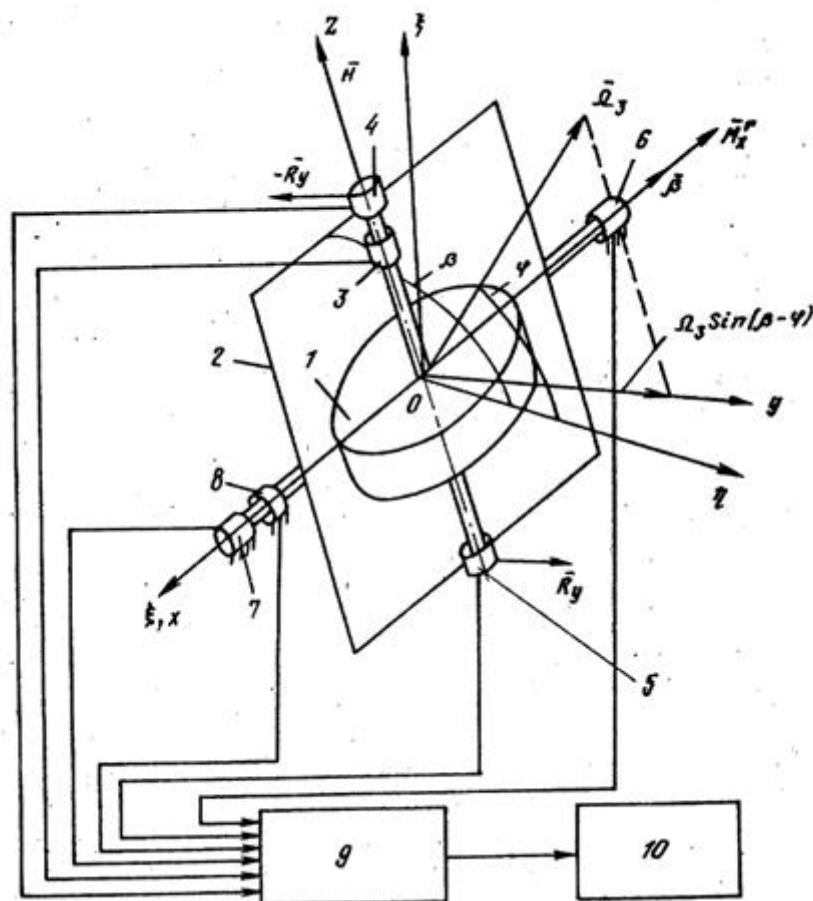


Рис. 1.3. Структурно-кінематична схема топографічного гіроширота [4].

Принцип роботи даного гіроширота полягає в тому, що вісь прецесії приладу Ox виставляють у площині горизонту в напрямку захід – схід. Коли вісь гіроширота

Oz не збігається з напрямком вектора кутової швидкості обертання Землі $\vec{\Omega}_3$, то на вісь Oy гірошироту діє проекція $\Omega_3 \sin(\beta - \varphi)$. Гіроскопічний момент прагне сумістити вісь Oz кожуха гіроротора 2 з напрямком вектора кутової швидкості обертання Землі $\vec{\Omega}_3$ [4].

Знімаючи значення реакції в головних опорах гіроскопа R_y з датчиків 4,5 і знаючи відстань між опорами h , можна обчислити гіроскопічний момент.

За допомогою датчика кутової швидкості 3 визначаємо швидкість обертання гіроротора, що надає можливість відфільтрувати похибку визначення широти місця від нестабільної кутової швидкості обертання гіроротора. Знаючи момент інерції гіроротора, можемо обчислити широту місця

$$\varphi = \beta - \arcsin\left(\frac{h \cdot R_y}{H \cdot \Omega_3}\right) \quad (1.1)$$

За допомогою датчика кута 8 вимірюємо кут β і обробляючи усі отриманні значення в обчислювачі 9 отримаємо безперервне визначення широти. Цей метод швидше визначає широту місця ніж той, в якому потрібно чекати поки вектори $\vec{H}$ і $\vec{\Omega}_3$ сумістяться [8].

Похибку, зумовлену наявністю сил тертя за віссю прецесії гіроширота, яка виражається тим, що вектори $\vec{H}$ і $\vec{\Omega}_3$ суміщаються досить неточно, було зменшено за допомогою вимірювання реакцій за головною віссю гіроскопа.

Датчики реакцій 6 і 7, які розташовані в опорах служать для підвищення точності визначення моменту суміщення векторів $\vec{H}$ і $\vec{\Omega}_3$. Вони вимірюють реакції в опорах за віссю прецесії, викликані гіроскопічним моментом. У той час, коли ці вектори суміщені гіроскопічний момент $M_x^c = 0$, а швидкість прецесії β буде максимальна і відповідно гіроскопічний момент набуває максимального значення [4].

Виходи датчиків 6 і 7 з'єднані з обчислювачем 9, який з'єднується з показником широти місця.

1.4 Гірошироткомпас із ковзаючим маятником

Схему гірошироткомпаса з ковзаючим маятником зображено на рис. 1.4. Суть даного пристрою полягає в тому, що врівноважений гіроскоп 1 із трьома ступенями свободи встановлено в кардановому підвісі на стабілізованій платформі 5. На камері гіроскопа закріплено кільцеву посудину 2 так, що її площина збігається з площиною головної осі гіроскопа і розташована вертикально. Всередині посудини знаходиться рідина 6 (наприклад, ртуть), що частково заповнює її об'єм. У нижній частині посудини розміщена діафрагма 7 з отвором, за допомогою якої можна регулювати період перетікання рідини. Пристрій, що складається з кільцевої посудини, рідини і діафрагми, називається ковзаючим маятником. Завдяки тому, що корпус приладу 4 встановлено на стабілізованій платформі, вісь зовнішнього кільця 3 займає вертикальне положення з певною точністю. Орієнтувати платформу відносно меридіана тут не потрібно [3].

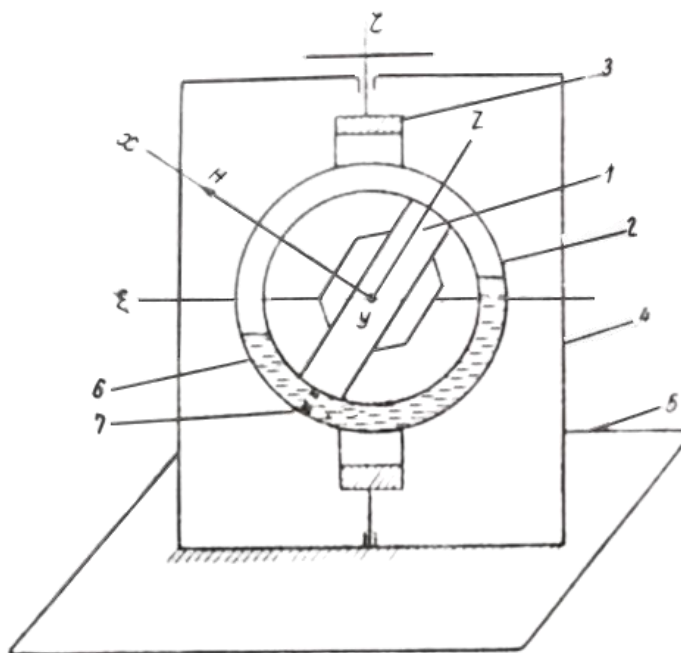


Рис. 1.4. Схема гірошироткомпаса з ковзаючим маятником [3].

Використовуються такі позначення:

θ – кут відхилення головної осі гіроскопа від площини горизонту;

α – кут відхилення головної осі гіроскопа від площини меридіана, який розраховується у площині горизонту;

Υ – кут надлишку рідини в посудині, що утворюється за рахунок запізнення під час перетікання рідини;

Pl – максимальний момент ковзного маятника;

v, q, r – проекції всіх кутових швидкостей на осі O_{xyz} .

Якщо в деякий момент часу головна вісь гіроскопа відхилена на малі кути α і θ (рис. 1.5) і якщо буде запізнення в перетіканні рідини, то центр ваги її виявиться зміщеним на кут Υ від того положення, яке він мав би за відсутності запізнення. У результаті навколо осі O_y діятиме маятниковий момент, який поступово зменшуватиметься до нуля, оскільки рідина прагне зайняти нижнє положення в посудині.

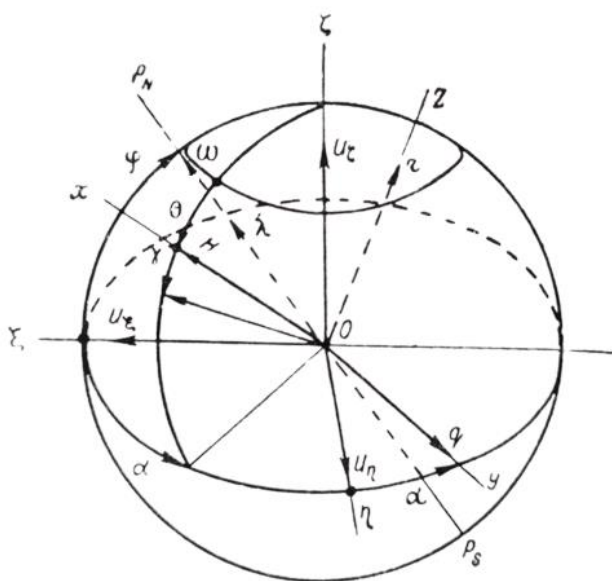


Рис. 1.5. Опорна система координат і кути відхилення головної осі гіроскопа [5].

На нерухомій основі головна вісь приладу в положенні динамічної рівноваги буде розташовуватися в площині істинного меридіана і під кутом широти місця до горизонту $\varphi = -\theta_r$. Це положення динамічної рівноваги головної осі приладу є стійким [3].

Якщо рідина перетікатиме в посудині вільно, тобто без запізнення, то фактор перетікання $F = \infty$ і гіроскоп перетвориться на вільний. Якщо ж отвір у діафрагмі

перекрити, то рідина не перетікатиме, при цьому фактор перетікання $F=0$, а гіроскоп перетвориться на маятниковий компас без згасання.

Період вільних коливань даного гірошироткомпаса не залежить від широти місця. Також, у цьому гірошироткомпасі присутня швидкісна похибка для обох параметрів α і θ .

Для виключення балістичних похибок приладу під час впливу на нього прискорень основи необхідно, щоб період його вільних незатухаючих коливань дорівнював 84,4 хв. Ця вимога випливає з того, що прилад є різновидом гіромаятника і тому підпорядковується тим самим законам.

1.5 Гірошироткомпас із непрямою корекцією

Чутливий елемент даного гірошироткомпаса є астатичний триступеневий гіроскоп із підвісом кардана (рис. 1.6). Чутливий елемент складається з гіромотора 1, який підвішений у зовнішньому кільці 2. Гіромотор разом із зовнішнім кільцем підвішені в рамці 3, встановленій на стабілізованій платформі 4 так, що зовнішня вісь підвісу завжди зберігає вертикальне положення з певною точністю.

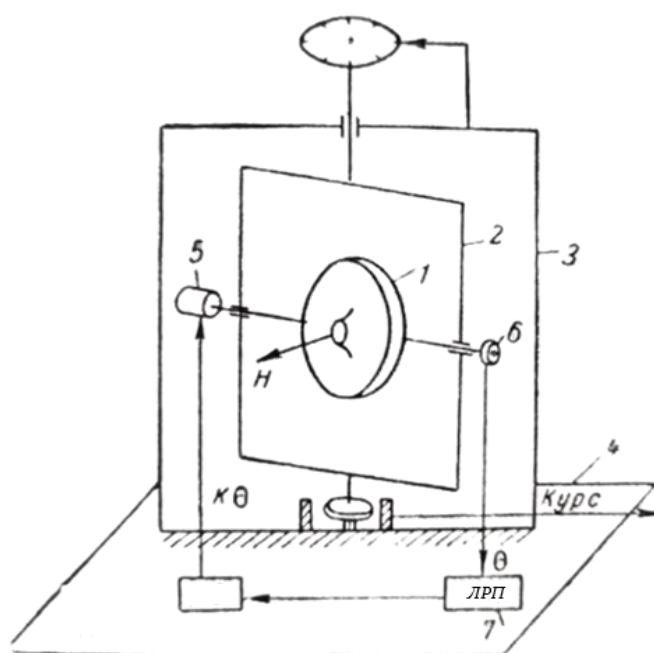


Рис. 1.6. Гірошироткомпас із непрямою корекцією [3].

Датчиком моменту 5 накладають момент на горизонтальну вісь підвісу гіроскопа, який пропорційний кутовій швидкості $\dot{\theta}$ відхилення головної осі гіроскопа від площини горизонту $M_y = k\dot{\theta}$, для його корекції, тобто щоб перетворити гіроскоп у гірошироткомпас [3].

Сигнал, що надходить до датчика моменту 5, пропорційний кутовій швидкості $\dot{\theta}$, розраховується лічильно-розв'язувальним пристроєм 7, до якого надходять усі дані, необхідні для одержання величини M_y від датчика кута 6, що видає сигнал, пропорційний куту відхилення головної осі гіроскопа від площини горизонту.

Головна вісь гірошироткомпаса, встановленого на нерухомій основі, у положенні динамічної рівноваги буде розташована в площині істинного меридіана і піднята над площиною істинного горизонту на кут, що дорівнює широті місця $\theta_r = -\varphi$. Таким чином, даний прилад може одночасно визначати меридіан і широту місця [3].

У разі роботи приладу на рухомій основі, що йде з постійною швидкістю на постійному курсі, кут α_r , на який головна вісь гірошироткомпаса в положенні рівноваги відхилиться від полуденної лінії північ-південь, дорівнює швидкісній девіації звичайного гірокомпасу. Величина відхилення залежить від U_1 і широти місця спостереження φ .

У положенні рівноваги головна вісь гірошироткомпаса буде піднесена над площиною горизонту на величину $\operatorname{tg}\theta_r = -\operatorname{tg}\varphi \cos\alpha_r$, яка залежить не тільки від широти, а й від кута α_r .

Аналогічні результати можна отримати, якщо на вертикальну вісь підвісу гіроскопа накладати керуючий момент, пропорційний кутовій швидкості відхилення головної осі гіроскопа від площини меридіана, тобто $M_\zeta = k\dot{\alpha}$ [3].

Схема такого приладу представлено на рис. 1.7 (позиції 1-4 відповідають рис. 1.6).

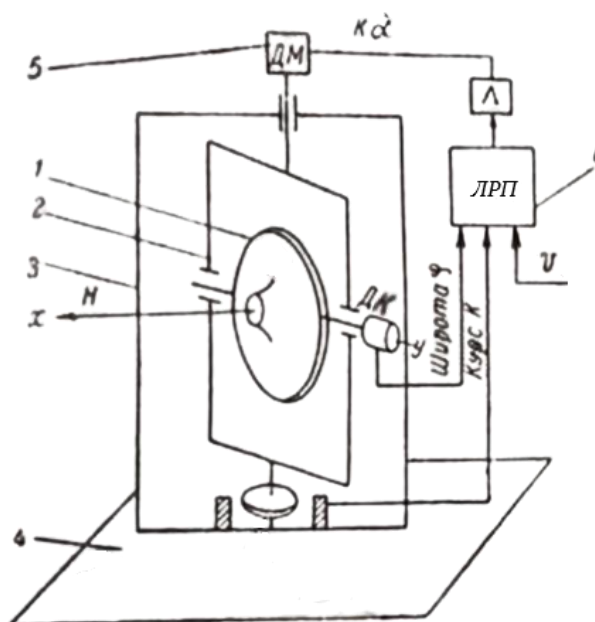


Рис. 1.7. Гірошироткомпас із непрямою корекцією [3].

Датчиком моменту 5 накладають момент на горизонтальну вісь підвісу гіроскопа, який пропорційний кутовій швидкості $\dot{\alpha}$ відхилення головної осі гіроскопа від площини горизонту $M_{\zeta} = k\dot{\alpha}$, для його корекції, тобто щоб перетворити гіроскоп у гірошироткомпас.

Усі дані, необхідні для отримання величини $M_{\zeta} = k\dot{\alpha}$, надходять до лічильно-розв'язувального пристрою, який в свою чергу розраховує сигнал і передає його на датчик моменту 5.

Якщо об'єкт нерухомий, то в лічильно-розв'язувальному пристрої задають початкову широту, що може бути здійснено вручну. Під час руху об'єкта, крім широти, надходить швидкість руху від будь-якого датчика швидкості. Значення курсу і широти може бути знято з самого приладу, оскільки головна вісь гіроскопа буде перебувати в площині меридіана і піднята на кут φ над площиною горизонту [3].

Якщо провести дослідження даних рівнянь, то отримали б такі самі результати, які було отримано раніше для випадку, коли датчик моменту накладав момент на горизонтальну вісь приладу, пропорційний кутовій швидкості відхилення головної осі гіроскопа від площини горизонту.

1.6 Визначення широти місця методом вимірювання гіроскопічних моментів

Даний пристрій складається з двох гіроскопів, встановлених на стабілізованій по горизонту й орієнтованій в площині меридіана платформі рис. 1.8.

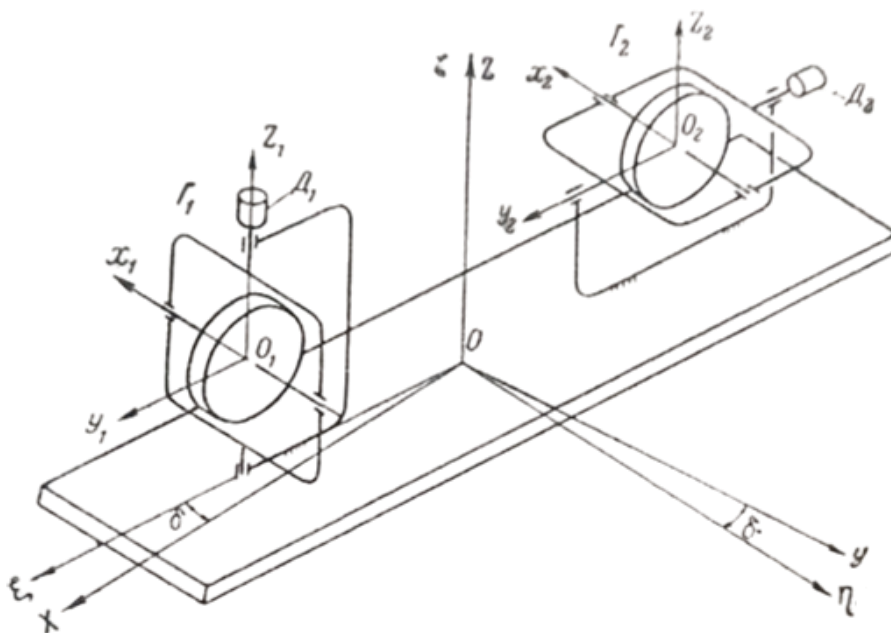


Рис. 1.8. Гірошироткомпас з двома гіроскопами [3].

Вісь прецесії O_1z_1 першого гіроскопа спрямована по вертикалі місцязнаходження об'єкта, а вісь O_1x_1 може переміщатися в площині істинного горизонту і в нормальному стані має бути спрямована по лінії $O^{st} - W^{st}$ платформи.

Вісь прецесії O_1z_1 першого гіроскопа спрямована по вертикалі місцязнаходження об'єкта, а вісь O_1x_1 може переміщатися в площині істинного горизонту і в нормальному стані має бути спрямована по лінії $O^{st} - W^{st}$ платформи [7].

Вісь прецесії O_2y_2 другого гіроскопа спрямована за лінією $N-S$ платформи, а вісь O_2x_2 може переміщатися в площині, перпендикулярній лінії $N-S$ платформи, і в нормальному положенні вона має бути спрямована за лінією $O^{st} - W^{st}$ платформи.

На осях прецесій гіроскопів розташовуються пристрої D_1 і D_2 , призначені для фіксації гіроскопічних моментів навколо цих осей.

Якщо азимутальна стабілізація платформи здійснюється за допомогою гіроскопічного компаса, то під час руху об'єкта площина гіроскопічного меридіана не збігатиметься з площиною істинного меридіана. Положення гіроскопічного меридіана відносно істинного визначається кутом δ швидкісної девіації [3].

Система осей O_{xyz} , пов'язаних із платформою, унаслідок добового обертання Землі та руху об'єкта, обертатиметься у світовому просторі з кутовими швидкостями.

Обертання платформи з кутовою швидкістю ω_x викличе появу моменту гіроскопічної реакції в першому гіроскопі, а його вектор буде спрямований уздовж осі Oz_1 в додатному напрямку. Величина цього моменту врівноважується зовнішнім моментом M_1 , що накладається на цю вісь спеціальним датчиком D_1 . Отже, вісь O_1x_1 першого гіроскопа моментом M_1 утримуватиметься в площині, паралельній $\eta O\zeta$.

Кутова швидкість ω_z обертання платформи викличе появу моменту гіроскопічної реакції другого гіроскопа, вектор якого спрямований уздовж осі O_2y_2 в від'ємному напрямку. Для збереження осі O_2x_2 другого гіроскопа в площині, паралельній $\xi O\eta$, на вісь O_2y_2 накладається датчиком D_2 момент M_2 , врівноважувальний момент $H_2\omega_z$ [5].

Зазвичай гіроскопи підбираються так, що б $H_1 = H_2 = H$. Вимірюючи M_1 і M_2 , можна отримати вираз для широти місця положення об'єкта

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{M_2}{M_1} \sec \delta \quad (1.2)$$

1.7 Визначення широти й довготи місця за допомогою навігаційних автоматів

Проблема створення гіроскопічного показчика широти місця об'єкта, що рухається, призвели до застосування навігаційних автоматів (автоштурманів), які вперше з'явилися на практиці наприкінці двадцятих років. Робота таких автоматів заснована на принципі числення шляху. Вони представляють з себе лічильно-розв'язувальні механізми, що виконують певні математичні операції за вхідними даними курсу K і швидкості v , з урахуванням дрейфу або зносу. Курс надходить у навігаційний автомат від гірокомпаса або іншого курсовказівника, а швидкість - від лага або показчика повітряної швидкості. Похибки вхідних даних K і v впливають на точність визначення координат φ і λ , тому передбачено їхнє врахування. Залежно від функцій, які виконують навігаційні автомати, їх можна розділити на дві основні групи: шляхопрокладачі та координатори [3].

Перша група виконує математичну операцію виду

$$\begin{cases} S_M = \int_0^t v \cos K dt, \\ S_{II} = \int_0^t v \sin K dt \end{cases} \quad (1.3)$$

І прокладає траєкторію руху на карті певного масштабу. З карти можна зняти широту і довготу будь-якої точки траєкторії.

Друга група обчислює поточні координати руху за формулами:

$$\begin{aligned} \varphi &= \varphi_0 + \frac{180}{\pi R} \int_0^t v \cos K dt, \\ \lambda &= \lambda_0 + \frac{180}{\pi R} \int_0^t \frac{v \sin K dt}{\cos \varphi} \end{aligned} \quad (1.4)$$

І видає їх на показчики.

Тут

S_M, S_{II} – складові пройденого шляху по меридіану та паралелі;

R – радіус Землі, прийнятої за кулю;

φ_0, λ_0 – початкові координати широти та довготи;

Особливо важливу роль навігаційні автомати відіграють в умовах великих швидкостей руху й автоматичного керування швидкорухомих і маневрених об'єктів.

У зв'язку з розвитком ракетної техніки навігаційні автомати стали будуватися на інерціальному принципі навігації, оскільки методи вимірювання курсу і швидкості, що існують у морській та авіаційній практиці, тут непридатні. Одночасно роботу навігаційного автомата як датчика поточних значень координат об'єкта включили в систему автоматичного керування рухом ракети, що містить у собі гіроскопічні пристрої.

Таким чином, вийшов автопілот, що виконує завдання автоматичного наведення об'єкта, що швидко рухається, у задану точку поверхні Землі або міжпланетного простору.

1.8 Автомати інерціальної системи навігації

Якщо у звичайних навігаційних автоматах вхідними даними є курс і швидкість, то в інерціальних системах вхідним сигналом є прискорення. Принцип дії будь-якої інерціальної системи навігації полягає у вимірюванні прискорень об'єкта, що рухається, за допомогою акселерометра і подальшого інтегрування прискорення.

Після подвійного інтегрування прискорення ми отримуємо шлях - один із параметрів для обчислення. Однак потрібно знати ще курс, щоб можна було розкласти пройдений шлях за напрямками меридіана і паралелі та отримати дані зміни широти і довготи. Але оскільки в системі інерціального навігатора показника курсу немає, то операції розкладання на $\sin K$ і $\cos K$ одним акселерометром виконати не можна. Якщо ж на об'єкті встановити два акселерометри й орієнтувати їх так, щоб один вимірював прискорення в напрямку

$N-S$, а інший - по $E-W$, то після подвійного інтегрування прискорень $\dot{v}_N$ і $\dot{v}_E$ та відповідних обчислень автомат видаватиме шлях, пройдений у напрямку меридіана й паралелі, тобто зміну широти й довготи [3].

Розглянемо це на прикладі.

Нехай на трьохосовій стабілізованій платформі встановлено два акселерометри, вимірювальні осі яких орієнтовані за $N-S$ і $E-W$ (рис. 1.13).

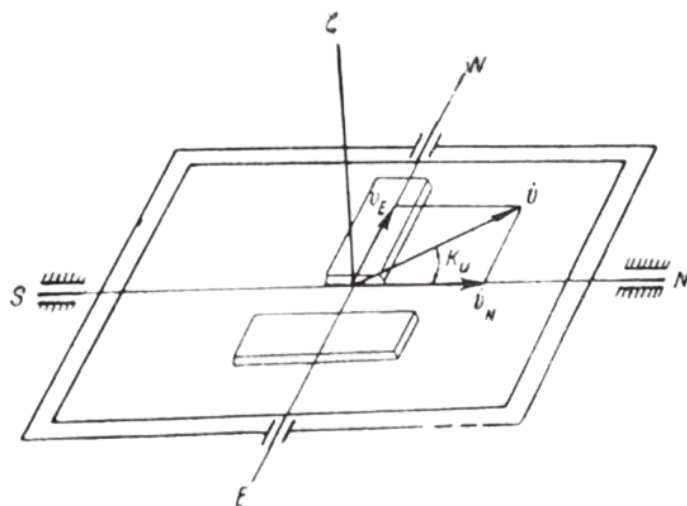


Рис. 1.9. Стабілізована платформа з двома акселерометрами [3].

Якщо платформа займає горизонтальне положення, то дія сили тяжіння на акселерометри буде виключена і, за наявності нульових початкових умов, акселерометри видаватимуть сигнали, пропорційні прискоренням $\dot{v}_N$ і $\dot{v}_E$. Ці сигнали надходять на перші інтегратори автомата, які безперервно обчислюють швидкість [3].

Для отримання пройденого шляху в тих самих напрямках сигнали швидкості безперервно інтегруються другими інтеграторами, і автомат видає складові шляху (за тих самих нульових початкових умов).

Істинний курс руху об'єкта K_i визначається лічильно-розв'язувальним пристроєм автомата.

Використовуючи дані складової швидкості v_N , можна безперервно отримувати швидкість зміни широти, а після інтегрування - широту

$$\varphi = \varphi_0 + \frac{1}{R} \int_0^t \int_0^t \dot{v}_N dt^2 \quad (1.5)$$

Тобто широта місцезнаходження об'єкта визначається подвійним інтегруванням меридіональної складової вимірюваного прискорення. Відповідним чином можна отримати і довготу місця об'єкта.

З цього випливає, що для практичного реалізації інерціальної навігаційної системи на борту об'єкта необхідно мати акселерометри високої чутливості, лічильно-розв'язувальні пристрої та трьохосьову стабілізовану платформу, орієнтовану відносно меридіана, яка зберігає горизонтальне положення з високим ступенем точності [3].

Зазначимо два способи забезпечення незмінного положення вимірювальних осей акселерометрів у горизонті. Перший спосіб полягає в тому, що гіростабілізована платформа залишається незмінно орієнтованою в інерціальному просторі. Така стабілізація називається геометричною. Вона забезпечується трьома двоступеневими поплавцевими інтегруючими гіроскопами. Але для роботи акселерометрів необхідно, щоб їхні вимірювальні осі були горизонтальними й орієнтованими в земній системі координат. Отже, платформа з акселерометрами повинна мати відносно гіростабілізованої платформи два ступені свободи, щоб слідкуючий привід міг відпрацьовувати на відповідні кути, які виникають між гіростабілізованою платформою і платформою акселерометрів. Тим самим здійснюватиметься потрібне збереження горизонтальності та орієнтації платформи акселерометрів у земних осях [3]. Сказане пояснюється схемою, представленою на рис. 1.10.

На гіростабілізованій трьохосьовій платформі 1, що незмінно утримує заданий їй напрямок у нерухомому світовому просторі, встановлено площадку 7, на якій розміщені акселерометри 8 і 9. Площадка має відносно платформи два ступені свободи: відносно осі P'_N і відносно осі $O\eta_E$.

У початковий момент пуску платформу встановлюють за точними рівнями так, щоб вісь P'_N зайняла напрямок, паралельний осі Землі P_N , а вісь $O\eta_E$ площадки

спрямовують перпендикулярно до меридіана і встановлюють горизонтально. Осі чутливості акселерометрів будуть розташованими точно за напрямком $E-W$ і $N-S$, тобто один із них вимірюватиме прискорення вздовж меридіана, а другий - вздовж паралелі [3].

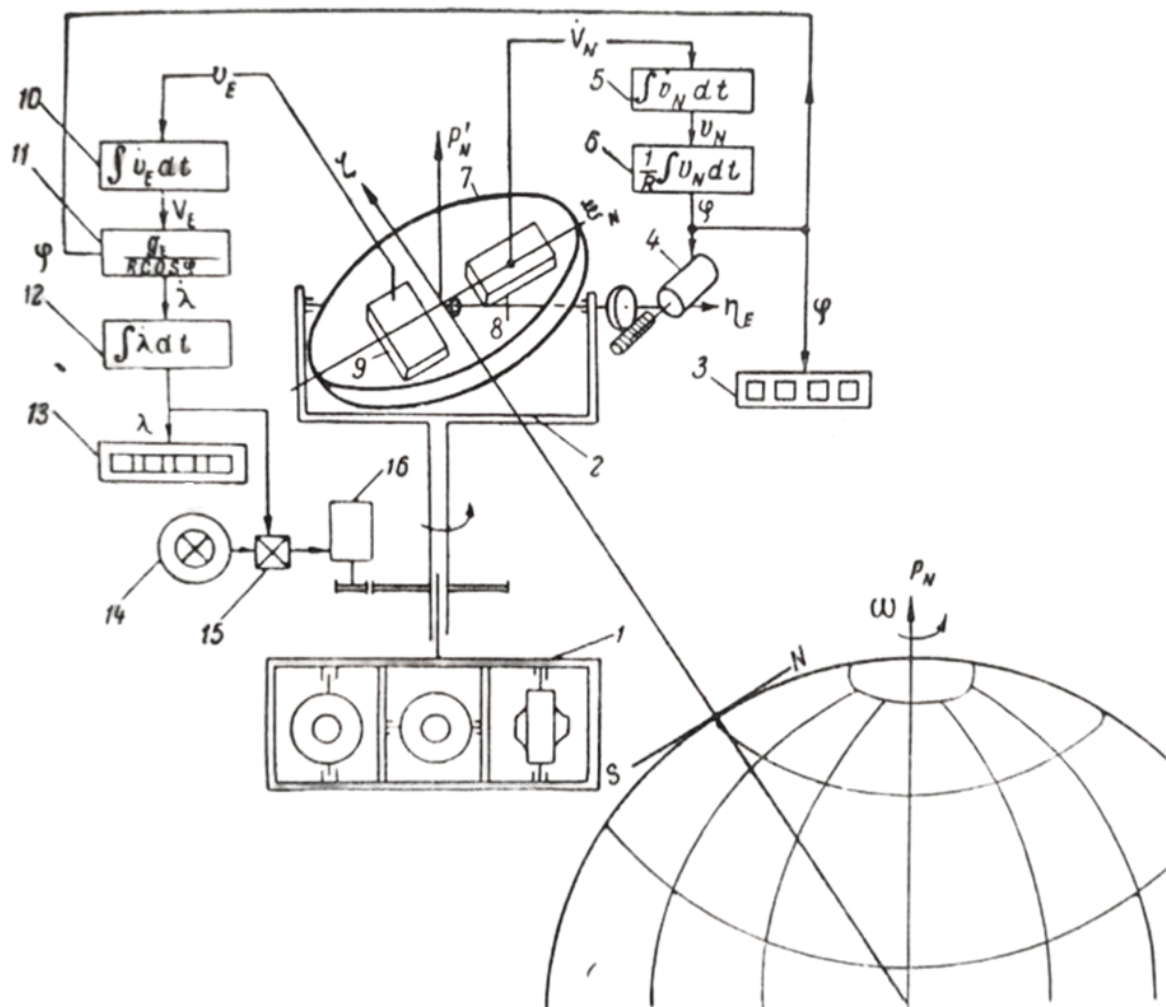


Рис. 1.10. Структурно-кінематична схема гірошироткомпаса з двома акселерометрами [3].

Оскільки площадка незмінно утримується платформою у світовому просторі, а площина горизонту (а разом з нею і вектор сили тяжіння) обертається навколо осі P_N , то акселерометр 9 видаватиме хибний сигнал прискорення за рахунок складової сили тяжіння.

Щоб виключити вплив добового обертання Землі, площадку повертають навколо осі P'_N з тією ж швидкістю, але у зворотному напрямку. Для цього передбачено серводвигун 16, пов'язаний через редуктор ізвилкою 2, що тримає

площадку. Швидкість обертання серводвигуну задає годинниковий механізм або інший подібний пристрій. Оскільки обертання горизонту відбуватиметься ще й від руху об'єкта навколо центру Землі, то в системі управління площадкою передбачено відповідні слідкуючі системи [3].

Якщо об'єкт рухається в напрямку вздовж паралелі з постійною швидкістю. Тоді обертання горизонту відбуватиметься зі швидкістю $\omega + \dot{\lambda}$. Оскільки величина $\dot{\lambda}$ не враховується годинниковим механізмом 14, то площадка отримає нахил, який буде сприйнятий східним акселерометром. Сигнал східного акселерометра надійде на перший інтегратор 10, а після інтегрування і перетворення надійде на другий інтегратор 12.

Після другого інтегрування сигнал надійде в пристрій 15, де складеться з сигналом годинникового механізму і буде поданий на серводвигун, який, в свою чергу, повертатиме площадку навколо осі P'_N зі швидкістю $\omega + \dot{\lambda}$.

Так само і для руху об'єкта, що рухається вздовж меридіана, ми отримаємо відповідний сигнал від північного акселерометра, за рахунок нахилу площадки навколо осі $O\eta_E$. Цей сигнал після подвійного інтегрування в інтеграторах 5 і 6 надійде до серводвигуна 4, який відпрацьовуватиме розворот площадки навколо осі $O\eta_E$ з такою самою швидкістю, з якою відбувається нахил горизонту через рух об'єкта вздовж меридіана, тобто зі швидкістю зміни широти $\dot{\varphi} = \frac{v_N}{R}$.

Унаслідок роботи акселерометрів і слідкуючого приводу встановиться режим стабілізації, за якого площадка залишатиметься весь час горизонтальною, маючи деякі нахили навколо осей P'_N і $O\eta_E$, що забезпечують положення площадки з акселерометрами відносно горизонту постійним. Такий спосіб підтримання горизонтальності площадки акселерометрів називають інтегральною корекцією [3].

У такий самий спосіб інтегральна корекція забезпечуватиме горизонтальність площадки і за наявності руху об'єкта з прискоренням $\dot{v}_N$ і $\dot{v}_E$.

Як впливає з рис. 1.10, лічильно-розв'язувальні пристрої видають широту і довготу місця об'єкта на показники 3 і 13 для цілей керування об'єктом.

Другий спосіб орієнтації в азимуті та забезпечення горизонтальності осей вимірювальних акселерометрів полягає в тому, що останні поміщають безпосередньо на стабілізованій трьохосовій платформі, яка працює в режимі просторового інтегрування. Для цього на задатчики гіроскопів, що інтегрують, потрібно подавати відповідні струми, що виробляються лічильно-розв'язувальними пристроями 5. Початковою величиною для визначення струмів будуть сигнали перших інтеграторів північного і східного акселерометрів і початкові дані широти і довготи точки вильоту.

Висновки до розділу 1

У першому розділі проведено інформаційно-аналітичний огляд літературних джерел, розкрито стан сучасної наукової проблеми, щодо автономного визначення широти місця.

Для нормальної роботи ІНС потрібно знати початкові значення місцезнаходження. Якщо ці значення невідомі, а визначення їх астрономічними, супутниковими або радіотехнічними навігаційними засобами по якимось причинам недоступне, то для визначення широти місця використовують автономні засоби визначення широти.

Першим автономним засобом для визначення широти місця був гіроскоп Фуко II роду, або так званий “Гіроширот”, який побудований на основі двоступеневого гіроскопа. Розглянуто принцип роботи і побудову цього гіроширота, а також наскільки точно необхідно орієнтувати в початковий момент часу вісь обертання рамки за курсом, а її площину за вертикаллю.

Проаналізовані інші принципові схеми гіроскопічних приладів для визначення широти місця. Розглянуто роботу цих приладів на нерухомій основі та на рухомій основі, що йде з постійною швидкістю на постійному курсі, а також залежність вільних коливань гіроширотів від широти місця.

Розглянуті схеми гіроскопічних приладів розроблені в основному для платформних систем, отже необхідно або попередньо горизонтувати платформу, на якій розташовані гіроскопи, або аналітично враховувати нахил платформи відносно площини горизонту.

РОЗДІЛ 2. СКЛАДАННЯ АНАЛІТИЧНОГО ВИРАЗУ ВИЗНАЧЕННЯ ШИРОТИ. РОЗРОБКА SIMULINK-МОДЕЛІ ПРИЛАДУ. ПРОВЕДЕННЯ МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ПРИЛАДУ.

У зв'язку з можливими атаками засобами радіоелектронної протидії на супутникові навігаційні системи (СНС), стало популярним використання автономних навігаційних систем замість них. Основними технічними засобами для забезпечення автономного прийняття навігаційних рішень є інерціальні навігаційні системи (ІНС). Спочатку ІНС були розроблені на основі гіростабілізованих платформ. Згодом ІНС еволюціонували до безкарданних або безплатформних систем (БІНС). Безплатформні ІНС витіснили платформні ІНС завдяки відсутності похибок гіроскопічної стабілізованої платформи та похибок виготовлення карданового підвісу. Крім того, до основних переваг БІНС відносяться спрощений контроль їх функціонування, компактні розміри і вища надійність [1].

Безкарданні або безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС) широко використовуються в ролі вимірювальних та керуючих систем для літаків, кораблів і ракет, забезпечуючи повний набір інформації про орієнтацію, швидкість і навігацію. Щоб забезпечити автономну роботу ІНС і БІНС, необхідно мати початкові координати місцезнаходження. Сучасні БІНС часто поєднують з супутниковими навігаційними системами, що дозволяє отримувати початкове місцезнаходження перед початком роботи. Крім того, для визначення місцезнаходження використовують астрономічні і радіотехнічні навігаційні засоби. Однак, у тунелях, під водою або при застосуванні систем радіоелектронної боротьби можуть бути втрачені сигнали супутників, а астрономічні методи залежать від погодних умов. Тому для визначення широти місця використовуються автономні засоби визначення широти.

В першому розділі були розглянуті схеми гіроскопічних приладів розроблені в основному для платформних систем, для яких необхідно або попередньо

горизонтувати платформу, на якій розташовані гіроскопи, або аналітично враховувати нахил платформи відносно площини горизонту.

В даному розділі буде розглянуто метод з використанням інерціально-вимірювального модуля (ІВМ) і навігаційного комп'ютера [9].

2.1 Автономне визначення широти нерухомих об'єктів

В даному методі буде використовуватись інерціально-вимірювальний модуль (ІВМ), який матиме три акселерометра, три гіроскопа - датчика кутової швидкості, а також сервісні електронні схеми [9].

Для складання рівнянь побудуємо дві системи осей:

$O_{\xi\eta\zeta}$ — географічна система координат (рис.2.1), де вісь O_{η} спрямована на північ, вісь O_{ξ} - на схід, а O_{ζ} - місцева вертикаль.

O_{xyz} — система координат, пов'язана з ІВМ.

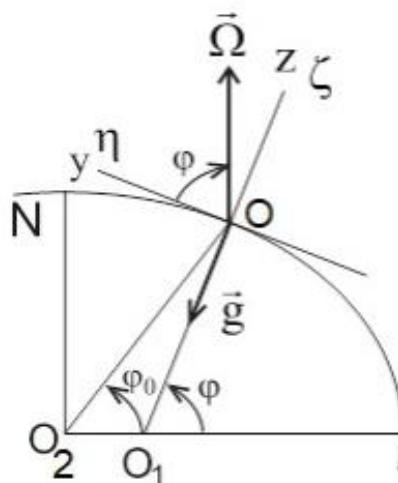


Рис. 2.1. Положення ІВМ відносно Землі [1].

Введемо такі позначення:

φ - геодезичну широту місця,

φ_0 - геоцентричну широту місця,

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

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

Відповідно до скалярному добутку двох векторів:

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

де $g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2}$ - модуль прискорення сили тяжіння,

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

$\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ - проекції кутової швидкості обертання Землі на вісі Охуу,

g_x, g_y, g_z - проекції прискорення сили тяжіння на вісі Охуу.

Ліва частина рівняння (2.1) буде дорівнювати:

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

Прирівнявши праві частини рівнянь (2.1) і (2.2), будемо мати

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

Тоді широта місця буде [1]:

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

Для перевірки виразу аналітичним методом будемо вважати, що вісі ІВМ співпадають з осями географічної системи координат (ГСК), тобто $Ox = O\xi, Oy = O\eta, Oz = O\zeta$.

Тоді

$$\Omega_x = 0, \quad g_x = g_y = 0$$

$$\Omega_y = \Omega \cos\varphi \quad g_z = -g$$

$$\Omega_z = \Omega \sin\varphi$$

Якщо підставити ці значення в рівняння (2.4) отримаємо

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

Також для перевірки була розроблена схема в Simulink (рис. 2.2) на основі виразу (2.5)

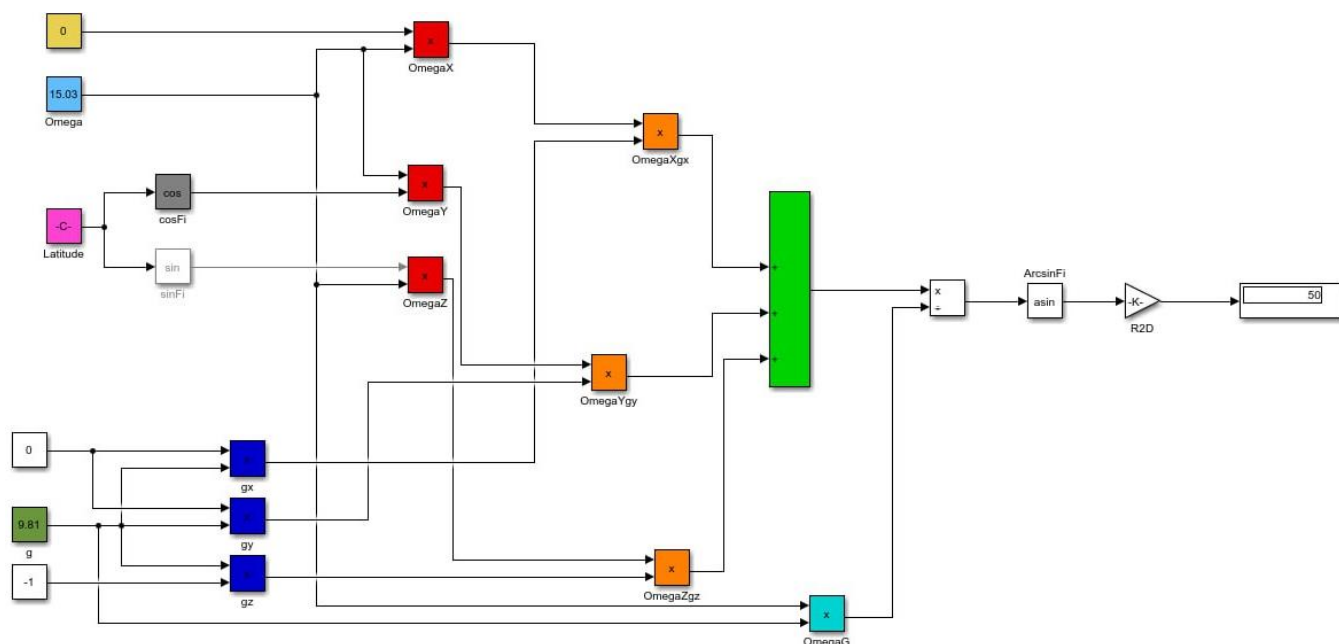


Рис. 2.2 Схема в Simulink для випадку, коли осі IBM співпадають з осями географічної системи координат

Проведемо дослідження використовуючи схему в Simulink на рис. 2.2, змінюючи широту в блоці Latitude (рис. 2.3), широту подаємо в радіанах.

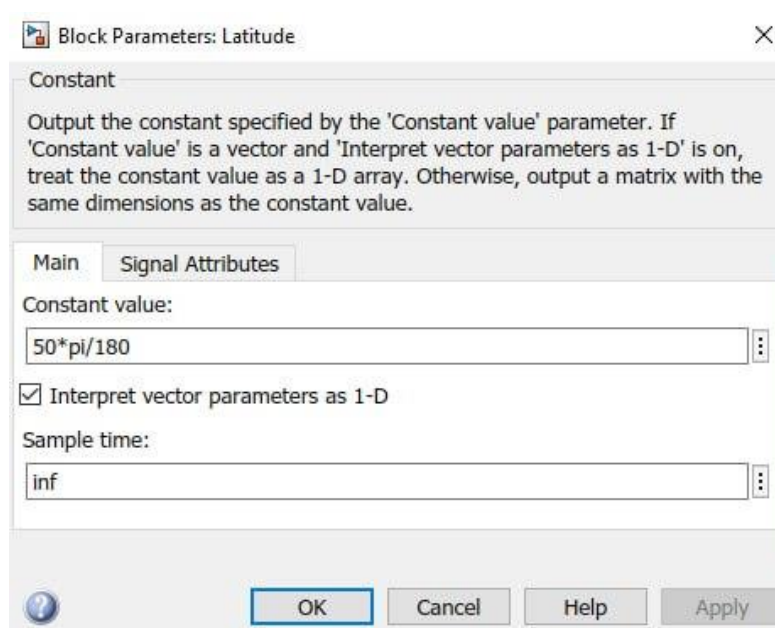


Рис. 2.3 Блок Latitude

Отримані результати досліджень запишемо в таблицю 2.1

Таблиця 2.1. Результати обчислень широти використовуючи схему на рис. 2.2

	Широта місця, град	Розрахована широта, град
1	50	50
2	35	35
3	70	70
4	15	15

Проведене дослідження для різних значень широти, підтверджує справедливість виразу (2.5)

Отже, для обчислення широти місця необхідно знати значення проекцій кутової швидкості обертання Землі і проекції прискорення сили тяжіння на осі, пов'язані з ІВМ. Проте, використовуючи ІВМ на практиці, він може бути відхилений від площини горизонту та від площини меридіану [1].

Розглянемо випадок, коли ІВМ має нахили відносно горизонту та меридіану.

2.2 Автономне визначення широти при постійних нахилах ІВМ

Для випадку, коли ІВМ має нахили відносно горизонту та меридіану, введемо наступні позначення:

ψ - кут рискання; θ - кут тангажу; γ - кут крену;

Постійні нахили ІВМ представлені на рис. 2.4

Системи координат пов'язані за виразом [1]:

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

де C_n^b – матриця напрямних косинусів

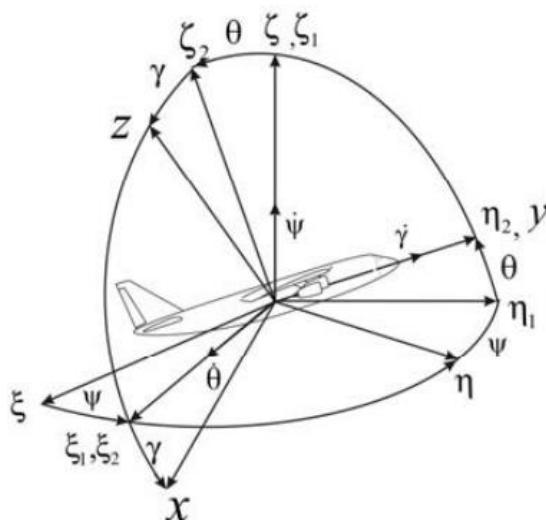


Рис. 2.4. Постійні нахили IBM [9].

Матриця напрямних косинусів [1]:

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

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

З виразу (2.5) маємо вирази для проекцій прискорення сили тяжіння:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}, \quad (2.6)$$

І для проекції кутової швидкості обертання Землі:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ \cos\varphi \\ \sin\varphi \end{bmatrix}, \quad (2.7)$$

З виразу (2.6) маємо

$$\begin{aligned} g_x &= \sin\gamma \cdot \cos\theta \cdot g; \\ g_y &= -\sin\theta \cdot g; \\ g_z &= -\cos\gamma \cdot \cos\theta \cdot g; \end{aligned} \quad (2.8)$$

З виразу (2.7) отримаємо

$$\begin{aligned}\Omega_x &= (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi) \cdot \Omega \cos \varphi - \sin \gamma \cos \theta \Omega \sin \varphi \\ \Omega_y &= \cos \theta \cos \psi \Omega \cos \varphi + \sin \theta \Omega \sin \varphi \\ \Omega_z &= (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi) \cdot \Omega \cos \varphi + \cos \gamma \cos \theta \Omega \sin \varphi\end{aligned}\quad (2.9)$$

Підставляємо отримані вирази в рівняння (2.4), після скорочень отримаємо $\sin \varphi_n = \sin \varphi$

З отриманого виразу можна зробити висновок, що нахили IBM не впливають на визначення широти місця [1].

Для перевірки виразу у випадку постійних кутів нахилу основи була розроблена Simulink модель, схема якої зображена на рис. 2.5.

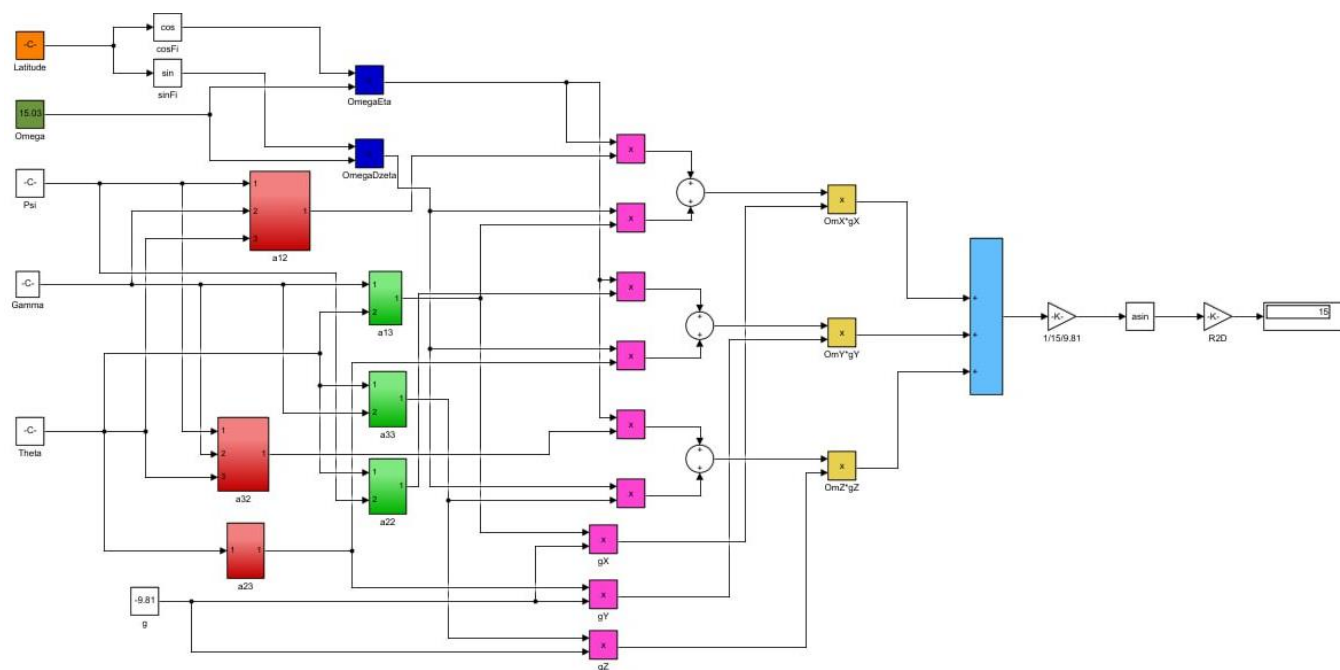


Рис. 2.5 Схема в Simulink для визначення широти у випадку постійних кутів нахилу основи

Проведемо дослідження використовуючи схему на рис. 2.5 змінюючи нахили постійних нахилів IBM у блоках з параметрами, відповідно до значень в ТЗ. (рис. 2.6)

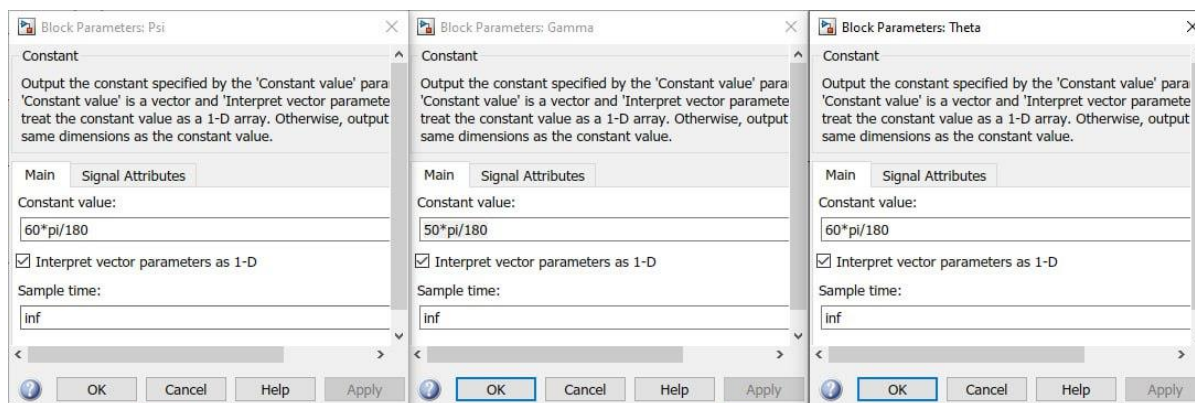


Рис. 2.6 Блоки параметрів постійних нахилів IBM

Отримані результати досліджень запишемо в таблицю 2.2

Таблиця 2.2. Результати обчислень широти використовуючи схему на рис. 2.5

	Рискання, град	Тангаж, град	Крен, град	Широта місця, град	Розрахована широта, град
1	15	10	5	50	50
2	25	20	35	50	50
3	40	45	25	50	50
4	55	60	45	50	50
5	60	50	60	50	50

З отриманих результатів, записаних в таблиці, можна зробити висновок, що постійного нахилу IBM відносно площини горизонту, а також відхиленню IBM в азимуті не впливають на визначення широти місця даним методом.

2.3 Автономне визначення широти нерухомих об'єктів з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів

При визначенні широти місця даним методом також присутні похибки, викликані похибками гіроскопів і акселерометрів. Вище були розглянуті випадки, коли похибки гіроскопів і акселерометрів дорівнювали нулю. Одним із джерел

виникнення цих похибок є нестабільність зміщення нуля, яка вимірюється в °/год для гіроскопів і в мікро-g для акселерометрів.

Додавши до виразу (2.4) змінні $\Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z$ – зміщення нуля гіроскопів і $\Delta g_x, \Delta g_y, \Delta g_z$ – зміщення нуля акселерометрів, отримаємо вираз для визначення широти з урахуванням зміщень нулів гіроскопів і акселерометрів.

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

Для даного виразу побудуємо схема в Simulink (рис. 2.7) враховуючи, що згідно ТЗ:

- нестабільність зміщення нуля гіроскопів – $0,4^\circ/\text{год}$
- нестабільність зміщення нуля акселерометрів – $7,355 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$

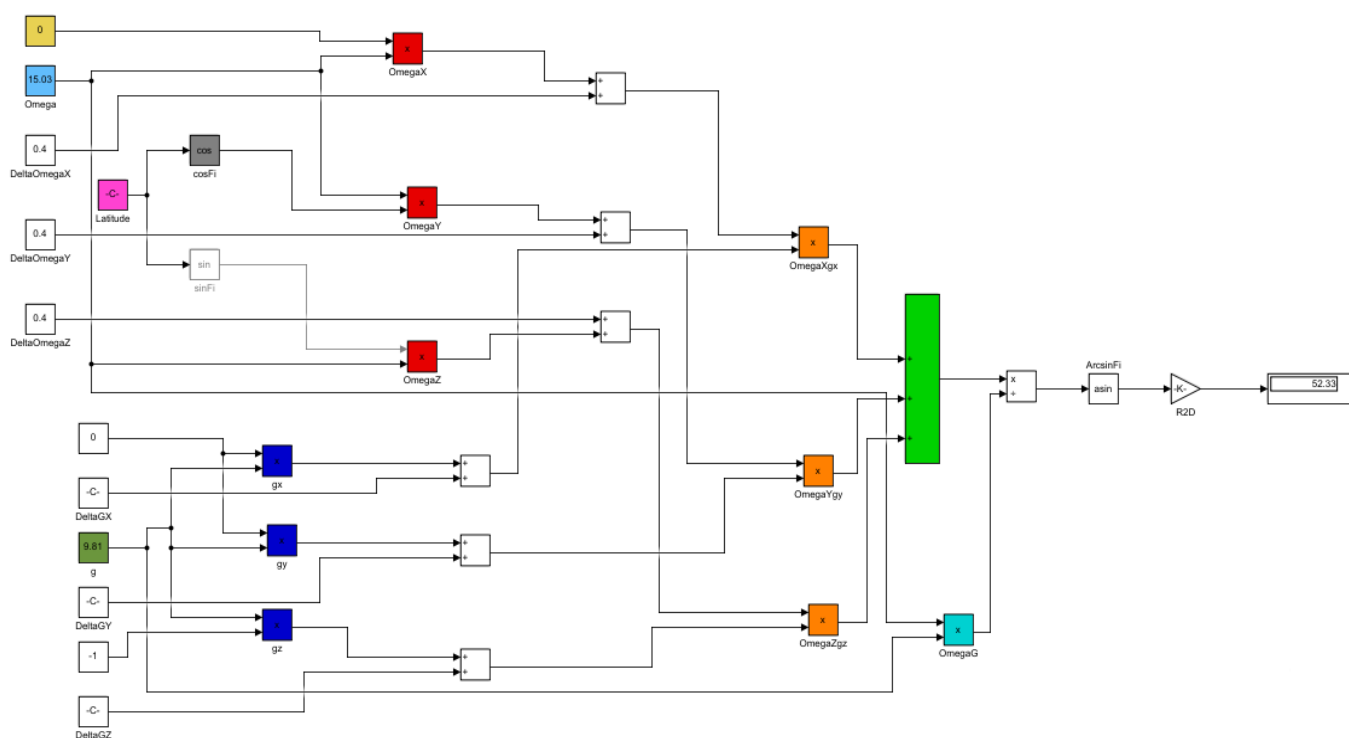


Рис. 2.7 Схема в Simulink у випадку, коли осі IBM співпадають з осями ГСК, враховуючи параметри гіроскопів і акселерометрів

Проведемо дослідження для даної схеми, змінюючи задану широту місця та запишемо отримані результати досліджень в таблицю 2.3

Таблиця 2.3. Результати обчислень широти використовуючи схему на рис. 2.7

	Широта місця, град	Розрахована широта, град
1	10	11,5
2	20	21,57
3	30	31,7
4	40	41,93
5	50	52,33
6	60	63,07
7	70	74,86

З результатів дослідження видно, що присутня похибка визначення широти місця, тому трошки змінимо схему і побудуємо графік залежності похибки від широти.

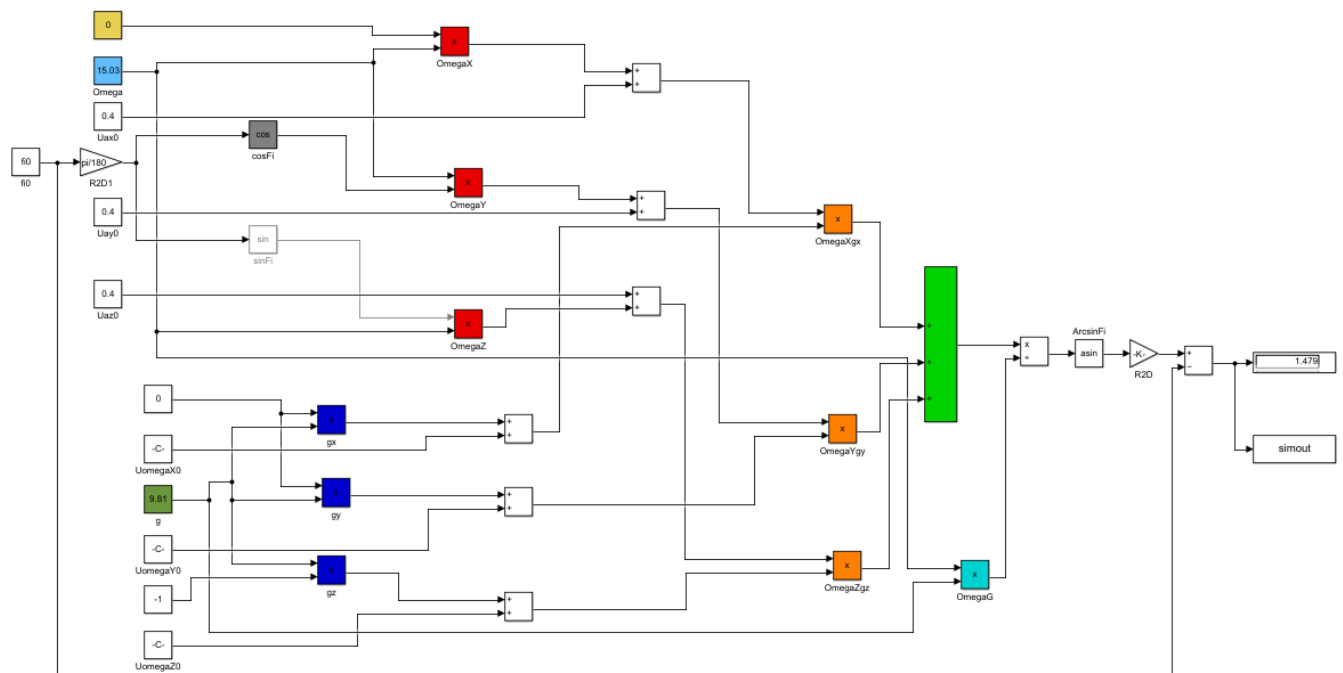


Рис. 2.8 Схема в Simulink для визначення похибка широти місця

За допомогою коду, наведеного нижче будемо графік залежності похибки визначення широти від широти місця (рис. 2.9).

```

clc, clear all

fi0=(0:1:75);
sim('Lat1deltaFi');
plot(fi0,simout);
xlabel('Широта,°')
ylabel('Похибка визначення широти,°')
title('Визначення похибки відносно широти')

```

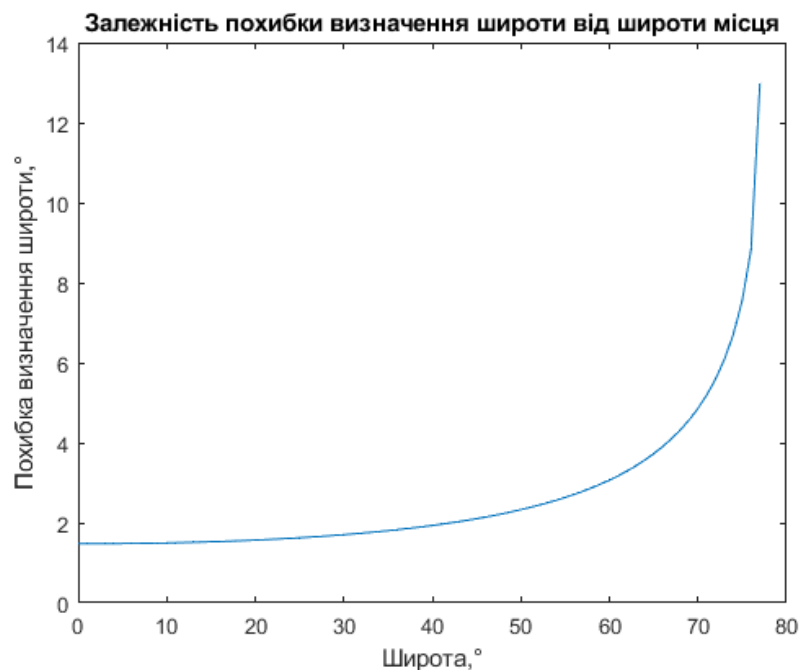


Рис. 2.9 Залежність похибки визначення широти від широти місця

2.4 Вплив похибок гіроскопів і акселерометрів на похибку визначення широти

З виразу (2.4) широта визначається як функція шести змінних:

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

Після розкладання виразу (2.4) в ряд Тейлора з точністю до членів першого порядку малості по кожній змінній і нескладних перетворень, отримаємо вираз похибки визначення широти [1]:

$$\Delta\varphi = -\frac{(\Omega_x\Delta g_x + \Omega_y\Delta g_y + \Omega_z\Delta g_z + g_x\Delta\Omega_x + g_y\Delta\Omega_y + g_z\Delta\Omega_z)}{\sqrt{\Omega^2 g^2 - (\Omega_x g_x + \Omega_y g_y + \Omega_z g_z)^2}} \quad (2.11)$$

Для випадку, коли осі IBM співпадають з осями географічної системи координат, тобто $O_x = O\xi$, $O_y = O\eta$, $O_z = O\zeta$, вираз (2.11) виглядатиме

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

Оцінимо, яка буде точності визначення широти місця відповідно до параметрів гіроскопа, вказаних в ТЗ. Для цього відкинемо в виразі (2.12) непомітні для розрахунків величини і отримаємо вираз для оцінки точності визначення широти місця:

$$\Delta\varphi = \frac{\Delta\Omega_z}{\Omega \cos\varphi} \quad (2.13)$$

Згідно ТЗ: нестабільність зміщення нуля гіроскопа – 0,4 °/год

Нехай $\varphi = 60^\circ$, а $\Omega = 15,04$ град/год тоді отримаємо:

$$\Delta\varphi = \frac{0,4}{15,04 \cdot \cos\left(\frac{60 \cdot \pi}{180}\right)} \approx 0,0532 \text{ рад} \approx 183 \text{ кут. хв.} \approx 3,05^\circ$$

Також розрахуємо похибку визначення широти місця $\Delta\varphi$ для інших значень похибки гіроскопа $\Delta\Omega_z$ та запишемо у таблицю 2.4.

Таблиця 2.4. Чисельні оцінки похибок визначення широти місця $\Delta\varphi$ в залежності від похибки гіроскопів $\Delta\Omega_z$

$\Delta\varphi$, кут. хв	$\Delta\varphi$, град	$\Delta\Omega_z$, град / год
0,045 745 68	0,000762428	0,0001
0,228 738 6	0,00381231	0,0005
0,686 298	0,0114383	0,0015
1,006 65	0,0167775	0,0022
11,469 42	0,191157	0,025
39,272 76	0,654546	0,085
142,382 4	2,37304	0,3

Для перевірки справедливості виразу (2.13) була розроблена схема в Simulink рис. 2.10.

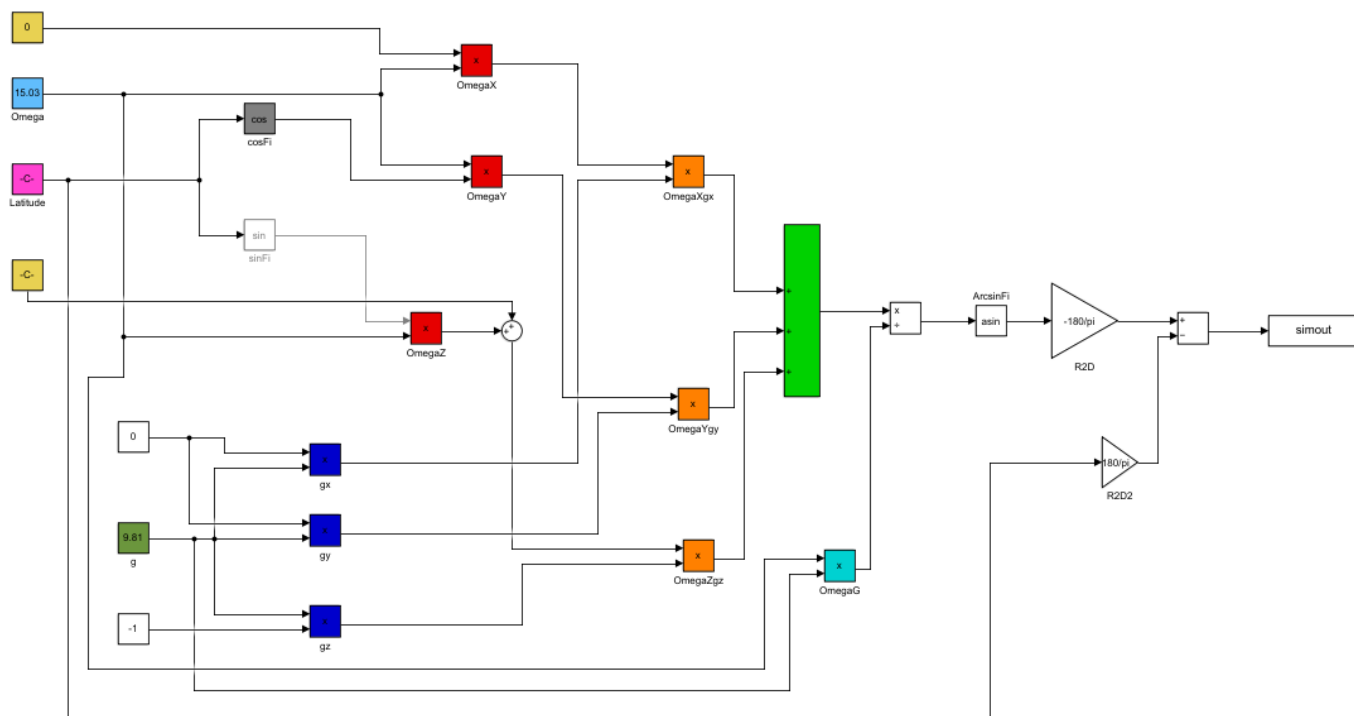


Рис. 2.10 Схема в Simulink для визначення залежності похибки визначення широти місця від дрейфу гіроскопа

За допомогою коду наведеного нижче будемо графік (рис. 2.11) залежності похибки визначення широти місця від дрейфу гіроскопа.

```
clc, clear all
```

```
DeltaOmegaZ=(0:0.0001:0.5);
```

```
sim('Lat1OmegaZGraf');
```

```
plot(DeltaOmegaZ,simout);
```

```
xlabel('Дрейф гіроскопа,°')
```

```
ylabel('Похибка визначення широти,°')
```

```
title('Залежність похибки визначення широти відносно дрейфа гіроскопа')
```

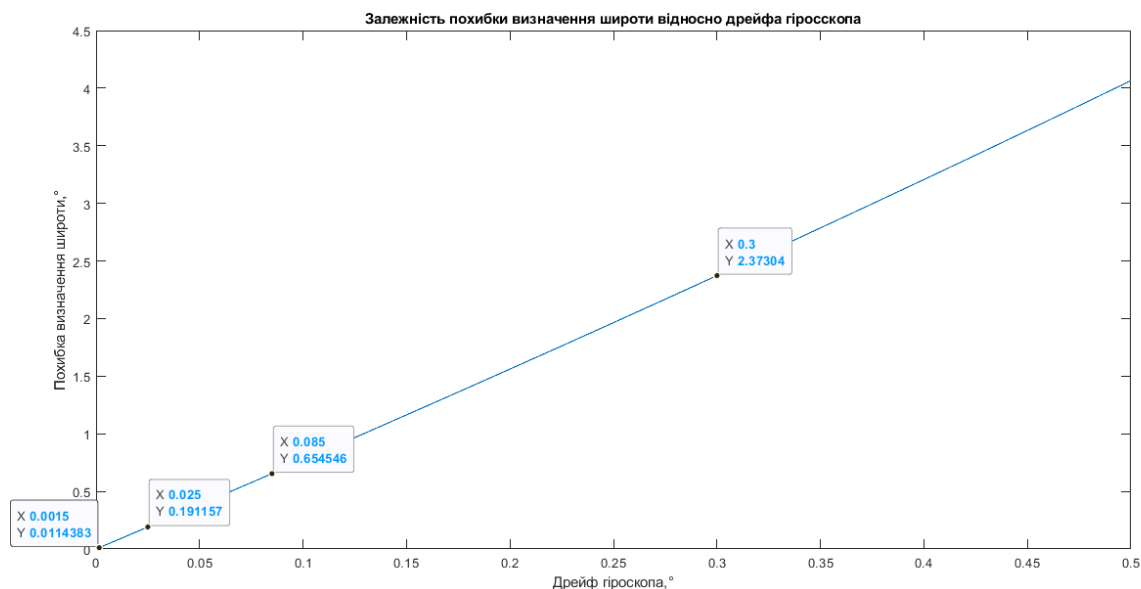



Рис. 2.11 Залежність похибки визначення широти місця від дрейфу гіроскопа

Отриманий графік підтверджує справедливість виразу (2.13)

Тепер оцінимо точність визначення широти місця при заданих параметрах акселерометрів. З виразу (2.12) відкинемо непотрібні для розрахунків величини і отримаємо:

$$\Delta\varphi = -\frac{1}{g \cos\varphi} \cdot (\cos\varphi \Delta g_y + \sin\varphi \Delta g_z) \quad (2.14)$$

Вираз (2.14) можна перетворити до вигляду:

$$\Delta\varphi = -\frac{\Delta g}{g \cos\varphi} \cdot \sin(\varepsilon + \varphi) \quad (2.15)$$

$$\sin\varepsilon = \frac{\Delta g_y}{\Delta g}, \cos\varepsilon = \frac{\Delta g_z}{\Delta g}.$$

З виразу (2.15) отримаємо вираз для оцінки точності визначення широти місця

$$\Delta\varphi = \frac{\Delta g}{g \cos\varphi} \quad (2.16)$$

Згідно ТЗ: нестабільність зміщення нуля акселерометра – $7,355 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$

Нехай $\varphi = 60^\circ$, а $g = 9,81$ тоді отримаємо:

$$\Delta\varphi = \frac{\Delta g}{g \cos\varphi} = \frac{\sqrt{0,007355^2 + 0,007355^2}}{9,81 \cdot \cos\left(\frac{60 \cdot \pi}{180}\right)} = 0,0021206 \text{ рад} = 0,1215^\circ$$

Також розрахуємо похибку визначення широти місця $\Delta\varphi$ для інших значень похибки акселерометра Δg та запишемо у таблицю 2.5.

Таблиця 2.5 Чисельні оцінки похибок визначення широти місця $\Delta\varphi$ в залежності від похибок акселерометрів Δg .

$\Delta\varphi$, кут. хв.	$\Delta\varphi$, град	Δg , g
0,045 954 72	0,000765912	4,8E-05
0,228 805 8	0,00381343	0,000239
0,686 34	0,011439	0,000717
1,006 932	0,0167822	0,001052
4,999 95	0,0833325	0,005229
15,023 22	0,250387	0,015751
60,036 6	1,00061	0,063653

Для перевірки виразу (2.16) була розроблена схема в Simulink рис. 2.12.

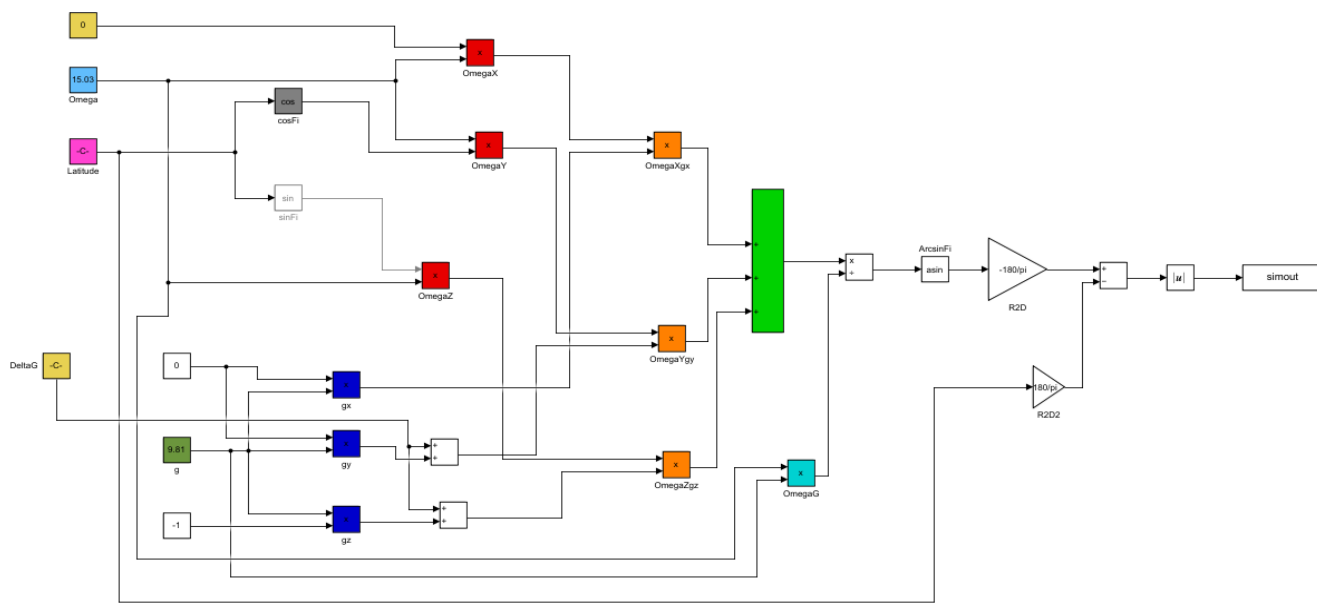


Рис. 2.12 Схема в Simulink для визначення залежності похибки визначення широти місця від зміщення нуля акселерометрів

За допомогою коду наведеного нижче будемо графік (рис. 2.13) залежності похибки визначення широти місця від дрейфу гіроскопа.

```
clc, clear all
```

```
DeltaG=(0:0.000001:0.1);
```

```
sim('Lat1GyGzGraf');
```

```

plot(DeltaG,simout);
xlabel('Зміщення нуля акселерометра,°')
ylabel('Похибка визначення широти,°')
title('Залежність похибки широти відносно зміщення нуля акселерометра')

```

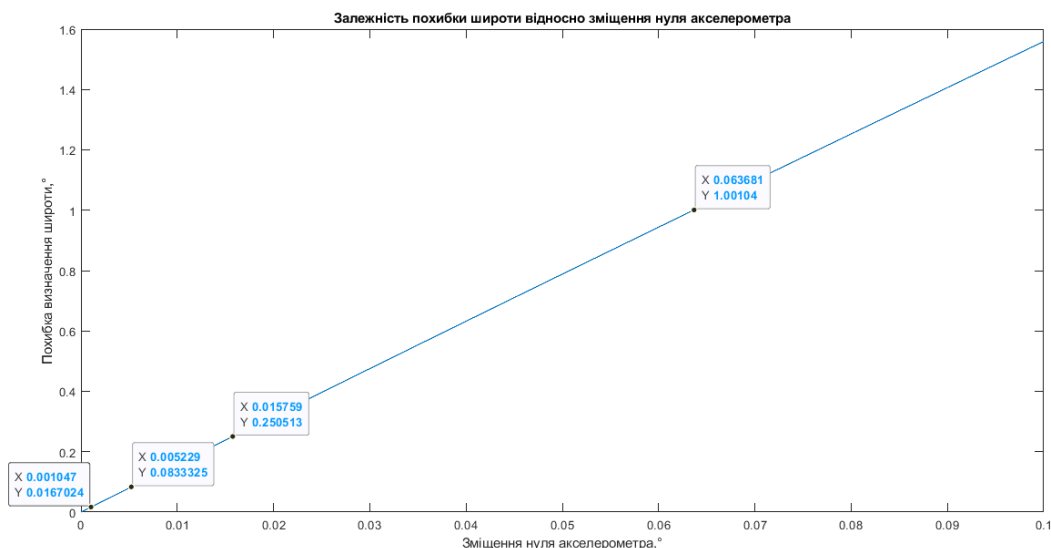


Рис. 2.13 Залежність похибки широти від зміщення нуля акселерометрів

Отриманий графік підтверджує справедливість виразу (2.16)

З отриманих результатів можна зробити висновок, що для забезпечення похибки визначення широти приблизно 1 кут. хв., тобто $\Delta\varphi = 1$ кут. хв потрібні гіроскопи зі зміщенням нуля не гірше 0,0024 град/год та акселерометри зі зміщенням нуля $1,5 \cdot 10^{-3}$ g.

2.5 Автономне визначення широти нерухомих об'єктів з урахуванням похибки визначення широти

З рис. 2.9 видно, що присутня досить велика похибка при визначенні широти, тому спробуємо врахувати її для покращення точності визначення широти місця.

Побудуємо схему в Simulink (рис. 2.14) з урахуванням виразу (2.12)

Як видно з результату, врахування виразу (2.12) зменшило похибку, але не приборало її повністю і визначення широти залишається досить неточним, тому спробуємо підібрати гіроскопи і акселерометри з меншим зміщення нуля використовуючи таблиці (2.4) і (2.5).

Для прикладу візьмемо гіроскопи зі зміщення нулю – $0,01^\circ/\text{год}$, а акселерометри зі зміщенням нулю – $5,3 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$ і проведемо дослідження на тій самій схемі, а результати запишемо у таблицю 2.7

Таблиця 2.7 Результати обчислень широти

	Широта місця, град	Розрахована широта, град
1	10	10
2	20	20
3	30	30
4	40	40
5	50	50
6	60	60,00012
7	70	70,00018
8	80	80,000348

За допомогою коду, наведеного нижче будемо графік залежності похибки визначення широти від широти місця (рис. 2.15).

```
clc, clear all
```

```
fi0=(0:1:75);
sim('Lat1deltaFi');
plot(fi0,simout);
xlabel('Широта,°')
ylabel('Похибка визначення широти,°')
title('Визначення похибки відносно широти')
```

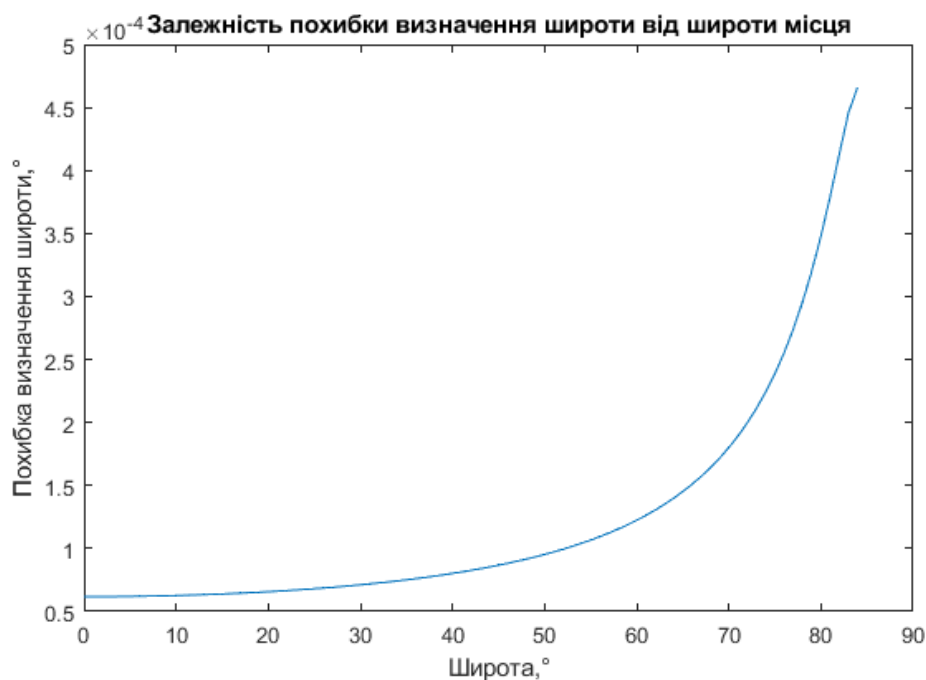


Рис. 2.15 Залежність похибки визначення широти від широти місця

За отриманими результатами, можна зробити висновок, що для практичної реалізації даного методу визначення широти необхідно мати гіроскопи і акселерометри навігаційного класу точності.

2.6 Автономне визначення широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та випадкової похибки типу “білий шум”

Розглянемо випадок, коли крім сталих похибок гіроскопів і акселерометрів також присутня випадкова похибка типу “білий шум”. Для цього створимо відповідну схему в Simulink (рис. 2.16) та побудуємо графіки.

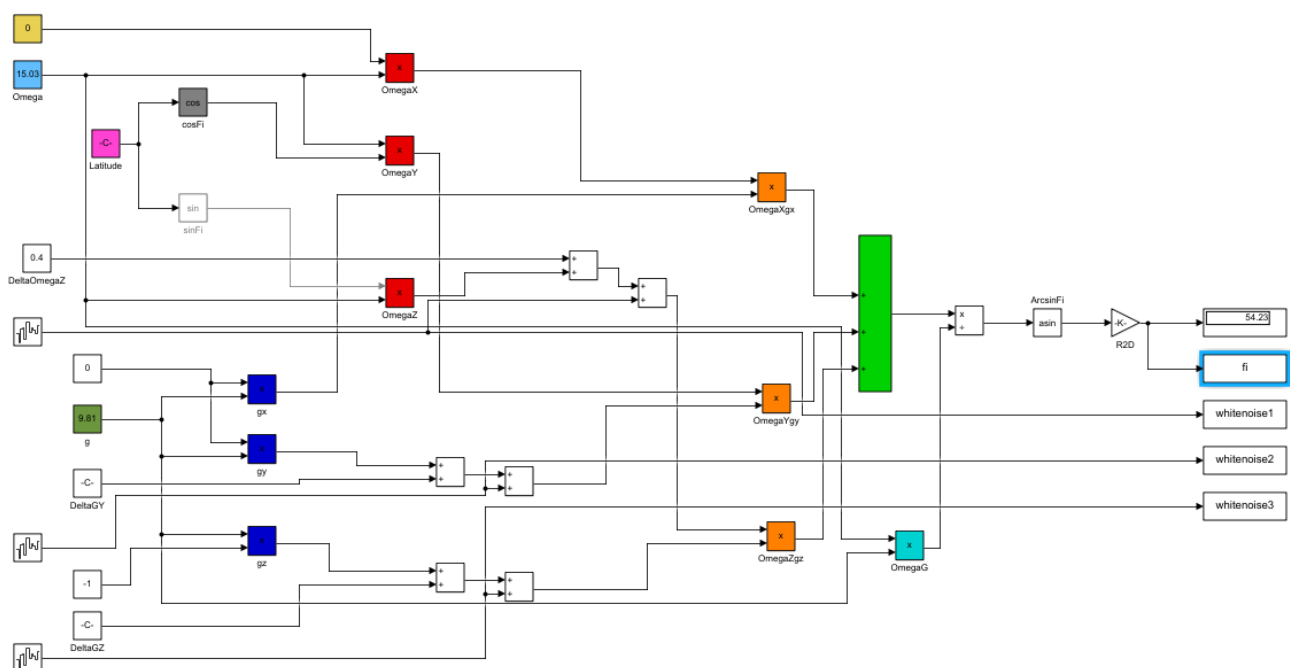


Рис. 2.16 Автономне визначення широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та випадкової похибки типу “білий шум”

Проведемо декілька досліджень з різною потужністю шуму та визначимо усереднене значення широти.

Потужність шуму однакова і складала 0,01 радіан або 0,573 град, а час кореляції для Ω_z, g_y, g_z – 0,03 с; 0,01 с та 0,02 с .

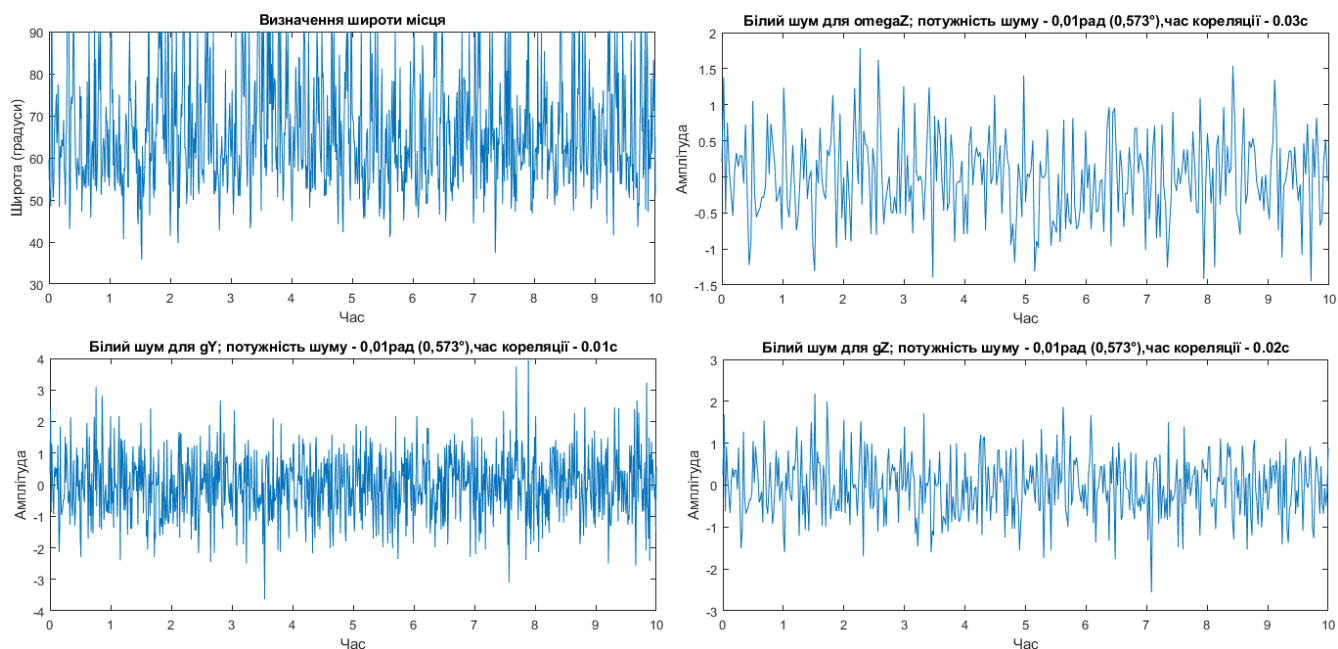


Рис. 2.17 . Залежність розрахованої широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та випадкової похибки типу “білий шум”

Потужність шуму однакова і складала 0,005 радіан або 0,286 град, а час кореляції для $\Omega_z, g_y, g_z - 0,03$ с; 0,01 с та 0,02 с .

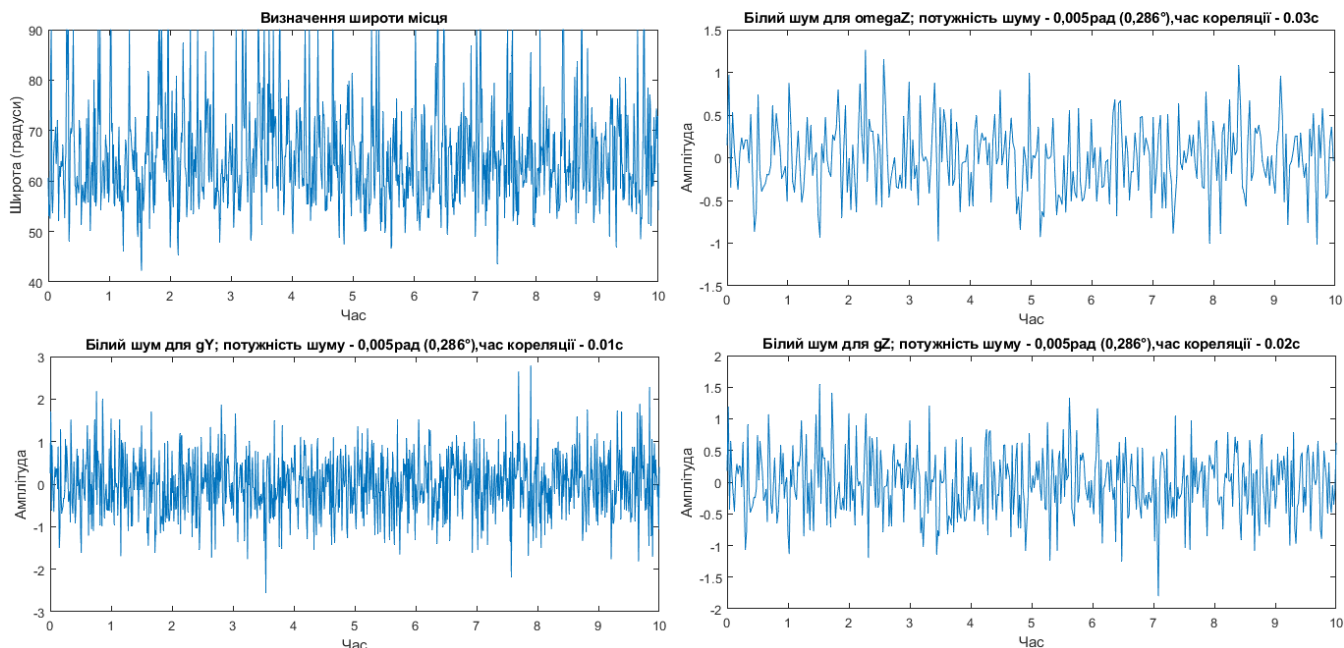


Рис. 2.18 . Залежність розрахованої широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та випадкової похибки типу “білий шум”

Потужність шуму однакова і складала 0,001 радіан або 0,0573 град, а час кореляції для $\Omega_z, g_y, g_z - 0,03$ с; 0,01 с та 0,02 с .

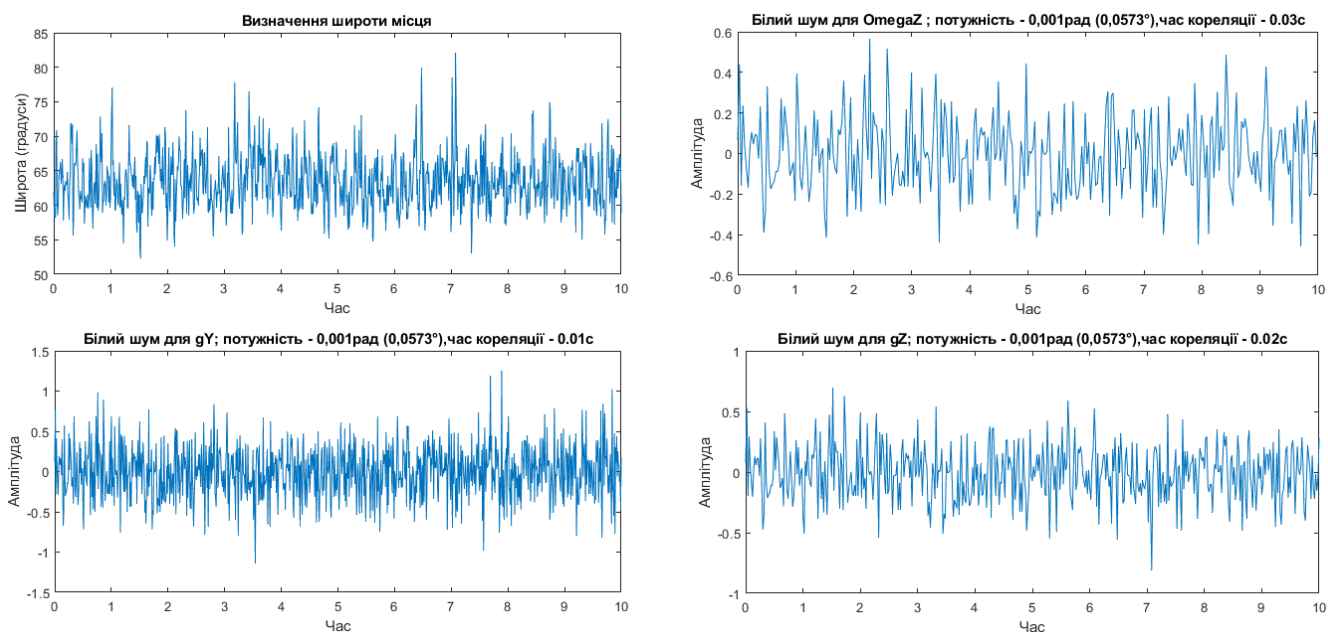


Рис. 2.19 . Залежність розрахованої широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та випадкової похибки типу “білий шум”

Спробуємо покращити визначення широти місця усереднивши випадкову похибку типу “білий шум”. Для цього складемо відповідну схему в Simulink.

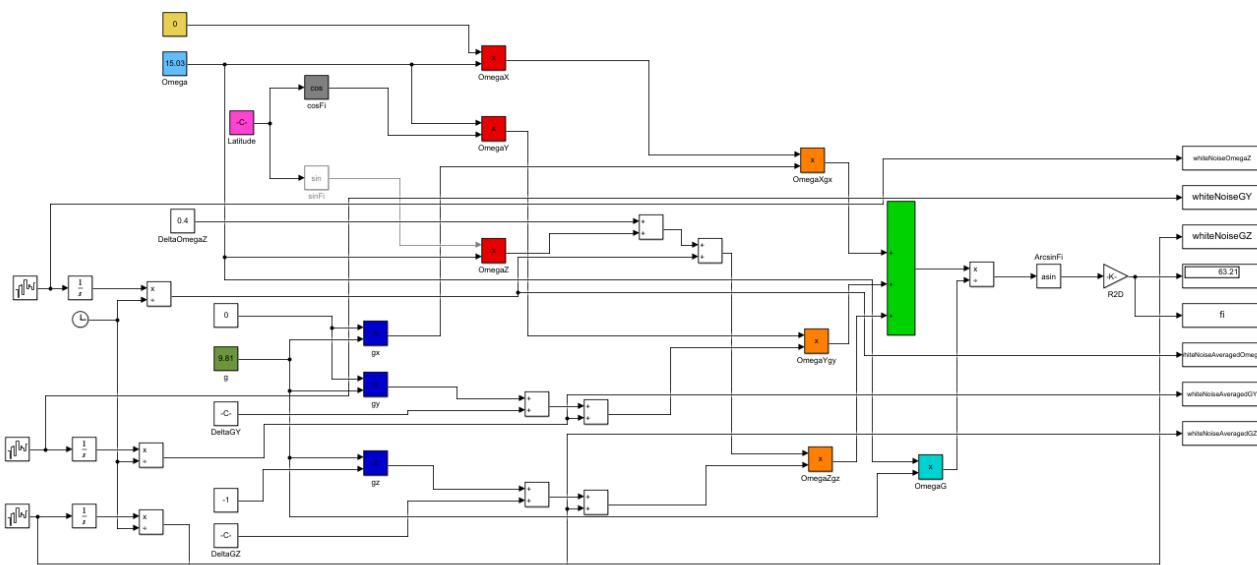


Рис. 2.20 Автономне визначення широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та усередненої похибки типу “білий шум”

Для даної схеми проведемо дослідження з різними значеннями потужності шуму та побудуємо відповідні графіки.

Потужність шуму однакова і складала 0,01 радіан або 0,573 град, а час кореляції для Ω_z, g_y, g_z – 0,03 с; 0,01 с та 0,02 с .

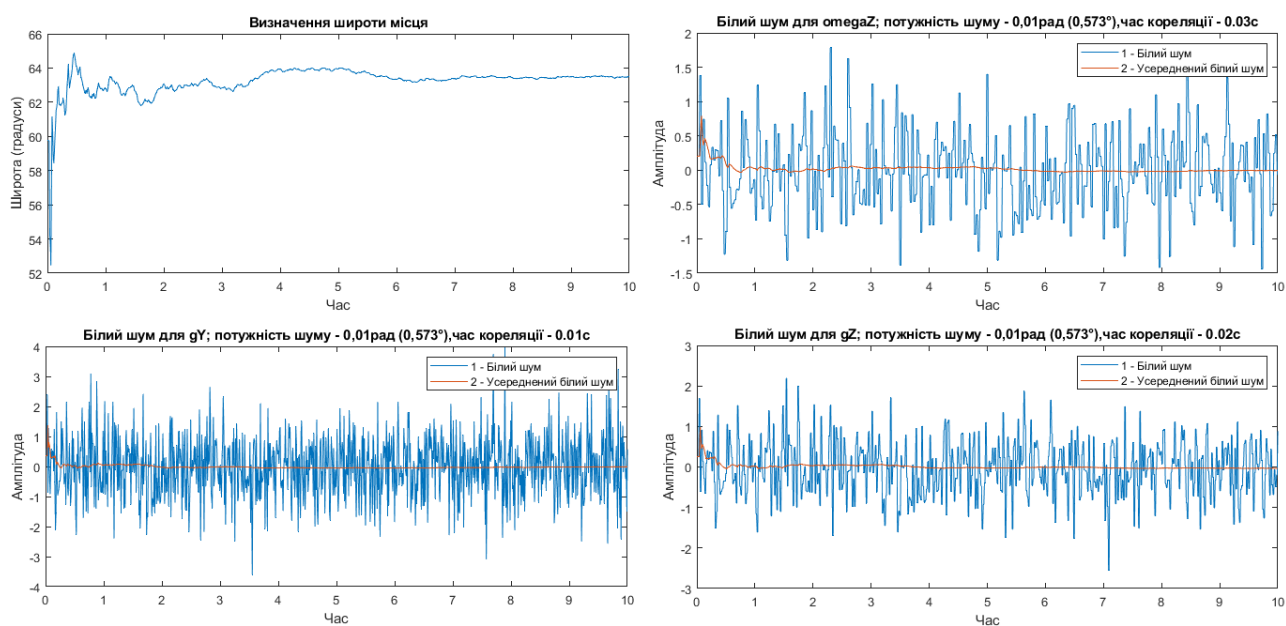


Рис. 2.21 Залежність розрахованої широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та усередненої похибки типу “білий шум”

Потужність шуму однакова і складала 0,005 радіан або 0,286 град, а час кореляції для $\Omega_z, g_y, g_z - 0,03$ с; 0,01 с та 0,02 с .

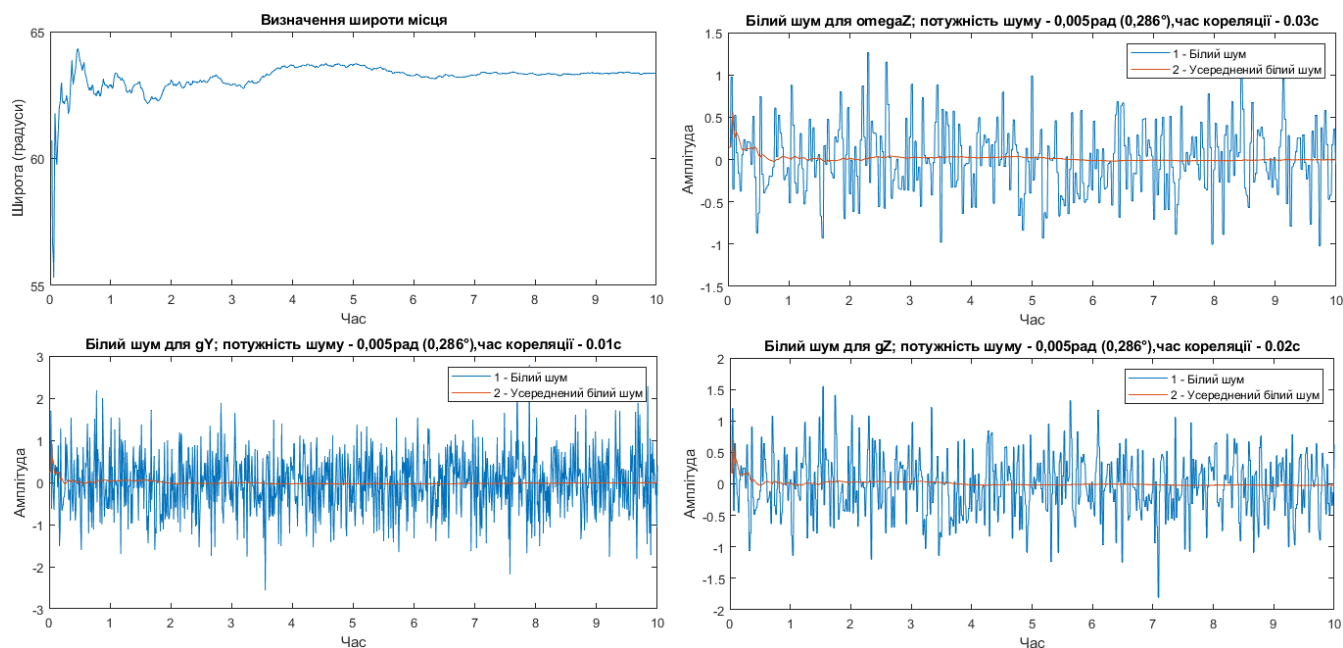


Рис. 2.22 Залежність розрахованої широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та усередненої похибки типу “білий шум”

Потужність шуму однакова і складала 0,001 радіан або 0,0573 град, а час кореляції для $\Omega_z, g_y, g_z - 0,03$ с; 0,01 с та 0,02 с .

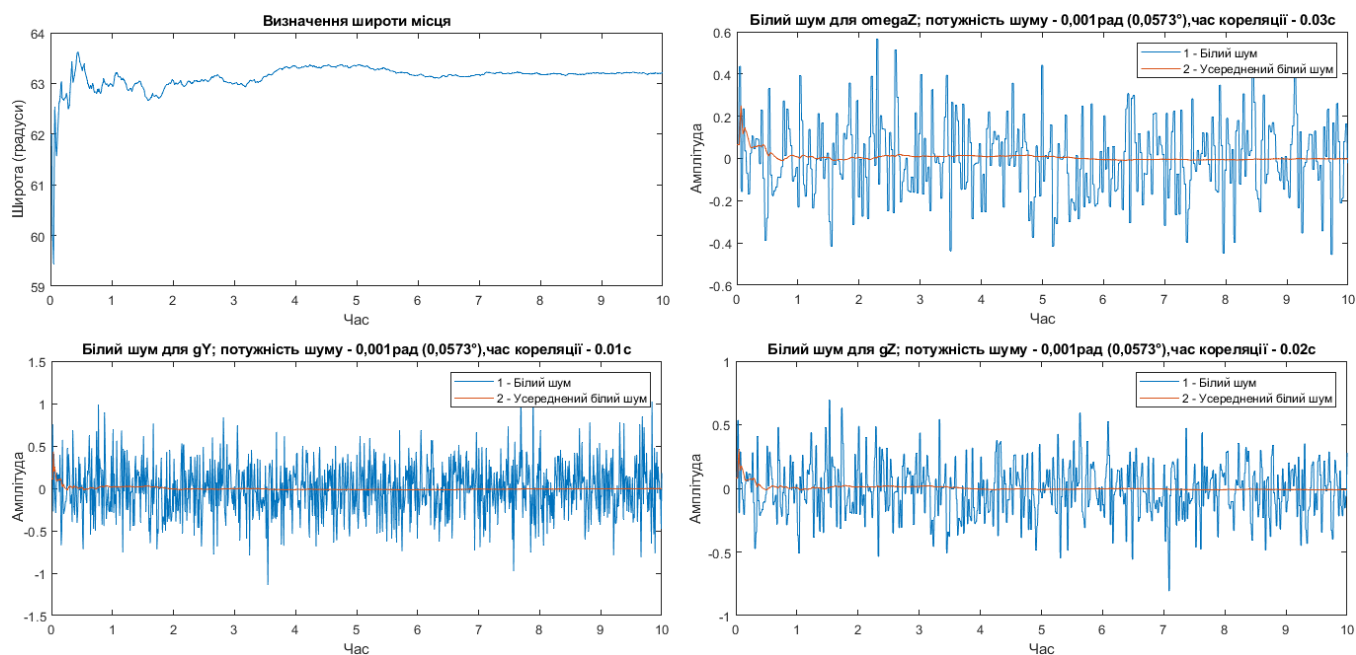


Рис. 2.23 Залежність розрахованої широти з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів та усередненої похибки типу “білий шум”

З отриманих графіків можна зробити висновок, що після усереднення випадкової похибки типу “білий шум” отримуємо більш точне визначення широти місця.

2.7 Методична похибка визначення широти місця

У процесі визначення широти існує методична помилка, яка виникає внаслідок різниці між геоцентричною і геодезичною широтами. Якщо за еталонне значення широти прийняти геоцентричне значення, яке отримується з приймача, наприклад, GPS, то це значення буде відрізнятися від геодезичного значення широти. Ми можемо визначити таку методичну помилку, тобто різницю (поправку), між геодезичною і геоцентричною широтами. Відомо залежність між геоцентричною широтою (позначеною як φ_0) і геодезичною широтою (позначеною як φ). [9]:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{a^2}{b^2} \operatorname{tg} \varphi_0 \quad (2.17)$$

де, a – велика півось земного еліпсоїда та b – мала півось земного еліпсоїда

При використанні еліпсоїда Красовського як моделі Землі, маємо значення $a_1 = 6378245$ м та $b_1 = 6356863$ м. У разі використання референц-еліпсоїда WGS-84, значення будуть $a_2 = 6378137$ м та $b_2 = 6356752.3142$ м [11].

Застосуємо відоме тригонометричне співвідношення.

$$\operatorname{tg}(\varphi - \varphi_0) = \frac{\operatorname{tg} \varphi - \operatorname{tg} \varphi_0}{1 + \operatorname{tg} \varphi \cdot \operatorname{tg} \varphi_0} \quad (2.18)$$

Підставимо вираз (2.17) у праву частину співвідношення (2.18).

$$\operatorname{tg}(\varphi - \varphi_0) = \frac{\left(\frac{a^2}{b^2} - 1\right) \cdot \operatorname{tg} \varphi_0}{1 + \frac{a^2}{b^2} \cdot \operatorname{tg}^2 \varphi_0} \quad (2.19)$$

Позначимо різницю (поправку) між геодезичною широтою φ і геоцентричною широтою φ_0 як $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_0$. Цю поправку можна визначити за допомогою наступного виразу [1]:

$$\Delta\varphi_i = \arctg \frac{\left(\frac{a_i^2}{b_i^2} - 1\right) \cdot \operatorname{tg} \varphi_0}{1 + \frac{a_i^2}{b_i^2} \cdot \operatorname{tg}^2 \varphi_0}, \quad i = 1, 2 \quad (2.20)$$

За допомогою коду наведеного в Додатку А будуюмо графіки залежності $\Delta\varphi_i$ від геоцентричної широти φ_0 для двох моделей референц-еліпсоїда Землі: модель Красовського та модель WGS-84.

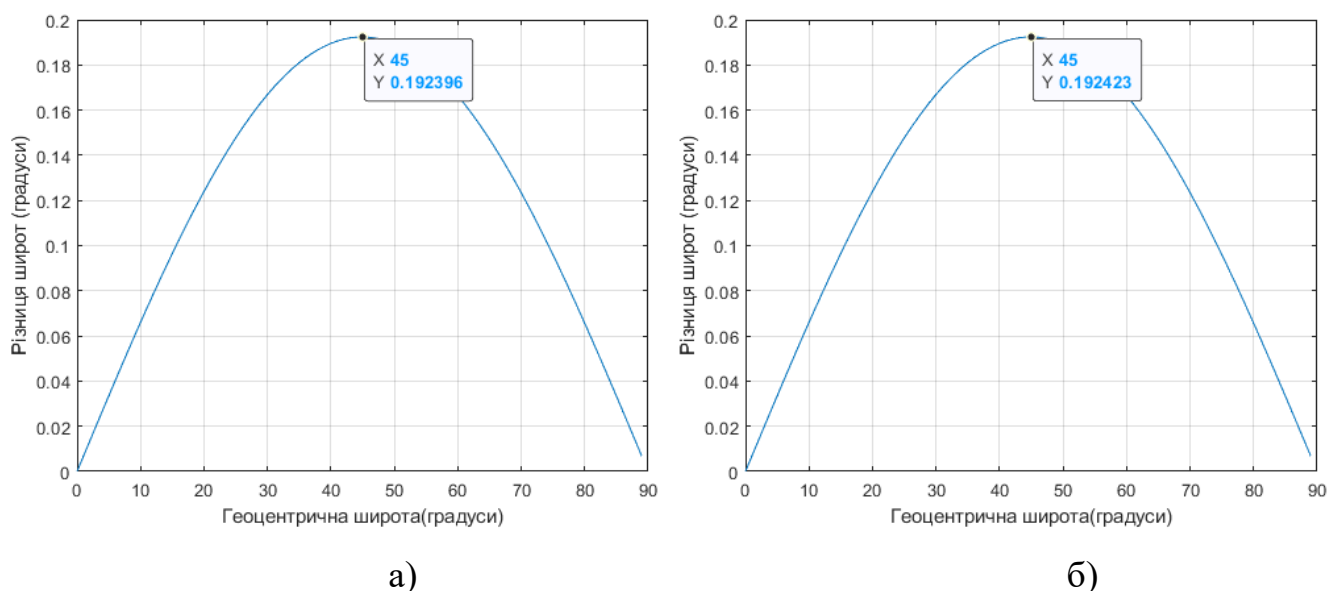


Рис. 2.24 Графіки залежності $\Delta\varphi_i$ від геоцентричної широти φ_0 для моделі:

а) Красовського, б) WGS-84

Як видно з графіків максимальна різниця широти $\Delta\varphi_i$ припадає на широту 45° . Для моделі Красовського вона становить $-0,192396^\circ$, а для моделі WGS-84 $-0,192423^\circ$.

Похибка визначення лінійної координати, що залежить від різниці $\Delta\varphi = |\varphi_1 - \varphi_2|$, визначається аналогічно $\Delta s = \Delta\varphi \cdot R$, тобто для широти 45° буде дорівнювати:

$$\Delta s = \Delta \varphi \cdot R = |0,192396 - 0,192423| \cdot 6378,14 = 0,1722 \text{ км} = 172,2 \text{ м}$$

Отже, з цього можна зробити висновок про необхідність врахування різниці широти $\Delta \varphi_i$ при визначенні геодезичної широти за допомогою виразу (2.4), щоб порівняти її з геоцентричною широтою.

Висновки до розділу 2

В другому розділі було отримано вираз для автономного визначення широти місця нерухомого об'єкта. Аналітичним методом підтвердили коректність даного виразу у випадку, коли вісі IBM співпадають з осями географічної системи координат (ГСК). Також для цього випадку була розроблена Simulink модель і проведені розрахунки для різних значень широти, які підтвердили справедливості виразу.

Так як IBM може мати нахил відносно горизонту і відхилення по азимуту, то для цього випадку також була розроблена Simulink модель. Було проведено комп'ютерне моделювання при різних кутах нахилу IBM і доведено, що вони не впливають на визначення широти місця.

Побудовано схему в Simulink з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів, а саме нестабільність зміщення нуля. Було проведено дослідження для різних значень широти і побудовано графік залежності похибки від широти місця.

Основним джерелом похибок у даному методі є похибки гіроскопів і акселерометрів, тому було складено відповідний вираз для знаходження похибки широти місця. Розглянуто вплив похибок гіроскопів і акселерометрів на похибку визначення широти та побудовані відповідні графіки. Також наведені чисельні оцінки похибок визначення широти місця відносно похибок гіроскопів і акселерометрів.

Розроблено схему для автономного визначення широти нерухомих об'єктів з урахуванням похибки визначення широти. Підібрані гіроскопи і акселерометри з меншим зміщенням нуля для більш точного визначення широти, а також побудований графік похибки визначення широти відносно широти місця.

Розглянуто вплив не тільки постійних похибок гіроскопів і акселерометрів, а також вплив випадкової похибки типу “білого шуму”. Проведено дослідження для різного значення потужності шуму і побудовані графіки залежності широти від випадкової похибки типу “білого шуму”. Для покращення визначення широти була розроблена схема з усередненням випадкової похибки типу “білого шуму” та побудовані відповідні графіки.

Також, розглянута методична похибка визначення широти місця, яка виникає внаслідок різниці між геоцентричною і геодезичною широтами.

ВИСНОВКИ

У дипломній роботі було проведено інформаційно-аналітичний огляд літературних джерел, розкрито стан сучасної проблеми автономного визначення широти місця.

Для нормальної роботи ІНС потрібно знати початкові значення місцезнаходження. Якщо ці значення невідомі, а визначення їх астрономічними, супутниковими або радіотехнічними навігаційними засобами по якимось причинам недоступне, то для визначення широти місця використовують автономні засоби визначення широти.

Першим автономним засобом для визначення широти місця був гіроскоп Фуко II роду, або так званий “Гіроширот”, який побудований на основі двоступеневого гіроскопа. Розглянуто принцип роботи і побудову цього гіроширота, а також наскільки точно необхідно орієнтувати в початковий момент часу вісь обертання рамки за курсом, а її площину за вертикаллю. Також проаналізовані інші принципові схеми гіроскопічних приладів для визначення широти місця. Розглянуто роботу цих приладів на нерухомій основі та на рухомій основі, що йде з постійною швидкістю на постійному курсі.

Так як розглянуті схеми гіроскопічних приладів розроблені в основному для платформних систем, у яких необхідно або попередньо горизонтувати платформу, на якій розташовані гіроскопи, або аналітично враховувати нахил платформи відносно площини горизонту, тому було розроблено метод з використанням інерціально-вимірювальний модуля (ІВМ), який матиме три акселерометра та три гіроскопа(датчика кутової швидкості).

Для даного методу було отримано вираз для автономного визначення широти місця. Аналітичним методом підтвердили коректність даного виразу у випадку, коли вісі ІВМ співпадають з осями географічної системи координат. Також для цього випадку була розроблена Simulink модель і проведені розрахунки для різних значень широти, які також підтвердили справедливість виразу.

Так як ІВМ може мати нахил відносно горизонту і відхилення по азимуту, то для цього випадку також була розроблена Simulink модель. Було проведено комп'ютерне моделювання при різних кутах нахилу ІВМ і доведено, що вони не впливають на визначення широти місця.

Побудовано схему в Simulink з урахуванням параметрів гіроскопів і акселерометрів, а саме нестабільність зміщення нуля. Було проведено дослідження для різних значень широти і побудовано графік залежності похибки від широти місця.

Основним джерелом похибок у даному методі є похибки гіроскопів і акселерометрів, тому було складено відповідний вираз для знаходження похибки широти місця. Розглянуто вплив похибок гіроскопів і акселерометрів на похибку визначення широти та побудовані відповідні графіки. Також наведені чисельні оцінки похибок визначення широти місця відносно похибок гіроскопів і акселерометрів.

Розроблено схему для автономного визначення широти нерухомих об'єктів з урахуванням похибки визначення широти. Підібрані гіроскопи і акселерометри з меншим зміщенням нуля для більш точного визначення широти, а також побудований графік похибки визначення широти відносно широти місця.

Розглянуто вплив не тільки постійних похибок гіроскопів і акселерометрів, а також вплив випадкової похибки типу “білого шуму”. Проведено дослідження для різного значення потужності шуму і побудовані графіки залежності широти від випадкової похибки типу “білого шуму”. Для покращення визначення широти була розроблена схема з усередненням випадкової похибки типу “білого шуму” та побудовані відповідні графіки.

Також, розглянута методична похибка визначення широти місця, яка виникає внаслідок різниці між геоцентричною і геодезичною широтами.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

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. Павловский М. А. Теория гироскопов: Учебник для вузов. — Киев: Вища школ. Головное изд-во, 1986. — 303 с.
3. Гироскопические приборы и устройства. Основы теории / М.М. Богданович, П.А. Ильин. - Л. : Судпромгиз, 1961. - 360 с
4. Топографический гиросирот: пат. № 934224; заявл. 01.02.1980; опубл. 07.06.1982;
5. Теорія гіроскопів і гіроскопічних стабілізаторів. Енциклопедія з машинобудування: веб-сайт. URL:<https://mash-xxl.info/page/069047050066079130135055011133247121206152040137/>(дата звернення: 15.04.2023)
6. Charles Pox. Proceedings of the Cambridge philosophical Society, v. 45 , P. 2, april, 1949, стр. 311.
7. Аврутов В.В. Автономное определение начальной широты с помощью инерциально-измерительного модуля // Прикл. механика. – 2018. – 54, №5. – с. 116-122.
8. Топографічний гіросирот: веб-сайт. URL: <https://patents.su/3-934224-topograficheskijj-giroshiro.html#addit> (дата звернення: 17.04.2023)
9. Аврутов В.В. Компенсація методичної похибки автономного визначення широти - КПІ ім. Ігоря Сікорського, каф. КІОНС, ПБФ, 2022
10. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
11. Одинцов А.А. Теория и расчет гироскопических приборов. – К.: Вища шк., 1986. – 392 с.

```
clc, clear all

Fi0=0:89;
Fi0rad=Fi0*pi/180;

a1=6378245;
b1=6356863;

a2=6378137;
b2=6356752.3142;

deltaFi1=atan((a1^2/b1^2-1)*tan(Fi0rad)./(1+a1^2/b1^2*tan(Fi0rad).^2))*180/pi;
deltaFi2=atan((a2^2/b2^2-1)*tan(Fi0rad)./(1+a2^2/b2^2*tan(Fi0rad).^2))*180/pi;

figure(1);
plot(Fi0,deltaFi1), grid
ylabel('Різниця широт (градуси)'), xlabel('Геоцентрична широта(градуси)')

figure(2);
plot(Fi0,deltaFi2), grid
ylabel('Різниця широт (градуси)'), xlabel('Геоцентрична широта(градуси)')
```