

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Кваліфікаційна наукова праця на
правах рукопису

АВРУТОВ ВАДИМ ВІКТОРОВИЧ

УДК 531.383

ДИСЕРТАЦІЯ

РОЗВИТОК ТЕОРІЇ АВТОНОМНОГО ВИЗНАЧЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ ПА-
РАМЕТРІВ РУХОМИХ ТА НЕРУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ

Спеціальність 05.11.03 – гіроскопи та навігаційні системи

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, резуль-
татів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ В.В. Аврутов

Науковий консультант: Бурау Надія Іванівна, доктор технічних наук, професор

Київ - 2020

АНОТАЦІЯ

Аврутов В.В. Розвиток теорії автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.11.03 - гіроскопи та навігаційні системи. – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, 2020.

Дисертаційна робота присвячена вирішенню наукової проблеми створення теорії нових способів автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів з застосуванням чутливих елементів середньої точності.

Сьогодні основними технічними засобами навігації є супутникові навігаційні системи (СНС). Спільні комбінації систем дозволяють отримати похибку визначення місцезнаходження не гірше 3-4 см. Нажаль СНС не є автономними. У період міжнародних криз і військових конфліктів СНС схильні до атак засобів радіоелектронної протидії.

Тому величезне значення останнім часом має розвиток автономних систем навігації та орієнтації. Такими автономними системами є в першу чергу платформні інерціальні навігаційні системи (ІНС) та безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС). Основний принцип дії ІНС та БІНС – це дворазове інтегрування показань акселерометрів, а також інтегрування показань гіроскопів у БІНС. Наявність похибок акселерометрів і гіроскопів призводить до наростання похибок визначення місцезнаходження з часом.

Перший спосіб підвищення точності БІНС – вдосконалення їх чутливих елементів. Другий спосіб підвищення точності БІНС – корегувати їх показання по супутникових, астронавігаційних та іншим системам. Однак такі інтегровані навігаційні системи вже не є автономними.

Тому актуальним є створення таких автономних інерціальних навігаційних систем, які б не залежали від показів супутникових та інших навігаційних систем, мали б достатню точність і в той же час мали б доступну ціну. Але на жаль, поки ще не існує теорії таких автономних навігаційних систем, які б визначали місцезнаходження за відмінними від стандартних алгоритмів дворазового інтегрування показань акселерометрів. Тобто існує проблема створення нових способів автономного визначення навігаційних параметрів з застосуванням чутливих елементів середньої точності. Причому, для нерухомих об'єктів актуальним є автономне визначення початкових координат або місцезнаходження, а для рухомих – автономне визначення місцезнаходження за відмінними від стандартних алгоритмів дворазового інтегрування показань акселерометрів. Це обумовлює необхідність розробки нових науково обґрунтованих методів та алгоритмів автономного визначення навігаційних параметрів рухомих і нерухомих об'єктів, які б забезпечили прийнятну точність визначення місцезнаходження в умовах зовнішніх завад роботі радіотехнічних навігаційних систем.

Перший розділ присвячено інформаційно-аналітичному огляду літературних джерел, розкрито стан сучасної наукової проблеми, щодо автономного визначення навігаційних параметрів.

Основними технічними засобами, що забезпечують автономне рішення навігаційної задачі, є ІНС та БІНС. Основним джерелом похибок в ІНС та БІНС є похибки інерціальних датчиків (гіроскопів і акселерометрів), а також недосконалість гравітаційної моделі, що використовується для обчислень. Основними похибками гіроскопів і акселерометрів є нестабільність зміщення нуля, яка вимірюється в $^{\circ}/\text{год}$ для гіроскопів і в мікро-g для акселерометрів, і нестабільність масштабних коефіцієнтів, яка вимірюється в мільйонних частках (ppm) значень інерціальних параметрів.

Дворазове інтегрування показань акселерометрів та одноразове інтегрування показань гіроскопів призводить до накопичення похибок. Для корекції

БІНС їх інтегрують з супутниковими навігаційними системами, але такі системи стають неавтономними. Виникає проблема створення нових способів автономного визначення навігаційних параметрів рухомих об'єктів без подвійного інтегрування показань акселерометрів.

В другому розділі пропонується для автономного визначення широти на нерухомій основі використовувати інерціально-вимірювальний модуль (ІВМ). ІВМ повинен містити як мінімум три акселерометра, три гіроскопа - датчика кутової швидкості, а також сервісні електронні схеми.

На підставі скалярного добутку двох векторів отримана формула для визначення широти місця. Для обчислення широти місця необхідно знати значення проєкцій кутової швидкості обертання Землі і проєкції прискорення сили тяжіння на осі, пов'язані з ІВМ.

В роботі показано, що даний спосіб визначення початкової широти інваріантний до постійного нахилу ІВМ відносно площини горизонту, а також відхиленню ІВМ по азимуту.

Основними причинами виникнення похибки визначення широти місця, є похибки гіроскопів і акселерометрів. В дисертаційній роботі розроблена математична модель похибки визначення широти. Крім того, за еталонне значення широти приймалося геоцентричне значення широти, отримане від приймача GPS, яке відрізняється від геодезичного значення широти.

Для експериментального визначення широти використовувались ІВМ, що склалися з ортогонально розташованих трьох кільцевих лазерних гіроскопів і трьох акселерометрів, Крім того, також використовувались ІВМ з мікромеханічними гіроскопами і акселерометрами. Точність визначення широти з лазерними гіроскопами на порядок вища у порівнянні з мікромеханічними гіроскопами.

Для підвищення точності визначення широти було використано методи фільтрації шумових складових такі як Вейвлет перетворення та фільтр Калмана.

За рахунок фільтрації високочастотних складових шуму гіроскопів вдалося підвищити точність визначення широти майже в два рази.

В дисертаційній роботі досліджено вплив вібрації основи на визначення широти місця. В роботі показано, що вертикальна осьова вібрація основи практично не впливає на визначення широти. В загальному випадку просторова вібрація призводить до відхилення маятників акселерометрів від вертикалі, а вектору абсолютної кутової швидкості - від вектору кутової швидкості обертання Землі. Отже, просторова вібрація робить цей метод непрацездатним.

Далі в цьому розділі розглянуто визначення довготи на нерухомій основі. Для визначення начального значення довготи потрібне знання координат реперної точки, її азимута, виміряного з поточного положення і широти. Якщо азимут точки репера можна виміряти методами аналітичного або фізичного гірокомпасування, то широту - за допомогою описаного вище методу автономного визначення широти.

Третій розділ присвячено автономному визначенню довготи та широти на рухомій основі. Розглянуто метод автономного визначення довготи і широти на рухомій основі при якому використовується інформація про абсолютну кутову швидкість об'єкта. Під автономним розуміється метод, що не використовує астрономічні, супутникові навігаційні або радіонавігаційні системи. Отримані вирази дозволяють визначати широту і довготу об'єкта при його русі. При цьому, ці вирази не накладають обмежень на траєкторію руху. В порівнянні з традиційним алгоритмом БНС визначення широти обходиться без інтегрування показників акселерометрів, а визначення довготи потребує лише інтегрування показників гіроскопів.

Якщо для визначення широти місця досить мати сигнали гіроскопів ІВМ, кути повороту об'єкта і його кутові швидкості, то для визначення довготи необхідно знати початкове значення довготи.

Також в дисертаційній роботі отримана математична модель похибки автономного визначення широти і довготи. Похибка визначення широти

залежить від похибок гіроскопів, похибок визначення кутів орієнтації об'єкта і похибок кутових швидкостей орієнтації об'єкта. Похибка визначення довготи залежить від похибки визначення широти, а також від похибки визначення початкової довготи та похибки квантування.

Для перевірки методу автономного визначення широти і довготи використовувалися експериментальні дані польоту невеликого пілотованого літака. Порівняння результатів розрахункових значень широти і довготи з реальними даними експериментального польоту літака підтвердили працездатність методу автономного визначення широти і довготи. При цьому похибки визначення довготи на порядок менше похибок широти.

Четвертий розділ присвячено автономному визначенню курсу. Отримано повний вираз для похибки гірокомпасування для нерухомої основи. Похибка гірокомпасування залежить від похибок трьох гіроскопів, трьох акселерометрів і похибки введення широти місця. Також розглянуто автономне визначення курсу на рухомій основі. Отримана і доведена теорема про суму квадратів швидкостей зміни широти і довготи.

Використовуючи дану теорему отримано вираз для визначення курсу на рухомій основі. Отримана формула дозволяє визначити курс рухомого об'єкту, використовуючи інформацію про його швидкість, поточну широту, проекції кутової швидкості і елементи МНК.

Отримана повна модель похибки визначення курсу. Похибка визначення курсу залежить, від точності визначення широти, від похибок гіроскопів і від похибок введення швидкості і радіусу Землі.

П'ятий розділ дисертаційної роботи присвячено обчислювальним алгоритмам орієнтації. Обчислювальні алгоритми БІНС можна розділити на навігаційні алгоритми, які перетворюють вихідні сигнали акселерометрів в шукані координати місцезнаходження об'єкта та алгоритми орієнтації, які перетворюють вихідні сигнали гіроскопів в кути орієнтації рухомого об'єкта. При цьому для вирішення навігаційної задачі необхідно двічі інтегрувати прискорення, а

для вирішення завдань орієнтації - інтегрувати диференціальні кінематичні рівняння орієнтації, що зв'язують виміряну кутову швидкість об'єкту з параметрами орієнтації.

В основі синтезу обчислювальних алгоритмів орієнтації лежить диференціальне рівняння Борца, в якому, як правило, розглядають дві складові. Якщо в якості чутливих елементів БНС використовуються лазерні гіроскопи, то вихідними сигналами гіроскопів є квазікоординати - три квантованих сигнали по кожній осі. Для квазікоординат було запропоновано декілька розширених алгоритмів, отриманих з трьох складових у рівнянні Борца. Використання розширеного алгоритму не завжди призводить до підвищення точності у порівнянні з алгоритмами, що використовують спрощену форму. Так, наприклад, точність розширеного алгоритму орієнтації погіршується в області малих значень частотного параметра.

Також були отримані обчислювальні алгоритми для випадку, коли вихідними сигналами гіроскопів є кутові швидкості, а не квазікоординати.

Шостий розділ роботи присвячено калібруванню ІВМ. Зазвичай, калібрування ІВМ проводять методом тестових поворотів. При калібруванні акселерометрів в складі ІВМ, як правило, використовується оптична ділильна головка (ОДГ), яка дозволяє досить точно повертати об'єкт випробувань навколо горизонтальній осі обертання. Для калібрування блоку акселерометрів методом тестових поворотів необхідно проводити вимірювання вихідних сигналів, спочатку повертаючи блок навколо першої осі, а потім, переставляючи блок акселерометрів на ОДГ так, щоб поворот здійснювався навколо другої осі, і нарешті, повторюючи процедуру, щоб поворот здійснювався навколо третьої осі. Для практики така орієнтація блоку є окремим випадком. Насправді, поворот об'єкту відбувається на деякий кінцевий кут (поворот), який є результатом поворотів навколо двох або трьох ортогональних осей.

При калібрування гіроскопів в складі ІВМ, як правило, використовується поворотна установка. Стандартний метод калібрування блоку гіроскопів поля-

гає в послідовному обертанні об'єкта випробувань спочатку навколо першої осі, потім навколо другої і, нарешті, навколо третьої осі. Треба відзначити, що поперше, такий метод займає досить багато часу, а по-друге, в реальних умовах об'єкт може здійснювати обертання навколо осі кінцевого повороту.

Спочатку пропонується і розглядається просторовий спосіб калібрування блоку акселерометрів, при якому об'єкт обертається (повертається) навколо вектору кінцевого повороту.

Після проведення серії випробувань (вимірювань) при одночасному повороті блоку на різні кути навколо трьох осей з певним кроком повороту отримується матричне рівняння калібрування. Вирішуючи матричне рівняння методом найменших квадратів вдається отримати оцінки зсувів нуля, масштабних коефіцієнтів і коефіцієнтів перехресного зв'язку.

Також в роботі пропонується просторове калібрування блоку гіроскопів, при якому обертання блоку відбувається навколо декількох осей одночасно. Після проведення серії випробувань при обертанні з різними кутовими швидкостями і після усереднення вихідних сигналів отримаємо рівняння калібрування. Структура такого рівняння дуже схожа з рівнянням калібрування акселерометрів, але відмінність полягає в тому, що основна матриця рівняння калібрування гіроскопів складається з проекцій кутових швидкостей, а матриця рівняння калібрування акселерометрів - з проекцій уявного прискорення. Однак, якщо при калібруванні блоку акселерометрів ми задавали послідовність поворотів основи без будь-яких обмежень, то при завданні проекцій кутових швидкостей має бути забезпечено, щоб ранг основної матриці рівняння калібрування гіроскопів дорівнював її порядку або числу стовпців.

Ця умова може бути отримана, наприклад, при нелінійній залежності трьох останніх стовпців основної матриці рівняння калібрування гіроскопів.

Таким чином, отримана умова вирішення рівняння калібрування: щоб мало місце рішення рівняння калібрування, необхідно забезпечити рівність рангу основної матриці рівняння калібрування її порядку або числу стовпців.

Після того як забезпечена рівність рангу основної матриці рівняння калібрування її порядку можна вирішувати отримане матричне рівняння методом найменших квадратів.

Отже, даний метод калібрування блоку гіроскопів дозволяє визначити набір нульових сигналів гіроскопів, масштабні коефіцієнти та коефіцієнти перехресного зв'язку.

Сьомий розділ роботи присвячено скалярному методу контролю і діагностики ІВМ. Для цього використовується нормоване рівняння калібрування акселерометрів, в якому нормовані вихідні сигнали акселерометрів залежать від нормованих нульових сигналів акселерометрів, нормованих проекцій прискорення сили тяжіння, нормованих відносних похибок масштабних коефіцієнтів акселерометрів та різниці кутів невиваження акселерометрів.

На підставі основного рівняння методу скалярною калібрування побудовано алгоритм контролю або виявлення відмови всього блоку акселерометрів. Для цього на деякому кроці квантування можна сформулювати предикат для певного моменту часу. Якщо права частина предикату приймає значення «1», це означає працездатний стан блоку акселерометрів, значення «0» - його відмова.

Після розв'язання задачі контролю - виявлення відмови всього блоку акселерометрів необхідно діагностувати місце відмови і з'ясувати його причину. Для цього необхідно на підставі нормованого рівняння калібрування скласти і розв'язати систему рівнянь для різних положень блоку акселерометрів. В роботі побудована блок-схема алгоритму контролю і діагностики блоку акселерометрів ІВМ. Якщо перевірка алгоритму контролю встановлює факт відмови, або працездатності всього блоку акселерометрів, то перевірка алгоритму діагностики блоку акселерометрів дозволяє встановити який саме акселерометр відмовив і з'ясувати причину його відмови.

Аналогічна схема може бути побудована для блоку гіроскопів ІВМ. Відмінність її буде складатися в виразах відповідних предикатів.

Ключові слова: широта, довгота, курс, азимут, інерціально-вимірвальний модуль, інерціально-навігаційна система, гіроскопи, акселерометри, калібрування, алгоритм контролю та діагностики.

ANNOTATION

Avrutov V.V. Development of the theory of autonomous determination of navigation parameters of moving and stationary vehicles. – Qualification scientific work manuscript copyright.

Thesis for a degree of Doctor of technical sciences in the Faculty of Instrumentation Engineering by speciality 05.11.03 – Gyroscopes and Navigation Systems. – National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, 2020.

The dissertation is devoted to the solution of the scientific problem of creating the theory of new methods of autonomous determination of navigation parameters of moving and stationary vehicles with the use of sensitive elements of medium accuracy.

Today, the main technical means of navigation are satellite navigation systems (SNS). Common combinations of systems allow to obtain the error of position determination not worse than 3-4 cm. Unfortunately, SNS are not autonomous. In times of international crises and military conflicts, the SNS is prone to attacks by electronic countermeasures.

Therefore, the development of autonomous navigation and orientation systems has recently become of great importance. Such autonomous systems are primarily gimbaled inertial navigation systems (INS) and strapdown inertial navigation systems (SINS). The main principle of operation of INS and SINS is double integration of accelerometer output signals, as well as integration of gyroscope output signals into SINS. The presence of errors in accelerometers and gyroscopes leads to a growth in location errors over time.

The first way to increase the accuracy of SINS is to improve their sensitive elements. The second way to increase the accuracy of SINS is to adjust their readings on satellite, astronavigation and other systems. However, such integrated navigation systems are no longer autonomous.

It is important to create such autonomous inertial navigation systems that would not depend on the impressions of satellite and other navigation systems, would have sufficient accuracy and at the same time would have an affordable price. But alas, there is still no theory of such autonomous navigation systems, which would determine the location by different from standard algorithms for double integration of accelerometer readings. That is, there is a problem of creating new ways of autonomous determination of navigation parameters using sensitive elements of medium accuracy. Moreover, for fixed objects the autonomous determination of the initial coordinates or location is relevant, and for the moving ones - the autonomous determination of the location by different from the standard algorithms of double integration of the accelerometer readings. This necessitates the development of new scientifically sound methods and algorithms for autonomous determination of navigation parameters of moving and stationary objects, which would provide acceptable accuracy in determining the location in the conditions of external interference to radio navigation systems.

The first section is devoted to the information-analytical review of literature sources, reveals the state of the current scientific problem of autonomous determination of navigation parameters.

The main technical means that provide an autonomous solution to the navigation problem are INS and SINS. The main source of errors in INS and SINS are the errors of inertial sensors (gyroscopes and accelerometers), as well as the imperfection of the gravitational model used for calculations. The main errors of gyroscopes and accelerometers are the instability of the zero offset, which is measured in degree/hour for gyroscopes and in micro-g for accelerometers, and the

instability of the scale factors, which is measured in parts per million (ppm) of inertial parameters.

Double integration of accelerometer readings and one-time integration of gyroscope readings leads to the accumulation of errors. To correct SINS, they are integrated with satellite navigation systems, but such systems become non-autonomous. There is a problem of creating new ways to autonomously determine the navigation parameters of moving objects without double integration of accelerometer readings.

In the second section, it is proposed to use an inertial measurement unit (IMU) for autonomous latitude determination on a fixed basis. The computer must contain at least three accelerometers, three gyroscopes - angular velocity sensor, as well as service electronic circuits.

Based on the scalar product of two vectors, a formula for determining the latitude of the place is obtained. To calculate the latitude of the place, it is necessary to know the values of the projections of the angular velocity of the Earth and the projection of the acceleration of gravity on the axis associated with the IMU.

The paper shows that this method of determining the initial latitude is invariant to the constant inclination of the IMU relative to the horizon plane, as well as the deviation of the IMU in azimuth.

The main causes of errors in determining the latitude of the place are the errors of gyroscopes and accelerometers. In the dissertation work the mathematical model of an error of definition of latitude is developed. In addition, the reference value of latitude was taken to be the geocentric value of latitude obtained from the GPS receiver, which differs from the geodetic value of latitude.

For experimental determination of latitude, computers consisting of orthogonally arranged three ring laser gyroscopes and three accelerometers were used. In addition, computers with micromechanical gyroscopes and accelerometers were also used. The accuracy of latitude determination with laser gyroscopes is an order of magnitude higher in comparison with micromechanical gyroscopes.

Noise filtering methods such as the Wavelet transform and the Kalman filter were used to increase the accuracy of the latitude determination. Due to the filtering of high-frequency components of the noise of gyroscopes it was possible to increase the accuracy of determining the latitude almost twice.

In the dissertation work the influence of the vibration of the base on the determination of the latitude of the place is investigated. The paper shows that the vertical axial vibration of the base has almost no effect on the determination of latitude. In the general case, the spatial vibration leads to the deviation of the pendulums of the accelerometers from the vertical, and the vector of absolute angular velocity - from the vector of the angular velocity of rotation of the Earth. Therefore, the spatial vibration makes this method inoperable.

Further in this section the definition of longitude on a fixed basis is considered. To determine the initial value of longitude requires knowledge of the coordinates of the reference point, its azimuth, measured from the current position and latitude. If the azimuth of the reference point can be measured by methods of analytical or physical gyrocompassing, the latitude - using the above method of autonomous latitude determination.

The third section is devoted to the autonomous determination of longitude and latitude on a mobile basis. The method of autonomous determination of longitude and latitude on a mobile basis, which uses information about the absolute angular velocity of the object, is considered. Autonomous means a method that does not use astronomical, satellite navigation or radio navigation systems. The resulting expressions allow you to determine the latitude and longitude of the object as it moves. However, these expressions do not impose restrictions on the trajectory. Compared to the traditional SINS algorithm, the determination of latitude is without the integration of accelerometers, and the determination of longitude requires only the integration of gyroscopes.

If it is enough to have the signals of IMU gyroscopes, the angles of rotation of the object and its angular velocities to determine the latitude of the place, then to determine the longitude it is necessary to know the initial value of longitude.

Also in the dissertation work the mathematical model of an error of autonomous definition of latitude and longitude is received. The error in determining the latitude depends on the errors of the gyroscopes, the errors in determining the angles of orientation of the object and the errors in the angular velocities of the orientation of the object. The error in determining the longitude depends on the error in determining the latitude, as well as in the error in determining the initial longitude and the quantization error.

To test the method of autonomous determination of latitude and longitude, experimental flight data of a small manned aircraft were used. Comparison of the results of the calculated values of latitude and longitude with the real data of the experimental flight of the aircraft confirmed the efficiency of the method of autonomous determination of latitude and longitude. In this case, the errors in determining longitude are an order of magnitude less than the errors of latitude.

The fourth section is devoted to the autonomous determination of the course. The full expression for the gyrocompassing error for the fixed base is obtained. The error of gyrocompassing depends on the errors of three gyroscopes, three accelerometers and the error of entering the latitude of the place. Autonomous determination of the course on a rolling basis is also considered. The theorem on the sum of squares of velocities of change of latitude and longitude is received and proved.

Using this theorem, we obtain an expression for determining the course on a moving basis. The resulting formula allows you to determine the course of a moving object using information about its speed, current latitude, angular velocity projections and elements of the DCM.

A complete model of the course determination error is obtained. The error in determining the course depends on the accuracy of determining the latitude, the errors of the gyroscopes and the errors of entering the speed and radius of the Earth.

The fifth section of the dissertation is devoted to computational orientation algorithms. SINS computational algorithms can be divided into navigation algorithms that convert the output signals of accelerometers into the desired coordinates of the location of the object and orientation algorithms that convert the output signals of gyroscopes into the orientation angles of a moving object. In this case, to solve the navigation problem it is necessary to integrate the acceleration twice, and to solve the orientation problems - to integrate the differential kinematic equations of orientation, which link the measured angular velocity of the object with the orientation parameters.

The synthesis of computational orientation algorithms is based on the Bortz differential equation, in which, as a rule, two components are considered. If laser gyroscopes are used as sensitive elements of SINS, then the output signals of gyroscopes are quasi-coordinates - three quantized signals on each axis. For quasi-coordinates, several extended algorithms derived from three components in the Wrestler equation have been proposed. The use of an extended algorithm does not always lead to an increase in accuracy compared to algorithms that use a simplified form. For example, the accuracy of the extended orientation algorithm deteriorates in the region of small values of the frequency parameter.

Computational algorithms have also been obtained for the case where the output signals of the gyroscopes are angular velocities rather than quasi-coordinates.

The sixth section is devoted to IMU calibration. Typically, IMU calibration is performed by test rotations. When calibrating accelerometers in the IMU, as a rule, uses an optical dividing head, which allows you to accurately rotate the test object around the horizontal axis of rotation. To calibrate the accelerometer unit by test rotations, it is necessary to measure the output signals, first rotating the unit around the first axis, then rearranging the accelerometer unit on the optical dividing head so

that the rotation is around the second axis, and finally repeating the procedure so that the rotation is around the third axis. For practice, this orientation of the block is a special case. In fact, the rotation of an object occurs at some finite angle (rotation), which is the result of rotations around two or three orthogonal axes.

When calibrating gyroscopes in the IMU, as a rule, a rotary installation is used. The standard method of calibrating a gyroscope unit is to sequentially rotate the test object first around the first axis, then around the second, and finally around the third axis. It should be noted that, firstly, this method takes a long time, and secondly, in real conditions, the object can rotate around the axis of final rotation.

First, a spatial method of calibrating the accelerometer unit is proposed and considered, in which the object rotates around the final rotation vector.

After a series of tests (measurements) with simultaneous rotation of the unit at different angles around the three axes with a certain rotation step, a matrix calibration equation is obtained. Solving the matrix equation by the method of least squares, it is possible to obtain estimates of zero offsets, scale factors and cross-link coefficients.

The paper also proposes a spatial calibration of the gyroscope unit, in which the unit rotates around several axes simultaneously. After a series of tests when rotating at different angular velocities and after averaging the output signals, we obtain the calibration equation. The structure of this equation is very similar to the calibration equation of accelerometers, but the difference is that the basic matrix of the calibration equation of gyroscopes consists of projections of angular velocities, and the matrix of the calibration equation of accelerometers - of projections of imaginary acceleration. However, if when calibrating the accelerometer unit we set the sequence of rotations of the base without any restrictions, then when specifying the angular velocity projections, it must be ensured that the rank of the main matrix of the gyroscope calibration equation is equal to its order or number of columns.

This condition can be obtained, for example, by the nonlinear dependence of the last three columns of the main matrix of the calibration equation of gyroscopes.

Thus, the condition for solving the calibration equation is obtained: in order to solve the calibration equation, it is necessary to ensure the equality of the rank of the main matrix of the calibration equation of its order or number of columns.

Once the equality of the rank of the main matrix of the calibration equation of its order is ensured, the obtained matrix equation can be solved by the method of least squares.

Therefore, this method of calibrating the gyroscope unit allows you to determine the set of zero signals of the gyroscopes, scale factors and cross-linking factors.

The seventh section of the work is devoted to the scalar method of control and diagnosis of IMU. For this purpose, a normalized equation of calibration of accelerometers is used, in which the normalized output signals of accelerometers depend on normalized zero signals of accelerometers, normalized projections of acceleration of gravity, normalized relative errors of scale coefficients of accelerometers and difference of angles of non-exposure of accelerometers.

Based on the basic equation of the scalar calibration method, an algorithm for monitoring or detecting the failure of the entire block of accelerometers is built. To do this, at some quantization step, you can form a predicate for a certain point in time. If the right part of the predicate takes the value "1", it means the working state of the accelerometer unit, the value "0" - its failure.

After solving the control task - detecting the failure of the entire unit of accelerometers, it is necessary to diagnose the place of failure and find out its cause. To do this, you need to make and solve a system of equations for different positions of the accelerometer block on the basis of the normalized calibration equation.

The block diagram of the algorithm of control and diagnostics of the block of IMU accelerometers is constructed in the work. If the check of the control algorithm establishes the fact of failure, or serviceability of all block of accelerometers, check of algorithm of diagnostics of the block of accelerometers allows to establish what accelerometer refused and to find out the reason of its failure.

A similar scheme can be constructed for a block of IMU gyroscopes. Its difference will be in the expressions of the corresponding predicates.

Keywords: *latitude, longitude, heading, azimuth, inertial measurement unit, inertial navigation system, gyroscopes, accelerometers, calibration, control and diagnostic algorithm.*

Список публікацій здобувача

1. Avrutov V. On Scalar Calibration of an Inertial Instrument Cluster//*Innovation and Technologies News*, 2011, No. 2(11), pp.22-30. (Видання індексується в наукометричній базі Google Scholar). <http://www.innovationsline.com./pdf/2011.Nr.2.pdf>

2. V. Avrutov. Scalar Method of Fault Diagnosis of Inertial Measurement Unit// *Advances in Aerospace Engineering* /Hindawi Publishing Corporation. – 2015. – Volume 2015, Article ID 264564, 10 pages. (Видання індексується в наукометричних базах Ei Compendex, DOAJ, Google Scholar). DOI: 10.1155/2015/264564

3. Avrutov V. Scalar Diagnostics of the Inertial Measurement Unit/ *I.J. Intelligent Systems and Applications*, 2015, vol.11, pp.1-9. (Видання індексується в наукометричних базах Google Scholar, Microsoft Academic Search, CrossRef, Baidu Wenku, IndexCopernicus, IET Inspec, EBSCO, JournalSeek, ULRICH's Periodicals Directory, WordCat, Scirus, Academic Journals Database, Stanford University Libraries, etc.). DOI:10.5815/ijisa.2015.11.01

4. V.V. Avrutov, A.N. Sapegin, Z.S. Stefanishin, V.V. Tsisarzh. Calibration of an Inertial Measurement Unit // *International Applied Mechanics*, Vol.53, No.2, March, 2017. – pp. 228-236. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1007/s10778-017-0808-4

Здобувачем виконано порівняльний аналіз різних методів калібрування інерціально-вимірювальних модулів та запропонована ідея просторового калібрування.

5. Avrutov V. Spatial Calibration for the Inertial Measurement Unit // *International Journal of Sensors, Wireless Communications and Control*, 2017, vol.7, No.1, pp. 1-11. **(Входить до SCOPUS)**. DOI:10.2174/2210327907666170307121825

6. V.V. Avrutov. Autonomous Determination of Initial Latitude with an Inertial Measuring Unit // *International Applied Mechanics*, Vol.54, No.5, September, 2018. – pp. 594-599. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1007/s10778-018-0913-z

7. Аврутов В.В. Особенности гироскопа, построенного на ДНГ - измерителе угловой скорости / В.В. Аврутов, А.В. Збруцкий, О.И. Нестеренко // *Механика гироскопических систем*. – 1994. – вып.13. – с. 85-88. (Видання індексується в наукометричній базі Index Copernicus).

Здобувачем запропоновано розглянути такі особливості гіроскопа, як вплив постійної часу та похибки від динамічного налаштування гіроскопу.

8. Аврутов В.В. Математическая модель малогабаритного корректируемого гироскопа с динамически настраиваемым гироскопом / В.В. Аврутов, О.И. Нестеренко // *Вісник НТУУ «КПІ»*. Серія приладобудування. – 1995. – Вип. 24. – С. 24-33. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

Здобувачем розроблена математична модель гіроскопа, побудованого на гіроскопі, що динамічно налаштовується.

9. Аврутов В.В. Испробування та калібрування мікромеханічних акселерометрів / В.В. Аврутов, П.М. Бондар, В.В. Мелешко // *Вісник НТУУ «КПІ»*. Серія приладобудування. – 2008. – Вип. 36. – С. 12-19. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

Здобувачем детально розглянуто такий метод випробування та калібрування мікромеханічних акселерометрів, як метод тестових поворотів.

10. Аврутов В.В. О скалярной калибровке блока гироскопов и акселерометров//*Вісник Національного технічного університету України "Київський політехнічний інститут"*. Серія: Приладобудування. – 2010. – № 40, С. 10–17. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

11. Аврутов В.В. Влияние акустического шума на переходную характеристику акселерометра / В.В. Аврутов, Д.В. Аврутова, П.М. Бондарь, Ю.Ф. Лазарев // *Вісник НТУУ «КПІ»*. Серія приладобудування. – 2012. – Вип. 43. – С. 175-180. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

Здобувачем проведено математичне моделювання впливу акустичного шуму на вихідний сигнал акселерометрів.

12. Аврутов В.В. Влияние погрешности поворота стенда на точность калибровки блока гироскопов и акселерометров / В.В. Аврутов, Т.Ю. Мазепа // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2012. – Вип. 43. – С. 5-10. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

Здобувачем запропоновано розглянути вплив похибки повороту випробувального стенду на точність калібрування блоку гіроскопів та акселерометрів.

13. Аврутов В.В. Исследование инерциального измерительного модуля с USB-портом / В.В. Аврутов, С.В. Царенко // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2012. – Вип. 44. – С. 24-28. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

Здобувачем обґрунтована необхідність використання USB-порта для з'єднання інерціально-вимірювального модуля з комп'ютером.

14. Аврутов В.В. Определение угловой скорости поворота объекта с помощью электрического контура// Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2014. – Вип. 47 (1). – С. 28-32. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

15. Аврутов В.В. Скалярный метод контроля и диагностики инерциально-измерительного модуля / В.В. Аврутов, С.В. Головач // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2014. – Вип. 48 (2). – С. 14-20. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

Здобувачем запропоновано використання скалярного методу калібрування для контролю та діагностування інерціально-вимірювальних модулів.

16. Аврутов В.В. Виставка інерціальної навігаційної системи з використанням ПД-регулятора/ В.В. Аврутов, З.С. Стефанишин// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2015, №5. – с. 89-96. (Видання індексується в наукометричних базах DOAJ, EBSCO, WorldCat, J-Gate, Google Scholar, OpenAIRE, Ulrich's periods Directory, BASE, Miar, WCOSJ).

Здобувачем запропоновано використання ПІД-регулятора для виставлення інерціальної навігаційної системи.

17. Аврутов В.В. Метод калібрування і корекції вихідних сигналів тривісного акселерометра/ В.В. Аврутов, С.В. Головач, О.М. Сапегін, М.Ю. Хутко// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2016, №1. – с. 92-98. (Видання індексується в наукометричних базах DOAJ, EBSCO, WorldCat, J-Gate, Google Scholar, OpenAIRE, Ulrich's periods Directory, BASE, Miar, WCOSJ).

Здобувачем обґрунтовано новий метод калібрування тривісного акселерометра, при якому використовується математичний апарат кватерніонів.

18. Аврутов В.В. Начальная выставка курсовертикали/ В.В. Аврутов, Д.В. Бугаев, В.В. Мелешко// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018, №1. (117) – с. 38-44. (Видання індексується в наукометричних базах DOAJ, EBSCO, WorldCat, J-Gate, Google Scholar, OpenAIRE, Ulrich's periods Directory, BASE, Miar, WCOSJ).

Здобувачем отримано повний вираз похибки визначення курсу під час початкового виставлення курсовертикалі.

19. Аврутов В.В. Обеспечение требуемого теплового режима интегрированной бесплатформенной инерциальной навигационной системы/ В.В. Аврутов, С.А. Давыденко, Е.В. Матвиенко, В. Л. Тихонов // Вісник Інженерної Академії України. – 2019, №1. – с. 99-106. (Видання індексується в наукометричній базі Google Scholar).

Здобувачем виконано порівняльний аналіз різних методів забезпечення теплового режиму інерціально-вимірювальних модулів.

20. Мироненко П.С. Комплекс спеціалізованого стендового обладнання для контролю характеристик низькочастотних акселерометрів / П.С. Мироненко, О.М. Павловський, В.В. Аврутов // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2019. – Вип. 57 (1). – С. 14-19. (Видання індексується в наукометричних базах Index Copernicus, РІНЦ eLIBRARY.ru, Google Scholar, BASE, WorldCat, OpenAIRE).

Здобувачем запропоновано схематичний варіант комплексу стендового обладнання для контролю характеристик низькочастотних акселерометрів.

21. Аврутов В.В. Температурне калібрування мікромеханічних гіроскопів з застосуванням штучних нейронних мереж/ В.В. Аврутов, Д.В. Бугайов, В.М.

Шелевер // Вісник Інженерної Академії України. – 2019, № 3. – с. 134-144. (Видання індексується в наукометричній базі Google Scholar).

Здобувачем зроблений порівняльний аналіз різних методів температурного калібрування інерціально-вимірювальних модулів та запропоновано застосування для цього штучних нейронних мереж.

22. Аврутов В.В. Визначення початкових значень координат місцезнаходження інерціальними методами // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2019, № 20. – с. 40-47. (Видання індексується в наукометричній базі Index Copernicus).

23. Патент України на корисну модель № 123355, МПК G01C 19/00. Спосіб визначення широти місця; заявник та власник Аврутов В.В.; заявл. 31.08.2017 u2017 08762; опубл. 26.02.2018, бюл. №4.

24. Патент України на корисну модель № 140969, МПК G01C 19/00. Спосіб автономного визначення широти і довготи рухомого об'єкта; заявник та власник Аврутов В.В.; заявл. 23.10.2019 u2019 10549; опубл. 10.03.2020, бюл. №5.

25. Vadym Avrutov, Sergiy Golovach, Tetiana Mazepa. On scalar calibration of an inertial measurement unit / Proceedings of the 19th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, State Research Center of the Russian Federation – Concern Central Scientific and Research Institute Elektropribor JSC, 28 - 30 May, 2012. – pp. 117-121. **(Входить до SCOPUS)**.

Здобувачем запропоновано модифікацію скалярного методу калібрування інерціально-вимірювальних модулів при якій відомими є вихідні сигнали, а шуканими є параметри ІВМ.

26. Vadym Avrutov, Igor Shturma. Inertial Measurement Unit with USB-port / Proceedings of the 19th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, State Research Center of the Russian Federation – Concern Central Scientific and Research Institute Elektropribor JSC, 28 - 30 May, 2012. – pp. 194-195. **(Входить до SCOPUS)**.

Здобувачем запропонована ідея використання USB-порту для з'єднання інерціально-вимірювального модуля з випробувальним обладнанням.

27. Avrutov V. Wire-Electric Gyroscope // Proceedings of the ASME 2013 International Mechanical Engineering Congress & Exposition. November 15-21, 2013 -

San-Diego, CA – paper No. IMECE2013-63287. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1115/IMECE2013-63287

28. V.V. Avrutov, P.M. Aksonenko, P. Henaff, L. Ciarletta. 3D-Calibration of the IMU/ Proceedings of the 2017 IEEE 37th International Conference on Electronics and Nanotechnology (ELNANO). – pp. 374-379. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/ELNANO.2017.7939782

Здобувачем запропонована ідея просторового калібрування інерціально-вимірювального модуля, для чого треба повертати його навколо осі кінцевого повороту.

29. V.V. Avrutov, P.M. Aksonenko, N.I. Bouraou, P. Henaff, L. Ciarletta. Expanded Calibration of the MEMS Inertial Sensors / Proceedings of the 2017 IEEE First Ukraine Conference on Electrical and Computer Engineering (UKRCON). – pp. 675-679. **(Входить до SCOPUS)**. DOI:10.1109/UKRCON.2017.8100328

Здобувачем розроблений метод розширеного калібрування інерціально-вимірювального модуля. Для розв'язання рівняння калібрування блоку гіроскопів, необхідно забезпечити рівність рангу основної матриці порядку базової матриці.

30. V.V. Avrutov, O.I. Nesterenko. 3D-Calibration of an Inertial Measurement Unit / Proceedings of the 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, State Research Center of the Russian Federation – Concern Central Scientific and Research Institute Elektropribor JSC, 29 - 31 May, 2017. – pp. 318-323. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/ELNANO.2017.7939782

Здобувачем теоретично обґрунтована ідея просторового калібрування інерціально-вимірювального модуля.

31. V.V. Avrutov, N.I. Bouraou, S.L. Lakoza, O.M. Pavlovskiy, P. Henaff, L. Ciarletta, P.M. Aksonenko. NEMS Gyroscope / Proceedings of the 2017 IEEE International Conference on Engineering, Technology and Innovation (ICE/ITMC). – pp. 409-413. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/ICE.2017.8279912

Здобувачем запропонована принципова ідея та схематичне рішення побудови нано-гіроскопа.

32. V.V. Avrutov, M.D. Geraimchuk, Xing Xiangming. 3D-Calibration for IMU of the Strapdown Inertial Navigation Systems / Proceedings of the MATEC Web of

Conferences **114**, 01013 (2017). – pp.1-7. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1051/mateconf/20171140101 *2МАЕ 2017*

Здобувачем запропоновано використання алгебри кватерніонів для просторового калібрування інерціально-вимірювального модуля безплатформової інерціально-навігаційної системи.

33. Avrutov V.V., Buhaiov D.V., Meleshko V.V. “Gyrocompassing Mode of the Attitude and Heading Reference System”. Proceedings of the IEEE/APUAVD-2017, October 17-19, 2017, Kiev, Ukraine, pp.134-138. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308793

Здобувачем отримано повний вираз похибки режиму гірокомпасування безплатформової курсовертикалі.

34. Aksonenko P.M., Avrutov V.V., Lazarev Yu.F., Henaff P., Ciarletta L. “Overclocking Algorithms for SINS”. Proceedings of the IEEE/APUAVD-2017, October 17-19, 2017, Kiev, Ukraine, pp.125-129. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308791

Здобувачем виконано інформаційно-аналітичний огляд проблеми обчислювальних методів БІНС.

35. Xing Xiangming, Avrutov V.V., Meleshko V.V. “Gyrocompassing Mode of the Strapdown Inertial Navigation System”. Proceedings of the IEEE/ITNEC-2017, December 15-17, Chengdu, China, pp. 363-368. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/ITNEC.2017.8284753

Здобувачем детально розглянуто режим гірокомпасування та визначено повний вираз похибки цього режиму безплатформової інерціально-навігаційної системи.

36. V.V. Avrutov, S.V. Golovach, V.V. Tsisarzh. Strapdown Gyro Latitude Finder/ Proceedings of the 2018 IEEE 38th International Conference on Electronics and Nanotechnology (ELNANO). – pp. 511-514. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/ELNANO.2018.8477485

Здобувачем теоретично обґрунтована ідея нового методу визначення широти місця для нерухомої основи.

37. V.V. Avrutov. Gyro North and Latitude Finder / Proceedings of the 25th Anniversary Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Sys-

tems, 28 - 30 May, 2018. – pp. 384-387. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.23919/ICINS.2018.8405912

38. Aksonenko P.M., Avrutov V.V., Lazarev Y.F., Henaff P., Ciarletta L. (2019) Expanded Algorithm for Inertial Navigation. In: Arai K., Kapoor S., Bhatia R. (eds) Intelligent Computing. SAI 2018. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol 857. Springer, Cham (Proceedings of the *Computing Conference 2018 10-12 July 2018* | London, UK. **(Входить до SCOPUS)**).

Здобувачем запропоновано використання розширеної формули Борца для вирішення проблеми підвищення точності обчислювальних методів БІНС.

39. V. Avrutov, S. Davydenko, V.Tsisarzh. Strapdown Inertial North and Latitude Finder. Proceedings of the DGON Inertial Sensors and Systems (ISS), September 11-12, 2018 Braunschweig, Germany. – pp. P04-P05. (IEEE Catalog Number: CFP1857W-ART, ISBN: 978-1-5386-6083-6). **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/InertialSensors.2018.8577145

Здобувачем теоретично доведено, що постійні нахили основи не впливають на метод визначення широти, що базується на безплатформовій інерціальній технології.

40. Avrutov V.V., Meleshko V.V., Davydenko S.O. “Latitude Determination on the Strapdown Inertial Technology”. Proceedings of the IEEE/MSNMC-2018, October 16-18, 2018, Kiev, Ukraine, pp.20-23. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/MSNMC.2018.8576261

Здобувачем розроблена математична модель похибки визначення широти місця, яка залежить від похибок акселерометрів та гіроскопів.

41. Avrutov V.V., Lazarev Y.F. “Autonomous Determination of Initial Position Data”/ Proceedings of the 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 27 - 29 May, 2019. – pp. 311-313. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.23919/ICINS.2019.8769393

Здобувачем теоретично обґрунтована ідея автономного визначення крім широти місця, ще й довготи для нерухомого об'єкту.

42. Avrutov V.V., Ryzhkov L.M. “About One Method of Autonomous Determination of the Navigation Parameters”. Proceedings of the IEEE/ APUAVD -2019, October 22-24, 2019, Kiev, Ukraine, pp.214-217. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/APUAVD47061.2019.8943835

Здобувачем запропонована ідея автономного визначення широти і довготи місця, для рухомого об'єкта.

43. Buhaiov D.V., Shelever V.M., Avrutov V.V. “Artificial Neural Networks Application to MMG Temperature Calibration”. Proceedings of the IEEE/ APUAVD -2019, October 22-24, 2019, Kiev, Ukraine, pp.44-47. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/APUAVD47061.2019.8943908

Здобувачем порівняно різні методи температурного калібрування інерціально-вимірювальних модулів та запропоновано застосування для цього штучних нейронних мереж.

44. V.V. Avrutov, L.M. Ryzhkov, O.A. Sushchenko “Autonomous Determination of Vehicle Longitude”. Proceedings of the 2020 IEEE 15th International Conference on Advanced Trends in Radioelectronics, Telecommunications and Computer Engineering (TCSET) - 25-29 Feb. 2020, Lviv-Slavske, Ukraine, pp. 123-126. **(Входить до SCOPUS)**. DOI: 10.1109/TCSET49122.2020.235406

Здобувачем розроблена математична модель похибки визначення довготи місця, яка залежить від похибок визначення широти та азимуту.

45. Аврутов В.В., Головач С.В., Косяк М.Р. Скалярний метод контролю і діагностики БІНС. – Збірник тез доповідей XIII Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 23-24 квітня 2014, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2014, с.21-22.

Здобувачем обґрунтована ідея використання скалярного методу калібрування для контролю та діагностування БІНС.

46. Аврутов В.В., Стефанишин З.С., Хутко М.Ю. Калібрування блоку акселерометрів і гіроскопів. – Збірник тез доповідей XV Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 17-18 травня 2016, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2016, с.30-31.

Здобувачем теоретично обґрунтована ідея просторового калібрування блоку акселерометрів і гіроскопів.

47. Аврутов В.В., Лазарев Ю.Ф., Цисарж В.В. Сравнение точности алгоритмов бесплатформенных инерциальных систем ориентации. – Тези доповідей 2-ї Української науково-технічної конференції «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи». 6-7 грудня 2016. – КП СП «Арсенал», 2016, с.86-88.

Здобувач запропонував порівняти похибки розширеного та звичайного обчислювальних алгоритмів безплатформових інерціальних систем орієнтації.

48. Аврутов В.В., Шелевер В.М Алгоритм компенсації температурних дрейфів мікромеханічних гіроскопів штучною нейронною мережею. – Збірник наукових праць третьої Української науково-технічної конференції «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи». 4-5 грудня 2018. – КП СП «Арсенал», 2018, с.82-84.

Здобувачем запропоновано для компенсації температурних дрейфів мікромеханічних гіроскопів використовувати штучні нейронні мережі.

49. Аврутов В.В., Бугайов Д.В., Шелевер В.М. Підвищення точності мікромеханічних гіроскопів штучною нейронною мережею. – Збірник тез доповідей XVIII Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 15-16 травня 2019, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2019, с.23-24.

Здобувач запропонував для підвищення точності мікромеханічних гіроскопів під час температурного калібрування використовувати штучні нейронні мережі.

ЗМІСТ

| | |
|--|-----|
| ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, ОДИНИЦЬ ВИМІРЮВАННЯ, УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ..... | 31 |
| ВСТУП..... | 34 |
| РОЗДІЛ 1. ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СТАНУ РОЗВИТКУ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ..... | 45 |
| 1.1. Магнітні компаси..... | 47 |
| 1.2. Гірокомпаси та гірогоризонткомпаси..... | 52 |
| 1.2.1. Морські гірокомпаси..... | 52 |
| 1.2.2. Гірогоризонткомпаси..... | 60 |
| 1.2.3. Наземні гірокомпаси..... | 63 |
| 1.3. Інерціально-навігаційні системи..... | 67 |
| 1.3.1. Вибір чутливих елементів БІНС..... | 69 |
| 1.3.2. Калібрування БІНС..... | 74 |
| 1.3.3. Виставлення БІНС | 76 |
| Висновки до розділу 1..... | 80 |
| РОЗДІЛ 2. АВТОНОМНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ШИРОТИ ТА ДОВГОТИ НЕРУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ..... | 81 |
| 2.1. Автономне визначення широти нерухомих об'єктів | 82 |
| 2.1.1. Визначення широти при постійних нахилах ІВМ..... | 84 |
| 2.1.2. Експериментальне визначення широти..... | 88 |
| 2.1.3. Застосування Вейвлет-перетворення для фільтрації шуму | 93 |
| 2.1.4. Використання усередненого фільтра Калмана | 100 |
| 2.1.5. Розробка моделі похибки визначення широти | 105 |
| 2.1.6. Визначення широти при вібрації основи | 107 |
| 2.2. Визначення довготи нерухомих об'єктів | 113 |
| 2.2.1. Визначення довготи і широти місця методом числення шляху..... | 113 |

| | |
|---|-----|
| 2.2.2. Визначення довготи місця нерухомих об'єктів | 114 |
| Висновки до розділу 2..... | 118 |
| РОЗДІЛ 3. АВТОНОМНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ДОВГОТИ ТА ШИРОТИ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ..... | 121 |
| 3.1. Розробка методу визначення широти і довготи рухомих об'єктів | 123 |
| 3.2. Математична модель похибки автономного визначення широти і довготи..... | 129 |
| 3.2.1. Модель похибки автономного визначення широти..... | 129 |
| 3.2.2. Модель похибки автономного визначення довготи..... | 136 |
| 3.3. Дослідження чутливості методу до помилок гіроскопів в різних умовах руху основи..... | 138 |
| 3.4. Експериментальні дослідження методу автономного визначення широти і довготи..... | 145 |
| Висновки до розділу 3..... | 152 |
| РОЗДІЛ 4. АВТОНОМНЕ ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ І ШВИДКОСТІ РУХУ..... | 154 |
| 4.1. Автономне визначення курсу на нерухомій основі..... | 154 |
| 4.2. Розробка моделі похибки автономного визначення курсу на нерухомій основі..... | 158 |
| 4.3. Автономне визначення курсу на рухомій основі..... | 167 |
| 4.4. Розробка моделі похибки автономного визначення курсу на рухомій основі..... | 172 |
| 4.5. Автономне визначення швидкості руху..... | 173 |
| Висновки до розділу 4..... | 177 |
| РОЗДІЛ 5. ВДОСКОНАЛЕННЯ ОБЧИСЛЮВАЛЬНИХ АЛГОРИТМІВ..... | 179 |
| 5.1. Обчислювальні алгоритми орієнтації в квазікоординатах | 181 |

| | |
|--|-----|
| 5.2. Обчислювальні алгоритми для кутових швидкостей..... | 192 |
| Висновки до розділу 5..... | 203 |
| РОЗДІЛ 6. КАЛІБРУВАННЯ ІНЕРЦІАЛЬНО- ВИМІРЮВАЛЬНОГО МОДУЛЯ..... | 205 |
| 6.1. Просторове калібрування ІВМ..... | 207 |
| 6.1.1. Просторове калібрування блоку осьових акселерометрів | 207 |
| 6.1.2. Калібрування блоку гіроскопів..... | 213 |
| 6.2. Температурне калібрування мікромеханічних гіроскопів з застосуванням штучних нейронних мереж..... | 215 |
| Висновки до розділу 6..... | 234 |
| РОЗДІЛ 7. СКАЛЯРНИЙ МЕТОД КОНТРОЛЮ ТА ДІАГНОСТУ- ВАННЯ ІНЕРЦІАЛЬНО-ВИМІРЮВАЛЬНОГО МОДУЛЯ..... | 236 |
| Висновки до розділу 7..... | 248 |
| ВИСНОВКИ..... | 249 |
| СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ..... | 254 |
| ДОДАТОК А. ДОКУМЕНТИ, ЩО ПІДТВЕРДЖУЮТЬ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ | 281 |
| ДОДАТОК Б. СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ ТА ВІДОМОСТІ ПРО АПРОБАЦІЮ РЕЗУЛЬТАТІВ ДОСЛІ- ДЖЕННЯ..... | 286 |
| ДОДАТОК В..... | 294 |
| ДОДАТОК Г..... | 295 |
| ДОДАТОК Д..... | 296 |
| ДОДАТОК Є..... | 297 |
| ДОДАТОК Ж..... | 301 |
| ДОДАТОК З..... | 305 |
| ДОДАТОК І..... | 308 |
| ДОДАТОК К..... | 309 |

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ, ОДИНИЦЬ ВИМІРЮВАННЯ, УМОВНИХ ПО- ЗНАЧЕНЬ

AHRS – Attitude and Heading Reference System;

AKF – Alignment Kalman Filter;

BITE – Built In Test Equipment;

GNSS – Global Navigation Satellite System;

GPS – Global Position System;

MATLAB – програмне середовище;

MEMS – Micro Electro Mechanical System;

NASA – національне космічне агентство США;

ppm – part per million;

RBF – radial basis function;

USB – Universal Serial Bus;

АЦП – аналого-цифровий перетворювач;

БІНС – безплатформні інерціальні навігаційні системи;

БПЛА – безпілотний літальний апарат;

ВВК – випадковий відхід за кутом;

ВОГ – волоконний оптичний гіроскоп;

ВП – вейвлет-перетворення;

ВТГ – хвильовий твердотільний гіроскоп;

ГГК – гірогоризонткомпас;

ГК – гірокомпас;

ГШК – гірошироткомпас;

ДКШ – датчик кутової швидкості;

ДНГ – динамічно налаштований гіроскоп;

ЗПП – зворотне поширення помилки;

ІВМ – інерціальний вимірювальний модуль;

ІНС – інерціальні навігаційні системи;

КЛГ – кільцевий лазерний гіроскоп;

МК – магнітний компас;
 ММА – мікромеханічний акселерометр;
 ММГ - мікромеханічний гіроскоп;
 МНК – матриця напрямних косинусів;
 МПЗ – магнітне поле Землі;
 ОДГ – оптична ділильна головка;
 РБФ - радіальні базисні функції;
 СНС – супутникові навігаційні системи;
 СКВ – середньо-квадратичне відхилення;
 ЧЕ – чутливий елемент;
 ШНМ - штучна нейронна мережа;
 $^{\circ}/\Gamma$ – градус за годину;
 $^{\circ}/\sqrt{\Gamma}$ – градус на корінь квадратний з години;
 $^{\circ}/\sqrt{\Gamma}\text{ц}$ - щільність шуму;
 $^{\circ}\text{C}$ – градус Цельсія;
 км/Г – кілометр за годину;
 м/с – метр за секунду;
 м/с² – метр за секунду в квадраті;

| | |
|-------------------------------------|---|
| \vec{g} | вектор прискорення сили тяжіння |
| g_x, g_y, g_z | проекції прискорення сили тяжіння на вісі $Oxyz$ |
| $g=9,81$ м/с ² | модуль прискорення сили тяжіння |
| $\vec{\Omega}$ | вектор кутової швидкості обертання Землі |
| $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ | проекції кутової швидкості обертання Землі на вісі $Oxyz$ |
| $\Omega=15,04$ $^{\circ}/\Gamma$ | модуль кутової швидкості обертання Землі |
| R | радіус Землі |
| v | швидкість |
| H | курс |

| | |
|--|---|
| A | азимут |
| \vec{T} | вектор напруженості магнітного поля Землі |
| φ | геодезична широта місця |
| φ_0 | геоцентрична широта місця |
| λ | довгота місця |
| $O\xi\eta\zeta$ | географічна система координат |
| $Oxyz$ | система координат, пов'язана з ІВМ |
| ψ, θ, γ | кути рискання, тангажу і крену |
| C_n^b | матриця напрямних косинусів |
| $\Psi_{ab}(t)$ | вейвлет-перетворення |
| $S_{\omega\omega}(\omega)$ | взаємна спектральна щільність вібрації |
| B_{ax}, B_{ay}, B_{az} | нульові сигнали акселерометрів |
| a_x, a_y, a_z | проекції уявного прискорення на вісі $Oxyz$ |
| n_{ax}, n_{ay}, n_{az} | шуми у вихідних сигналах акселерометрів |
| k_{11}, k_{22}, k_{33} | масштабні коефіцієнти акселерометрів |
| S_{ax}, S_{ay}, S_{az} | номінальні значення масштабних коефіцієнтів акселерометрів |
| E_{ax}, E_{ay}, E_{az} | похибки масштабних коефіцієнтів акселерометрів |
| $B_{\omega x}^*, B_{\omega y}^*, B_{\omega z}^*$ | нульові сигнали гіроскопів |
| $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ | проекції кутової швидкості на вісі $oxyz$ |
| $n_{\omega x}, n_{\omega y}, n_{\omega z}$ | шуми у вихідних сигналах гіроскопів |
| $\tilde{a}_x, \tilde{a}_y, \tilde{a}_z$ | нормовані вихідні сигнали акселерометрів |
| b_{ax}, b_{ay}, b_{az} | нормовані нульові сигнали акселерометрів |
| $\bar{g}_x, \bar{g}_y, \bar{g}_z$ | нормовані проекції прискорення сили тяжіння |
| e_{ax}, e_{ay}, e_{az} | нормовані відносні похибки масштабних коефіцієнтів акселерометрів |

ВСТУП

Актуальність теми. В даний час основними технічними засобами навігації є супутникові навігаційні системи (СНС) – GPS (США), Глонасс (РФ), Galileo (ЕС), BeiDou та Hongyan (КНР).

Спільні комбінації систем, наприклад, GPS, Глонасс, BeiDou дозволяють отримати похибку визначення місцезнаходження не гірше 6-8 см. При варіанті використання чотирьох систем GPS, Глонасс, BeiDou та Galileo похибка становить вже 3-4 см, що свідчить про суттєве підвищення точності визначення місцезнаходження.

Нажаль супутникові навігаційні системи не є автономними. У період міжнародних криз і військових конфліктів СНС схильні до атак засобів радіоелектронної протидії. Крім того, останнім часом почастишали випадки використання спуфінга (*англ. spoofing*), коли управління роботою приймачів СНС здійснює третя сторона. Так, відомі випадки примусової посадки безпілотних літальних апаратів (БПЛА) на аеродроми протидіючої сторони з використанням технології спуфінга.

Тому величезне значення останнім часом має розвиток автономних систем навігації та орієнтації. Такими автономними системами є в першу чергу інерціальні навігаційні системи (ІНС), гірокомпаси та гірогоризонткомпаси (курсовертикалі). Перші ІНС, розроблені на рубежі 50-60-х років ХХ століття, будувалися на базі гіростабілізованих платформ. В Україні проблемами ІНС, гірокомпасів та гіроскопів в цей час займалися О.Ю. Ішлінський, В.М. Кошляков і С.М. Онищенко (Ін-т математики АН УССР), М.Н. Голик, А.Ю. Дмитрієв і А.С. Довгополий (ЦКБ «Завод Арсенал», м. Київ), І.Є. Глазунов, А.А. Майструк та Ю.А. Карпачов (СКБ Київського заводу автоматики ім. Г.І. Петровського, м. Київ).

Наступним поколінням ІНС стали безкарданні або безплатформні ІНС (БІНС). Значний внесок у розвиток теорії БІНС, їх чутливих елементів та різних

гіроскопічних приладів в Україні внесли 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. Плаксії (Харківський політехнічний ін-т), А.П. Панов, Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко (Ін-т кібернетики, м. Київ). Величезний внесок у вирішенні практичних проблем проектування, виготовлення і випробувань БІНС, гірокомпасів та чутливих елементів надали 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-Аркос», м. Харків), Л.П. Старицький, А.В. Шемелін, В.П. Андрущук, (Київський завод автоматички), 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).

Завдяки безперечним перевагам БІНС у порівнянні з платформними ІНС (менші габаритно-масові характеристики, більш висока надійність – наробок на відмову становить 10000 годин проти 1500 годин, спрощений контроль функціонування системи і її резервування, відсутність похибок гіроскопічної стабілізованої платформи і похибок виготовлення карданова підвісу), БІНС витісняють платформні ІНС. Однак основний принцип дії ІНС та БІНС – це дворазове інтегрування показань акселерометрів, а також інтегрування показань гіроскопів у БІНС. Наявність похибок акселерометрів і гіроскопів призводить до постійного наростання похибок визначення місцезнаходження з часом.

Перший спосіб підвищення точності БІНС – вдосконалення їх чутливих елементів. Найбільш точними гіроскопами в даний час є електростатичні гіроскопи. Так при проведенні експерименту з перевірки загальної теорії відносності, що проводився національним космічним агентством США (NASA) спільно зі Стенфордським університетом в 2006 р., вимірювалася деформація простору-

часу поблизу Землі, що обертається. При цьому опорну систему координат створювали чотири електростатичні гіроскопи з випадковим дрейфом 10^{-11} град/год. Як свідчить світовий досвід останніх чотирнадцяти років, існують ресурси для подальшого підвищення точності електростатичних гіроскопів. Однак, через велику вартість електростатичні гіроскопи застосовуються лише в автономних ІНС та БІНС підводної і космічної навігації.

Другий спосіб підвищення точності БІНС – корегувати їх показання по супутникових, астронавігаційних та інших системам. Однак такі інтегровані навігаційні системи вже не є автономними.

Для нормальної роботи автономних ІНС та БІНС потрібно знати початкові значення координат місцезнаходження. Зазвичай ці значення є відомими, якщо рух транспортних засобів здійснюється з місць з відомими координатами (аеропорти, космодроми або морські порти). Якщо ж об'єкт стартує з нових місць з невідомими координатами, то початкові значення координат можна визначити, використовуючи астрономічні, супутникові або радіотехнічні навігаційні засоби.

Однак астрономічні методи залежать від погодних умов, а нормальна робота супутникових і радіотехнічних засобів може бути порушена системами радіоелектронної боротьби.

Крім початкових значень координат місцезнаходження, для нормальної роботи БІНС потрібне їх виставлення, під час якого визнають початкові значення кутів орієнтації об'єкта. Для виставлення БІНС необхідно знати початкову широту місця.

Актуальним є створення таких автономних інерціальних навігаційних систем, які б не залежали від показів супутникових та інших навігаційних систем, мали б достатню точність і в той же час мали б доступну ціну. Але на жаль, поки ще не існує теорії таких автономних навігаційних систем, які б визначали місцезнаходження за відмінними від стандартних алгоритмів дворазового інтегрування показань акселерометрів. Тобто існує проблема створення нових спо-

собів автономного визначення навігаційних параметрів з застосуванням чутливих елементів середньої точності. Причому, для нерухомих об'єктів актуальним є автономне визначення початкових координат або місцезнаходження, а для рухомих – автономне визначення місцезнаходження за відмінними від стандартних алгоритмів дворазового інтегрування показань акселерометрів. Це обумовлює необхідність розробки нових науково обґрунтованих методів та алгоритмів автономного визначення навігаційних параметрів рухомих і нерухомих об'єктів, які б забезпечили прийнятну точність визначення місцезнаходження в умовах зовнішніх завад роботі радіотехнічних навігаційних систем.

Згідно Розпорядження Кабінету Міністрів України № 600-р від 30.08.2017 р. до Переліку критичних технологій у сфері виробництва озброєння та військової техніки відноситься технологія розробки навігаційних систем на базі інерціальних датчиків для визначення місцезнаходження в умовах застосування завад супутниковим навігаційним системам. Тому тема дисертації є актуальною.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дослідження, результати яких викладені в дисертації, проводилися на кафедрі приладів і систем орієнтації та навігації Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» (КПІ ім. Ігоря Сікорського) відповідно до Постанови Кабінету Міністрів України № 942 від 07.09.2011 «Про затвердження переліку пріоритетних тематичних напрямів наукових досліджень і науково-технічних розробок на період до 2020 року», згідно Розпорядження Кабінету Міністрів України № 600-р від 30.08.2017 р. про Перелік критичних технологій у сфері виробництва озброєння та військової техніки, наукового напрямку КПІ ім. Ігоря Сікорського «Розробка методів побудови і дослідження навігаційних приладів і систем на нових фізичних принципах та технологій їх застосування», а також в рамках науково-дослідних робіт ДР №0115U000318 «Розробка методичного забезпечення та макетного зразку системи моніторингу на основі концепції Structural Health Monitoring», ДР

№0117U004259 «Методологія багатокласової діагностики складних просторових об'єктів» та договору №489/6 «Розробка алгоритмів початкової виставки і виставки у польоті безплатформової інерціальної навігаційної системи», в яких автор був виконавцем та відповідальним виконавцем.

Мета і задачі дослідження. Метою дисертаційного дослідження є наукове обґрунтування та створення нових методів, алгоритмів і засобів автономного визначення навігаційних параметрів рухомих і нерухомих об'єктів для забезпечення підвищення точності визначення місцезнаходження в умовах зовнішніх завад роботі радіотехнічних навігаційних систем.

Для досягнення поставленої мети в роботі необхідно розв'язати наступні групи задач:

1. На основі інформаційно-аналітичного огляду стану навігаційних приладів та систем обґрунтувати необхідність та шляхи вирішення проблеми створення нових способів автономного визначення навігаційних параметрів з застосуванням чутливих елементів середнього класу точності.

2. Отримати нові аналітичні вирази автономного визначення широти та довготи місця нерухомих об'єктів, на основі яких розробити нові метод та алгоритм автономного визначення місцезнаходження та розробити математичні моделі похибок визначення широти та довготи місця нерухомих об'єктів, які дозволяють сформулювати вимоги до похибок чутливих елементів на підставі вимог до необхідної точності визначення широти та довготи.

3. Отримати нові аналітичні вирази автономного визначення широти та довготи місця рухомих об'єктів, на основі яких розробити нові метод та алгоритм автономного визначення навігаційних параметрів рухомих об'єктів, оцінити похибки методу та причини їх виникнення.

4. Отримати нові аналітичні вирази автономного визначення курсу та швидкості рухомих об'єктів. Розробити математичні моделі похибок визначення курсу та швидкості, встановити причини їх виникнення.

5. Розробити нові обчислювальні алгоритми орієнтації рухомих об'єктів для їх подальшої реалізації у розроблених нових методах та алгоритмах автономного визначення навігаційних параметрів рухомих об'єктів.

6. Розробити метод просторового калібрування чутливих елементів інерціально-вимірювальних модулів для визначення їх основних параметрів і подальшого використання у розроблених нових методах та алгоритмах автономного визначення навігаційних параметрів нерухомих та рухомих об'єктів.

7. Розробити скалярний метод контролю та діагностики інерціально-вимірювальних модулів на основі скалярного способу калібрування.

8. Впровадити результати досліджень.

Об'єкт дослідження. Об'єктом дослідження є автономне визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів.

Предмет дослідження. Предметом дослідження є методи та алгоритми автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів із застосуванням чутливих елементів середньої точності.

Методи дослідження. Для вирішення поставлених задач, а саме для отримання формули автономного визначення широти нерухомих та рухомих об'єктів використовувалися методи теоретичної механіки, векторної алгебри та матричне обчислення. Для математичної обробки експериментальних даних при перевірці отриманої формули автономного визначення широти нерухомих об'єктів для фільтрації шуму використовувалось Вейвлет перетворення та оптимальна фільтрація в якості осереднюючого фільтра Калмана. При розробці математичних моделей похибок навігаційних параметрів застосовувалося розкладання у ряд Тейлора. При дослідженні впливу вібрації на точність автономного визначення широти нерухомих об'єктів використовувалися методи теорії випадкових процесів, а саме спектральний метод знаходження дисперсії похибки. Для отримання формули автономного визначення довготи рухомих об'єктів використовувалися методи аналітичного вирішення диференціальних рівнянь.

Для експериментального дослідження автономного визначення широти та довготи рухомих об'єктів застосовувалися методи чисельного інтегрування диференційних рівнянь та методи математичного моделювання у середовищі «Matlab».

Наукова новизна одержаних результатів полягає у наступному:

1. Вперше отримано аналітичні вирази для автономного визначення широти та довготи місця для нерухомої основи, в яких постійний нахил інерціально-вимірювального модуля відносно площини горизонту, а також відхилення інерціально-вимірювального модуля по азимуту не впливають на визначення широти місця.

2. Вперше отримано аналітичні вирази для автономного визначення довготи та широти на рухомій основі, відповідно до яких обчислення широти не передбачає інтегрування показань акселерометрів і гіроскопів, а обчислення довготи вимагає лише одноразового інтегрування показань гіроскопів.

3. Вперше розроблені нові математичні моделі похибок визначення широти, довготи та курсу для рухомих та нерухомих об'єктів, в яких встановлені залежності похибок визначення широти, довготи та курсу від похибок чутливих елементів.

4. Вперше отримана та доведена теорема про суму квадратів швидкостей зміни широти і довготи, на основі якої отримано вираз для визначення швидкості рухомого об'єкта.

5. Встановлено умову просторового калібрування блоку гіроскопів по забезпеченню рівності рангу основної матриці рівняння калібрування її порядку або числу стовпців для повного рішення рівняння калібрування.

Практичне значення одержаних результатів.

Практична цінність одержаних результатів полягає у наступному:

1. На основі отриманих аналітичних виразів розроблено методи автономного визначення широти та довготи місця для нерухомої основи (спосіб визначення широти місця, захищений патентом України на корисну модель №

- 123355 від 26.02.2018), розроблено рекомендації по кількості та номенклатурі чутливих елементів інерціально-вимірювального модуля, по практичному використанню отриманих в дисертації аналітичних виразів автономного визначення широти та довготи місця для нерухомої основи.
2. На основі отриманих аналітичних виразів розроблено методи автономного визначення широти та довготи місця для рухомої основи (спосіб автономного визначення широти і довготи рухомого об'єкта, захищений патентом України на корисну модель № 140969 від 10.03.2020) шляхом вимірювання кутової швидкості рухомого об'єкту та кутів його орієнтації, на основі яких обчислюються елементи матриці напрямних косинусів, а потім широта та довгота місця.
 3. На основі отриманої теореми про суму квадратів швидкостей зміни широти і довготи розроблено метод для визначення курсу рухомого об'єкта, для чого використовується інформація про його швидкість, поточна широта, проекції кутової швидкості і елементи матриці напрямних косинусів.
 4. Вперше синтезовані нові обчислювальні алгоритми орієнтації рухомих об'єктів на основі вихідних сигналів датчиків кутової швидкості, що підвищує точність визначення орієнтації рухомих об'єктів.
 5. Розроблено скалярний метод контролю і діагностики ІВМ, що входить до складу БНС. Згідно з методом, будуються алгоритми контролю і діагностики. В результаті перевірки алгоритму контролю здійснюється контроль працездатності всього блоку гіроскопів або акселерометрів, а на підставі алгоритму діагностики відбувається визначення елемента, що відмовив і з'ясовується причина його відмови.

Наукові та практичні результати дисертаційної роботи були впроваджені:

1. На Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» імені М.К. Янгеля» - метод автономного визначення широти використано на

етапі лабораторно-дослідних випробувань комплексованої навігаційної системи.

2. ТОВ «Гіротех» (м. Київ) - метод автономного визначення широти і довготи рухомих об'єктів та метод просторового калібрування інерціально-вимірювального модуля, які були використані на етапі лабораторних випробувань. В результаті впровадження просторового калібрування інерціально-вимірювального модуля вдалося наблизити експериментальні умови випробувань до реальних умов.
3. АТ «Елміз» (м. Київ) - метод автономного визначення курсу та метод автономного визначення широти нерухомих об'єктів, які були використані на етапі розробки програмно-математичного забезпечення та лабораторних випробувань навігаційної системи на базі твердотільних вібраційних гіроскопів для визначення азимутального положення.
4. В навчальний процес кафедри приладів і систем навігації та орієнтації приладобудівного факультету Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», а саме, результати теоретичних досліджень були використані в лекційному курсі дисципліни «Додаткові розділи теорії чутливих елементів».

Особистий внесок здобувача. Основні теоретичні, розрахункові та експериментальні результати отримані здобувачем самостійно. Наукові положення, що виносяться на захист та висновки дисертаційної роботи належать автору. У роботах, опублікованих у співавторстві: [36,39-42,44] - розвинена теорія автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів, отримано вирази для розрахунку широти та довготи, розроблено методи та алгоритми автономного визначення широти та довготи рухомих та нерухомих об'єктів, [16] - запропоновано використання ПД-регулятора для виставлення інерціальної навігаційної системи, [18,33,35] - розглянуто початкове виставлення курсовертикалі; [4,17,25,28,30,32] - запропоновано метод просторового калібрування інерціально-вимірювальних модулів, [12] - розглянуто вплив похибок

обертів випробувального стенду на точність калібрування блоку гіроскопів та акселерометрів, [20] - розроблено комплекс спеціалізованого стендового обладнання для контролю характеристик низькочастотних акселерометрів; [21,43,48,49] - запропоновано використання штучної нейронної мережі для температурного калібрування інерціально-вимірювальних модулів, [19] - розглянуто забезпечення необхідного теплового режиму інтегрованої інерціально-навігаційної системи; [15,45] - запропоновано метод контролю та діагностики інерціально-вимірювальних модулів на основі скалярного методу калібрування; [34,38] - розроблено нові обчислювальні алгоритми орієнтації рухомих об'єктів на основі вихідних сигналів датчиків кутової швидкості.

Апробація результатів дисертації. Наукові та практичні результати дисертаційної роботи доповідались, обговорювались та отримали позитивну оцінку на: міжнародному симпозіумі з авіації та аерокосмічних систем 2017 р. у Пекіні, Китайська народна республіка (International Symposium on Aviation and Aerospace System Engineering, SAASE 2017, Beijing, China); міжнародному IEEE симпозіумі по гіроскопічним технологіям в Брауншвейзі (Symposium Gyro Technology, Braunschweig, Germany, 2018); міжнародній IEEE комп'ютерній конференції в Лондоні (Computing Conference 2018, London, UK); міжнародній IEEE конференції з інформаційних технологій, комп'ютерних мереж та автоматичного керування у Ченгду, Китайська народна республіка (ITNEC-2017, Chengdu, China,); 37-й та 38-й міжнародних науково-технічних конференціях IEEE з електроніки та нанотехнології ELNANO-2017 та ELNANO-2018 у Національному технічному університеті України "Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського", Київ, Україна; міжнародній науково-технічній конференції IEEE «Методи та системи навігації та керування рухом – 2018 (Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC-2018))», Національний авіаційний університет, Київ, Україна; міжнародній науково-технічній конференції IEEE «Актуальні проблеми розробки безпілотних літальних апаратів – 2017, 2019 (Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD-

2017, 2019)», Національний авіаційний університет, Київ, Україна; Першій міжнародній науково-технічній конференції IEEE Conference on Electrical and Computer Engineering (UKRCON-2017) у Національному технічному університеті України "Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського", Київ, Україна; 15-й міжнародній науково-технічній конференції IEEE 15th International Conference on Advanced Trends in Radioelectronics, Telecommunications and Computer Engineering (TCSET - 2020), Львів-Славське, XXII міжнародній науково-технічній конференції "Гіротехнології, навігація керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки" (2019, Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського", Київ, Україна); XIII, XV, XVIII Міжнародні науково-технічні конференції "ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. Стан і перспективи", 2014, 2016, 2019 років. (Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського", Київ, Україна); Науково-технічній конференції України «Спеціальне приладобудування. Стан та перспективи» (КП СП «Арсенал», 2016, 2019).

Публікації. За результатами досліджень опубліковано 49 наукових праць, у тому числі 22 статті у наукових фахових виданнях, з яких 6 статей у виданнях іноземних держав (з них три входять до міжнародної наукометричної бази SCOPUS), 16 – у фахових виданнях України, що входять до наукометричних баз, два патенти на корисну модель, 20 матеріалів доповідей міжнародних науково-технічних конференцій (з них 20 входять до міжнародної наукометричної бази SCOPUS), та 5 тез доповідей в збірниках матеріалів вітчизняних науково-технічних конференцій.

Структура і об'єм дисертації. Дисертаційна робота складається з вступу, семи розділів, висновків, списку літератури та додатків, і викладена на 309 сторінках, включаючи 100 рисунків, 32 таблиць, список літератури зі 250 публікацій на 26 сторінках та додатків.

РОЗДІЛ 1.

ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СТАНУ РОЗВИТКУ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

З давніх-давен люди завжди хотіли знати, де вони знаходяться і як знайти дорогу до місця призначення. Як потім виявилось, для цього потрібно знати, по-перше, координати свого початкового місцезнаходження, по-друге, напрямок або курс, куди необхідно рухатися, і по-третє, необхідно вміти визначати поточне місцезнаходження. Ці три завдання і складають предмет навігації, як галузі знань.

Навігаційні параметри, такі як, координати місцезнаходження об'єкта (широта, довгота і висота), курс або азимут, складові вектора лінійної швидкості, що характеризують поступательний рух центру мас об'єкта в низькочастотній області його спектра, визначаються за допомогою навігаційних систем різного фізичного принципу дії. Так, навігаційні системи можна розділити на астрономічні (астросекстани, 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). На рис.1.1 приведено структурну схему класифікації навігаційних систем.

В даний час основними технічними засобами навігації є супутникові навігаційні системи (СНС), такі, наприклад, як GPS (США), Глонасс (РФ), Galileo (ЄС) і BeiDou (КНР).

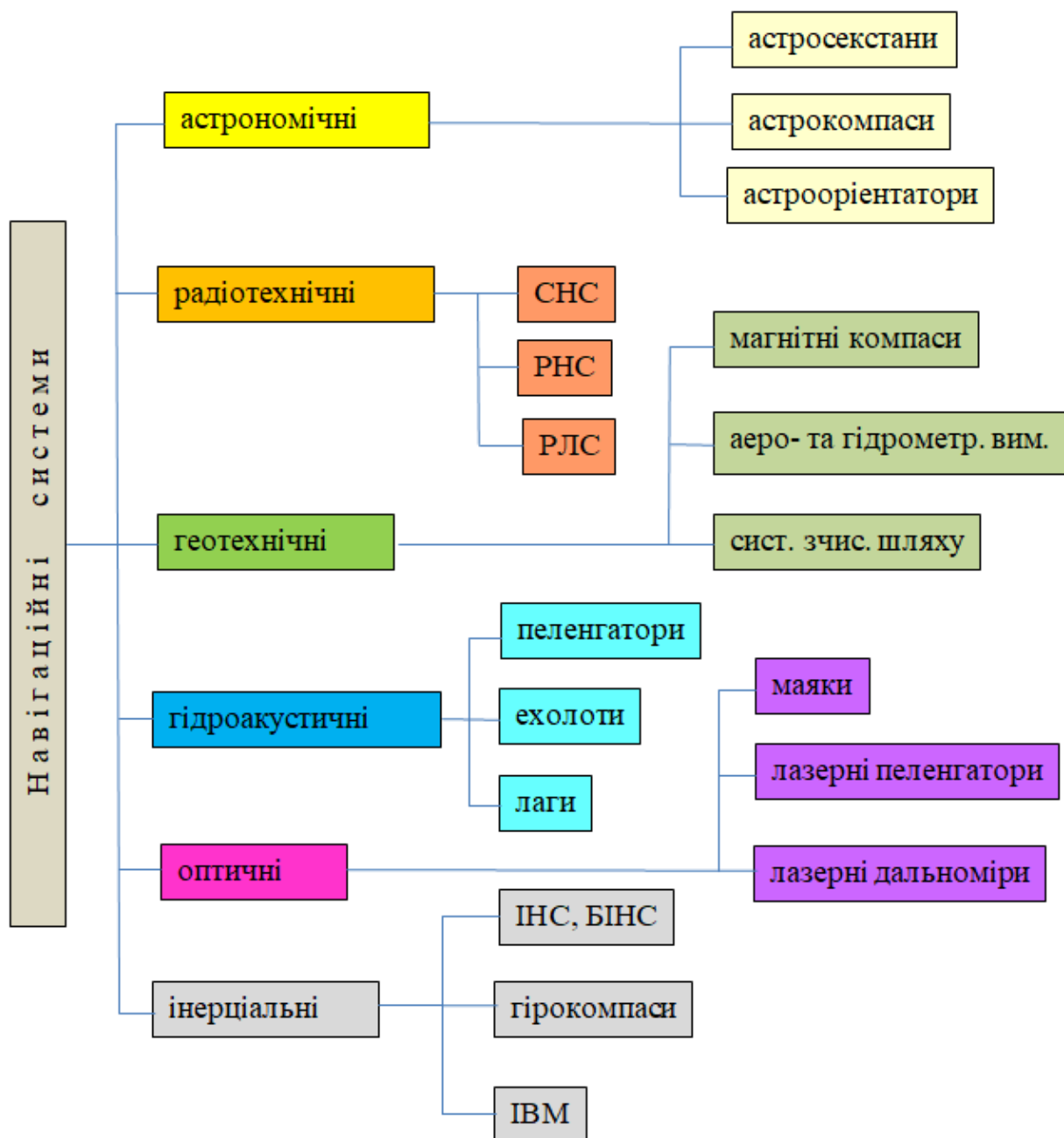


Рис.1.1. Класифікація навігаційних систем

Спільні комбінації систем GPS, ГЛОНАСС, BeiDou дозволяють отримати похибки визначення місцеположення не гірше 6-8 см. При варіанті використання 4-х систем GPS, ГЛОНАСС, BeiDou та Galileo похибка вже складає 3-4 см, що свідчить про високу точність визначення місцезнаходження [1].

На жаль, супутникові навігаційні системи не є автономними. У період міжнародних криз і військових конфліктів СНС схильні до атак засобів радіоелектронної протидії. Крім того, останнім часом почастишали випадки використання спуфінга (*англ. spoofing*), коли управління роботою приймачів СНС здійснює третя сторона. Відомі випадки примусової посадки безпілотних літальних апаратів (БПЛА) на аеродроми протидіючої сторони з використанням спуфінга.

Тому велике значення останнім часом має розвиток автономних навігаційних систем.

Ймовірно, першим автономним інструментом для визначення курсу був магнітний компас [2], відомості про який відносяться до часів китайської династії Хан [3].

1.1. Магнітні компаси

Магнітний компас (МК) можна віднести до категорії найнадійніших виробів, які використовуються на морських судах [4-13]. Незважаючи на розвиток альтернативних методів визначення курсу, згідно з міжнародними правилами безпеки мореплавання в найближчий час МК буде як і раніше використовуватися в складі навігаційного обладнання морських суден в якості резервного курсопоказчика.

Фізична задача вимірювання курсу магнітометричними засобами полягає в тому, що необхідно визначити кут між площиною магнітного меридіана і проекцією поздовжньої осі об'єкта на горизонтальну поверхню. У вимірі беруть участь три вектори - прискорення сили тяжіння \vec{g} (бере участь в побудові площини горизонту), напруженості магнітного поля Землі (МПЗ) \vec{T} (бере участь в побудові магнітного меридіана) і поздовжня вісь об'єкта.

Рішення завдання вимірювання курсу за допомогою граві- і магніточутливих пристроїв в залежності від того, як моделюються вектори \vec{g} і \vec{T} , можна здійснити трьома способами [4,5] (рис.1.2):

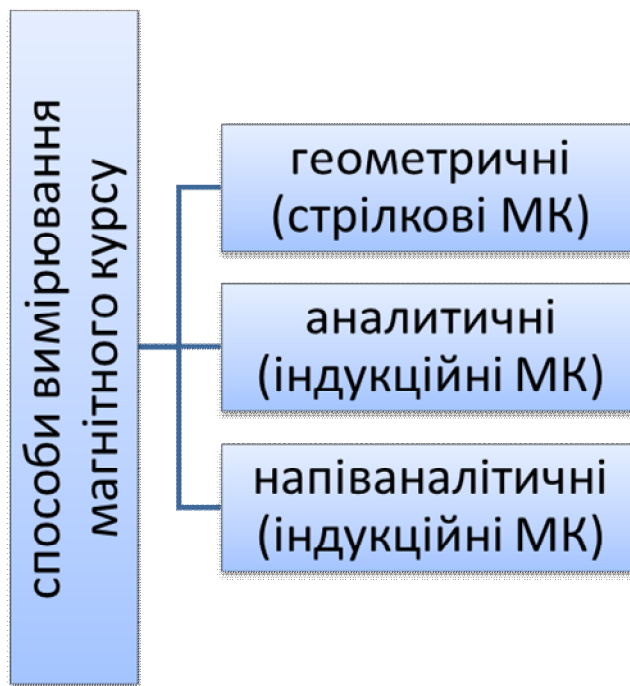


Рис.1.2. Класифікація способів визначення магнітного курсу і типи МК.

Вимірювання курсу при геометричному способі відбувається шляхом безпосереднього (геометричного) моделювання напрямків всіх трьох векторів. Про величину курсу судять безпосереднім (прямим) вимірюванням кута в площині горизонту між вектором горизонтальної складової напруженості МПЗ і поздовжньою віссю об'єкта.

При аналітичному способі вимірювання курсу відбувається шляхом аналітичної обробки інформації про складові векторів і в пов'язаній з об'єктом системі координат. Технічно це можливо, якщо вимірювачі жорстко пов'язані з осями об'єкта і обидва вектори виявляються обмірюваними своїми проекціями в декартовій системі координат, пов'язаній з об'єктом. При цьому необхідно об-

числювати кути нахилу судна відносно площини горизонту і магнітного меридіана, тобто аналітично моделювати відповідні площині відліку.

При напіваналітичному способі використовують комбінацію з перших двох, коли один вектор, наприклад, будується геометрично, а інший, наприклад, відтворюється аналітично за даними вимірів в зв'язаній системі координат.

Історично склалося так, що на морському флоті переважне поширення набув геометричний спосіб вимірювання магнітного курсу, який реалізується в відомому стрілочному магнітному компасі.

Площина горизонту в сучасних стрілочних магнітних компасах будується за допомогою фізичного маятника, а площину магнітного меридіана, щодо якої починається відлік магнітного курсу, - за допомогою постійних магнітів, що мають вид стрижнів і встановлених на горизонтальній площадці. Рухомий чутливий елемент таких компасів називається картушкою. Користування компасом передбачає його початкову виставку в площині, паралельній поздовжній осі судна.

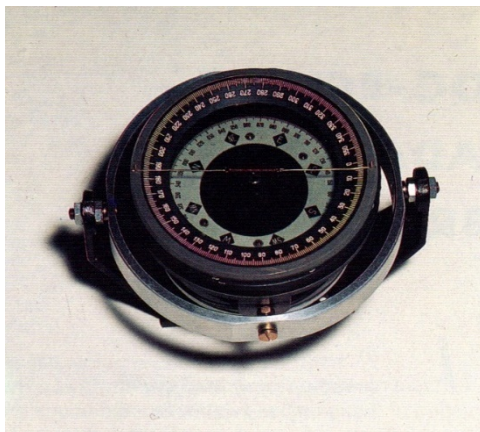
Безсумнівною позитивною якістю стрілочних компасів є те, що наявність картушки, що самостійно встановлюється в меридіан, дозволяє знімати значення курсу судна безпосередньо з її шкали, що забезпечує можливість орієнтації навіть при відсутності електроживлення.

Сучасні МК з картушкою, призначені для використання на судах далекого плавання, в більшості випадків забезпечуються пристроями для дистанційної передачі інформації. Ці пристрої можуть бути оптичними, електромеханічними та електронними (цифровими). Інформація про курс, що надходить від них, може відображатися як в аналоговому, так і в цифровому вигляді і, як правило, на декількох покажчиках курсу.

На сьогоднішній день світовими лідерами у виробництві та розробці МК є РФ, США, Швеція, Великобританія, Франція, Німеччина, Японія. При цьому

номенклатура приладів, що випускаються серійно, забезпечує оснащення судів практично всіх типів.

З стрілочних МК можна вказати КМ145, КМ110 (рис.1.3), КМ115, КМС160 (рис.1.4), Галс-3 (РФ), Mars, Venus, Jupiter («С. Plath», Німеччина), SH, KF («Tokimes», Японія).



а)



б)

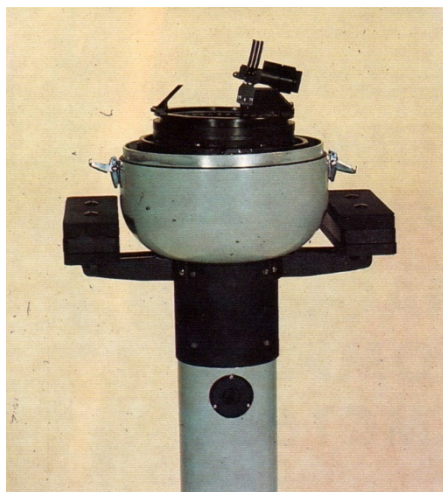
Рис.1.3. Магнітні компаси КМ110 (а) і ГАЛС- 1 (б).

Магнітний компас КМ110 призначений для вимірювання та показання магнітного курсу, визначення пеленга і курсових кутів. Використовується в якості шляхового компаса на яхтах і катерах. Магнітний компас ГАЛС-3 використовується в якості шляхового компаса на яхтах, катерах, автомашинах, снігоходах та інших об'єктах.

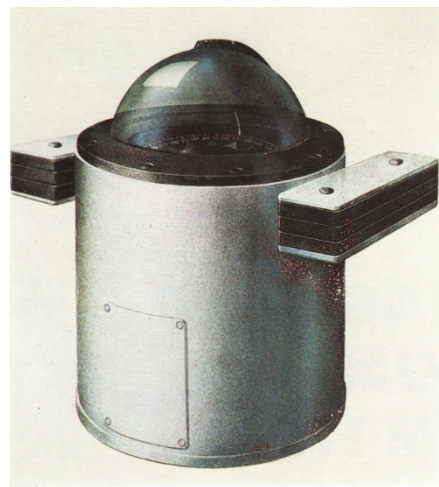
Магнітний компас КМ115 встановлюється на високому нактоузі на судна і крейсерські яхти в якості головного компаса. Магнітний компас КМС160 використовується в якості шляхового компаса на судах середньої водотоннажності.

На відміну від стрілочних, індукційні компаси не мають рухомих елементів, вказують курс практично миттєво після включення і мають пристрої для напівавтоматичного обліку та усунення девіації з показів. Іншими словами, дозволяють враховувати такий фактор, як відхилення від меридіана, викликане змінами магнітного поля корабля або судна внаслідок, наприклад, навантажен-

ня або вивантаження предметів, що містять намагнічені сталеві деталі, або інших причин.



а)



б)

Рис.1.4. Магнітні компаси КМ115 (а) і КМС160 (б).

У табл. 1.1 наведені основні характеристики згаданих магнітних компасів.

Таблиця 1.1. Технічні характеристики магнітних компасів виробництва РФ.

| | КМ145 | КМ110 | КМ115 | КМС160 | ГАЛС-3 |
|------------------------------|----------|----------|----------|----------|----------|
| Діаметр шкали, мм | 145 | 110 | 115 | 160 | 48 |
| Ціна ділення шкали | 1° | 1° | 1° | 1° | 5° |
| Похибка від тертя, не більше | ±0,5° | ±0,5° | ±0,5° | ±0,3° | ±1° |
| Робочий діапазон температур | -55°+65° | -30°+65° | -30°+65° | -30°+65° | -20°+60° |
| Габарити, мм | | 150x235 | 1200x360 | 260x200 | 102x150 |
| Маса, кг | 130-220 | 3 | 23 | 9 | 0,6 |

Недоліками магнітних компасів є їх методичні похибки [14-23]:

1. Похибка від магнітного схилення. Ця похибка дорівнює куту між географічним і магнітним меридіанами і враховується введенням поправки. Для введення цієї поправки необхідно знати місцезнаходження судна.

2. Магнітна девіація - похибка від впливу феромагнітних мас судна і струмових контурів, які деформують магнітне поле Землі в місці установки компаса.

1.2. Гірокомпаси та гірогоризонткомпаси

Бурхливе зростання промисловості і морського флоту в ХІХ столітті привів до заміни вітрильних і дерев'яних кораблів кораблями зі сталевими корпусами і паровими машинами. Це викликало значні магнітні девіації у компасів. Пошуки створення нових технічних засобів визначення курсу призвели до винаходу гірокомпасів. На рис.1.5 зображена схема класифікації гірокомпасів.

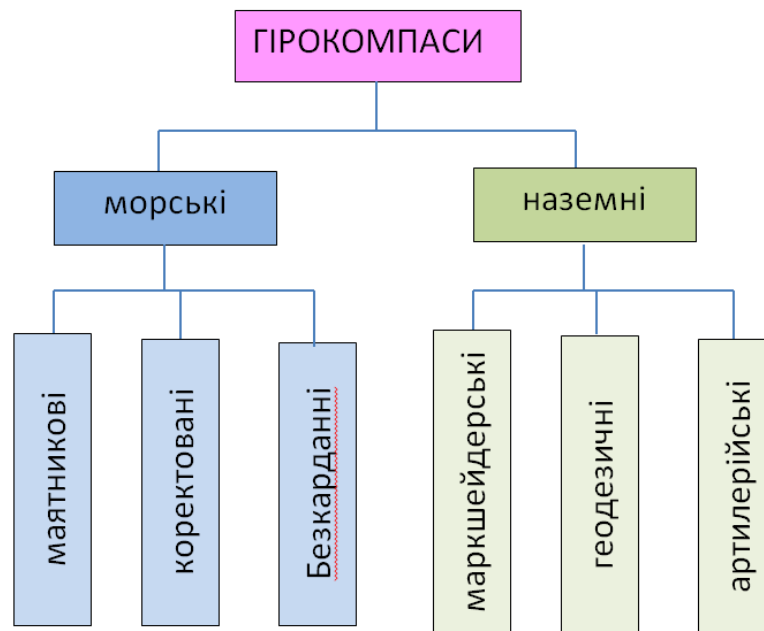


Рис.1.5. Класифікація гірокомпасів

1.2.1. Морські гірокомпаси

Перший гіроскоп, як технічний пристрій, що дозволяє спостерігати обертання Землі, був представлений Леоном Фуко в 1852 р (рис.1.6) На флоті з 1892 р вже використовували прилад Обрі - триступеневої вільний гіроскоп для стабілізації напрямку руху торпед. Але перші вдалі спроби використання гіроскопів

з метою морської навігації були здійснені лише на межі XIX- XX століть в Німеччині [24].



Рис.1.6. Гіроскоп Фуко
(National Conservatory of Arts and Crafts museum, Paris).

Навесні 1903 року була створена і успішно випробувана модель першого морського гірокомпасу Германа Аншютца-Кемпфе. У 1904 р. автор винаходу звернувся за патентом, який йому видали лише в 1907 р. під номером 182855.

Макс Шулер в 1911 р підказав кузенові Аншютцу ідею використання схеми з трьома гіроскопами, які мають бути з'єднані в одну конструкцію. Це дозволило виключити похибку гірокомпаса на хитавиці.

В цей же час фірму Anschütz & Co. на запрошення відвідав з діловим візитом американський інженер Елмар А. Сперрі, який в цей же час теж працював над створенням гірокомпасу. У 1914 р флот Великобританії отримав гірокомпас фірми Sperry Gyroscope Company, конструкція якого дуже була схожа на патенти Anschütz & Co. Остання подала позов проти Sperry Gyroscope Company. У якості незалежного експерта на суд був запрошений Альберт Ейнштейн, якому вдалося вникнути в деталі справи і довести неправоту відповідача. Так перетнулися лінії життя Г. Аншютца і А. Ейнштейна, після чого вони

почали співпрацювати з гірокомпасної тематиці. Результатом такої співпраці стало створення в 1919 р. «ідеальної конструкції» двохгіроскопного гірокомпасу. Саме А. Ейнштейну належить ідея кільцевої форми центруючої котушки гіросфери. З тих пір до наших днів «ідеальна конструкція» з двома гіроскопами застосовується в гірокомпасах Anschütz & Co .: Standard 4 (1953), Standard 6 (1969), Standard 12 (1980), Standard 14 (1990), Standard 20 (1994), Standard 22 (2003). Крім того, двохгіроскопна конструкція гіросфери була успішно використана в гірокомпасах Sirius МК-2 і Polaris фірми Microtecnica (Італія), CMZ300X компанії Yokogawa Navitec (Японія). В СРСР в 30-х роках ХХ століття за схемою гірокомпасу Anschütz & Co. були створені гірокомпаси «Курс» і «Гиря» [7]. У табл.1.2. наведені технічні характеристики морських гірокомпасів з двохгіроскопною конструкцією гіросфери.

Таблиця 1.2. Технічні характеристики морських гірокомпасів з двохгіроскопною конструкцією гіросфери

| | Anschütz | | Yokogawa | Microtecnica |
|-----------------------------|-------------|-------------|-------------|--------------|
| | Standard 20 | Gyrostar | CMZ300X | POLARIS |
| Час готовності, год | 3 | 3 | 5 | 4,5 |
| Похибка статична, град | ±0,1 secφ | | ±0,2 secφ | ±0,3 secφ |
| Похибка динамічна, град | ±0,4 secφ | ±1 secφ | ±1,0 secφ | ±1,0 secφ |
| Габарити осн. приладу, мм | Ø370x457 | Ø345x380 | Ø320x724 | Ø320x450 |
| Габарити прил. упр., мм | 504x347x273 | 318x418x160 | 634x385x197 | 303x336x160 |
| Маса осн. приладу, мм | 16 | 15 | 45 | 40 |
| Маса прил. упр., мм | 13 | 20 | 36 | 8,5 |
| Широта плавання, град | -70+70 | -70+70 | -70+70 | -70+70 |
| Потужність осн. приладу, Вт | 30 | | 230VA | 220VA |
| Потужність прил. упр., Вт | 36 | 65 | 630VA | 350VA |
| Температура, °С | -10+55 | 0+45 | -10+50 | -10+50 |

На рис.1.7 зображена конструкція гірокомпасу Standard 20.

Після описаного вище скандалу гірокомпаси Sperry Gyroscope Company стали мати відмінну конструкцію: чутливий елемент стає одногіроскопним, маятникового типу з ртутними судинами; гіросфера з кардановим підвісом занурена в рідину, що забезпечує нульову плавучість гіросфери [25,26].

Наявність фізичного маятника у гірокомпасах призвело до додаткових похибок при маневруванні судна. Гіроскоп напрямку не мав таких похибок, проте він не мав вибіркової до напрямку на площину меридіану.

Спроби поєднати в одному приладі позитивні якості гірокомпасів і гіроскопів напрямку привели до створення дворезимних або коректованих гірокомпасів [27]. Перші дослідні зразки коректованих гірокомпасів були розроблені П.П. Коптяєвим в Ленінграді в 30-х роках [28]. Однак Друга Світова війна перервала роботи по створенню коректованих гірокомпасів.



Рис.1.7. Конструкція гірокомпасу Standard 20 (Anschütz & Co.).

Перші комерційні зразки коректованих гірокомпасів були створені у Великобританії (Бош-Арма). Це були тривісні гіростабілізовані платформи з гіроскопом в рідинно-торсійному підвісі. Аналогом став вітчизняний гірокомпас «Вега».

На рубежі 70-80-х років успішне застосування динамічно налаштованих гіроскопів (ДНГ) в авіації, призвело до появи нового покоління коректованих гірокомпасів. ДНГ в порівнянні з гіроскопами з рідинно-торсійним підвісом

більш надійні, мають менші габарити, малий час готовності і рівні за точністю характеристики. Новими коректованими гірокомпасами на ДНГ стали Robertson SKR-80 (Норвегія, 1980), «Яхта» (СРСР, 1986), «Круїз» (Україна, 1993) і «Гюйс» (Росія, 1997) [27].

До 1991 г. Київ був одним із центрів гіроскопічної промисловості колишнього СРСР. На Київському заводі автоматики ім. Г.І. Петровського серійно виготовляли корабельні навігаційні комплекси багатоцільових атомних підводних човнів [29], а також триступеневі поплавкові гіроскопи ТПГ-6 - чутливі елементи гірокомпаса "Вега". Також в 70-80-х роках на ПО "Завод Арсенал" серійно виготовлялися артилерійські гірокомпаси, а лазерні гіроскопи і БНС на лазерних гіроскопах виготовляються досі.

В Інституті математики Академії Наук УРСР під керівництвом проф. В.Н. Кошлякова починаючи з 50-х років проводилися теоретичні дослідження морських гірокомпасів різних типів [30]. В КПІ науково-дослідними роботами по морським коректованим гірокомпасам починаючи з 80-х років керував проф. М.А. Павловський [31].

Проблемами віброзахисту коректованого гірокомпаса "Вега" в КПІ займалися Л.М. Рижков, В.Ф. Кришталь [32-39]. Дослідженню нового гірокомпаса "Яхта" з ДНГ (Гл. Конструктор - І.А. Дідок, ЦНДІ "Дельфін", м. Москва) присвятив свою кандидатську дисертацію В.В. Аврутов, захист якої відбувся у 1990 р. [40-44].

Практично в цей же час Міністерством суднобудівної промисловості СРСР було прийнято рішення про серійне виробництво гірокомпаса "Яхта" на Київському заводі автоматики ім. Г.І. Петровського (КЗА). Останньому з ЦНДІ "Дельфін" була передана конструкторська документація на гірокомпаса "Яхта" та чутливий елемент - ГБ-23. Завод отримав фінансування для здійснення необхідної підготовки виробництва.

Розвал СРСР в 1991 р. привів до того, що економічні відносини між ЦНДІ "Дельфін" та КЗА були перервані. Крім того, так як на КЗА були відсутні фахі-

вці з гірокомпасної техніці, то роботи по освоєнню ГК "Яхта" на КЗА були припинені. Після проведених досліджень гірокомпаса "Яхта", В.В. Аврутовим було запропоновано кілька альтернативних схем гірокомпасів з ДНГ. Одна з них (рис.1.8) зацікавила керівництво КЗА. Невеликому колективу ентузіастів було дозволено на базі КЗА виготовити за даною схемою дослідний зразок гірокомпаса, який отримав згодом назву "Круїз".

Через рік інтенсивної праці на КЗА були виготовлені дослідні зразки гірокомпаса "Круїз" і почався етап заводських випробувань. У створенні перших гірокомпасів "Круїз", хотілося б відзначити участь наступних провідних фахівців КЗА: Шемеліна А.В., Майструка А.А., Андрущіка В.П., Мініна С.Н. і Дідка І.О. з ЦНДІ «Дельфін».

На рис. 1.8 показана принципова кінематична схема гірокомпаса, що містить ДНГ 1 з датчиками моменту 9, 12 і датчиками кута 6, 17, що вимірюють відхилення ротора гіроскопа відносно корпусу. Гіроскоп разом з акселерометром 10 розташований на платформі 3 із тривісним кардановим підвісом, що складається з горизонтальної 2 і азимутальної 4 слідкуючих рам.

Стабілізація платформи по осях Oz, Ox підвісу здійснюється двигунами стабілізації 15, 8, керованими через регулятори 16, 7 по сигналах відповідних датчиків кута ДНГ. По осі Oy платформа стабілізована горизонтальною рамою з вантажами 11. Демпфірування коливань платформи по зазначеній осі здійснюється демпфером 5, розташованим у цапфах підвісу горизонтальної рами. Таким чином, гірокомпас являє собою двохосьову індикаторну гіростабілізовану платформу з маятниковою стабілізацією щодо третьої осі - осі обертання ротора гіроскопа. З віссю зовнішньої рами карданова підвісу, що є покажчиком напрямку меридіана, зв'язаний ротор датчика 14 кута курсу, статор якого розташований у корпусі приладу. Для додання приладу властивостей гірокомпаса і демпфірування його коливань на датчики моменту ДНГ подаються керуючі сигнали, пропорційні показанням акселерометра, що є датчиком нахилу платфор-

ми щодо площини горизонту. Зазначені сигнали формуються блоком керування 13.

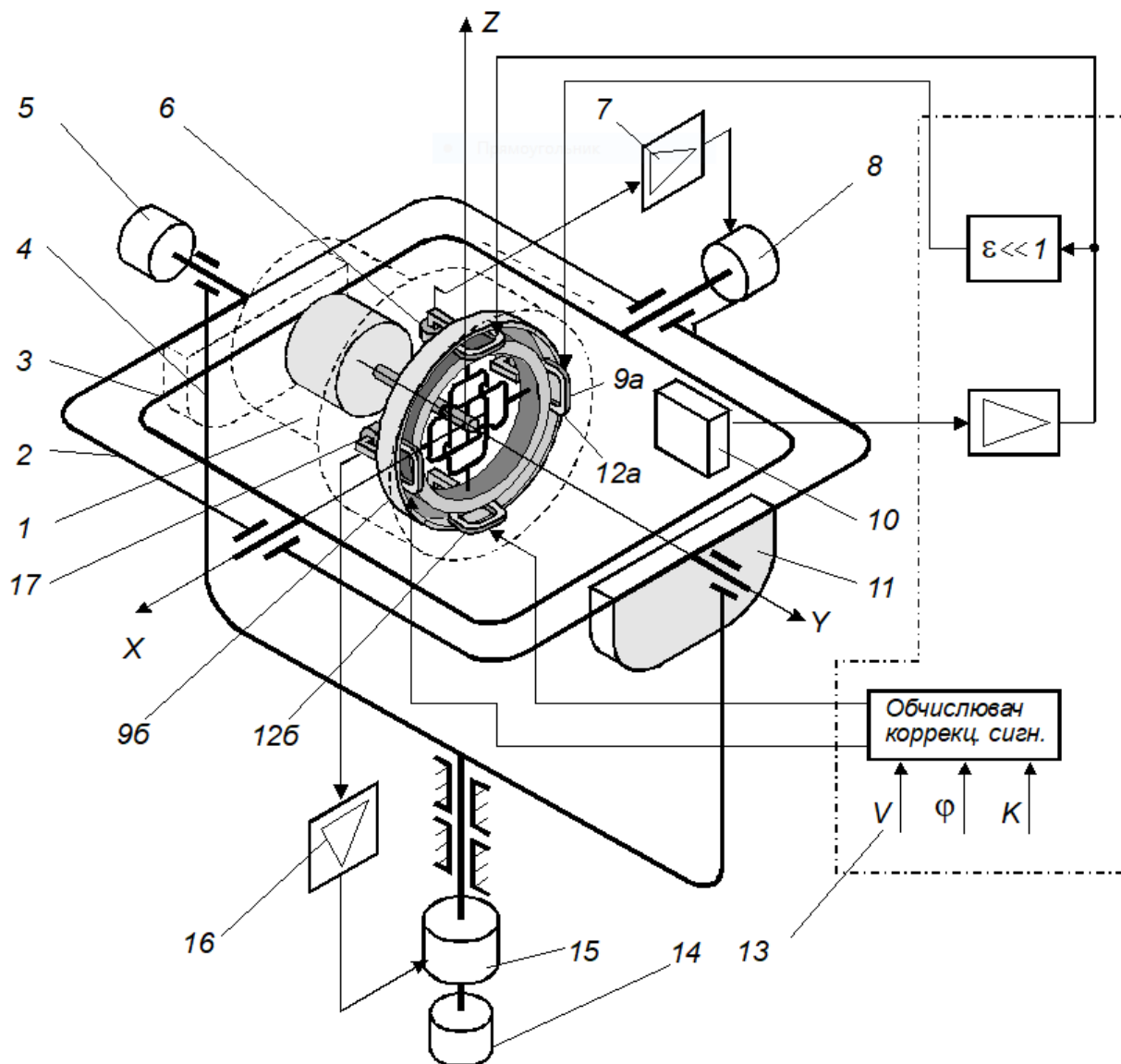


Рис.1.8. Принципова кінематична схема гірокомпаса «Круїз»

Для забезпечення положення рівноваги гірокомпаса в напрямку меридіана й у площині горизонту в схему керування датчиками моменту ДНГ надходять коригувальні сигнали, що виробляються в блоці керування за інформацією про швидкість V судна, його широті φ_r і поточному курсі K .

У гірокомпасі розділені функції керування: двигуни стабілізації забезпечують тільки узгодження платформи з ротором ДНГ по його сигналах, а датчики моменту реалізують керування рухом ротора ДНГ (по сигналах акселерометра) і його корекцію від блоку керування. Такий поділ функцій дозволяє формувати набагато менші по величині керуючі і коригувальні моменти гірокомпаса.

Іншою істотною відмінністю досліджуваного малогабаритного коректованого гірокомпаса на ДНГ, є відмінність кінематики карданова підвісу платформи з чутливими елементами (ЧЭ) від традиційної для коректованих гірокомпасів із тривісним підвісом. У таких приладах елементом карданова підвісу, що забезпечує маятникову стабілізацію ЧЭ навколо осі обертання ротора гіроскопа, є гіроблок. У розглянутому гірокомпасі цю функцію виконує проміжний елемент карданова підвісу - горизонтальна рама з маятниковими вантажами, а сама гіроплатформа є статично урівноваженої. Така конструкція викликана необхідністю забезпечення малих габаритів і низького енергоспоживання гірокомпаса, що в свою чергу висуває тверді вимоги до габаритів і енергоспоживання основних виконавчих елементів - двигунів стабілізації, обмежуючи тим самим потужність останніх. При використанні такої кінематичної схеми двигун стабілізації 15 працює в менш навантаженому режимі, тому що обертає статично урівноважену платформу.

Перший на Україні гірокомпас влітку 1992 р. успішно вказав площину меридіана. В цей же час схема приладу була запатентована [45-50]. Після завершення заводських випробувань в 1993 р. були проведені попередні ходові випробування дослідного зразка ГК "Круїз" на теплоході Азовського морського пароплавства в акваторії Азовського, Чорного і Середземного морів. Після усунення зауважень в 1994 р. проводилися ходові випробування на відповідність гірокомпаса вимогам Регістру. На рис.1.9. представлені зображення центрального приладу і приладу управління гірокомпаса «Круїз».



Рис. 1.9. Центральний прилад (зліва) та орган управління гірокомпасу «Круїз»

У табл.1.3 наведені технічні характеристики морських коректованих гірокомпасів з ДНГ.

Таблиця 1.3. Технічні характеристики морських коректованих гірокомпасів з ДНГ.

| | Robertson SKR-80 | «Яхта» Москва | «Круїз» Київ | «Гюйс» Пермь | PGM-C-010 Пермь |
|---------------------|---------------------|------------------|-----------------|-----------------|--------------------|
| Кільк. осей ГСП | 2 | 2 | 3 | 3 | 3 |
| Кількість аксел-рів | 2 | 2 | 1 | 1 | 1 |
| Час готовності, год | <1 | 0,5 | <1 | <1 | <3/4 |
| Похибка стат., град | ±1,0 секф | ±0,2 секф | ±0,50 секф | ±0,35 секф | ±0,2 секф |
| Похибка дин., град | ±2,0 секф | ±0,6 секф | ±0,65 секф | ±0,60 секф | ±0,3 секф |
| Габарити ЦП, мм | 220x220x250 | 200x200x200 | 200x200x245 | 250x240x240 | 288x240x329 |
| Маса ЦП, мм | 15 | 9,5 | 10 | 9,2 | 15,5 |
| Широта плав., град | -90+90 | -90+90 | -90+90 | -90+90 | -90+90 |
| Макс. швид., вуз | - | 60 | 60 | 90 | 90 |
| Потужність, Вт | 30 | 30 | 70 | 50 | 50 |

1.2.2. Гірогоризонткомпаси

Поколінням гірокомпасів XXI століття можна вважати безкарданні гірогоризонткомпаси Sperry SR2100 (USA,) зображений на рис.1.10 і PGM-V-024 (Пермь, РФ), зображений на рис.1.11.

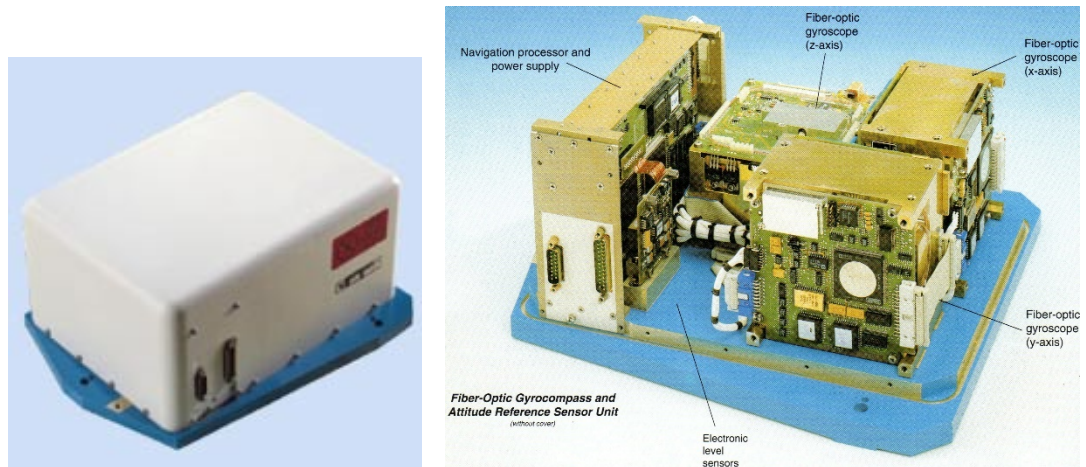


Рис.1.10. Гірогоризонткомпас Sperry SR2100

Гірогоризонткомпаси Sperry SR2100 і PGM-V-024 побудовані на трьох волоконно-оптичних гіроскопах (ВОГ) і трьох акселерометрах.



У табл.1.4 наведені технічні характеристики гірогоризонткомпасов з ВОГ.

Останнім часом в якості чутливих елементів гірогоризонткомпасів (малогабаритних курсовертикалей або AHRS) стали широко використовуватися мікромеханічні гіроскопи і акселерометри, виконані за технологією мікроелектромеханічних систем (MEMS).

У табл. 1.5 наведені технічні характеристики найбільш поширених гірогоризонткомпасів (ГГК). Відзначимо, що дана інформація люб'язно надана компанією Innalabs (Київ).

Таблиця 1.4. Технічні характеристики гірогоризонткомпасов з ВОГ.

| | Sperry Litton SR 2100 | ПНППК PGM-V-024 |
|----------------------------------|--------------------------|--------------------|
| Час готовності, хв | <30 | <10 |
| Похибка курсу стат., град | ±0,7 секφ | ±0,3 секφ |
| Похибка курсу динам., град | | ±0,3 секφ |
| Похибка крену та диф., град | ±1,0 | ±0,05 |
| Похибка кут. швидкостей, град/с | ±2,4 | ±0,4 |
| Живлення, В | 24 | 24 |
| Споживча потужність, Вт | 45 | 30 |
| Габарити ЦП, мм; маса, кг | 292x340x170; 8 | 325x230x174; 12,5 |
| Габарити ПУ, мм; маса, кг | 525x340x120; 15 | 294x88x173; 4 |
| Габарити CDU, мм; маса, кг | 288x96x55; 0,7 | |
| Призначений термін служби, років | - | 12 |
| Напрацювання на відмову, год | - | 40000 |

Таблиця 1.5. Технічні характеристики малогабаритних ГГК.

| Продукт | Точність в азимуті, град | | Точність в горизонті, град | | Потужність, Вт | Вага, грам | Розміри, мм |
|--------------------------|--------------------------|-----------|----------------------------|-----------|----------------|------------|-----------------|
| | Статична | Динамічна | Статична | Динамічна | | | |
| Innalabs AHRS M2-0.25 | 0.4 | 0.7 | 0.1 | 0.4 | 0.66 | 190 | 109 x 31 x 29 |
| Innalabs AHRS M3-0.5 | 0.8 | 1.0 | 0.1 | 0.4 | 0.66 | 190 | 109 x 31 x 29 |
| Crossbow AHRS500GA | | 2.0 | | 2.5 | 4.0 | 1600 | 118 x 115 x 124 |
| Gladiator LMRK20AHRS | 0.5 | | 0.5 | | 0.45 | 118 | 50 x 45 x 30 |
| MicroInfinity MI-A3370X | | | 0.5 | 1.0 | 4.5 | 350 | 55 x 54 x 65 |
| Xsens MTx | 1.0 | 3.0 | 1.0 | 3.0 | 0.4 | 40 | 39 x 54 x 28 |
| MicroStrain Inertia-Link | 0.5 | 2.0 | 0.5 | 2.0 | 0.09 | 39 | 41 x 63 x 24 |
| Rockwell AHRS 3000 | 1.0 | | 0.5 | | 25.0 | 2300 | 120 x 62 x 330 |
| Sonardyne Radian | 1.0 | 2.0 | 0.5 | | 0.45 | 640 | 160 x 92 x 78 |
| Watson AHRS-E305 | 1.0 | | 0.5 | | 2.8 | 607 | 82 x 147 x 60 |

■ відзначено характеристики, які краще в порівнянні з Innalabs AHRS M2-0.25, а ■ – які гірше.

1.2.3. Наземні гірокомпаси

Паралельно з розвитком морських гірокомпасів йшов розвиток наземних гірокомпасів. Наземні гірокомпаси бувають маркшейдерські, артилерійські та геодезичні.

Створення та впровадження у виробництво маркшейдерських гіроскопічних приладів для орієнтування сторін підземних маркшейдерських мереж стало найважливішим етапом розвитку маркшейдерської справи [51].

Впровадження в практику маркшейдерських робіт малогабаритних гірокомпасів дозволяє значно підвищити точність планового положення пунктів підземної опорної мережі і вирішити проблему орієнтування гірських виробок на глибоких горизонтах. Геометричним орієнтуванням вирішити цю задачу для стовбурів глибиною 800-2000 м при необхідної точності неможливо. Застосування гіроскопічного орієнтування обов'язково при розтині родовищ похилими стволами [51].

Розробка глибоких горизонтів на шахтах Донбасу виявила низку проблем. Так, при створенні опорної основи в шахті контрольний кут і відстані між вихідними пунктами зберігалися, а кут дирекції при цьому змінювався на 16-20'. Така груба похибка може призвести до серйозних наслідків, а швидко виявити і виправити її можна тільки гіроскопічним орієнтуванням.

Здійснити з'єднання Євротунелю під протокою Ла-Манш довжиною 50 км без застосування гірокомпасів було б неможливо.

Ще кілька років тому гіроскопічні орієнтування мало неабияке значення і в геодезії. Зокрема, при побудові геодезичних мереж на пунктах Лапласа замість дорогих астрономічних спостережень застосовували гіроскопічне орієнтування.

Наприкінці 80-х років ХХ ст. у ВНДМІ були виконані розробки маркшейдерських гірокомпасів «Меридіан-1» і МВЦ4 з використанням синхронного гістерезисного гіромотора з перезбудженням. На торцевих поверхнях

гіромотора були розташовані оптичні дзеркальні поверхні, виготовлені за спеціальною технологією. Такий гіромотор дозволяє спостерігати прецесійний рух чутливого елемента, що дає можливість виключити приладову поправку. При цьому суттєво підвищується продуктивність робіт по гіроскопічному орієнтуванню.

Гірокомпас «Меридіан-1» був приладом, в якому об'єднані гіроблок, кутомірна частина, поворотний пристрій і підставка. Гіроблок включав маятниковий чутливий елемент з системами торсіонного підвісу і стрічкового токопідвода, аретування і магнітного екранування. У вибухобезпечному корпусі гіроблока встановлений блок живлення, що включає електронний перетворювач і акумуляторну батарею. Поворотний пристрій дозволяє здійснювати розворот гірокомпаса навколо вертикальної осі за допомогою ручного приводу. Кутомірна частина гірокомпаса складається з зорової труби, блоку призм, поворотного дзеркала і обчислювального пристрою. Автоколімаційний канал кутомірної частини дає можливість спостерігати прецесійний рух чутливого елемента по дзеркальній торцевій поверхні ротора. Візирний канал, що включає зорову трубу, блок призм і поворотне дзеркало, забезпечує прив'язку на пункти вихідної і орієнтованої сторін в межах $\pm 20^\circ$ від площини горизонту.

Маркшейдерський гірокомпас МВЦ4 був першим вітчизняним цифровим вибухобезпечним гірокомпасом з автоматизованим процесом визначення гіроскопічного азимута. Гірокомпас складався з основного приладу і блоку живлення. Основний прилад встановлювався на стандартному теодолітному штативі і складався з гіроблока і вимірювального блоку. Гіроблок включав маятниковий ЧЕ на безмоментному торсіонному підвісі спеціальної конструкції. Підведення живлення до гіромотору ПММ-0.8 здійснювалося через торсіонний підвіс. Корпус гіроблока вибухобезпечний. Вимірювальний блок включав зорову трубу для візування на пункт сторони, що орієнтується, цифрову кутомірну частину, цифровий оптоелектронний датчик кута, обчислювальний пристрій і цифрове табло.

Обчислення гіроскопічного азимута в гірокомпасі проводилося автоматично за сигналами від цифрового датчика кута протягом одного періоду прецесійного коливання. Результат обчислення гіроскопічного азимута боку виводився на цифрове табло.

У розробці цифрових гірокомпасів використовують сучасну елементну базу: синхронний гістерезисний гіромотор з торцевої дзеркальною поверхнею; мікропроцесор для обробки вимірювальної інформації; цифровий кутомір та інші. Сучасний гірокомпас повинен мати малу тривалість вимірювального процесу і відрізнятися простотою в обслуговуванні. Це пов'язано, перш за все, з розширенням сфери застосування гіроскопічного орієнтування. У складних гірничо-геологічних умовах різкий прояв гірського тиску не дозволяє забезпечити нерухомість і тривале збереження пунктів опорних і знімальних мереж.

В даний час найбільш досконалі моделі гіроскопічних приладів для орієнтування підземних мереж випускають в Німеччині і Японії. У табл. 1.7. представлені технічні характеристики гіротеодоліта GYROMAT-2000 німецької фірми DMT.

Таблиця 1.7. Технічні характеристики гіротеодоліта GYROMAT-2000.

| Спосіб вимірювання | A | B | C |
|---|----------------|-----|-----|
| Похибка визначення гіроазимута | 3" | 16" | 32" |
| Час вимірювання, хв | 9 | 5 | 2 |
| Кількість визначень від одного заряду акумуляторних батарей | 20 | 30 | 40 |
| Діапазон роботи, °C | ВІД -20 до +50 | | |
| Маса з електронним теодолітом, кг | 16 | | |
| Маса штативу, кг | 9 | | |

За допомогою цього приладу з високою точністю було здійснено з'єднання Євротунелю між Англією і Францією довжиною 50 км.

В Японії фірма «SOKKIA» випускає гіронасадки GP1-2A, яка визначає гіроскопічний азимут з похибкою 20'. Маса гіронасадки, яка встановлюється зверху на електронний теодоліт, становить 3,8 кг.

У РФ у ВНДМІ закінчена розробка гіроприставки МГП. Середня квадратична похибка визначення гіроазимута становить 1', тривалість пуску на широті 60° - 10 хв. Приставка може бути використана спільно з будь-яким стандартним теодолітом. Маса комплексу МГП - всього 8 кг.

Загальна кількість різних моделей гіротеодолітів і наземних гірокомпасів, розроблених до середини 80-х років минулого століття в різних країнах світу, перевищило півсотню. Наукові роботи в цій області активно тривали до початку 90-х років.

На рис.1.15 представлена сучасна продукція КП СП «Завод Арсенал». Гірокомпаси і гіротеодоліти UGT-B, UGT-H, UGT-L і ГТ-3М призначені для автономного високоточного визначення астрономічних азимутів напрямків на місцевості, в стаціонарних об'єктах, мобільних об'єктах на стоянці, для цивільних і військових цілей. Необхідно відзначити, що продукція КП СП «Завод Арсенал» широко використовується для контролю азимута базової площини ракет-носіїв на старті.

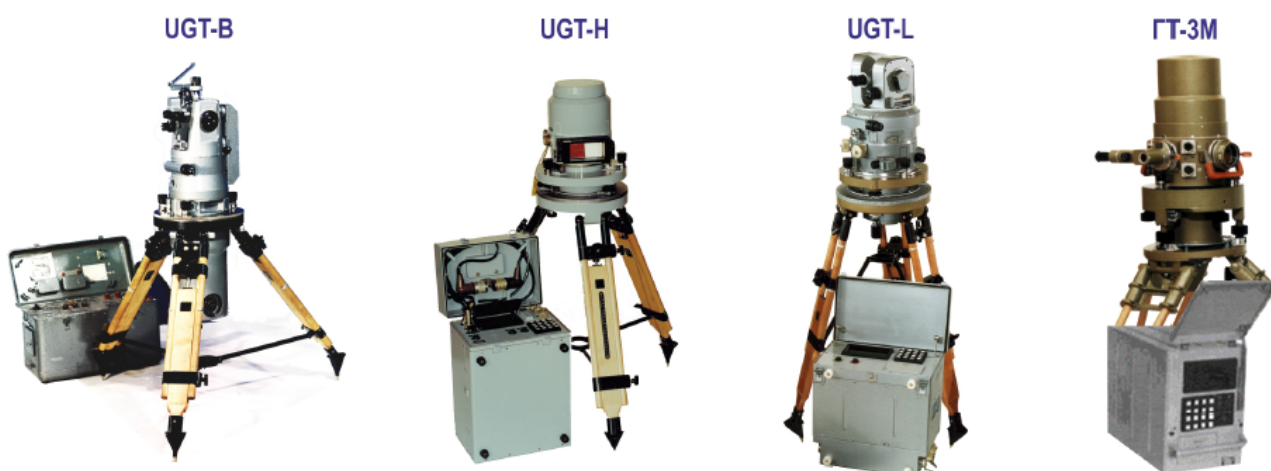


Рис.1.15. Сучасні наземні гірокомпаси КП СП «Завод Арсенал».

В табл. 1.8 представлені технічні характеристики наземних гірокомпасів КП СП «Завод Арсенал».

З початком впровадження супутникових методів визначення координат на земній поверхні (GPS) для гіроскопічною науки настали «чорні дні». Військові в усьому світі швидко оцінили переваги супутникових методів і переключили свої дослідження в цьому напрямку. Це спричинило зупинку виробництва гіроскопічних приладів для військових цілей, що позначилося і на цивільних розробках.

Таблиця 1.8. Технічні характеристики наземних гірокомпасів КП СП «Завод Арсенал».

| | 1Г17 | UGT-B | UGT-B | UGT-B | ГТ-3М |
|-----------------------------------|---------|---------|----------|----------|----------|
| Похибка (σ), кут.сек | 30 | 5 | 15 | 20 | 3 |
| Час визначення азимута, хв | 12 | 36 | 10 | 12 | 30 |
| Зорова труба | + | + | - | + | - |
| Знімання інформації | візуал. | візуал. | автомат. | автомат. | автомат. |
| Робоча температура, °С | -40+50 | -10+50 | 10+35 | 10+35 | -25+50 |
| Кількість блоків у комплекті, шт. | 5 | 3 | 3 | 3 | 3 |

Але в маркшейдерських роботах в підземних гірничих виробітках гіроскопічний спосіб орієнтування залишається єдиним надійним засобом, що забезпечує необхідну точність і надійність опорних і знімальних мереж.

1.3. Інерціальні навігаційні системи

Основними технічними засобами, що забезпечують автономне рішення навігаційної задачі, є інерціальні навігаційні системи (ІНС) [52].

Основне призначення ІНС - визначення координат розташування - широти φ і довготи λ . Досягається це дворазовим інтегруванням показань акселерометрів a_N і a_E :

$$V_E = \int a_E dt, \quad V_N = \int a_N dt;$$

$$\varphi = \frac{1}{R} \int V_N dt, \quad \lambda = \frac{1}{R \cos \varphi} \int V_E dt.$$

Тут R - радіус Землі.

Для того, щоб отримати проєкції a_N і a_E , необхідно геометрично і аналітично обчислити положення географічного тригранника $O\xi\eta\zeta$. Якщо положення географічного тригранника $O\xi\eta\zeta$ будується на борту об'єкта за допомогою гіростабілізованої платформи, то такі ІНС є платформними [53-62]. Якщо положення географічного тригранника $O\xi\eta\zeta$ будується на борту об'єкта аналітично, наприклад, за допомогою сигналів трьох ортогонально розташованих гіроскопів, то такі ІНС є безплатформними (БІНС) [53,63-73].

Перевагами БІНС в порівнянні з платформними ІНС з 60-х років ХХ століття вважалися наступні фактори [52]: зменшення габаритно-масових характеристик через відсутність гіростабілізованих платформ, зменшення енергоспоживання, збільшення ремонтпридатності і надійності, зменшення вартості, відсутність похибок, викликаних виготовленням гіростабілізованої платформи і її системи керування. Однак, як з'ясувалося, БІНС мають свої недоліки: складність калібрування чутливих елементів і виставлення всієї системи на борту об'єкта, підвищення вимог до вібро-і ударостійкості чутливих елементів та інші. Проте, БІНС в останні роки знаходять все більш широке застосування в порівнянні з платформними ІНС.

На рис.1.16 представлена узагальнена функціональна схема БІНС [54].

Для нормальної роботи БІНС необхідні наступні блоки:

- інерціально-вимірювальний модуль, що містить блок гіроскопів і блок акселерометрів;
- блок акселерометрів – для визначення проєкцій вектору уявного прискорення на осі, пов'язані з об'єктом;
- блок гіроскопів – для визначення проєкцій вектору абсолютної кутової швидкості на осі, пов'язані з об'єктом;
- блок перерахунку – для перетворення проєкцій вектору уявного прискорення на осі географічної системи координат;

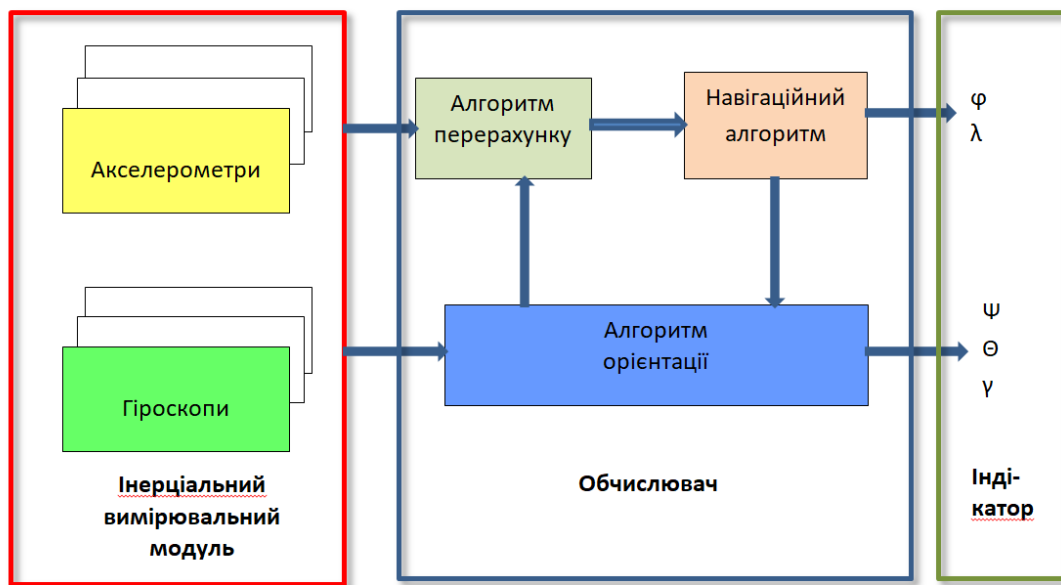


Рис.1.16 Узагальнена функціональна схема БІНС.

- алгоритм орієнтації – для вирішення задачі орієнтації і формування матриці напрямних косинусів, використовуваної в блоці перерахунку;
- навігаційний алгоритм – для вироблення координат місцезнаходження об'єкта, проєкцій швидкості об'єкта, а також формування компонент вектору кутової швидкості географічної системи координат.

1.3.1. Вибір чутливих елементів БІНС

Вибір чутливих елементів є важливим етапом при розробці БІНС. Так, наприклад, при розробці БІНС SpaceNaute® для «Аріан-6», запуск якої запланований на 2020 р. компанія Safran Electronics & Defense (раніше відома як Sagem) провела порівняльні дослідження, в результаті яких було запропоновано оригінальне рішення [74]. Компанія Safran виробляє широку номенклатуру виробів інерціальної техніки: ДНГ, волоконні оптичні гіроскопи (ВОГ), кільцеві

лазерні гіроскопи (КЛГ), хвильові твердотільні гіроскопи (ХТГ). Кожен виріб має свої переваги і недоліки, тому, щоб вибрати оптимальний варіант для конкретного застосування, необхідно здійснювати порівняльний аналіз. ІНС для ракети-носія повинна включати датчики навігаційного класу точності, при цьому існує обмежений спектр гіроскопів такого класу, а саме:

- механічні гіроскопи, наприклад ДНГ, які на сьогоднішній день вважаються застарілими;
- перспективні мікромеханічні гіроскопи (МЕМС), які поки що не здатні забезпечити необхідний рівень точності;
- КЛГ на сьогоднішній день використовуються на всіх літальних апаратах цивільної та військової авіації, а також на ракетах-носіях;
- ВОГ найбільш поширені в цивільній авіації, проте відомі випадки їх застосування в бортових системах супутників або ракет-носіїв;
- ХТГ застосовуються в таких високотехнологічних галузях, як далека космічна навігація або супутники з тривалим терміном експлуатації.

При виборі сучасних типів гіроскопів, що відповідають вимогам ракет-носіїв майбутнього (в тому числі «Аріан-6»), слід розглядати КЛГ, ВОГ і ХТГ. На першому етапі аналізу розглядалися основні характеристики точності гіроскопів: стабільність зміщення нуля, нестабільність масштабного коефіцієнта і випадковий відхід за кутом (ВВК).

Єдиним недоліком КЛГ є його ВВК, пов'язаний головним чином з механізмом вібропідставки, яка необхідна для запобігання синхронізації двох проти-лежно спрямованих лазерних променів. ВВК впливає на тривалість початкової виставлення, проте для ракети-носія це не має значення, оскільки кілька додаткових хвилин для цієї мети перед стартом цілком припустимі.

Серйозний недолік ВОГ складається в значній нестабільності його масштабного коефіцієнта, яка приблизно в 10 разів більше, ніж у КЛГ.

Крім того, через неоднорідність конструкції його чутливого елемента (котушки з волокном) складно забезпечити довготривалу стабільність його пара-

метрів і просторового положення осі чутливості. Ці показники непорівнянні з КЛГ.

Характеристики точності ХТГ сильно варіюються, оскільки вони безпосередньо пов'язані зі способом збудження поперечних пружних хвиль всередині резонатора; тому вони залежать в основному від особливостей використовуваної електроніки. ХТГ за своїми властивостями може конкурувати з КЛГ, а його ВВК, щонайменше, такий же, як у ВОГ.

Таким чином, всі три типи гіроскопів володіють досить високими характеристиками точності. Тому на першому етапі відбору немає підстав відмовлятися від жодного з них. Разом з тим, необхідно відзначити, що КЛГ і ХТГ більш зручні в конструктивному плані для забезпечення необхідних робочих характеристик.

В табл. 1.9 представлені оцінки даних типів гіроскопів за основними характеристиками точності (за трибальною шкалою).

Таблиця 1.9. Порівняння похибок гіроскопів

| Види гіроскопів | | КЛГ | ВОГ | ХТГ |
|-----------------|--|-----|-----|-----|
| Характеристики | Систематична складова дрейфа нуля | 3 | 2 | 3 |
| | Нестабільність зміщення нуля | 3 | 3 | 3 |
| | Випадковий відхід по куту | 2 | 3 | 3 |
| | Нестабільність масштабного коефіцієнта | 3 | 1 | 3 |
| | Розузгодження | 3 | 2 | 3 |

На наступному етапі виконувалося порівняння технічних характеристик ІНС з урахуванням більш глибокого аналізу параметрів різних типів гіроскопів з точки зору їх експлуатації в умовах космосу, що потребує їх підвищеної захищеності. Однак, незважаючи на те, що іноді можна захистити датчик від агресивного впливу середовища (наприклад, за рахунок використання еластичної підвіски більшого розміру для компенсації сильних вібрацій), таке технічне рішення призводить до обваження конструкції системи, а також до збільшення її вартості.

ВОГ здатні витримувати значні впливи факторів навколишнього середовища, однак їх точність найчастіше серйозно погіршується в агресивних умовах (вібрація, ударні впливи та градієнти температури). Це пов'язано, зокрема, з неоднорідністю структури котушки з волокном, через яку виникає фазова невзаємність всередині оптичного інтерферометра і, як наслідок, зміщення нуля. Підвищити стійкість до космічного випромінювання можна за рахунок оптимального вибору легуючої добавки в зберігаюче поляризацію оптичне волокно ВОГ, але для цього потрібні спеціальні конструктивні рішення.

І КЛГ і ХТГ в цілому стійкі до впливу космічного середовища завдяки монолітній конструкції (їх корпуси виконані з цілісного шматка склокераміки і цілісного шматка плавленого кварцу).

У табл. 1.10 представлені порівняльні характеристики гіроскопів по їх стійкості до впливу навколишнього середовища (за трибальною шкалою). Як видно з таблиці, для забезпечення максимальної стійкості ІНС до зовнішніх впливів краще використовувати КЛГ і ХТГ.

Таблиця 1.10. Порівняння гіроскопів по їх стійкості

| | Види гіроскопів | КЛГ | ВОГ | ХТГ |
|-----------|-----------------------|-----|-----|-----|
| Стійкість | Ударостійкість | 3 | 2 | 3 |
| | Стійкість до вібрації | 3 | 1 | 3 |
| | Термочутливість | 3 | 1 | 3 |
| | Стійкість до радіації | 3 | 2 | 3 |

Нарешті, підвищення конкурентоспроможності ІНС для ракети-носія досягається також за рахунок оптимізації масогабаритних параметрів, оскільки зменшення маси є найбільш частою вимогою для космічного застосування. Таким чином, габарити, маса і споживча потужність мають пріоритетне значення.

Для ВОГ і КЛГ, принцип дії яких заснований на ефекті Саньяка, необхідні великі інтерферометри, що забезпечують робочі характеристики навігаційного класу. Внаслідок цього в складі ВОГ є масивна котушка (при цьому маса са-

мого волокна невелика), а в складі КЛГ - важка основа зі склокераміки. У той же час ХТГ надзвичайно компактний і легкий: він приблизно в 10 разів менше оптичних гіроскопів.

У табл. 1.11. порівнюються вибрані типи гіроскопів за масогабаритними характеристиками і споживчої потужності (за трибальною шкалою).

Як видно з таблиці, з цієї точки зору ХТГ, безсумнівно, є найкращим варіантом.

Таблиця 1.11. Порівняння масогабаритних характеристик гіроскопів

| | Види гіроскопів | КЛГ | ВОГ | ХТГ |
|-----|---------------------|-----|-----|-----|
| МГХ | Розмір | 2 | 1 | 3 |
| | Маса | 1 | 2 | 3 |
| | Споживча потужність | 2 | 3 | 3 |

Представлені узагальнені результати фактичного аналізу характеристик зазначених типів гіроскопів, який, зрозуміло, проводився на набагато більш глибокому рівні, в цілому дозволяють зробити висновок про те, що ХТГ є оптимальним технічним рішенням для застосування на ракеті-носії. Єдиний його недолік полягає в тому, що він ніколи не використовувався в системах управління космічних ракет-носіїв, хоча на момент проведення аналізу сотні систем на основі ХТГ вже були запуснені з Землі на орбіту в складі бортових систем орієнтації і орбітального маневрування супутників, в тому числі в рамках програм далеких космічних польотів.

Перерахуємо такі основні характеристики точності ХТГ фірми Safran:

- довготривала стабільність зміщення нуля – $0,005^\circ/\text{г}$ (СКВ);
- нестабільність масштабного коефіцієнта – 1 ppm (СКВ);
- ВВК – $0,0002^\circ/\sqrt{\text{г}}$.

Для забезпечення нормального функціонування БІНС необхідно проводити їх калібрування та виставлення.

1.3.2. Калібрування БІНС

Під калібруванням розуміється визначення значень коефіцієнтів математичної моделі похибок ЧЕ, необхідних для отримання правильних результатів вимірювань фізичних величин. Але перед вибором методики калібрування необхідно мати модель похибок ЧЕ. Точність калібрування коефіцієнтів моделі не може бути вище їх нестабільності. Величина нестабільності коефіцієнтів моделі похибок ЧЕ характеризує точність БІНС.

Математична модель похибок акселерометрів і гіроскопів має схожий характер і відрізняється певними додатковими складовими, які враховують особливості конструкції і принципу дії. У загальному випадку вона включає в себе наступні величини [75]:

- зміщення нуля - систематична похибка у вимірах вхідного сигналу в нормальних кліматичних умовах;
- масштабний коефіцієнт - величина, що характеризує відношення зміни в вихідному сигналі до зміни вхідного впливу;
- кути розузгодження або неортогональності - кути, утворені вимірювальними осями ЧЕ і відповідними осями приладу. Зазвичай виражаються матрицею напрямних косинусів або кутами Ейлера-Крилова.

У сучасній літературі питанням калібрування присвячено безліч робіт, в яких запропоновані різноманітні алгоритми і методики визначення калібрувальних параметрів [75,76].

Калібрування буває стендове (на виробництві) і об'єктове (на об'єкті) (рис.1.17). Калібрування на об'єктах в основному служить для уточнення параметрів, які змінюються від пуску до пуску і можуть бути отримані без застосування спеціального високоточного випробувального устаткування.

На практиці найбільшого поширення набули векторні методи калібрування, коли показання інерціальних датчиків порівнюються з їх еталонними зовнішніми значеннями. В якості метрологічного еталона для

акселерометрів застосовують значення проєкцій вектору прискорення сили тяжіння на осі зв'язаної системи координат, а для гіроскопів - вектор кутової швидкості обертання Землі в сумі зі значенням, що задається стендом [77-83].

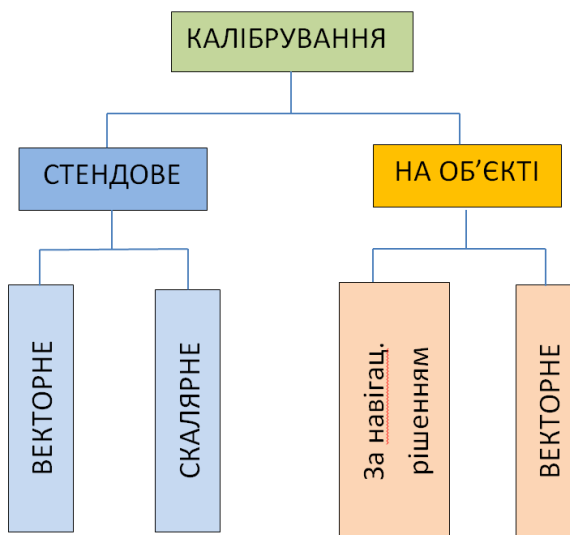


Рис.1.17. Види калібрування БІНС

Іноді в якості еталону для калібрування використовується скалярна величина [84-86], наприклад, модуль прискорення сили тяжіння. Скалярна величина зручна для калібрування тим, що не пред'являє жорстких вимог до кутового виставлення випробувального устаткування і виставлення датчиків на випробувальному обладнанні. Однак, при цьому необхідно мати досить високу точність вимірювання нормованих вихідних сигналів датчиків. Крім того, на точність скалярного калібрування впливають похибки завдання кутів поворотів випробувального устаткування [87].

Відомі методи калібрування за навігаційним рішенням [88]. У цих методах для оцінки калібрувальних параметрів використовується фільтр Калмана. Основною перевагою даного методу є те, що калібрування ІВМ проводиться при роботі навігаційної системи з урахуванням каналу передачі даних і похибок обчислювальних алгоритмів. Знайдені і уточнені в ході

калібрування значення коефіцієнтів використовуються для алгоритмічної компенсації систематичних похибок вимірювань гіроскопів і акселерометрів.

1.3.3. Виставлення БІНС

Виставлення (виставка) - це процес визначення орієнтації осей БІНС щодо опорної системи координат. Виставлення можна розділити на початкову і виставлення в польоті [73] (Рис.1.18).

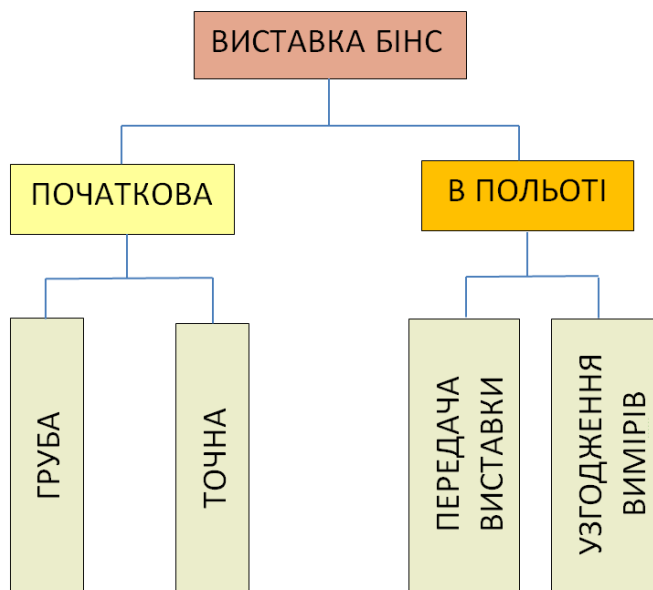


Рис.1.18. Види виставлення БІНС

Зазвичай процес початкового виставлення розділений на дві фази - грубе і точне виставлення [89,90]. Призначення алгоритмів грубого виставлення полягає в оцінці орієнтації інструментальних осей щодо навігаційної системи координат. Використання алгоритму залежить від типу ІНС. У платформної ІНС відбувається фізичне виставлення платформи за отриманими кутами. У БІНС - ці кути визначаються аналітично.

Стандартний алгоритм грубого виставлення [90] використовує показання двох акселерометрів і гіроскопа для оцінки орієнтації. Вихідні сигнали акселерометрів використовуються для вирішення побудови площини горизонту, а вихідний сигнал гіроскопа потрібний для оцінки азимута. Блок-схема процесу грубого виставлення приведена в [91].

На етапі точного виставлення, малі кути зсуву між опорною системою координат і системою координат об'єкту обчислюються точно з використанням інформації від різних датчиків. При цьому узагальнений фільтр Калмана дає оцінки похибок орієнтації, помилок північній і східній складових швидкості [92].

Модель помилок БІНС має важливе значення при реалізації фільтра Калмана для режиму виставлення і роботи алгоритмів навігації [93]. У цій роботі отримані співвідношення між кутами нахилу і помилками кватерніонів, які виводяться шляхом обчислення різниці матриць напрямних косинусів опорної системи координат і аналітичної платформи.

Польоти космічних апаратів вимагають точного наведення їх корисного навантаження і точної орієнтації. Така точність досягається за рахунок калібрування і виставлення системи. Робота [94] розглядає проблему абсолютного виставлення та калібрування системи, яка містить два зоряних датчика та інерціальний блок. Останній складається з трьох волоконно-оптичних гіроскопів. Моделі виставлення та калібрування гіроскопів реалізовані в фільтрі Калмана (Alignment Kalman Filter - АКФ). АКФ оптимально оцінює орієнтацію, зміщення нулів гіроскопів, калібрувальні параметри гіроскопа і виставлення датчиків щодо космічного апарату. Вихідний шум є природною частиною моделі і фільтр може відстежувати зміни параметрів. В роботі отримані моделі помилок гіроскопів і розроблена ефективна, чисельна надійна реалізація АКФ.

Швидкий спосіб початкового виставлення досліджений в [95]. Тут була введена модель помилки БІНС і представлений швидкий метод оцінювання азимутальної помилки для початкового виставлення БІНС на нерухомій основі. Даний метод оцінки значно прискорює процес збіжності фільтра Калмана, що призводить до зменшення часу початкового виставлення. Результати моделювання показали ефективність запропонованого способу.

Через погану спостережливість ІНС на нерухомій основі, оцінка помилки азимута буде повільно сходитися при початковому виставленні за допомогою

фільтра Калмана. В роботі [96] пропонується швидкий метод оцінювання помилки азимута для початкового виставлення ІНС на нерухомій основі. На підставі швидкої збіжності помилки горизонтування, помилка азимута може бути розрахована безпосередньо. За допомогою цього методу вдається значно знизити час початкового виставлення. Представлені результати комп'ютерного моделювання ілюструють ефективність методу.

Стаття [97] передбачає обробку сигналів гіроскопа і акселерометра декількома рівнями вейвлет розкладання, щоб видалити високочастотні складові шуму. Запропонований метод вейвлет перетворення для зменшення шуму був застосований в навігаційному ІВМ (LTN90-100). Результати показали, що точна процедура виставлення і швидка збіжність алгоритму оцінки, а також зниження оцінки коваріації трьох кутів орієнтації, можуть бути отримані.

Виставлення в польоті використовується на ракетах. Для систем, для яких час готовності не є критичним, цей процес виставлення може бути виконаний до запуску двигуна ракети передачею навігаційних даних з платформи, що здійснює пуск. [98]. Навпаки, для систем, що вимагають високої швидкодії, істотні затримки до запуску при виставленні не припустимі. В цьому випадку, процес виставлення повинен бути виконаний після запуску під час польоту ракети. Виставлення в польоті погоджує дані вимірювань ІВМ з даними, наданими від зовнішніх датчиків. Відмінності між оцінками вектору стану ІНС і зовнішніх даних використовуються в навігаційному фільтрі Калмана для корекції помилок. Виставлення в польоті для системи з великими кутами невиставлення запропонована в [99].

ІНС не схильні до дії штучних перешкод [100]. Основним джерелом похибок в ІНС є похибки інерціальних датчиків (гіроскопів і акселерометрів), некоректна ініціалізація навігаційної системи, а також недосконалість гравітаційної моделі, що використовується для обчислень. Основними похибками гіроскопів і акселерометрів є нестабільність зміщення нуля, яка вимірюється в °/год для гіроскопів і в мікро-g для акселерометрів, і стабільність масштабного кое-

фіцієнта, яка вимірюється в мільйонних частках (ppm) значень інерціальних параметрів.

Розробка сучасних інерціальних ЧЕ на заході проводиться для забезпечення критерія SWaP+C (Size, Weight and Power+Charge). Для інерціальних ЧЕ космічного призначення критерій SWaP+C скорочується до SWaP.

Найбільш точними гіроскопами в даний час є електростатичні гіроскопи. Так при проведенні експерименту з перевірки загальної теорії відносності, що проводився національним космічним агентством США (NASA) спільно зі Стенфордським університетом в 2006 р., вимірювалася деформація простору-часу поблизу Землі, що обертається. При цьому опорну систему координат створювали чотири електростатичні гіроскопи з випадковим дрейфом 10^{-11} %/год. Як свідчить світовий досвід останніх чотирнадцяти років, існують ресурси для подальшого підвищення точності електростатичних гіроскопів. Однак, через велику вартість електростатичні гіроскопи застосовуються лише в автономних ІНС та БІНС підводної і космічної навігації.

У більшості випадків похибка ІНС з гіроскопами з нестабільністю зміщення нуля 0,01 %/год та акселерометрами з нестабільністю зміщення нуля 10 мікро-g зростає зі швидкістю 1 морська миля на годину [100].

Якщо тривалість роботи набагато коротша, дрейф гіроскопа, зміщення нуля акселерометра, похибка початкової виставлення ІНС і похибки вихідних даних також призводять до відповідної похибки визначення місцезнаходження. Вимоги до характеристик ІНС безпосередньо впливають на вибір інерціальних датчиків.

Дворазове інтегрування призводить до накопичення похибок. Для корекції БІНС їх інтегрують з супутниковими навігаційними системами. Тут ми повертаємося до того, з чого починали - неавтономних супутникових навігаційних систем.

Висновки до розділу 1

1. Магнітні компаси завдяки своїй простоті і надійності використовуються в даний час в складі навігаційного обладнання рухомих та нерухомих об'єктів в якості резервного курсопоказчика.

2. Механічні гірокомпаси є автономними засобами визначення курсу і використовуються в складі навігаційного обладнання морських і наземних рухомих об'єктів.

3. Інерціальні навігаційні системи є основними автономними засобами визначення навігаційних параметрів. Для забезпечення повної автономності ІНС потрібні високоточні і дорогі чутливі елементи. Застосування ЧЕ середньої точності призводить до необхідності інтегрування ІНС з іншими, наприклад, супутниковими навігаційними системами.

4. Виникає проблема створення нових способів автономного визначення навігаційних параметрів рухомих об'єктів без подвійного інтегрування показань акселерометрів.

РОЗДІЛ 2

АВТОНОМНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ШИРОТИ ТА ДОВГОТИ НЕРУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ

Для нормальної роботи інерціальних навігаційних систем необхідно мати початкові значення координат місця розташування. Зазвичай ці значення є відомими, якщо рух транспортних засобів здійснюється з місць з відомими координатами (аеропорти, космодроми або морські порти). Якщо ж об'єкт стартує з нових місць з невідомими координатами, то початкові значення координат місця можна визначити, використовуючи астрономічні пристрої, або, застосовуючи приймачі супутникової навігаційної системи або засоби радіозв'язку.

Однак астрономічні методи залежать від погодних умов, а нормальна робота супутникових засобів і засобів радіозв'язку може бути порушена системами радіоелектронної боротьби.

Першим автономним засобом визначення широти був гіроширот - гіроскоп Фуко II роду (1852). Однак необхідні попередні умови для побудови гіроширота ускладнюють його практичну реалізацію [101,102].

Другим автономним засобом визначення широти є безкарданний гірошироткомпас [103], у якого визначення широти базується на формулі:

$$\cos \varphi = \frac{1}{\Omega} \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2}, \quad (2.1)$$

де ω_x, ω_y - горизонтальні проекції північної складової кутової швидкості Землі $\Omega \cos \varphi$, вимірювані двома гіроскопами, що працюють в режимі датчиків кутової швидкості:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \Omega \cos \varphi \cdot \cos \psi, \\ \omega_y &= \Omega \cos \varphi \cdot \sin \psi, \end{aligned}$$

або вимірювані одним ДНГ, з вертикально розташованої віссю обертання ротора, Ω - кутова швидкість обертання Землі, φ - широта, ψ - поточний кут курсу.

Однак, в цьому випадку необхідно або попередньо горизонтувати площадку, на якій розташовані гіроскопи, або аналітично враховувати нахил площадки щодо площини горизонту.

При визначенні довготи на наземних і морських рухомих об'єктах використовуються методи числення шляху, методи тріангуляції і сферичної тригонометрії [104,105]. Слід зазначити, що якщо визначення початкової широти, курсу або азимута дозволяють досягти автономності, то фізично здійснити повністю автономне визначення довготи не вдається через суб'єктивно призначеного Гринвічського меридіана, щодо якого відбувається відлік довготи.

2.1. Автономне визначення широти нерухомих об'єктів

Найбільш універсальним автономним методом визначення широти є використання інерціально-вимірювального модуля (ІВМ) і навігаційного комп'ютера [102]. ІВМ повинен містити як мінімум три акселерометра, три гіроскопа - датчика кутової швидкості, а також сервісні електронні схеми. Введемо в розгляд наступні системи координат: $O\xi\eta\zeta$ - географічна система координат (рис.2.1), причому вісь $O\eta$ спрямована на північ, вісь $O\xi$ - на схід, а $O\zeta$ - місцева вертикаль, $Oxyz$ - система координат, пов'язана з інерціально-вимірювальним модулем (ІВМ).

Позначимо через φ - геодезичну широту місця, φ_0 - геоцентричну широту місця, \vec{g} - вектор прискорення сили тяжіння, $\vec{\Omega}$ - вектор кутової швидкості обертання Землі.

Згідно скалярному добутку двох векторів:

$$\vec{\Omega} \cdot \vec{g} = \Omega \cdot g \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} + \varphi\right) \quad (2.2)$$

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.

З іншого боку, ліву частину виразу (2.2) можна представити у вигляді:

$$\vec{\Omega} \cdot \vec{g} = \Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z, \quad (2.3)$$

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

g_x, g_y, g_z - проекції прискорення сили тяжіння на ті ж самі вісі.

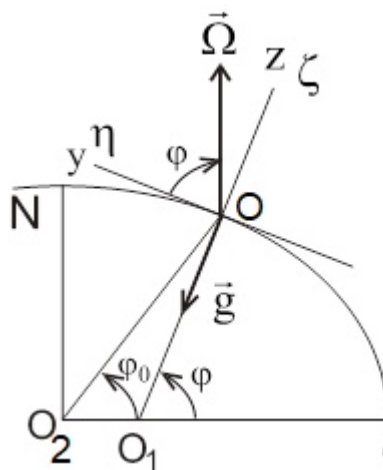


Рис. 2.1. Положення ІВМ відносно Землі

Порівнюючи праві частини виразів (2.2) і (2.3), отримаємо

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

З останнього виразу отримаємо вираз для широти місяця:

$$\varphi = -\arcsin \left[\frac{1}{\Omega \cdot g} (\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z) \right]. \quad (2.5)$$

Отже, для обчислення широти місяця необхідно знати значення проекцій кутової швидкості обертання Землі і проекції прискорення сили тяжіння на осі, пов'язані з ІВМ.

Для перевірки справедливості останнього виразу будемо вважати, що вісі ІВМ збігаються з осями географічної системи координат: $Ox = O\xi$, $Oy = O\eta$, $Oz = Oz$. 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 (2.4) отримаємо тривіальний вираз $\sin \varphi_n = \sin \varphi$.

Для перевірки формули (2.5) у випадку, коли осі ІВМ збігаються з осями географічної системи координат, була розроблена Simulink модель, схема якої міститься у Додатку В.

Розрахунки для різних значень широти, підтвердили справедливість виразу (2.5).

На основі отриманого аналітичного виразу (2.5) пропонується новий *метод автономного визначення широти місця* для нерухомих об'єктів:

1. Вимірюються проекції кутової швидкості обертання Землі на вісі Ox, y, z , пов'язані з ІВМ;
2. Вимірюються проекції прискорення сили тяжіння на ті ж самі вісі;
3. Обчислюються модулі кутової швидкості обертання Землі та прискорення сили тяжіння;
4. Обчислюється широта місця за виразом (2.5).

На практиці ІВМ може бути відхилений від площини горизонту та від площини меридіану. Проведемо дослідження впливу постійного нахилу ІВМ від горизонту та його відхилення в азимуті на розроблений метод визначення широти.

2.1.1. Визначення широти при постійних нахилах ІВМ

Нехай ІВМ має нахил відносно площини горизонту, а також відхилення по азимуту, як показано на рис.2.2. Тут кути ψ, θ, γ - постійні кути рискання, тангажу і крену.

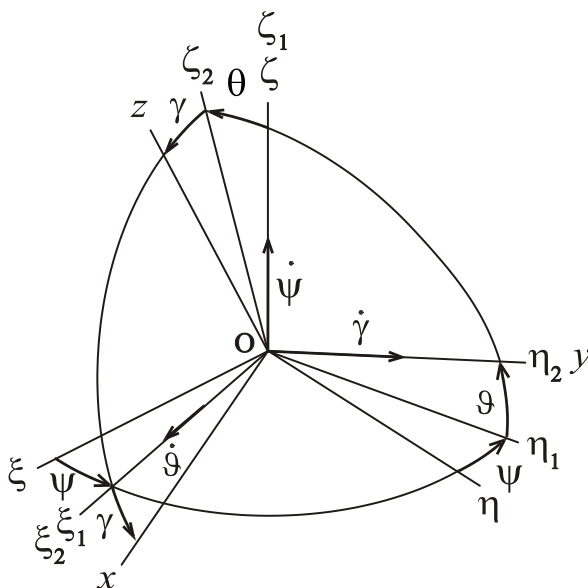


Рис. 2.2. Постійні нахили ІВМ на кути ψ, θ, γ

Системи координат пов'язані між собою таким співвідношенням:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}, \quad (2.6)$$

де \mathbf{C}_n^b - матриця напрямних косинусів:

$$\mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix}.$$

Зі співвідношення (2.6) можна отримати матричні вирази для проєкцій прискорення сили тяжіння:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}, \quad (2.7)$$

а також проєкції кутової швидкості обертання Землі:

$$\begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega \cos \varphi \\ \Omega \sin \varphi \end{bmatrix}. \quad (2.8)$$

Зі співвідношень (2.7) отримаємо

$$\begin{aligned} g_x &= \sin \gamma \cdot \cos \theta \cdot g; \\ g_y &= -\sin \theta \cdot g; \\ g_x &= -\cos \gamma \cdot \cos \theta \cdot g. \end{aligned} \quad (2.9)$$

Зі співвідношень (2.8) будемо мати

$$\begin{aligned} \Omega_x &= (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi) \cdot \Omega \cos \varphi - \sin \gamma \cdot \cos \theta \cdot \Omega \sin \varphi; \\ \Omega_y &= \cos \theta \cos \psi \cdot \Omega \cos \varphi + \sin \theta \cdot \Omega \sin \varphi; \\ \Omega_x &= (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi) \cdot \Omega \cos \varphi + \cos \gamma \cdot \cos \theta \cdot \Omega \sin \varphi. \end{aligned} \quad (2.10)$$

Якщо підставити праві частини виразів (2.9) і (2.10) в праву частину (2.4), після нескладних перетворень отримаємо

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

Таким чином, постійний нахил ІВМ щодо площини горизонту, а також відхилення ІВМ по азимуту не впливають на визначення початкової широти місця.

Для перевірки формули (2.5) для різних постійних кутів нахилу основи, була розроблена Simulink модель, схема якої зображена у Додатку Г.

В табл. 2.1 відображені результати обчислень широти згідно розробленої Simulink моделі.

З приведеної таблиці видно, що розроблений метод визначення початкової широти інваріантний до постійного нахилу ІВМ відносно площини горизонту, а також відхиленню ІВМ в азимуті.

Крім постійних кутів нахилу основи було розглянуто випадок, коли кути нахилу основи є випадковими процесами типу білого шуму. На рис.2.3 відображені графічні залежності розрахункової широти у градусах (верхній графік), та кути рискання, крену і тангажу від часу у секундах.

Таблиця 2.1. Результати обчислень широти для постійних кутів нахилу основи

| | Рискання, град | Тангаж, град | Крен, град | Широта місця, град | Широта розрахункова за розробленою методикою, 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 |

Потужність шуму однакова і складала 0,1 радіан або 5,73 град, час вибирання для кутів ψ, θ, γ – 0,03 с; 0,01 с та 0,02 с.

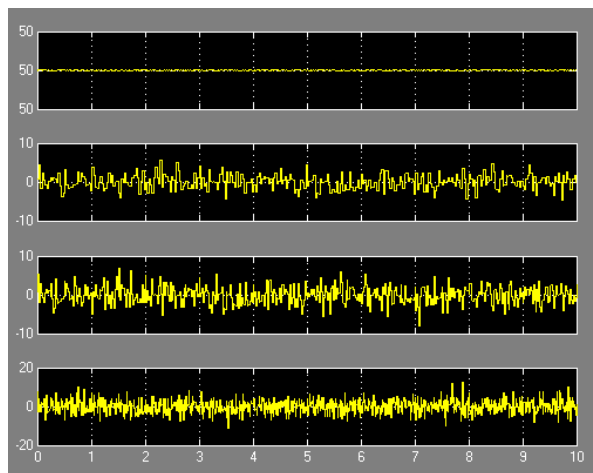


Рис. 2.3. Залежності розрахункової широти для випадкових кутів нахилу основи

З приведених графіків видно, що визначення початкової широти не залежить від випадкових нахилів ІВМ відносно площини горизонту, а також відхиленню ІВМ відносно азимуту.

2.1.2. Експериментальне визначення широти

- ІВМ на основі трьох кільцевих лазерних гіроскопів і трьох акселерометрів

Для експериментального визначення широти використовувався ІВМ, що складався з ортогонально розташованих трьох кільцевих лазерних гіроскопів RL-28 і трьох акселерометрів АКС-05 (рис.2.4) виробництва КП СПБ «Арсенал» [106].

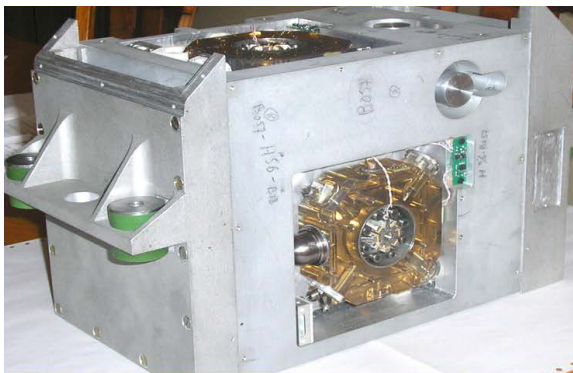


Рис.2.4. ІВМ виробництва КП СПБ «Арсенал»

Для проведення експериментального визначення широти була розроблена спеціальна методика:

1. Встановити попередньо відкалібрований ІВМ на нерухому основу;
2. З'єднати входи ІВМ з джерелом живлення, а виходи – з інтерфейсом комп'ютера.
3. Підключити гіроскопи, акселерометри та комп'ютер до живлення;
4. Записати вихідні сигнали ІВМ протягом 100 – 200 сек;
5. Усереднювати вихідні сигнали ІВМ;
6. Розрахувати модуль прискорення сили тяжіння та модуль кутової швидкості обертання Землі;
7. Розрахувати широту місця згідно виразу (2.5);
8. Розрахувати похибку визначення широти місця.

Перший експеримент проходив у м. Київ (широта місця: $\varphi = 50^{\circ}27'0''$).

Вимірювалися усереднені значення проекцій кутової швидкості обертання Землі (град/год) і проекцій прискорення сили тяжіння (м/с^2) на осі, пов'язані з інерціально-вимірювальним модулем:

$$\begin{aligned}\Omega_x &= 9,426 \text{ град/год}; & g_x &= -0,0437 \text{ м/с}^2; \\ \Omega_y &= 11,663 \text{ град/год}; & g_y &= 9,8117 \text{ м/с}^2; \\ \Omega_z &= -1,055 \text{ град/год}; & g_z &= -0,0070 \text{ м/с}^2.\end{aligned}\tag{2.11}$$

Попередня перевірка показала, що

$$\begin{aligned}\Omega &= \sqrt{\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2} = 15,033 \text{ град/год}; \\ g &= \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2} = 9,8118 \text{ м/с}^2.\end{aligned}$$

Обчислення значення широти склало $\varphi = 50^\circ 36' 14''$. Похибка визначення широти $\Delta\varphi = 0^\circ 09' 14''$.

Другий експеримент проводився в м. Харків (широта місця: $\varphi = 50^\circ 00' 00''$).

Виміряні усереднені значення проекцій кутової швидкості обертання Землі (град/год) і проекцій прискорення сили тяжіння (м/с^2) на осі, пов'язані з інерціально-вимірювальним модулем були рівні:

$$\begin{aligned}\Omega_x &= 9,556 \text{ град/год}; & g_x &= 0,0236 \text{ м/с}^2; \\ \Omega_y &= 11,460 \text{ град/год}; & g_y &= 9,8092 \text{ м/с}^2; \\ \Omega_z &= 0,057 \text{ град/год}; & g_z &= 0,0626 \text{ м/с}^2.\end{aligned}\tag{2.12}$$

Попередня перевірка показала, що

$$\begin{aligned}\Omega &= \sqrt{\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2} = 14,942 \text{ град/год}; \\ g &= \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2} = 9,8089 \text{ м/с}^2.\end{aligned}$$

Обчислене значення широти склало $\varphi = 49^\circ 43' 30''$. Похибка визначення широти $\Delta\varphi = 0^\circ 16' 30''$.

Можна припустити, що основними причинами виникнення похибки визначення широти місця, є похибки гіроскопів і акселерометрів. Крім того, за еталонне значення широти приймалося геоцентричне значення широти, отри-

мане від приймача GPS, яке відрізняється від геодезичного значення широти. Відомо співвідношення між геоцентричною φ_0 і геодезичною φ широтами [107]:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{a^2}{b^2} \operatorname{tg}\varphi_0, \quad (2.13)$$

де a , b - велика і мала півосі земного еліпсоїда.

Якщо в якості моделі Землі приймають еліпсоїд Красовського, то $a_1 = 6378245$ м, $b_1 = 6356863$ м [26], якщо ж в якості референц-еліпсоїда приймають модель WGS-84, то $a_2 = 6378137$ м, $b_2 = 6356752.3142$ м.

Скористаємося відомим тригонометричним співвідношенням

$$\operatorname{tg}(\varphi - \varphi_0) = \frac{\operatorname{tg}\varphi - \operatorname{tg}\varphi_0}{1 + \operatorname{tg}\varphi \cdot \operatorname{tg}\varphi_0}. \quad (2.14)$$

Вираз (2.13) підставимо в праву частину співвідношення (2.14)

$$\operatorname{tg}(\varphi - \varphi_0) = \frac{\left(\frac{a^2}{b^2} - 1\right) \operatorname{tg}\varphi_0}{1 + \frac{a^2}{b^2} \cdot \operatorname{tg}^2\varphi_0}. \quad (2.15)$$

Позначимо різницю (поправку) між геодезичною φ і геоцентричною φ_0 широтами через $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_0$, визначимо її за виразом:

$$\Delta\varphi_i = \operatorname{arctg} \frac{\left(\frac{a_i^2}{b_i^2} - 1\right) \operatorname{tg}\varphi_0}{1 + \frac{a_i^2}{b_i^2} \cdot \operatorname{tg}^2\varphi_0}, \quad i = 1, 2. \quad (2.16)$$

У табл. 2.2 представлені різниці $\Delta\varphi_1$ та $\Delta\varphi_2$, а також абсолютні значення $\Delta\varphi = |\Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2|$. Межі інтервалу геоцентричної широти φ_0 належать території України.

На широті 45° (на південь від м. Одеса) спостерігається максимум величини $\Delta\varphi$. Для даної широти похибка лінійної координати $\Delta s = \Delta\varphi \cdot R$, викликана відмінністю моделей референц-еліпсоїда Землі, складе 175,21 м.

Таблиця 2.2. Поправки $\Delta\varphi_1$ та $\Delta\varphi_2$, а також абсолютні значення $\Delta\varphi = |\Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2|$.

| φ_0 | $\Delta\varphi_1$, град | $\Delta\varphi_2$, град | $\Delta\varphi = \Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2 $, град |
|-------------|--------------------------|--------------------------|--|
| 40 | 0.189583389065247 | 0.189610474110812 | 2.70850455643123e-005 |
| 41 | 0.190612456803986 | 0.190639685711852 | 2.72289078661059e-005 |
| 42 | 0.191408973768004 | 0.191436313273804 | 2.73395057997783e-005 |
| 43 | 0.191972049714208 | 0.191999466441765 | 2.74167275567117e-005 |
| 44 | 0.192301079933249 | 0.19232854043555 | 2.74605023017349e-005 |
| 45 | 0.192395745589025 | 0.192423216389171 | 2.74708001459234e-005 |
| 46 | 0.192256013706828 | 0.192283461338897 | 2.74476320684669e-005 |
| 47 | 0.191882136812096 | 0.191909527861884 | 2.73910497884111e-005 |
| 48 | 0.191274652222171 | 0.191301953367758 | 2.73011455876604e-005 |
| 49 | 0.190434380993884 | 0.190461559045969 | 2.71780520848808e-005 |
| 50 | 0.189362426530158 | 0.18938944847212 | 2.70219419621909e-005 |

Таким чином, можна зробити висновок про необхідність врахування поправки $\Delta\varphi_i$ при отриманні геодезичної широти за виразом (2.5) для порівняння її з геоцентричною широтою. Розроблене програмне забезпечення розрахунку різниці між геодезичною та геоцентричною широтами наведено в Додатку Д.

- ІВМ на основі мікромеханічних гіроскопів та акселерометрів

Крім експериментів з ІВМ на лазерних гіроскопах і навігаційних акселерометрах, проводилися експериментальні дослідження з ІВМ на мікромеханічних гіроскопах і акселерометрах STIM300 (рис.2.5).



Рис. 2.5. Зовнішній вигляд ІВМ STIM300

Для проведення експериментального визначення широти з мікромеханічними гіроскопами та акселерометрами використовувалася попередньо розроб-

лена методика лише з тою відзнакою, що час усереднення вихідних сигналів гіроскопів і акселерометрів складав вже 10-16 хвилин.

На рис.2.6 показані вихідні сигнали гіроскопів IBM STIM300.

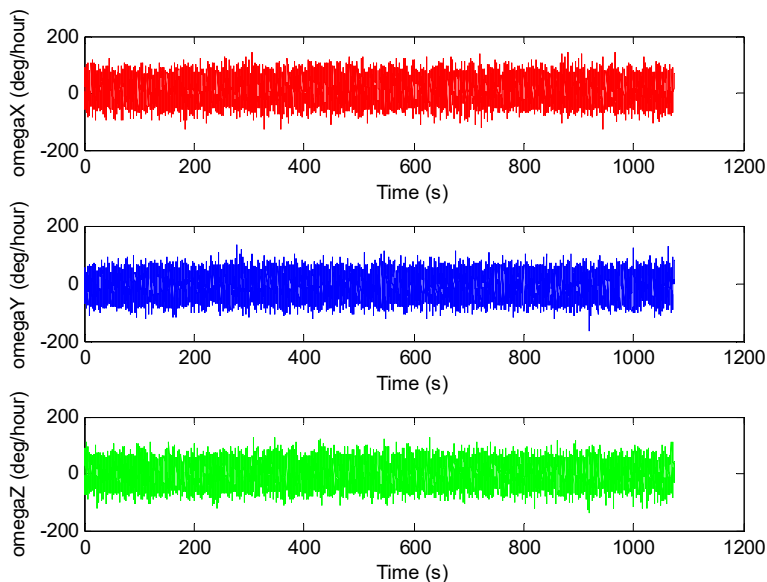


Рис. 2.6. Вихідні сигнали гіроскопів STIM300

На рис.2.7 показані вихідні сигнали акселерометрів IBM STIM300.

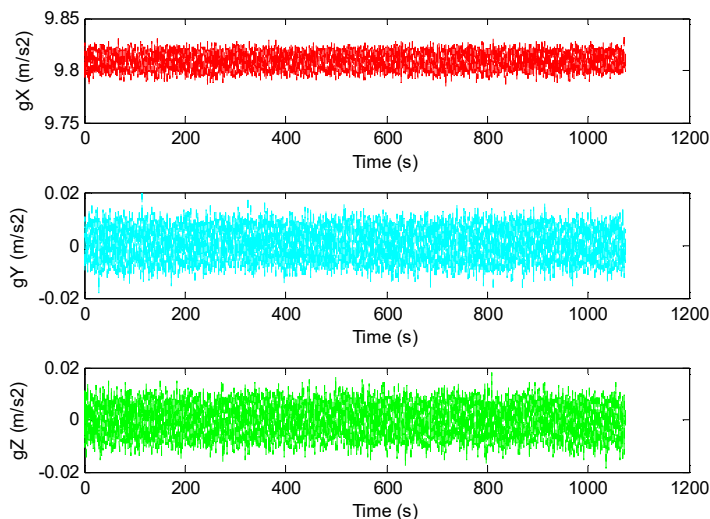


Рис. 2.7. Вихідні сигнали акселерометрів STIM300

Вихідні сигнали гіроскопів і акселерометрів усереднювалися протягом 10-16 хвилин. Потім ці значення підставлялися в вираз (2.5). Результати обчислень представлені в табл. 2.3, з вибіркою сигналів довжиною N точок.

Таблиця 2.3. Результати експерименту з IBM STIM300.

| | N | $\Omega_x,$ °/год | $\Omega_y,$ °/год | $\Omega_z,$ °/год | $\Omega,$ °/год | $g_x,$ м/с ² | $g_y,$ м/с ² | $g_z,$ м/с ² | $g,$ м/с ² | $\Delta\phi_1,$ град |
|---|-------|----------------------|----------------------|----------------------|--------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|--------------------------|-------------------------|
| 1 | 26826 | 11.14713 | -9.37963 | 0.08154 | 14.56855 | 9.80938 | 0.00030 | -0.00021 | 9.80938 | 1.48486 |
| 2 | 27469 | 11.09845 | -9.39284 | 0.06565 | 14.53979 | 9.80937 | 0.00029 | -0.00022 | 9.80937 | 1.32191 |
| 3 | 38922 | 11.65584 | -10.15254 | 0.09721 | 15.45776 | 9.80903 | 0.00051 | 0.00007 | 9.80903 | 0.50524 |
| 4 | 38281 | 11.60711 | -10.12773 | 0.13169 | 15.40498 | 9.80903 | 0.00051 | 0,00006 | 9.80903 | 0.45469 |

Результати показують, що зі збільшенням кількості точок вибірки N , або із зростанням часу усереднення точність визначення широти підвищується. Однак у порівнянні з попереднім експериментом з ІВМ на лазерних гіроскопах результати на порядок гірше. Причиною цього по-перше, є більші похибки мікромеханічних гіроскопів та акселерометрів у порівнянні з похибками лазерних гіроскопів та навігаційних акселерометрів, а по-друге, більший вплив шумових складових на виході мікромеханічних гіроскопів та акселерометрів.

Скористаємося методами фільтрації шумових складових для підвищення точності визначення широти.

2.1.3. Застосування Вейвлет-перетворення для фільтрації шуму

З кінця минулого століття розвивається новий напрямок в теорії і техніці обробки сигналів, що отримало назву вейвлет-перетворення (ВП), яке успішно застосовується для дослідження структури неоднорідних процесів.

В середині 80-х років ХХ століття Гроссманн (Grossmann) і Морлі (Morlet), проводячи аналіз сейсмічних і акустичних сигналів, вперше використовували термін вейвлет (wavelet). У наступне десятиліття почалося інтенсивне дослідження вейвлетів такими вченими, як Добеши (Dobechies) [108], Мейер (Meyer), Малл (Mallat), Фарж (Farge), Чуи (Chui) [109] та ін.

Вейвлети представляють собою особливі функції у вигляді коротких хвиль (сплесків) з нульовим інтегральним значенням і з локалізацією по осі незалежної змінної (t або x), здатних до зсуву по цій осі і масштабування (розтя-

гування/стиснення). Будь-який з найбільш часто використовуваних типів вейвлетів породжує повну ортогональну систему функцій.

У разі вейвлет-аналізу (декомпозиції) процесу (сигналу) у зв'язку зі змінною масштабу вейвлети здатні виявити відмінність в характеристиках процесу на різних шкалах, а за допомогою зсуву можна проаналізувати властивості процесу в різних точках на всьому досліджуваному інтервалі. Саме завдяки властивості повноти цієї системи, можна здійснити відновлення (реконструкцію або синтез) процесу за допомогою зворотного ВП. Англійське слово *wavelet* дослівно перекладається як «коротка хвиля» [109].

Вейвлет-перетворення (ВП) одновимірного сигналу - це його представлення у вигляді узагальненого ряду або інтеграла Фур'є по системі базисних функцій [109]

$$\Psi_{ab}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}} \Psi\left(\frac{t-b}{a}\right),$$

сконструйованих з материнського (вихідного) вейвлета $\psi(t)$, що володіє певними властивостями за рахунок операцій зсуву в часі (b) і зміни тимчасового масштабу (a). Множник $1/a^{1/2}$ забезпечує незалежність норми цих функцій від числа a , що масштабується.

Отже, для заданих значень параметрів a і b функція $\Psi_{ab}(t)$ і є вейвлет, що породжується материнським вейвлетом $\psi(t)$.

За допомогою вейвлетів можна здійснити аналіз і синтез локальної особливості будь-якого сигналу $S(t)$.

В якості базисних функцій, що утворюють ортогональний базис, можна використовувати широкий набір вейвлетів. Для практичного застосування початкова функція, щоб стати вейвлетом, повинна володіти основними ознаками [109].

Обмеженість. Квадрат норми функції повинен бути кінцевим:

$$\|\Psi(t)\|^2 = \int_{-\infty}^{\infty} |\Psi(t)|^2 dt < \infty.$$

Локалізація. ВП на відміну від перетворення Фур'є використовує локалізовану вихідну функцію і в часі, і по частоті. Наприклад, дельта-функція $\delta(t)$ і гармонійна функція не задовольняють необхідній умові одночасної локалізації в тимчасовій і частотній областях.

Нульове середнє. Графік вихідної функції повинен осцилювати (бути знакозмінним) навколо нуля на осі часу і мати нульову площину

$$\int_{-\infty}^{\infty} \Psi(t) dt = 0.$$

З цієї умови стає зрозумілим вибір назви «вейвлет» - маленька хвиля.

Рівність нулю площини функції $\psi(t)$, тобто нульового моменту, призводить до того, що Фур'є-перетворення $S_{\psi}(\omega)$ цієї функції дорівнює нулю при $\omega = 0$ і має вигляд смугового фільтра. При різних значеннях a це буде набір смугових фільтрів.

Часто при використанні буває необхідно, щоб не тільки нульовий, а й всі перші n моментів були рівні нулю

$$\int_{-\infty}^{\infty} t^n \Psi(t) dt = 0.$$

Вейвлети n -го порядку дозволяють аналізувати більш тонку (високочастотну) структуру сигналу, пригнічуючи його складові, що повільно змінюються.

Автомодельність. Характерною ознакою ВП є його самоподібність. Усі вейвлети конкретного сімейства $\psi_{ab}(t)$ мають те саме число осциляцій, що і материнський вейвлет $\psi(t)$, оскільки отримані з нього за допомогою масштабних перетворень (a) і зсуву (b).

Сконструюємо базис $\psi_{ab}(t)$ за допомогою безперервних масштабних перетворень (a) і переносів (b) материнського вейвлета $\psi(t)$ з довільними значеннями базисних параметрів a і b у формулі (2.17).

Тоді за визначенням пряме ВП сигналу $S(t)$ запишеться [109]:

$$W_s(a,b) = \frac{1}{\sqrt{a}} \int_{-\infty}^{\infty} S(t) \Psi\left(\frac{t-b}{a}\right) dt.$$

З останнього виразу випливає, що вейвлет-спектр $W_s(a,b)$ на відміну від Фур'є-спектра є функцією двох аргументів: перший аргумент a (тимчасовий масштаб) аналогічний періоду осциляцій, тобто обернений частоті, а другий b - аналогічний зміщенню сигналу по осі часу.

При дослідженні сигналів корисно їх представлення у вигляді сукупності послідовних наближень грубої (апроксимуючої) $A_m(t)$ і уточненої (деталізованої) $D_m(t)$ складових [110]

$$S(t) = A_m(t) + \sum_{j=1}^m D_m(t),$$

з подальшим їх уточненням ітераційним методом (рис.2.8). Кожен крок уточнення відповідає певному масштабу a^m (тобто рівню m) аналізу (декомпозиції) і синтезу (реконструкції) сигналу. Таке уявлення кожної складової сигналу вейвлетами можна розглядати як в часовій, так і в частотній областях.

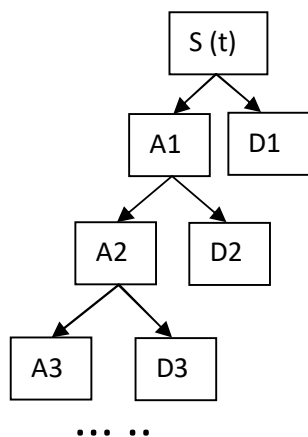


Рис. 2.8. Схема розкладання сигналу в набір апроксимацій та деталей

Застосування описаної вище процедури породжує сімейство вейвлетів Добеші, Які позначаються як dbM , де M відповідає кількості рівних нулю моментів вейвлетів и визначає його порядок [110].

Як приклад розглянемо сигнал №1 - файл даних: «R_макет 2019-11-11 11_50_09_1_nav.txt». Для розкладання використаний вейвлет «Добеші 10».

На рис. 2.9 показані графічні залежності вихідного (синій) і очищеного (червоний) від шуму сигналів гіроскопа, після вейвлет-розкладання на 10 рівнів.

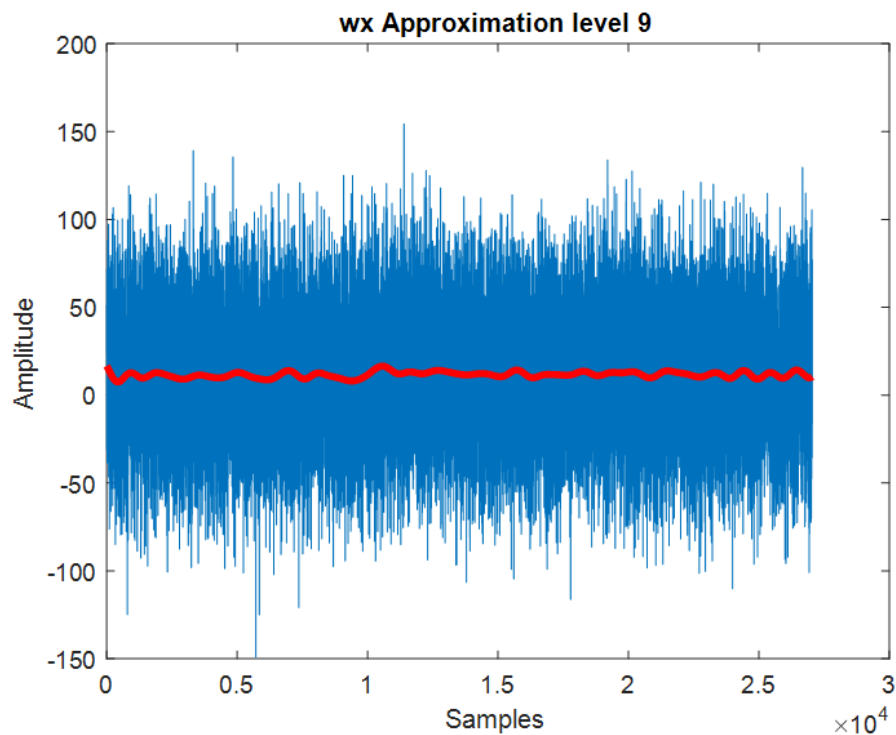


Рис. 2.9. Графічні залежності вихідного (синій) і очищеного (червоний) сигналів гіроскопу

Для обробки використано вибірку сигналів кількістю $N=38281$ точок з частотою дискретизації сигналів 25 Гц та часом квантування сигналу 0,04 сек.

На рис. 2.10 показані графічні залежності вихідного (синій) і очищеного (червоний) від шуму сигналів акселерометра, після вейвлет-розкладання на 10 рівнів.

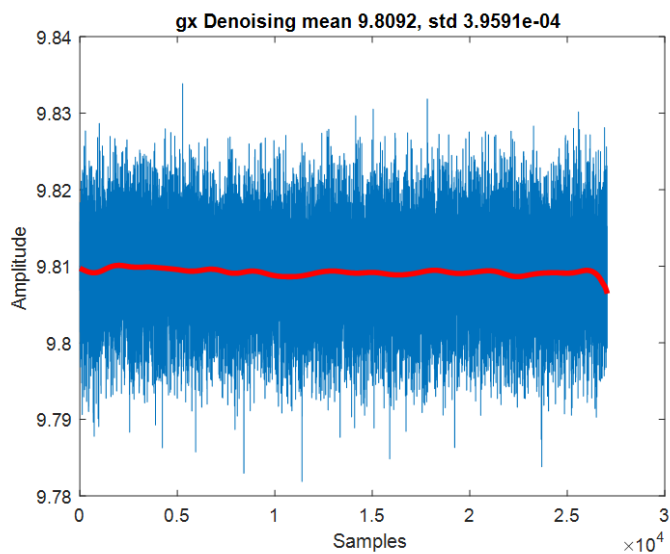


Рис. 2.10. Графічні залежності вихідного (синій) і очищеного (червоний) сигналів гіроскопу

На рис. 2.11 зображені графіки вихідних (а) і очищених від шуму (б) сигналів гіроскопів.

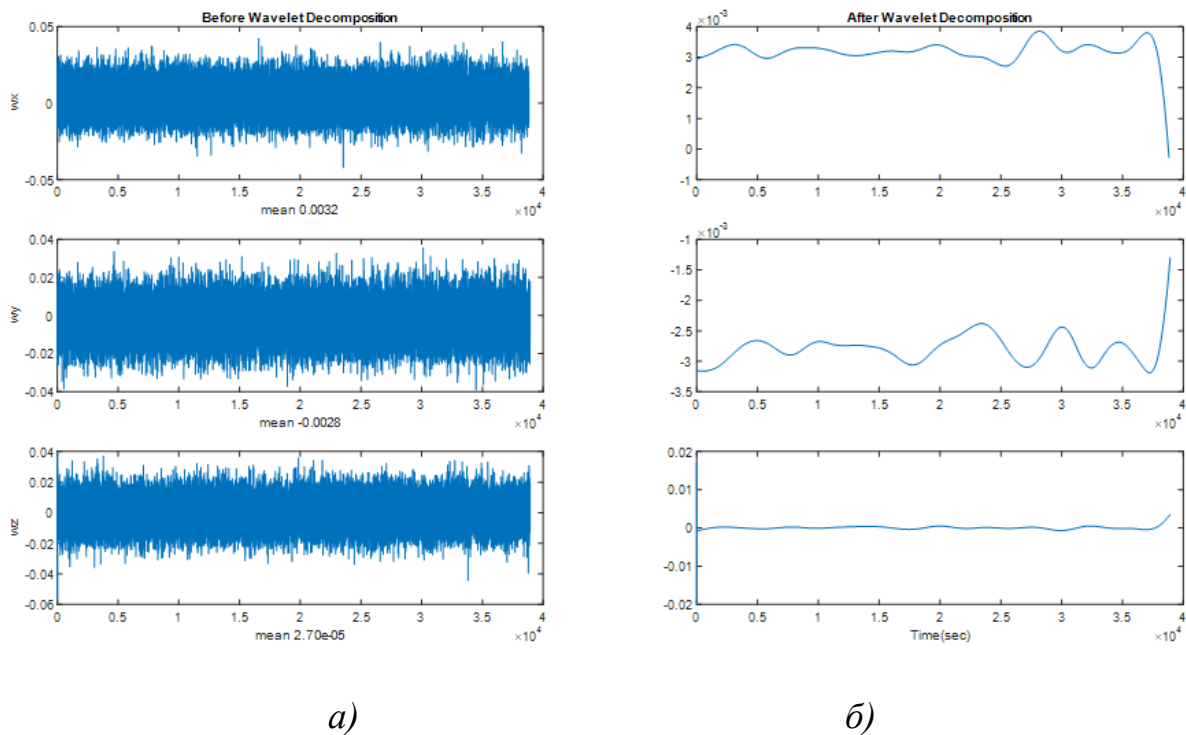


Рис 2.11. Графічні залежності вихідних (а) і очищених (б) сигналів гіроскопу

На рис. 2.12 зображені графіки вихідних (зліва) і очищених від шуму (праворуч) сигналів акселерометрів.

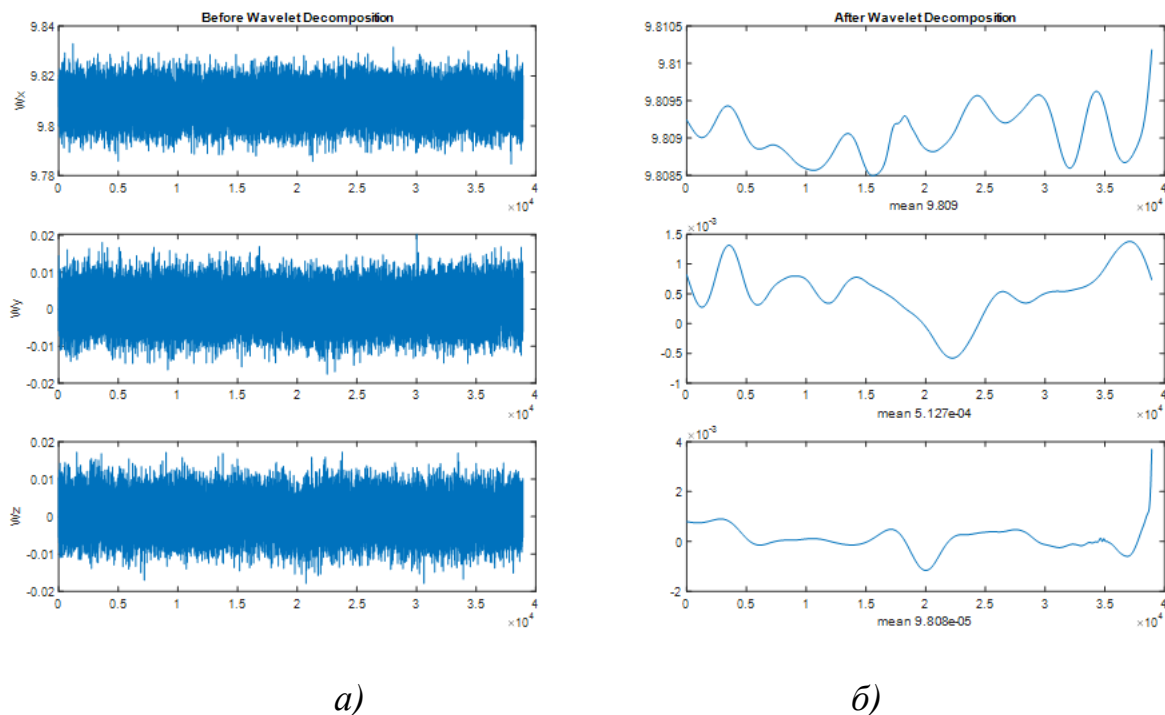


Рис. 2.12. Графічні залежності вихідних (а) і очищених (б) сигналів акселерометрів

Після вейвлетної фільтрації сигнали гіроскопів і акселерометрів були осереднені, після чого за виразом (2.5) розраховані значення широти місця.

У табл.2.4 містяться середні значення проєкцій кутової швидкості обертання Землі та середні значення проєкцій прискорення сили тяжіння, отримані до і після вейвлет-розкладання. Тут $\Delta\varphi_1$, $\Delta\varphi_2$ - похибки визначення широти, обчислені до і після ВП у порівнянні з геоцентричною широтою.

Відзначимо, що крім ВП на 10 рівнів проводилися роботи з розкладанням на 6 рівнів. Однак, ВП на 10 рівнів показало більшу ефективність з точки зору зменшення похибки визначення широти.

Таким чином, за рахунок ВП і фільтрації високочастотних складових шуму гіроскопів вдалося зменшити похибку визначення широти майже в два рази.

Таблиця 2.4. Результати вейвлетної фільтрації вихідних сигналів ІВМ

| | Середнє до ВП | Середнє після ВП | СКВ до ВП | СКВ після ВП | одиниці виміру |
|--------------------------|---------------|------------------|-----------|--------------|------------------|
| Ω_x | 11.60712 | 11.53242 | 34.45722 | 1.49473 | °/ГОД |
| Ω_y | -10.12774 | -10.12005 | 33.49136 | 1.28840 | °/ГОД |
| Ω_z | 0.13169 | 0.14469 | 33.47769 | 1.53319 | °/ГОД |
| a_x | 9.80903 | 9.80904 | 0.005927 | 0.00039 | м/с ² |
| a_y | 0.00051 | 0.00051 | 0.004418 | 0.00048 | м/с ² |
| a_z | 6.98988e-5 | 9.97693e-5 | 0.004391 | 0.00051 | м/с ² |
| $\Delta\varphi_1$, град | -0.45469 | | | | |
| $\Delta\varphi_2$, град | -0.29242 | | | | |

2.1.4. Використання усередненого фільтра Калмана

Для порівняння отриманих результатів, проведемо фільтрацію високочастотних шумових складових сигналів за допомогою усередненого фільтра Калмана.

Припустимо [77,111], що похибки акселерометрів Δa_i і гіроскопів ω_{di} мають систематичну μ_i , ε_i і випадкову складові $\sigma_{ai} w_{i1}$; $\sigma_{oi} w_{i2}$:

$$\Delta a_i = \mu_i + \sigma_{ai} w_{i1}, \quad \omega_{di} = \varepsilon_i + \sigma_{oi} w_{i2}, \quad i = x, y, z$$

Прийmemo, що випадкові складові $\sigma_{oi} \cdot w_{i1}$, $\sigma_{ai} \cdot w_{i2}$ є випадковий процес типу «білий шум», σ_{oi} і σ_{ai} - середньоквадратичні помилки сигналів ДКШ і акселерометрів відповідно, $\vec{w} = [w_{i1} \ w_{i2}]^T$ - «білий шум» одиничної інтенсивності.

Сигнали з систематичними помилками

$$\omega_i^c = \omega_i + \varepsilon_i, \quad a_i^c = a_i + \mu_i, \quad i = x, y, z$$

приймемо як змінні стану. Складемо вектор змінних стану у вигляді

$$\vec{x} = (\omega_x^c, \omega_y^c, \omega_z^c, a_x^c, a_y^c, a_z^c)^T.$$

Рівняння стану у матричному вигляді

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1}.$$

Це означає, що перехідна матриця $\Phi_{k,k-1}$ є одинична матриця \mathbf{I} .

Рівняння вимірювань запишемо у вигляді

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{C}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k,$$

де вектор вимірювання $\vec{y}_k = [\omega_x^c, \omega_y^c, \omega_z^c, a_x^c, a_y^c, a_z^c]^T$, \mathbf{v}_k - шум вимірювання.

Отже, матриця вимірювання

$$\mathbf{C}_k = \text{diag}(1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1),$$

Нехай шум вимірювання $\vec{v}_k = \vec{w}_k$.

Отримаємо усереднений фільтр, застосовуючи алгоритм дискретного лінійного фільтра Калмана [112]:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_k &= \Phi_{k,k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{f}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1}; \\ \mathbf{y}_k &= \mathbf{C}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k; \\ \hat{\mathbf{x}}_k &= \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{f}_{k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \mathbf{C}_k \hat{\mathbf{x}}_k); \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}'_k \mathbf{C}_k^T (\mathbf{C}_k \mathbf{P}'_k \mathbf{C}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}; \\ \mathbf{P}'_{k-1} &= \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1}; \\ \mathbf{Q}_{k-1} &= -\mathbf{M} [\mathbf{w}_{k-1} \tilde{\mathbf{x}}'_{k-1}] \Phi_{k,k-1}^T - \Phi_{k,k-1} \mathbf{M} [\tilde{\mathbf{x}}_{k-1} \mathbf{w}_{k-1}^T] + \mathbf{M} [\mathbf{w}_{k-1} \mathbf{x}_{k-1}^T]; \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{C}_k) \mathbf{P}'_k (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{C}_k)^T, \end{aligned}$$

де $\Phi_{k,k-1}$ - перехідна матриця, \mathbf{f}_{k-1} - вектор детермінованих зовнішніх впливів, \mathbf{w}_{k-1} - вектор випадкових зовнішніх впливів, \mathbf{K}_k - оптимальний коефіцієнт підсилювання, \mathbf{P}'_{k-1} - апіорна кореляційна матриця похибок оцінювання, \mathbf{P}_k - апостеріорна кореляційна матриця похибок оцінювання.

На рис. 2.13 наведено вихідні сигнали гіроскопів і результати їх усереднення фільтром Калмана для першої вибірки.

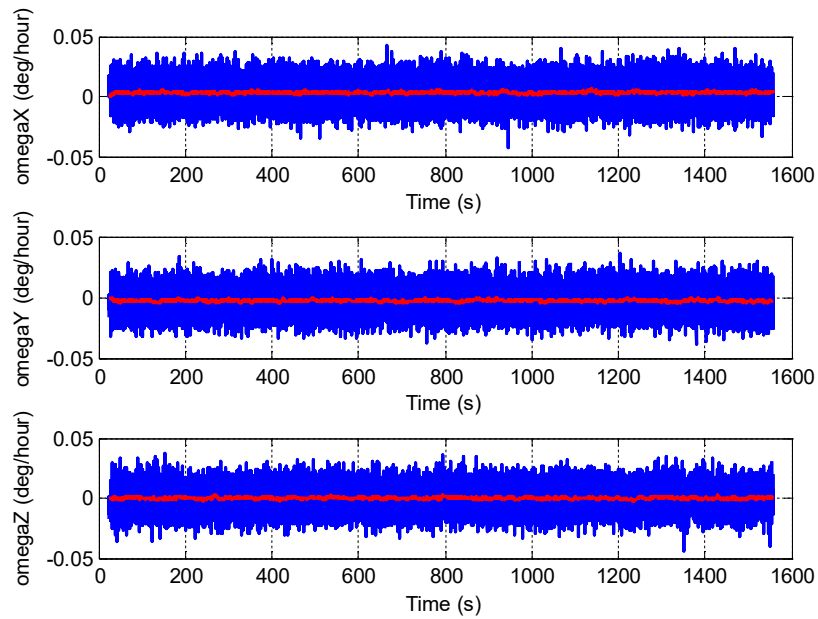


Рис.2.13. Вихідні сигнали гіроскопів (синій) і усереднені фільтром Калмана значення (червоний) для першої вибірки

На рис. 2.14 наведені вихідні сигнали акселерометрів і результати їх усереднення фільтром Калмана для першої вибірки.

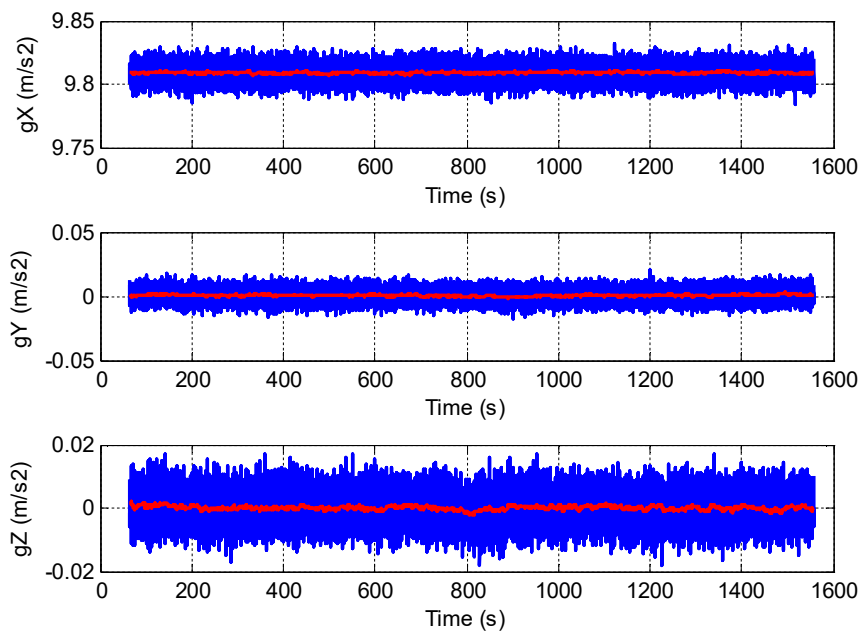


Рис.2.14. Вихідні сигнали акселерометрів (синій) і усереднені фільтром Калмана їх значення (червоний) для першої вибірки

Результати осереднення вихідних сигналів гіроскопів та акселерометрів та обчислень широти згідно виразу (2.5) та їх похибок у порівнянні з геоцентричною широтою для першої вибірки наведено в табл. 2.5.

Таблиця 2.5. Результати усереднення фільтром Калмана

| | Середнє до ФК | Середнє після ФК | СКВ до ФК | СКВ після ФК | одиниці виміру |
|--------------------------|---------------|------------------|-----------|--------------|------------------|
| Ω_x | 11.605188 | 11.548486 | 34.455609 | 2.497535 | °/год |
| Ω_y | -10.127233 | -10.073288 | 33.491656 | 2.528018 | °/год |
| Ω_z | 0.130684 | 0.131826 | 33.477550 | 2.582386 | °/год |
| a_x | 9.809032 | 9.768779 | 0.005928 | 0.499753 | м/с ² |
| a_y | 0.000511 | 0.000509 | 0.004418 | 0.000610 | м/с ² |
| a_z | 6.985569e-5 | 0.040323 | 0.004391 | 0.499810 | м/с ² |
| $\Delta\varphi_1$, град | -0.451433 | | | | |
| $\Delta\varphi_3$, град | -0.466475 | | | | |

Аналіз результатів обчислень показав, що використання усередненого фільтра Калмана практично не покращує точність визначення широти в порівнянні зі звичайним усередненням вихідних сигналів ІВМ.

На рис. 2.15. наведено сигнали гіроскопа і результати його усереднення фільтром Калмана для другої вибірки.

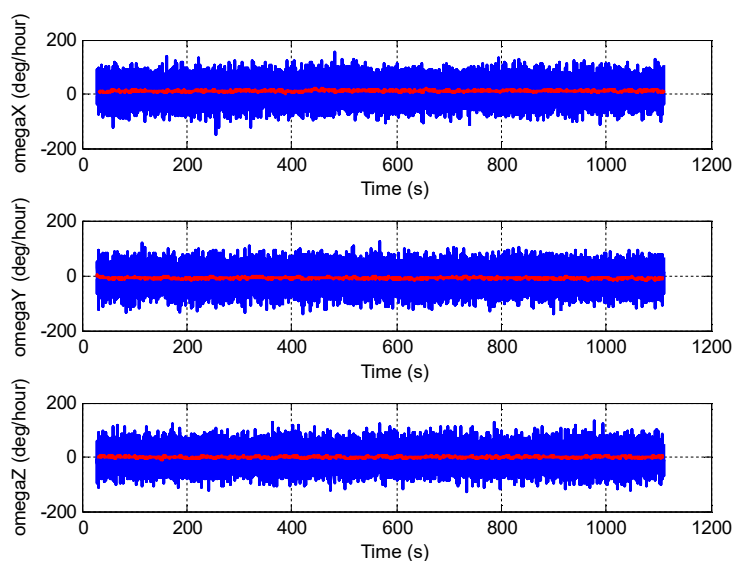


Рис.2.15. Вихідні сигнали гіроскопів (синій) і усереднені фільтром Калмана значення (червоний) для другої вибірки

На рис. 2.16 наведені вихідні сигнали акселерометрів і результати їх усереднення фільтром Калмана для другої вибірки.

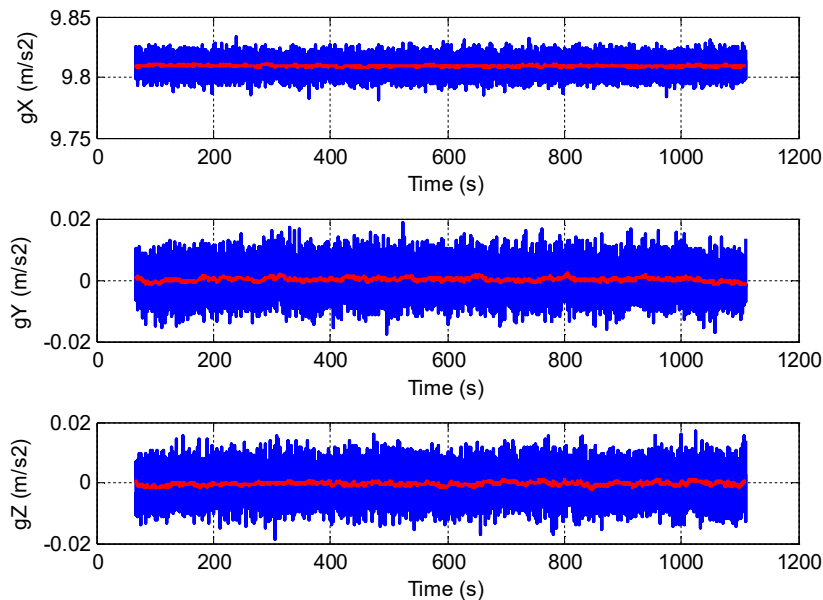


Рис. 2.16. Вихідні сигнали акселерометрів (синій) і усереднені фільтром Калмана їх значення (червоний) для другої вибірки

Результати осереднення вихідних сигналів гіроскопів та акселерометрів та обчислень широти згідно виразу (2.5) та їх похибок у порівнянні з геоцентричною широтою для другої вибірки наведено в табл. 2.6.

Табл.2.6. Результати усереднення фільтром Калмана

| | Середнє до ФК | Середнє після ФК | СКВ до ФК | СКВ після ФК | одиниці виміру |
|--------------------------|---------------|------------------|-----------|--------------|------------------|
| Ω_x | 11.605018 | 11.548486 | 34.727640 | 2.657449 | °/год |
| Ω_y | -9.347096 | -9.296547 | 33.540819 | 2.499930 | °/год |
| Ω_z | -0.163199 | -0.179877 | 33.582626 | 2.466037 | °/год |
| a_x | 9.809256 | 9.752288 | 0.006002 | 0.593745 | м/с ² |
| a_y | 0.000158 | 0.000163 | 0.004477 | 0.000563 | м/с ² |
| a_z | -0.000339 | 0.056631 | 0.004390 | 0.593806 | м/с ² |
| $\Delta\varphi_1$, град | -2.711893 | | | | |
| $\Delta\varphi_3$, град | -2.699649 | | | | |

Отже, застосування ФК незначно покращило результат обчислення широти в порівнянні з усередненням вихідних сигналів гіроскопів і акселерометрів. Розроблене програмне забезпечення застосування ФК наведено в Додатку Є.

2.1.5. Розробка моделі похибки визначення широти

Виходячи з виразу (2.5) можна визначити широту як функцію шести змінних:

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

Для знаходження похибки широти розкладемо вираз (2.5) в ряд Тейлора з точністю до членів першого порядку малості по кожній змінній:

$$\Delta\varphi = -\frac{\partial f}{\partial\Omega_x} \cdot \Delta\Omega_x - \frac{\partial f}{\partial\Omega_y} \cdot \Delta\Omega_y - \frac{\partial f}{\partial\Omega_z} \cdot \Delta\Omega_z - \frac{\partial f}{\partial g_x} \cdot \Delta g_x - \frac{\partial f}{\partial g_y} \cdot \Delta g_y - \frac{\partial f}{\partial g_z} \cdot \Delta g_z,$$

де $\Delta\Omega_x, \Delta\Omega_y, \Delta\Omega_z$ - похибки визначення проекцій кутової швидкості обертання Землі або похибки гіроскопів, $\Delta g_x, \Delta g_y, \Delta g_z$ - похибки визначення проекцій прискорення тяжіння або похибки акселерометрів.

Після нескладних перетворень отримаємо

$$\Delta\varphi = -\frac{(\Omega_x \cdot \Delta g_x + \Omega_y \cdot \Delta g_y + \Omega_z \cdot \Delta g_z + g_x \cdot \Delta\Omega_x + g_y \cdot \Delta\Omega_y + g_z \cdot \Delta\Omega_z)}{\sqrt{\Omega^2 g^2 - (\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z)^2}}. \quad (2.17)$$

Отже, похибка визначення широти місця залежить від похибок гіроскопів і акселерометрів.

Для випадку, коли ІВМ виставлений в площині горизонту і меридіана, тобто $Ox = O\xi$, $Oy = O\eta$, $Oz = O\zeta$, вираз (2.17) набуде вигляду

$$\Delta\varphi = -\frac{1}{\Omega g \cos\varphi} \cdot (\Omega \cos\varphi \cdot \Delta g_y + \Omega \sin\varphi \cdot \Delta g_z - g \cdot \Delta\Omega_z). \quad (2.18)$$

Очевидно, в цьому випадку похибка визначення широти місця залежить від похибки двох акселерометрів і одного гіроскопа.

Оцінимо, який дрейф повинен мати гіроскоп при заданій точності визначення широти місця. Для цього залишимо в останній формулі необхідні для розрахунків величини і після цього отримаємо формулу для оцінки дрейфу гіроскопа:

$$\Delta\Omega_z = \Delta\varphi \cdot \Omega \cos\varphi. \quad (2.19)$$

Нехай $\Delta\varphi = 1^\circ$ і $\varphi = 60^\circ$. З врахуванням того, що $\Omega = 15,04$ град/год, отримаємо $\Delta\Omega_z = 13$ град/год.

Тепер оцінимо необхідну похибку акселерометрів при заданій точності визначення широти місця. Залишимо у формулі (2.18) необхідні для розрахунків величини:

$$\Delta\varphi = -\frac{1}{g \cos\varphi} \cdot (\cos\varphi \cdot \Delta g_y + \sin\varphi \cdot \Delta g_z). \quad (2.20)$$

Вираз (2.20) можна перетворити до вигляду:

$$\Delta\varphi = -\frac{\Delta g}{g \cos\varphi} \sin(\varepsilon + \varphi), \quad (2.21)$$

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

З виразу (2.21) отримаємо формулу для оцінки похибки акселерометрів

$$\Delta g = \Delta\varphi \cdot g \cos\varphi. \quad (2.22)$$

Нехай $\Delta\varphi = 0,1^\circ$ і $\varphi = 60^\circ$. З врахуванням того, що $g = 9,81$ м/с², отримаємо $\Delta g = 0,0086$ м/с².

У табл. 2.7 наведено 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.

Таблиця 2.7. 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 |

2.1.6. Визначення широти при вібрації основи

Розглянемо загальний випадок, коли ІВМ встановлений на рухому основу. Рух основи задамо у вигляді лінійного віброприскорення $\vec{w}(\tilde{w}_x, \tilde{w}_y, \tilde{w}_z)$ і кутової швидкості $\vec{\omega}(\tilde{\omega}_x, \tilde{\omega}_y, \tilde{\omega}_z)$.

Тоді вектор абсолютної кутової швидкості ІВМ матиме вигляд

$$\vec{\omega} = \vec{\tilde{\omega}} + \vec{\Omega}.$$

Акселерометри ІВМ вимірюють уявне прискорення [105]:

$$\vec{a} = \vec{w} - \vec{g},$$

де \vec{w}, \vec{g} - абсолютне прискорення і прискорення сили тяжіння.

Треба відзначити, що вектор лінійного віброприскорення \vec{w} є складовою частиною вектора абсолютного прискорення.

При русі основи вираз (2.2) набуде вигляду

$$\vec{\omega} \cdot \vec{a} = \omega \cdot a \cdot \cos \beta, \quad (2.23)$$

де β - кут між векторами $\vec{\omega}$ та \vec{a} , що містить широту місця і похибку, викликану рухом основи,

$$\omega = \sqrt{(\tilde{\omega}_x + \Omega_x)^2 + (\tilde{\omega}_y + \Omega_y)^2 + (\tilde{\omega}_z + \Omega_z)^2};$$

$$a = \sqrt{(\tilde{w}_x - g_x)^2 + (\tilde{w}_y - g_y)^2 + (\tilde{w}_z - g_z)^2}.$$

З іншого боку скалярний добуток двох векторів (2.38) можна виразити через їх проекції

$$\vec{\omega} \cdot \vec{a} = (\tilde{\omega}_x + \Omega_x)(\tilde{w}_x - g_x) + (\tilde{\omega}_y + \Omega_y)(\tilde{w}_y - g_y) + (\tilde{\omega}_z + \Omega_z)(\tilde{w}_z - g_z). \quad (2.24)$$

Оскільки ліві частини виразів (2.23) і (2.24) дорівнюють одна одній, то повинні дорівнювати і праві частини. Прирівнюючи їх, отримаємо загальний вираз

$$\cos \beta = \frac{1}{\omega \cdot a} \left[(\tilde{\omega}_x + \Omega_x)(\tilde{w}_x - g_x) + (\tilde{\omega}_y + \Omega_y)(\tilde{w}_y - g_y) + (\tilde{\omega}_z + \Omega_z)(\tilde{w}_z - g_z) \right]. \quad (2.25)$$

Якщо рух основи відсутній ($\vec{\tilde{w}} = \vec{\tilde{\omega}} = 0$), з останньої формули можна отримати, що

$$\cos \beta = -\frac{1}{\Omega \cdot \mathbf{g}} (\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z).$$

В отриманому виразі права частина дорівнює правій частині формули (2.4). Отже, повинні бути рівні і ліві частини: $\cos \beta = \sin \varphi$, тобто формула (2.25) трансформується у вираз (2.4).

Окремо розглянемо окремий випадок, коли осі ІВМ збігаються з осями географічної системи координат і вібрація діє відносно вертикалі місця: $\tilde{w}_x = \tilde{w}_y = 0$, $\tilde{w}_z \neq 0$; $\tilde{\omega}_x = \tilde{\omega}_y = 0$, $\tilde{\omega}_z \neq 0$.

Підставляючи дані значення в вираз (2.25), отримаємо

$$\cos \beta = \frac{\tilde{\omega}_z + \Omega \sin \varphi}{\sqrt{\Omega^2 + \tilde{\omega}_z^2 + 2\tilde{\omega}_z \Omega \sin \varphi}}. \quad (2.26)$$

З отриманого виразу (2.26) випливає, що рух з лінійним прискоренням $\tilde{w}_z \neq 0$ не впливає на величину $\cos \beta$. Але на цю величину впливає кутовий рух основи з кутовий швидкістю $\tilde{\omega}_z \neq 0$.

Якщо ж має місце тільки рух з вертикальним лінійним прискоренням $\tilde{w}_x = \tilde{w}_y = 0$, $\tilde{w}_z \neq 0$; і $\tilde{\omega}_x = \tilde{\omega}_y = \tilde{\omega}_z = 0$, то з виразу (2.26) легко отримати, що $\cos \beta = \sin \varphi$. В цьому випадку, формула визначення широти (2.4) є справедливою.

Однак, в загальному випадку просторове рух призведе до відхилення маятників від вертикалі, а вектора абсолютної кутовий швидкості - від вектора кутової швидкості обертання Землі і визначення широти за виразом (2.5) не буде можливим.

Тепер розглянемо випадок просторової гармонічної вібрації основи:

$$\begin{aligned} \tilde{\omega}_x &= \omega_{xm} \sin(2\pi \cdot f_{\omega x} \cdot t + \theta_{\omega x}); & w_x &= w_{xm} \sin(2\pi \cdot f_{wx} \cdot t + \theta_{wx}); \\ \tilde{\omega}_y &= \omega_{ym} \sin(2\pi \cdot f_{\omega y} \cdot t + \theta_{\omega y}); & w_y &= w_{ym} \sin(2\pi \cdot f_{wy} \cdot t + \theta_{wy}); \\ \tilde{\omega}_z &= \omega_{zm} \sin(2\pi \cdot f_{\omega z} \cdot t + \theta_{\omega z}). & w_z &= w_{zm} \sin(2\pi \cdot f_{wz} \cdot t + \theta_{wz}), \end{aligned} \quad (2.27)$$

де $\omega_{xm}, \omega_{ym}, \omega_{zm}$ - амплітуди кутової вібрації; w_{xm}, w_{ym}, w_{zm} - амплітуди лінійної вібрації; $f_{\omega x}, f_{\omega y}, f_{\omega z}$ - частоти кутової вібрації в Гц; f_{wx}, f_{wy}, f_{wz} - частоти лінійної вібрації в Гц; $\theta_{\omega x}, \theta_{\omega y}, \theta_{\omega z}$ - фази коливань лінійної вібрації в радіанах; $\theta_{wx}, \theta_{wy}, \theta_{wz}$ - фази коливань кутової вібрації в радіанах; t - час.

У виразі (2.25) розкриємо круглі дужки в правій частині, отримаємо:

$$\begin{aligned} \cos \beta &= \frac{1}{\omega \cdot a} \left(\tilde{\omega}_x \tilde{w}_x + \tilde{\omega}_y \tilde{w}_y + \tilde{\omega}_z \tilde{w}_z - \tilde{\omega}_x g_x - \tilde{\omega}_y g_y - \tilde{\omega}_z g_z + \right. \\ &\quad \left. + \Omega_x \tilde{w}_x + \Omega_y \tilde{w}_y + \Omega_z \tilde{w}_z - \Omega_x g_x - \Omega_y g_y - \Omega_z g_z \right). \end{aligned} \quad (2.28)$$

За виразом (2.28) проведемо чисельний розрахунок для таких параметрів лінійної і кутової вібрації та інших параметрів:

$$w_{xm} = 0,01 \text{ м/с}^2, w_{ym} = 0,009 \text{ м/с}^2, w_{zm} = 0,008 \text{ м/с}^2, f_{wx} = 50 \text{ Гц}, f_{wy} = 55 \text{ Гц}, f_{wz} = 60 \text{ Гц},$$

$$\theta_{wx} = \theta_{wy} = \theta_{wz} = 0; \omega_{xm} = 0,01 \text{ 1/с}^2, \omega_{ym} = 0,008 \text{ 1/с}^2, \omega_{zm} = 0,006 \text{ 1/с}^2, f_{\omega x} = 30 \text{ Гц},$$

$$f_{\omega y} = 35 \text{ Гц}, f_{\omega z} = 40 \text{ Гц}, \theta_{\omega x} = \theta_{\omega y} = \theta_{\omega z} = 0, \Omega_x = 0, \Omega_y = \Omega \cos \varphi, \Omega_z = \Omega \sin \varphi,$$

$$g_x = g_y = 0, \quad g_z = -g.$$

Графіки проєкцій лінійної і кутової вібрації для приведених параметрів, а також залежності (2.28) від часу наведено на рис. 2.17.

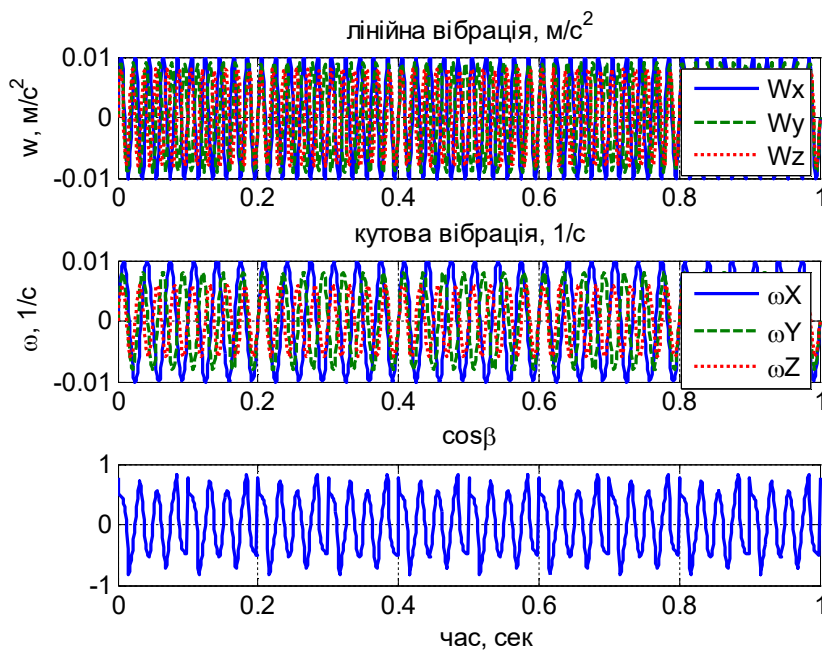


Рис. 2.17. Графіки проєкцій лінійної і кутової вібрації, а також залежності $\cos \beta$ від часу при різних частотах вібрацій

Якщо $\varphi = 50^\circ$, розрахункове значення $\sin \varphi = 0,766$. Середнє значення функції (2.28) при цьому складає $\langle \cos \beta \rangle = 1,314 \cdot 10^{-2}$.

На рис.2.18 представлені результати розрахунку значень залежності (2.28) для випадку збігу частот лінійної і кутової вібрації основи:

$$f_{w_x} = f_{w_y} = f_{w_z} = 30 \text{ Гц}, f_{\omega_x} = f_{\omega_y} = f_{\omega_z} = 30 \text{ Гц}.$$

Середнє значення функції (2.28) майже в два рази перевищило попереднє значення: $\langle \cos \beta \rangle = 2,313 \cdot 10^{-2}$.

Таким чином, якщо вертикальна осьова вібрація основи практично не впливає на визначення широти, то просторова вібрація робить цей метод непрацездатним.

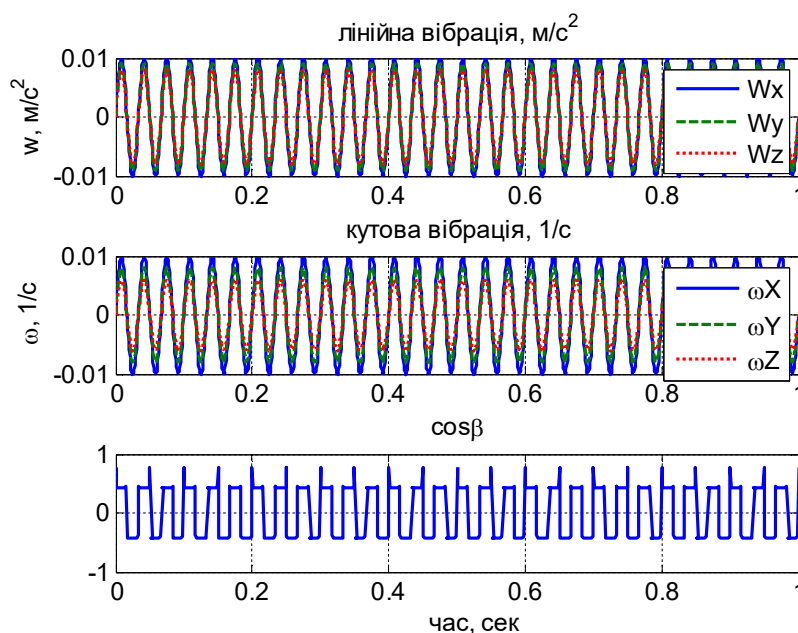


Рис 2.18. Графіки проєкцій лінійної і кутової вібрації, а також залежності $\cos \beta$ від часу при збігу частот вібрацій

Розглянемо випадок стохастичної вібрації, коли лінійна та кутова вібрації пов'язані між собою та відома їх взаємна кореляційна функція або спектральна щільність. Формулу (2.4) запишемо у вигляді:

$$\sin(\varphi_* + \Delta\varphi) \approx \frac{\left[(\omega_x + \Omega_x)(w_x - g_x) + (\omega_y + \Omega_y)(w_y - g_y) + (\omega_z + \Omega_z)(w_z - g_z) \right]}{\Omega \cdot g},$$

де φ_* - широта при відсутності вібрації; $\Delta\varphi$ - похибка визначення широти.

Середнє значення похибки визначення широти буде дорівнювати

$$\langle \Delta\varphi \rangle \approx \frac{1}{\cos \varphi_* \Omega g} \langle \omega_x w_x + \omega_y w_y + \omega_z w_z \rangle. \quad (2.29)$$

Будемо вважати лінійну вібрацію взаємозалежною по трьох осях. Тоді проекції лінійної вібрації матимуть вигляд

$$w_x = n_{ax} w_v; \quad w_y = n_{ay} w_v; \quad w_z = n_{az} w_v, \quad (2.30)$$

де n_{ax} , n_{ay} , n_{az} – напрямні косинуси.

Аналогічно можна задати кутову вібрацію:

$$\omega_x = n_{cx} \omega_v; \quad \omega_y = n_{cy} \omega_v; \quad \omega_z = n_{cz} \omega_v, \quad (2.31)$$

де n_{cx} , n_{cy} , n_{cz} – напрямні косинуси.

Тоді

$$\langle \Delta\varphi \rangle = \frac{n_{ax} n_{cx} + n_{ay} n_{cy} + n_{az} n_{cz}}{\cos \varphi_* 2\pi \Omega g} \int_{-\infty}^{\infty} S_{w\omega}(\omega) d\omega, \quad (2.32)$$

де $S_{w\omega}(\omega)$ - взаємна спектральна щільність вібрації.

Розглянемо найгірший випадок, коли вектори лінійної та кутової вібрації співпадають: $n_{ax} = n_{cx}$, $n_{ay} = n_{cy}$, $n_{az} = n_{cz}$.

Тоді вираз (2.32) буде мати наступний вигляд

$$\langle \Delta\varphi \rangle = \frac{n_{ax}^2 + n_{ay}^2 + n_{az}^2}{\cos \varphi_* 2\pi \Omega g} \int_{-\infty}^{\infty} S_{w\omega}(\omega) d\omega. \quad (2.33)$$

З теорії випадкових процесів відома формула зв'язку дисперсії та спектральної щільності

$$\sigma_{w\omega}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_{w\omega}(\omega) d\omega. \quad (2.34)$$

Якщо виділити дисперсію в формулі (2.34), то можна отримати

$$\langle \Delta\varphi \rangle = (n_{ax}^2 + n_{ay}^2 + n_{az}^2) \frac{\sigma_{w\omega}^2}{\Omega g \cos \varphi_*}. \quad (2.35)$$

Нехай $n_{ax} = n_{ay} = n_{az} = 1$ і $\Omega = 7,29 \cdot 10^{-5}$ 1/с, $g = 9,81$ м/с², $\sigma_{w\omega} = 0,01$ м/с², $\varphi_* = 50,44^\circ$. Тоді стала похибка широти $\langle \Delta\varphi \rangle = 37,57^\circ$.

Таким чином, стохастична просторова вібрація хоча і викликає меншу похибку у порівнянні з гармонічною вібрацією, але все рівно робить метод визначення широти непрацевдатним.

2.2. Визначення довготи нерухомих об'єктів.

2.2.1. Визначення довготи і широти місця методом числення шляху

Скористаємося відомими співвідношеннями для швидкості зміни широти і довготи [26]:

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{v_N}{R}, \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{v_E}{R \cos \varphi}, \end{aligned} \quad (2.36)$$

де $v_N = v \cdot \cos A$; $v_E = v \cdot \sin A$; v - швидкість; A - курс об'єкта.

З рахуванням того, що $v = \frac{ds}{dt}$, рівняння (2.36) можна записати у вигляді:

$$\begin{aligned} d\varphi &= \frac{1}{R} \cos A \cdot ds; \\ d\lambda &= \frac{1}{R \cos \varphi} \sin A \cdot ds. \end{aligned} \quad (2.37)$$

Інтегруючи рівняння (2.37), отримаємо

$$\varphi = \varphi_0 + \frac{1}{R} \cos A \cdot (s - s_0);$$

$$\lambda = \lambda_0 + \frac{1}{R \cos \varphi} \sin A \cdot (s - s_0),$$

де $\varphi_0, \lambda_0, s_0$ - початкові значення широти, довготи і дугової координати або пройденого шляху.

Величину пройденого шляху $s - s_0$ вимірюють, наприклад, за допомогою одометра для наземних об'єктів і лага для морських.

Відзначимо, що можна перейти від сферичних координат φ, λ, R до лінійних координат x, y , Використовуючи формули переходу

$$x = x_0 + R \cos \varphi \cdot \sin \Delta \lambda,$$

$$y = y_0 + R \sin \Delta \varphi,$$

де x_0, y_0 - початкові значення лінійних координат; $\Delta \varphi = \varphi - \varphi_0$; $\Delta \lambda = \lambda - \lambda_0$.

Отже, для визначення поточної широти і довготи необхідно мати одометр і показчик курсу (гірокомпас або магнітний компас). Дослідимо можливість визначення координат, якщо сигнали одометра або лага недоступні.

2.2.2. Визначення довготи місця нерухомих об'єктів.

Нехай положення точки на земному сфероїді визначається довготою λ , широтою φ і радіусом Землі R (рис.2.19). Диференціальні рівняння геодезичних ліній мають вигляд [107]:

$$\frac{dA}{ds} = \frac{1}{R} \operatorname{tg} \varphi \sin A;$$

$$\frac{d\varphi}{ds} = \frac{1}{R} \cos A;$$

$$\frac{d\lambda}{ds} = \frac{1}{R \cos \varphi} \sin A,$$
(2.38)

де A - курсовий кут; s - дугова координата.

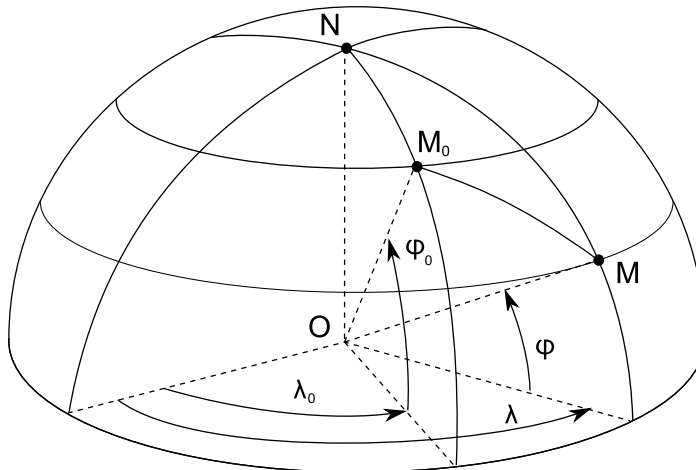


Рис.2.19. Положення точки на земному сферіоді

На нерухомій основі курсовий кут A є сталою величиною. Тому перше рівняння системи (2.38) дорівнює нулю. Розглядаючи спільно друге та третє рівняння, отримаємо

$$\frac{d\varphi}{d\lambda} = \operatorname{ctg}K \cdot \cos\varphi. \quad (2.39)$$

Поділимо змінні і перейдемо від кута курсу до фіксованого кута азимута A реперної точки. Після інтегрування будемо мати точне рішення диференціального рівняння:

$$\lambda = \lambda_0 + \ln \left| \frac{\operatorname{tg}\left(\frac{\varphi}{2} + \frac{\pi}{4}\right)}{\operatorname{tg}\left(\frac{\varphi_0}{2} + \frac{\pi}{4}\right)} \right| \cdot \operatorname{tg}A, \quad (2.40)$$

де λ_0, φ_0 - відомі координати реперної точки.

На рис.2.19 відображено положення реперної точки M_0 з відомими координатами λ_0, φ_0 . Поточну широту φ точки M можна виміряти за допомогою розробленого автономного методу визначення широти на нерухомій основі [102]. Довгота місця λ визначається згідно формули (2.40). Азимут A реперної точки M_0 можна виміряти за допомогою ІВМ у режимі аналітичного гірокомпасування [113,114].

З точністю до першого члена розкладання в ряд Тейлора вираз (2.40) можна перетворити до вигляду

$$\lambda \approx \lambda_0 + \frac{2 \sin\left(\frac{\varphi - \varphi_0}{2}\right)}{\cos \frac{\varphi + \varphi_0}{2}} \cdot \operatorname{tg} A. \quad (2.41)$$

Слід зазначити, що даний наближений вираз практично збігається з наближеним виразом для різниці довготи, отриманим для аналітичного числення шляху з використанням теореми про середнє значення інтеграла [104]:

$$\Delta \lambda = \frac{\Delta \varphi}{\cos \frac{\varphi + \varphi_0}{2}} \cdot \operatorname{tg} A, \quad (2.42)$$

де $\Delta \lambda = \lambda - \lambda_0$, $\Delta \varphi = \varphi - \varphi_0$.

Таким чином, для визначення початкового значення довготи λ потрібно знати координати реперної точки λ_0, φ_0 , її азимут A , виміряний з поточного положення і широту поточного положення φ . Якщо азимут реперної точки можна виміряти методами аналітичного або фізичного гірокомпасування, то широту - за допомогою розробленого методу автономного визначення широти.

На рис.2.20 зображено графік абсолютної похибки розрахунку різниці довготи, обчисленої за формулами (2.40) і (2.41) в залежності від азимута реперної точки.

Криві 1,2,3 розраховані для значень широти 46° , 47° і 48° відповідно при $\varphi_0 = 50^\circ$. Очевидно, що похибка обчислення різниці довготи збільшується зі збільшенням відстані від реперної точки. Таким чином, використання точної формули (2.40) більш доцільним порівняно з формулою (2.41) при збільшенні різниці широт або відстані між поточним положенням і положенням реперної точки.

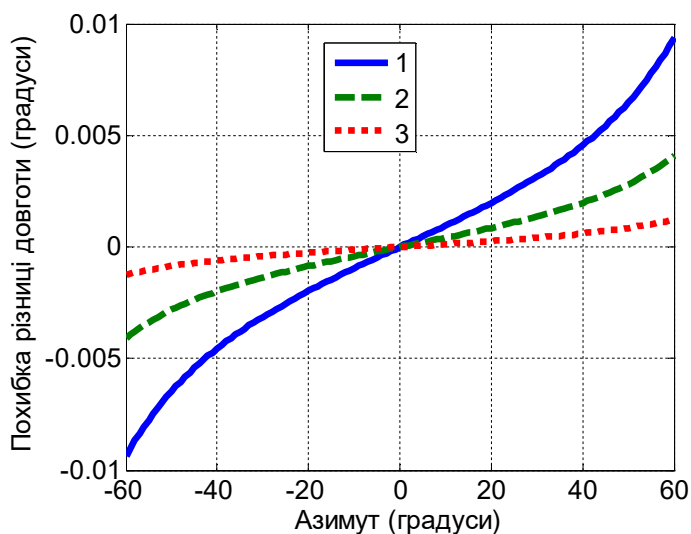


Рис.2.20. Похибка розрахунку різниці довготи, обчисленої за виразами (2.40) і (2.41) в залежності від азимута

Запишемо формулу (2.40) через різницю довготи $\Delta\lambda = \lambda - \lambda_0$ у вигляді

$$\Delta\lambda = \ln \left| \frac{\operatorname{tg} \left(\frac{\varphi}{2} + \frac{\pi}{4} \right)}{\operatorname{tg} \left(\frac{\varphi_0}{2} + \frac{\pi}{4} \right)} \right| \cdot \operatorname{tg} A, \quad (2.43)$$

Розкладаючи в ряд Тейлора вираз (2.43), отримаємо вираз для похибки визначення різниці довготи:

$$\delta\lambda = \ln \left| \frac{\operatorname{tg} \left(\frac{\varphi}{2} + \frac{\pi}{4} \right)}{\operatorname{tg} \left(\frac{\varphi_0}{2} + \frac{\pi}{4} \right)} \right| \cdot \frac{\delta A}{\cos^2 A} + \frac{\operatorname{tg} A}{\cos \varphi} \cdot \delta\varphi, \quad (2.44)$$

де δA , $\delta\varphi$ - похибки визначення азимуту і широти, відповідно.

У табл. 2.8 наведено розраховані значення похибки визначення різниці довготи (2.44) при різних значеннях похибки визначення азимуту реперної точки і широти для $\lambda_0=30^\circ, \varphi_0=50^\circ, \varphi=48^\circ$ і $A=-58^\circ$.

Отже, похибка визначення довготи залежить від похибок визначення азимуту реперної точки і широти поточного положення.

Таблиця 2.8. Розрахункові значення похибки визначення різниці довготи

| δA , кут. хв. | $\delta \varphi$, кут. хв | $\delta \lambda$, кут. хв. |
|--------------------------|-------------------------------|--------------------------------|
| 1 | 3 | 7.36 |
| 3 | 5 | 12.53 |
| 5 | 7 | 17.68 |
| 7 | 9 | 22.85 |
| 9 | 11 | 28.01 |
| 11 | 13 | 33.17 |

Отримані чисельні оцінки показують, що для практичної реалізації даного методу визначення довготи місця потрібно мати наземний гірокомпас і гіроширот навігаційного класу точності. Так, наприклад, для того, щоб похибка визначення довготи була не вище 7,4 кут.хв треба забезпечити визначення азимуту реперної точки з похибкою не вище 1 кут.хв і широти поточного положення з похибкою 3 кут.хв.

Висновки до розділу 2

1. Вперше отримано аналітичні вирази для автономного визначення широти та довготи місця нерухомих об'єктів, для чого необхідно мати три проекції кутової швидкості обертання Землі та три проекції прискорення сили тяжіння відносно осей, пов'язаних з нерухомою основою.
2. Обґрунтовано та результатами комп'ютерного моделювання підтверджено, що постійний нахил ІВМ відносно площини горизонту, а також відхилення ІВМ по азимуту не впливають на визначення широти місця.
3. Проведено експериментальні дослідження для ІВМ на основі кільцевих лазерних гіроскопів та навігаційних акселерометрів, а також на основі мікромеханічних гіроскопів та акселерометрів в результаті яких

підтверджено працездатність розробленого методу автономного визначення широти нерухомих об'єктів. Якщо для ІВМ на основі кільцевих лазерних гіроскопів та навігаційних акселерометрів похибка автономного визначення широти становила від $0^{\circ}09'14''$ до $0^{\circ}16'30''$, то для ІВМ на мікромеханічних гіроскопах та акселерометрах – від $0,25^{\circ}$ до $1,5^{\circ}$.

4. Розроблено математичну модель похибки визначення широти місця, аналіз якої показав, що основними причинами виникнення похибки визначення широти місця, є похибки гіроскопів і акселерометрів. Результати чисельних розрахунків показали, що для практичної реалізації даного методу визначення широти місця з похибкою визначення широти $\Delta\varphi = 1$ кут. хв потрібні гіроскопи з дрейфом не гірше $0,0024$ град/год та акселерометри зі зміщенням нуля $1,5 \cdot 10^{-4}g$. Встановлено, що необхідно враховувати поправку $\Delta\varphi_i$, викликану відміною геодезичної широти від геоцентричної широти.
5. Розглянуто працездатність методу визначення широти при вібрації основи. Встановлено, що осьова вертикальна вібрація основи практично не впливає на визначення широти, але просторова вібрація робить цей метод непрацездатним. Так, на широті $\varphi_* = 50.44^{\circ}$ і випадковій вібрації з СКВ $\sigma_{\omega\omega} = 0.01$ м/с² стала похибка визначення широти становить $\langle \Delta\varphi \rangle = 37,57^{\circ}$.
6. Отримано аналітичну залежність, на основі якої запропоновано метод визначення початкової довготи місця, для чого необхідно мати інформацію про широту місця, координати реперної точки і її азимут.
7. Розроблено модель похибки визначення довготи місця. Встановлено, що основними причинами її виникнення є похибки визначення широти і азимута. Для того, щоб похибка визначення довготи була не вище $7,4$ кут.хв треба забезпечити визначення азимуту реперної точки з похиб-

кою не гірше 1 кут.хв і широти поточного положення з похибкою 3 кут.хв.

РОЗДІЛ 3

АВТОНОМНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ДОВГОТИ ТА ШИРОТИ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ

В нинішній час місцезнаходження рухомих об'єктів (широту і довготу місця) визначають, як правило, використовуючи супутникові навігаційні системи. Проте, автономне визначення місцезнаходження має велике значення, коли сигнали супутникової навігаційної системи (СНС) недоступні з різних причин. Наприклад, об'єкт може знаходитися між багатоповерховими будівлями, що затіняють сигнал СНС, в тунелях, підземних спорудах, а крім того, сигнали СНС можуть подавлюватися пристроями радіо-електронної протидії [100]. Крім того, існує спуфінг (*англ. spoofing*), коли управління супутниковою навігаційною системою рухомих об'єктів здійснює третя сторона. В останній час все частіше спостерігаються випадки навмисного або ненавмисного використання спуфінга, що загрожує безпеці руху, як воєнних, так і цивільних повітряних і морських суден [115-118].

Задача про автономне, тобто без використання зовнішніх джерел інформації або орієнтирів, визначенні місцезнаходження рухомих об'єктів, виникла уже в кінці 30-х років ХХ століття в Німеччині [119]. Саме тоді були закладені основи інерціальної навігації. Проте, значний розвиток інерціальна навігація отримала в кінці 50-х років ХХ століття з розвитком ракетно-космічної техніки в СРСР [120-122] та в США [123,124]. Слід відмітити, що інерціально-навігаційні системи того часу були побудовані на основі гіростабілізованих платформ. З розвитком засобів обчислювальної техніки і появою нових типів інерціальних чутливих елементів (лазерних гіроскопів) стали розроблятися і впроваджуватися безплатформні ІНС. В основі роботи платформових і безплатформних ІНС лежить один і той же принцип подвійного інтегрування показ-

ників акселерометрів – вимірювачів уявного прискорення об’єкта, після чого маємо наступний вираз для лінійної похибки [100]:

$$\Delta s = \frac{\Delta a \cdot t^2}{2} + \Delta \omega \cdot t \cdot R, \quad (3.1)$$

де Δa - похибка (зміщення нуля) акселерометра, $\Delta \omega$ - похибка (нестабільність зміщення нуля) гіроскопа, t - час, R - радіус Землі.

За виразом (3.1) було проведено розрахунки і отримано похибки БІНС в залежності від часу для різних чутливих елементів, графічні залежності яких наведено на рис.3.1. Крива 1 відповідає БІНС з гіроскопами з нестабільністю зміщення нуля 0,02 °/год і зміщення нуля акселерометрів 20 мікро g, крива 2 – з гіроскопами з нестабільністю зміщення нуля 0,015 °/год і зміщення нуля акселерометрів 15 мікро g, а крива 3 - з гіроскопами з нестабільністю зміщення нуля 0,01 °/год і зміщення нуля акселерометрів 10 мікро g

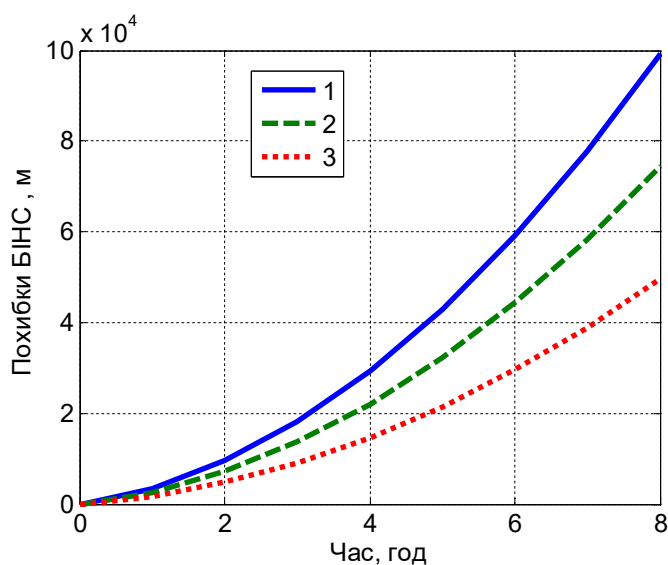


Рис.3.1. Графічні залежності похибок БІНС від часу для різних чутливих елементів

Отже, у випадку автономної роботи БІНС (без інтегрування її з СНС або іншими джерелами зовнішньої інформації) похибка визначення місцезнаходження збільшується пропорційно часу і нестабільності зміщення нуля гіроско-

па і пропорційно квадрату часу і зміщенню нуля акселерометра. Таким чином, існує проблема точності ІНС і БІНС, які працюють в автономному режимі.

Тому в галузі навігаційного приладобудування існує проблема створення нових способів автономного визначення навігаційних параметрів з застосуванням чутливих елементів середнього класу точності. Вирішенню цієї задачі, тобто розробці нового методу автономного визначення довготи і широти рухомих об'єктів, присвячено даний розділ дисертації.

3.1. Розробка методу визначення широти і довготи рухомих об'єктів

Введемо в розгляд наступні системи координат: $O\xi\eta\zeta$ - географічна система координат (рис.3.2), при чому вісь $O\eta$ направлена на північ, вісь $O\xi$ - на схід, а $O\zeta$ - місцева вертикаль, $oxyz$ - система координат, пов'язана з інерціально-вимірювальним модулем (ІВМ).

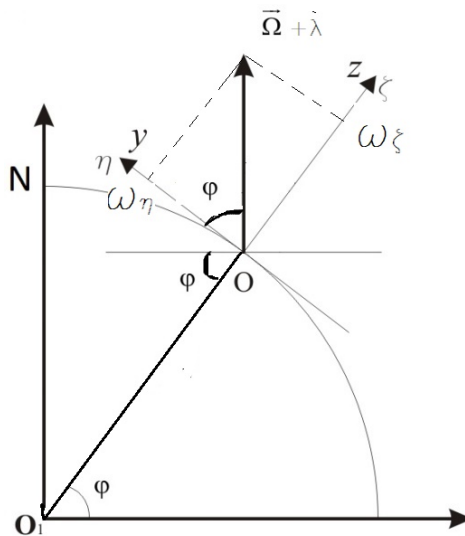


Рис.3.2. Положення ІВМ відносно Землі

Проекції абсолютної кутової швидкості об'єкта на осі $O\eta$ і $O\zeta$ будуть мати вигляд:

$$\begin{aligned} \omega_{\eta} &= (\Omega + \dot{\lambda}) \cos \varphi; \\ \omega_{\zeta} &= (\Omega + \dot{\lambda}) \sin \varphi. \end{aligned} \quad (3.2)$$

Очевидно, що тангенс широти можна визначити за формулою:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{\omega_{\zeta}}{\omega_{\eta}}.$$

Тоді для визначення широти маємо вираз:

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{\omega_{\zeta}}{\omega_{\eta}}. \quad (3.3)$$

Для визначення поточної довготи скористаємось, наприклад, першим співвідношенням (3.2). Інтегруючи його, можна отримати

$$\lambda = \lambda_0 + \int_{t_{k-1}}^{t_k} \left(\frac{\omega_{\eta}}{\cos \varphi} - \Omega \right) dt, \quad (3.4)$$

де t_k, t_{k-1} - моменти часу на k -му і $k-1$ кроку інтегрування.

Відмітимо, що для першого інтегрування необхідно знати початкові значення довготи λ_0 . Крім того, із двох виразів (3.2) можна перейти до одного

$$\omega_{\eta}^2 + \omega_{\zeta}^2 = (\Omega + \dot{\lambda})^2.$$

Інтегруючи останній вираз відносно довготи, будемо мати

$$\lambda = \lambda_0 + \int_{t_{k-1}}^{t_k} \left(\sqrt{\omega_{\eta}^2 + \omega_{\zeta}^2} - \Omega \right) dt. \quad (3.5)$$

Задача полягає в знаходженні $\omega_{\eta}, \omega_{\zeta}$ через проекції кутової швидкості об'єкта $\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}$, що вимірюються гіроскопами ІВМ.

Розглянемо ІВМ, осі якого $oxuz$ жорстко пов'язані з об'єктом (рис. 3.3). Тут ψ, θ, γ - кути повороту об'єкта. Зв'язок між осями $oxuz$ і $O\xi\eta\zeta$ можна виразити через матрицю напрямних косинусів (МНК) \mathbf{C}_n^b :

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}, \quad (3.6)$$

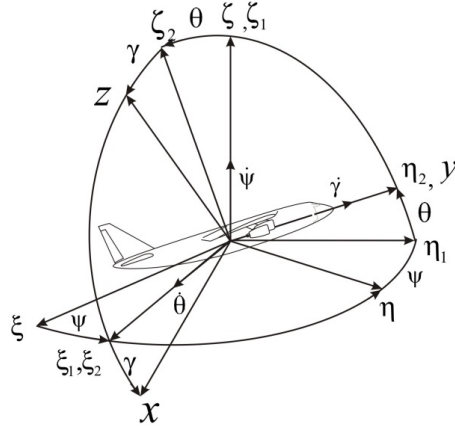


Рис. 3.3. Орієнтація IBM

де

$$\mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix}.$$

Із співвідношення (3.6), враховуючи ортогональність поворотів, отримаємо проекції $\omega_\eta, \omega_\zeta$:

$$\begin{bmatrix} \omega_\xi \\ \omega_\eta \\ \omega_\zeta \end{bmatrix} = \mathbf{C}_b^n \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, \quad (3.7)$$

де \mathbf{C}_b^n - транспонована матриця \mathbf{C}_n^b ,

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{bx} - \dot{\theta} \cos \gamma + \dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma \\ \omega_{by} - \dot{\psi} \sin \theta - \dot{\gamma} \\ \omega_{bz} - \dot{\theta} \sin \gamma - \dot{\psi} \cos \theta \cos \gamma \end{bmatrix}.$$

Необхідно відмітити, що кути повороту об'єкту ψ, θ, γ , а також їх похідні можна отримати від безкарданній курсоверткалі, побудованої на основі IBM.

Позначимо

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix}.$$

З матричного рівняння (3.7) отримаємо вирази для визначення проєкцій $\omega_\eta, \omega_\zeta$ через проєкції кутової швидкості $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, які залежать від проєкцій абсолютної кутової швидкості об'єкта $\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}$, що вимірюються гіроскопами ІВМ, та відносних кутів повороту об'єкту ψ, θ, γ , а також їх похідних:

$$\begin{aligned}\omega_\eta &= c_{21}\omega_x + c_{22}\omega_y + c_{23}\omega_z, \\ \omega_\zeta &= c_{31}\omega_x + c_{32}\omega_y + c_{33}\omega_z.\end{aligned}\quad (3.8)$$

Тоді:

$$\omega_\eta^2 + \omega_\zeta^2 = (c_{21}\omega_x + c_{22}\omega_y + c_{23}\omega_z)^2 + (c_{31}\omega_x + c_{32}\omega_y + c_{33}\omega_z)^2. \quad (3.9)$$

Отримані вирази (3.8) підставимо в вираз (3.3) для визначення широти:

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{c_{31}\omega_x + c_{32}\omega_y + c_{33}\omega_z}{c_{21}\omega_x + c_{22}\omega_y + c_{23}\omega_z}, \quad (3.9)$$

і також в вирази (3.4) і (3.5) для визначення довготи:

$$\lambda = \lambda_0 + \int_{t_{k-1}}^{t_k} \left(\frac{c_{21}\omega_x + c_{22}\omega_y + c_{23}\omega_z}{\cos \varphi} - \Omega \right) dt. \quad (3.10)$$

або

$$\lambda = \lambda_0 + \int_{t_{k-1}}^{t_k} \left(\sqrt{(c_{21}\omega_x + c_{22}\omega_y + c_{23}\omega_z)^2 + (c_{31}\omega_x + c_{32}\omega_y + c_{33}\omega_z)^2} - \Omega \right) dt. \quad (3.11)$$

Таким чином, отримано аналітичні залежності для автономного визначення широти (3.9) та довготи (3.10), (3.11) на основі інформації про абсолютну кутову швидкість об'єкта $\omega_{bx}, \omega_{by}, \omega_{bz}$, елементи МНК та відносні кути повороту об'єкту ψ, θ, γ , а також їх похідні.

В якості граничного, розглянемо випадок нерухомої відносно Землі основи. В цьому випадку $v = 0$ і $\dot{\lambda} = 0$, а також

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Тоді $\omega_y = \omega_\eta$, $\omega_z = \omega_\zeta$. Підставимо ці рівняння в (3.9) і (3.10), отримаємо тривіальні вирази, що підтверджує працездатність методу:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{\omega_\zeta}{\omega_\eta} = \frac{\Omega \sin \varphi}{\Omega \cos \varphi} \quad \text{і} \quad \lambda = \lambda_0. \quad (3.12)$$

Отже, отримані вирази (3.9)-(3.11) дозволяють визначати широту і довготу об'єкта при його русі. При цьому, ці вирази не накладають обмежень на траєкторію руху, на відміну від традиційного алгоритму БІНС визначення широти не потребує інтегрування показників акселерометрів, а визначення довготи потребує лише інтегрування показників гіроскопів.

Якщо для визначення широти місця досить мати сигнали гіроскопів ІВМ, кути повороту об'єкта і його кутові швидкості, то для визначення довготи необхідно знати початкове значення довготи.

На рис. 3.4 і рис. 3.5 наведено графіки залежностей широти і довготи, розраховані з використанням співвідношень (3.9) і (3.10), відповідно. Швидкість руху основи приймалась 200 м/с (крива 1), 400 м/с (крива 2) і 600 м/с (крива 3). Початкові координати приймалися 50° п.ш. і 30° с.д. (м. Київ).

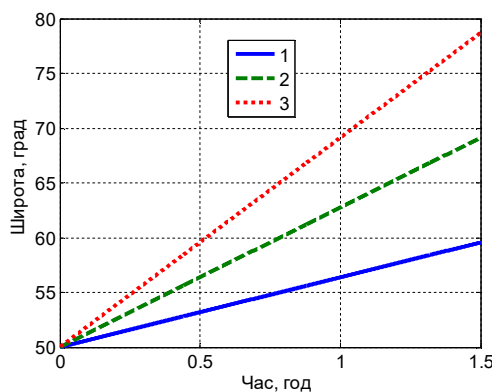


Рис. 3.4. Графіки залежності широти об'єкта, що рухається зі сталою швидкістю: крива 1 - 200 м/с; крива 2 - 400 м/с; крива 3 - 600 м/с.

Для порівняльного аналізу проводились контрольні розрахунки широти і довготи, інтегруючи відомі співвідношення [26]:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= \frac{v_N}{R}, \\ \dot{\lambda} &= \frac{v_E}{R \cos \varphi}.\end{aligned}\tag{3.13}$$

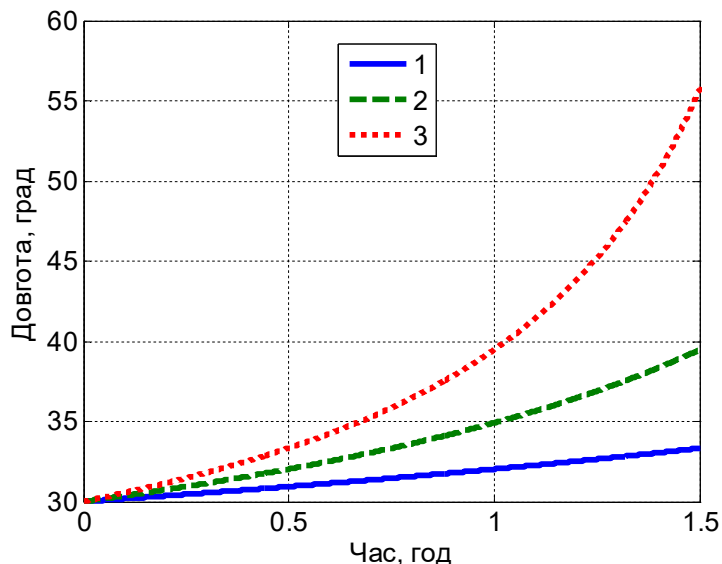


Рис. 3.5. Графіки залежності довготи об'єкта, що рухається зі сталою швидкістю: крива 1 - 200 м/с; крива 2 - 400 м/с; крива 3 - 600 м/с.

Результати показали повну відповідність розрахованих розробленим методом значень широти і довготи значенням, отриманих за формулами (3.13). Відміна розрахованих та «еталонних» значень широти і довготи не перевищує 10^{-13} град. На рис.3.6 представлено графічну залежність абсолютної похибки широти від часу. Аналогічні величини має похибка для довготи.

Отже, отримані нові вирази (3.9) і (3.10) забезпечують визначення широти і довготи об'єкта при його русі. Якщо для визначення широти місця досить мати сигнали гіроскопів ІВМ, і елементи МНК, то для визначення довготи необхідно знати початкове значення довготи.

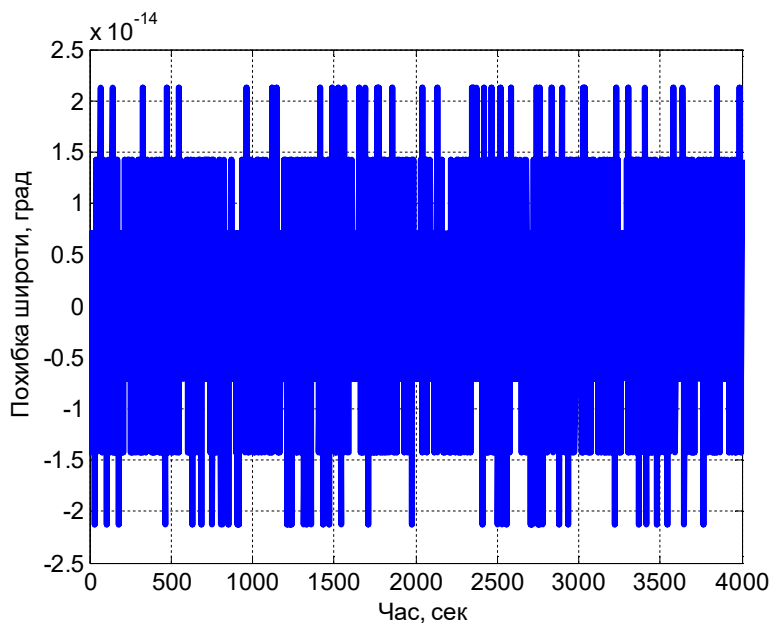


Рис.3.6. Графічна залежність абсолютної похибки широти від часу

Розроблене програмне забезпечення для розрахунку широти і довготи наведено в Додатку Ж.

3.2. Математична модель похибки автономного визначення широти і довготи

Отримаємо аналітичні вирази для похибок визначення широти і довготи.

3.2.1. Модель похибки автономного визначення широти

Спочатку знайдемо похибку широти. Для цього використаємо розкладання в ряд Тейлора функції (3.3). Представимо широту у вигляді функції двох змінних – проекцій кутової швидкості ω_ζ і ω_η :

$$\varphi = F_1(\omega_\zeta, \omega_\eta). \quad (3.14)$$

Похибку широти отримаємо, варіюючи функцію $F_1(\omega_\zeta, \omega_\eta)$:

$$\begin{aligned}\Delta\varphi &= \frac{\partial F_1}{\partial\omega_\zeta}\Delta\omega_\zeta + \frac{\partial F_1}{\partial\omega_\eta}\Delta\omega_\eta = \\ &= \frac{1}{1 + \left(\frac{\omega_\zeta}{\omega_\eta}\right)^2} \left[\frac{\partial}{\partial\omega_\zeta} \left(\frac{\omega_\zeta}{\omega_\eta} \right) \Delta\omega_\zeta + \frac{\partial}{\partial\omega_\eta} \left(\frac{\omega_\zeta}{\omega_\eta} \right) \Delta\omega_\eta \right].\end{aligned}\quad (3.15)$$

Спочатку розрахуємо частинні похідні у виразі (3.15):

$$\frac{\partial}{\partial\omega_\zeta} \left(\frac{\omega_\zeta}{\omega_\eta} \right) = \frac{1}{\omega_\eta};$$

$$\frac{\partial}{\partial\omega_\eta} \left(\frac{\omega_\zeta}{\omega_\eta} \right) = -\frac{\omega_\zeta}{\omega_\eta^2}.$$

Підставимо праві частини останніх виразів і отримаємо повний вираз для похибки визначення широти

$$\Delta\varphi = \frac{1}{\omega_\eta^2 + \omega_\zeta^2} (\omega_\eta \cdot \Delta\omega_\zeta - \omega_\zeta \cdot \Delta\omega_\eta), \quad (3.16)$$

де $\Delta\omega_\zeta$ і $\Delta\omega_\eta$ - варіації проекцій кутової швидкості ω_ζ і ω_η .

Перейдемо до розрахунку $\Delta\omega_\zeta$.

Використаємо вираз (3.8) і представимо ω_ζ в вигляді

$$\omega_\zeta = F_2(c_{31}, c_{32}, c_{33}, \omega_x, \omega_y, \omega_z). \quad (3.17)$$

Отримаємо $\Delta\omega_\zeta$, варіюючи функцію F_2 :

$$\begin{aligned}\Delta\omega_\zeta &= \frac{\partial F_2}{\partial c_{31}} \Delta c_{31} + \frac{\partial F_2}{\partial c_{32}} \Delta c_{32} + \frac{\partial F_2}{\partial c_{33}} \Delta c_{33} + \\ &+ \frac{\partial F_2}{\partial \omega_x} \Delta\omega_x + \frac{\partial F_2}{\partial \omega_y} \Delta\omega_y + \frac{\partial F_2}{\partial \omega_z} \Delta\omega_z,\end{aligned}$$

де $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ - варіації проекцій $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ кутової швидкості, $\Delta c_{31}, \Delta c_{32}, \Delta c_{33}$ - варіації елементів c_{31}, c_{32}, c_{33} МНК.

Після розрахунку частинних похідних будемо мати:

$$\begin{aligned}\frac{\partial F_2}{\partial c_{31}} &= \omega_x, & \frac{\partial F_2}{\partial \omega_x} &= c_{31}; \\ \frac{\partial F_2}{\partial c_{32}} &= \omega_y, & \frac{\partial F_2}{\partial \omega_y} &= c_{32}; \\ \frac{\partial F_2}{\partial c_{33}} &= \omega_z, & \frac{\partial F_2}{\partial \omega_z} &= c_{33}.\end{aligned}$$

Підставимо праві частини останніх виразів у формулу для $\Delta\omega_\zeta$, отримаємо:

$$\Delta\omega_\zeta = \omega_x \cdot \Delta c_{31} + \omega_y \cdot \Delta c_{32} + \omega_z \cdot \Delta c_{33} + c_{31} \cdot \Delta\omega_x + c_{32} \cdot \Delta\omega_y + c_{33} \cdot \Delta\omega_z. \quad (3.18)$$

Визначимо варіацію Δc_{31} . З урахуванням виду МНК маємо

$$c_{31} = -F_3(\gamma, \theta). \quad (3.19)$$

Після варіювання отримаємо

$$\Delta c_{31} = -\frac{\partial F_3}{\partial \gamma} \Delta\gamma - \frac{\partial F_3}{\partial \theta} \Delta\theta. \quad (3.20)$$

Обчислюючи частинні похідні, будемо мати:

$$\begin{aligned}\frac{\partial F_3}{\partial \gamma} &= \cos \gamma \cos \theta; \\ \frac{\partial F_3}{\partial \theta} &= -\sin \gamma \sin \theta.\end{aligned}$$

Підставимо праві частини останніх виразів в вираз (3.17), отримаємо:

$$\Delta c_{31} = -\cos \gamma \cos \theta \cdot \Delta\gamma + \sin \gamma \sin \theta \cdot \Delta\theta. \quad (3.21)$$

Аналогічно отримаємо варіації інших елементів МНК:

$$\Delta c_{32} = \cos \theta \cdot \Delta\theta; \quad (3.22)$$

$$\Delta c_{33} = -\sin \gamma \cos \theta \cdot \Delta\gamma - \cos \gamma \sin \theta \cdot \Delta\theta. \quad (3.23)$$

Тепер перейдемо до розрахунку варіацій проекцій кутової швидкості $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$.

Із виразу (3.6) маємо

$$\omega_x = \omega_{bx} - \dot{\theta} \cos \gamma + \dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma = F_4(\omega_{bx}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, \theta, \gamma). \quad (3.24)$$

Отримаємо $\Delta \omega_x$, варіюючи функцію F_4 :

$$\begin{aligned} \Delta \omega_x = & \frac{\partial F_4}{\partial \omega_{bx}} \Delta \omega_{bx} + \frac{\partial F_4}{\partial \dot{\theta}} \Delta \dot{\theta} + \frac{\partial F_4}{\partial \dot{\psi}} \Delta \dot{\psi} + \\ & + \frac{\partial F_4}{\partial \gamma} \Delta \gamma + \frac{\partial F_4}{\partial \theta} \Delta \theta. \end{aligned} \quad (3.25)$$

Після розрахунку частинних похідних будемо мати:

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_4}{\partial \omega_{bx}} = 1; & \quad \frac{\partial F_4}{\partial \gamma} = \dot{\theta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \theta \cos \gamma; \\ \frac{\partial F_4}{\partial \dot{\theta}} = -\cos \gamma; & \quad \frac{\partial F_4}{\partial \theta} = -\dot{\psi} \sin \theta \sin \gamma; \\ \frac{\partial F_4}{\partial \dot{\psi}} = \cos \theta \sin \gamma. & \end{aligned}$$

Підставимо праві частини останніх виразів в вираз (3.22), отримаємо:

$$\begin{aligned} \Delta \omega_x = & \Delta \omega_{bx} - \cos \gamma \cdot \Delta \dot{\theta} + \cos \theta \sin \gamma \cdot \Delta \dot{\psi} + \\ & + (\dot{\theta} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \theta \cos \gamma) \Delta \gamma - \dot{\psi} \sin \theta \sin \gamma \cdot \Delta \theta. \end{aligned} \quad (3.26)$$

Із виразу (3.6) маємо

$$\omega_y = \omega_{by} - \dot{\psi} \sin \theta - \dot{\gamma} = F_5(\omega_{by}, \dot{\psi}, \theta, \dot{\gamma}). \quad (3.27)$$

Отримаємо $\Delta \omega_y$, варіюючи функцію F_5 :

$$\Delta \omega_y = \frac{\partial F_5}{\partial \omega_{by}} \Delta \omega_{by} + \frac{\partial F_5}{\partial \dot{\psi}} \Delta \dot{\psi} + \frac{\partial F_5}{\partial \dot{\gamma}} \Delta \dot{\gamma} + \frac{\partial F_5}{\partial \theta} \Delta \theta. \quad (3.28)$$

Після розрахунку частинних похідних будемо мати:

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_5}{\partial \omega_{by}} = 1; & \quad \frac{\partial F_5}{\partial \dot{\gamma}} = -1; \\ \frac{\partial F_5}{\partial \dot{\psi}} = -\sin \theta; & \quad \frac{\partial F_5}{\partial \theta} = -\dot{\psi} \cos \theta. \end{aligned}$$

Підставимо праві частини останніх виразів в вираз (3.25), отримаємо:

$$\Delta \omega_y = \Delta \omega_{by} - \sin \theta \cdot \Delta \dot{\psi} - \Delta \dot{\gamma} - \dot{\psi} \cos \theta \cdot \Delta \theta. \quad (3.29)$$

Із виразу (3.6) маємо

$$\omega_z = \omega_{bz} - \dot{\theta} \sin \gamma - \dot{\psi} \cos \theta \cos \gamma = F_6(\omega_{bz}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, \theta, \gamma). \quad (3.30)$$

Отримаємо $\Delta\omega_z$, варіюючи функцію F_6 :

$$\begin{aligned} \Delta\omega_z = & \frac{\partial F_6}{\partial \omega_{bz}} \Delta\omega_{bz} + \frac{\partial F_6}{\partial \dot{\theta}} \Delta\dot{\theta} + \frac{\partial F_6}{\partial \dot{\psi}} \Delta\dot{\psi} + \\ & + \frac{\partial F_6}{\partial \gamma} \Delta\gamma + \frac{\partial F_6}{\partial \theta} \Delta\theta. \end{aligned} \quad (3.31)$$

Після розрахунку частинних похідних будемо мати:

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_6}{\partial \omega_{bz}} = 1; & \quad \frac{\partial F_6}{\partial \gamma} = -\dot{\theta} \cos \gamma + \dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma; \\ \frac{\partial F_6}{\partial \dot{\theta}} = -\sin \gamma; & \quad \frac{\partial F_6}{\partial \theta} = \dot{\psi} \sin \theta \cos \gamma; \\ \frac{\partial F_6}{\partial \dot{\psi}} = \cos \theta \cos \gamma. & \end{aligned}$$

Підставимо праві частини останніх виразів в вираз (3.28), отримаємо вираз:

$$\begin{aligned} \Delta\omega_z = & \Delta\omega_{bz} - \sin \gamma \cdot \Delta\dot{\theta} - \cos \theta \cos \gamma \cdot \Delta\dot{\psi} + \\ & + (-\dot{\theta} \cos \gamma + \dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma) \Delta\gamma + \dot{\psi} \sin \theta \cos \gamma \cdot \Delta\theta. \end{aligned} \quad (3.32)$$

Для розрахунку $\Delta\omega_\eta$ використаємо вираз (3.8) і напишемо ω_η у вигляді

$$\omega_\eta = F_7(c_{21}, c_{22}, c_{23}, \omega_x, \omega_y, \omega_z). \quad (3.33)$$

З виразу (3.33) отримаємо $\Delta\omega_\eta$, варіюючи функцію F_7 :

$$\begin{aligned} \Delta\omega_\eta = & \frac{\partial F_7}{\partial c_{21}} \Delta c_{21} + \frac{\partial F_7}{\partial c_{22}} \Delta c_{22} + \frac{\partial F_7}{\partial c_{23}} \Delta c_{23} + \\ & + \frac{\partial F_7}{\partial \omega_x} \Delta\omega_x + \frac{\partial F_7}{\partial \omega_y} \Delta\omega_y + \frac{\partial F_7}{\partial \omega_z} \Delta\omega_z. \end{aligned}$$

Після розрахунку частинних похідних будемо мати:

$$\begin{aligned}\frac{\partial F_7}{\partial c_{21}} &= \omega_x, & \frac{\partial F_7}{\partial \omega_x} &= c_{21}; \\ \frac{\partial F_7}{\partial c_{22}} &= \omega_y, & \frac{\partial F_7}{\partial \omega_y} &= c_{22}; \\ \frac{\partial F_7}{\partial c_{23}} &= \omega_z, & \frac{\partial F_7}{\partial \omega_z} &= c_{23}.\end{aligned}$$

Підставимо праві частини останніх виразів в вираз $\Delta\omega_\eta$, будемо мати:

$$\Delta\omega_\eta = \omega_x \cdot \Delta c_{21} + \omega_y \cdot \Delta c_{22} + \omega_z \cdot \Delta c_{23} + c_{21} \cdot \Delta\omega_x + c_{22} \cdot \Delta\omega_y + c_{23} \cdot \Delta\omega_z. \quad (3.34)$$

З урахуванням виду МНК маємо

$$c_{21} = \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi = F_8(\psi, \gamma, \theta). \quad (3.35)$$

Після варіювання виразу (3.35) отримаємо

$$\Delta c_{21} = \frac{\partial F_8}{\partial \psi} \Delta \psi + \frac{\partial F_8}{\partial \theta} \Delta \theta + \frac{\partial F_8}{\partial \gamma} \Delta \gamma. \quad (3.36)$$

Обчислимо частинні похідні у виразі (3.36):

$$\begin{aligned}\frac{\partial F_8}{\partial \psi} &= \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \theta \sin \psi; \\ \frac{\partial F_8}{\partial \theta} &= \sin \gamma \cos \theta \cos \psi; \\ \frac{\partial F_8}{\partial \gamma} &= -\sin \gamma \sin \psi + \cos \gamma \sin \theta \cos \psi.\end{aligned}$$

Підставимо праві частини останніх виразів у вираз (3.33), будемо мати:

$$\begin{aligned}\Delta c_{21} &= (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \theta \sin \psi) \Delta \psi + \\ &+ (\sin \gamma \cos \theta \cos \psi) \Delta \theta + (-\sin \gamma \sin \psi + \cos \gamma \sin \theta \cos \psi) \Delta \gamma.\end{aligned} \quad (3.37)$$

Аналогічно отримаємо варіації інших елементів МНК:

$$\Delta c_{22} = -\sin \theta \cos \psi \cdot \Delta \theta - \cos \theta \sin \psi \cdot \Delta \psi; \quad (3.38)$$

$$\begin{aligned}\Delta c_{23} &= (\sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi) \Delta \psi + \\ &+ (-\cos \gamma \cos \theta \cos \psi) \Delta \theta + (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi) \Delta \gamma.\end{aligned} \quad (3.39)$$

Врахуємо отримані вирази для визначення повної аналітичної залежності похибки визначення широти. Повний вираз для похибки визначення широти має вигляд (3.16):

$$\Delta\varphi = \frac{1}{\omega_\eta^2 + \omega_\zeta^2} (\omega_\eta \cdot \Delta\omega_\zeta - \omega_\zeta \cdot \Delta\omega_\eta),$$

де варіації кутових швидкостей $\Delta\omega_\zeta$ і $\Delta\omega_\eta$ представлені виразами (3.18) і (3.34):

$$\begin{aligned} \Delta\omega_\zeta &= \omega_x \cdot \Delta c_{31} + \omega_y \cdot \Delta c_{32} + \omega_z \cdot \Delta c_{33} + c_{31} \cdot \Delta\omega_x + c_{32} \cdot \Delta\omega_y + c_{33} \cdot \Delta\omega_z; \\ \Delta\omega_\eta &= \omega_x \cdot \Delta c_{21} + \omega_y \cdot \Delta c_{22} + \omega_z \cdot \Delta c_{23} + c_{21} \cdot \Delta\omega_x + c_{22} \cdot \Delta\omega_y + c_{23} \cdot \Delta\omega_z. \end{aligned}$$

В свою чергу варіації $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ мають вигляд

$$\begin{aligned} \Delta\omega_x &= \Delta\omega_{bx} - \cos\gamma \cdot \Delta\dot{\theta} + \cos\theta \sin\gamma \cdot \Delta\dot{\psi} + \\ &+ (\dot{\theta} \sin\gamma + \dot{\psi} \cos\theta \cos\gamma) \Delta\gamma - \dot{\psi} \sin\theta \sin\gamma \cdot \Delta\theta; \\ \Delta\omega_y &= \Delta\omega_{by} - \sin\theta \cdot \Delta\dot{\psi} - \Delta\dot{\gamma} - \dot{\psi} \cos\theta \cdot \Delta\theta; \\ \Delta\omega_z &= \Delta\omega_{bz} - \sin\gamma \cdot \Delta\dot{\theta} - \cos\theta \cos\gamma \cdot \Delta\dot{\psi} + \\ &+ (-\dot{\theta} \cos\gamma + \dot{\psi} \cos\theta \sin\gamma) \Delta\gamma + \dot{\psi} \sin\theta \cos\gamma \cdot \Delta\theta; \end{aligned}$$

а варіації елементів МНК представлені наступними виразами:

$$\begin{aligned} \Delta c_{31} &= -\cos\gamma \cos\theta \cdot \Delta\gamma + \sin\gamma \sin\theta \cdot \Delta\theta; \quad \Delta c_{32} = \cos\theta \cdot \Delta\theta; \\ \Delta c_{33} &= -\sin\gamma \cos\theta \cdot \Delta\gamma - \cos\gamma \sin\theta \cdot \Delta\theta; \quad \Delta c_{21} = (\cos\gamma \cos\psi - \sin\gamma \sin\theta \sin\psi) \Delta\psi + \\ &+ \sin\gamma \cos\theta \cos\psi \cdot \Delta\theta + (-\sin\gamma \sin\psi + \cos\gamma \sin\theta \cos\psi) \cdot \Delta\gamma; \\ \Delta c_{22} &= -\sin\theta \cos\psi \cdot \Delta\theta - \cos\theta \sin\psi \cdot \Delta\psi; \quad \Delta c_{23} = (\sin\gamma \cos\psi + \cos\gamma \sin\theta \sin\psi) \Delta\psi - \\ &- \cos\gamma \cos\theta \cos\psi \cdot \Delta\theta + (\cos\gamma \sin\psi + \sin\gamma \sin\theta \cos\psi) \cdot \Delta\gamma. \end{aligned}$$

Отже, похибка визначення широти залежить від похибок гіроскопів $\Delta\omega_{bx}, \Delta\omega_{by}, \Delta\omega_{bz}$, похибок визначення кутів орієнтації об'єкта $\Delta\psi, \Delta\theta, \Delta\gamma$ і похибок кутових швидкостей $\Delta\dot{\psi}, \Delta\dot{\theta}, \Delta\dot{\gamma}$.

Для оцінки впливу похибок гіроскопів на точність визначення широти розглянемо окремо випадок, коли об'єкт не здійснює маневрів.

Після нескладних математичних перетворень, вираз похибки визначення широти набуває вигляду

$$\Delta\varphi = \frac{\sqrt{\Delta\omega_{by}^2 + \Delta\omega_{bz}^2}}{\sqrt{\omega_{by}^2 + \omega_{bz}^2}} \cos(\varepsilon + \kappa), \quad (3.40)$$

$$\text{де } \operatorname{tg}\varepsilon = \frac{\omega_{bz}}{\omega_{bx}}, \quad \operatorname{tg}\kappa = \frac{\Delta\omega_{bz}}{\Delta\omega_{bx}}.$$

На рис.3.7 наведено результати розрахунку похибки визначення широти в залежності від величин $\Delta\omega_{by}$ і $\Delta\omega_{bz}$.

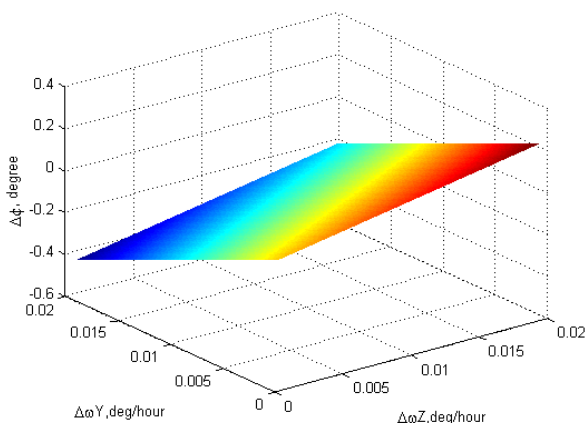


Рис. 3.7. Результати розрахунку похибки визначення широти в залежності від похибок гіроскопів

3.2.2. Модель похибки автономного визначення довготи

Тепер знайдемо похибку довготи. Для цього використовуємо розкладання в ряд Тейлора функції (3.5). Представимо довготу в вигляді функції чотирьох змінних:

$$\lambda_i = \lambda_{i-1} + \left(\sqrt{\omega_{\eta_i}^2 + \omega_{\zeta_i}^2} - \Omega \right) \cdot \Delta t = F_9(\lambda_{i-1}, \omega_{\zeta_i}, \omega_{\eta_i}, \Delta t). \quad (3.41)$$

Похибку довготи отримаємо, варіюючи функцію F_9 :

$$\Delta\lambda = \frac{\partial F_9}{\partial \lambda_{i-1}} \Delta\lambda_{i-1} + \frac{\partial F_9}{\partial \omega_{\zeta_i}} \Delta\omega_{\zeta_i} + \frac{\partial F_9}{\partial \omega_{\eta_i}} \Delta\omega_{\eta_i} + \frac{\partial F_9}{\partial (\Delta t)} \delta t \quad (3.42)$$

Спочатку обчислимо часткові похідні:

$$\frac{\partial F_9}{\partial \lambda_{i-1}} = 1; \quad \frac{\partial F_9}{\partial \omega_{\eta i}} = \frac{\omega_{\eta i}}{\sqrt{\omega_{\eta i}^2 + \omega_{\zeta i}^2}}$$

$$\frac{\partial F_9}{\partial \omega_{\zeta i}} = \frac{\omega_{\zeta i}}{\sqrt{\omega_{\eta i}^2 + \omega_{\zeta i}^2}}; \quad \frac{\partial F_9}{\partial (\Delta t)} = \sqrt{\omega_{\eta i}^2 + \omega_{\zeta i}^2} - \Omega.$$

Підставимо праві частини останніх виразів і отримаємо повний вираз для похибки визначення довготи

$$\Delta \lambda = \delta \lambda + \frac{1}{\sqrt{\omega_{\eta}^2 + \omega_{\zeta}^2}} (\omega_{\eta} \cdot \Delta \omega_{\eta} + \omega_{\zeta} \cdot \Delta \omega_{\zeta}) + (\sqrt{\omega_{\eta}^2 + \omega_{\zeta}^2} - \Omega) \cdot \delta t, \quad (3.43)$$

У виразі (3.43) крім розглянутих раніше величин введені похибка визначення початкової довготи $\delta \lambda$ та похибка квантування δt .

Для оцінки необхідної чутливості гіроскопів використаємо вираз (3.4). Нехай $R=6371110$ м, $\varphi=50^\circ$, $K=30^\circ$. В табл. 3.2 представлені значення $\dot{\lambda} = \frac{v \sin K}{R \cos \varphi}$ в залежності від різних значень швидкості v .

Очевидно, що при русі з малими швидкостями похибки гіроскопів повинні бути на порядки менше кутової швидкості обертання Землі. Зі збільшенням швидкості об'єкта похибки гіроскопів можуть бути близькими до кутової швидкості обертання Землі.

Таблиця 3.2. Значення $\dot{\lambda}$ в залежності від швидкості v .

| v , км/год | $\dot{\lambda}$, град/год |
|--------------|----------------------------|
| 10 | 0,06995359 |
| 50 | 0,34976797 |
| 100 | 0,69953595 |
| 800 | 5,59628758 |
| 3000 | 20,9860784 |

3.3. Дослідження чутливості методу до помилок гіроскопів в різних умовах руху основи

Як видно з рівнянь (3.9) - (3.11), що описують запропонований метод, на точність визначення координат об'єкту впливають кілька факторів: помилки чутливих елементів ІВМ (гіроскопів); помилки системи вимірювання швидкості об'єкта; помилки початкової виставки; помилки чисельного інтегрування; умови руху об'єкта. Проведемо дослідження чутливості методу до помилок гіроскопів, у припущенні, що всі інші помилки відсутні. Вираз для помилки гіроскопів ІВМ напишемо у вигляді:

$$\Delta\vec{\omega}_{Gyro} = \Delta\vec{\omega}_{syst} + \Delta\vec{\omega}_{GM} + \Delta\vec{\omega}_{WN}, \quad (3.44)$$

де $\Delta\vec{\omega}_{syst} = const$ — систематична складова дрейфу ДКШ, обумовлена точністю процедури калібрування, пов'язаної з кінцевою точністю каліброваного обладнання і стабільністю самих гіроскопів ІВМ від пуску до пуску; $\Delta\vec{\omega}_{GM}$ — випадкова помилка ДКШ, що описує зміну зміщення нуля в пуску, це нестабільність зміщення нуля в пуску, для опису якої ми будемо використовувати гаусово-марківський процес першого порядку:

$$\Delta\dot{\vec{\omega}}_{GM} = -\frac{1}{T_{GM}}\Delta\vec{\omega}_{GM} + \sqrt{\frac{2\sigma_{GM}^2}{T_{GM}}}\cdot\eta(t), \quad (3.45)$$

де σ_{GM} — середньоквадратичне відхилення (СКВ) породжуваного білого шуму; T_{GM} — час кореляції випадкового процесу (прийmemo $T_{GM} = 300$), $\eta(t)$ — білий шум одиничної інтенсивності; $\Delta\vec{\omega}_{WN} = \sigma_{WN} \cdot \xi(t)$ — випадкова складова помилки вимірювання: σ_{WN} — СКВ породжуваного білого шуму одиничної інтенсивності $\xi(t)$.

Для дослідження впливу помилок гіроскопів (3.44) були використані типові значення помилок датчиків кутових швидкостей, які застосовуються в сучасних навігаційних системах різного класу точності [62,100]:

– лазерні гіроскопи

$$\Delta \vec{\omega}_{syst} \approx 0.003 \div 0.01 \text{ } ^\circ/\text{Г}, \sigma_{GM} = 0.01 \div 0.03 \text{ } ^\circ/\text{Г}, \sigma_{WN} = 10 \div 30 \text{ } ^\circ/\text{Г};$$

- волоконно-оптичні гіроскопи

$$\Delta \vec{\omega}_{syst} \approx 0.01 \div 0.1 \text{ } ^\circ/\text{Г}, \sigma_{GM} = 0.05 \div 0.1 \text{ } ^\circ/\text{Г}, \sigma_{WN} = 50 \div 80 \text{ } ^\circ/\text{Г};$$

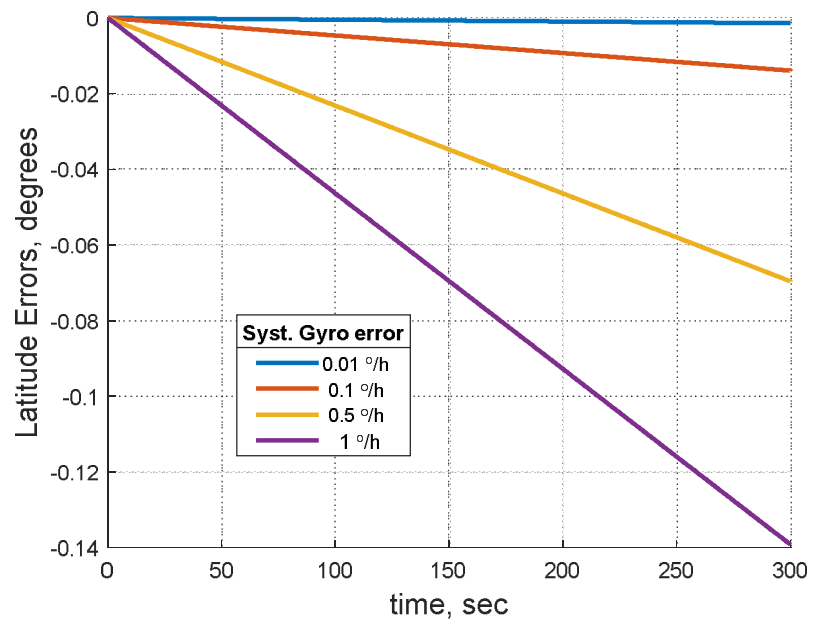
- високоточні мікромеханічні гіроскопи

$$\Delta \vec{\omega}_{syst} \approx 0.1 \div 1 \text{ } ^\circ/\text{Г}, \sigma_{GM} = 0.4 \text{ } ^\circ/\text{Г}, \sigma_{WN} \approx 100 \text{ } ^\circ/\text{Г}.$$

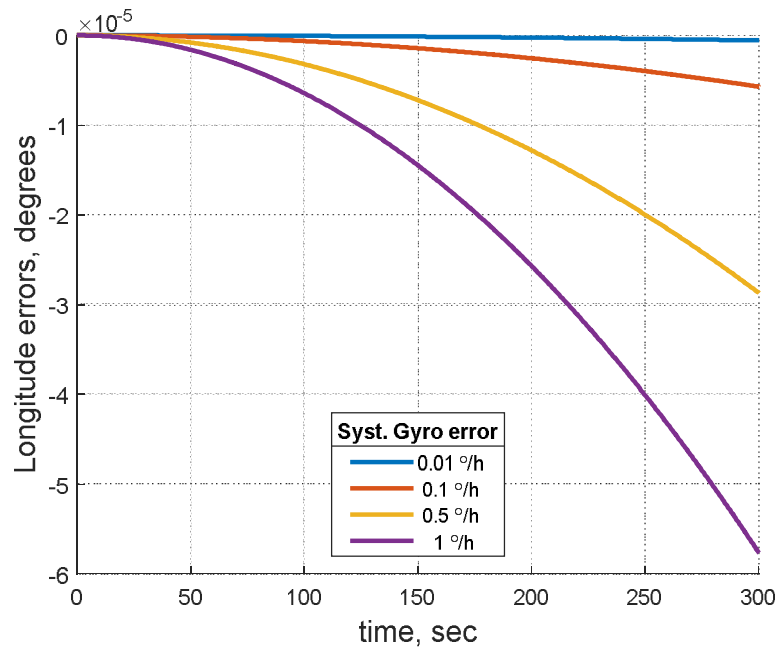
За наведеними аналітичними виразами та типовими значеннями помилок було проведено моделювання впливу помилок гіроскопів на визначення широти та довготи. У модельному експерименті об'єкт рухався прямолінійно рівномірно на Північ зі швидкістю $V = 800 \text{ км/г}$. Графіки, що ілюструють результати впливу кожної зі складових помилок гіроскопів на похибки визначення широти та довготи наведено на рис.3.8- рис.3.10.

Відмітимо, що при моделюванні впливу нестабільності зсуву нуля в пуску гіроскопів ІВМ ця нестабільність розглядалася як гаусо-марківський випадковий процес [112]. Для моделювання впливу нестабільності шуму вимірювання гіроскопів ця нестабільність розглядалася як випадковий процес типу «білий шум».

На рис. 3.8- рис. 3.10 підібрані значення складових помилок, внесок яких в сумарну помилку визначення широти та довготи становить приблизно однаковий результат. Тому для дослідження впливу умов руху об'єкта обмежимося тільки гаусо-марківською складовою помилки, яка описує випадкові зміни зміщення нуля в пуску.

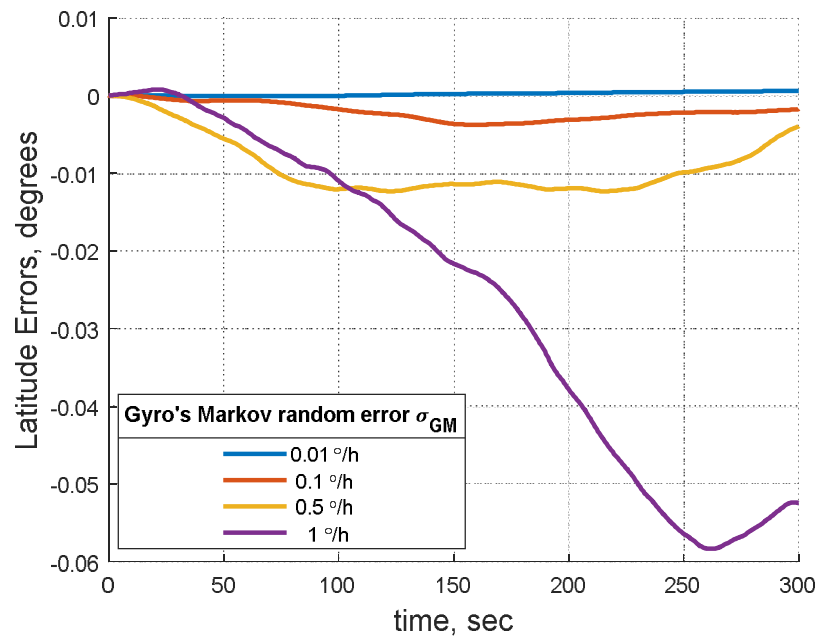


a)

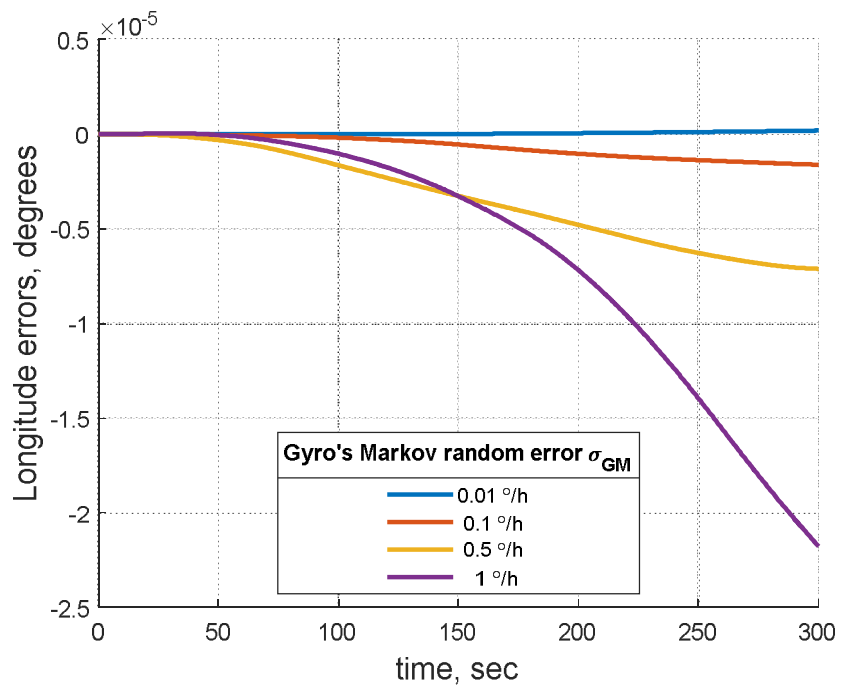


б)

Рис.3.8. Графіки залежності похибок визначення широти (а) і довготи (б) рухомого об'єкту від рівня систематичних помилок гіроскопів

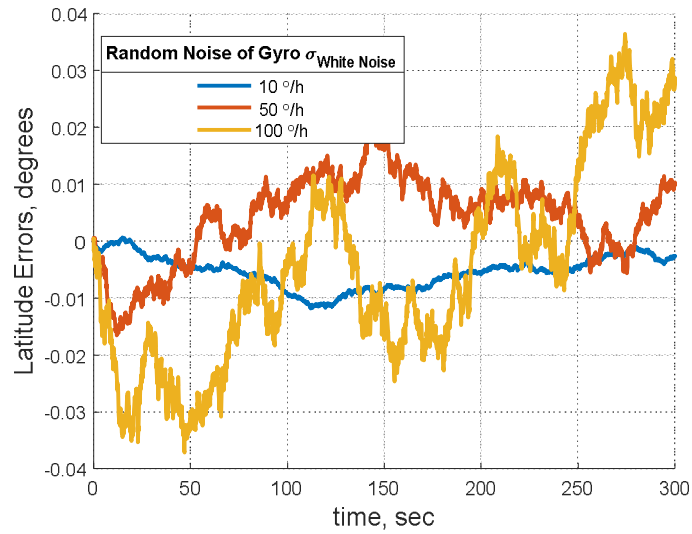


a)

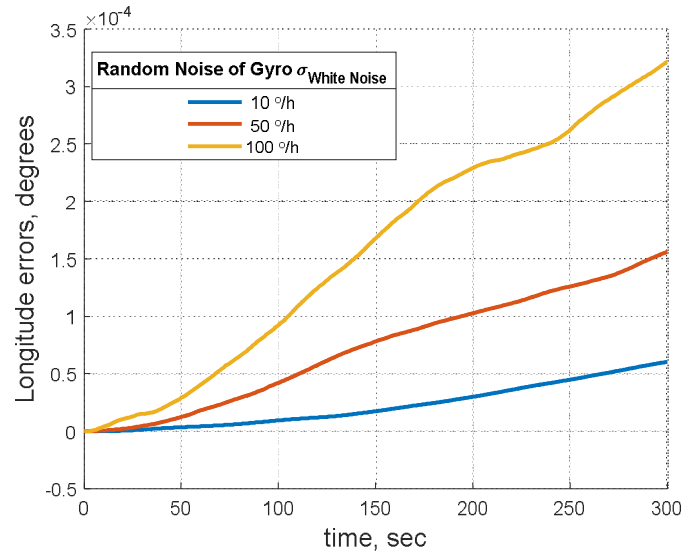


б)

Рис.3.9. Графіки залежності похибок визначення широти (а) і довготи (б) рухомого об'єкту від нестабільності зсуву нуля в пуску гіроскопів ІВМ



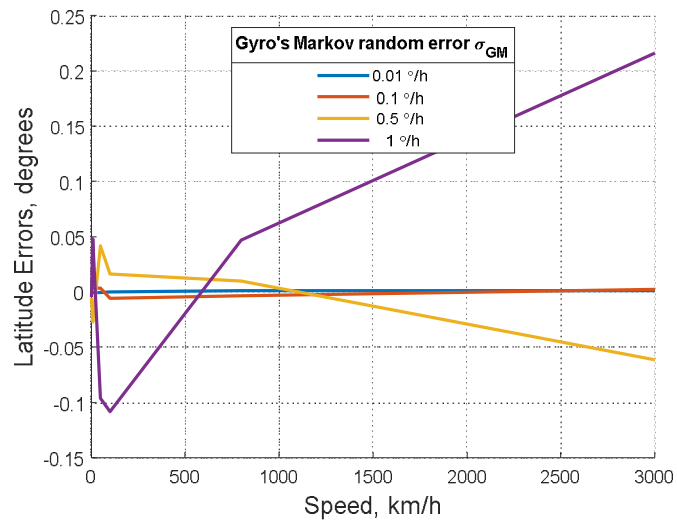
a)



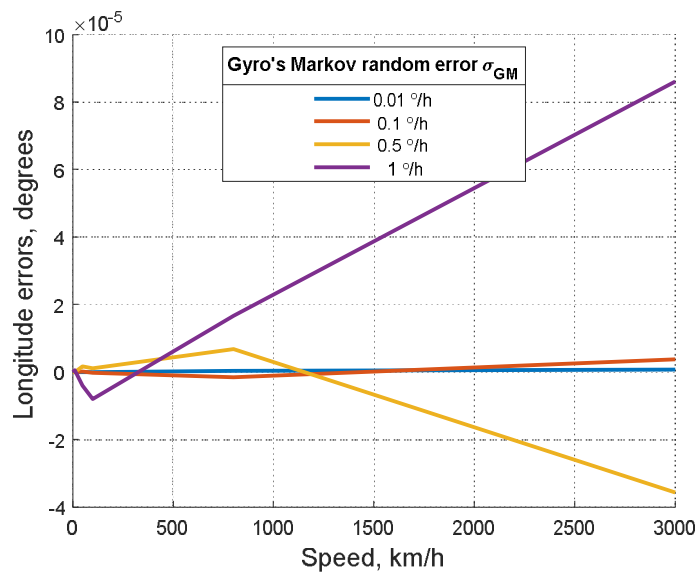
б)

Рис.3.10. Графіки залежності похибок визначення широти (а) і довготи (б) рухомого об'єкту від нестабільності шуму вимірювання гіроскопів ІВМ

На рис 3.11 показані графічні залежності помилок широти і довготи (максимальних значень на кінець інтервалу моделювання) від швидкості руху об'єкта при русі об'єкта на Північ ($K = 0$).



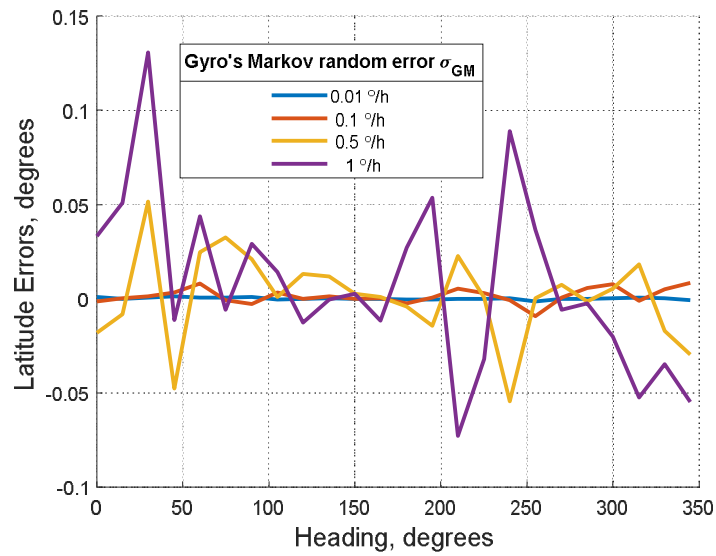
a)



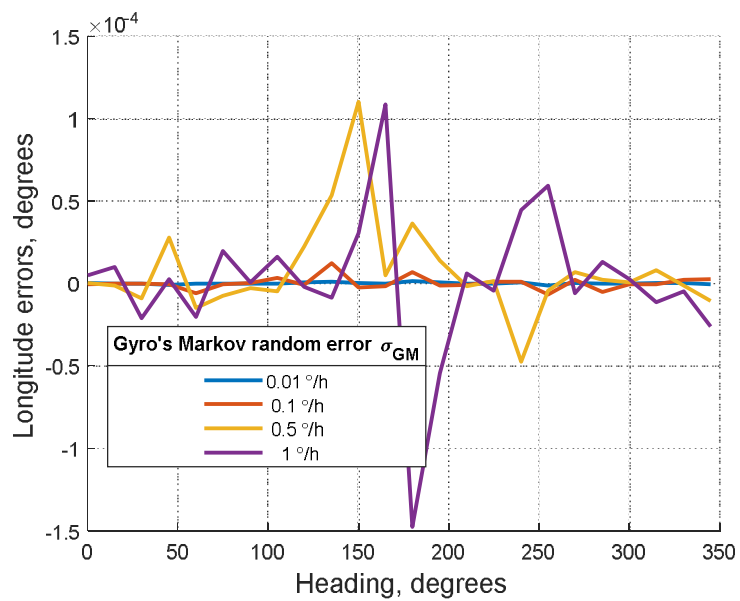
б)

Рис.3.11. Залежність помилок визначення широти (а) та довготи (б) від швидкості руху об'єкта при різних рівнях нестабільності зсуву нуля гіроскопів

На рис 3.12 показані графічні залежності помилок широти і довготи (максимальних значень на кінець інтервалу моделювання) від курсу об'єкта при швидкості руху об'єкта 800 км/г.



а)



б)

Рис.3.12. Залежність помилок визначення широти (а) та довготи (б) від напрямку руху об'єкта при різних рівнях нестабільності зсуву нуля гіроскопів

Аналіз результатів моделювання свідчить по-перше про те, що підібрані значення складових помилок, становлять приблизно однаковий результат у внесок в сумарну помилку визначення широти та довготи, а по-друге, похибка

визначення довготи на два порядки менша у порівнянні з похибкою визначення широти.

3.4. Експериментальні дослідження методу автономного визначення широти і довготи рухомого об'єкта

Для перевірки ефективності розробленого методу автономного визначення широти і довготи використовувалися експериментальні дані польоту невеликого пілотованого літака неподалік від м. Орlando (шт. Флоріда, США). Інформація про кути курсу, тангажа, крену літака, вихідні сигнали трьох мікромеханічних гіроскопів - датчиків кутової швидкості, три мікромеханічні акселерометри, а також інформація про широту, довготу і висоту, виміряна приймачем GNSS, а також інформація про горизонтальну і вертикальну складову швидкості літака і поточний час надана компанією «Гіротех» (м. Київ).

Загальний час польоту становив трохи більше 104 хвилин, траєкторія польоту літака зображена на рис. 3.13.

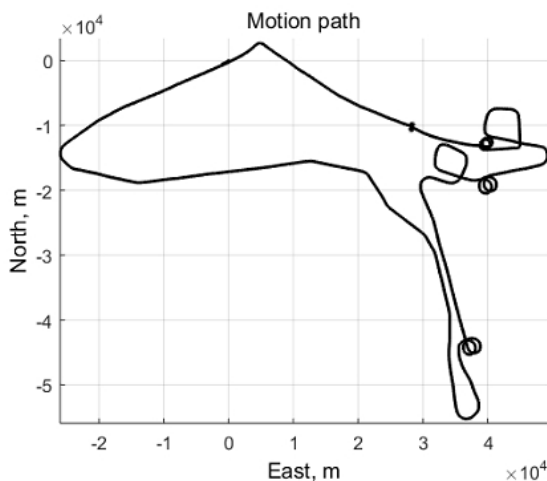


Рис.3.13. Траєкторія польоту літака неподалік від м. Орlando (США)

Ділянка польоту №1: Час початку інтервалу - 398931280 мс; Час закінчення інтервалу - 398946090 мс. Частота дискретизації – 100 Гц. Час інтервалу - 15 с.

Файл даних: Orlando1.txt; керуюча програма Orlando111.m наведено в Додатку Ж. На рис. 3.14 наведено графічні залежності вихідних сигналів гіроскопів та акселерометрів від часу.

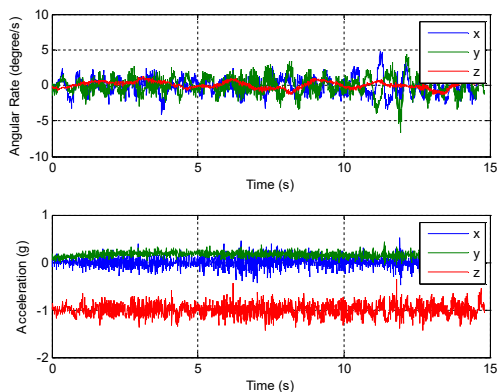


Рис.3.14. Вихідні сигнали гіроскопів та акселерометрів першої ділянки польоту

На рис. 3.15 наведено графічні залежності широти від часу для 1-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення широти, крива 2 - значення широти, виміряні за допомогою приймача GNSS).

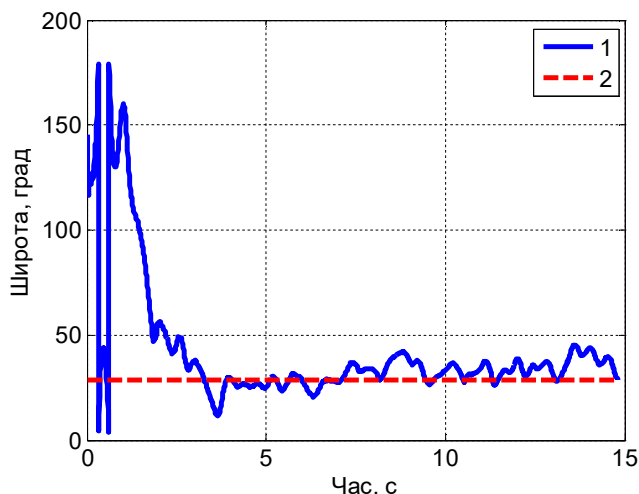


Рис.3.15. Графіки залежності широти від часу для першої ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення широти, крива 2 - значення широти, виміряні за допомогою приймача GNSS)

На рис. 3.16 наведено графічні залежності довготи від часу для 1-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення довготи, крива 2 - значення довготи, виміряні за допомогою приймача GNSS)

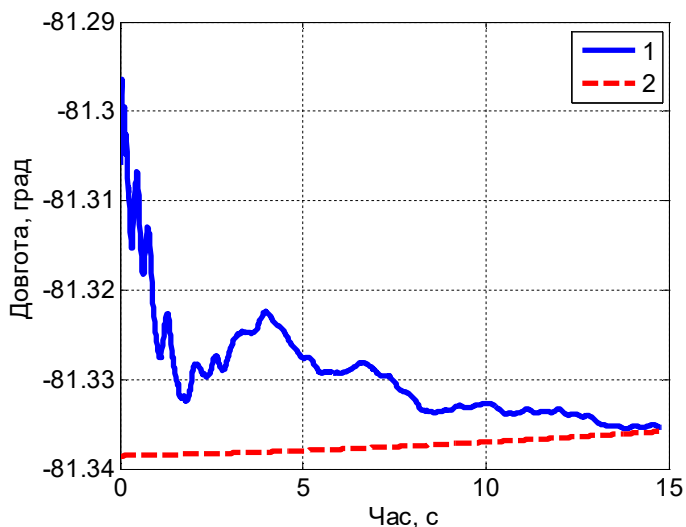


Рис.3.16. Графічні залежності довготи від часу для першої ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення довготи, крива 2 - значення довготи, виміряні за допомогою приймача GNSS)

З наведених графіків видно, що починаючи з 5-ї секунди, значення широти, розраховані за розробленим методом, коливаються поблизу значення широти, виміряної приймачем GNSS, а починаючи з 15-ї секунди, розраховані за розробленим методом значення довготи прямують до значення довготи, яка вимірюється приймачем GNSS.

Ділянка польоту №2: Час початку інтервалу - 398968600 мс; Час закінчення інтервалу - 398975970 мс. Частота дискретизації – 100 Гц. Час інтервалу - 8 с.

Файл даних: Orlando2.txt; керуюча програма: Orlando112.m. На рис. 3.17 зображені вихідні сигнали гіроскопів та акселерометрів.

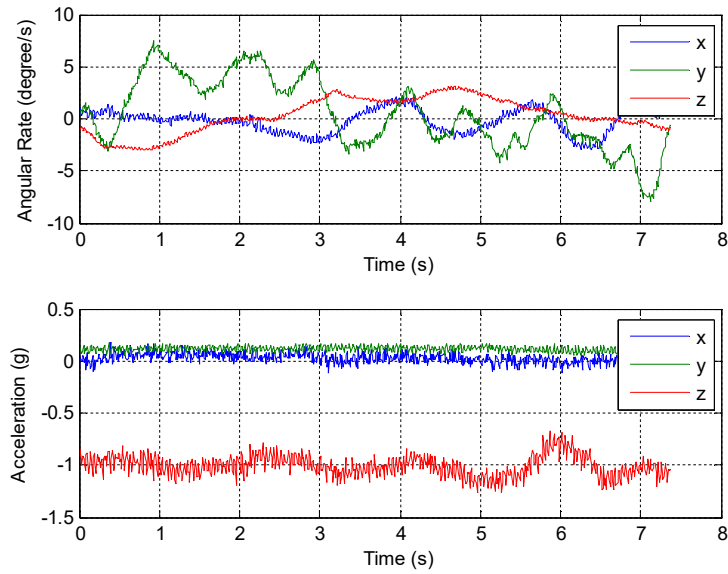


Рис.3.17. Вихідні сигнали гіроскопів та акселерометрів другої ділянки польоту

На рис. 3.18 зображені графічні залежності широти від часу для 2-ї ділянки польоту. Крива 1 - розрахункові значення широти, крива 2 - значення широти, виміряні за допомогою приймача GNSS.

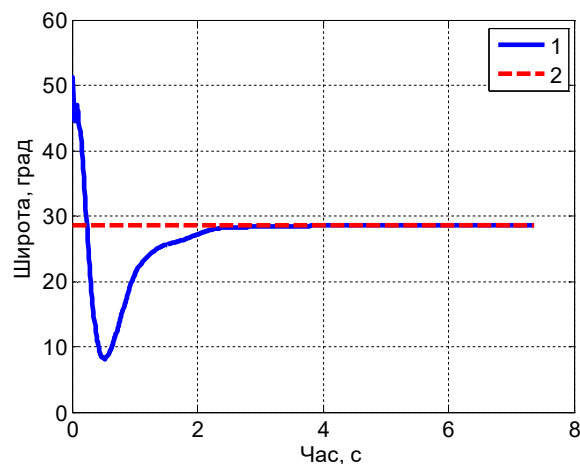


Рис.3.18. Графічні залежності широти від часу для 2-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення довготи, крива 2 - значення довготи, виміряні за допомогою приймача GNSS)

На рис. 3.19 наведено графічні залежності довготи від часу для 2-ї ділянки польоту (крива 1 - розраховані значення довготи, крива 2 - значення довготи, виміряні за допомогою приймача GNSS).

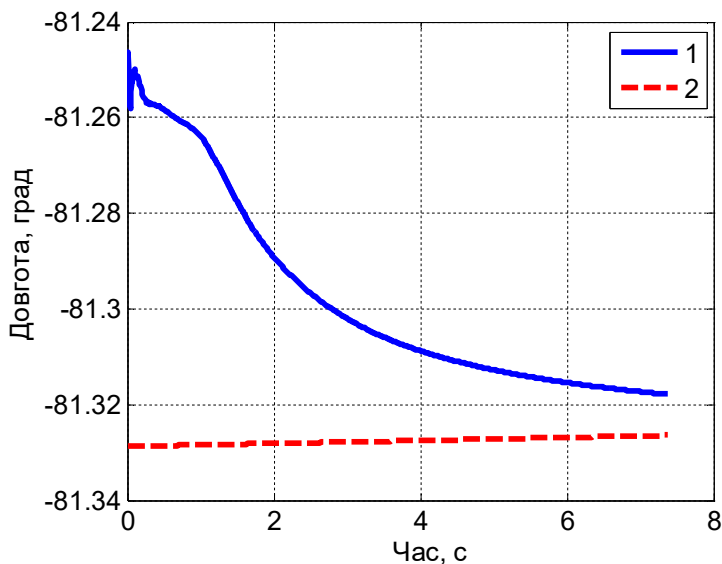


Рис.3.19. Графічні залежності довготи від часу для 2-ї ділянки польоту (крива 1 - розраховані значення довготи, крива 2 - значення довготи, виміряні за допомогою приймача GNSS)

З наведених графіків видно, що починаючи з 2-ї секунди, значення широти, розраховані за розробленим методом, коливаються поблизу значення широти, виміряної приймачем GNSS, а починаючи з 6-ї секунди, розраховані за розробленим методом значення довготи прямують до значення довготи, яка вимірюється приймачем GNSS.

Ділянка польоту №3: Час початку інтервалу - 399767700 мс; час закінчення інтервалу - 399797930 мс. Час інтервалу - 30 с. Файл даних: Orlando3.txt; керуюча програма: Orlando113.m. На рис. 3.20 наведено графічні залежності вихідних сигналів гіроскопів та акселерометрів від часу.

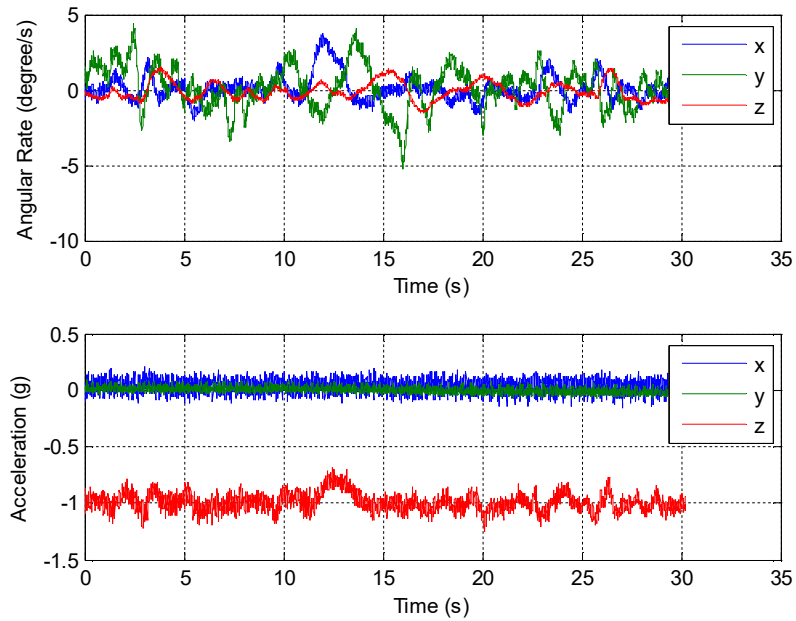


Рис.3.20. Вихідні сигнали гіроскопів та акселерометрів для 3-ої ділянки польоту

На рис. 3.21 наведено графічні залежності широти від часу для 3-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення широти, крива 2 - значення широти, виміряні за допомогою приймача GNSS).

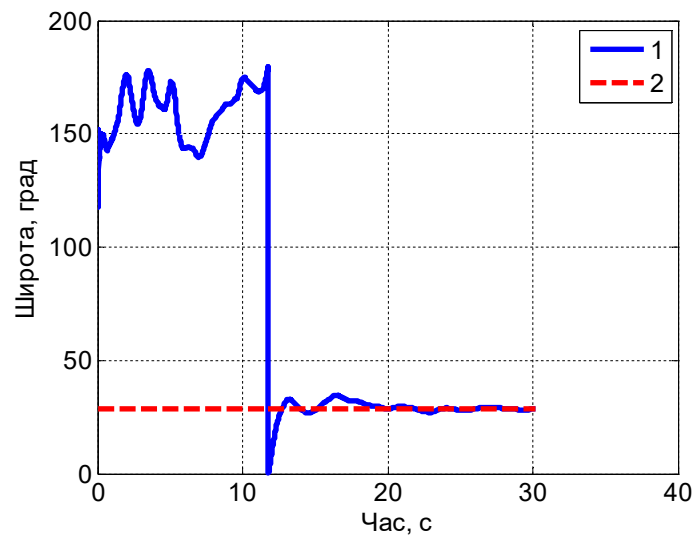


Рис.3.21. Графічні залежності широти від часу для 3-ї ділянки польоту

На рис. 3.22 наведено графічні залежності довготи від часу для 3-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення довготи, крива 2 - значення довготи, виміряні за допомогою приймача GNSS).

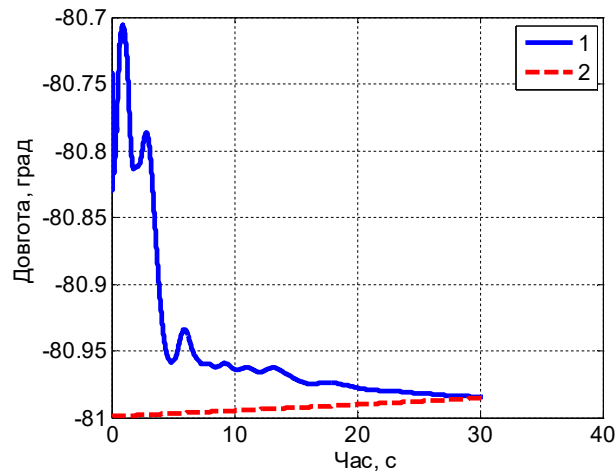


Рис.3.22. Графічні залежності довготи від часу для 3-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення довготи, крива 2 - значення довготи, виміряні за допомогою приймача GNSS)

З наведених графіків видно, що починаючи з 12-ї секунди, значення широти, розраховані за розробленим методом, коливаються поблизу значення широти, вимірної приймачем GNSS, а починаючи з 10-ї секунди, розраховані за розробленим методом значення довготи збігають до значень довготи, яка вимірюється приймачем GNSS.

У табл.3.3 і табл.3.4 представлені чисельні результати розрахунків усереднених значень широти і довготи для трьох ділянок траєкторії польоту.

Таблиця 3.3. Чисельні результати розрахунків широти для трьох ділянок траєкторії

| № ділянки польоту | Широта розрахункова, град | Широта по GNSS, град | Похибка широти, град |
|-------------------|---------------------------|----------------------|----------------------|
| 1 | 28.81270486 | 28.54416077 | 0.26854409 |
| 2 | 28.56352153 | 28.54789245 | 0.01562908 |
| 3 | 28.38691554 | 28.43957753 | 0.05266199 |

Таблиця 3.4. Чисельні результати розрахунків довготи для трьох ділянок траєкторії

| № ділянки польоту | Довгота розрахункова, град | Довгота по GNSS, град | Похибка довготи, град |
|-------------------|----------------------------|-----------------------|-----------------------|
| 1 | -81.33529871 | -81.33580903 | 0.000510332 |
| 2 | -81.31786629 | -81.3263996 | 0.00853331 |
| 3 | -80.98452804 | -80.98527892 | 0.00075088 |

Як видно з наведених результатів, максимальні похибки визначення широти, розрахованої за розробленим методом, не перевищують величини 0,3 град, а мінімальні – 0,02 град. Максимальні похибки визначення довготи дорівнюють 0,009 град, мінімальні – 0,0005 град. Причому похибки визначення довготи, розрахованої за розробленим методом, на порядок менші від похибки визначення широти. Цей висновок збігається з аналогічним висновком, встановленим під час імітаційного моделювання в п.3.3.

Розроблене програмне забезпечення для перевірки ефективності розробленого методу автономного визначення широти і довготи наведено в Додатку 3.

Висновки до розділу 3

1. Отримано нові аналітичні вирази автономного визначення широти та довготи місця рухомих об'єктів, на основі яких розроблено нові методи та алгоритми автономного визначення навігаційних параметрів рухомих об'єктів. Обчислення широти обходиться без інтегрування показань акселерометрів і гіроскопів, а обчислення довготи вимагає лише однократного інтегрування показань гіроскопів.
2. Отримано аналітичні вирази для похибок автономного визначення широти і довготи, які залежать від похибок гіроскопів, похибок визначен-

ня кутів орієнтації об'єкта $\Delta\psi, \Delta\theta, \Delta\gamma$ і похибок кутових швидкостей $\Delta\dot{\psi}, \Delta\dot{\theta}, \Delta\dot{\gamma}$.

3. Моделювання на комп'ютері підтвердило, що отримані нові вирази автономного визначення широти та довготи місця на рухомій основі забезпечують визначення широти і довготи об'єкта при його русі з різною швидкістю. Похибка автономного визначення довготи на два порядки менша у порівнянні з похибкою автономного визначення широти.
4. Порівняння результатів розрахункових значень широти і довготи з реальними даними експериментального польоту літака підтвердили працездатність методу автономного визначення широти і довготи. Максимальні похибки визначення широти, розрахованої за розробленим методом, не перевищують величини 0,3 град, а мінімальні – 0,02 град. Максимальні похибки визначення довготи дорівнюють 0,009 град, мінімальні – 0,0005 град. При цьому похибки визначення довготи на порядок менше похибок широти.

РОЗДІЛ 4

АВТОНОМНЕ ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ І ШВИДКОСТІ РУХУ

Задача визначення курсу для рухомих об'єктів і азимута для наземних рухомих і нерухомих об'єктів є однією з основних задач навігації. Як зазначалося вище, така задача вирішується за допомогою маятникових гірокомпасів і коригованих (дворежимних) гірокомпасів, гірогоризонткомпасів та інерціальних навігаційних систем.

У зв'язку з бурхливим розвитком засобів супутникової навігації наприкінці ХХ і початку ХХІ століття розробники компасної техніки зосередилися на створенні систем курсопоказання на основі систем супутникової навігації [125] і інтегрованих систем [126].

За час, що минув з моменту випуску першого GPS-компаса фірмою Furuno (Японія), його науково-технологічна база була достатньо відпрацьована [127]. На відміну від класичного гірокомпаса ці прилади визначають, крім курсу, кути хитавиці (параметри орієнтації об'єкта), лінійну швидкість і координати місця. Однак вони не забезпечують безперервності (безперебійності) визначення навігаційних параметрів без додаткових гіроприладів, так як залежать від доступності сигналів космічних апаратів.

У даному розділі проводиться дослідження можливості та ефективності автономного визначення курсу та швидкості рухомих об'єктів.

4.1. Автономне визначення курсу на нерухомій основі

Розглянемо ІВМ з трьома ортогонально розташованими гіроскопами і трьома акселерометрами. Гіроскопи і акселерометри жорстко закріплюються до корпусу транспортного засобу (рис.4.1). Розглянемо наступні системи координат: $O\xi\eta\zeta$ - географічна система координат, причому вісь $O\eta$ спрямована на

північ, вісь $O\xi$ - на схід, а $O\zeta$ - місцева вертикаль, $Oxyz$ - система координат, пов'язана з ІВМ.

Позначимо через φ - геодезичну широту місця, \vec{g} - вектор прискорення сили тяжіння, $\vec{\Omega}$ - вектор кутової швидкості обертання Землі.

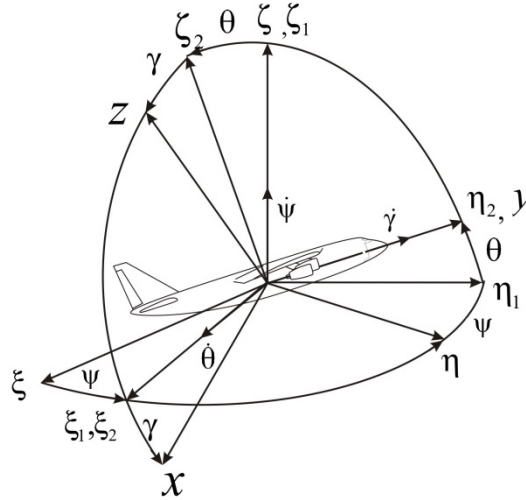


Рис.4.1. Опорна система координат і кути повороту корпусу ψ, θ, γ

Перехід від географічної системи координат $O\xi\eta\zeta$ до системи координат, пов'язаної з ІВМ $Oxyz$, описується кінематичним рівнянням в матричній формі

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}, \tag{4.1}$$

де

$$\mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi - \sin\gamma \sin\theta \sin\psi & \cos\gamma \sin\psi + \sin\gamma \sin\theta \cos\psi & -\sin\gamma \cos\theta \\ -\cos\theta \sin\psi & \cos\theta \cos\psi & \sin\theta \\ \sin\gamma \cos\psi + \cos\gamma \sin\theta \sin\psi & \sin\gamma \sin\psi - \cos\gamma \sin\theta \cos\psi & \cos\gamma \cos\theta \end{bmatrix}.$$

Проекції уявного прискорення об'єкта на нерухомій основі на осі пов'язані з об'єктом $Oxyz$ в матричній формі мають вигляд

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}, \quad (4.2)$$

де g - модуль прискорення сили тяжіння.

З матричного рівняння (4.2) отримаємо проекції прискорення, вимірювані акселерометрами [90]:

$$g_x = -c_{13} \cdot g, \quad g_y = -c_{23} \cdot g, \quad g_z = -c_{33} \cdot g. \quad (4.3)$$

З співвідношень (4.3) отримаємо елементи останнього стовпця матриці напрямних косинусів

$$c_{13} = -\frac{g_x}{g}, \quad c_{23} = -\frac{g_y}{g}, \quad c_{33} = -\frac{g_z}{g}. \quad (4.4)$$

Проекції кутової швидкості об'єкта на осі пов'язані з об'єктом на нерухомій основі мають вигляд [90]:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega \cos \varphi \\ \Omega \sin \varphi \end{bmatrix}, \quad (4.5)$$

де Ω - модуль кутової швидкості обертання Землі, φ - широта місця.

З матричного рівняння (4.5) отримаємо

$$\begin{aligned} \omega_x &= c_{12} \Omega \cos \varphi + c_{13} \cdot \Omega \sin \varphi, & \omega_y &= c_{22} \Omega \cos \varphi + c_{23} \cdot \Omega \sin \varphi, \\ \omega_z &= c_{32} \Omega \cos \varphi + c_{33} \cdot \Omega \sin \varphi. \end{aligned} \quad (4.6)$$

З виразів (4.6) визначимо елементи МНК

$$\begin{aligned} c_{12} &= \frac{1}{\Omega \cos \varphi} (\omega_x - c_{13} \Omega \sin \varphi), \\ c_{22} &= \frac{1}{\Omega \cos \varphi} (\omega_y - c_{23} \Omega \sin \varphi), \\ c_{32} &= \frac{1}{\Omega \cos \varphi} (\omega_z - c_{33} \Omega \sin \varphi). \end{aligned} \quad (4.7)$$

Решту елементів МНК можна визначити з співвідношень [90]:

$$\begin{aligned}c_{11} &= c_{22}c_{33} - c_{23}c_{32}; \\c_{21} &= c_{13}c_{32} - c_{12}c_{33}; \\c_{31} &= c_{12}c_{23} - c_{13}c_{22}.\end{aligned}\tag{4.8}$$

Маючи всі елементи матриці напрямних косинусів, обчислимо початкові кути орієнтації об'єкта:

$$\psi_0 = \arctg\left(-\frac{c_{21}}{c_{22}}\right), \quad \theta_0 = \arcsin c_{23}, \quad \gamma_0 = \arctg\left(-\frac{c_{13}}{c_{33}}\right).\tag{4.9}$$

Отримані вирази (4.9) забезпечують визначення початкового азимуту та початкових кутів тангажу і крену нерухомого об'єкта.

Для аналізу ефективності визначення початкового азимуту та початкових кутів тангажу і крену нерухомого об'єкта за виразами (4.9) в якості дослідного зразка використовувався IBM STIM300 (рис.2.9), попередньо виставлений відносно географічної системи координат.

Після операції усереднення були отримані наступні значення сигналів

- гіроскопів:

- середні значення проекцій кутової швидкості:

$$\omega_{X_1} = 0.0035\%, \quad \omega_{Y_1} = 0.0027\% \text{ и } \omega_{Z_1} = 0.0038\%;$$

- СКВ проекцій кутової швидкості:

$$\sigma_{\omega_{X_1}} = 0.0178\%, \quad \sigma_{\omega_{Y_1}} = 0.0210\%, \quad \sigma_{\omega_{Z_1}} = 0.0210\%;$$

- акселерометрів:

- середні значення проекцій вектору прискорення сили тяжіння:

$$a_{X_1} = 9.8081 м/с^2, \quad a_{Y_1} = 0.0276 м/с^2 \text{ и } a_{Z_1} = -0.0074 м/с^2;$$

- СКВ проекцій вектору прискорення сили тяжіння:

$$\sigma_{a_{x_1}} = 0.0090 \text{ м/с}^2, \sigma_{a_{y_1}} = 0.0088 \text{ м/с}^2, \sigma_{a_{z_1}} = 0.0084 \text{ м/с}^2;$$

- інклінометрів:

- проєкцій вектору прискорення сили тяжіння:

$$g_{x_1} = 9.8081 \text{ м/с}^2, g_{y_1} = 0.0373 \text{ м/с}^2 \text{ и } g_{z_1} = 0.0071 \text{ м/с}^2;$$

- СКВ проєкцій вектору прискорення сили тяжіння:

$$\sigma_{g_{x_1}} = 0.0163 \text{ м/с}^2, \sigma_{g_{y_1}} = 0.0168 \text{ м/с}^2, \sigma_{g_{z_1}} = 0.0156 \text{ м/с}^2.$$

Отримані дані було використано для обчислення початкових кутів орієнтації за виразами (4.9):

- для акселерометрів та гіроскопів:

$$\psi_0 = 0.1780^\circ, \vartheta_0 = 89.84^\circ \text{ и } \varphi_0 = 1.54^\circ;$$

- для інклінометрів та гіроскопів:

$$\psi_0 = 0.24^\circ, \vartheta_0 = 89.78^\circ \text{ и } \varphi_0 = -1.10^\circ;$$

Відмітимо, що кут тангажу ϑ_0 відповідає вертикальному розташуванню осі O_1X_1 . Таким чином, використання ІВМ з мікромеханічними гіроскопами та акселерометрами дозволяє автономно визначати на нерухомій основі не тільки початковий азимут, але й кути крену та тангажу.

4.2. Розробка моделі похибки автономного визначення курсу на нерухомій основі

Оцінимо похибку автономного визначення курсу за отриманими виразами (4.9) в залежності від похибок гіроскопів і акселерометрів. Для цього розкладемо в ряд Тейлора перший вираз з (4.9).

Представимо початкове значення кута ψ_0 у вигляді функції двох змінних:

$$\psi_0 = -F_1(c_{21}, c_{22}).$$

Похибку визначення кута ψ_0 отримаємо, варіюючи функцію $F_1(c_{21}, c_{22})$:

$$\begin{aligned} \Delta\psi_0 &= -\frac{\partial F_1}{\partial c_{21}} \Delta c_{21} - \frac{\partial F_1}{\partial c_{22}} \Delta c_{22} = \\ &= -\frac{1}{1 + \left(\frac{c_{21}}{c_{22}}\right)^2} \left[\frac{\partial}{\partial c_{21}} \left(\frac{c_{21}}{c_{22}}\right) \Delta c_{21} + \frac{\partial}{\partial c_{22}} \left(\frac{c_{21}}{c_{22}}\right) \Delta c_{22} \right]. \end{aligned}$$

Обчислимо частинні похідні:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial c_{21}} \left(\frac{c_{21}}{c_{22}}\right) &= \frac{1}{c_{22}}; \\ \frac{\partial}{\partial c_{22}} \left(\frac{c_{21}}{c_{22}}\right) &= -\frac{c_{21}}{c_{22}^2}. \end{aligned}$$

Підставимо праві частини останніх виразів і отримаємо повний вираз для похибки визначення кута ψ_0 :

$$\Delta\psi_0 = \frac{1}{c_{21}^2 + c_{22}^2} (c_{21} \cdot \Delta c_{22} - c_{22} \cdot \Delta c_{21}).$$

Перейдемо до обчислення Δc_{22} .

Використаємо вирази (4.7) і представимо c_{22} у вигляді

$$c_{22} = F_2(\omega_y, c_{23}, \varphi).$$

Отримаємо Δc_{22} , варіюючи функцію F_2 :

$$\Delta c_{22} = \frac{\partial F_2}{\partial \omega_y} \Delta \omega_y + \frac{\partial F_2}{\partial c_{23}} \Delta c_{23} + \frac{\partial F_2}{\partial \varphi} \Delta \varphi.$$

Після обчислення частинних похідних матимемо:

$$\frac{\partial F_2}{\partial \omega_y} = \frac{1}{\Omega \cos \varphi};$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial c_{23}} = -tg\varphi;$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial \varphi} = \frac{\omega_y}{\Omega} \left(\frac{\sin \varphi}{\cos^2 \varphi} \right) - c_{23} \frac{1}{\cos^2 \varphi}.$$

Підставимо праві частини останніх виразів у вираз Δc_{22} , матимемо:

$$\Delta c_{22} = \frac{\Delta \omega_y}{\Omega \cos \varphi} - tg\varphi \cdot \Delta c_{23} + \left[\frac{\omega_y}{\Omega} \left(\frac{\sin \varphi}{\cos^2 \varphi} \right) - c_{23} \frac{1}{\cos^2 \varphi} \right] \cdot \Delta \varphi.$$

З врахуванням того, що $c_{23} = -\frac{g_y}{g}$, отримаємо $\Delta c_{23} = -\frac{\Delta g_y}{g}$.

Тоді отримаємо

$$\Delta c_{22} = \frac{\Delta \omega_y}{\Omega \cos \varphi} + tg\varphi \cdot \frac{\Delta g_y}{g} + \left(\frac{\omega_y \sin \varphi}{\Omega} - c_{23} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \cdot \Delta \varphi.$$

Перейдемо до обчислення Δc_{21} .

Із співвідношень (4.7) маємо

$$c_{21} = F_3(c_{13}, c_{32}, c_{12}, c_{33}).$$

Отримаємо Δc_{21} , варіюючи функцію F_3 :

$$\Delta c_{21} = \frac{\partial F_3}{\partial c_{13}} \Delta c_{13} + \frac{\partial F_3}{\partial c_{32}} \Delta c_{32} + \frac{\partial F_3}{\partial c_{12}} \Delta c_{12} + \frac{\partial F_3}{\partial c_{33}} \Delta c_{33}.$$

Після обчислення частинних похідних матимемо:

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_3}{\partial c_{13}} &= c_{32}; & \frac{\partial F_3}{\partial c_{12}} &= -c_{33}; \\ \frac{\partial F_3}{\partial c_{32}} &= c_{13}; & \frac{\partial F_3}{\partial c_{33}} &= -c_{12}. \end{aligned}$$

Підставляючи праві частини останніх виразів у вираз Δc_{21} , отримаємо:

$$\Delta c_{21} = c_{32} \cdot \Delta c_{13} + c_{13} \cdot \Delta c_{32} - c_{33} \cdot \Delta c_{12} - c_{12} \cdot \Delta c_{33}.$$

З врахуванням того, що $c_{13} = -\frac{g_x}{g}$, отримаємо $\Delta c_{13} = -\frac{\Delta g_x}{g}$.

Із співвідношень (4.7) маємо

$$c_{32} = F_4(\omega_z, c_{33}, \varphi).$$

Отримаємо Δc_{32} , варіюючи функцію F_4 :

$$\Delta c_{32} = \frac{\partial F_4}{\partial \omega_z} \Delta \omega_z + \frac{\partial F_4}{\partial c_{33}} \Delta c_{33} + \frac{\partial F_4}{\partial \varphi} \Delta \varphi.$$

Після обчислення частинних похідних матимемо:

$$\frac{\partial F_4}{\partial \omega_z} = \frac{1}{\Omega \cos \varphi};$$

$$\frac{\partial F_4}{\partial c_{33}} = -tg\varphi;$$

$$\frac{\partial F_4}{\partial \varphi} = \frac{\omega_z}{\Omega} \left(\frac{\sin \varphi}{\cos^2 \varphi} \right) - c_{33} \frac{1}{\cos^2 \varphi}.$$

Підставляючи праві частини останніх виразів у вираз Δc_{32} , а також з урахуванням того, що $c_{33} = -\frac{g_z}{g}$, та $\Delta c_{33} = -\frac{\Delta g_z}{g}$, будемо мати:

$$\Delta c_{32} = \frac{\Delta \omega_z}{\Omega \cos \varphi} + tg\varphi \cdot \frac{\Delta g_z}{g} + \left(\frac{\omega_z \sin \varphi}{\Omega} - c_{33} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \cdot \Delta \varphi.$$

Ще з співвідношень (4.7) маємо

$$c_{12} = F_5(\omega_x, c_{13}, \varphi).$$

Отримаємо Δc_{12} , варіюючи функцію F_5 :

$$\Delta c_{12} = \frac{\partial F_5}{\partial \omega_x} \Delta \omega_x + \frac{\partial F_5}{\partial c_{13}} \Delta c_{13} + \frac{\partial F_5}{\partial \varphi} \Delta \varphi.$$

Після обчислення частинних похідних матимемо:

$$\begin{aligned}\frac{\partial F_5}{\partial \omega_x} &= \frac{1}{\Omega \cos \varphi}; \\ \frac{\partial F_5}{\partial c_{13}} &= -tg\varphi; \\ \frac{\partial F_5}{\partial \varphi} &= \frac{\omega_x}{\Omega} \left(\frac{\sin \varphi}{\cos^2 \varphi} \right) - c_{13} \frac{1}{\cos^2 \varphi}.\end{aligned}$$

Підставляючи праві частини останніх виразів у вираз Δc_{12} , будемо мати:

$$\Delta c_{12} = \frac{\Delta \omega_x}{\Omega \cos \varphi} + tg\varphi \cdot \frac{\Delta g_x}{g} + \left(\frac{\omega_x \sin \varphi}{\Omega} - c_{13} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \cdot \Delta \varphi.$$

Отже, повний вираз для похибки гірокомпасування напишемо у вигляді:

$$\begin{aligned}\Delta \psi_0 &= \frac{1}{c_{21}^2 + c_{22}^2} \left\{ c_{22} c_{32} \frac{\Delta g_x}{g} - c_{22} c_{12} \frac{\Delta g_z}{g} + \right. \\ &+ c_{21} \left[\frac{1}{\Omega \cos \varphi} \Delta \omega_y + tg\varphi \frac{\Delta g_y}{g} + \left(\frac{\omega_y \sin \varphi}{\Omega} - c_{23} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \Delta \varphi \right] - \\ &- c_{22} c_{13} \left[\frac{1}{\Omega \cos \varphi} \Delta \omega_z + tg\varphi \frac{\Delta g_z}{g} + \left(\frac{\omega_z \sin \varphi}{\Omega} - c_{33} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \Delta \varphi \right] + \\ &\left. + c_{22} c_{33} \left[\frac{1}{\Omega \cos \varphi} \Delta \omega_x + tg\varphi \frac{\Delta g_x}{g} + \left(\frac{\omega_x \sin \varphi}{\Omega} - c_{13} \right) \frac{1}{\cos^2 \varphi} \Delta \varphi \right] \right\}.\end{aligned}\tag{4.10}$$

З отриманого виразу (4.10) видно, що в загальному випадку похибка гірокомпасування залежить від похибок трьох гіроскопів $\Delta \omega_i$ ($i = x, y, z$), трьох акселерометрів Δg_i ($i = x, y, z$) і похибки введення широти місця.

Розглянемо частковий випадок [90] похибки гірокомпасування від похибок гіроскопів, для чого покладемо у виразі (4.10) $\Delta \omega_i \neq 0$, и $\Delta g_i = \Delta \varphi = 0$.

Нехай початкове положення залежить тільки від кута курсу:

$$\psi_0 \neq 0, \quad \theta_0 = \gamma_0 = 0.$$

Тоді елементи МНК матимуть такі значення:

$$\begin{aligned}c_{11} &= \cos\psi_0, & c_{12} &= \sin\psi_0, & c_{13} &= 0; \\c_{21} &= -\sin\psi_0, & c_{22} &= \cos\psi_0, & c_{23} &= 0; \\c_{31} &= 0, & c_{32} &= 0, & c_{33} &= 1.\end{aligned}$$

Після підстановки $\Delta g_i = \Delta\varphi = 0$ у вираз (4.10) отримаємо

$$\Delta\psi_0 = \frac{1}{\Omega \cos\varphi} (\Delta\omega_x \cos\psi_0 - \Delta\omega_y \sin\psi_0). \quad (4.11)$$

Очевидно, що при $\psi_0 = 45^\circ$, $\Delta\omega_x = \Delta\omega_y$ похибка гірокомпасування відсутня.

Вираз (4.11) запишемо у вигляді

$$\Delta\psi_0 = \frac{\Delta\omega}{\Omega \cos\varphi} \cos(\psi_0 + \varepsilon), \quad (4.12)$$

$$\text{де } \Delta\omega = \sqrt{\Delta\omega_x^2 + \Delta\omega_y^2}, \quad \cos\varepsilon = \frac{\Delta\omega_x}{\Delta\omega}, \quad \sin\varepsilon = \frac{\Delta\omega_y}{\Delta\omega}.$$

Максимальне значення похибки гірокомпасування приймає при

$$\Delta\omega = \Delta\psi_0 \cdot \Omega \cos\varphi. \quad (4.13)$$

З виразу (4.13) можна отримати вимоги до точності гіроскопів, виходячи з точності гірокомпасування.

Так, наприклад, при $\Delta\psi_0 = 0,1^\circ$ і $\varphi = 60^\circ$ отримаємо $\Delta\omega = 0,007^\circ/\text{год}$.

Тепер розглянемо окремий випадок похибки гірокомпасування від похибок акселерометрів, для чого покладемо у виразі (4.10) $\Delta g_i \neq 0$, та $\Delta\omega_i = \Delta\varphi = 0$.

При тому ж початковому положенні $\psi_0 \neq 0$, $\theta_0 = \gamma_0 = 0$ після підстановки $\Delta\omega_i = \Delta\varphi = 0$ у формулу (4.10) отримаємо

$$\Delta\psi_0 = tg\varphi \left(\frac{\Delta g_x}{g} \cos\psi_0 - \frac{\Delta g_y}{g} \sin\psi_0 \right) - \frac{\Delta g_z}{g} \sin\psi_0 \cos\psi_0. \quad (4.14)$$

Як видно з виразу (4.14), при $\psi_0 = 45^\circ$, $\Delta g_x = \Delta g_y$ похибка гірокомпасування дорівнює

$$\Delta\psi_0 = -\frac{\Delta g_z}{g} \sin\psi_0 \cos\psi_0.$$

На кардинальних курсах при $\psi_0 = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ похибка гірокомпасування дорівнює

$$\Delta\psi_0 = \frac{\Delta g}{g} \operatorname{tg}\varphi \cdot \cos(\kappa + \psi_0), \quad (4.15)$$

$$\text{де } \frac{\Delta g}{g} = \sqrt{\left(\frac{\Delta g_x}{g}\right)^2 + \left(\frac{\Delta g_y}{g}\right)^2}, \quad \cos \kappa = \frac{\Delta g_x}{\Delta g}, \quad \sin \kappa = \frac{\Delta g_y}{\Delta g}.$$

Максимальне значення похибка гірокомпасування приймає при

$$\frac{\Delta g}{g} = \frac{\Delta\psi_0}{\operatorname{tg}\varphi}. \quad (4.16)$$

З виразу (4.16) можна отримати вимоги до точності акселерометрів, виходячи з необхідної точності гірокомпасування.

Так, наприклад, при $\Delta\psi_0 = 0,1^\circ$ і $\varphi = 60^\circ$ отримаємо $\frac{\Delta g}{g} = 0,001$.

Отже, отримано повний вираз похибки гірокомпасування, який залежить від похибок гіроскопів, акселерометрів і похибок визначення широти.

Прийmemo для оцінки, що прилади мають такі характеристики:

- нестабільність нуля гіроскопів - 0,01 град./год;
- нестабільність масштабного коефіцієнта гіроскопів - 50 ppm;
- нестабільність нуля акселерометрів – 10^{-3} м/с²;
- нестабільність масштабного коефіцієнта акселерометрів – 200 ppm;
- вимірювальні осі не співпадають з осями ортогонального базису на величину до 20 кут.сек (10^{-4} град).

На практиці, поєднання різних похибок в ІВМ можуть бути різними. Для оцінки ступеню впливу вказаних інструментальних похибок виконаємо чисельні оцінки несприятливої конфігурації.

На рис.4.2 – рис.4.6 наведено графіки залежності похибки гірокомпасування від впливу основних похибок ІВМ для наведених вище характеристик приладів.

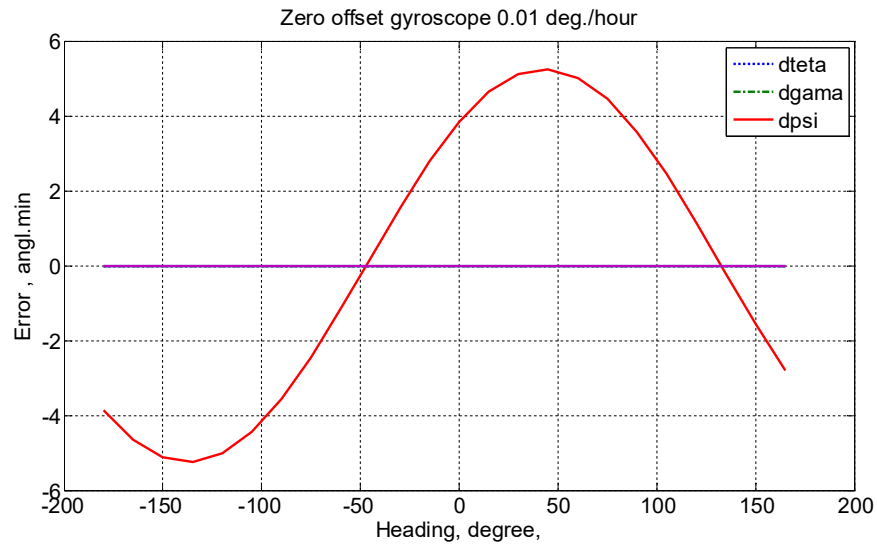


Рис. 4.2. Графік залежності похибки гірокомпасування від курсу для зміщення нуля гіроскопів 0,01 град/год

З рис.4.2 видно, що залежність похибки гірокомпасування від курсу змінюється за гармонійним законом. Похибка гірокомпасування не перевищує величини 6 кут.хвилин для зміщення нуля гіроскопів 0,01 град/год.

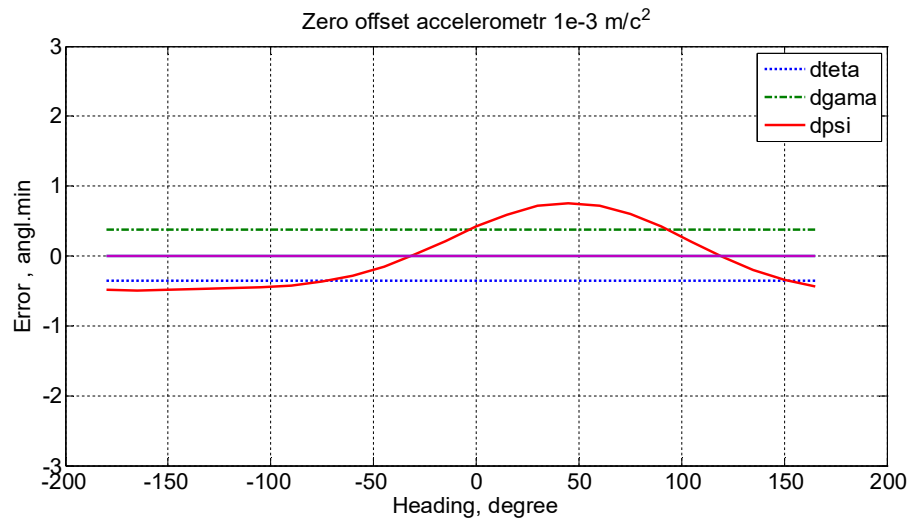


Рис. 4.3. Графік залежності похибки гірокомпасування від курсу для зміщення нуля акселерометрів 10^{-3} м/с²

З рис.4.3 видно, що похибка гірокомпасування не перевищує величини 1 кут.хвилини для зміщення нуля акселерометрів 10^{-3} м/с^2 .

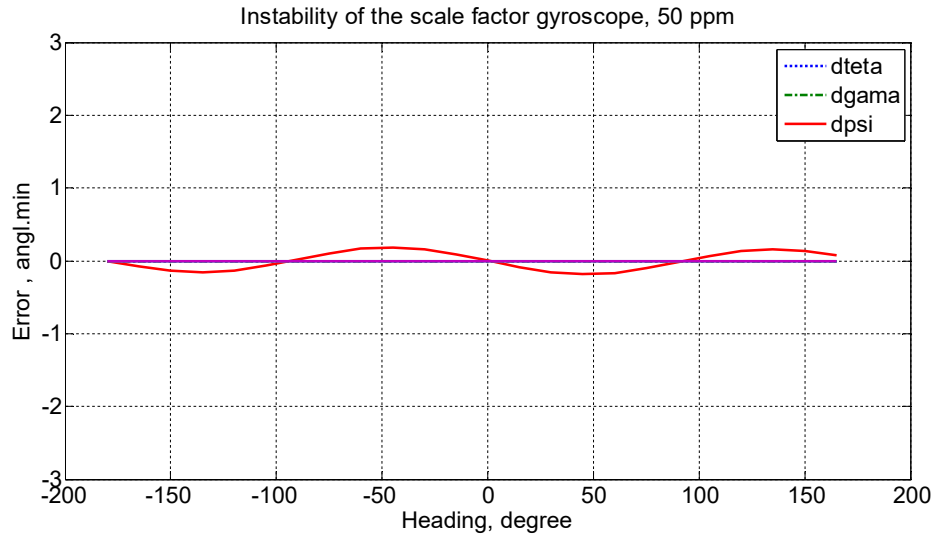


Рис. 4.4. Графік залежності похибки гірокомпасування від курсу для нестабільності масштабного коефіцієнта гіроскопів 50 ppm

З рис.4.4 видно, що залежність похибки гірокомпасування від курсу змінюється за гармонійним законом. Похибка гірокомпасування не перевищує величини 0,2 кут.хвилин для нестабільності масштабного коефіцієнта гіроскопів 50 ppm.

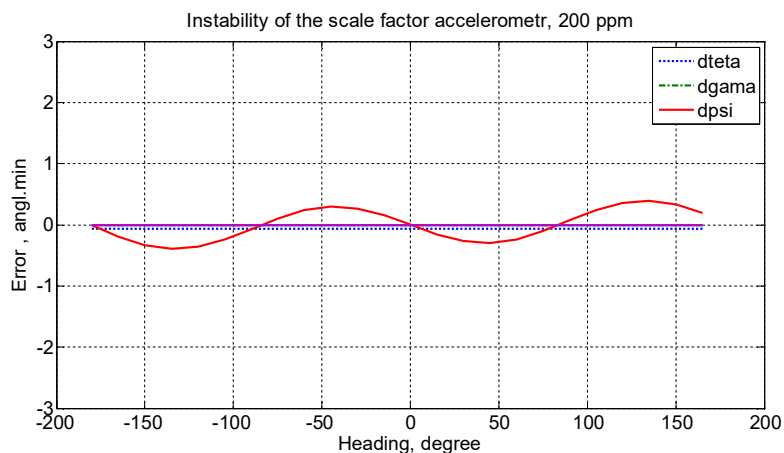


Рис. 4.5. Графік залежності похибки гірокомпасування від курсу для нестабільності масштабного коефіцієнта акселерометра 200 ppm

З рис.4.5 видно, що залежність похибки гірокомпасування від курсу змінюється за гармонійним законом. Похибка гірокомпасування не перевищує величини 0,5 кут.хвилин для нестабільності масштабного коефіцієнта акселерометра 200 ppm.

Комбінація неортогональностей осей може бути найрізноманітнішою. Для прикладу прийнята одна з несприятливих, коли всі вони дорівнюють 20 кут.сек (10^{-4} град).

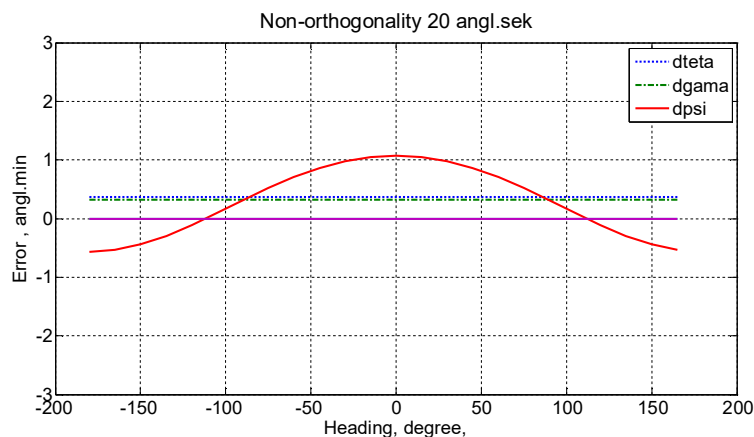


Рис. 4.6. Графік залежності похибки гірокомпасування від курсу для величини неортогональності вимірювальних осей 20 кут.сек

З рис.4.6 видно, що залежність похибки гірокомпасування від курсу змінюється за гармонійним законом. Похибка гірокомпасування трохи перевищує 1 кут.хвилину для величини неортогональності вимірювальних осей 20 кут.сек. Найбільший вплив на похибку визначення курсу надають похибки від зміщення нуля гіроскопів.

4.3. Автономне визначення курсу на рухомій основі

Будемо вважати, що об'єкт рухається по ортодромії. Скористаємося рівняннями геодезичних ліній (2.38):

$$\begin{aligned}\frac{dA}{ds} &= \frac{1}{R} \operatorname{tg} \varphi \sin A; \\ \frac{d\varphi}{ds} &= \frac{1}{R} \cos A; \\ \frac{d\lambda}{ds} &= \frac{1}{R \cos \varphi} \sin A.\end{aligned}$$

де A - курсовий кут; s - дугова координата, λ - довгота, φ - широта і R - радіус Землі.

Поділимо ліву і праву частини на dt та перейдемо від азимута A до курсу H :

$$\begin{aligned}\frac{dH}{dt} &= \frac{ds}{dt \cdot R} \operatorname{tg} \varphi \sin H; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{ds}{dt \cdot R} \cos H; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{ds}{dt \cdot R \cos \varphi} \sin H.\end{aligned}\tag{4.17}$$

З урахуванням того, що $\frac{ds}{dt} = v$ - швидкість, будемо мати

$$\begin{aligned}\frac{dH}{dt} &= \frac{v}{R} \operatorname{tg} \varphi \sin H; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{v}{R} \cos H; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{v}{R \cos \varphi} \sin H.\end{aligned}\tag{4.18}$$

Чисельно проінтегруємо отримані вирази (4.18) та визначимо курс H при наступних початкових значеннях $H_0 = 45^\circ, \varphi_0 = 50^\circ, \lambda_0 = 30^\circ$. Час інтегрування складає $t=7200$ с. Simulink модель системи рівнянь (4.18) наведена у Додатку І.

На рис.4.7 наведено графік залежності курсу H від широти і довготи при швидкості руху $v=260$ м/с.

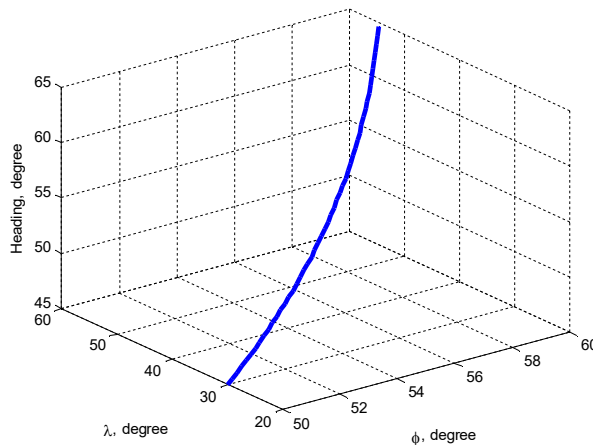


Рис.4.7. Залежність курсу від широти і довготи при $v=260$ м/с.

Чисельні інтегрування системи (4.18) проводилися також для різних значень швидкості руху, притаманних літакам з реактивними двигунами. Але при наявності швидкості на рівні гіперзвуку, значення широти може досягти значення $\varphi=90^\circ$, при якому чисельне інтегрування системи (4.18) стає неможливим.

Вирішенню цієї проблеми, тобто розробці нового методу автономного визначення курсу рухомих об'єктів, присвячено даний параграф дисертації. Якщо розділити перше рівняння системи (4.18) на друге, можна отримати

$$\frac{dH}{d\varphi} = \operatorname{tg}\varphi \cdot \operatorname{tg}H. \quad (4.19)$$

Вирішуючи отримане диференціальне рівняння методом розподілу змінних, отримаємо відому теорему Клеро [26] - добуток синуса курсу на косинус широти є сталою величиною:

$$\sin H \cos \varphi = \sin H_0 \cos \varphi_0. \quad (4.20)$$

Використовуючи цю теорему і знаючи поточну широту φ і початкові значення широти φ_0 і курсу H_0 , можна аналітично обчислити поточне значення курсу:

$$\sin H = \frac{\cos \varphi_0}{\cos \varphi} \sin H_0. \quad (4.21)$$

Рекурентна формула для k -го такту вихідного сигналу буде мати вигляд

$$H_k = \arcsin \left(\frac{\cos \varphi_{k-1}}{\cos \varphi_k} \sin H_{k-1} \right). \quad (4.22)$$

Оскільки значення курсу можуть знаходитися в межах від 0° до 360° , то для практичної реалізації формулу (4.22) необхідно записати для кожного з квадрантів:

$$\text{для I квадранта } (0^\circ < H_k < 90^\circ): H_k = \arcsin \left(\frac{\cos \varphi_{k-1}}{\cos \varphi_k} \sin H_{k-1} \right); \quad (4.23)$$

$$\text{для II квадранта } (90^\circ < H_k < 180^\circ): H_k = 180^\circ - \arcsin \left(\frac{\cos \varphi_{k-1}}{\cos \varphi_k} \sin H_{k-1} \right); \quad (4.24)$$

$$\text{для III квадранта } (180^\circ < H_k < 270^\circ): H_k = 180^\circ + \left| \arcsin \left(\frac{\cos \varphi_{k-1}}{\cos \varphi_k} \sin H_{k-1} \right) \right|; \quad (4.25)$$

$$\text{для IV квадранта } (270^\circ < H_k < 360^\circ): H_k = 360^\circ - \left| \arcsin \left(\frac{\cos \varphi_{k-1}}{\cos \varphi_k} \sin H_{k-1} \right) \right|. \quad (4.26)$$

На рис.4.8 наведено графіки залежності курсу, визначеного в результаті чисельного інтегрування системи диференціальних рівнянь (4.18) і розрахованого за формулою (4.22) при швидкості польоту $v=200$ м/с (а), 250 м/с (б), 260 м/с (в).

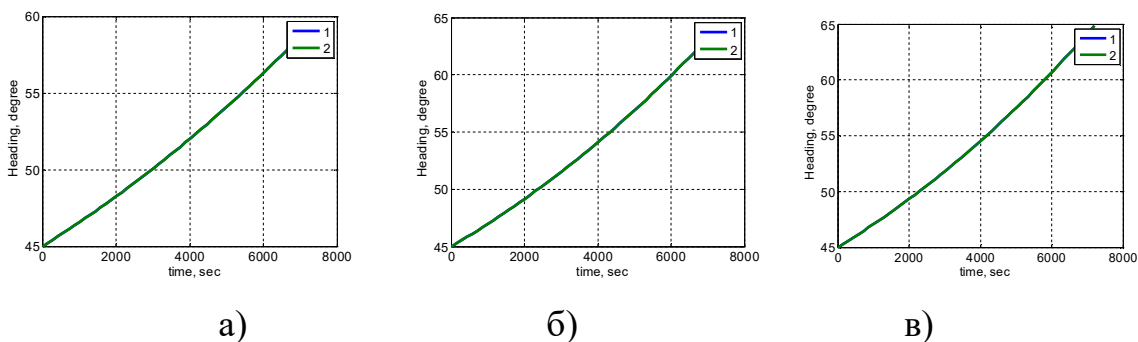


Рис.4.8. Графіки залежності курсу рухомого об'єкту від часу для швидкості польоту: а) $v=200$ м/с, б) $v=250$ м/с, в) $v=260$ м/с

На наведених графіках криві 1 та 2 практично збігаються, що свідчить про малі значення різниці між результатами чисельного інтегрування системи диференціальних рівнянь (4.18) і розрахованими за формулою (4.22).

На рис. 4.9 наведено графіки залежності абсолютної похибки курсу $\Delta H_k = |H - H_k|$, визначеного в результаті чисельного рішення системи диференціальних рівнянь (4.18) і розрахованого за формулою (4.22) для різних значень швидкості польоту $v=200$ м/с, 250 м/с, 260 м/с.

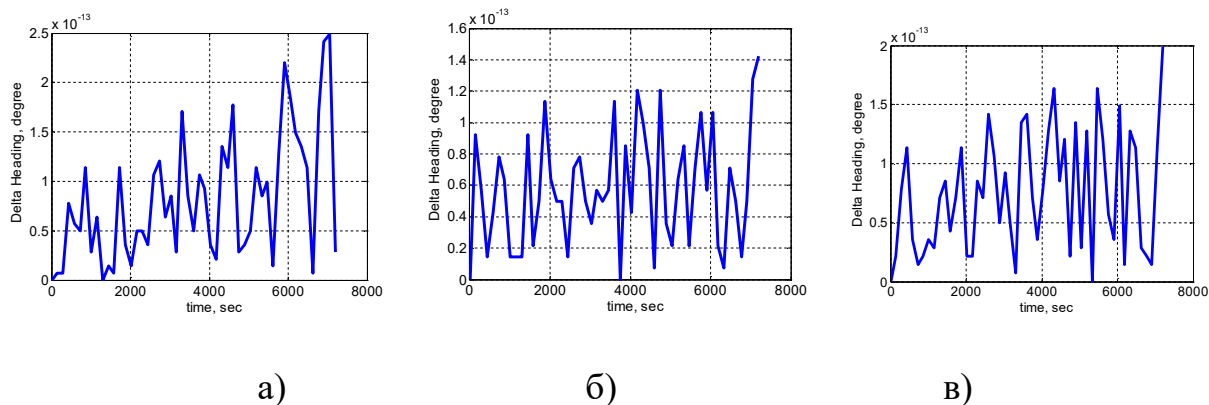


Рис. 4.9. Графіки залежності абсолютної похибки курсу рухомого об'єкту від часу для швидкості польоту: а) $v=200$ м/с, б) $v=250$ м/с, в) $v=260$ м/с

Похибка ΔH_k не перевищує значень $2,5 \cdot 10^{-10}$ град, що свідчить про її мале значення для розглянутих випадків руху.

Отже, при русі по ортодромії поточне значення курсу можна визначати за теоремою Клеро, для чого необхідно знати попередні значення курсу і широти, а також поточну широту місцезнаходження об'єкта.

4.4. Розробка моделі похибки автономного визначення курсу на рухомій основі

Оцінимо похибку визначення курсу за виразом (4.22), для чого розкладемо його в ряд Тейлора.

Представимо значення кута H_k у вигляді функції трьох змінних:

$$H_k = F(\cos \varphi_{k-1}, \cos \varphi_k, \sin H_{k-1}).$$

Похибку визначення кута H_k отримаємо, варіюючи функцію F :

$$\Delta H_k = \frac{\partial F}{\partial \cos \varphi_{k-1}} \Delta \cos \varphi_{k-1} + \frac{\partial F}{\partial \cos \varphi_k} \Delta \cos \varphi_k + \frac{\partial F}{\partial \sin H_{k-1}} \Delta \sin H_{k-1}$$

Обчислимо частинні похідні:

$$\frac{\partial F}{\partial \cos \varphi_{k-1}} = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{\cos^2 \varphi_{k-1}}{\cos^2 \varphi_k} \sin^2 H_{k-1}}} \cdot \frac{\partial}{\partial \cos \varphi_{k-1}} \left(\frac{\cos \varphi_{k-1} \sin H_{k-1}}{\cos \varphi_k} \right);$$

$$\frac{\partial F}{\partial \cos \varphi_k} = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{\cos^2 \varphi_{k-1}}{\cos^2 \varphi_k} \sin^2 H_{k-1}}} \cdot \frac{\partial}{\partial \cos \varphi_k} \left(\frac{\cos \varphi_{k-1} \sin H_{k-1}}{\cos \varphi_k} \right);$$

$$\frac{\partial F}{\partial \sin H_{k-1}} = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{\cos^2 \varphi_{k-1}}{\cos^2 \varphi_k} \sin^2 H_{k-1}}} \cdot \frac{\partial}{\partial \sin H_{k-1}} \left(\frac{\cos \varphi_{k-1} \sin H_{k-1}}{\cos \varphi_k} \right).$$

Після не дуже громіздких перетворень отримаємо повний вираз для похибки визначення кута H_k :

$$\Delta H_k = \frac{1}{\sqrt{\cos^2 \varphi_k - \cos^2 \varphi_{k-1} \cdot \sin^2 H_{k-1}}} \left(-\sin H_{k-1} \cdot \sin \varphi_{k-1} \cdot \Delta \varphi_{k-1} + \right. \\ \left. + \frac{\cos \varphi_{k-1}}{\cos \varphi_k} \sin H_{k-1} \cdot \sin \varphi_k \cdot \Delta \varphi_k + \cos \varphi_{k-1} \cdot \cos H_{k-1} \cdot \Delta \varphi_{k-1} \right). \quad (4.27)$$

Якщо припустити, що похибка визначення широти на кожному кроці однакова $\Delta \varphi_{k-1} = \Delta \varphi_k$, то з виразу (4.27) витікає, що

$$\Delta H_k = \Delta H_{k-1}.$$

Таким чином, похибка визначення кута курсу залежить від поточних та попередніх похибок визначення широти та попередніх похибок курсу.

4.5. Автономне визначення швидкості руху

Припустимо, що об'єкт рухається по локсодромії. Скористаємося відомими співвідношеннями для швидкості зміни широти і довготи [26]:

$$\dot{\varphi} = \frac{v_N}{R}, \quad (4.28) \\ \dot{\lambda} = \frac{v_E}{R \cos \varphi}.$$

де $v_N = v \cdot \cos H$, $v_E = v \cdot \sin H$, v - швидкість, H - курс об'єкту, R - радіус Землі.

Підставимо в (4.28) праві частини проєкцій швидкості об'єкта:

$$\dot{\varphi} = \frac{v \cos H}{R}, \\ \dot{\lambda} = \frac{v \sin H}{R \cos \varphi}.$$

З отриманих виразів можна знайти

$$\operatorname{tg} H = \frac{\dot{\lambda} \cos \varphi}{\dot{\varphi}}. \quad (4.29)$$

Запишемо рівняння (4.28) в наступному вигляді:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} \frac{R}{v} &= \cos H, \\ \dot{\lambda} \frac{R \cos \varphi}{v} &= \sin H.\end{aligned}$$

Скористаємось основною тригонометричною тотожністю

$$\cos^2 H + \sin^2 H = 1.$$

Тепер із системи двох рівнянь перейдемо до одного рівняння:

$$\dot{\varphi}^2 + \dot{\lambda}^2 \cdot \cos^2 \varphi = \left(\frac{v}{R}\right)^2. \quad (4.30)$$

Отриманий вираз (4.30) є результатом доведення теореми: сума квадратів швидкостей зміни широти і довготи дорівнює квадрату відношення лінійної швидкості об'єкта до радіусу Землі.

З отриманої теореми витікає формула для визначення швидкості руху:

$$v = R \sqrt{\dot{\varphi}^2 + (\dot{\lambda} \cdot \cos \varphi)^2}. \quad (4.31)$$

У разі виникнення відмови на борту літака системи повітряних сигналів (датчиків тиску набіжного потоку), формула (4.31) дає змогу розрахувати значення швидкості літака.

Таким чином, використання теореми про суму квадратів швидкостей зміни широти і довготи дозволяє підвищити інформаційну надійність навігаційної системи літака.

Для отримання виразу похибки визначення швидкості розкладемо в ряд Тейлора вираз (4.31). Після нескладних перетворень будемо мати

$$\Delta v = \frac{R^2}{v} (\dot{\varphi} \cdot \Delta\varphi + \dot{\lambda} \cdot \cos\varphi \cdot \Delta\lambda - \dot{\lambda} \cdot \sin\varphi \cdot \Delta\varphi) + \Delta R \cdot \frac{v}{R}. \quad (4.32)$$

Таким чином, похибка визначення швидкості залежить від похибок визначення швидкостей зміни широти і довготи, від похибки визначення широти, а також від похибки радіусу Землі.

В розділі 3 для перевірки методу автономного визначення широти і довготи використовувалися експериментальні дані польоту невеликого пілотованого літака неподалік від м. Орlando (США), для чого була використана інформація про широту, довготу, виміряна приймачем GNSS, а також інформація про горизонтальну складову швидкості літака і поточний час. Використаємо ті самі дані для розробленого методу визначення швидкості.

На рис. 4.10 наведено графіки залежності швидкості об'єкту від часу для 1-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення швидкості, крива 2 - експериментальні значення швидкості).

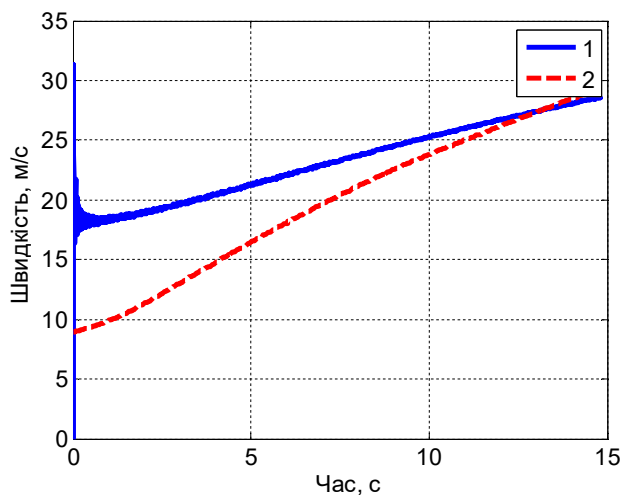


Рис. 4.10. Графіки залежності швидкості об'єкту від часу для 1-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення швидкості, крива 2 - експериментальні значення швидкості)

З графіків видно, що починаючи з 13-ї секунди, розрахункові значення швидкості співпадають з експериментальними значеннями швидкості.

На рис. 4.11 наведено графіки залежності швидкості об'єкту від часу для 2-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення швидкості, крива 2 - експериментальні значення швидкості). З графіків видно, що починаючи з другої секунди, розрахункові значення швидкості співпадають з експериментальними значеннями швидкості.

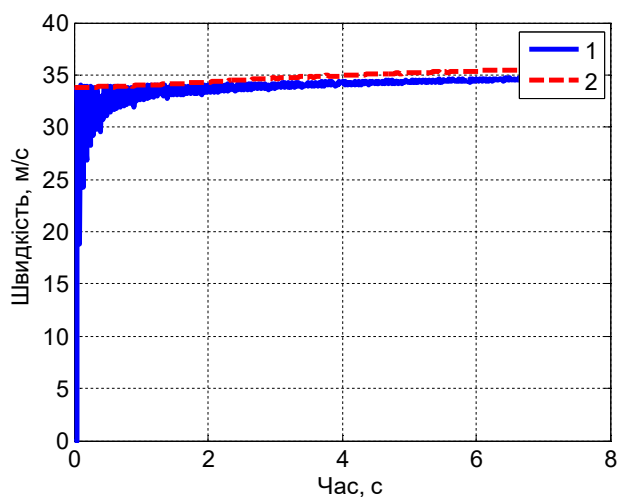


Рис. 4.11. Графіки залежності швидкості об'єкту від часу для 2-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення швидкості, крива 2 - експериментальні значення швидкості)

На рис. 4.12 зображені графічні залежності швидкості від часу для 3-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення швидкості, крива 2 - експериментальні значення швидкості). З графіків видно, що починаючи з першої секунди, розрахункові значення швидкості зливаються з експериментальними значеннями швидкості.

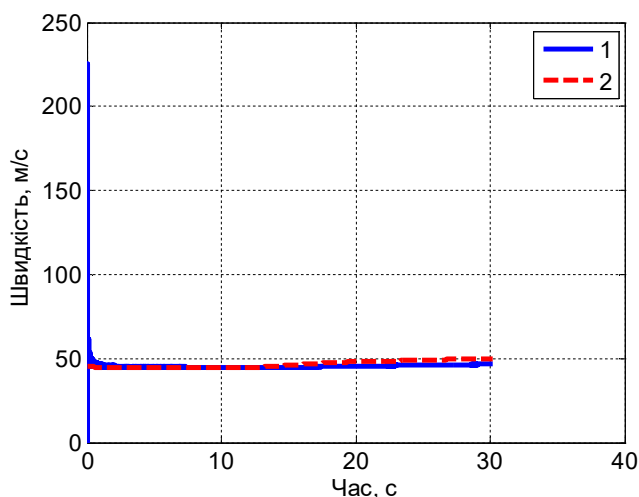


Рис. 4.12. Графіки залежності швидкості об'єкту від часу для 3-ї ділянки польоту (крива 1 - розрахункові значення швидкості, крива 2 - експериментальні значення швидкості)

Таким чином, результати проведених досліджень підтвердили ефективність розробленого методу визначення швидкості об'єкту. Отриману теорему про суму квадратів швидкостей зміни широти і довготи, якщо рух відбувається по локсодромії, можна використовувати для автономного визначення швидкості руху літака, у разі відмови датчиків тиску потоку.

Висновки до розділу 4

1. Вперше отримано повний вираз похибки гірокомпасування на нерухомій основі, який залежить від похибок гіроскопів, акселерометрів і похибок визначення широти. Отриманий вираз дозволяє пред'явити вимоги до похибок гіроскопів і акселерометрів, виходячи з вимог до точності гірокомпасування.
2. На основі теореми Клеро, вперше отримано рекурентний вираз для визначення поточного курсу об'єкта при його русі по ортодромії, для чого необхідно знати попередні значення курсу і широти, а також поточну широту місцезнаходження об'єкта. Похибка ΔH_k між визначеним значенням

курсу в результаті чисельного рішення системи диференціальних рівнянь (4.18) і розрахованим значенням курсу за отриманим рекурентним виразом (4.22) не перевищує значень $2,5 \cdot 10^{-10}$ град, що свідчить про її мале значення для розглянутих випадків руху.

3. Розроблена математична модель похибки визначення курсу об'єкта на рухомій основі, яка залежить від поточних та попередніх похибок визначення широти та попередніх похибок курсу.
4. Вперше отримана та доведена теорема про суму квадратів швидкостей зміни широти і довготи, якщо рух об'єкта відбувається по локсодромії.
5. На основі отриманої теореми про суму квадратів швидкостей зміни широти і довготи, отримано вираз для визначення швидкості рухомого об'єкта, який використовує інформацію про поточні швидкості зміни широти та довготи. Цей вираз можна використовувати для автономного визначення швидкості руху літака, у разі відмови датчиків тиску потоку.

РОЗДІЛ 5

ВДОСКОНАЛЕННЯ ОБЧИСЛЮВАЛЬНИХ АЛГОРИТМІВ

Обчислювальні алгоритми БНС можна розділити на навігаційні алгоритми, які перетворюють вихідні сигнали акселерометрів в шукані координати місцезнаходження об'єкта та алгоритми орієнтації, які перетворюють вихідні сигнали гіроскопів в кути орієнтації рухомого об'єкта [128]. При цьому для вирішення навігаційної задачі необхідно двічі інтегрувати прискорення, а для вирішення завдань орієнтації - інтегрувати диференціальні кінематичні рівняння орієнтації, що пов'язують виміряну кутову швидкість об'єкту з параметрами орієнтації [128].

Оскільки в дисертації обґрунтовуються автономні методи визначення місцезнаходження на основі інформації про кутову швидкість руху об'єкта без використання інформації про лінійне прискорення, то далі будемо розглядати обчислювальні алгоритми орієнтації.

Відомі наступні шість видів параметрів орієнтації [129]:

- кути трьох послідовних поворотів (кути Ейлера-Крилова) навколо трьох координатних осей ортогональної системи координат;
- матриця напрямних косинусів між осями опорної і пов'язаної з рухомим об'єктом систем координат;
- вектор кінцевого повороту (вектор Ейлера), який визначає положення осі і величину кута кінцевого повороту. Останній забезпечує перехід з опорної системи координат в пов'язану систему координат;
- вектор Гіббса і вектор Родріга (варіанти представлення кінцевого повороту);
- гіперкомплексні числа і кватерніони, також пов'язані з вектором кінцевого повороту [130].

Кожному з перерахованих вище параметрів відповідають кінематичні диференціальні рівняння - рівняння орієнтації.

У БНС практично не використовуються кінематичні рівняння Ейлера (що визначають кути Ейлера-Крилова), так як ці рівняння вироджуються при деяких величинах кутів повороту.

Більш прийнятним є використання матричного рівняння Пуассона, що визначає елементи МНК. Але число параметрів орієнтації в цьому випадку зростає до дев'яти, що збільшує обчислювальні витрати.

На практиці найбільш оптимальним є використання кватерніонних кінематичних рівнянь.

У літературі векторне кінематичне рівняння на основі вектору кінцевого повороту отримало назву рівняння Борца [131].

Синтез алгоритмів орієнтації БНС на основі застосування методу Пікара послідовних наближень і використання кватерніонного рівняння орієнтації описаний в [132,133].

Міллер у 1983 р. розробив власну методику отримання алгоритмів орієнтації на основі розкладання рівняння Борца в ряд Тейлора [134]. Дана методика є найбільш поширеною як на Заході [135-145], так і на Сході [146-151]. Необхідно відзначити значний внесок китайських вчених у розвиток теорії обчислювальних алгоритмів орієнтації, зроблений ними за останній час [152-157].

Вивчення властивостей алгоритмів БНС показали [158], що при деяких кутових рухах основи середні значення похибок визначення кутів повороту основи безперервно зростають з часом з постійною швидкістю, яку називають швидкістю дрейфу алгоритмічної похибки (надалі - "дрейфом алгоритму"). При цьому дрейф алгоритму є в певних умовах настільки великим, що через кілька хвилин похибки визначення кутів, обумовлені дрейфом, починають переважати над іншими складовими похибки. З цього моменту похибка, обумовлена дрейфом, визначає точність алгоритму. Тому дрейф похибок алгоритмів раціонально прийняти в якості основної характеристики точності алгоритмів БНС.

В розділі наведено результати вдосконалення існуючих обчислювальних алгоритмів орієнтації для квазікоординат та кутових швидкостей.

5.1. Обчислювальні алгоритми орієнтації в квазікоординатах

Вектор кінцевого повороту $\vec{\Phi}$ на заданому інтервалі часу визначають як вектор, напрям і довжина якого відповідають «нерухомої осі», навколо якої відбувається поворот, і кут повороту, причому цей поворот переводить тіло з початкового в кінцеве положення.

Рівняння Борца, що описує поведінку вектору повороту, має вигляд[131]:

$$\dot{\vec{\Phi}} = \vec{\omega} + \frac{1}{2}\vec{\Phi} \times \vec{\omega} + \frac{1}{\Phi^2} \left[1 - \frac{\Phi \cdot \sin \Phi}{2(1 - \cos \Phi)} \right] \cdot \vec{\Phi} \times (\vec{\Phi} \times \vec{\omega}), \quad (5.1)$$

де $\vec{\omega}$ - вектор кутової швидкості тіла.

Вираз у квадратних дужках запишемо через синус і косинус половинного кута $\frac{\Phi}{2}$:

$$1 - \frac{\Phi \cdot \sin \Phi}{2(1 - \cos \Phi)} = 1 - \frac{\Phi \cdot 2 \sin \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\Phi}{2}}{2 \cdot 2 \sin^2 \frac{\Phi}{2}} = 1 - \frac{\Phi \cos \frac{\Phi}{2}}{2 \sin \frac{\Phi}{2}}.$$

Користуючись відомими розкладаннями в ряд Тейлора

$$\begin{aligned} \cos \varphi &= 1 - \frac{\varphi^2}{2!} + \frac{\varphi^4}{4!} - \frac{\varphi^6}{6!} + \frac{\varphi^8}{8!} + \dots; \\ \sin \varphi &= \varphi - \frac{\varphi^3}{3!} + \frac{\varphi^5}{5!} - \frac{\varphi^7}{7!} + \frac{\varphi^9}{9!} + \dots \end{aligned}$$

В результаті ділення двох поліномів можна отримати

$$ctg \varphi = \frac{1}{\varphi} - \frac{1}{3}\varphi - \frac{1}{45}\varphi^3 - \frac{2}{945}\varphi^5 - \frac{1}{4725}\varphi^7 - \dots$$

У нашому випадку половинного кута $\frac{\Phi}{2}$ будемо мати

$$1 - \frac{\Phi \cos \frac{\Phi}{2}}{2 \sin \frac{\Phi}{2}} = 1 - \frac{\Phi}{2} \left[\frac{2}{\Phi} - \frac{1}{3} \left(\frac{\Phi}{2} \right) - \frac{1}{45} \left(\frac{\Phi}{2} \right)^3 - \frac{2}{945} \left(\frac{\Phi}{2} \right)^5 - \frac{1}{4725} \left(\frac{\Phi}{2} \right)^7 - \dots \right].$$

Обмежуючись першими двома членами розкладання в ряд Тейлора, отримаємо

$$\dot{\vec{\Phi}} \approx \vec{\omega} + \frac{1}{2} \vec{\Phi} \times \vec{\omega} + \frac{1}{12} \cdot \vec{\Phi} \times (\vec{\Phi} \times \vec{\omega}). \quad (5.2)$$

Зазвичай третім доданком, що містить подвійний векторний добуток, нехтують [134]. Для отримання рішення останнього рівняння використовують розкладання в ряд Тейлора:

$$\vec{\Phi}(h) \approx \vec{\Phi}(0) + \dot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h}{1!} + \ddot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h^2}{2!} + \dots, \quad (5.3)$$

де $h = t_k - t_{k-1}$ - крок опитування датчиків.

Якщо в якості чутливих елементів БІНС використовуються лазерні гіроскопи, то вихідними сигналами гіроскопів є квазікоординати (кути повороту об'єкта) - три квантованих сигнали по кожній осі [134]. Вектор вихідного сигналу в цьому випадку отримується шляхом інтегрування вектору кутової швидкості:

$$\Delta \vec{\theta}(\tau) = \int_0^{\tau} \vec{\omega}(\tau) d\tau, \quad (5.4)$$

де τ - час інтегрування.

З іншого боку, вектор вихідних сигналів гіроскопів $\Delta \vec{\theta}(\tau)$ відповідно до виразу (5.4) можна розбити на кілька складових, в залежності від числа кроків (квантування) n в алгоритмі:

$$\Delta \vec{\theta}_i = \int_{\frac{i-1}{n}h}^{\frac{i}{n}h} \vec{\omega}(\tau) d\tau. \quad (5.5)$$

Для квазікоординат в літературі [153] розглянуто багатокрокові алгоритми, представляючи вектор вихідних сигналів гіроскопів $\Delta \vec{\theta}(\tau)$ у вигляді полінома ступеня m . Так, для однокрокового алгоритму

$$\Delta \vec{\theta}(\tau) = \vec{a}\tau, \quad \tau \in [0 \dots h], \quad (5.6)$$

– для двокрокового алгоритму

$$\Delta \vec{\theta}(\tau) = \vec{a}\tau + \vec{b}\tau^2, \quad \tau \in \left[0 \dots \frac{h}{2}, \frac{h}{2} \dots h\right], \quad (5.7)$$

– для трьох крокового алгоритму

$$\Delta \vec{\theta}(\tau) = \vec{a}\tau + \vec{b}\tau^2 + \vec{c}\tau^3, \quad \tau \in \left[0 \dots \frac{h}{3}, \frac{h}{3} \dots \frac{2h}{3}, \frac{2h}{3} \dots h\right], \quad (5.8)$$

– для чотирьох крокового алгоритму

$$\Delta \vec{\theta}(\tau) = \vec{a}\tau + \vec{b}\tau^2 + \vec{c}\tau^3 + \vec{d}\tau^4, \quad \tau \in \left[0 \dots \frac{h}{4}, \frac{h}{4} \dots \frac{h}{2}, \frac{h}{2} \dots \frac{3h}{4}, \frac{3h}{4} \dots h\right]. \quad (5.9)$$

У табл. 5.1 наведено обчислювальні алгоритми, отримані свого часу для квазікоординат [153].

Таблиця 5.1. Обчислювальні алгоритми для квазі координат

| Число кроків | Алгоритми $\vec{\Phi}(h)$ |
|--------------|---|
| 1 | $\vec{\Phi}(h) = \Delta \vec{\theta}$ |
| 2 | $\vec{\Phi}(h) = \Delta \vec{\theta}_1 + \Delta \vec{\theta}_2 + \frac{2}{3} \Delta \vec{\theta}_1 \times \Delta \vec{\theta}_2$ |
| 3 | $\vec{\Phi}(h) = \Delta \vec{\theta}_1 + \Delta \vec{\theta}_2 + \Delta \vec{\theta}_3 + \frac{33}{80} \Delta \vec{\theta}_1 \times \Delta \vec{\theta}_3 + \frac{57}{80} \Delta \vec{\theta}_2 \times (\Delta \vec{\theta}_3 - \Delta \vec{\theta}_1)$ |

| | |
|---|---|
| 4 | $\vec{\Phi}(h) = \Delta\vec{\theta}_1 + \Delta\vec{\theta}_2 + \Delta\vec{\theta}_3 + \Delta\vec{\theta}_4 + \frac{736}{945}(\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_2 + \Delta\vec{\theta}_3 \times \Delta\vec{\theta}_4) +$ $+ \frac{334}{945}(\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_3 + \Delta\vec{\theta}_2 \times \Delta\vec{\theta}_4) + \frac{526}{945}\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_4 + \frac{654}{945}\Delta\vec{\theta}_2 \times \Delta\vec{\theta}_3$ |
|---|---|

У табл. 5.2 наведено обчислювальні алгоритми, отримані для квазікоординат в умовах кінчного руху [153], похибка яких залежить від амплітуди коливань a , частоти коливань ω і кроку h .

Таблиця 5.2. Обчислювальні алгоритми для квазікоординат і кінчного руху

| Число кроків | Алгоритми $\vec{\Phi}(h)$ | Похибка |
|--------------|--|--|
| 1 | $\vec{\Phi}(h) = \Delta\vec{\theta}$ | $\frac{a^2\omega}{12}(\omega h)^2$ |
| 2 | $\vec{\Phi}(h) = \Delta\vec{\theta}_1 + \Delta\vec{\theta}_2 + \frac{2}{3}\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_2$ | $\frac{a^2\omega}{960}(\omega h)^4$ |
| 3 | $\vec{\Phi}(h) = \Delta\vec{\theta}_1 + \Delta\vec{\theta}_2 + \Delta\vec{\theta}_3 + \frac{9}{20}\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_3 + \frac{27}{40}\Delta\vec{\theta}_2 \times (\Delta\vec{\theta}_3 - \Delta\vec{\theta}_1)$ | $\frac{a^2\omega}{204120}(\omega h)^6$ |
| 4 | $\vec{\Phi}(h) = \Delta\vec{\theta}_1 + \Delta\vec{\theta}_2 + \Delta\vec{\theta}_3 + \Delta\vec{\theta}_4 + \frac{214}{315}(\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_2 + \Delta\vec{\theta}_3 \times \Delta\vec{\theta}_4) +$ $+ \frac{46}{105}(\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_3 + \Delta\vec{\theta}_2 \times \Delta\vec{\theta}_4) + \frac{54}{105}\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_4 + \frac{214}{315}\Delta\vec{\theta}_2 \times \Delta\vec{\theta}_3$ | $\frac{a^2\omega}{82575360}(\omega h)^8$ |

Причиною виникнення дрейфів алгоритмів є випрамний ефект, обумовлений наявністю в інтегрованих кінематичних рівняннях орієнтації мультиплікативних членів [158]. Характерними особливостями випрамного ефекту є те, що він виникає при синхронних коливаннях множників мультиплікативних членів та істотно залежить від зсуву фаз між коливаннями цих множників.

У разі інтегрування рівнянь орієнтації дрейф похибки визначення одного з кутів повороту основи виникає при синхронних коливаннях основи навколо осей двох інших кутів повороту. Його величина і напрямок визначається зсувом

фаз між цими коливаннями. Залежність дрейфу від зсуву фаз - гармонічна з певним періодом. Очевидно, для аналізу граничної точності алгоритму слід спиратися на амплітудне значення дрейфу в цій залежності.

Проведено дослідження дрейфу похибки визначення кута ψ , якщо основа здійснює синхронні гармонічні коливання по кутах ϑ і γ з частотою ω , амплітудами ϑ_m і γ_m , які зсунуті по фазі на величину ε :

$$\psi(t) \equiv 0; \quad \vartheta(t) = \vartheta_m \sin(\omega t + \varepsilon); \quad \gamma(t) = \gamma_m \sin \omega t. \quad (5.10)$$

Кінцевим результатом моделювання є встановлення залежності "амплітуди" $Dr = \left\langle \left| \frac{d\Delta\psi}{dt} \right| \right\rangle_{\max}$ дрейфів від 1) кроку h опитування датчиків; 2) частоти ω коливань основи; 3) амплітуди кутових коливань основи.

Комп'ютерне моделювання обчислювальних алгоритмів показали [159], що:

- 1) максимальні за величиною дрейфи Dr обчислювальних алгоритмів пропорційні добутку $\vartheta_m \cdot \gamma_m$ амплітуд коливань основи;
- 2) максимальні за величиною дрейфи Dr обчислювальних алгоритмів пропорційні величині кроку опитування датчиків h в деякому цілому ступені N , який в прикладній математиці прийнято називати порядком точності алгоритму;
- 3) максимальні за величиною дрейфи Dr обчислювальних алгоритмів пропорційні частоті ω коливань основи в ступені, який на одиницю більший за порядок точності.

Користуючись цими властивостями, можна з достатньою для практичного застосування точністю описати залежність Dr узагальненою формулою

$$Dr = k \cdot \vartheta_m \cdot \gamma_m \cdot \omega^{N+1} \cdot h^N. \quad (5.11)$$

Якщо перейти від абсолютних величин дрейфів до вивчення їхнього відношення до величин $\mathfrak{G}_m \gamma_m \omega$, а в якості аргументу прийняти не крок опитування, а так званий частотний параметр $\mu = \omega h$, тоді дослідження характеристик точності зводиться до встановлення залежності $\delta(\mu)$, де $\delta = \frac{Dr}{\mathfrak{G}_m \gamma_m \omega}$, причому вид цієї залежності відомий заздалегідь:

$$\delta = k \cdot \mu^N. \quad (5.12)$$

Таким чином, дослідження точності алгоритмів зводиться до встановлення значень двох невідомих параметрів, які і характеризують точність алгоритму: порядку точності N і коефіцієнта пропорційності k . Такий підхід дозволяє провести моделювання лише для деяких конкретних значень амплітуд і частоти коливань основи, а отримані результати узагальнити для будь-яких амплітуд і частот.

При цьому при кожному обраному значенні кроку опитування необхідно попередньо встановити той зсув фаз, при якому буде спостерігатися максимальний за величиною дрейф похибки.

За основу візьмемо відомий двокроковий алгоритм, який використовує вимірювання приростів квазікоординат і описується формулою [134]

$$\vec{\Phi}(h) = \Delta \vec{\theta}_1 + \Delta \vec{\theta}_2 + \frac{2}{3} \Delta \vec{\theta}_1 \times \Delta \vec{\theta}_2. \quad (5.13)$$

Алгоритм, який здійснює обчислення за формулою (5.13), назвемо Ноєхр.

В якості розширеного двокрокового алгоритму розглянемо алгоритм Ехр_А, який було аналітично отримано з урахуванням третього доданка у виразі (5.2):

$$\vec{\Phi}(h) = \Delta \vec{\theta}_1 + \Delta \vec{\theta}_2 + \frac{2}{3} \Delta \vec{\theta}_1 \times \Delta \vec{\theta}_2 + \frac{1}{60} (7\Delta \vec{\theta}_1 + 3\Delta \vec{\theta}_2) \times (\Delta \vec{\theta}_1 \times \Delta \vec{\theta}_2), \quad (5.14)$$

Крім цього розглянемо розширений двокроковий алгоритм Exp_L, отриманий емпіричним шляхом

$$\vec{\Phi}(h) = \Delta\vec{\theta}_1 + \Delta\vec{\theta}_2 + \frac{2}{3}\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_2 + \frac{13}{2}(\Delta\vec{\theta}_2 - \Delta\vec{\theta}_1) \times (\Delta\vec{\theta}_1 \times \Delta\vec{\theta}_2). \quad (5.15)$$

Комп'ютерне моделювання проведено для таких значень параметрів: $a = \vartheta_m = \gamma_m = 0,1$; $\omega = 1$ 1/с; часовий інтервал $t=100$ с, кроки опитування $h=0.001$ с; $h=0.01$ с; зсув фаз $\varepsilon = 90^\circ$ та $\varepsilon = 0^\circ$.

Деякі результати моделювання наведено на рис. 5.1 - рис. 5.4.

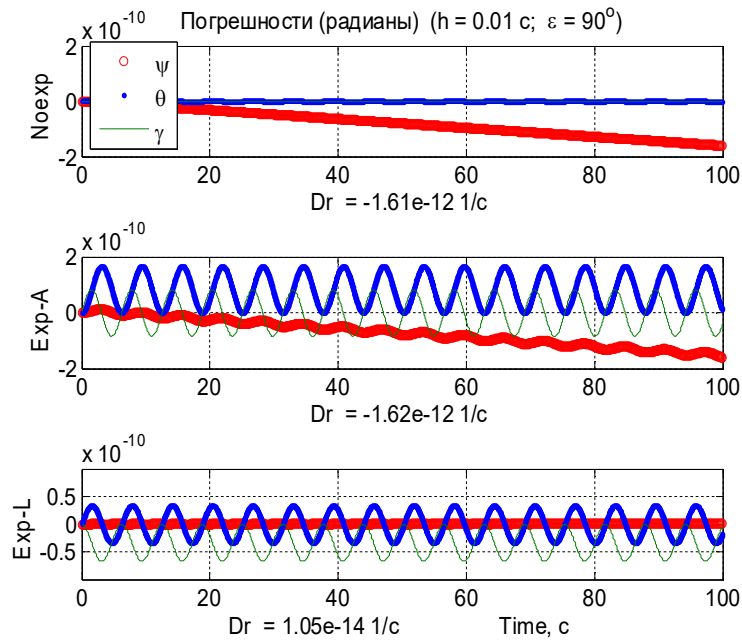


Рис. 5.1. Результати моделювання для кроку опитування $h=0.01$ с

та зсуву фаз $\varepsilon = 90^\circ$

На кожному з рисунків наведено графіки змінювання кутів орієнтації, розрахованих за дослідженими алгоритмами, на основі яких за виразами (5.11) визначено величину дрейфу на розглянутих часових інтервалах.

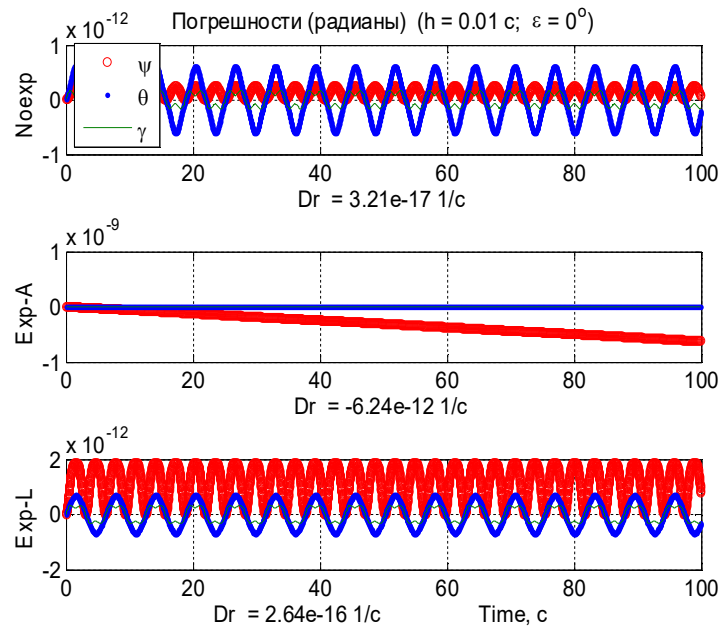


Рис. 5.2. Результати моделювання для кроку опитування $h=0.01$ с та зсуву фаз $\varepsilon = 0^\circ$

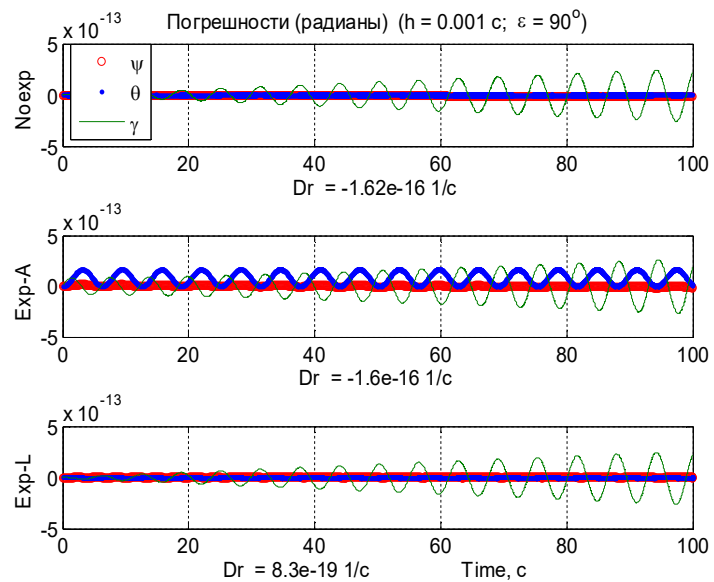


Рис. 5.3. Результати моделювання для кроку опитування $h=0.001$ с та зсуву фаз $\varepsilon = 90^\circ$

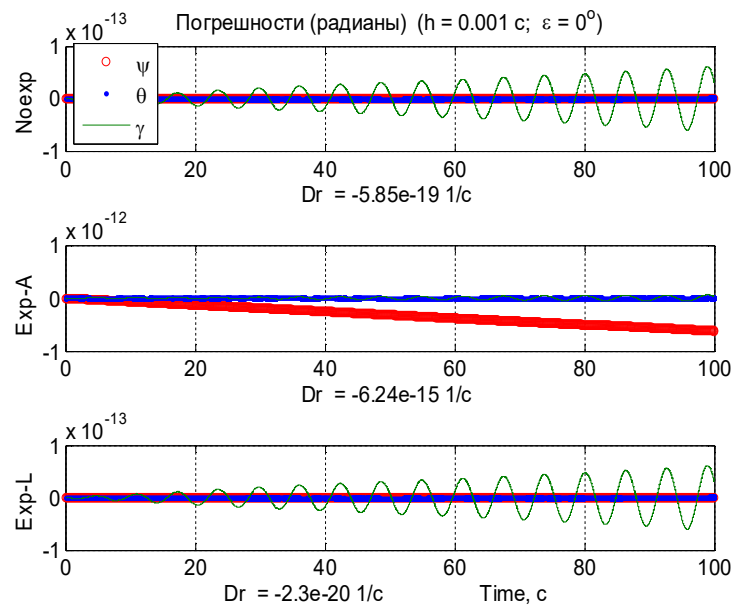


Рис. 5.4. Результати моделювання для кроку опитування $h=0.001$ с

та зсуву фаз $\varepsilon = 0^\circ$

Максимальні значення дрейфу, отримані за результатами моделювання наведено в табл. 5.3.

Таблиця 5.3. Максимальні за величиною дрейфи

| Крок опитування h , с | Максимальні за величиною дрейфи | | | | | |
|----------------------------|---------------------------------|------------------------|------------------------|-----------------------|------------------------|-----------------------|
| | Алгоритм Ноехр | | Алгоритм Ехр А | | Алгоритм Ехр Л | |
| | 1/с | °/год | 1/с | °/год | 1/с | °/год |
| 1 | $-1,45 \cdot 10^{-4}$ | -29,9 | $-1,45 \cdot 10^{-4}$ | -29,9 | $-1,55 \cdot 10^{-4}$ | -32 |
| 0,5 | $-9,82 \cdot 10^{-6}$ | -2,03 | $-9,86 \cdot 10^{-6}$ | -2,034 | $-3,15 \cdot 10^{-6}$ | -0,65 |
| 0,1 | $-1,61 \cdot 10^{-8}$ | $-3,32 \cdot 10^{-3}$ | $-1,62 \cdot 10^{-8}$ | $-3,34 \cdot 10^{-3}$ | $-1,18 \cdot 10^{-10}$ | $-2,43 \cdot 10^{-5}$ |
| 0,05 | $-1,01 \cdot 10^{-9}$ | $-2,08 \cdot 10^{-4}$ | $-1,01 \cdot 10^{-9}$ | $-2,08 \cdot 10^{-4}$ | $3,19 \cdot 10^{-12}$ | $6,58 \cdot 10^{-7}$ |
| 0,01 | $-1,61 \cdot 10^{-12}$ | $-3,32 \cdot 10^{-7}$ | $-6,45 \cdot 10^{-12}$ | $-1,33 \cdot 10^{-6}$ | $1,05 \cdot 10^{-14}$ | $2,17 \cdot 10^{-9}$ |
| 0,005 | $-1,01 \cdot 10^{-13}$ | $-2,08 \cdot 10^{-8}$ | $-7,8 \cdot 10^{-13}$ | $-1,61 \cdot 10^{-7}$ | $6,69 \cdot 10^{-16}$ | $1,38 \cdot 10^{-10}$ |
| 0,001 | $-1,62 \cdot 10^{-16}$ | $-3,33 \cdot 10^{-11}$ | $-6,24 \cdot 10^{-15}$ | $-1,29 \cdot 10^{-9}$ | $8,3 \cdot 10^{-19}$ | $1,71 \cdot 10^{-13}$ |

Залежності дрейфів похибки від зсуву фаз між коливаннями основи, що були отримані в результаті моделювання, наведено на рис. 5.5 при кроці опитування вимірювачів $h = 0,1$ с і на рис. 5.6 – при $h = 0,01$ с.

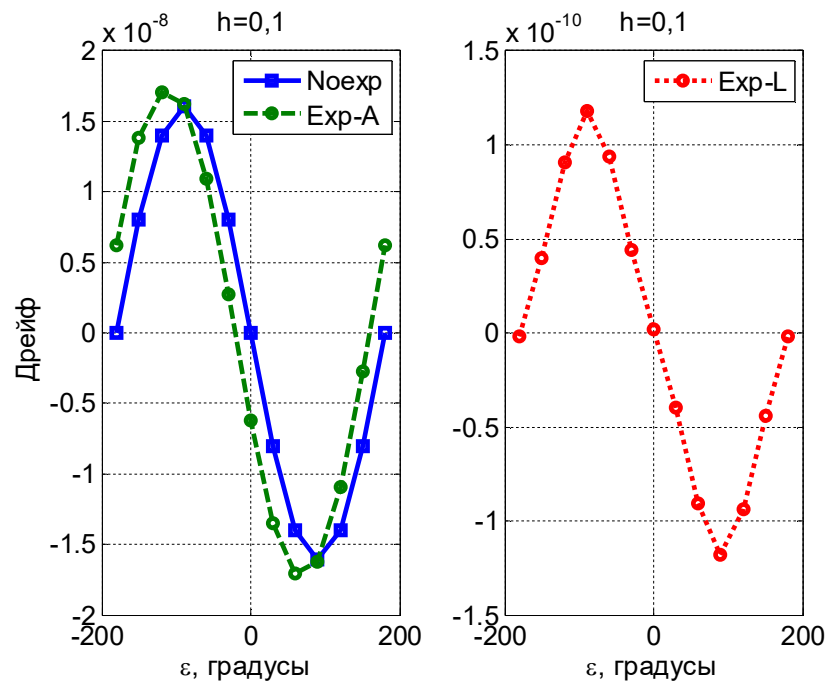


Рис. 5.5. Залежність дрейфів від зсуву фаз при кроці опитування $h=0,1$ с

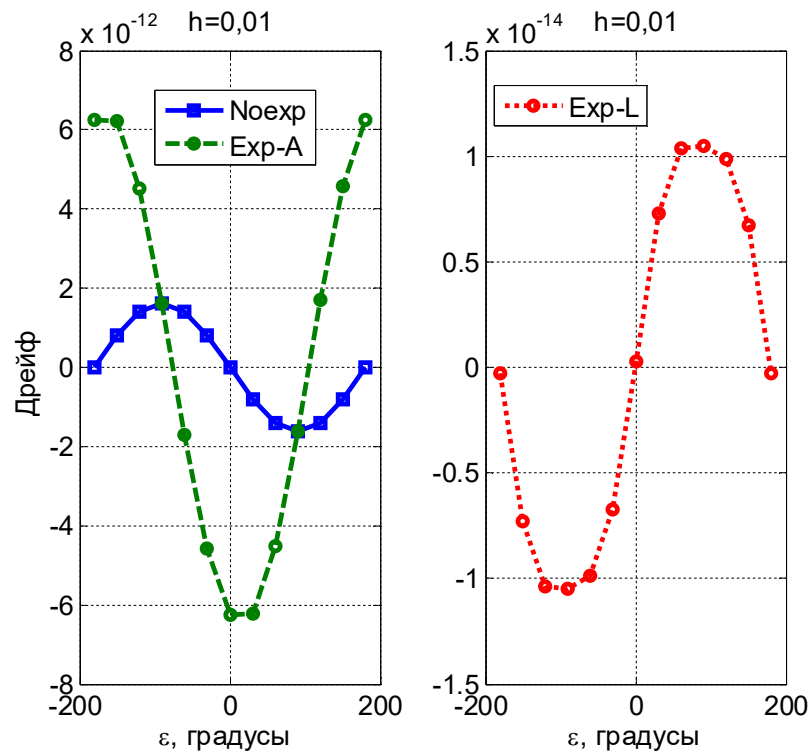


Рис. 5.6. Залежність дрейфів від зсуву фаз при кроці опитування $h=0,01$

На рис. 5.7 наведено залежності безрозмірного максимального дрейфу досліджених алгоритмів від частотного параметра, побудовані на основі табл. 5.3.

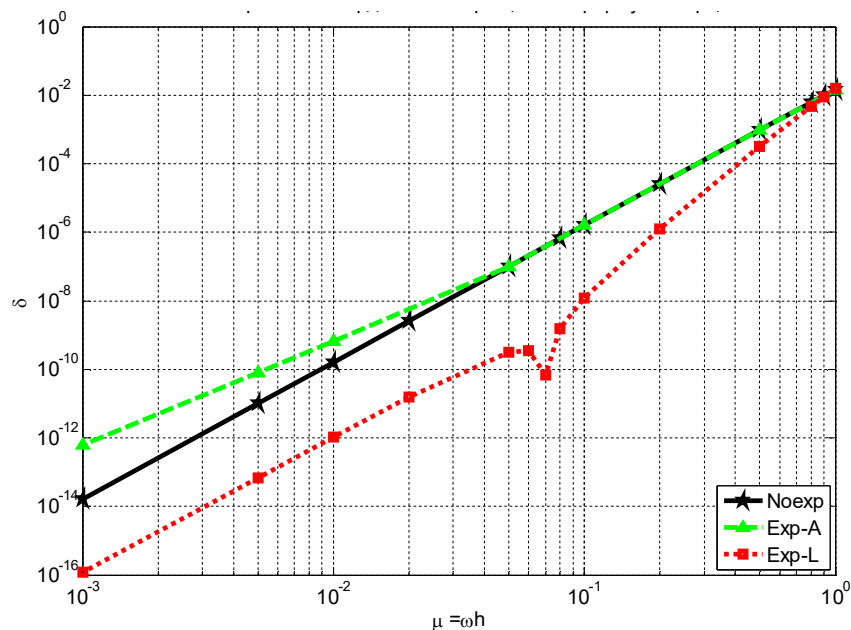


Рис. 5.7. Залежності безрозмірного максимального дрейфу досліджених алгоритмів від частотного параметра

З графіків стають очевидними такі властивості досліджуваних алгоритмів:

- в області великих значень частотного параметра ($1 > \mu > 0,07$) алгоритм Exp_A має ту ж точність ($N = 4$), що і первинний, а алгоритм Exp_L точніший на 2 порядки ($N = 6$);

- в області ж малих значень частотного параметра ($0,07 > \mu > 0,001$) алгоритм Exp_A має третій порядок точності ($N = 3$), а алгоритм Exp_L – четвертий ($N = 4$);

- при $\mu \approx 0,07$ амплітуда дрейфу алгоритму Exp_L стає зникаюче малою, що говорить про наявність частоти коливань основи, при якій дрейф похибки практично відсутній (при будь-яких значеннях зсуву фази).

У табл. 5.4 наведено значення параметрів точності алгоритмів.

Таблиця 5.4. Параметри точності алгоритмів

| Алгоритм | Діапазон частотного параметра | N | k |
|----------|-------------------------------|-----|----------------------|
| Ноехр | $1 > \mu > 0,001$ | 4 | $1,61 \cdot 10^{-2}$ |
| Ехр_А | $1 > \mu > 0,07$ | 4 | $1,61 \cdot 10^{-2}$ |
| | $0,07 > \mu > 0,001$ | 3 | $6,24 \cdot 10^{-4}$ |
| Ехр_L | $1 > \mu > 0,07$ | 6 | $1,6 \cdot 10^{-2}$ |
| | $0,07 > \mu > 0,001$ | 4 | $1,6 \cdot 10^{-2}$ |

Отже, розширення алгоритму орієнтації за рахунок обчислення третього доданка в рівнянні Борца не завжди призводить до підвищення точності в порівнянні з алгоритмами, що використовують спрощену форму рівняння орієнтації. Наприклад, у випадку алгоритму Ехр_А, навпаки, точність погіршується в області малих значень частотного параметра. Використання алгоритму Ехр_L призводить до суттєвого підвищення точності (на два порядки в області малих значень частотного параметра). При цьому, однак, слід врахувати, що амплітуда коливань похибок двох інших кутів (за якими відбуваються коливання основи) збільшується приблизно на порядок.

Якщо в алгоритмах Ноехр і Ехр_L максимальні дрейфи спостерігаються завжди при кінчному русі ($\varepsilon = 90^\circ$), то в алгоритмі Ехр_А максимуми дрейфів припадають на значення зсувів фаз, значно залежних від значення частотного параметра в області $0,07 > \mu > 0,001$.

Представляє практичний інтерес отримання обчислювальних алгоритмів для випадку, коли вихідними сигналами гіроскопів не є квазікоординати, а кутові швидкості.

5.2. Обчислювальні алгоритми для кутових швидкостей

1) Спочатку розглянемо однокроковий алгоритм

$$\vec{\omega}(\tau) = \vec{a} + 2\vec{b}\tau, \text{ коли } \tau \in [0...h]. \quad (5.16)$$

З умов

$$\begin{aligned}\vec{\omega}_1 &= \vec{\omega}(0); \\ \vec{\omega}_2 &= \vec{\omega}(h),\end{aligned}\tag{5.17}$$

можна визначити параметри \vec{a} і \vec{b} :

$$\begin{aligned}\vec{a} &= \vec{\omega}_1; \\ \vec{b}h &= \frac{1}{2}(\vec{\omega}_2 - \vec{\omega}_1).\end{aligned}\tag{5.18}$$

При синтезі алгоритмів для кутових швидкостей будемо використовувати наближену формулу Борца:

$$\dot{\vec{\Phi}}(\tau) \approx \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2}\vec{\Phi}(\tau) \times \vec{\omega}(\tau).\tag{5.19}$$

У першому наближенні з урахуванням (5.16) отримаємо

$$\vec{\Phi}_1(\tau) = \int_0^\tau \vec{\omega}(\tau) d\tau = \vec{a}\tau + \vec{b}\tau^2.\tag{5.20}$$

Надалі нам будуть потрібні похідні від даного значення:

$$\begin{aligned}\dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= \vec{a} + 2\vec{b}\tau, \\ \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= 2\vec{b}; \\ \dddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= 0.\end{aligned}\tag{5.21}$$

Крім того, всі ненульові похідні від кутової швидкості (5.16) обмежені першою похідною:

$$\dot{\vec{\omega}}(\tau) = 2\vec{b}.\tag{5.22}$$

Знайдемо похідні від кутової швидкості вектору кінцевого повороту (5.19):

$$\dot{\vec{\Phi}}(\tau) \approx \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2} \vec{\Phi}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau);$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}(\tau) \approx \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2} \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2} \vec{\Phi}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\vec{\Phi}}(\tau) &\approx \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2} \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2} \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \\ &+ \frac{1}{2} \vec{\Phi}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2} \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) = \end{aligned} \quad (5.23)$$

$$= \frac{1}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau);$$

$$\begin{aligned} \vec{\Phi}^{(4)}(\tau) &= \frac{1}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau) = \\ &= \frac{3}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) = \frac{3}{2} 2\vec{b} \times 2\vec{b} = 0. \end{aligned}$$

Знайдемо значення функцій (5.21) і (5.22) при $\tau = 0$:

$$\vec{\Phi}_1(0) = 0; \quad \vec{\omega}(0) = \vec{a};$$

$$\dot{\vec{\Phi}}_1(0) = \vec{a}; \quad \dot{\vec{\omega}}(0) = 2\vec{b};$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}_1(0) = 2\vec{b}.$$

Використовуючи отримані значення, знайдемо значення функцій (5.23) при $\tau = 0$:

$$\dot{\vec{\Phi}}(0) \approx \vec{\omega}(0) + \frac{1}{2} \vec{\Phi}_1(0) \times \vec{\omega}(0) = \vec{a}.$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}(0) \approx \dot{\vec{\omega}}(0) + \frac{1}{2} \dot{\vec{\Phi}}_1(0) \times \vec{\omega}(0) + \frac{1}{2} \vec{\Phi}_1(0) \times \dot{\vec{\omega}}(0) = 2\vec{b}.$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}(0) = \frac{1}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(0) \times \vec{\omega}(0) + \dot{\vec{\Phi}}_1(0) \times \dot{\vec{\omega}}(0) = \vec{a} \times \vec{b}.$$

$$\vec{\Phi}^{(4)}(0) = 0.$$

Отже, розкладання в ряд Тейлора (5.3) обмежений третьою похідною:

$$\begin{aligned} \vec{\Phi}(h) &\approx \vec{\Phi}(0) + \dot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h}{1!} + \ddot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h^2}{2!} + \ddot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h^3}{3!} = \\ &= \vec{a}h + \vec{b}h^2 + (\vec{a} \times \vec{b}) \frac{h^3}{6} = \left[\vec{a} + \vec{b}h + (\vec{a} \times \vec{b}) \frac{h}{6} \right] h. \end{aligned}$$

Підставами в отриманий вираз значення (5.18):

$$\vec{\Phi}(h) = \left[\frac{1}{2} \vec{\omega}_1 + \frac{1}{2} \vec{\omega}_2 + (\vec{\omega}_1 \times \vec{\omega}_2) \frac{h}{12} \right] h. \quad (5.24)$$

Отриманий вираз (5.24) є однокроковим алгоритмом.

2) Тепер перейдемо до синтезу двокрокового алгоритму

$$\vec{\omega}(\tau) = \vec{a} + 2\vec{b}\tau + 3\vec{c}\tau^2, \text{ коли } \tau \in \left[0 \dots \frac{h}{2}, \frac{h}{2} \dots h \right]. \quad (5.25)$$

З умов

$$\begin{aligned} \vec{\omega}_1 &= \vec{\omega}(0); \\ \vec{\omega}_2 &= \vec{\omega}\left(\frac{h}{2}\right); \\ \vec{\omega}_3 &= \vec{\omega}(h), \end{aligned}$$

Складемо систему алгебраїчних рівнянь

$$\begin{aligned} \vec{a} &= \vec{\omega}_1; \\ \vec{a} + \vec{b}h + \frac{3}{4}\vec{c}h^2 &= \vec{\omega}_2; \\ \vec{a} + 2\vec{b}h + 3\vec{c}h^2 &= \vec{\omega}_3. \end{aligned}$$

Вирішуючи цю систему рівнянь можна визначити параметри \vec{a} , \vec{b} та $\vec{c}h^2$:

$$\begin{aligned}\vec{a} &= \vec{\omega}_1; \\ \vec{b}h &= \frac{1}{2}(4\vec{\omega}_2 - 3\vec{\omega}_1 - \vec{\omega}_3); \\ \vec{c}h^2 &= \frac{2}{3}(\vec{\omega}_1 - 2\vec{\omega}_2 + \vec{\omega}_3).\end{aligned}\tag{5.26}$$

У першому наближенні з урахуванням (5.25) отримаємо

$$\vec{\Phi}_1(\tau) = \int_0^\tau \vec{\omega}(\tau) d\tau = \vec{a}\tau + \vec{b}\tau^2 + \vec{c}\tau^3.\tag{5.27}$$

Надалі нам будуть потрібні похідні від даного значення:

$$\begin{aligned}\dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= \vec{a} + 2\vec{b}\tau + 3\vec{c}\tau^2; \\ \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= 2\vec{b} + 6\vec{c}\tau; \\ \dddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= 6\vec{c}.\end{aligned}\tag{5.28}$$

Крім того, всі ненульові похідні від кутової швидкості (5.25) обмежені другою похідною:

$$\begin{aligned}\dot{\vec{\omega}}(\tau) &= 2\vec{b} + 6\vec{c}\tau; \\ \ddot{\vec{\omega}}(\tau) &= 6\vec{c}; \\ \dddot{\vec{\omega}}(\tau) &= 0.\end{aligned}\tag{5.29}$$

Знайдемо похідні від кутової швидкості вектору кінцевого повороту (5.19):

$$\begin{aligned}\dot{\vec{\Phi}}(\tau) &\approx \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2}\vec{\Phi}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau); \\ \ddot{\vec{\Phi}}(\tau) &\approx \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2}\dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2}\vec{\Phi}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau);\end{aligned}$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}(\tau) \approx \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2} \vec{\Phi}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau); \quad (5.30)$$

$$\vec{\Phi}^{(4)}(\tau) = \frac{1}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \frac{3}{2} \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{3}{2} \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau);$$

$$\vec{\Phi}^{(5)}(\tau) = 2 \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + 3 \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau);$$

$$\vec{\Phi}^{(6)}(\tau) = 5 \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau)$$

$$\vec{\Phi}^{(i)}(\tau) = 0, \quad i = 7, 8, 9, \dots$$

Знайдемо значення функцій (5.29) і (5.30) при $\tau = 0$:

$$\vec{\Phi}_1(0) = 0; \quad \vec{\omega}(0) = \vec{a};$$

$$\dot{\vec{\Phi}}_1(0) = \vec{a}; \quad \dot{\vec{\omega}}(0) = 2\vec{b};$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}_1(0) = 2\vec{b}; \quad \ddot{\vec{\omega}}(0) = 6\vec{c};$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}_1(0) = 6\vec{c}; \quad \ddot{\vec{\omega}}(0) = 0.$$

$$\vec{\Phi}_1^{(4)}(0) = 0;$$

Використовуючи отримані значення, знайдемо значення функцій $\vec{\Phi}^{(i)}(\tau)$ при $\tau = 0$:

$$\dot{\vec{\Phi}}(0) = \vec{a};$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}(0) = 2\vec{b};$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}(0) = 6\vec{c} + \vec{a} \times \vec{b};$$

$$\vec{\Phi}^{(4)}(0) = 6\vec{a} \times \vec{c};$$

$$\vec{\Phi}^{(5)}(0) = 12\vec{b} \times \vec{c};$$

$$\vec{\Phi}^{(6)}(0) = 0.$$

Отже, розкладання в ряд Тейлора (5.3) обмежено п'ятою похідною:

$$\begin{aligned} \vec{\Phi}(h) &\approx \vec{\Phi}(0) + \dot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h}{1!} + \ddot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h^2}{2!} + \overset{\cdot\cdot}{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h^3}{3!} + \vec{\Phi}^{(4)}(0) \cdot \frac{h^4}{4!} + \vec{\Phi}^{(5)}(0) \cdot \frac{h^5}{5!} = \\ &= \vec{a}h + \vec{b}h^2 + \vec{c}h^3 + (\vec{a} \times \vec{b}) \frac{h^3}{6} + (\vec{a} \times \vec{c}) \frac{h^4}{4} + (\vec{b} \times \vec{c}) \frac{h^5}{10} = \\ &= \left[\vec{a} + \vec{b}h + \vec{c}h^2 + (\vec{a} \times \vec{b}h) \frac{h}{6} + (\vec{a} \times \vec{c}h^2) \frac{h}{4} + (\vec{b}h \times \vec{c}h^2) \frac{h}{10} \right] h. \end{aligned}$$

Підставимо в отриманий вираз значення (5.26). Після громіздких перетворень отримаємо двохкроковий алгоритм:

$$\vec{\Phi}(h) = \left[\frac{1}{6} \vec{\omega}_1 + \frac{2}{3} \vec{\omega}_2 + \frac{1}{6} \vec{\omega}_3 + \left(\frac{1}{15} \vec{\omega}_1 \times \vec{\omega}_2 + \frac{1}{60} \vec{\omega}_1 \times \vec{\omega}_3 + \frac{1}{15} \vec{\omega}_2 \times \vec{\omega}_3 \right) h \right] h. \quad (5.31)$$

3) Тепер перейдемо до синтезу трикрокового алгоритму

$$\vec{\omega}(\tau) = \vec{a} + 2\vec{b}\tau + 3\vec{c}\tau^2 + 4\vec{d}\tau^3, \text{ коли } \tau \in \left[0, \dots, \frac{h}{3}, \frac{h}{3}, \dots, \frac{2h}{3}, \frac{2h}{3}, \dots, h \right]. \quad (5.32)$$

З умов

$$\begin{aligned} \vec{\omega}_1 &= \vec{\omega}(0); & \vec{\omega}_3 &= \vec{\omega}\left(\frac{2h}{3}\right); \\ \vec{\omega}_2 &= \vec{\omega}\left(\frac{h}{3}\right); & \vec{\omega}_4 &= \vec{\omega}(h), \end{aligned}$$

складемо систему алгебраїчних рівнянь

$$\begin{aligned} \vec{a} &= \vec{\omega}_1; \\ \vec{a} + \frac{2}{3} \vec{b}h + \frac{1}{3} \vec{c}h^2 + \frac{4}{27} \vec{d}h^3 &= \vec{\omega}_2; \\ \vec{a} + \frac{4}{3} \vec{b}h + \frac{4}{3} \vec{c}h^2 + \frac{32}{27} \vec{d}h^3 &= \vec{\omega}_3; \\ \vec{a} + 2\vec{b}h + 3\vec{c}h^2 + 4\vec{d}h^3 &= \vec{\omega}_4. \end{aligned}$$

Вирішуючи цю систему рівнянь можна визначити параметри \vec{a} , $\vec{b}h$, $\vec{c}h^2$ та $\vec{d}h^3$:

$$\begin{aligned}\vec{a} &= \vec{\omega}_1; \\ \vec{b}h &= -\frac{11}{4}\vec{\omega}_1 + \frac{9}{2}\vec{\omega}_2 - \frac{9}{4}\vec{\omega}_3 + \frac{1}{2}\vec{\omega}_4; \\ \vec{c}h^2 &= 3\vec{\omega}_1 - \frac{15}{2}\vec{\omega}_2 + 6\vec{\omega}_3 - \frac{3}{2}\vec{\omega}_4; \\ \vec{d}h^3 &= -\frac{9}{8}\vec{\omega}_1 + \frac{27}{8}\vec{\omega}_2 - \frac{27}{8}\vec{\omega}_3 + \frac{9}{8}\vec{\omega}_4.\end{aligned}\tag{5.33}$$

У першому наближенні з урахуванням (5.32) отримаємо

$$\vec{\Phi}_1(\tau) = \int_0^\tau \vec{\omega}(\tau) d\tau = \vec{a}\tau + \vec{b}\tau^2 + \vec{c}\tau^3 + \vec{d}\tau^4.\tag{5.34}$$

Надалі нам будуть потрібні всі ненульові похідні від даного значення:

$$\begin{aligned}\dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= \vec{a} + 2\vec{b}\tau + 3\vec{c}\tau^2 + 4\vec{d}\tau^3; \\ \ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= 2\vec{b} + 6\vec{c}\tau + 12\vec{d}\tau^2; \\ \dddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) &= 6\vec{c} + 24\vec{d}\tau; \\ \vec{\Phi}_1^{(4)}(\tau) &= 24\vec{d}.\end{aligned}\tag{5.35}$$

Крім того, всі ненульові похідні від кутової швидкості (5.32):

$$\begin{aligned}\dot{\vec{\omega}}(\tau) &= 2\vec{b} + 6\vec{c}\tau + 12\vec{d}\tau^2; \\ \ddot{\vec{\omega}}(\tau) &= 6\vec{c} + 24\vec{d}\tau; \\ \ddot{\vec{\omega}}(\tau) &= 24\vec{d}.\end{aligned}\tag{5.36}$$

Знайдемо похідні від кутової швидкості вектору кінцевого повороту (5.19):

$$\dot{\vec{\Phi}}(\tau) \approx \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2}\vec{\Phi}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau);$$

$$\begin{aligned}\ddot{\vec{\Phi}}(\tau) &\approx \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2}\dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \frac{1}{2}\vec{\Phi}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau); \\ \ddot{\vec{\Phi}}(\tau) &\approx \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2}\ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2}\vec{\Phi}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau); \quad (5.37)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\vec{\Phi}^{(4)}(\tau) &= \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2}\ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + \frac{3}{2}\ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + \\ &+ \frac{3}{2}\dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + \frac{1}{2}\vec{\Phi}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau); \quad ;\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\vec{\Phi}^{(5)}(\tau) &= \frac{1}{2}\vec{\Phi}_1^{(4)}(\tau) \times \vec{\omega}(\tau) + 2\ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + 3\ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + \\ &+ 2\dot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau);\end{aligned}$$

$$\vec{\Phi}^{(6)}(\tau) = \frac{5}{2}\vec{\Phi}_1^{(4)}(\tau) \times \dot{\vec{\omega}}(\tau) + 5\ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + 5\ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau);$$

$$\vec{\Phi}^{(7)}(\tau) = \frac{15}{2}\vec{\Phi}_1^{(4)}(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau) + 10\ddot{\vec{\Phi}}_1(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau);$$

$$\vec{\Phi}^{(8)}(\tau) = \frac{35}{2}\vec{\Phi}_1^{(4)}(\tau) \times \ddot{\vec{\omega}}(\tau);$$

$$\vec{\Phi}^{(i)}(\tau) = 0, \quad i = 9, 10, 11, \dots$$

Знайдемо значення функцій (5.35) і (5.36) при $\tau = 0$:

$$\vec{\Phi}_1(0) = 0; \quad \vec{\omega}(0) = \vec{a};$$

$$\dot{\vec{\Phi}}_1(0) = \vec{a}; \quad \dot{\vec{\omega}}(0) = 2\vec{b};$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}_1(0) = 2\vec{b}; \quad \ddot{\vec{\omega}}(0) = 6\vec{c};$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}_1(0) = 6\vec{c}; \quad \ddot{\vec{\omega}}(0) = 24\vec{d}.$$

$$\vec{\Phi}_1^{(4)}(0) = 24\vec{d};$$

Використовуючи отримані значення, знайдемо значення функцій $\vec{\Phi}^{(i)}(\tau)$ при $\tau = 0$:

$$\dot{\vec{\Phi}}(0) = \vec{a};$$

$$\ddot{\vec{\Phi}}(0) = 2\vec{b};$$

$$\dddot{\vec{\Phi}}(0) = 6\vec{c} + \vec{a} \times \vec{b};$$

$$\vec{\Phi}^{(4)}(0) = 24\vec{d} + 6\vec{a} \times \vec{c};$$

$$\vec{\Phi}^{(5)}(0) = 36\vec{a} \times \vec{d} + 12\vec{b} \times \vec{c};$$

$$\vec{\Phi}^{(6)}(0) = 120\vec{b} \times \vec{d};$$

$$\vec{\Phi}^{(7)}(0) = 360\vec{c} \times \vec{d}$$

$$\vec{\Phi}^{(8)}(0) = 0.$$

Отже, розкладання в ряд Тейлора (5.3) набуде вигляду:

$$\begin{aligned} \vec{\Phi}(h) &\approx \vec{\Phi}(0) + \dot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h}{1!} + \ddot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h^2}{2!} + \dddot{\vec{\Phi}}(0) \cdot \frac{h^3}{3!} + \vec{\Phi}^{(4)}(0) \cdot \frac{h^4}{4!} + \\ &+ \vec{\Phi}^{(5)}(0) \cdot \frac{h^5}{5!} + \vec{\Phi}^{(6)}(0) \cdot \frac{h^6}{6!} + \vec{\Phi}^{(7)}(0) \cdot \frac{h^7}{7!} = \\ &= \vec{a}h + \vec{b}h^2 + \vec{c}h^3 + \vec{d}h^4 + (\vec{a} \times \vec{b}) \frac{h^3}{6} + (\vec{a} \times \vec{c}) \frac{h^4}{4} + (\vec{b} \times \vec{c}) \frac{h^5}{10} + \\ &+ (\vec{a} \times \vec{d}) \frac{3h^5}{10} + (\vec{b} \times \vec{d}) \frac{h^6}{6} + (\vec{c} \times \vec{d}) \frac{h^7}{14}. \end{aligned}$$

Підставимо в отриманий вираз значення (5.33). Після громіздких перетворень отримаємо трикроковий алгоритм:

$$\begin{aligned}\dot{\Phi}(h) &= \frac{1}{8}\bar{\omega}_1 + \frac{3}{8}\bar{\omega}_2 + \frac{3}{8}\bar{\omega}_3 + \frac{1}{8}\bar{\omega}_4 + \\ &+ \frac{39h}{2240}\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_2 + \frac{3h}{140}\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_3 + \frac{47h}{6720}\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_4 + \\ &+ \frac{243h}{2240}\bar{\omega}_2 \times \bar{\omega}_3 + \frac{3h}{140}\bar{\omega}_2 \times \bar{\omega}_4 + \frac{39h}{2240}\bar{\omega}_3 \times \bar{\omega}_4.\end{aligned}$$

У табл. 5.5 представлені обчислювальні алгоритми, отримані для кутових швидкостей.

Таблиця 5.5. Обчислювальні алгоритми для кутових швидкостей

| Число кроків | Алгоритми $\dot{\Phi}(h)$ |
|--------------|--|
| 1 | $\dot{\Phi}(h) = \frac{1}{2}\bar{\omega}_1 + \frac{1}{2}\bar{\omega}_2 + (\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_2)\frac{h}{12}$ |
| 2 | $\dot{\Phi}(h) = \frac{1}{6}\bar{\omega}_1 + \frac{2}{3}\bar{\omega}_2 + \frac{1}{6}\bar{\omega}_3 + \left(\frac{1}{15}\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_2 + \frac{1}{60}\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_3 + \frac{1}{15}\bar{\omega}_2 \times \bar{\omega}_3 \right)h$ |
| 3 | $\begin{aligned}\dot{\Phi}(h) &= \frac{1}{8}\bar{\omega}_1 + \frac{3}{8}\bar{\omega}_2 + \frac{3}{8}\bar{\omega}_3 + \frac{1}{8}\bar{\omega}_4 + \\ &+ \frac{39h}{2240}\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_2 + \frac{3h}{140}\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_3 + \frac{47h}{6720}\bar{\omega}_1 \times \bar{\omega}_4 + \\ &+ \frac{243h}{2240}\bar{\omega}_2 \times \bar{\omega}_3 + \frac{3h}{140}\bar{\omega}_2 \times \bar{\omega}_4 + \frac{39h}{2240}\bar{\omega}_3 \times \bar{\omega}_4.\end{aligned}$ |

Комп'ютерне моделювання за отриманими алгоритмами проводилося за допомогою процедур KMNU1h, KMNU2h, KMNU3h і KMNU4h відповідно. Залежності дрейфів похибок відповідних алгоритмів від числа кроків опитування, графічно представлені на рис. 5.8.

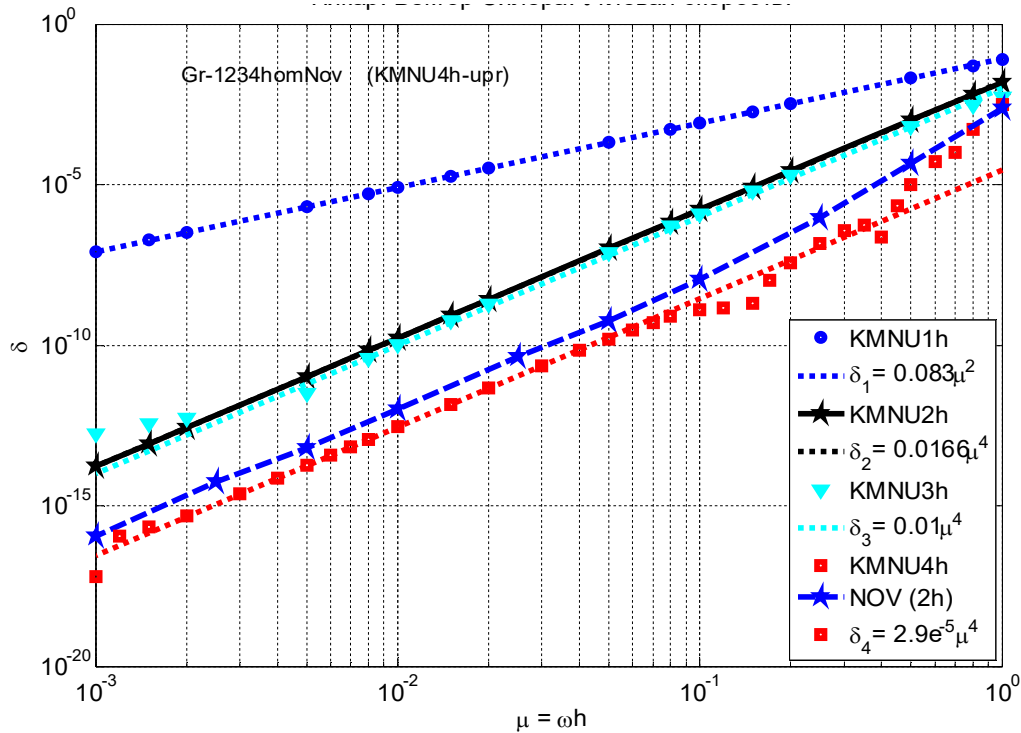


Рис. 5.8. Безрозмірні залежності дрейфів похибок відповідних алгоритмів для різного числа кроків опитування

Параметри точності досліджених алгоритмів наведено в табл. 5.6.

Таблиця 5.6. Параметри точності алгоритмів при вимірюванні кутової швидкості

| Алгоритм | Кроків | N | k |
|----------|--------|-----|--------|
| KMNU1h | 1 | 2 | 0,083 |
| KMNU2h | 2 | 4 | 0,0166 |
| KMNU3h | 3 | 4 | 0,01 |
| KMNU4h | 4 | 4 | 2,9e-5 |

Висновки до розділу 5

1. Вперше отримано розширені обчислювальні алгоритми для квазікоординат, які враховують третій доданок в формулі Борца.
2. Результатами комп'ютерного моделювання підтверджено, що застосування розширеного алгоритму орієнтації не завжди призводить до під-

вищення точності в порівнянні з алгоритмами, що використовують спрощену форму. Так, наприклад, якщо крок опитування $h=0,01$ с максимальна похибка розширених алгоритмів (5.14) і (5.15) складає $1,33 \cdot 10^{-6}$ град/год та $2,17 \cdot 10^{-9}$ град/год відповідно, а звичайного алгоритму (5.13) $-3,32 \cdot 10^{-7}$ град/год.

3. Отримано нові обчислювальні алгоритми орієнтації, що використовують значення вихідних сигналів датчиків кутових швидкостей.
4. Експериментальні дослідження на ЕОМ свідчать, що порядок точності N алгоритмів орієнтації може залишатись однаковим (четвертим) для два- і три крокових алгоритмів, причому коефіцієнт пропорційності k зменшується з 0,0166 до 0,01. Похибка таких алгоритмів зменшується із зростанням числа кроку опитування з 10^{-5} для однокрокового до 10^{-10} для два- і трикрокових алгоритмів, якщо $\mu=0,01$.

РОЗДІЛ 6

КАЛІБРУВАННЯ ІНЕРЦІАЛЬНО-ВИМІРЮВАЛЬНОГО МОДУЛЯ

Інерціально-вимірювальний модуль (ІВМ) є основою для побудови інерціальних систем орієнтації і навігації. Кожен ІВМ складається як мінімум з трьох акселерометрів і трьох гіроскопів - датчиків кутових швидкостей [160].

Зазвичай гіроскопи і акселерометри, до того як поступити на ділянку складання ІВМ, проходять автономні випробування [73,161,162]. Однак, важливо визначити їх параметри в складі ІВМ, оскільки вихідні параметри гіроскопів і акселерометрів ІВМ будуть прив'язані до базових осей. Крім того, ІВМ виконані по МЕМС технології, являють собою єдиний модуль, що містить три мікромеханічних гіроскопа і три акселерометра. Тому калібрування ІВМ є невід'ємним етапом підготовки до його експлуатації або виставлення інерціальної системи [163]. Під терміном «калібрування» розуміють визначення параметрів ІВМ або його похибок для подальшого їх використання в роботі інерціальної системи.

Зазвичай, калібрування ІВМ проводять методом тестових поворотів [164,165]. Для калібрування акселерометрів в складі ІВМ, як правило, використовується оптична ділильна головка (ОДГ), яка дозволяє досить точно повертати об'єкт випробувань навколо горизонтальній осі обертання. Для калібрування блоку акселерометрів методом тестових поворотів необхідно проводити вимірювання вихідних сигналів, спочатку повертаючи блок навколо осі ox , а потім, переставляючи блок акселерометрів на ОДГ так, щоб поворот здійснювався навколо осі oy , і нарешті, повторюючи процедуру, щоб поворот здійснювався навколо осі oz . Для практики така орієнтація блоку є окремим випадком. Насправді, поворот об'єкту відбувається на деякий кінцевий кут (поворот), який є результатом поворотів навколо двох або трьох ортогональних осей.

Для калібрування гіроскопів в складі ІВМ, як правило, використовується поворотна установка. Стандартний метод калібрування блоку гіроскопів [166]

полягає в послідовному обертанні об'єкта випробувань спочатку навколо однієї осі, наприклад ox , з кутовою швидкістю ω_{xi} , потім навколо іншої oy з кутовою швидкістю ω_{yi} і нарешті, навколо третьої осі oz з кутовою швидкістю ω_{zi} (i -номер випробування). Треба відзначити, що по-перше, такий метод займає досить багато часу, а по-друге, в реальних умовах об'єкт може здійснювати обертання відразу навколо декількох осей або навколо осі кінцевого повороту.

До сих пір ми говорили про калібрування детермінованих параметрів ІВМ. Однак, крім детермінованих, на виході ІВМ є випадкові складові у вигляді шумів різної природи.

Існує кілька способів оцінки впливу і компенсації шумових складових вихідних сигналів датчиків. Найбільш поширеним є використання фільтра Калмана [167-170]. Також широко використовується апарат варіацій Аллана [171] і іноді - Вейвлет перетворення [172,173]. Ще рідше використовують алгоритми нечіткої логіки [174] і штучних нейронних мереж [175,176].

Крім методу тестових поворотів відомий також скалярний спосіб калібрування [85,86,177]. Згідно скалярному способу калібрування, в якості еталону вимірюваної величини приймають не вектор, а скалярну величину. У гравітаційному полі Землі на нерухомій основі, для акселерометрів такою скалярною величиною буде величина прискорення сили тяжіння, а для гіроскопів - кутова швидкість обертання Землі або обертальної установки. Однак, даний метод має свої особливості і недоліки. Окремо необхідно відзначити значення температурного калібрування ІВМ.

Обґрунтуємо новий спосіб калібрування, при якому об'єкт обертається (повертається) навколо довільної осі, яка не співпадає з жодною з осей координатного тригранника.

6.1. Просторове калібрування ІВМ

6.1.1. Просторове калібрування блоку осьових акселерометрів

Запишемо вирази для вихідних сигналів блоку осьових акселерометрів

[164]:

$$\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix} + \mathbf{M}_{1a} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{ax} \\ n_{ay} \\ n_{az} \end{bmatrix}, \quad (6.1)$$

де B_{ax}, B_{ay}, B_{az} - нульові сигнали акселерометрів; a_x, a_y, a_z - проекції уявного прискорення; n_{ax}, n_{ay}, n_{az} - шуми у вихідних сигналах акселерометрів, $Oxyz$ - система координат, пов'язана з блоком акселерометрів;

$$\mathbf{M}_{1a} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix}; \quad k_{11}, k_{22}, k_{33} - \text{масштабні коефіцієнти акселерометрів, всі}$$

інші елементи матриці - коефіцієнти перехресного зв'язку.

Для зменшення впливу шумів вимірювань будемо усереднювати вихідні сигнали протягом 100 секунд. Тому в подальшому нехтуємо величинами n_{ax}, n_{ay}, n_{az} . Запишемо рівняння (6.1) окремо для кожного акселерометра і для i -го положення ІВМ (випробування):

$$\begin{aligned} U_{axi} &= B_{ax} + k_{11}a_{xi} + k_{12}a_{yi} + k_{13}a_{zi}; \\ U_{ayi} &= B_{ay} + k_{21}a_{xi} + k_{22}a_{yi} + k_{23}a_{zi}; \\ U_{azi} &= B_{az} + k_{31}a_{xi} + k_{32}a_{yi} + k_{33}a_{zi}. \end{aligned} \quad (6.2)$$

Проведемо серію n випробувань (вимірювань) при одночасному повороті на кути α, β, γ навколо трьох осей с певним кроком повороту.

Розглянемо вихідний сигнал першого акселерометра:

$$1\text{-е вимірювання: } U_{ax1} = B_{ax} + k_{11}a_{x1} + k_{12}a_{y1} + k_{13}a_{z1};$$

$$2\text{-е вимірювання: } U_{ax2} = B_{ax} + k_{11}a_{x2} + k_{12}a_{y2} + k_{13}a_{z2};$$

.....

n -е вимірювання: $U_{axn} = B_{ax} + k_{11}a_{xn} + k_{12}a_{yn} + k_{13}a_{zn}$.

Отриману систему рівнянь запишемо в матричній формі:

$$\begin{bmatrix} U_{ax1} \\ U_{ax2} \\ \vdots \\ U_{axn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} \\ 1 & a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 1 & a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{ax} \\ k_{11} \\ k_{12} \\ k_{13} \end{bmatrix}. \quad (6.3)$$

Аналогічні рівняння можна отримати для двох інших акселерометрів - для другого:

$$\begin{bmatrix} U_{ay1} \\ U_{ay2} \\ \vdots \\ U_{ayn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} \\ 1 & a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 1 & a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{ay} \\ k_{21} \\ k_{22} \\ k_{23} \end{bmatrix}, \quad (6.4)$$

та третього:

$$\begin{bmatrix} U_{az1} \\ U_{az2} \\ \vdots \\ U_{azn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} \\ 1 & a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 1 & a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{az} \\ k_{31} \\ k_{32} \\ k_{33} \end{bmatrix}. \quad (6.5)$$

Об'єднаємо отримані матричні рівняння в одне рівняння калібрування:

$$\mathbf{U}_{a1} = \mathbf{G}_{n \times 4} \cdot \mathbf{X}_1, \quad (6.6)$$

де

$$\mathbf{U}_{a1} = \begin{bmatrix} U_{ax1} & U_{ay1} & U_{az1} \\ U_{ax2} & U_{ay2} & U_{az2} \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ U_{axn} & U_{ayn} & U_{azn} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_{n \times 4} = \begin{bmatrix} 1 & a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} \\ 1 & a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 1 & a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{X}_1 = \begin{bmatrix} B_{ax} & B_{ay} & B_{az} \\ k_{11} & k_{21} & k_{31} \\ k_{12} & k_{22} & k_{32} \\ k_{13} & k_{23} & k_{33} \end{bmatrix}.$$

Вирішуємо останнє матричне рівняння методом найменших квадратів:

$$\hat{\mathbf{X}}_1 = (\mathbf{G}_{n \times 4}^T \mathbf{G}_{n \times 4})^{-1} \mathbf{G}_{n \times 4}^T \mathbf{U}_{a1}. \quad (6.7)$$

У виразі (6.7) символом ‘ T ’, позначена операція транспонування матриці.

Таким чином, вираз (6.7) дозволяє отримати нульові сигнали акселерометрів, масштабні коефіцієнти акселерометрів та коефіцієнти перехресного зв'язку.

Для експериментальної перевірки було використано блок акселерометрів виробництва КП СП «Завод Арсенал» [106].

Під час калібрування блоку акселерометрів проводилося дванадцять випробувань при різних кутових орієнтаціях поворотного столу тривісного стану (рис. 6.1).

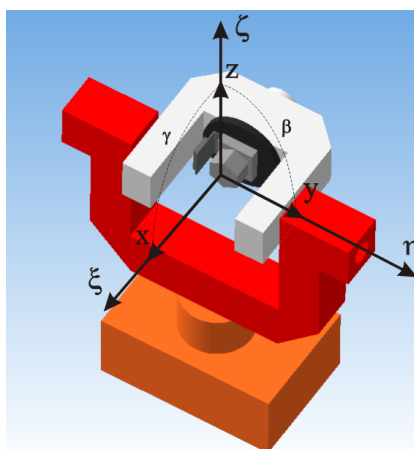


Рис.6.1. Тривісний випробувальний стенд

Під час кожного з випробувань вихідні сигнали з інформаційних каналів блоку акселерометрів накопичувалися і зберігалися для подальшого опрацювання. На рис.6.2 наведено графік вихідних сигналів блоку акселерометрів в одній з просторових орієнтацій під час калібрування.

На рис.6.3 представлені результати розрахунку модуля прискорення g для кожного з дванадцяти випробувань до і після калібрування блоку акселерометрів. Як видно до калібрування вихідні сигнали блоку акселерометрів значною мірою спотворювалися за рахунок наявності детермінованих похибок зсуву нуля.

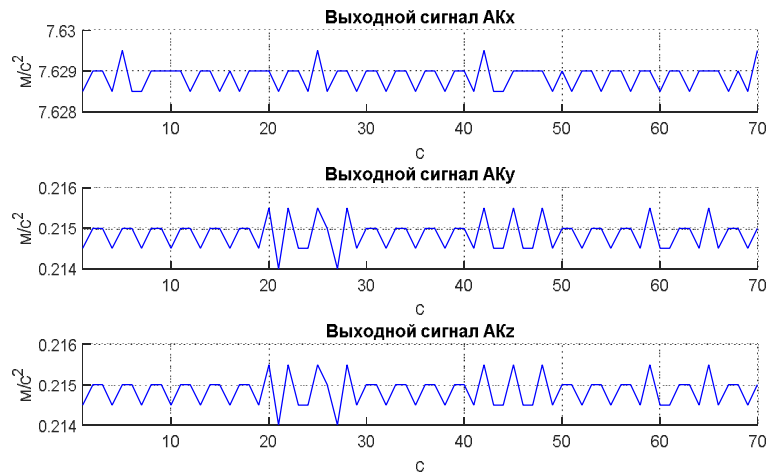


Рис.6.2. Вихідні сигнали блоку акселерометрів

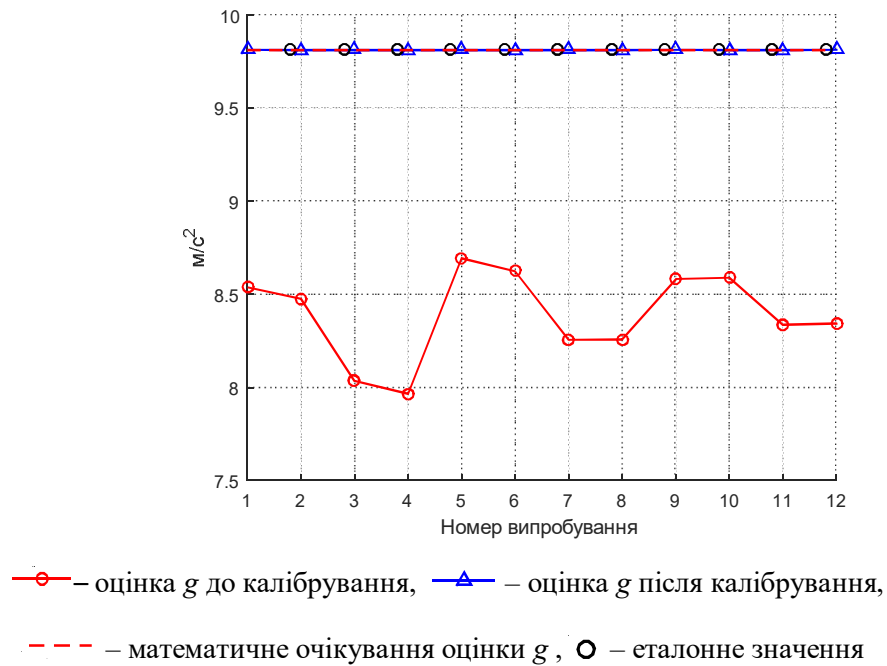
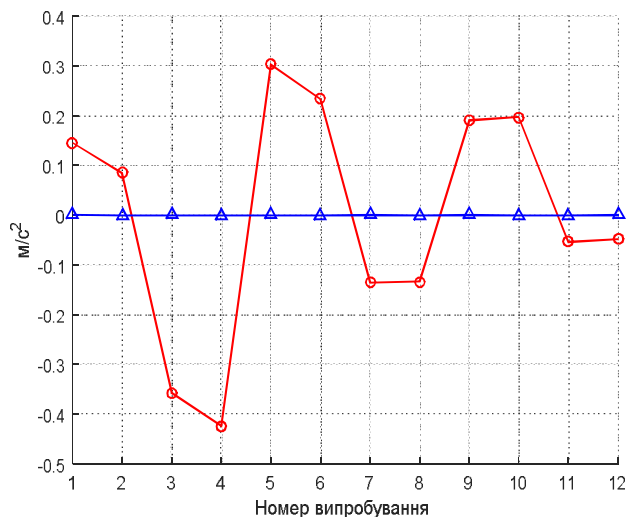


Рис.6.3. Результати розрахунку модуля прискорення g

В якості основного параметра для оцінки точності стендової калібрування обрана нестабільність визначення еталонної величини у вигляді середньоквадратичного відхилення. На рис. 6.4 представлені значення нестабільності визначення модуля вектору g до і після калібрування.



—○— до калібрування ($\sigma = 0.20667$), —△— після калібрування ($\sigma = 0,00033$)

Рис.6.4. Значення нестабільності визначення модуля вектору g

Проведемо дослідження ефективності цього методу і для блоку гіроскопів в гравітаційному полі Землі. Під час калібрування блоку ЛГ проводилося також дванадцять випробувань при різних кутових орієнтаціях поворотного столу тривісного стенду. Під час кожного з випробувань вихідні сигнали з інформаційних каналів блоку ЛГ накопичувалися і зберігалися для подальшого опрацювання. На рис.6.5 наведено графік вихідних сигналів блоку ЛГ в одній з просторових орієнтацій під час калібрування.

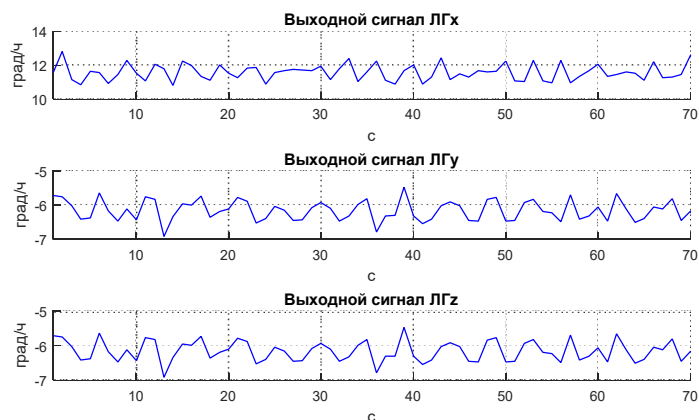
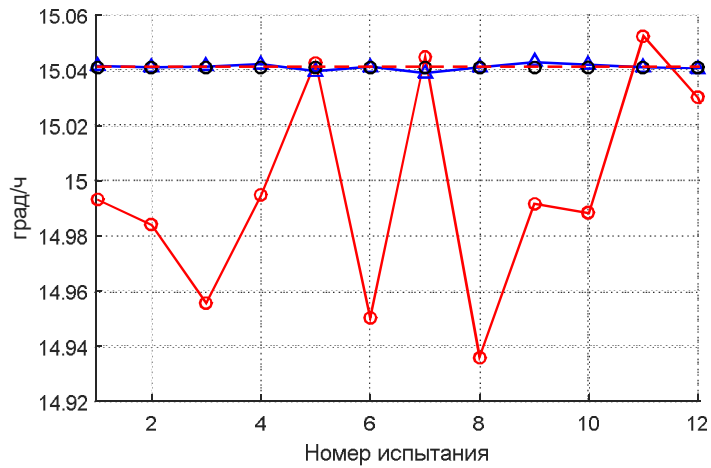


Рис.6.5. Вихідні сигнали блоку ЛГ

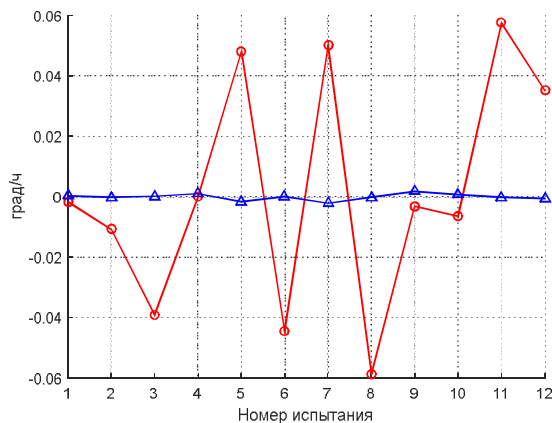
На рис.6.6 представлені результати розрахунку модуля кутової швидкості Землі Ω для кожного з дванадцяти випробувань до і після калібрування блоку ЛГ.



—○— оцінка Ω до калібрування, —▲— оцінка Ω після калібрування,
 - - - - - математичне очікування оцінки Ω , ○ – еталонне значення

Рис.6.6. Результати розрахунку модуля кутової швидкості Землі Ω

В якості основного параметра для оцінки точності стендового калібрування обрана нестабільність визначення еталонної величини у вигляді середньоквадратичного відхилення. На рис. 6.7 представлені значення нестабільності визначення модуля вектору Ω до і після калібрування.



—○— до калібрування ($\sigma = 0.036106$), —▲— після калібрування ($\sigma = 0.001009$)

Рис.6.7. Значення нестабільності визначення модуля вектору Ω

6.1.2. Калібрування блоку гіроскопів

У попередньому параграфі було розглянуто калібрування гіроскопів у гравітаційному полі Землі, коли еталоном є кутова швидкість обертання Землі. Цей метод працює для гіроскопів навігаційного класу точності. Але також представляє інтерес, калібрування гіроскопів тактичного класу точності, коли еталоном може бути кутова швидкість поворотної установки.

Запишемо вирази для вихідних сигналів блоку гіроскопів у вигляді [166]:

$$\begin{bmatrix} U_{\omega x} \\ U_{\omega y} \\ U_{\omega z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{\omega x}^* \\ B_{\omega y}^* \\ B_{\omega z}^* \end{bmatrix} + \mathbf{M}_{1\omega} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{\omega x} \\ n_{\omega y} \\ n_{\omega z} \end{bmatrix}. \quad (6.8)$$

У виразі (6.8) використано такі позначення: $B_{\omega x}^*, B_{\omega y}^*, B_{\omega z}^*$ - нульові сигнали гіроскопів, які можуть містити дрейф, залежний від g та g^2 ; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - проекції кутової швидкості ІВМ на вісі $oxyz$; $n_{\omega x}, n_{\omega y}, n_{\omega z}$ - шуми в вихідних сигналах гіроскопів; матриця $\mathbf{M}_{1\omega}$ має розмір 3×3 :

$$\mathbf{M}_{1\omega} = \begin{bmatrix} n_{11} & n_{12} & n_{13} \\ n_{21} & n_{22} & n_{23} \\ n_{31} & n_{32} & n_{33} \end{bmatrix}.$$

Розглянемо метод калібрування блоку гіроскопів, при якому обертання відбувається навколо декількох осей одночасно.

Після проведення серії n випробувань (вимірювань) при обертанні з кутовими швидкостями $\omega_{xi}, \omega_{yi}, \omega_{zi}$ і після усереднення вихідних сигналів протягом 100 секунд отримуємо рівняння калібрування

$$\mathbf{U}_{\omega 3} = \boldsymbol{\omega}_{n \times 4} \cdot \mathbf{X}_3, \quad (6.9)$$

де

$$\mathbf{U}_{\omega 3} = \begin{bmatrix} U_{\omega x1} & U_{\omega y1} & U_{\omega z1} \\ U_{\omega x2} & U_{\omega y2} & U_{\omega z2} \\ \cdot & \cdot & \cdot \\ U_{\omega xn} & U_{\omega yn} & U_{\omega zn} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\omega}_{n \times 4} = \begin{bmatrix} 1 & \omega_{x1} & \omega_{y1} & \omega_{z1} \\ 1 & \omega_{x2} & \omega_{y2} & \omega_{z2} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 1 & \omega_{xn} & \omega_{yn} & \omega_{zn} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{X}_3 = \begin{bmatrix} B_{\omega x}^* & B_{\omega y}^* & B_{\omega z}^* \\ n_{11} & n_{21} & n_{31} \\ n_{12} & n_{22} & n_{32} \\ n_{13} & n_{23} & n_{33} \end{bmatrix}.$$

На перший погляд, структура рівняння (6.9) дуже схожа з рівнянням (6.6), відмінність яких полягає в тому, що матриця $\omega_{n \times 4}$ складається з проєкцій кутових швидкостей, а матриця $G_{n \times 4}$ - з проєкцій уявного прискорення. Однак, якщо при калібруванні блоку акселерометрів ми задавали послідовність поворотів основи без будь-яких обмежень, то при завданні проєкцій кутових швидкостей має бути забезпечено, щоб $rank \omega_{n \times 4} = 4$.

Ця умова може бути отримана, наприклад, при нелінійній залежності трьох останніх стовпців матриці $\omega_{n \times 4}$.

Дійсно, згідно з правилом Кронекера і Капеллі [178], якщо ранг матриці $\omega_{n \times 4}$ дорівнює рангу розширеної матриці, складеної з матриці $\omega_{n \times 4}$ і матриці правих частин $U_{\omega 3}$,

$$rank \omega_{n \times 4} = rank [\omega_{n \times 4}, U_{\omega 3}], \quad (6.10)$$

то система рівнянь матиме рішення.

Перевірка показала, що при нелінійній залежності трьох останніх стовпців матриці $\omega_{n \times 4}$, $rank \omega_{n \times 4} = 4$ і $rank [\omega_{n \times 4}, U_{\omega 3}] = 4$.

Таким чином, отримана умова вирішення рівняння калібрування: щоб мало місце рішення рівняння калібрування, необхідно забезпечити рівність рангу основної матриці рівняння калібрування її порядку або числу стовпців.

Вирішуючи отримане матричне рівняння методом найменших квадратів, матимемо

$$\hat{X}_3 = (\omega_{n \times 4}^T \omega_{n \times 4})^{-1} \omega_{n \times 4}^T U_{\omega 3}. \quad (6.11)$$

Розглянемо блок гіроскопів з наступними номінальними параметрами:

$$B_{\omega x}^* = B_{\omega y}^* = B_{\omega z}^* = 2,0 V, \quad n_{11} = n_{22} = n_{33} = 1,0 V / (d / s);$$

$$n_{12} = 0,01 V / (d / s), \quad n_{13} = -0,01 V / (d / s), \quad n_{21} = -0,01 V / (d / s),$$

$$n_{23} = 0,01 V / (d / s), \quad n_{31} = 0,01 V / (d / s), \quad n_{32} = -0,01 V / (d / s).$$

Для забезпечення рівності рангу матриці $\omega_{n \times 4}$ її порядку, будемо задавати проєкції кутових швидкостей стану у вигляді

$$\omega_{xi} = \omega_i, \quad \omega_{yi} = \omega_i^{1/2}, \quad \omega_{zi} = \omega_i^{1/3}.$$

Кутову швидкість ω_i будемо задавати в межах від 0 °/с до 100 °/с з однаковим кроком 10 °/с (всього 10 значень кутової швидкості).

Розрахункові значення вихідних сигналів блоку гіроскопів представлені на рис.6.3.

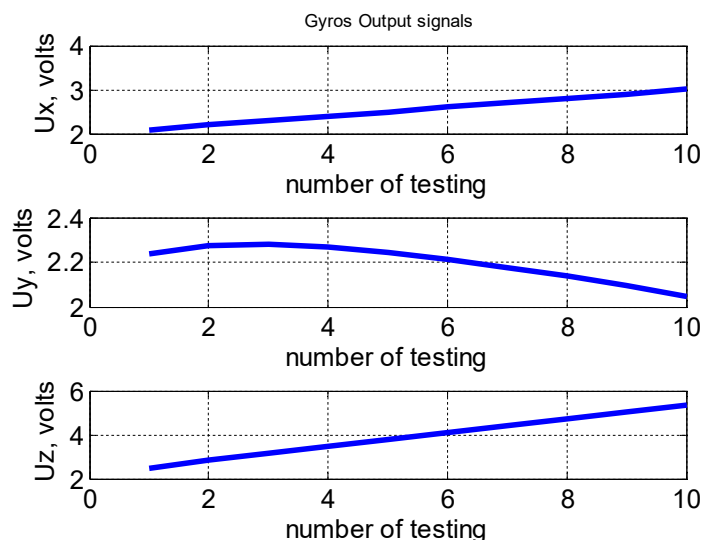


Рис.6.3. Вихідні сигнали блоку гіроскопів

Вирішуючи рівняння калібрування згідно (3.3), отримаємо

$$\hat{\mathbf{X}}_3 = \begin{bmatrix} 2,0 & 2,0 & 2,0 \\ 1,0 & -0,01 & 0,03 \\ 0,01 & 1,0 & -0,01 \\ -0,02 & 0,01 & 1,0 \end{bmatrix}.$$

Отже, даний метод калібрування блоку гіроскопів дозволяє визначити набір нульових сигналів гіроскопів, а також елементи матриці $\mathbf{M}_{1\omega}$.

6.2. Температурне калібрування мікромеханічних гіроскопів

із застосуванням штучних нейронних мереж

Останнім часом в якості інерціальних чутливих елементів широко використовуються мікроелектромеханічні (МЕМС) датчики або сенсори. Іноді такі

сенсори можуть зазнавати значного зовнішнього температурного впливу. Нажаль вихідні сигнали МЕМС датчиків дуже чутливі до зміни температур, тому навігаційні системи проходять кліматичні випробування, а інерціальні вимірювальні модулі (ІВМ) – температурне калібрування в певних температурних інтервалах [73].

На сьогоднішній день існує три основних способи боротьби з впливом температури на інерціальні датчики: термостабілізація, термостатування та алгоритмічна компенсація [179]. При термостабілізації інерціальний вимірювальний модуль розташовується всередині камери, яка підтримує певний рівень температури. Термостатування полягає в нагріванні чутливих елементів до температури, яка перевищує поріг можливих температур під час використання в реальних умовах. Третій підхід полягає в розробці алгоритмічної компенсації похибок інерціальних датчиків, які залежать від впливу температури.

Залучення термостабілізації дозволяє забезпечити високу стабільність параметрів інерціальних вимірювачів. Однак температурна стабілізація має ряд суттєвих недоліків. Це велике енергоспоживання, збільшення габаритів, висока собівартість та збільшення часу готовності системи до роботи. Тому використання термостабілізації для систем з МЕМС датчиками не має сенсу.

Термостатування у порівнянні з термостабілізацією значно спрощує загальну конструкцію, але призводить до поступового зниження ресурсу вимірювачів. Крім того, нагрівання МЕМС чутливого елемента вплине на зміну його параметрів.

Таким чином алгоритмічна компенсація похибок інерціальних датчиків, які залежать від температури, переважає в сучасних навігаційних системах з МЕМС чутливими елементами (ЧЕ).

В літературі досить багато уваги приділяється дослідженням впливу температури на роботу інерціальних приладів. В роботі [180] досліджується вплив температури на динамічні характеристики мікромеханічного гіроскопа (ММГ). Показано, що при зміні температури в діапазоні $-40^{\circ}\text{C} \dots + 80^{\circ}\text{C}$ змінюються ре-

зонансні частоти, добротність гіроскопа. Це призводить до зміни масштабного коефіцієнта та дрейфу нульового сигналу.

Методи компенсації температурних похибок, в яких в якості індикатора температури пропонується використання резонансної частоти гіроскопа наведено в [181,182]. Система температурної компенсації не залежить від теплової інерції, здійснює компенсацію в режимі реального часу, не вимагає додаткового термометра.

Компенсація дрейфу нуля ММГ за показами мікромеханічного акселерометра (ММА) запропонована в роботі [183]. Для реалізації застосовується комплементарний фільтр, який став досить поширеним для об'єднання ММГ та ММА та усунення їх недоліків. Досягається це за рахунок того, що комплементарний фільтр є фільтром високих частот для ММГ, а для ММА - фільтром низьких частот. Таким чином, на низьких частотах переважають покази акселерометра, де відсутні дрейфи гіроскопа. Використання даного фільтра є простим з точки зору аналітичних розрахунків, моделювання та реалізації на мікропроцесорній техніці.

Застосування комплементарного фільтру з компенсацією температурного дрейфу нуля ММГ показано в роботі [184]. Автори роботи провели експериментальне дослідження, та за допомогою використання лінеаризованої залежності побудували аналітичний вираз дрейфу нуля ММГ від температури і використали його для компенсації дрейфу при обчисленні значень кутів орієнтації.

Використання комплементарного фільтру є досить ефективним для компенсації дрейфу гіроскопа, але його застосування обмежене через його основний недолік - пропускання шумів акселерометра в області середніх і низьких частот.

Використання простого фільтру низьких частот для компенсації дрейфу ММГ розглядається в роботі [185]. Фільтр представлений у вигляді аперіодичної ланки з великою постійною часу. Основана перевага методу – його простота при практичному застосуванні. Крім того, немає необхідності в калібруванні ММГ.

В IBM середньої і високої точності всі ММГ мають компенсацію температурних похибок параметрів моделі їх вихідних сигналів. На практиці обмежуються температурним калібруванням масштабних коефіцієнтів та зміщень нулів ММГ. Для вимірювання поточної температури використовуються індивідуальні температурні вимірювальні елементи для кожного ЧЕ. В деяких прецизійних ММГ використовуються декілька термодатчиків для врахування теплового поля всередині гіроскопа, крім цього інколи враховується і напрямок зміни температури, для компенсації температурного гістерезису [75].

У роботі [186] розглядається компенсація температурних похибок параметрів моделі вихідних сигналів ММГ, а саме апроксимація температурних залежностей поліномом різних степенів. В процесі роботи використовувалися покази реальних ЧЕ, що дозволило авторам оцінити похибки апроксимації, та на основі отриманих результатів встановити, що використання апроксимуючої функції першого ступеня дає недостатню точність температурної компенсації, а використання полінома високих степенів дають дуже близькі результати компенсації високої точності, але підвищення порядку збільшує об'єм обчислень, що навантажує процесор. Обираючи порядок поліному доцільно зупинитися на компромісному значенні, яке б давало необхідну точністю компенсації і швидкість обчислень.

Оптимізований метод тримірного калібрування ММГ запропоновано в роботі [187]. Після стандартної процедури калібрування блоку ММГ в широкому діапазоні температур, методом найменших квадратів було визначено матрицю параметрів моделі та отриманий вектор компенсації похибок. Вектор компенсації похибки у відомій температурній точці розраховується методом інтерполяції Лагранжа. Експериментальні результати підтверджують більшу ефективність компенсації температурних дрейфів ММГ запропонованим методом, порівняно з традиційним. Недоліком є необхідність збільшувати кількість вимірювань для отримання більшої кількості вузлів інтерполяції.

Запропоновано вдосконалений метод температурного калібрування та компенсації температурного дрейфу з використанням метода інтерполяції Лагранжа [188]. Насамперед, було зменшено крок кутової швидкості в заданому діапазоні калібрування блоку ММГ, отримавши більше вузлів інтерполяції. Виходячи з традиційної моделі вихідного сигналу блоку ММГ, було складено модель інтерполяційних параметрів, які залежать від температури і кожна група параметрів зберігається окремо. Порівнюючи результати калібрування традиційним та запропонованим методами зроблено висновки, що обидва методи справедливі для покращення точності ММГ, але запропонований метод є більш ефективним, оскільки краще компенсується температурний дрейф нульового сигналу та усуваються похибки нелінійності масштабного коефіцієнту на всьому діапазоні температур. Незважаючи на те, що запропонований метод потребує додаткові блоки пам'яті, у разі застосування методу на практиці, сучасний цифровий процесор є достатньо потужним, щоб виконати ці обчислення.

Калібрування та методика алгоритмічної компенсації температурної залежності блоку акселерометрів розглянута в роботах [189-191].

Застосування штучних нейронних мереж (ШНМ) для температурного калібрування та компенсації зміщення нульового сигналу ММГ обговорюється в роботі [192]. Запропоновано використання ШНМ зі зворотнім поширенням помилки для покращення компенсації. Обрана архітектура ШНМ досить проста, та включає два приховані шари з двома нейронами в кожному. Щоб уникнути перенавчання ШНМ в разі поганого набору навчальних даних, використовується метод «найближчого сусіда» для отримання єдиного набору даних, після чого він оцінюється критерієм узгодженості Колмогорова. Результати випробувань показали незначне покращення ефективності температурної компенсації нульового сигналу ММГ.

Ефективний варіант реалізації ШНМ для температурної компенсації зміщення нульового сигналу наведено в роботі [193]. Архітектура ШНМ має один прихований шар, який включає шість нейронів з активаційними функціями гі-

перболічного тангенса. Вихідний шар нейронів має лінійні активаційні функції. Для тренування використовується алгоритм Левенберга-Марквардта, який має велику швидкість роботи, порівняно з іншими. Для оцінки ефективності описаний метод порівнювався з апроксимацією методом найменших квадратів, після чого кількісно оцінили дисперсії похибок двох методів. Результати показують зменшення дисперсії похибки майже в 4 рази.

Схожий алгоритм розглядається в роботі [194], де використовується ШНМ з одним прихованим шаром, який включає три нейрони. Активаційні функції і алгоритм навчання обрані такі ж, як в роботі [195]. Метод цікавий тим, що ШНМ використовується тільки для отримання матриць ваг та зміщень, які дозволяють отримати функцію залежності нульового сигналу кожної осі блоку ММГ від внутрішньої температури. Для перевірки алгоритму були розраховані значення кутів орієнтації інерціального вимірювального модуля (ІВМ) після початкової виставки та зміну цих кутів з перебігом часу. Компенсація температурних дрейфів ММГ дозволила зменшити похибку в декілька разів, а у випадку з кутом курсу – майже в 10 разів.

Модель температурного дрейфу зміщення нуля ММГ, який також залежить і від швидкості зміни температури, розглядається в роботі [196]. Підвищення точності компенсації дрейфу досягається застосуванням ШНМ. Кількість прихованих шарів – 2. Оптимальний вибір кількості нейронів у прихованих шарах визначається експериментальним шляхом, поступово збільшуючи їх кількість і оцінюючи при цьому середнє квадратичне відхилення (СКВ) каліброваного (з використанням ШНМ) значення. Кількість нейронів у прихованих шарах пропонується обирати з оглядом на швидкість навчання та подальшу роботи ШНМ. Навчання відбувається за алгоритмом Левенберга-Марквардта. Для оцінки ефективності роботи запропонований алгоритм порівнюється з температурною компенсацією дрейфу ММГ поліномом 5-го порядку. СКВ, розрахованих за показами ММГ кутів орієнтації, в результаті відпрацювання запропонованого методу покращились на порядок, порівняно з поліноміальною.

В роботі [197] запропоновано нову модель температурної компенсації для ІВМ на основі ШНМ з радіальними базисними функціями (RBF-мережі), яка компенсує значні детерміновані похибки тріад ММГ та ММА в широкому діапазоні температур. Варто зазначити, що RBF-мережі мають ряд переваг. По-перше, вони моделюють довільну нелінійну функцію за допомогою всього одного прихованого шару і немає необхідності вирішувати питання про кількість шарів. По-друге, параметри лінійної комбінації у вихідному шарі можна повністю оптимізувати за допомогою добре відомих методів лінійного моделювання, які працюють швидко і не мають проблеми з локальними мінімумами. Крім того, RBF-мережі краще підходять для шумних вхідних сигналів, саме тому авторами була обрана така архітектура мережі. На вхід ШНМ подаються сигнали ЧЕ та виміряна поточна температура, на виході отримують температурну похибку датчика, яку необхідно компенсувати. В результаті отримують шість окремих ШНМ (для кожної осі ММГ та ММА) з відповідними параметрами. Навчання ШНМ відбувається в кілька етапів. Спочатку визначаються центри та відхилення для радіальних елементів, після чого оптимізуються параметри лінійного вихідного шару. Для оцінки ефективності алгоритму, проводилися статичні та динамічні тести при нагріванні ІВМ. Результати показують, що підхід, заснований на даній ШНМ, може зменшити СКВ до 99% для нерухомого ММГ (статика), тоді як метод поліноміальної компенсації дозволяє зменшити СКВ до 87%. Для динамічного руху значення СКВ поліпшилось на 49% з поліноміальною компенсацією та на 81% - з компенсацією ШНМ.

Для поліпшення компенсації температурного дрейфу ММГ, в роботі [198] застосували рекурентну ШНМ (мережа Елмана) оптимізовану генетичним алгоритмом, який дозволяє підвищити точність обробки вхідних даних. В алгоритмі модель температурного дрейфу ММГ враховує температуру, швидкість зміни температури та зв'язок між цими параметрами. Для порівняння розглядаються дві ШНМ: рекурентна ШНМ з такими ж входами, але без застосування генетичного алгоритму, та досліджувана ШНМ, але входом якої є тільки поточ-

на температура. Кількісна оцінка забезпечується порівнянням стохастичних похибок ММГ розрахованих методом варіацій Алана для кожного алгоритму. Аналізуючи отримані результати можна зробити висновок, що запропонований алгоритм компенсації зменшив досліджувані похибки на порядок. Недоліком даного алгоритму є складність практичної реалізації рекурентної ШНМ з генетичним алгоритмом та низька швидкість навчання.

Практичне рішення застосування ШНМ для комплексної компенсації залежності нульового сигналу ММГ як від температури, так і від впливу прискорення (g -чутливість) приводиться в роботі [199]. Під комплексною компенсацією розуміється одночасна компенсація як дії прискорення, так і температури на чутливий елемент ММГ. Для порівняння наведеного методу, в роботі використовується метод компенсації вище зазначених похибок поліномом різних порядків, крім того, розглядається поєднання цих двох методів. Після експериментальної перевірки, авторами був зроблений висновок про необхідність компенсації впливу прискорення, та ефективність застосування ШНМ для компенсації g -чутливості ММГ. Вибір оптимального методу компенсації залежить від вимог до необхідної точності компенсації, та обчислювальних можливостей ЕОМ.

Детальний аналіз характеру температурного дрейфу ММГ наведений в роботі [200]. Автори виділяють декілька типів температурного дрейфу, а саме: дрейф після включення ЧЕ (нагрів); температурний гістерезис, який має нелінійний характер і залежить від напрямку та швидкості зміни температури. Крім того, в роботі приведено нову модель температурного гістерезису, та запропоновано методику визначення всіх необхідних параметрів температурної залежності з метою подальшого усунення відповідних похибок.

В роботі [201] встановлена залежність зміщення нульового сигналу ММГ від градієнта температури. В роботі запропонована нова модель температурної компенсації та проведено експериментальні дослідження даного методу. Результати випробувань показали покращення точності ММГ на один порядок після

компенсації. У порівнянні з загальними методами компенсації, що базуються тільки на зміні температури, середня похибка може бути зменшена в 7~20 разів.

Недоліками компенсації похибок ММГ за допомогою ШНМ є необхідність навчання ШНМ, ефективність якого залежить від обраної архітектури (вибір типу ШНМ, кількість прихованих шарів та нейронів в них, вибір активаційних функцій), вибірки цільових даних для навчання, вибору алгоритму, швидкості та кількості ітерацій при навчанні та інших параметрів. Всі ці недоліки призводять до затрат часу на підбір параметрів ШНМ та певне ускладнення алгоритму [202].

Дана робота присвячена дослідженню можливості підвищення точності ММГ шляхом вдосконалення методів алгоритмічної компенсації температурних дрейфів за допомогою ШНМ [203].

Процедура температурного калібрування з застосуванням ШНМ

Недоліками всіх класичних методів апроксимації є наперед заданий вигляд апроксимуючої функції, який не може врахувати реальні властивості системи, що при несуттєвих змінах вхідних параметрів призводить до похибок приближення. Сучасні засоби апроксимації, такі як штучні нейронні мережі дозволяють більш точно побудувати регресійну модель, яка буде нечутлива до випадкових відхилень.

Для компенсації температурних дрейфів ММГ пропонується алгоритм на основі ШНМ. В дисертації використовуються ШНМ прямого поширення сигналу двох типів: зворотного поширення помилки (ЗПП) (рис.6.4) та радіальних базисних функцій (РБФ) (рис.6.5), які найкраще підходять для апроксимації даних.

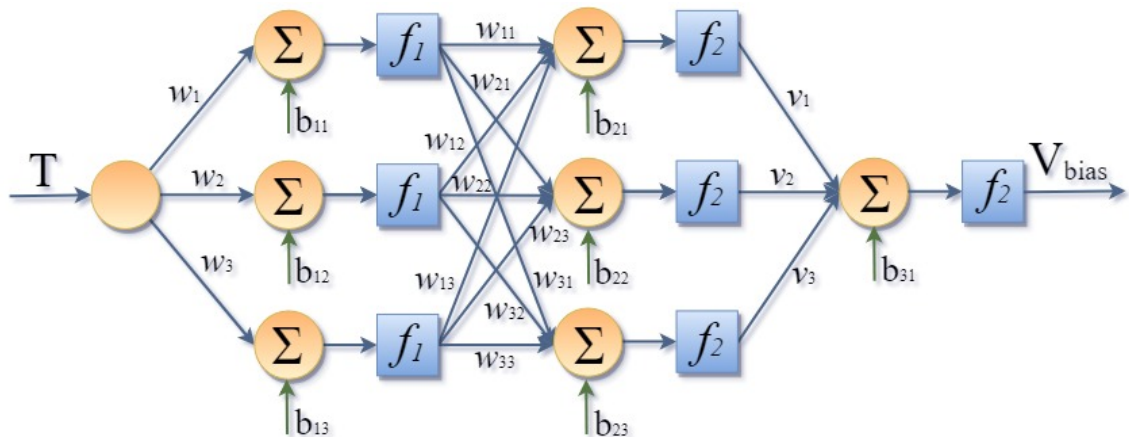


Рис.6.4. ШНМ зворотного поширення помилки (ЗПП)

Назва мереж вказує на те, що в них існує виділений напрям поширення сигналів, які рухаються, починаючи з входу, через один або декілька прихованих шарів до вихідного шару.

Для реалізації на ЕОМ роботу ШНМ ЗПП можна представити виразом:

$$V_{bias} = \varphi \left(\sum_{k=1}^3 f(w_k \cdot T + b_{1k}) + b_2 \right) = \sum_{k=1}^3 \frac{1}{1 + e^{-(w_k \cdot T + b_{1k})}} + b_2, \quad (6.12)$$

де: T – поточна температура термодатчика; V_{bias} – розраховане зміщення нуля ММГ; w_j – синаптичні ваги j -го нейрона прихованого шару; v_k – синаптичні ваги вихідного нейрона; b_{1j} , b_2 – нейрони зміщення прихованого та вихідного шарів; f – сигмоїдальна логістична передавальна функція; φ – лінійна передавальна функція.

Після того, як розроблено архітектуру ШНМ, необхідно виконати етап навчання, в процесі якого визначаються синаптичні ваги нейронів.

Для навчання ШНМ використовуються пари “температура-зміщення нуля” та “температура-масштабний коефіцієнт” отримані в результаті температурного калібрування.

Розглянемо алгоритм навчання ШНМ методом зворотного поширення помилки.

Алгоритм навчання для реалізації на ЕОМ можна описати наступним чином [204]:

- 1) Ініціалізація значень ваг.
- 2) До тих пір поки умова припинення роботи алгоритму невірна, виконуються кроки 3 - 10.
- 3) Для кожної пари значень {дані, цільове значення} виконуються кроки 3 - 8.
- 4) Кожен вхідний нейрон відправляє отриманий сигнал всім нейронам в наступному шарі (прихованому).
- 5) Кожен прихований нейрон підсумовує зважені вхідні сигнали і застосовує активаційну функцію, після чого відправляє результат всім елементам вихідного шару.
- 6) Кожен вихідний нейрон підсумовує зважені вхідні сигнали і застосовує активаційну функцію, обчислюючи вихідний сигнал.
- 7) Кожен вихідний нейрон отримує цільове значення y_k - те вихідне значення, яке є правильним для даного вхідного сигналу і посилає δ_k нейронам в попередньому шарі.
- 8) Кожен прихований нейрон підсумовує вхідні помилки (від нейронів в наступному шарі і обчислює величину помилки та обчислює величину, на яку зміниться вага зв'язку w_{ij} та зміщення w_{0j} .
- 9) Кожен вихідний нейрон змінює ваги своїх зв'язків з елементом зміщення і прихованими нейронами:
- 10) Перевірка умови припинення роботи алгоритму.

По завершенні процесу навчання ШНМ повинна коректно перетворювати вхідне значення поточної температури ЧЕ у відповідне вихідне значення зміщення нуля та масштабного коефіцієнту, причому це перетворення задається значеннями ваг мережі. Таким чином здійснюється компенсація температурного дрейфу ММГ.

Штучні нейронні мережі, які використовують РБФ, є окремим випадком двошарових ШНМ прямого поширення, в яких прихований шар нейронів використовує радіальні базисні функції вигляду [204]:

$$\varphi(x) = \varphi(\|x - c_i\|) = \exp\left[-\frac{\|x - c_i\|^2}{2\sigma_i^2}\right], \quad (6.13)$$

де: σ_i – параметр, від значення якого залежить ширина розмаху функції.

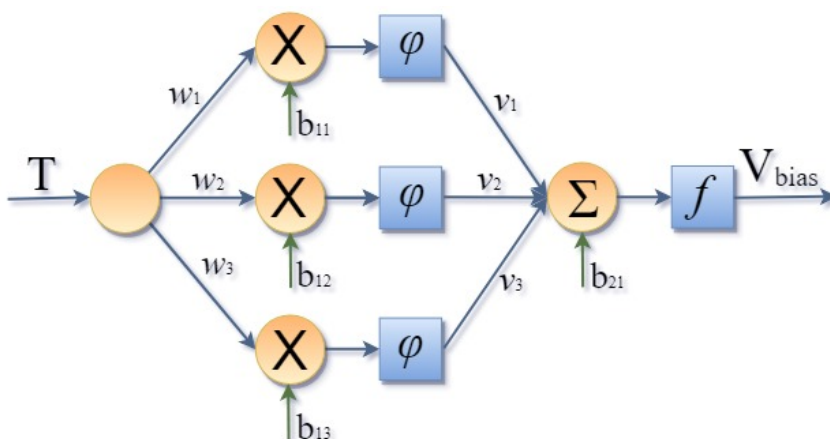


Рис.6.5. ШНМ радіальних базисних функцій (РБФ)

Для практичної реалізації РБФ-мереж, як і у випадку з ШНМ зворотного поширення похибки вводиться нейрон зміщення b_i , який дозволяє корегувати чутливість нейрона в прихованому шарі. Задачу апроксимації можна представити у вигляді:

$$F(x) = \sum_{i=1}^n w_i \varphi(\|x - c_i\| \cdot b_i), \quad (6.14)$$

де: c_i ($i = 1, 2, \dots, n$) – множина центрів, які необхідно визначити.

Процес навчання РБФ-мереж включає дві стадії: процес налаштування центрів базисних функцій і навчання нейронів у прихованому шарі, тому ці мережі навчаються досить швидко.

Для експериментальної перевірки алгоритмічної компенсації температурних дрейфів ММГ використовувався одновісний датчик кутової швидкості (ДКШ) компанії Systron Donner моделі LCG50-00500-100 (рис.6.6).

Основні характеристики ДКШ наведені в таблиці 6.1.

Табл. 6.1. Основні характеристики ДКШ LCG50-00500-100

| Параметр | Значення |
|---|-------------------------------------|
| Діапазон вимірювання | ± 500 °/с. |
| g-чутливість | < 0.05 °/с/g |
| Нелінійність статичної характеристики | < 0.05 % |
| Температурний дрейф | 20 °/с |
| Температурна чутливість масштабного коефіцієнта | < 0.1 %/°C |
| Щільність шуму (при 100 Гц) | ≤ 0.01 °/с/ $\sqrt{\text{Гц}}$ |
| Робоча температура | -40 °C до $+85$ °C |

На практиці кожен окремий ДКШ має свої індивідуальні параметри у вигляді масштабного коефіцієнта, зміщення нуля, чутливості до зміни температури, чутливості до прискорень і вібрацій та інше. Для перевірки алгоритмів компенсації температурних похибок ММГ складемо наступну модель вихідного сигналу [202]:

$$U_{\omega z} = k_{zT} \cdot \omega_z + U_{z0T} + b_z \cdot a_z + n_{\omega z}, \quad (6.15)$$

де: k_{zT} – скомпенсований на поточній температурі масштабний коефіцієнт; ω_z – проекція абсолютної кутової швидкості обертання ω на вісь чутливості; U_{z0T} – скомпенсоване на поточній температурі зміщення нуля; b_z – коефіцієнти чутливості нульового сигналу до прискорень (так званий «дрейф від g»); a_z – проекція уявного прискорення на вісь чутливості; $n_{\omega z}$ – шум вимірювання.

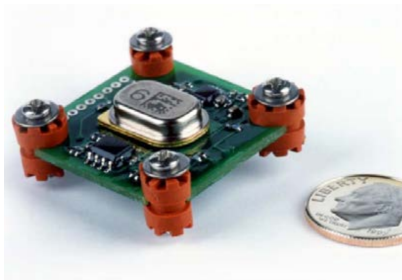


Рис.6.6. ДКШ Systron Donner LCG50-00500-100

Зразок вихідного сигналу ММГ наведено на рис.6.7.

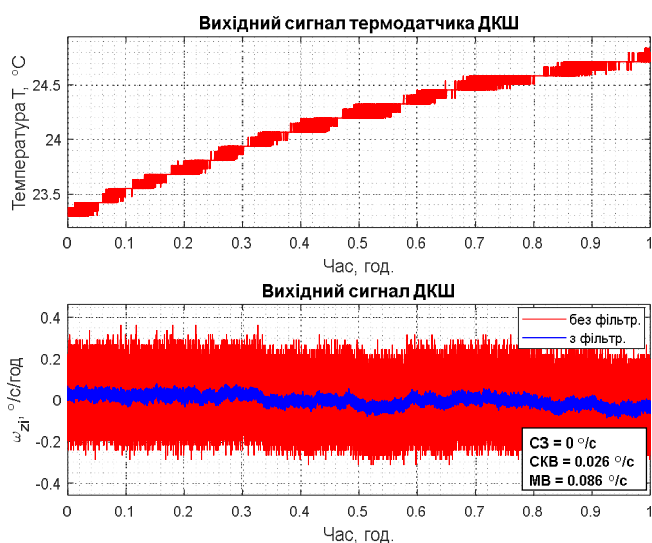


Рис.6.7. Вихідний сигнал ДКШ Systron Donner LCG50-00500-100.

Для визначення основних випадкових похибок ДКШ - нестабільності зміщення нуля та випадкового блукання кута (випадкового дрейфу) побудована варіація Аллана, графік якої наведено на рис. 6.8.

З варіації Аллана (рис.6.8) визначена нестабільність зміщення нуля (з діленням на 0.664) – $B = 0,0059 \text{ } ^\circ/\text{с}$, випадковий дрейф – $N = 0,002 \text{ } ^\circ/\text{с}/\sqrt{\text{Гц}}$. Для визначення залежності параметрів моделі вихідного сигналу ДКШ (6.15) від температури було проведено його калібрування в кліматичній камері.

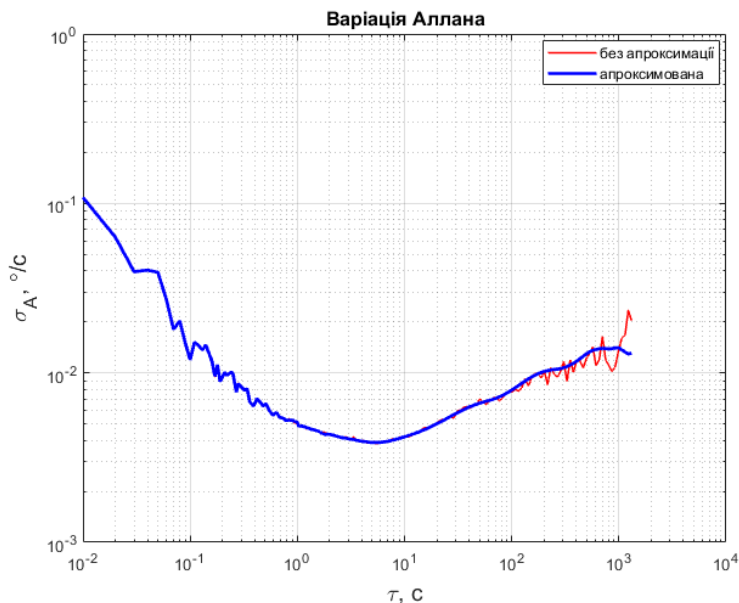


Рис.6.8. Варіація Аллана ДКШ Systron Donner LCG50-00500-100.

Процес калібрування проводився в два етапи: визначення масштабного коефіцієнту k_z на обертальному стенді та визначення зміщення нульового сигналу U_{z0} і його коефіцієнту чутливості до прискорень b_z на оптичній ділильній головці (ОДГ). Для точного визначення температурної залежності k_z та U_{0z} було обрано діапазон температури $T = -20\dots+50$ °C з кроком в 10 °C, крім того для зменшення впливу шуму вимірювань, вихідний сигнал ДКШ осереднювався протягом 30 с, тому $n_{\omega z}$ в розрахунках параметрів не враховується.

На першому етапі збірку з шістьма ДКШ LCG50-00500-100 було встановлено на обертальний стенд з вертикальною віссю обертання та базовою поверхнею, яку поміщено в кліматичну камеру (рис. 6.9). Обертальний стенд має високу стабільність та точність задання кутової швидкості (0,1 °/с).

Для побудови точної статичної характеристики масштабного коефіцієнту калібрування проводилося в діапазоні кутових швидкостей ± 300 °/с з нерівномірно заданим кроком: $\Omega = [300, 250, 200, 150, 100, 80, 60, 40, 0, -40, -60, -80, -100, -150, -200, -250, -300]$ °/с.

На другому етапі збірку ДКШ було встановлено на ОДГ, вісь обертання якої виставлена в горизонті з точністю до 5 кутових секунд. Для встановлення збірки ДКШ, на валу ОДГ також закріплена базова поверхня, яку поміщено в кліматичну камеру.

Враховуючи, що ДКШ LCG50-00500-100 має одну вісь чутливості достатньо двох положень відносно вектора прискорення сили тяжіння \vec{g} , проте для точного визначення зміщення нуля було проведено калібрування в чотирьох положеннях.

Після закінчення процедури калібрування на всіх температурних точках розраховано відповідні параметри моделі (6.15). Масштабний коефіцієнт розрахований за МНК:

$$k_z = U_{\omega z} \cdot \Omega^T \cdot (\Omega \cdot \Omega^T)^{-1}, \quad (6.16)$$

де: $U_{\omega z}$ – вектор вихідних осереднених сигналів ДКШ з розмірністю 1×17 в кодах АЦП; Ω – вектор заданих значень кутової швидкості з розмірністю 1×17 в $^\circ/\text{с}$.

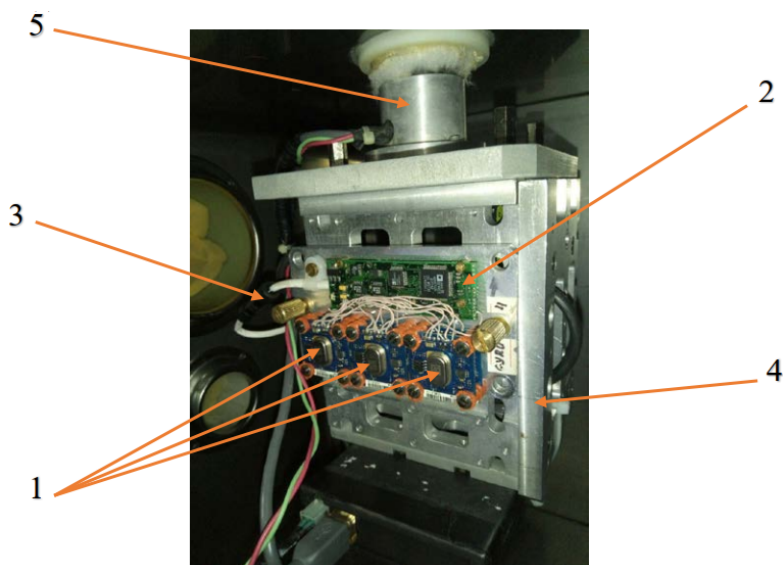


Рис.6.9. Закріплення збірки ДКШ на обертальному стенді в кліматичній камері підприємства «Гіротех»

На рис.6.9 позначено: 1 – ММГ, змонтовані на платах; 2 – плата з АЦП та мікроконтролером; 3 – роз’єм; 4 – кантувач для закріплення збірки ДКШ на базовій поверхні обертального стенду; 5 – вал обертання обертального стенда.

Зміщення нуля та його коефіцієнт чутливості до прискорень розраховані за формулами:

$$U_{\omega z 0} = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 U_{\omega z i}; \quad b_z = \frac{(U_{\omega z 1} - U_{\omega z 3})}{2 \cdot g} - \frac{k_z \cdot u \cdot \sin \varphi}{g}, \quad (6.17)$$

де: $U_{\omega z 1}, U_{\omega z 3}$ – осереднений вихідний сигнал ДКШ в положеннях відповідно до рис. 6.; g – прискорення сили тяжіння в місці проведення експерименту в м/с^2 ; u – кутова швидкість обертання Землі в $^\circ/\text{с}$; φ – географічна широта місця проведення експерименту, в градусах.

Розраховані параметри для номінальної температури (20°C) ДКШ наведені в табл. 6.2.

Таблиця 6.2. Результати калібрування ДКШ

| Тип ДКШ | № ДКШ в збірці | Результати калібрування | | |
|-----------------|----------------|------------------------------------|--------------------|---------------------------------|
| | | k_z , коди/ $^\circ/\text{с}$ | U_{0z} , коди | b_z , коди/ м/с^2 |
| LCG50-00500-100 | 5 | -43,465 | 199,788 | -0,099 |

Аналіз залежності параметрів k_z та U_{0z} від температури свідчить про необхідність температурної компенсації цих параметрів [202].

Для перевірки та порівняння методів алгоритмічної компенсації температурних дрейфів ДКШ був виконаний температурний прохід в кліматичній камері по заданому профілю в діапазоні температур $-20\dots+50^\circ\text{C}$. Під час експерименту вимірювальна вісь гіроскопу була направлена вертикально вгору та залишалася нерухомою протягом всього часу запису вихідного сигналу. Вихідний некомпенсований сигнал ДКШ та його термодатчика наведено на рис. 6.10.

Спочатку до вихідного сигналу ДКШ було застосовано традиційні методи (локальної, глобальної інтерполяції, апроксимації МНК) компенсації температурних дрейфів та порівняно їх.

Порівнюючи результати компенсації температурного дрейфу різними методами, можна зробити висновок, що точність компенсації алгоритмами ШНМ вища, та має більш лінійний характер.

Для дослідження ефективності застосування алгоритмів ШНМ використовувалися функції Neural Network Toolbox програмного середовища MATLAB. Гіперпараметри (параметри навчання) ШНМ підбиралися експериментальним шляхом. Отримані результати наведено на рис. 6.11 та 6.12.

Експериментальне порівняння з традиційним методом апроксимації поліномом показали підвищення точності, зменшивши СКВ на 14,5% та амплітуди дрейфів на 9,43%, якщо використовувати ШНМ РБФ та зменшивши СКВ на 10,14% та амплітуди дрейфів на 16,03%, якщо використовувати ШНМ ЗПП.

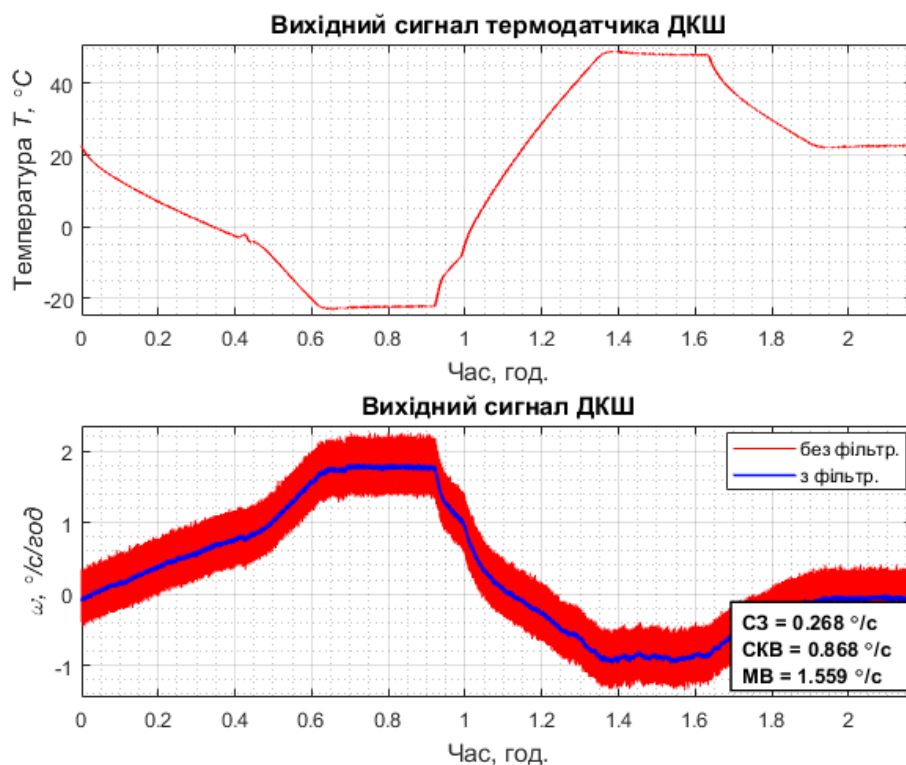


Рис. 6.10. Вихідний сигнал ДКШ та його термодатчика

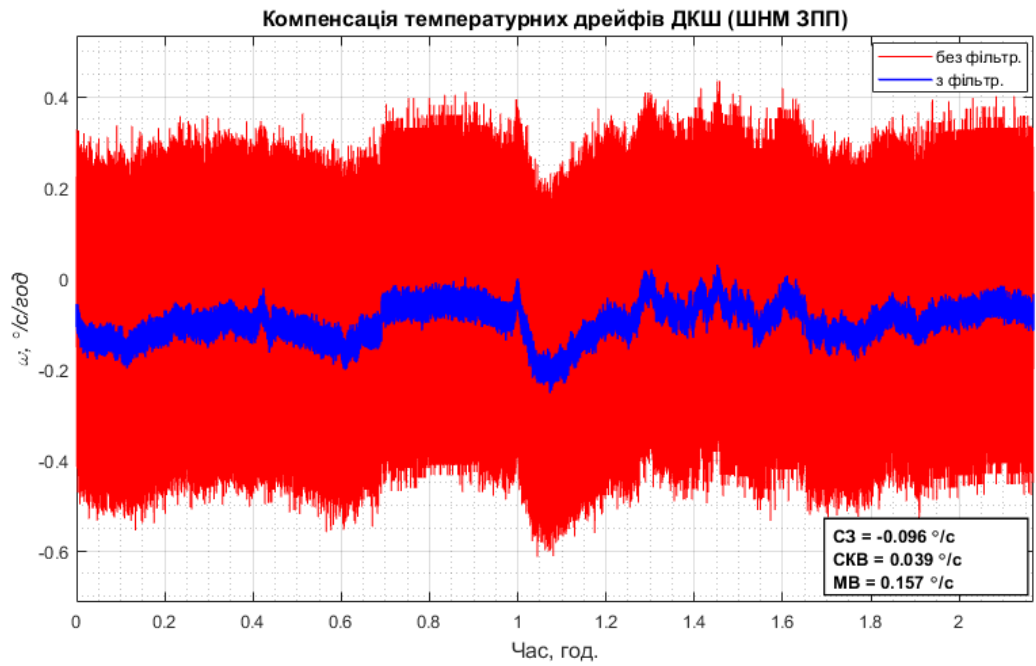


Рис. 6.11. Результати компенсації температурних дрейфів алгоритмами ШНМ зворотного поширення похибки

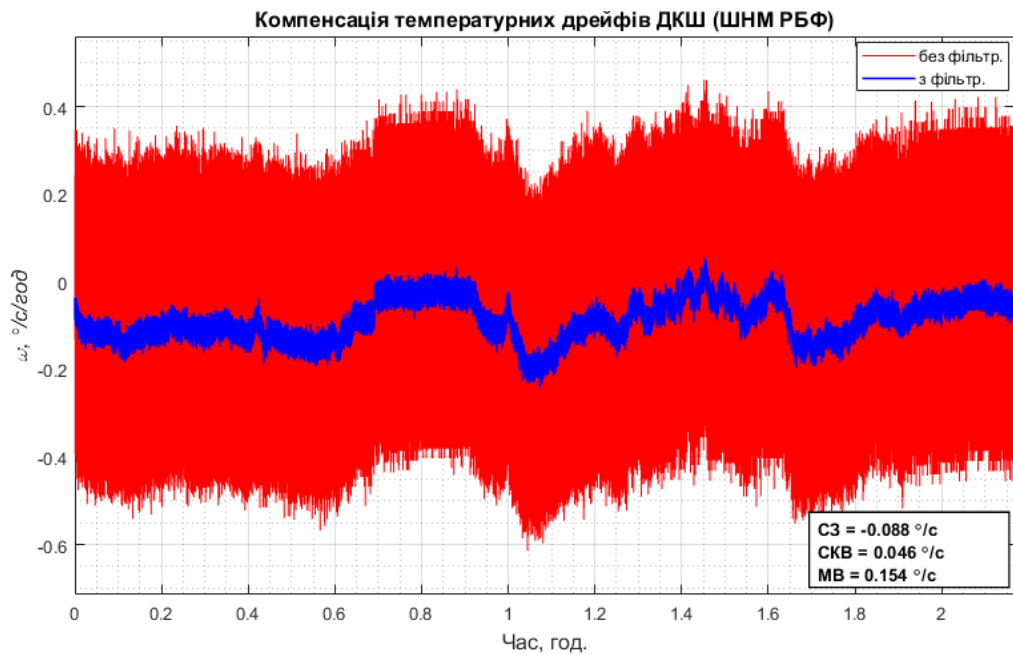


Рис. 6.12. Результати компенсації температурних дрейфів алгоритмами ШНМ радіальних базисних функцій

Кількісні показники ефективності алгоритмів наведено в таблиці 6.3.

Табл. 6.3. Значення СКВ та амплітуди дрейфів до та після компенсації

| Алгоритм компенсації | СКВ, °/год | Амплітуда, °/год |
|------------------------|------------|------------------|
| Без компенсації | 0.866 | 1.555 |
| Апроксимація поліномом | 0.069 | 0.212 |
| ШНМ ЗПП | 0.062 | 0.178 |
| ШНМ РБФ | 0.057 | 0.185 |

Зазвичай для підвищення стабільності нульового сигналу можна збільшити вибірку температур калібрування, при цьому підвищуючи порядок апроксимуючого поліному, проте у випадку використання ШНМ ускладнювати архітектуру немає необхідності. Крім того, алгоритми ШНМ показують більшу стійкість до шумів вихідного сигналу ММГ.

В роботі [202] було запропоновано калібрування ММГ за допомогою ШНМ. Отримані результати показали покращення точності у середньому на 10% у порівнянні з традиційними методами апроксимації поліномом. Алгоритми ШНМ краще справляються з нелінійністю вимірів та шумами вихідного сигналу ММГ, порівняно з традиційним поліноміальними методами.

Порівнюючи різні архітектури ШНМ можна зробити висновок, що для апроксимації краще підходять ШНМ радіальних базисних функцій, оскільки вони, по-перше, моделюють довільну нелінійну функцію за допомогою лише одного проміжного шару, тим самим, позбавляючи розробника від необхідності вирішувати питання про кількість шарів. По-друге їх алгоритм навчання позбавлений вірогідності попадання в локальні мінімуми, тим самим пришвидшуючи процес навчання.

Висновки до розділу 6

1. Обґрунтовано та результатами натурального експерименту підтверджено метод просторового калібрування блоку акселерометрів і блоку гірос-

копів, який складається в повороті ІВМ на кінцевий кут або повороті ІВМ навколо вектору кінцевого повороту та полягає в одночасному повороті на кути α, β, γ навколо трьох осей з певним кроком повороту. Перевагами запропонованого методу є збільшення продуктивності праці або зменшення часу випробувань у три рази та наближення умов випробувань до реальних.

2. Вперше отримано аналітичну умову рішення рівняння калібрування гіроскопів, яка полягає в забезпеченні рівності рангу основної матриці рівняння калібрування її порядку або числу стовпців. Результати математичного моделювання підтвердили правильність запропонованої умови.

3. Запропоновано використання штучної нейронної мережи для температурного калібрування ММГ. Отримані результати показали поліпшення точності калібрування в середньому на 10% в порівнянні з традиційними методами апроксимації поліномом.

РОЗДІЛ 7

СКАЛЯРНИЙ МЕТОД КОНТРОЛЮ ТА ДІАГНОСТУВАННЯ

ІНЕРЦІАЛЬНО-ВИМІРЮВАЛЬНОГО МОДУЛЯ

Жорсткість вимог по надійності до інерціально-навігаційних систем (ІНС) призводить до розширення програм випробувань і необхідності проведення контролю і діагностування ІНС [205].

Існують різні методи контролю і діагностування навігаційних систем. Найбільш простим і поширеним є вбудований контроль рівня вихідних сигналів складових частин навігаційної системи, який може бути реалізований за технологією ВІТЕ (Built In Test Equipment) [206]. Крім вбудованого контролю, діагностування ІНС реалізується оптимальними методами багатоальтернативної фільтрації [207,208] і методами функціональних діагностичних моделей [209]. Якщо останні методи, застосовуються для діагностування інерціально-вимірювального модуля ІНС і базуються на використанні надмірної кількості чутливих елементів, то методи оптимальної фільтрації застосовуються для діагностування всієї навігаційної системи в цілому і вимагають використання інформації інших приладів і систем, побудованих на відмінних від інерціальних систем принципах.

Пропонується для контролю і діагностування інерціально-вимірювального модуля (ІВМ) ІНС використовувати сумісно скалярний метод калібрування гіроскопів і акселерометрів [85,86,210,211], а також метод функціональних діагностичних моделей, обходячись при цьому звичайною кількістю чутливих елементів - трьома гіроскопами і трьома акселерометрами.

Нехай заздалегідь відкалібрований інерціально-вимірювальний модуль безплатформної ІНС містить три гіроскопи G_X, G_Y, G_Z та три акселерометри A_X, A_Y, A_Z , які пов'язані з основою приладу і осями $Oxyz$ (рис. 7.1).

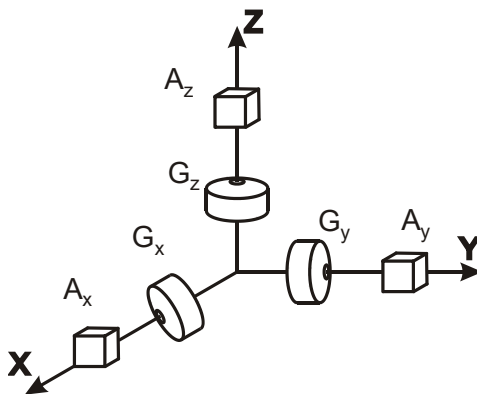


Рис. 7.1. Інерціально-вимірювальний модуль

Відповідно до скалярного способу калібрування [179], в якості еталону вимірюваної величини приймають не вектор, а скалярну величину. У гравітаційному полі Землі для гіроскопів такою скалярною величиною буде кутова швидкість обертання Землі Ω , а для акселерометрів - величина прискорення сили тяжіння g .

Через похибки виготовлення і установки ЧЕ (акселерометрів і гіроскопів) в інерціально-вимірювальний модуль напрямки осей чутливості ЧЕ Ox_1, Oy_2, Oz_3 не збігаються з номінальними осями $Oxyz$. Це призводить до появи кутів *невиставлення* між номінальними осями $Oxyz$ і реальними осями чутливості ЧЕ Ox_1, Oy_2, Oz_3 (рис.7.2). Число таких кутів дорівнює шести. Введемо наступні позначення для цих кутів: Δ_{xz} - зміщення осі Ox навколо Oz , Δ_{xy} - зміщення осі Ox навколо Oy , Δ_{yx} - зміщення осі Oy навколо Ox , Δ_{yz} - зміщення осі Oy навколо Oz , Δ_{zx} - зміщення осі Oz навколо Ox , Δ_{zy} - зміщення осі Oz навколо Oy .

Варто зазначити, що кожен ЧЕ «прив'язаний» до своєї бази, тому кожна пара кутів невивиставлення не залежить від двох інших пар.

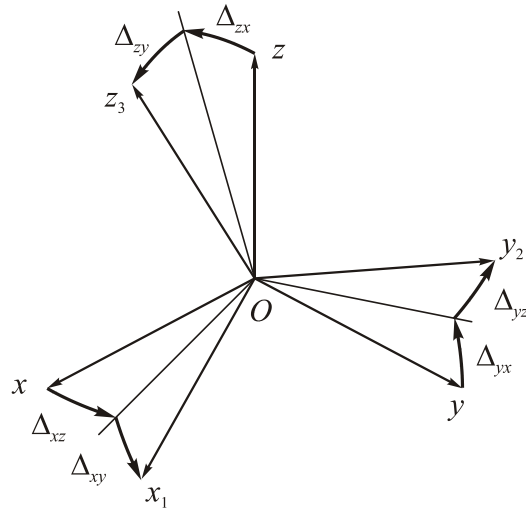


Рис.7.2. Кути невивставлення ЧЕ

Тепер, з урахуванням кутів неортогональності і похибок масштабних коефіцієнтів, вихідні сигнали, наприклад, блоку акселерометрів (6.1) можна записати у вигляді

$$\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} S_{ax} + E_{ax} & S_{ax}\Delta_{xz} & -S_{ax}\Delta_{xy} \\ -S_{ay}\Delta_{yz} & S_{ay} + E_{ay} & S_{ay}\Delta_{yx} \\ S_{az}\Delta_{zy} & -S_{az}\Delta_{zx} & S_{az} + E_{az} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{ax} \\ n_{ay} \\ n_{az} \end{bmatrix}, \quad (7.1)$$

де S_{ax}, S_{ay}, S_{az} - номінальні значення масштабних коефіцієнтів акселерометрів, E_{ax}, E_{ay}, E_{az} - похибки масштабних коефіцієнтів акселерометрів.

Напишемо матричне рівняння (7.1) в звичайній формі:

$$\begin{aligned} U_{ax} &= B_{ax} + (S_{ax} + E_{ax})a_x + S_{ax}\Delta_{xz}a_y - S_{ax}\Delta_{xy}a_z + n_{ax}; \\ U_{ay} &= B_{ay} + (S_{ay} + E_{ay})a_y - S_{ay}\Delta_{yz}a_x + S_{ay}\Delta_{yx}a_z + n_{ay}; \\ U_{az} &= B_{az} + (S_{az} + E_{az})a_z + S_{az}\Delta_{zy}a_x - S_{az}\Delta_{zx}a_y + n_{az}, \end{aligned} \quad (7.2)$$

Згідно з методикою скалярного калібрування, процедура проводиться на нерухомій основі в гравітаційному полі Землі, тому перейдемо від уявного прискорення \vec{a} до проекції прискорення сили тяжіння \vec{g} :

$$\begin{aligned}
 U_{ax} &= B_{ax} - (S_{ax} + E_{ax})g_x - S_{ax}\Delta_{xz}g_y + S_{ax}\Delta_{xy}g_z + n_{ax}; \\
 U_{ay} &= B_{ay} - (S_{ay} + E_{ay})g_y + S_{ay}\Delta_{yz}g_x - S_{ay}\Delta_{yx}g_z + n_{ay}; \\
 U_{az} &= B_{az} - (S_{az} + E_{az})g_z - S_{az}\Delta_{zy}g_x + S_{az}\Delta_{zx}g_y + n_{az},
 \end{aligned} \tag{7.3}$$

На рис.7.3 зображено зразок ІВМ з USB-портом [212], виготовлений з трьох мікромеханічних акселерометрів ADXL202 і трьох мікромеханічних гіроскопів ADXRS22295 (G_x and G_y) і ADXRS300 (G_z), наданих компанією Analog Devices Inc. (США).

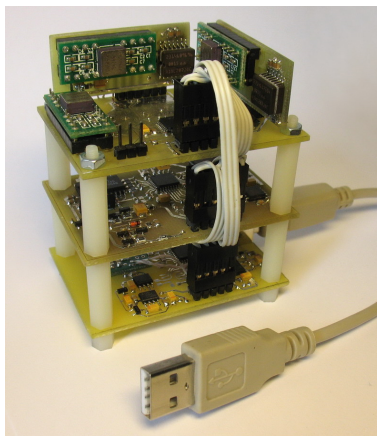


Рис.7.3 Зразок ІВМ з USB-портом

На рис. 7.4 представлені вихідні сигнали акселерометрів ADXL202 блоку ІВМ з USB-портом на нерухомій основі [205].

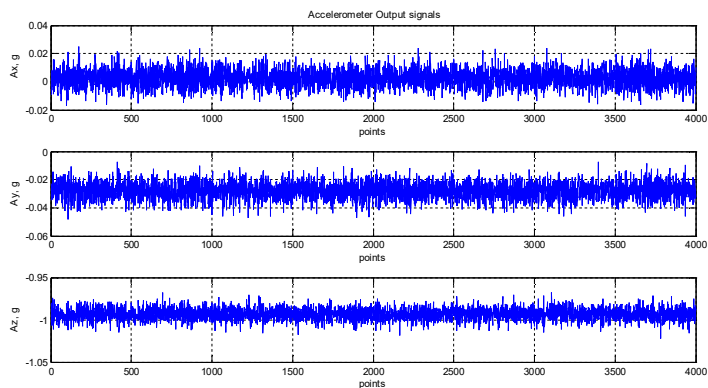


Рис.7.4. Вихідні сигнали акселерометрів ADXL202 блоку ІВМ з USB-портом на нерухомій основі

Аналогічно можна записати вирази для вихідних сигналів гіроскопів на нерухомій основі:

$$\begin{aligned} U_{\Omega_x} &= B_{\omega_x} + (S_{\omega_x} + E_{\omega_x})\Omega_x + \Delta_{xz}\Omega_y - \Delta_{xy}\Omega_z + w_{\Omega_x}; \\ U_{\Omega_y} &= B_{\omega_y} + (S_{\omega_y} + E_{\omega_y})\Omega_y - \Delta_{yz}\Omega_x + \Delta_{yx}\Omega_z + w_{\Omega_y}; \\ U_{\Omega_z} &= B_{\omega_z} + (S_{\omega_z} + E_{\omega_z})\Omega_z + \Delta_{zy}\Omega_x - \Delta_{zx}\Omega_y + w_{\Omega_z}, \end{aligned} \quad (7.4)$$

На рис. 7.5 представлені вихідні сигнали гіроскопів ADXRS22295 (G_x and G_y) and ADXRS300 (G_z) блоку IBM з USB-портом на нерухомій основі [205].

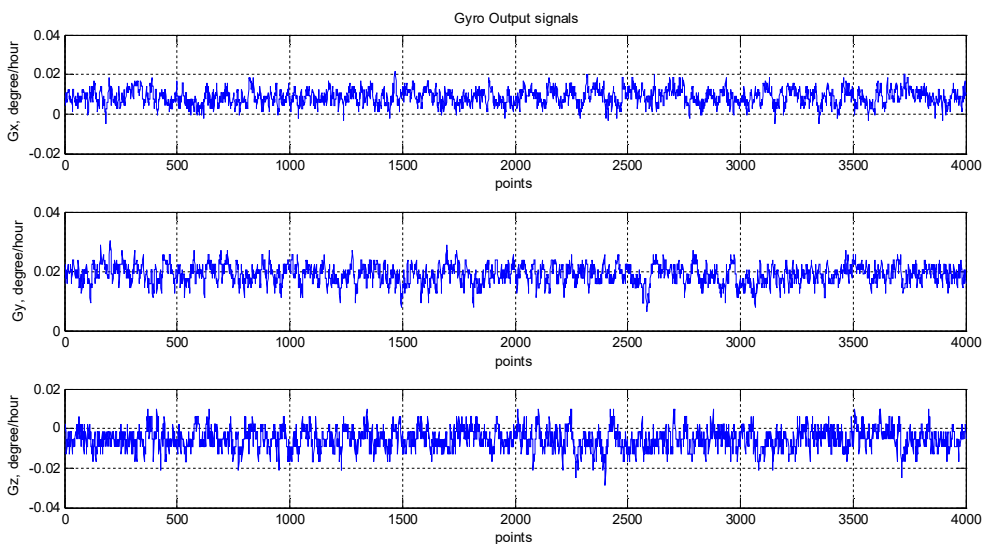


Рис. 7.5 Вихідні сигнали гіроскопів ADXRS22295 (G_x and G_y) and ADXRS300 (G_z) блоку IBM з USB-портом на нерухомій основі

Для зменшення впливу шумів вимірювань вихідні сигнали осереднюються протягом 100 секунд. Тому в подальшому будемо нехтувати n_{ax}, n_{ay}, n_{az} .

Напишемо рівняння (7.3) в безрозмірній формі. Проведемо операцію нормування - для цього розділимо кожне рівняння вихідного сигналу акселерометра на відповідний масштабний коефіцієнт і модуль вектору \vec{g}

$$\left(g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2} \right):$$

$$\begin{aligned}
\frac{U_{ax}}{S_{ax} \cdot g} &= \frac{B_{ax}}{S_{ax} \cdot g} - \left(1 + \frac{E_{ax}}{S_{ax}}\right) \frac{g_x}{g} - \Delta_{xz} \frac{g_y}{g} + \Delta_{xy} \frac{g_z}{g}; \\
\frac{U_{ay}}{S_{ay} \cdot g} &= \frac{B_{ay}}{S_{ay} \cdot g} - \left(1 + \frac{E_{ay}}{S_{ay}}\right) \frac{g_y}{g} + \Delta_{yz} \frac{g_x}{g} - \Delta_{yx} \frac{g_z}{g}; \\
\frac{U_{az}}{S_{az} \cdot g} &= \frac{B_{az}}{S_{az} \cdot g} - \left(1 + \frac{E_{az}}{S_{az}}\right) \frac{g_z}{g} - \Delta_{zy} \frac{g_x}{g} + \Delta_{zx} \frac{g_y}{g}.
\end{aligned} \tag{7.5}$$

Введемо нові позначення безрозмірних вихідних сигналів і величин пр-
вих частин

$$\begin{aligned}
\tilde{a}_x &= \frac{U_{ax}}{S_{ax} \cdot g}; & b_{ax} &= \frac{B_{ax}}{S_{ax} \cdot g}; & e_{ax} &= \frac{E_{ax}}{S_{ax}}; & \bar{g}_x &= \frac{g_x}{g}; \\
\tilde{a}_y &= \frac{U_{ay}}{S_{ay} \cdot g}; & b_{ay} &= \frac{B_{ay}}{S_{ay} \cdot g}; & e_{ay} &= \frac{E_{ay}}{S_{ay}}; & \bar{g}_y &= \frac{g_y}{g}; \\
\tilde{a}_z &= \frac{U_{az}}{S_{az} \cdot g}; & b_{az} &= \frac{B_{az}}{S_{az} \cdot g}; & e_{az} &= \frac{E_{az}}{S_{ay}}; & \bar{g}_z &= \frac{g_z}{g}.
\end{aligned} \tag{7.6}$$

де $\tilde{a}_x, \tilde{a}_y, \tilde{a}_z$ - нормовані вихідні сигнали акселерометрів; b_{ax}, b_{ay}, b_{az} - нормовані нульові сигнали акселерометрів, $\bar{g}_x, \bar{g}_y, \bar{g}_z$ - нормовані проєкції прискорення сили тяжіння; e_{ax}, e_{ay}, e_{az} - нормовані відносні похибки масштабних коефіцієнтів акселерометрів.

З урахуванням нових позначень нормовані вихідні сигнали акселерометрів приймуть вид

$$\begin{aligned}
\tilde{a}_x &= b_{ax} - (1 + e_{ax}) \bar{g}_x - \Delta_{xz} \bar{g}_y + \Delta_{xy} \bar{g}_z; \\
\tilde{a}_y &= b_{ay} - (1 + e_{ay}) \bar{g}_y + \Delta_{yz} \bar{g}_x - \Delta_{yx} \bar{g}_z; \\
\tilde{a}_z &= b_{az} - (1 + e_{az}) \bar{g}_z - \Delta_{zy} \bar{g}_x + \Delta_{zx} \bar{g}_y.
\end{aligned} \tag{7.7}$$

Згідно скалярного способу калібрування, слід обчислити скалярну величину вектору вимірювань і порівняти його з відомим скалярним значенням ви-

мірюваного вектору. Розкриємо дужки у рівняннях (7.7) і поміняємо місцями складові:

$$\begin{aligned}\tilde{a}_x &= -\bar{g}_x + b_{ax} - e_{ax}\bar{g}_x - \Delta_{xz}\bar{g}_y + \Delta_{xy}\bar{g}_z; \\ \tilde{a}_y &= -\bar{g}_y + b_{ay} - e_{ay}\bar{g}_y + \Delta_{yz}\bar{g}_x - \Delta_{yx}\bar{g}_z; \\ \tilde{a}_z &= -\bar{g}_z + b_{az} - e_{az}\bar{g}_z - \Delta_{zy}\bar{g}_x + \Delta_{zx}\bar{g}_y.\end{aligned}\quad (7.8)$$

Зведемо в квадрат нормовані вихідні сигнали у рівняннях (7.8) і складемо їх:

$$\begin{aligned}\tilde{a}_x^2 + \tilde{a}_y^2 + \tilde{a}_z^2 &= \left[-\bar{g}_x + (b_{ax} - e_{ax}\bar{g}_x - \Delta_{xz}\bar{g}_y + \Delta_{xy}\bar{g}_z) \right]^2 + \\ &+ \left[-\bar{g}_y + (b_{ay} - e_{ay}\bar{g}_y + \Delta_{yz}\bar{g}_x - \Delta_{yx}\bar{g}_z) \right]^2 + \\ &+ \left[-\bar{g}_z + (b_{az} - e_{az}\bar{g}_z - \Delta_{zy}\bar{g}_x + \Delta_{zx}\bar{g}_y) \right]^2.\end{aligned}\quad (7.9)$$

Розкриємо справа квадратні дужки:

$$\begin{aligned}\tilde{a}_x^2 + \tilde{a}_y^2 + \tilde{a}_z^2 &= \bar{g}_x^2 - 2\bar{g}_x(b_{ax} - e_{ax}\bar{g}_x - \Delta_{xz}\bar{g}_y + \Delta_{xy}\bar{g}_z) + \\ &+ (b_{ax} - e_{ax}\bar{g}_x - \Delta_{xz}\bar{g}_y + \Delta_{xy}\bar{g}_z)^2 + \\ &+ \bar{g}_y^2 - 2\bar{g}_y(b_{ay} - e_{ay}\bar{g}_y + \Delta_{yz}\bar{g}_x - \Delta_{yx}\bar{g}_z) + \\ &+ (b_{ay} - e_{ay}\bar{g}_y + \Delta_{yz}\bar{g}_x - \Delta_{yx}\bar{g}_z)^2 + \\ &+ \bar{g}_z^2 - 2\bar{g}_z(b_{az} - e_{az}\bar{g}_z - \Delta_{zy}\bar{g}_x + \Delta_{zx}\bar{g}_y) + \\ &+ (b_{az} - e_{az}\bar{g}_z - \Delta_{zy}\bar{g}_x + \Delta_{zx}\bar{g}_y)^2.\end{aligned}\quad (7.10)$$

Оскільки $\bar{g}_x^2 + \bar{g}_y^2 + \bar{g}_z^2 = 1$, а також нехтуючи величинами другого порядку малості, для тріади акселерометрів отримаємо

$$\begin{aligned}\frac{1}{2}(\tilde{a}_x^2 + \tilde{a}_y^2 + \tilde{a}_z^2 - 1) &= -b_{ax}\bar{g}_x - b_{ay}\bar{g}_y - b_{az}\bar{g}_z + e_{ax}\bar{g}_x^2 + e_{ay}\bar{g}_y^2 + e_{az}\bar{g}_z^2 + \\ &+ (\Delta_{xz} - \Delta_{yz})\bar{g}_x\bar{g}_y + (\Delta_{zy} - \Delta_{xy})\bar{g}_x\bar{g}_z + (\Delta_{yx} - \Delta_{zx})\bar{g}_y\bar{g}_z.\end{aligned}\quad (7.11)$$

Позначимо різниці кутів невивставлення для акселерометрів

$$\delta_{a1} = \Delta_{xz} - \Delta_{yz}, \quad \delta_{a2} = \Delta_{zy} - \Delta_{xy}, \quad \delta_{a3} = \Delta_{yx} - \Delta_{zx}. \quad (7.12)$$

Тепер вихідне «каліброване» рівняння (7.11) для акселерометрів набуде вигляду

$$\begin{aligned} \frac{1}{2}(\tilde{a}_x^2 + \tilde{a}_y^2 + \tilde{a}_z^2 - 1) = & -b_{ax}\bar{g}_x - b_{ay}\bar{g}_y - b_{az}\bar{g}_z + \\ & + e_{ax}\bar{g}_x^2 + e_{ay}\bar{g}_y^2 + e_{az}\bar{g}_z^2 + \delta_{a1}\bar{g}_x\bar{g}_y + \delta_{a2}\bar{g}_x\bar{g}_z + \delta_{a3}\bar{g}_y\bar{g}_z. \end{aligned} \quad (7.13)$$

У рівнянні (7.13) шуканими невідомими є дев'ять параметрів, які спотворюють вихідні сигнали блоку акселерометрів. Три з них представляють собою різниці кутів неортогональності осей приладів.

Для скалярного калібрування блоку акселерометрів потрібно в полі сили тяжіння повертати його навколо певного напрямку на фіксовані кути і в кожному положенні отримувати нормовані вихідні сигнали. Для вирішення рівняння (7.13) потрібно якнайменше дев'ять положень блоку акселерометрів, тобто число випробувань повинно бути $n \geq 9$.

Як видно з рівнянь (7.13), різниця між скалярною величиною нормованого вимірюваного вектору і його дійсним значенням, рівним одиниці, пропорційна похибкам блоку акселерометрів. Коефіцієнтами в цій залежності є нормовані значення прискорення $\bar{g}_x, \bar{g}_y, \bar{g}_z$, їх степені і добутки.

На підставі основного рівняння методу скалярною калібрування (7.13) побудуємо алгоритм контролю або виявлення відмови блоку акселерометрів. Для цього на k -ому кроці квантування можна сформулювати наступний предикат для моменту часу t_k :

$$F_0(t_k) = \Lambda_0 \left\{ \frac{1}{2}(\tilde{a}_x^2 + \tilde{a}_y^2 + \tilde{a}_z^2 - 1) \leq \lambda_0 \right\} = \begin{cases} 1 \\ 0 \end{cases}. \quad (7.14)$$

$$\mathbf{G}^T = \begin{bmatrix} \bar{g}_{x1} & \bar{g}_{x2} & \cdots & \bar{g}_{xn} \\ \bar{g}_{y1} & \bar{g}_{y2} & \cdots & \bar{g}_{yn} \\ \bar{g}_{z1} & \bar{g}_{z2} & \cdots & \bar{g}_{zn} \\ \bar{g}_{x1}^2 & \bar{g}_{x2}^2 & \cdots & \bar{g}_{xn}^2 \\ \bar{g}_{y1}^2 & \bar{g}_{y2}^2 & \cdots & \bar{g}_{yn}^2 \\ \bar{g}_{z1}^2 & \bar{g}_{z2}^2 & \cdots & \bar{g}_{zn}^2 \\ \bar{g}_{x1}\bar{g}_{y1} & \bar{g}_{x2}\bar{g}_{y2} & \cdots & \bar{g}_{xn}\bar{g}_{yn} \\ \bar{g}_{x1}\bar{g}_{z1} & \bar{g}_{x2}\bar{g}_{z2} & \cdots & \bar{g}_{xn}\bar{g}_{zn} \\ \bar{g}_{y1}\bar{g}_{z1} & \bar{g}_{y2}\bar{g}_{z2} & \cdots & \bar{g}_{yn}\bar{g}_{zn} \end{bmatrix};$$

\mathbf{e}_g - вектор-стовпець шуканих параметрів розмірності (9×1) :

$$\mathbf{e}_g^T = [b_{ax} \quad b_{ay} \quad b_{az} \quad e_{ax} \quad e_{ay} \quad e_{az} \quad \delta_{a1} \quad \delta_{a2} \quad \delta_{a3}].$$

Розв'язуючи матричне рівняння (7.15) методом найменших квадратів, отримаємо оцінки значень \mathbf{e}_g :

$$\hat{\mathbf{e}}_g = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \mathbf{u}_g. \quad (7.16)$$

Після знаходження $\hat{\mathbf{e}}_g$, можна скористатися наступним набором предикатів, що виражають алгоритм діагностування блоку акселерометрів:

$$\begin{aligned} F_1(t_k) &= \Lambda_1 \left\{ \left| \hat{b}_{ax} \right| \leq \lambda_1 \right\} = \begin{cases} 1 \\ 0 \end{cases}; & F_4(t_k) &= \Lambda_4 \left\{ \left| \hat{e}_{ax} \right| \leq \lambda_4 \right\} = \begin{cases} 1 \\ 0 \end{cases}; \\ F_2(t_k) &= \Lambda_2 \left\{ \left| \hat{b}_{ay} \right| \leq \lambda_2 \right\} = \begin{cases} 1 \\ 0 \end{cases}; & F_5(t_k) &= \Lambda_5 \left\{ \left| \hat{e}_{ay} \right| \leq \lambda_5 \right\} = \begin{cases} 1 \\ 0 \end{cases}; \\ F_3(t_k) &= \Lambda_3 \left\{ \left| \hat{b}_{az} \right| \leq \lambda_3 \right\} = \begin{cases} 1 \\ 0 \end{cases}; & F_6(t_k) &= \Lambda_6 \left\{ \left| \hat{e}_{az} \right| \leq \lambda_6 \right\} = \begin{cases} 1 \\ 0 \end{cases}. \end{aligned} \quad (7.17)$$

Дані предикати виражають алгоритм діагностування блоку акселерометрів ІВМ. Нехай λ_i - деякі граничні значення. Якщо різниця між отриманими оцінками $\hat{\mathbf{e}}_g$ похибок і їх номінальними значеннями знаходиться в рамках між

$\pm\lambda_i$, отже, акселерометри знаходяться в працездатному стані. Якщо ні, то сталася відмова. Елемент або елементи вектору-стовпця \hat{e}_g , які призводять до виходу за рамки $\pm\lambda_i$, вказують, не тільки, який саме акселерометр відмовив, але і з якої причини: через невідповідність оцінок нульового сигналу, масштабного коефіцієнта, або кутів неортогональності їх паспортним значенням.

На рис.7.6 зображена блок-схема алгоритму контролю і діагностування блоку акселерометрів ІВМ. Тут цифрами 1,2,3 в кружках позначені відмови акселерометрів, викликані невідповідністю нульового сигналу, цифрами 4,5,6 - відмови акселерометрів, викликані невідповідністю похибок масштабних коефіцієнтів, а цифрами 7,8,9 - відмови акселерометрів, викликані невідповідністю кутів невивставлення акселерометрів.

Аналогічна схема може бути побудована для блоку гіроскопів ІВМ. Відмінність її буде складатися в виразах предикатів (7.14) і (7.17).

Якщо перевірка алгоритму контролю (7.14) встановлює факт відмови, або працездатності всього блоку акселерометрів, то перевірка алгоритму діагностування блоку акселерометрів (7.17) дозволяє встановити який саме акселерометр відмовив і з'ясувати причину його відмови.

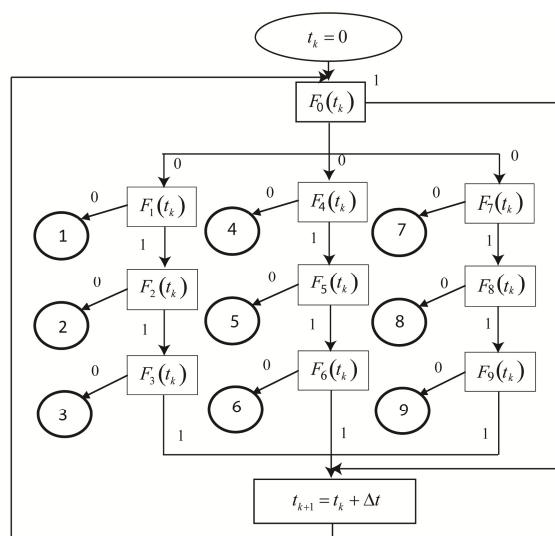


Рис.7.6. Блок-схема алгоритму контролю і діагностування блоку акселерометрів ІВМ

На рис. 7.7 представлені вихідні сигнали акселерометрів ADXL202 блоку IBM з USB-портом на рухомій основі [205].

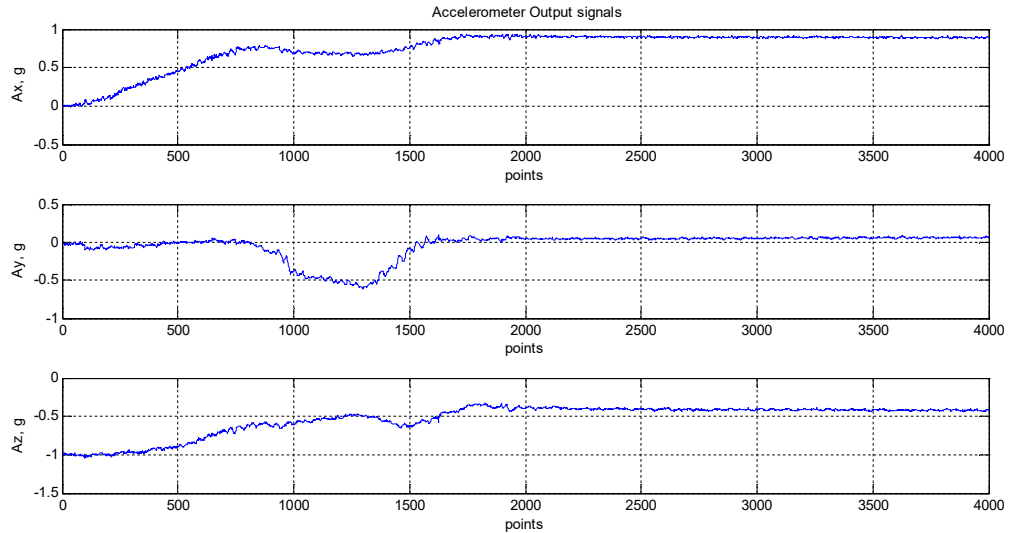


Рис.7.7. Вихідні сигнали акселерометрів ADXL202 блоку IBM з USB-портом на рухомій основі

На рис. 7.8 представлені вихідні сигнали гіроскопів ADXRS22295 (G_x and G_y) and ADXRS300 (G_z) блоку IBM з USB-портом на рухомій основі [205].

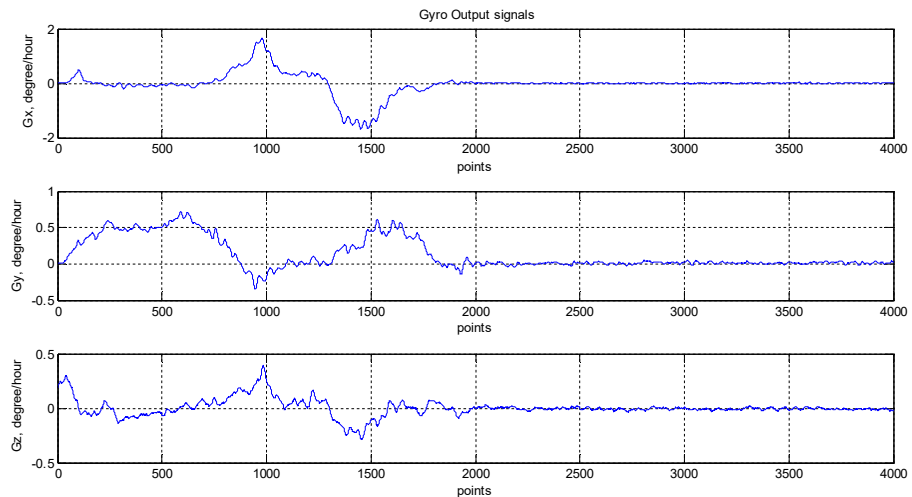


Рис. 7.8 Вихідні сигнали гіроскопів ADXRS22295 (G_x and G_y) та ADXRS300 (G_z) блоку IBM з USB-портом на рухомій основі

Для перевірки роботи алгоритму була розроблена Simulink-модель скалярного методу контролю блоку акселерометрів Додаток К, яка підтвердила працездатність алгоритму.

Висновки до розділу 7

1. Запропоновано скалярний метод контролю і діагностування блоку гіроскопів і акселерометрів, що входять до складу БІНС. В основі методу лежить скалярний спосіб калібрування. Згідно з методом, будуються алгоритми контролю і діагностування.
2. В результаті перевірки алгоритму контролю здійснюється контроль працездатності всього блоку гіроскопів або акселерометрів, а на підставі алгоритму діагностування відбувається визначення елемента, що відмовив і з'ясовується причина його відмови.
3. Діагностування ІВМ складається з порівняння обчислених оцінок значень нульових сигналів, похибок масштабних коефіцієнтів і кутів неортогональностей датчиків з їх відповідними паспортними параметрами з урахуванням допусків до цих параметрів, що зберігаються у внутрішній пам'яті БІНС. В результаті порівняння робиться висновок про працездатність датчиків, а також визначається, в якому датчику БІНС відбулася відмова.

ВИСНОВКИ

Головним науковим результатом дисертаційної роботи є вирішення важливої науково-технічної проблеми створення нових способів та забезпечення прийнятної точності автономного визначення навігаційних параметрів нерухомих та рухомих об'єктів із застосуванням чутливих елементів середньої точності в умовах зовнішніх завад роботі радіотехнічних навігаційних систем.

1. На основі проведеного інформаційно-аналітичного огляду встановлено, що похибки чутливих елементів інерціальних навігаційних систем зумовлюють збільшення похибок визначення місцезнаходження з часом внаслідок необхідності інтегрування їх вихідних сигналів, коригування їх показань за супутниковими чи іншими системами не забезпечує необхідної вимоги автономності визначення місцезнаходження та навігаційних параметрів, а використання високоточних чутливих елементів є дороговартісним і не завжди технічно прийнятним для багатьох рухомих об'єктів. Показано, що забезпечення прийнятної точності визначення навігаційних параметрів системами на основі чутливих елементів середньої точності потребує розробки нових науково - обґрунтованих методів та алгоритмів автономного визначення початкових координат для нерухомих об'єктів, а для рухомих – методів та алгоритмів автономного визначення місцезнаходження, що не містять стандартних процедур дворазового інтегрування показань акселерометрів.

2. Вперше отримано аналітичні вирази для автономного визначення широти та довготи місця нерухомого об'єкта шляхом використання значень проєкцій кутової швидкості обертання Землі та проєкцій прискорення сили тяжіння, на основі яких розроблено та обґрунтовано нові метод та алгоритм автономного визначення місцезнаходження, зокрема:

- підтверджено результатами комп'ютерного моделювання, що постійний нахил ІВМ відносно площини горизонту та відхилення ІВМ в азимуті не впливають на визначення широти місця;

- експериментально підтверджено працездатність розробленого методу автономного визначення широти ІВМ на основі кільцевих лазерних гіроскопів та навігаційних акселерометрів (похибка становила від $0^{\circ}09'14''$ до $0^{\circ}16'30''$) та ІВМ на основі мікромеханічних гіроскопів та акселерометрів (похибка становила від $0,25^{\circ}$ до $1,5^{\circ}$);
- показано, що для визначення початкової довготи місця необхідно мати інформацію про широту місця, координати реперної точки і її азимут;
- розроблено математичну модель похибки визначення широти місця нерухомого об'єкта, аналіз якої показав, що основними причинами виникнення похибки визначення широти місця є похибки гіроскопів і акселерометрів, встановлено вимоги до похибок гіроскопів (дрейфом не більше $0,0024$ град/год) та акселерометрів (зміщення нуля не більше $1,5 \cdot 10^{-4}g$) для практичної реалізації розробленого методу визначення широти місця з похибкою не більше 1 кут. хв. Розроблено модель похибки визначення довготи місця нерухомого об'єкта, встановлено, що основними причинами її виникнення є похибки визначення широти і азимута, встановлено вимоги до похибок визначення азимуту реперної точки (не більше 1 кут.хв) і широти поточного положення (не більше 3 кут.хв.) для забезпечення прийнятної точності визначення довготи (похибка не перевищує $7,4$ кут. хв.);
- встановлено, що необхідно враховувати поправку $\Delta\varphi_i$, викликану відмінню геодезичної широти від геоцентричної широти та різницею між моделями Землі для еліпсоїда Красовського ($i=1$) та референц-еліпсоїда WGS-84 ($i=2$).

3. Отримано нові аналітичні вирази автономного визначення широти та довготи місця рухомого об'єкта, на основі яких розроблено і обґрунтовано нові метод та алгоритм автономного визначення навігаційних параметрів рухомих об'єктів, зокрема:

- обґрунтовано, що обчислення широти не потребує інтегрування показань акселерометрів і гіроскопів, а обчислення довготи забезпечується лише одноразовим інтегруванням показань гіроскопів;
- підтверджено комп'ютерним моделюванням, що отримані нові вирази автономного визначення широти та довготи місця на рухомій основі забезпечують визначення широти і довготи об'єкта при його русі з різною швидкістю;
- отримано аналітичні вирази для похибок автономного визначення широти і довготи, які залежать від похибок гіроскопів, похибок визначення кутів орієнтації об'єкта і похибок кутових швидкостей, встановлено, що похибка автономного визначення довготи на два порядки менша похибки автономного визначення широти;
- підтверджено працездатність розробленого методу на основі порівняльного аналізу розрахункових значень широти і довготи з реальними даними експериментального польоту літака, в результаті якого встановлено, що максимальні похибки визначення широти за розробленим методом не перевищують 0,3 град, а мінімальні похибки – не перевищують 0,02 град., максимальні похибки визначення довготи не перевищують 0,009 град, а мінімальні похибки – не перевищують 0,0005 град.

4. На основі теореми Клеро вперше отримано рекурентний вираз для визначення поточного курсу об'єкта при його русі по ортодромії в залежності від попередніх значень курсу і широти та поточного значення широти місцезнаходження об'єкта. Розроблено математичну модель похибки визначення курсу рухомого об'єкта, яка залежить від поточних та попередніх похибок визначення широти та попередніх похибок курсу. Встановлено, що похибка розрахованого значення курсу за отриманим рекурентним виразом не перевищує значень $2,5 \cdot 10^{-10}$ град, що свідчить про її мале значення для розглянутих випадків руху. Вперше отримана та доведена теорема про суму квадратів швидкостей зміни

широти і довготи, якщо рух об'єкта відбувається по локсодромії, на основі якої отримано вираз для визначення швидкості рухомого об'єкта, який використовує інформацію про поточні швидкості зміни широти та довготи.

5. Вперше розроблено розширені обчислювальні алгоритми для квазікоординат, які враховують третій доданок в формулі Борца, на основі комп'ютерного моделювання встановлено умови його застосування для підвищення точності порівняно з алгоритмами, що використовують спрощену форму. Розроблено нові обчислювальні алгоритми орієнтації, що використовують значення вихідних сигналів датчиків кутових швидкостей, в результаті дослідження яких встановлено, що порядок точності розроблених алгоритмів може залишатись однаковим (четвертим) для дво- і трикрокових алгоритмів, а похибка алгоритмів зменшується із зростанням числа кроку опитування з 10^{-5} для однокрокового до 10^{-10} для дво- і трикрокових алгоритмів.

6. Обґрунтовано та підтверджено результатами натурального експерименту метод просторового калібрування блоку акселерометрів і блоку гіроскопів, який полягає в повороті ІВМ на кінцевий кут або повороті ІВМ навколо вектору кінцевого повороту та в одночасному повороті на кути α, β, γ навколо трьох осей с певним кроком повороту. Встановлено, що запропонований метод забезпечує збільшення продуктивності праці або зменшення часу випробувань у три рази та наближення умов випробувань до реальних. Вперше отримано аналітично та встановлено умову просторового калібрування блоку гіроскопів по забезпеченню рівності рангу основної матриці рівняння калібрування її порядку або числу стовпців для повного рішення рівняння калібрування.

7. Запропоновано та обґрунтовано скалярний метод контролю і діагностики блоку гіроскопів і акселерометрів, що входять до складу безплатформової інерціальної навігаційної системи, на основі скалярного способу калібрування.

8. Результати дисертаційної роботи впроваджено на етапі лабораторно-дослідних випробувань на Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» імені М.К. Янгеля» (м. Дніпро), ТОВ «Гіротех» (м. Київ), АТ «Ел-

міз» (м. Київ). Результати досліджень впроваджено в навчальну дисципліну «Додаткові розділи теорії чутливих елементів» при підготовці магістрів за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» на кафедрі приладів і систем навігації та орієнтації приладобудівного факультету Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського (м.Київ).

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. 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.
2. K. Gade, “The Seven Ways to Find Heading”. *Journal of Navigation*, 2016, v.69, pp. 955-970.
3. W. Lowrie, *Fundamentals of Geophysics*. London: Cambridge University Press, 2007. P.381
4. Отчет по НИР «Обзор магнитно-инерциальных компасов». – Киев, НТУУ «КПИ», 2011.
5. Одинцов А.А., Мелешко В.В., Шаров С.А. Ориентация объектов в магнитном поле Земли. - Киев.: «Корнийчук», 2008. – 160 с.
6. А.И. Студеникин. Судовые навигационные системы. Устройство и эксплуатация магнитных компасов. Новороссийск, 2001. - 148 с.
7. Морская навигационная техника. Справочник. Под общ. Ред. Е.Л. Смирнова. – СПб.: «Элмор», 2002. – 224 с.
8. Малеев П.И.. Перспективы развития магнитометрических систем для морских подвижных объектов // *Навигация и гидрография*. – 2010. - №29. – С. 18-25.
9. Малеев П.И., Хребтов А.А., Шеремет В.И. Состояние развития и перспективы использования морской магнитометрической аппаратуры // *Навигация и гидрография*. – 2006. - №23. – С. 91-96.
10. Л.А. Кардашинский – Брауде. Современные судовые магнитные компасы. – СПб: ФГУП ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор», 1999. – 138 с.
11. Казакова Г.Ф., Фомкин Я.М., Кардашинский-Брауде В.П. Судовые индукционные и гироманитные компасы, стрелочные магнитные компасы с индукционными датчиками: Обзоры по судостроительной технике. – Центральный научно-исследовательский институт «Румб», 1991. – 59 с.

12. Воронов В.В., Григорьев Н.Н., Яловенко А.В. Магнитные компасы. – СПб.: "Элмор", 2004. – 188 с.
13. Кожухов В.П., Воронов В.В., Григорьев В.В. Магнитные компасы - М.: Транспорт, 1981.-212 с.
14. Крылов А.Н. Возмущения показаний компаса, происходящие от качки корабля на волнении//Собрание трудов академика А.Н. Крылова. – Т.2, часть вторая - Земной магнетизм и компасное дело. - М.: Изд-во АН СССР, 1947. – С.153-192.
15. Бледнов В.А. Основные принципы определения компонент магнитного поля Земли на движущихся ферромагнитных объектах (основы теории разделения полей)// Успехи физических наук. – 1997. – Т.176, №10. – С.1113-1118
16. Кардашинский-Брауде Л.А.. Девиация магнитных компасов. – ЦНИИ "Румб", 1986. – 82 с.
17. Бледнов В.А. Компонентные геомагнитные измерения на борту движущегося ферромагнитного носителя// Успехи физических наук. – 1994. – Т.164, №9. – С.1001-1005
18. Бледнов В.А. Авт. свид. 854156 СССР Способ определения направления вектора магнитной индукции геомагнитного поля Бледнова , 1980.
19. Резник Э. С, Кантарович В. Л. Некоторые вопросы компенсации магнитных помех самолета // Геофизическое приборостроение. Л. Недра. 1980. - Вып. 18. -С.26-28.
20. M.J. Caruso. Applications of Magnetic Sensors for Low Cost Compass Systems. Honeywell, SSEC, 2006.
21. Раевский Н.В., Морозов Ю.В. Определение горизонтальных составляющих магнитного поля Земли при помощи магнитометров в составе электронного компаса // Реєстрація, зберігання і обробка даних. – 2010. – Т.12, №3.
22. Handbook of magnetic compass adjustment. National geospatial – intelligence agency. – Bethesda, MD, 2004 – pp.46.

23. Ron Doerfler Magnetic Deviation: Comprehension, compensation and computation: Article, 2009 – pp.26.
24. Шелл Б. 100 лет гироскопам фирмы Anschutz & Co. – 100 лет инноваций в морской технике. – Гироскопия и навигация, №1(52), 2006. – с.95-110.
25. Граммель Р. Гироскоп, его теория и применения. М.: Изд-во иностранной литературы, 1952. Т.2. 312 с.
26. Одинцов А.А. Теория и расчет гироскопических приборов. – К.: Вища шк., 1986. – 392 с.
27. 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.
28. Заявка № 158382 (13050) от 25.11.1934, Комитет по Изобретательству при СТО СССР.
29. Пешехонов В.Г. Лидеры отечественной гироскопии. – Гироскопия и навигация, №3(82), 2013. – с.139-154.
30. Кошляков В.Н. Теория гироскопических компасов. – М.: Наука, 1972. – 344с.
31. Кошляков В.Н., Павловский М.А., Рыжков Л.М. Динамика корректируемого гироскопа при поступательной вибрации основания. - Механика гироскопических систем, 1985, №4, с.41-46.
32. Рыжков Л.М. О динамике корректируемого гироскопа при поступательных колебаниях основания. - Известия вузов “Приборостроение”, 1986, №10, с.62-65.
33. Аврутов В.В., Павловский М.А., Рыжков Л.М. О динамике однороторного гироскопа с динамически настраиваемым гироскопом. - Механика гироскопических систем, 1989, № 8, с.3-9.
34. Рыжков Л.М., Кришталь В.Ф. Об установившейся погрешности однороторного корректируемого гироскопа. - Механика гироскопических систем, 1992, № 11,с.61-70.

35. Рижков Л.М., Иванов С.В. Про інерційні девіації коректованих гірокомпасів. - Наукові вісті НТУУ «КПІ», 1999, № 1, с.132-135.
36. Рижков Л.М., Иванов С.В. Про одну методику динамічного синтезу систем автоматичного регулювання. - Наукові вісті НТУУ «КПІ», 1999, № 3, с.71-74.
37. Рижков Л.М., Збруцький О.В., Иванов С.В. Вплив структури передаточної функції індикатора горизонту на динаміку коректованого гірокомпаса. - Механіка гіроскопічних систем, 1999-2000, № 15-16, с.58-63.
38. Рижков Л.М., Иванов С.В., Кришталь В.Ф. Експериментальне дослідження однієї схеми віброзахисту коректованого гірокомпаса. - Механіка гіроскопічних систем, 1999-2000, № 15-16, с.79-85.
39. Рижков Л.М., Иванов С.В. Динаміка коректованого гірокомпаса з автономним спостерегаючим пристроєм. - Наукові вісті НТУУ «КПІ», 2002, № 6, с.112-117.
40. Аврутов В.В. Интеркардинальная девиация гироскомпаса с динамически настраиваемым гироскопом // Прикл. механика. – 1991. – 27, № 6. – с. 99-108.
41. Аврутов В.В. Резонансные колебания гироскопа при нелинейном независимом трении в упругом подвесе // Прикл. механика. – 1992. – 28, № 6. – с. 67-74.
42. Аврутов В.В. Особенности гироскомпаса, построенного на ДНГ - измерителе угловой скорости / В.В. Аврутов, А.В. Збруцкий, О.И. Нестеренко // Механика гироскопических систем. – 1994. – вып.13. – с. 85-88.
43. Аврутов В.В. Математическая модель малогабаритного корректируемого гироскомпаса с динамически настраиваемым гироскопом / В.В. Аврутов, О.И. Нестеренко // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 1995. – Вип. 24. – С. 24-33.
44. Аврутов В.В., Дедок И.А., Рижков Л.М., Шахов Ю.А. Патент СССР № 1797990 на изобретение «Гироскомпас» от 05.05.91.

45. Аврутов В.В., Збруцький А.В., Дедок И.А., Шемелін А.В., Андрущик В.П., Старицький Л.П. Патент України № 302 на промисловий зразок «Гірокомпас» від 04.02.1993.
46. Аврутов В.В., Збруцький А.В., Дедок И.А., Шемелін А.В., Андрущик В.П., Старицький Л.П. Патент України № 843 на винахід «Гірокомпас» від 30.04.93. – бюл. №2, 1993.
47. Аврутов В.В., Дедок И.А., Збруцький А.В., Старицький Л.П., Шемелін А.В. Патент України №19719 на винахід «Гірокомпас» від 12.02.93. – бюл. №6, 1997.
48. Аврутов В.В., Збруцький А.В., Дедок И.А., Шемелин А.В., Андрущик В.П., Старицкий Л.П. Патент РФ № 2000542 на изобретение «Гирокомпас» от 20.11.91.
49. Аврутов В.В., Андрущик В.П., Дедок И.А., Збруцкий А.В., Старицкий Л.П., Шемелин А.В. Патент РФ № 2079106 на изобретение «Гирокомпас» от 31.03.92.
50. Аврутов В.В., Андрущик В.П., Дедок И.А., Збруцкий А.В., Старицкий Л.П., Шемелин А.В. Патент РФ № 2073206 на изобретение «Гирокомпас» от 31.08.92.
51. Голованов В.А. Гироскопическое ориентирование. – СПб., 2004. – 92 с.
52. Розенберг И.Н., Соколов С.В., Уманский В.И., Погорелов В.А. Теоретические основы тесной интеграции инерциально-спутниковых навигационных систем. – М.: Физматлит, 2018. – 312 с.
53. Алешин Б.С. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии./ Б.С. Алешин, А.А. Афонин, К.К. Веремеевко, Б.В. Кошелев и др. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 424 с.
54. Матвеев В.В. Основы построения инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов - СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.

55. Волынцев А.А. Опыт создания высокоточных поплавковых гиросприборов, применяемых в системах угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов и станций/ А.А. Волынцев, Л.А. Дудко, Б.А. Казаков и др.// Гироскопия и навигация. 2004. № 1 (44), с.45-57.

56. Гироскопические системы. Гироскопические приборы и системы / Под ред. Пельпора Д.С. – М.: высшая школа, 1988. – 424 с.

57. Джашитов В.Э. Математические модели теплового дрейфа гироскопических датчиков инерциальных систем/ В.Э. Джашитов, В.М. Панкратов – СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 2001. – 150 с.

58. Доронин В.П. Гироскопические чувствительные элементы для систем управления ориентацией и стабилизации орбитальных космических аппаратов / В.П. Доронин, А.П. Мезенцев, Л.З. Новиков, В.И. Решетников и др.// VIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2001. – с. 17-29.

59. Ишлинский А.Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. – М.: Наука, 1976. – 672 с.

60. Лестев А.М., Северов Л.А. Развитие теории и практики гироскопических чувствительных элементов // Изв. ВУЗ. Приборостроение, 1990, № 12, с.1-7.

61. Парусников Н.А., Морозов В.М., Борзов В.И. Задачи коррекции в инерциальной навигации. – М.: МГУ, 1982. – 176 с.

62. Пешехонов В.Г. Проблемы и перспективы современной навигации // Изв. ВУЗ. Приборостроение, 2000, т.43, № 1-2, с.49-55.

63. Андреев В.Д. Теория инерциальной навигации. Корректируемые системы. – М.: Наука, 1967. – 648 с.

64. Анучин Н.О., Емельянец Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. - СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 1999. – 356 с.

65. Барановский В.Н., Швачич Б.С. К выбору параметров ориентации бесплатформенной инерциальной системы навигации // Изв. ВУЗ. Приборостроение, 1974, т.17, № 10, с.18-23.

66. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – М.: Наука, 1992. – 280 с.

67. Канащенков А.И. Формирование облика авионики перспективных летательных аппаратов // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2002, № 6, с. 128-138.

68. Коновченко А.А., Волынцев А.А., Дудко Л.А., Игнатьев А.А. и др. Сравнительный анализ конструкций бескарданных инерциальных навигационных систем. // XII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2005. – с. 158-164.

69. Красовский А.А. Основы теории акселерометрических бесплатформенных инерциальных систем. // Изв. РАН. Теория и системы управления. 1994, № 4, с. 135-146.

70. Красовский А.А. Развитие теории акселерометрических бесплатформенных инерциальных систем. // Изв. РАН. Теория и системы управления. 1995, № 6, с. 83-91.

71. Несенюк Л.П. Бесплатформенные инерциальные системы. Обзор состояния и перспектив развития. // III научно-техническая конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». - СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2000.

72. Соколов С.В., Погорелов В.А. Основы синтеза многоструктурных бесплатформенных навигационных систем. – М.: Физматлит, 2009. – 184 с.

73. Titterton D. H. and Weston J. L. Strapdown Inertial Navigation Technology. - IEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics Series 17, 2004. – pp. 558.

74. Делэйе Ф. Бортовая инерциальная система координат SpaceNaute для европейской ракеты-носителя «Ариан-6» на основе волнового твердотельного гироскопа/ Гироскопия и навигация. – 2018. – № 4(103). – С. 3–13.

75. Мелешко В.В., Нестеренко О.И. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Учебное пособие. – Кировоград: ПОЛИМЕД - Сервис, 2011. – 172с.

76. Аврутов В.В. Мікромеханічні акселерометри та їх випробування : навч. посібник / В.В. Аврутов, П.М. Бондар, В.В. Мелешко; Міністерство освіти і науки України, НТУУ "КПІ". – К.: Корнійчук, 2008. – 62 с.

77. Костюк А.Ю. Применение расширенного фильтра Калмана для калибровки инерциальных датчиков / А.Ю. Костюк, С.Л. Лакоза. // Вісник НТУУ "КПІ". Серія ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. – 2012. – Вип. 43. – С. 10–17.

78. Устюгов М.Н. Калибровка акселерометра бесплатформенной инерциальной навигационной системы / М.Н. Устюгов, М.А. Щипицына // Вестник ЮУрГУ. – 2006. – № 14. – С. 140–143.

79. Федоров А.Е. Компенсации инструментальных погрешностей трехкомпонентного лазерного гироскопа моноблочной конструкции / А.Е. Федоров, Д.А. Рекунов // XVI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам: Сборник материалов, 2009. – С. 42–47.

80. Bogatsky I. A procedure for high-accuracy calibration of strapdown IMU on a low-accuracy turntable / I. Bogatsky, O. Leonets // Proceedings of 2010 international symposium on inertial technology and navigation. – 2010. – p.294–310.

81. Zhao Gui-Ling. A closed-loop iterative calibration for marine high precision fiber optic gyro unit / Zhao Gui-ling and others. // Proceedings of 2010 international symposium on inertial technology and navigation. – 2010. – p.86 – 93.

82. Николаев, С.Г. Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем по выходным сигналам модели ошибок / С.Г. Николаев, Ю.В.

Ившина // Научно-технические ведомости СПбГПУ. – 2014. – №4(200). – С. 95–105.

83. Емельянец Г.И. О калибровке измерительного модуля прецизионной БИНС и построении связанного с ним ортогонального трёхгранника / Г.И. Емельянец, Б.А. Блажнов, Е.В. Драницына, А.П. Степанов // Гироскопия и навигация. – 2016. – № 1(92). – С. 36–48.

84. Измайлов А. Е. Исследование точности прецизионных акселерометров и повышение их качества: Дис. канд. техн. наук: 05.11.14. – М., 2003, - 164 с.

85. Измайлов Е.А. Скалярный способ калибровки и балансировки бесплатформенных инерциальных навигационных систем. / Е.А. Измайлов и др. // Сборник докладов XV Международной конференции по интегрированным навигационным системам. – С.-Петербург: ЦНИИ "Электроприбор", 2008. – С. 145–154.

86. Аврутов В.В. О скалярной калибровке блока гироскопов и акселерометров // Вісник Національного технічного університету України "Київський політехнічний інститут". Серія: Приладобудування. – 2010. – № 40, С. 10–17.

87. Аврутов В.В. Влияние погрешности поворота стенда на точность калибровки блока гироскопов и акселерометров / В.В. Аврутов, Т.Ю. Мазепа // Вестник НТУУ "КПИ". Сер. Приладобудування. – 2012. – № 43, С. 5-10

88. Емельянец Г.И. О калибровке погрешностей БИИМ на ВОГ в условиях стенда / Г.И. Емельянец, Е.В. Драницына, Б.А. Блажнов // Гироскопия и навигация. – 2012. – № 3(78). – С. 55–63.

89. Y.F. Jiang, "Error Analysis of Analytic Coarse Alignment Methods", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 34, No. 1, 1998, pp. 334-337.

90. Мелешко В. В. Инерциальные навигационные системы. Начальная выставка. - К.: «Корнийчук», 1999. – 126 с.

91. P.G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation – Lecture Notes", Strapdown Associates, Inc., July 14, 1997 (Sixth Printing).

92. M.S. Grewal and R.S. Miyasako, "Application of Kalman Filtering to the Calibration and Alignment of Inertial navigation Systems", IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 36, No. 1, January 1991, pp. 4-13.
93. D.Y. Chung, J.G. Lee, C.G. Park and H.W. Park, "Strapdown INS Error Model for Multiposition Alignment", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 32, No. 4, 1996, pp. 1362-1366.
94. M.E. Pittelkau, "Kalman Filtering for Spacecraft System Alignment Calibration", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 24, No. 6, 2001, pp. 1187-1195.
95. J.C. Fang and D.J. Wan, "A Fast Initial Alignment Method for Strapdown Inertial Navigation System on Stationary Base", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 32, No. 4, 1996, pp. 1501-1505.
96. X.L. Wang, G.X. Shen and D.L. Tang, "A Fast Initial Alignment Method of Inertial Navigation System on Stationary Base," Proceedings of the 4th World Congress on Intelligent Control and Automaton June 2002, Shanghai, China, pp. 1390-1394.
97. N. El-Sheimy, S. Nassar and A. Noureldin, "Wavelet De-noising for IMU Alignment," IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, October 2004, pp. 32-39.
98. Johnson C., Ohlmeyer E.J., Pepitone T.R. Attitude Dilution of Precision - A New Metric for Observability of In-flight Alignment Errors, – AIAA 2000-4277.
99. Yu M.J., Lee J.G., Park H.W. Comparison of SDINS Inflight Alignment using Equivalent Error Models, – IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 35, No. 3, 1999, pp. 1046-1053.
100. Шмидт Дж. эксплуатация навигационных систем на основе GPS в сложных условиях окружающей среды/ Гироскопия и навигация. – 2019. – № 1(104). – С. 3–21.

101. V.V. Avrutov, S.V. Golovach, V.V. Tsisarzh. Strapdown Gyro Latitude Finder/ Proceedings of the 2018 IEEE 38th International Conference on Electronics and Nanotechnology (ELNANO). – pp. 511-514.
102. Аврутов В.В. Автономное определение начальной широты с помощью инерциально-измерительного модуля // Прикл. механика. – 2018. – **54**, №5. – с. 116-122.
103. Патент Российской Федерации № 2 572 651 от 09/09/2014.
104. Михайлов В.С. Навигация и лоция/ В.С. Михайлов, В.Г. Кудрявцев, В.С. Давыдов. – Киев, 2009. – 618 с.
105. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации. – М.: Наука, 1979. – 296 с.
106. Головач С.В. Методы испытаний и калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – Диссертация на соискание уч. степени к.т.н. – Киев, КПИ им. Игоря Сикорского, 2017.
107. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
108. Добеши И. Десять лекций по вейвлетам. – Москва-Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001. – 464 с.
109. Яковлев А.Н. Введение в вейвлет-преобразования: Учебное пособие. – Новосибирск: Издательство НГТУ, 2003. – 104 с.
110. Бурау Н.І. Методи цифрової обробки сигналів для вібраційної діагностики авіаційних двигунів/ Н.І. Бурау та інші. – К.: НАУ, 2012. – 152 с.
111. Zbrutsky O., Lakoza S., Meleshko V., Chornomorets R. Autonomous Alignment of Strapdown Inertial Navigation System on Oscillating Base/ Proceedings of the 2019 IEEE 2nd Ukraine Conference on Electrical and Computer Engineering (UKRCON). – pp. 200-205.
112. Степанов О.А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч.2. Введение в теорию фильтрации. - СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. – 417 с.

113. Аврутов В.В. Начальная выставка курсовертикали/ В.В. Аврутов, Д.В. Бугаев, В.В. Мелешко// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018, №1. (117) – с. 38-44.
114. Avrutov V.V., Buhaiov D.V., Meleshko V.V. “Gyrocompassing Mode of the Attitude and Heading Reference System”. Proceedings of the IEEE/APUAVD-2017, October 17-19, 2017, Kiev, Ukraine, pp.134-138.
115. Baziar A.R., Moazedi M. and Mosavi M.R. Analysis of single frequency GPS receiver under delay and combining spoofing algorithm // Journal of Wireless Personal Communications. – 2015. Vol. 83. No. 3. P. 1955-1970.
116. Мосави М.Р., Табатабаи А., Занди М. Дж. Повышение точности позиционирования при совместной обработке измерений GPS и Глонасс с помощью фильтра Калмана в условиях спуфинга // Гироскопия и навигация. – 2016. – № 3(94). – С. 14–25.
117. Humphreys T.E., Ledvina B.M., Psiaki M.L., O’Hanlon B.W., Kintner P.M. Assessing the spoofing threat: Development of a portable GPS civilian spoofer // Proceedings of 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, USA. 2008. P. 2314-2325.
118. Jahromi A.J., Broumandan A., Nielsen J., Lachapelle G. GPS vulnerability to spoofing threats and a review of anti -spoofing techniques // International Journal of Navigation and Observation. 2012. Vol. 2012. P. 1-16.
119. Wojkov J.M. Einrichtung zum Messen von Wegstrecken. Deutsch Patent № 661882, K1.42. Siemens Apparate und Maschinen G.m.b.H., Berlin, 2.VI.1938.
120. Ишлинский А.Ю. Об уравнениях задачи определения местоположения движущегося объекта посредством гироскопов и измерителей ускорений. – Прикладная математика и механика. - 1957, т. XXI, вып. 6, с. 725-739.
121. Ишлинский А.Ю. Об автономном определении местоположения движущегося объекта посредством пространственного гироскопического компаса, гироскопа направления и интегрирующего устройства. – Прикладная математика и механика. - 1959, т. XXIII, вып. 1, с. 58-63.

122. Кошляков В.Н. Об уравнениях местоположения движущегося объекта. Прикладная математика и механика. - 1964, вып. 6, с. 1135-1137.
123. Draper C.S., Wrigley W. and Grohe L.R. The floating integrating gyro and its application to geometrical stabilization problems on moving base. Preprint No. 503 Institute of the Aeronautical Sciences, New York, 1955.
124. Wrigley W., Wrodbery R.B. and Novorka J. Inertial guidance. Preprint No. 698 Institute of the Aeronautical Sciences, New York, 1957.
125. Чичинадзе М.В. Морские гирокомпасы, развитие и перспективы/ Гироскопия и навигация. – 2018. – № 3(102). – С.136–142.
126. Емельянцеv Г.И., Блажнов Б.А., Степанов А.П. Особенности построения двухрежимного СНС-гироскопаса как сильносвязанной интегрированной системы // Гироскопия и навигация. 2017. №4. С. 3–17.
127. Лукьянов Д.П., Лесковец Ю.А. К истории создания и совершенствования гироскопаса // Материалы VIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». СПб., 2007. С. 9–22.
128. Литманович Ю.А., Марк Дж.Г. Прогресс в разработке алгоритмов БИНС на Западе и Востоке в материалах Санкт-Петербургских конференций: обзор за десятилетие/ Сборник докладов X Международной конференции по интегрированным навигационным системам. – С.-Петербург: ЦНИИ "Электроприбор", 2003. – С. 250–260.
129. Лазарев Ю. Ф. Основи теорії чутливих елементів систем орієнтації: підруч. / Ю. Ф. Лазарев, П. М. Бондар. – К.: НТУУ "КПІ", 2011. – 644 с.
130. Онищенко С. М. Применение гиперкомплексных чисел в теории инерциальной навигации. Автономные системы. – Киев: Наук. думка, 1983. – 208 с.
131. Bortz J. E. A New Mathematical Formulation for Strapdown Inertial Navigation // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. Aes-7, No. 7, – 1971. – pp. 61-66.
132. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. – М.: Наука, 1973. – 320 с.

133. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – М.: Наука, 1992. – 280 с.

134. Miller R. B. A new strapdown attitude algorithm // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. Vol.6, No.4, 1983, pp. 287-291.

135. Savage P.G. Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithms design Part1: Attitude algorithms. // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No.1, 1998. – P. 19-28

136. Марк Дж., Тазартес Д. Конические алгоритмы, учитывающие неидеальность частотной характеристики выходных сигналов гироскопов // *Гироскопия и навигация*. – 2000. – № 1(28). – С. 65-77.

137. J. G. Mark and D. A. Tazartes, Tuning of coning algorithms to Gyro data frequency response characteristics, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.24, no.4, pp.641-647, 2001.

138. M. E. Pittelkau, Rotation vector in attitude estimation, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.26, no.6, pp.855-860, 2003.

139. H. Musoff and J. H. Murphy, Study of strapdown navigation attitude algorithms, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.18, no.2, pp.287-290, 1995.

140. M. B. Ignagni, Efficient class of optimized coning compensation algorithms, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.19, no.2, pp.424-429, 1996.

141. J. G. Lee, J. G. Mark, D. A. Tazartes and Y. J. Yoon, Extension of strapdown attitude algorithm for high-frequency base motion, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.13, no.4, pp.738-743, 1990.

142. Y. F. Jiang and Y. P. Lin, Improved strapdown coning algorithms, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol.28, no.2, pp.486-489, 1992.

143. G. P. Chan and J. K. Kwang, Formalized approach to obtaining optimal coefficients for coning algorithms, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.22, no.1, pp.165-168, 1999.

144. J. L. Crassidis, F. L. Markley, and Y. Cheng, "Survey of Nonlinear Attitude Estimation Methods," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, pp. 12-28, 2007/01/01 2007.

145. F. L. Markley, "Fast Quaternion Attitude Estimation from Two Vector Measurements," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 25, pp. 411-414, 2002.

146. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. Системы инерциального управления. Алгоритмические аспекты. - Киев: Наук. думка, 1991. – 208 с.

147. Панов А. П. Математические основы теории инерциальной ориентации. – Киев: Наук. думка, 1995. – 280 с.

148. Слюсарь В. М. Актуальные вопросы проектирования алгоритмов ориентации БИНС. Ч. 1. Амплитудное расширение области применения алгоритмов / *Гироскопия и навигация*, № 1, 2006. – С. 61-75.

149. Кробка Н.И. Некоммутативные кинематические эффекты вращения твердого тела вокруг точки и их проявления в особенностях построения бесплатформенных систем ориентации на лазерных и волоконно-оптических гироскопах // *Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского*, 2011, №4(2), – С.181-183.

150. Челноков Ю. Н., Переляев С. Е., Челнокова Л. А. Исследование алгоритмов определения инерциальной ориентации движущегося объекта // *Известия Саратов. ун-та. Сер. Математика. Механика. Информатика*, 2016, Т.16, вып. 1. – С. 80-95.

151. Буденный М. Ф. Об автоматизированном проектировании системы программно-аппаратных средств на базе гиперкомплексных чисел для задач ориентации твердого тела. Ч. 2. / М. Ф. Буденный, Я. Ф. Калиновский, А. П. Панов, А. И. Петренко, Т. Г. Постникова, М. В. Синьков, Т. В. Синькова / *Реєстрація, зберігання і обробка даних*, 2002, Е. 4, № 4. – С. 77-85.

152. Huang L., Liu J., Zeng Q., Xiong Z. A new second-order strapdown attitude algorithm // International Journal of Innovative Computing, Information and Control. Volume 9, Number 8, August 2013. – pp. 3449-3462.
153. Qin Yong Yuan. Inertial Navigation. – Beijing: China Science Publishing & Media Ltd. – 2015, 368 p. (*in Chinese*)
154. M. Wang, W. Wu, J. Wang, and X. Pan, "High-order attitude compensation in coning and rotation coexisting environment," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 51, pp. 1178-1190, 2015.
155. J. Wu, Z. Zhou, J. Chen, H. Fourati, and R. Li, "Fast Complementary Filter for Attitude Estimation Using Low-Cost MARG Sensors," IEEE Sensors Journal, vol. 16, pp. 6997-7007, 2016.
156. Z. Wu, Z. Sun, W. Zhang, and Q. Chen, "A Novel Approach for Attitude Estimation Based on MEMS Inertial Sensors Using Nonlinear Complementary Filters," IEEE Sensors Journal, vol. 16, pp. 3856-3864, 2016.
157. Yuanxin Wu, "RodFilter: Attitude Reconstruction From Inertial Measurement by Functional Iteration"/IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 54, Issue: 5, 2018, pp. 2131 – 2142.
158. Лазарев Ю. Ф., Аксененко П. М., Мураховский С. А. Исследование точности алгоритмов БИСО. Вісник НТУУ "КПІ". Серія ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. – 2016. – Вип. 52(2). – С. 10-15.
159. Лазарев Ю. Ф., Мироненко П. С. Сравнение точности некоторых алгоритмов бесплатформенных инерциальных систем ориентации. Вісник НТУУ "КПІ". Серія ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. – 2017. – Вип. 53(1). – С. 5-10.
160. Ларин В.Б. О системе инерциальной навигации без датчиков угловой скорости / В.Б. Ларин, А.А. Туник // Прикладная механика. – 2013. – Том 49, № 4. – С.130-144.
161. Wrigley W., Hollister W., Denhard W. Gyroscopic Theory, Design and Instrumentation. – MIT Press, 1969. – pp. 464.

162. Ригли У. Теория, проектирование и испытания гироскопов / У. Ригли, У. Холлистер, У. Денхард. – М.: Мир, 1972. – 416 с.

163. Lawrence A. Modern Inertial Technology. Navigation, Guidance and Control/ Springer-Verlag, 1993. – 259 p.

164. Nebot E., Durrant-Whyte H., Initial Calibration and Alignment of Low Cost Inertial Navigation Units for Land Vehicle Applications. – *Journal of Robotics Systems*, Vol. 16, No. 2, February 1999, pp. 81-92.

165. Artese G., Trecroci A. Calibration of a low cost MEMS INS sensor for an integrated navigation system. – *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B5. Beijing 2008*, pp. 877-882.

166. Мелешко В.В. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы: учебное пособие / В.В. Мелешко, О.И. Нестеренко. – Кировоград: ПОЛИМЕД - Сервис, 2011. – 172 с.

167. Grewal M. S., Henderson, V. D., Miysako R. S. Application of Kalman filtering to the calibration and alignment of inertial navigation systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1991, vol. 36, pp. 3-13.

168. Hide C., Moore T., Smith M. Adaptive Kalman filtering for low-cost INS/GPS. *The Journal of Navigation*, 2003, vol. 56, pp. 143-152.

169. Nikbakht N., Mazlom M., and Khayatian A. Evaluation of solid-state accelerometer for positioning of vehicle. *Proceeding of the IEEE International Conference on Industrial Technology*, Hong Kong, 2005, pp. 729-733.

170. Pang G., Liu, H. Evaluation of a low-cost MEMS accelerometer for distance measurement. *The Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2001, vol. 30, pp. 249-265.

171. Степанов О.А. О точности оценивания постоянной составляющей погрешности датчиков и ее связи с вариацией Аллана / О.А. Степанов, И.Б. Челпанов, А.В. Моторин // XXII Международная конференция по интегрирован-

НЫМ НАВИГАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ. / ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор». – СПб., 2015. – С.485-491.

172. Sheng-Chih Shen, Chia-Jung Chen, Hsin-Jung Huang. A new calibration method for low cost MEMS inertial sensor module. *Journal of Marine Science and Technology*, 2010, vol. 18, No. 6, pp. 819-824.

173. Головач С.В. Экспериментальное исследование характеристик лазерного гироскопа // Вісник НТУУ «КПІ», Серія ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. – 2014. – Випуск 40. – С.33–38.

174. Gaysse, J. A low cost absolute position calculation system. *Proceeding of SICE-ICASE International Joint Conference*, Busan, Korea, 2006, pp. 5658-5661.

175. El-Rabbany A., El-Diasty, M. An efficient neural modal for denoising of MEMS-based inertial data. *The Journal of Navigation*, 2004, vol. 57, pp. 407-415.

176. Wang H., Tian W. Modeling the random drift of micro-machined gyroscope with neural network. *Neural Processing Letters*, 2005, vol. 22, pp. 235-247.

177. Avrutov V. On Scalar Calibration of an Inertial Measurement Unit / V. Avrutov, S. Golovach, T. Mazepa // 19-th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. St. Petersburg, Russia, 2012. - State Research Center (CSRI) Elektropribor, 2012, pp.117-121.

178. Бугров Я.С. Высшая математика. Элементы линейной алгебры и аналитической геометрии / Я.С. Бугров, С.М. Никольский. – М.: Наука, 1984. – 192 с.

179. Аврутов В.В. Испытания инерциальных приборов: Учебное пособие. - К.: НТУУ «КПИ им. Игоря Сикорского», 2016. - 205 с.

180. Евстифеев М.И., Елисеев Д.П., Ковалёв А.С., Розенцвейн Д.В. Результаты испытаний ММГ при механических воздействиях // Гироскопия и навигация.-2011.- №1(72).-С. 49-58.

181. Wang X., Wu W., Fang Z., Luo B., Li Y., Jiang Q, Temperature Drift Compensation for Hemispherical Resonator Gyro Based on Natural Frequency // *Sensors*.-2012.- №.12.- pp. 6434-6446.

182. M. Wen, W. Wang, Z. Luo, Y. Xu, X. Wu, F. Hou, S. Liu, “Modeling and analysis of temperature effect on MEMS gyroscope”, IEEE Electronic Components & Technology Conference, pp. 2048 – 2052, 2014.

183. Ивойлов А.Ю. О применении МЭМС-датчиков при разработке системы автоматической стабилизации двухколесного робота // Сборник научных трудов НГТУ.-2017.-№ 3 (89).С. 32-51.

184. Новацький А.О. Комплементарний фільтр для квадрокоптера з компенсацією температурного дрейфу нуля датчика кутової швидкості / А.О. Новацький, П.Є. Коломійцев, П.О. Сапсай // Молодий вчений. - 2014. - № 5(1). - С. 15-18.

185. Беляев С.Н. Методика компенсации дрейфа нуля и моделирование шумов микромеханического гироскопа инерциального измерительного блока / С.Н. Беляев, А.Е. Истомина // Військово-технічний збірник. - 2010. - Вип. 3. - С. 48-51.

186. Yeşim Günhan, Derya Ünsal, “Polynomial Degree Determination for Temperature Dependent Error Compensation of Inertial Sensors”, IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium - PLANS 2014, pp. 1209-1212, 2014.

187. Baiqiang Zhanga, Hairong Chua, Tingting Suna, Lihong Guoa, “Thermal calibration of a tri-axial MEMS gyroscope based on Parameter-Interpolation method”, Sensors and Actuators A: Physical Vol. 261, pp. 103-116, 1 July 2017.

188. Yang H., Zhou B., Wang L., Xing H., Zhang R., “A Novel Tri-Axial MEMS Gyroscope Calibration Method over a Full Temperature Range”, Sensors, Vol. 18, pp. 3004, 2018 Sep.

189. Черняк М. Г., Палюшок В. А. Спосіб калібрування тривісного блока навігаційних акселерометрів на одновісному поворотному стенді // Механіка гіроскопічних систем. – 2013. – Вип.26. – С.5–15.

190. Кунец Г. А., Воробьев А. В. Принцип и методика компенсации температурной зависимости блока акселерометров БИНС // X науково-технічна конференція “Приладобудування: стан і перспективи”. – 2014. – Вип. 47. С.38–39.

191. Jing-Min Gao, Ke-Bei Zhang. Temperature Characteristics and Error Compensation for Quartz Flexible Accelerometer / International Journal of Automation and Computing /Volume 12, Issue 5. - 2015. P 540-550.
192. Rita Fontanella, Domenico Accardo, Rosario Schiano Lo Moriello, Leopoldo Angrisani, Domenico De Simone, “MEMS Gyros Temperature Calibration through Artificial Neural Networks”, Sensors and Actuators A: Physical, Vol. 279, pp. 553-565, 15 August 2018.
193. Qintuo Zhang, Zhenfan Tan, Lidong Guo. “Compensation of temperature drift of MEMS gyroscope using BP neural network”, 2009 International Conference on Information Engineering and Computer Science, pp. 1-4, 2009.
194. J. K. Shiau et al., "MEMS Gyroscope Null Drift and Compensation Based on Neural Network", Advanced Materials Research, Vols. 255-260, pp. 2077-2081, 2011.
195. Rita Fontanella, Domenico Accardo, Egidio Caricati, Stefano Cimmino, Domenico De Simone, “An extensive analysis for the use of back propagation neural networks to perform the calibration of MEMS gyro bias thermal drift”2016 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), pp. 672-680, 2016.
196. Golrokh Araghi, René Jr Landry, “Temperature compensation model of MEMS inertial sensors based on neural network”, 2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), pp. 301-309, 2018.
197. Shen Chong, Song Rui, Li Jie, Zhang Xiaoming, Tang Jun, Shi Yunbo, Liu Jun, Cao Huiliang, “Temperature drift modeling of MEMS gyroscope based on genetic-Elman neural network”, Mechanical Systems and Signal Processing, Vols. 72–73, pp. 897-905, May 2016.
198. Muhammad Ali, “Compensation of Temperature and Acceleration effects on MEMS Gyroscope”, 2016 13th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST), pp. 274-279, 2016.

199. Farid Gulmammadov, “Analysis, modeling and compensation of bias drift in MEMS inertial sensors”, 2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, pp. 591-596, 2009.

200. Q.J. Tang, X.J. Wang, Q.P. Yang, C.Z. Liu, “Static temperature analysis and compensation of MEMS gyroscopes”, *Int. J. Metrol. Qual. Eng.* Vol. 4, Num. 3, pp. 209-214, 06 March 2014.

201. Нестеренко О.І., Баланчук В.Є. Новітні прилади орієнтації і навігації: Лабораторний практикум для студентів напряму підготовки 051003 «Приладобудування» спеціальності 7.05100303 «Прилади і системи орієнтації та навігації» приладобудівного факультету / Уклад.: О. І. Нестеренко, В. Є. Баланчук – К.: НТУУ «КПІ», 2012. – 74 с.

202. Шелевер, В. М. Алгоритмічна компенсація дрейфів мікромеханічних гіроскопів: магістерська дис.: 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології/ Шелевер В. М. - Київ, 2018. - 106 с.

203. Аврутов В.В. Температурне калібрування мікромеханічних гіроскопів з застосуванням штучних нейронних мереж/ В.В. Аврутов, Д.В. Бугайов, В.М. Шелевер // Вісник Інженерної Академії України. – 2019, № 3. – с. 134-144.

204. Новотарський М.А., Нестеренко Б.Б. Штучні нейронні мережі: обчислення // Праці Інституту математики НАН України. – Т50. – Київ: Ін-т математики НАН України, 2004. – 408 с.

205. Avrutov V. Scalar Diagnostics of the Inertial Measurement Unit// *I.J. Intelligent Systems and Applications*, 2015, vol.11, pp.1-9.

206. Аврутов В.В., Бурау Н.И. Надежность и диагностика приборов и систем. – Киев: НТУУ «КПИ», 2014. – 156 с.

207. Дмитриев С.П., Колесов Н.В., Осипов А.В. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. – СПб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 2003. – 207 с.

208. Dmitriyev S.P., Stepanov O.A., Shepel S.V. “Nonlinear Filtering Methods: Application in INS Alignment,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 33, No. 1, 1997, pp. 260-271.

209. Кулик А.С., Фирсов С.Н., До Куок Туан, Златкин О.Ю. Диагностирование бесплатформенной инерциальной системы беспилотного летательного аппарата с глубиной до места отказа. – *Радіоелектронні і комп’ютерні системи*, 2008, № 1 (28), с.75-81.

210. Avrutov V. “On Scalar Calibration of an Inertial Instrument Cluster”. *Innovation and Technologies News*, 2011, No. 2(11), pp. 22-30.

211. Avrutov V., Golovach S., Mazepa T. “On Scalar Calibration of an Inertial Measurement Unit”. 19-th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. St. Petersburg, Russia, 2012. - State Research Center (CSRI) *Elektropribor*, 2012, pp.117-121.

212. Avrutov V., Sturma I. “Inertial Measurement Unit with USB-Port”. 19-th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. St. Petersburg, Russia, 2012. - State Research Center (CSRI) *Elektropribor*, 2012, pp.194-195.

213. V. Avrutov. Scalar Method of Fault Diagnosis of Inertial Measurement Unit// *Advances in Aerospace Engineering* /Hindawi Publishing Corporation. – 2015. – Volume 2015, Article ID 264564, 10 pages.

214. V.V. Avrutov, A.N. Sapegin, Z.S. Stefanishin, V.V. Tsisarzh. Calibration of an Inertial Measurement Unit // *International Applied Mechanics*, Vol.53, No.2, March, 2017. – pp. 228-236.

215. Avrutov V. Spatial Calibration for the Inertial Measurement Unit // *International Journal of Sensors, Wireless Communications and Control*, 2017, vol.7, No.1, pp. 1-11.

216. V.V. Avrutov. Autonomous Determination of Initial Latitude with an Inertial Measuring Unit // *International Applied Mechanics*, Vol.54, No.5, September, 2018. – pp. 594-599.

217. Аврутов В.В. Випробування та калібрування мікромеханічних акселерометрів / В.В. Аврутов, П.М. Бондар, В.В. Мелешко // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2008. – Вип. 36. – С. 12-19.

218. Аврутов В.В. Влияние акустического шума на переходную характеристику акселерометра / В.В. Аврутов, Д.В. Аврутова, П.М. Бондарь, Ю.Ф. Лазарев // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2012. – Вип. 43. – С. 175-180.

219. Аврутов В.В. Исследование инерциального измерительного модуля с USB-портом / В.В. Аврутов, С.В. Царенко // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2012. – Вип. 44. – С. 24-28.

220. Аврутов В.В. Определение угловой скорости поворота объекта с помощью электрического контура// Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2014. – Вип. 47 (1). – С. 28-32.

221. Аврутов В.В. Скалярный метод контроля и диагностики инерциально-измерительного модуля / В.В. Аврутов, С.В. Головач // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2014. – Вип. 48 (2). – С. 14-20.

222. Аврутов В.В. Виставка інерціальної навігаційної системи з використанням ПД-регулятора/ В.В. Аврутов, З.С. Стефанишин// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2015, №5. – с. 89-96.

223. Аврутов В.В. Метод калібрування і корекції вихідних сигналів тривісного акселерометра/ В.В. Аврутов, С.В. Головач, О.М. Сапегін, М.Ю. Хутко// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2016, №1. – с. 92-98.

224. Аврутов В.В. Обеспечение требуемого теплового режима интегрированной бесплатформенной инерциальной навигационной системы/ В.В. Аврутов, С.А. Давыденко, Е.В. Матвиенко, В. Л. Тихонов // Вісник Інженерної Академії України. – 2019, №1. – с. 99-106.

225. Мироненко П.С. Комплекс спеціалізованого стендового обладнання для контролю характеристик низькочастотних акселерометрів / П.С. Мироненко,

О.М. Павловський, В.В. Аврутов // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2019. – Вип. 57 (1). – С. 14-19.

226. Аврутов В.В. Визначення початкових значень координат місцезнаходження інерціальними методами // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2019, № 20. – с. 40-47.

227. Avrutov V. Wire-Electric Gyroscope // Proceedings of the ASME 2013 International Mechanical Engineering Congress & Exposition. November 15-21, 2013 - San-Diego, CA – paper No. IMECE2013-63287.

228. V.V. Avrutov, P.M. Aksonenko, P. Henaff, L. Ciarletta. 3D-Calibration of the IMU/ Proceedings of the 2017 IEEE 37th International Conference on Electronics and Nanotechnology (ELNANO). – pp. 374-379.

229. V.V. Avrutov, P.M. Aksonenko, N.I. Bouraou, P. Henaff, L. Ciarletta. Expanded Calibration of the MEMS Inertial Sensors / Proceedings of the 2017 IEEE First Ukraine Conference on Electrical and Computer Engineering (UKRCON). – pp. 675-679.

230. V.V. Avrutov, O.I. Nesterenko. 3D-Calibration of an Inertial Measurement Unit / Proceedings of the 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, State Research Center of the Russian Federation – Concern Central Scientific and Research Institute Elektropribor JSC, 29 - 31 May, 2017. – pp. 318-323.

231. V.V. Avrutov, N.I. Bouraou, S.L. Lakoza, O.M. Pavlovskyi, P. Henaff, L. Ciarletta, P.M. Aksonenko. NEMS Gyroscope / Proceedings of the 2017 IEEE International Conference on Engineering, Technology and Innovation (ICE/ITMC). – pp. 409-413.

232. V.V. Avrutov, M.D. Geraimchuk, Xing Xiangming. 3D-Calibration for IMU of the Strapdown Inertial Navigation Systems / Proceedings of the MATEC Web of Conferences **114**, 01013 (2017). – pp.1-7.

233. Aksonenko P.M., Avrutov V.V., Lazarev Yu.F., Henaff P., Ciarletta L. “Overclocking Algorithms for SINS”. Proceedings of the IEEE/APUAVD-2017, October 17-19, 2017, Kiev, Ukraine, pp.125-129.
234. Xing Xiangming, Avrutov V.V., Meleshko V.V. “Gyrocompassing Mode of the Strapdown Inertial Navigation System”. Proceedings of the IEEE/ITNEC-2017, December 15-17, Chengdu, China, pp. 363-368.
235. V.V. Avrutov, S.V. Golovach, V.V. Tsisarzh. Strapdown Gyro Latitude Finder/ Proceedings of the 2018 IEEE 38th International Conference on Electronics and Nanotechnology (ELNANO). – pp. 511-514.
236. V.V. Avrutov. Gyro North and Latitude Finder / Proceedings of the 25th Anniversary Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 28 - 30 May, 2018. – pp. 384-387.
237. Aksonenko P.M., Avrutov V.V., Lazarev Y.F., Henaff P., Ciarletta L. (2019) Expanded Algorithm for Inertial Navigation. In: Arai K., Kapoor S., Bhatia R. (eds) Intelligent Computing. SAI 2018. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol 857. Springer, Cham (Proceedings of the *Computing Conference 2018 10-12 July 2018 | London, UK*).
238. V. Avrutov, S. Davydenko, V.Tsisarzh. Strapdown Inertial North and Latitude Finder. Proceedings of the DGON Inertial Sensors and Systems (ISS), September 11-12, 2018 Braunschweig, Germany. – pp. P04-P05.
239. Avrutov V.V., Meleshko V.V., Davydenko S.O. “Latitude Determination on the Strapdown Inertial Technology”. Proceedings of the IEEE/MSNMC-2018, October 16-18, 2018, Kiev, Ukraine, pp.20-23.
240. Avrutov V.V., Lazarev Y.F. “Autonomous Determination of Initial Position Data”/ Proceedings of the 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 27 - 29 May, 2019. – pp. 311-313.
241. Avrutov V.V., Ryzhkov L.M. “About One Method of Autonomous Determination of the Navigation Parameters”. Proceedings of the IEEE/ APUAVD -2019, October 22-24, 2019, Kiev, Ukraine, pp.214-217.

242. Buhaiov D.V., Shelever V.M., Avrutov V.V. “Artificial Neural Networks Application to MMG Temperature Calibration”. Proceedings of the IEEE/ APUAVD -2019, October 22-24, 2019, Kiev, Ukraine, pp.44-47.

243. V.V. Avrutov, L.M. Ryzhkov, O.A. Sushchenko “Autonomous Determination of Vehicle Longitude”. Proceedings of the 2020 IEEE 15th International Conference on Advanced Trends in Radioelectronics, Telecommunications and Computer Engineering (TCSET) - 25-29 Feb. 2020, Lviv-Slavske, Ukraine, pp. 123-126.

244. Аврутов В.В., Головач С.В., Косяк М.Р. Скалярный метод контроля и диагностики БИНС. – Збірник тез доповідей XIII Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 23-24 квітня 2014, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2014, с.21-22.

245. Аврутов В.В., Стефанишин З.С., Хутко М.Ю. Калибрование блока акселерометров и гироскопов. – Збірник тез доповідей XV Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 17-18 травня 2016, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2016, с.30-31.

246. Аврутов В.В., Лазарев Ю.Ф., Цисарж В.В. Сравнение точности алгоритмов бесплатформенных инерциальных систем ориентации. – Тези доповідей 2-ї Української науково-технічної конференції «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи». 6-7 грудня 2016. – КП СП «Арсенал», 2016, с.86-88.

247. Аврутов В.В., Шелевер В.М. Алгоритм компенсації температурних дрейфів мікромеханічних гіроскопів штучною нейронною мережею. – Збірник наукових праць третьої Української науково-технічної конференції «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи». 4-5 грудня 2018. – КП СП «Арсенал», 2018, с.82-84.

248. Аврутов В.В., Бугайов Д.В., Шелевер В.М. Підвищення точності мікромеханічних гіроскопів штучною нейронною мережею. – Збірник тез доповідей XVIII Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 15-16 травня 2019, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2019, с.23-24.

249. Патент України на корисну модель № 123355, МПК G01C 19/00. Спосіб визначення широти місця; заявник та власник Аврутов В.В.; заявл. 31.08.2017 u2017 08762; опубл. 26.02.2018, бюл. №4.

250. Патент України на корисну модель № 140969, МПК G01C 19/00. Спосіб автономного визначення широти і довготи рухомого об'єкта; заявник та власник Аврутов В.В.; заявл. 23.10.2019 u2019 10549; опубл. 10.03.2020, бюл. №5.

ДОДАТОК А
ДОКУМЕНТИ, ЩО ПІДТВЕРДЖУЮТЬ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ
ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ



**Державне підприємство
"Конструкторське бюро "Південне"
імені М.К. Янгеля"**

вул. Криворізька, 3, м. Дніпро, Україна, 49008
тел.: (056) 372-00-22, факс: (056) 376-53-21, (0562) 34-03-83
E-mail: info@yuzhnoye.com, www.yuzhnoye.com

Вих. № _____ від _____

ЗАТВЕРДЖУЮ

Заступник Генерального конструктора ДП

«КБ «Південне»



О.Л. Макаров

« 04 » 06 2020 р.

АКТ

впровадження результатів наукових досліджень

Ми, що нижче підписалися, начальник комплексу ДП «КБ «Південне» – Давиденко Сергій Олександрович, начальник відділення – заступник начальника комплексу ДП «КБ «Південне» – Сидорук Владислав Олегович, начальник лабораторії самостійної науково-дослідної ДП «КБ «Південне» – Матвієнко Олена Василівна склали цей акт про те, що результати наукових досліджень Аврутова Вадима Вікторовича, отримані в дисертаційній роботі «Розвиток теорії автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів», використані у розробках ДП «КБ «Південне», а саме, метод автономного визначення широти використано на етапі лабораторно-дослідних випробувань комплексованої навігаційної системи.

Начальник комплексу ДП «КБ «Південне»

С.О. Давиденко

Начальник відділення - заступник
начальника комплексу ДП «КБ «Південне»

В.О. Сидорук

Начальник лабораторії самостійної
науково-дослідної ДП «КБ «Південне»

О.В. Матвієнко

433000

УКРАЇНА

**Товариство з обмеженою відповідальністю
«ГІРОТЕХ»**

юридична адреса: м. Київ 04071, вул. Шекавицька, 37/48, офіс 1
фактична адреса: м. Київ 03680, вул. Казимира Малевича, 86г. офіс 2, тел. 38(044) 500-13-21.
р/р 26006011045141 в ПАТ «Укрспоббанк», м. Київ, МФО 300023, ЄДРПОУ 37333629

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор

ТОВ «ГІРОТЕХ»

Ю.В.Чех

« 02 » 09



АКТ

Впровадження результатів наукових досліджень

Ми, що нижче підписалися, начальник відділу ТОВ «Гіротех» – Панченко Микола Анатолійович, провідний спеціаліст – Золотарьов Євген Олександрович, склали цей акт про те, що наступні результати наукових досліджень Аврутова Вадима Вікторовича, отримані в дисертаційній роботі «Розвиток теорії автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів», використані у розробках ТОВ «Гіротех»:

- метод автономного визначення широти і довготи рухомих об'єктів – використаний при розробці безплатформної інерціальної навігаційної системи;
- метод просторового калібрування інерціально-вимірювального модуля використаний у процедурі докалібруванні акселерометрів безплатформної системи орієнтації у польових умовах.

Начальник відділу ТОВ «Гіротех»

М.А.Панченко

Провідний спеціаліст

Є.О.Золотарьов

УКРАЇНА
АТ «ЕЛМІЗ»

02099, м. Київ
вул. Бориспільська, 9
Код ЄДРПОУ 24102142
тел./факс: (044) 566-87-22
факс: (044) 369-55-07
e-mail: elmiz@ukr.net



УКРАИНА
АО «ЕЛМІЗ»

02099, г. Киев
ул. Бориспольская, 9
Код ЕГРПОУ 24102142
тел./факс: (044) 566-87-22
факс: (044) 369-55-07
e-mail: elmiz@ukr.net

ЗАТВЕРДЖУЮ

Голова правління

АТ «ЕЛМІЗ»

М.М. Шумило М.М. Шумило

« 07 » 21 02 2020 р.

АКТ

впровадження результатів наукових досліджень

Ми, що нижче підписалися, директор з напрямку «Космос» – Суслов Сергій Петрович, головний спеціаліст з напрямку розробки гіроскопів та навігаційних систем – Головач Сергій Володимирович, склали цей акт про те, що результати наукових досліджень Аврутова Вадима Вікторовича, отримані в дисертаційній роботі «Розвиток теорії автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів», а саме, метод автономного визначення курсу рухомих об'єктів та метод автономного визначення широти нерухомих об'єктів використані на етапі розробки програмно-математичного забезпечення та лабораторних випробувань навігаційної системи на базі твердотільних вібраційних гіроскопів виробництва АТ «Елміз» для визначення азимутального положення.

Директор з напрямку

С.П. Суслов

С.П. Суслов

Головний спеціаліст з напрямку


С.В. Головач

С.В. Головач



ЗАТВЕРДЖУЮ

Декан приладобудівного факультету
 Національного технічного університету
 України «Київський політехнічний
 інститут імені Ігоря Сікорського»

 Г.С. Тимчик
 «09» серпня 2020 р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційних досліджень в навчальний процес Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Ми, що підписалися нижче, заступник декана з навчально-методичної роботи к.т.н., доцент Філіппова М.В., к.т.н., доцент Павловський О.М., д.т.н., професор Бурау Н.І. склали цей акт про те, що результати дисертаційних досліджень за темою «Розвиток теорії автономного визначення навігаційних параметрів рухомих та нерухомих об'єктів» здобувача Аврутова Вадима Вікторовича, використовуються в навчальному процесі кафедри приладів і систем орієнтації і навігації приладобудівного факультету Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» при підготовці фахівців за спеціальністю 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології в лекційному курсі дисципліни «Додаткові розділи теорії чутливих елементів», а саме:

- методи автономного визначення широти та довготи місця для нерухокої та рухокої основи;
- теорему про суму квадратів швидкостей зміни широти і довготи, на основі якої розроблено метод визначення швидкості рухомого об'єкта;
- скалярний метод контролю і діагностики блоку гіроскопів і акселерометрів, що входять до складу безплатформних інерціально-навігаційних систем.

Використання студентами результатів дисертаційної роботи Аврутова В.В. дозволяє їм більш глибоко опанувати сучасні технології проектування інерціально-навігаційних систем та допомагає виконувати курсові проекти та магістерські дисертації.

Заст. декана
 з навчально-методичної роботи

 М.В. Філіппова

Зав. каф. ПСОН, професор

 Н.І. Бурау

Вчений секретар каф. ПСОН, доцент

 О.М. Павловський

«09» серпня 2020 р.

ДОДАТОК Б**СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ ТА
ВІДОМОСТІ ПРО АПРОБАЦІЮ РЕЗУЛЬТАТІВ ДОСЛІДЖЕННЯ****Основні публікації**

1. Avrutov V. On Scalar Calibration of an Inertial Instrument Cluster//*Innovation and Technologies News*, 2011, No. 2(11). pp.22-30. <http://www.innovationsline.com./pdf/2011.Nr.2.pdf>
2. V. Avrutov. Scalar Method of Fault Diagnosis of Inertial Measurement Unit// *Advances in Aerospace Engineering* /Hindawi Publishing Corporation. – 2015. – Volume 2015, Article ID 264564, 10 pages.. DOI: 10.1155/2015/264564
3. Avrutov V. Scalar Diagnostics of the Inertial Measurement Unit/ *I.J. Intelligent Systems and Applications*, 2015, vol.11, pp.1-9. DOI:10.5815/ijisa.2015.11.01
4. V.V. Avrutov, A.N. Sapegin, Z.S. Stefanishin, V.V. Tsisarzh. Calibration of an Inertial Measurement Unit // *International Applied Mechanics*, Vol.53, No.2, March, 2017. – pp. 228-236. DOI: 10.1007/s10778-017-0808-4
5. Avrutov V. Spatial Calibration for the Inertial Measurement Unit // *International Journal of Sensors, Wireless Communications and Control*, 2017, vol.7, No.1, pp. 1-11. DOI: 10.2174/2210327907666170307121825
6. V.V. Avrutov. Autonomous Determination of Initial Latitude with an Inertial Measuring Unit // *International Applied Mechanics*, Vol.54, No.5, September, 2018. – pp. 594-599. DOI: 10.1007/s10778-018-0913-z
7. Аврутов В.В. Особенности гироскопа, построенного на ДНГ - измерителе угловой скорости / В.В. Аврутов, А.В. Збруцкий, О.И. Нестеренко // *Механика гироскопических систем*. – 1994. – вып.13. – с. 85-88.
8. Аврутов В.В. Математическая модель малогабаритного корректируемого гироскопа с динамически настраиваемым гироскопом / В.В. Аврутов, О.И. Нестеренко // *Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування*. – 1995. – Вип. 24. – С. 24-33.

9. Аврутов В.В. Випробування та калібрування мікромеханічних акселерометрів / В.В. Аврутов, П.М. Бондар, В.В. Мелешко // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2008. – Вип. 36. – С. 12-19.
10. Аврутов В.В. О скалярной калибровке блока гироскопов и акселерометров // Вісник Національного технічного університету України "Київський політехнічний інститут". Серія: Приладобудування. – 2010. – № 40, С. 10–17.
11. Аврутов В.В. Влияние акустического шума на переходную характеристику акселерометра / В.В. Аврутов, Д.В. Аврутова, П.М. Бондарь, Ю.Ф. Лазарев // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2012. – Вип. 43. – С. 175-180.
12. Аврутов В.В. Влияние погрешности поворота стенда на точность калибровки блока гироскопов и акселерометров / В.В. Аврутов, Т.Ю. Мазепа // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2012. – Вип. 43. – С. 5-10.
13. Аврутов В.В. Исследование инерциального измерительного модуля с USB-портом / В.В. Аврутов, С.В. Царенко // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2012. – Вип. 44. – С. 24-28..
14. Аврутов В.В. Определение угловой скорости поворота объекта с помощью электрического контура// Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2014. – Вип. 47 (1). – С. 28-32.
15. Аврутов В.В. Скалярный метод контроля и диагностики инерциально-измерительного модуля / В.В. Аврутов, С.В. Головач // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2014. – Вип. 48 (2). – С. 14-20.
16. Аврутов В.В. Виставка інерціальної навігаційної системи з використанням ПД-регулятора/ В.В. Аврутов, З.С. Стефанишин// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2015, №5. – с. 89-96.
17. Аврутов В.В. Метод калібрування і корекції вихідних сигналів тривісного акселерометра/ В.В. Аврутов, С.В. Головач, О.М. Сапегін, М.Ю. Хутко// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2016, №1. – с. 92-98.

18. Аврутов В.В. Начальная выставка курсовертикали/ В.В. Аврутов, Д.В. Бугаев, В.В. Мелешко// Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018, №1. (117) – с. 38-44.

19. Аврутов В.В. Обеспечение требуемого теплового режима интегрированной бесплатформенной инерциальной навигационной системы/ В.В. Аврутов, С.А. Давыденко, Е.В. Матвиенко, В. Л. Тихонов // Вісник Інженерної Академії України. – 2019, №1. – с. 99-106.

20. Мироненко П.С. Комплекс спеціалізованого стендового обладнання для контролю характеристик низькочастотних акселерометрів / П.С. Мироненко, О.М. Павловський, В.В. Аврутов // Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2019. – Вип. 57 (1). – С. 14-19.

21. Аврутов В.В. Температурне калібрування мікромеханічних гіроскопів з застосуванням штучних нейронних мереж/ В.В. Аврутов, Д.В. Бугайов, В.М. Шелевер // Вісник Інженерної Академії України. – 2019, № 3. – с. 134-144.

22. Аврутов В.В. Визначення початкових значень координат місцезнаходження інерціальними методами // Інформаційні системи, механіка та керування. – 2019, № 20. – с. 40-47.

Патенти

23. Спосіб визначення широти місця. – Патент України на корисну модель № 123355 від 26.02.2018 - бюл. №4.

24. Спосіб автономного визначення широти і довготи рухомого об'єкта. – Патент України на корисну модель № 140969 від 10.03.2020 - бюл. №5.

Матеріали конференцій

25. Vadym Avrutov, Sergiy Golovach, Tetiana Mazepa. On scalar calibration of an inertial measurement unit / Proceedings of the 19th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, State Research Center of the Russian Federation – Concern Central Scientific and Research Institute Elektropribor JSC, 28 - 30 May, 2012. – pp. 117-121.

26. Vadym Avrutov, Igor Shturma. Inertial Measurement Unit with USB-port / Proceedings of the 19th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, State Research Center of the Russian Federation – Concern Central Scientific and Research Institute Elektropribor JSC, 28 - 30 May, 2012. – pp. 194-195.

27. Avrutov V. Wire-Electric Gyroscope // Proceedings of the ASME 2013 International Mechanical Engineering Congress & Exposition. November 15-21, 2013 - San-Diego, CA – paper No. IMECE2013-63287. DOI: 10.1115/IMECE2013-63287

28. V.V. Avrutov, P.M. Aksonenko, P. Henaff, L. Ciarletta. 3D-Calibration of the IMU/ Proceedings of the 2017 IEEE 37th International Conference on Electronics and Nanotechnology (ELNANO). – pp. 374-379. DOI: 10.1109/ELNANO.2017.7939782

29. V.V. Avrutov, P.M. Aksonenko, N.I. Bouraou, P. Henaff, L. Ciarletta. Expanded Calibration of the MEMS Inertial Sensors / Proceedings of the 2017 IEEE First Ukraine Conference on Electrical and Computer Engineering (UKRCON). – pp. 675-679. DOI:10.1109/UKRCON.2017.8100328

30. V.V. Avrutov, O.I. Nesterenko. 3D-Calibration of an Inertial Measurement Unit / Proceedings of the 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, State Research Center of the Russian Federation – Concern Central Scientific and Research Institute Elektropribor JSC, 29 - 31 May, 2017. – pp. 318-323. DOI: 10.1109/ELNANO.2017.7939782

31. V.V. Avrutov, N.I. Bouraou, S.L. Lakoza, O.M. Pavlovskiy, P. Henaff, L. Ciarletta, P.M. Aksonenko. NEMS Gyroscope / Proceedings of the 2017 IEEE International Conference on Engineering, Technology and Innovation (ICE/ITMC). – pp. 409-413. DOI: 10.1109/ICE.2017.8279912

32. V.V. Avrutov, M.D. Geraimchuk, Xing Xiangming. 3D-Calibration for IMU of the Strapdown Inertial Navigation Systems / Proceedings of the MATEC Web of Conferences **114**, 01013 (2017). – pp.1-7. DOI: 10.1051/mateconf/ 20171140101
2MAE 2017

33. Avrutov V.V., Buhaiov D.V., Meleshko V.V. “Gyrocompassing Mode of the Attitude and Heading Reference System”. Proceedings of the IEEE/APUAVD-2017, October 17-19, 2017, Kiev, Ukraine, pp.134-138. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308793
34. Aksonenko P.M., Avrutov V.V., Lazarev Yu.F., Henaff P., Ciarletta L. “Overclocking Algorithms for SINS”. Proceedings of the IEEE/APUAVD-2017, October 17-19, 2017, Kiev, Ukraine, pp.125-129. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308791
35. Xing Xiangming, Avrutov V.V., Meleshko V.V. “Gyrocompassing Mode of the Strapdown Inertial Navigation System”. Proceedings of the IEEE/ITNEC-2017, December 15-17, Chengdu, China, pp. 363-368. DOI: 10.1109/ITNEC.2017.8284753
36. V.V. Avrutov, S.V. Golovach, V.V. Tsisarzh. Strapdown Gyro Latitude Finder/ Proceedings of the 2018 IEEE 38th International Conference on Electronics and Nanotechnology (ELNANO). – pp. 511-514. DOI: 10.1109/ELNANO.2018.8477485
37. V.V. Avrutov. Gyro North and Latitude Finder / Proceedings of the 25th Anniversary Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 28 - 30 May, 2018. – pp. 384-387. DOI: 10.23919/ICINS.2018.8405912
38. Aksonenko P.M., Avrutov V.V., Lazarev Y.F., Henaff P., Ciarletta L. (2019) Expanded Algorithm for Inertial Navigation. In: Arai K., Kapoor S., Bhatia R. (eds) Intelligent Computing. SAI 2018. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol 857. Springer, Cham (Proceedings of the *Computing Conference 2018 10-12 July 2018* | London, UK. https://doi.org/10.1007/978-3-030-01177-2_58
39. V. Avrutov, S. Davydenko, V.Tsisarzh. Strapdown Inertial North and Latitude Finder. Proceedings of the DGON Inertial Sensors and Systems (ISS), September 11-12, 2018 Braunschweig, Germany. – pp. P04-P05. (IEEE Catalog Number: CFP1857W-ART, ISBN: 978-1-5386-6083-6). DOI: 10.1109/InertialSensors.2018.8577145

40. Avrutov V.V., Meleshko V.V., Davydenko S.O. “Latitude Determination on the Strapdown Inertial Technology”. Proceedings of the IEEE/MSNMC-2018, October 16-18, 2018, Kiev, Ukraine, pp.20-23. DOI: 10.1109/MSNMC.2018.8576261

41. Avrutov V.V., Lazarev Y.F. “Autonomous Determination of Initial Position Data”/ Proceedings of the 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 27 - 29 May, 2019. – pp. 311-313. DOI: 10.23919/ICINS.2019.8769393

42. Avrutov V.V., Ryzhkov L.M. “About One Method of Autonomous Determination of the Navigation Parameters”. Proceedings of the IEEE/ APUAVD -2019, October 22-24, 2019, Kiev, Ukraine, pp.214-217. DOI: 10.1109/APUAVD47061.2019.8943835

43. Buhaiov D.V., Shelever V.M., Avrutov V.V. “Artificial Neural Networks Application to MMG Temperature Calibration”. Proceedings of the IEEE/ APUAVD -2019, October 22-24, 2019, Kiev, Ukraine, pp.44-47. DOI: 10.1109/APUAVD47061.2019.8943908

44. V.V. Avrutov, L.M. Ryzhkov, O.A. Sushchenko “Autonomous Determination of Vehicle Longitude”. Proceedings of the 2020 IEEE 15th International Conference on Advanced Trends in Radioelectronics, Telecommunications and Computer Engineering (TCSET) - 25-29 Feb. 2020, Lviv-Slavske, Ukraine, pp. 123-126. DOI: 10.1109/TCSET49122.2020.235406

45. Аврутов В.В., Головач С.В., Косяк М.Р. Скалярный метод контроля и диагностики БИНС. – Збірник тез доповідей XIII Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 23-24 квітня 2014, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2014, с.21-22.

46. Аврутов В.В., Стефанишин З.С., Хутко М.Ю. Калібрування блоку акселерометрів і гіроскопів. – Збірник тез доповідей XV Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 17-18 травня 2016, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2016, с.30-31.

47. Аврутов В.В., Лазарев Ю.Ф., Цисарж В.В. Сравнение точности алгоритмов бесплатформенных инерциальных систем ориентации. – Тези доповідей 2-ї Української науково-технічної конференції «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи». 6-7 грудня 2016. – КП СП «Арсенал», 2016, с.86-88.

48. Аврутов В.В., Шелевер В.М Алгоритм компенсації температурних дрейфів мікромеханічних гіроскопів штучною нейронною мережею. – Збірник наукових праць третьої Української науково-технічної конференції «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи». 4-5 грудня 2018. – КП СП «Арсенал», 2018, с.82-84.

49. Аврутов В.В., Бугайов Д.В., Шелевер В.М. Підвищення точності мікромеханічних гіроскопів штучною нейронною мережею. – Збірник тез доповідей XVIII Міжнародної науково-технічної конференції «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи». 15-16 травня 2019, Київ, ПБФ НТУУ «КПІ», 2019, с.23-24.

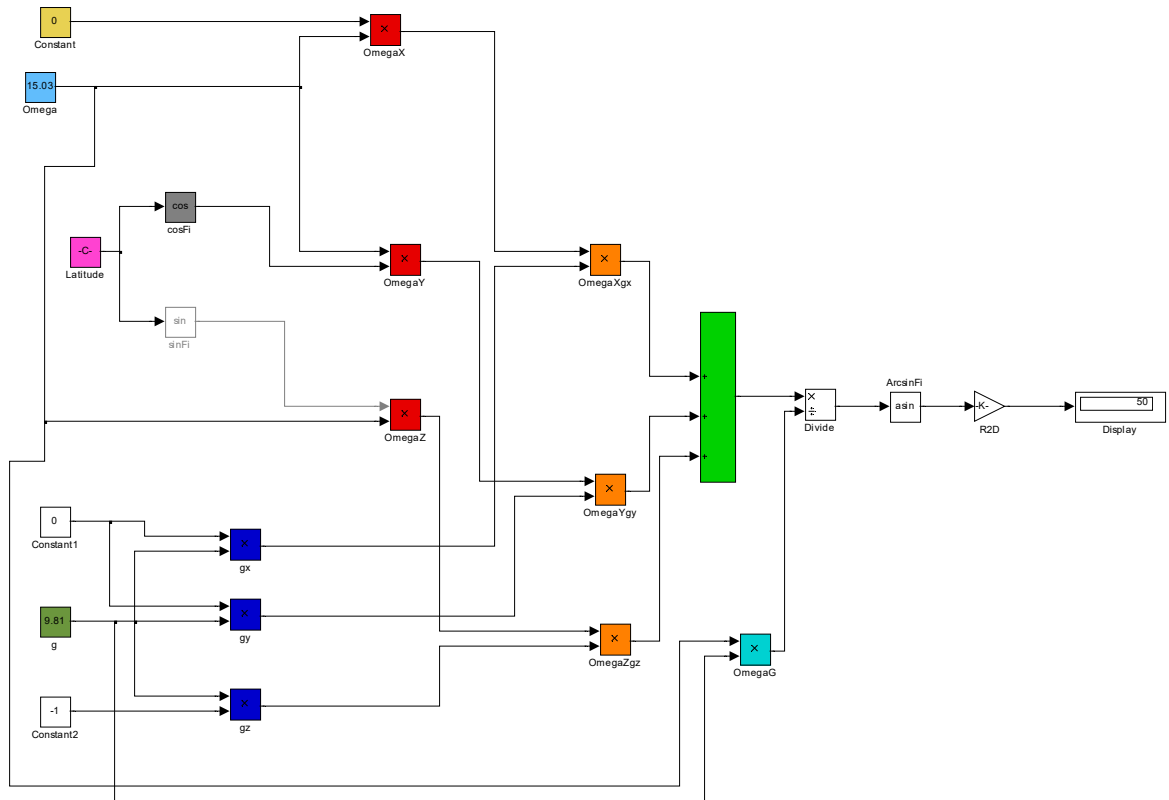
Апробація результатів дисертації

Наукові та практичні результати дисертаційної роботи доповідались, обговорювались та отримали позитивну оцінку на 20 міжнародних науково-технічних конференціях (з них 20 входять до міжнародної наукометричної бази SCOPUS) та п'яти вітчизняних науково-технічних конференціях: міжнародному симпозиумі з авіації та аерокосмічних систем 2017 р. у Пекіні, Китайська народна республіка (International Symposium on Aviation and Aerospace System Engineering, SAASE 2017, Beijing, China); міжнародному IEEE симпозиумі по гіроскопічним технологіям в Брауншвейзі (Symposium Gyro Technology, Braunschweig, Germany, 2018); міжнародній IEEE комп'ютерній конференції в Лондоні (Computing Conference 2018, London, UK); міжнародній IEEE конференції з інформаційних технологій, комп'ютерних мереж та автоматичного керування у Ченгду, Китайська народна республіка (ITNEC-2017, Chengdu, China,); 37-й та 38-й міжнародних науково-технічних конференціях IEEE з електроніки

та нанотехнології ELNANO-2017 та ELNANO-2018 у Національному технічному університеті України "Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського", Київ, Україна; міжнародній науково-технічній конференції IEEE «Методи та системи навігації та керування рухом – 2018 (Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC-2018))», Національний авіаційний університет, Київ, Україна; міжнародній науково-технічній конференції IEEE «Актуальні проблеми розробки безпілотних літальних апаратів – 2017, 2019 (Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD-2017, 2019))», Національний авіаційний університет, Київ, Україна; Першій міжнародній науково-технічній конференції IEEE Conference on Electrical and Computer Engineering (UKRCON-2017) у Національному технічному університеті України "Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського", Київ, Україна; 15-й міжнародній науково-технічній конференції IEEE 15th International Conference on Advanced Trends in Radioelectronics, Telecommunications and Computer Engineering (TCSET - 2020), Львів-Славське, XXII міжнародній науково-технічній конференції "Гіротехнології, навігація керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки" (2019, Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського", Київ, Україна); XIII, XV, XVIII Міжнародні науково-технічні конференції "ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. Стан і перспективи", 2014, 2016, 2019 років. (Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського", Київ, Україна); Науково-технічній конференції України «Спеціальне приладобудування. Стан та перспективи» (КП СП «Арсенал», 2016, 2019).

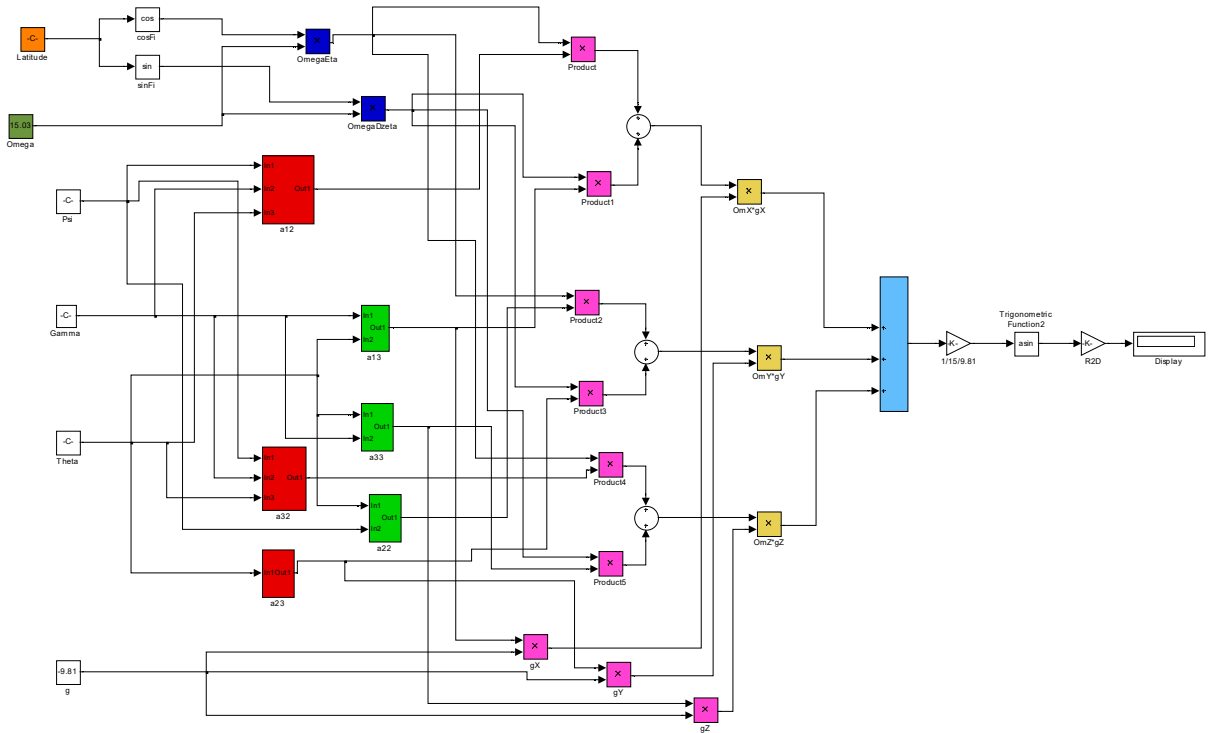
Додаток В

Simulink-модель виразу для автономного визначення широти місця у випадку, коли осі ІВМ збігаються з осями географічної системи координат.



Додаток Г

Simulink модель виразу визначення широти у випадку постійних кутів нахилу основи



Додаток Д

Розрахунок різниці між геодезичною та геоцентричною широтами

```

% Програма розраховує різницю між геодезичною та геоцентричною широтами
clear all, clc

a1=6378245;% еліпсоїд Красовського
b1=6356863;

a2=6378137; % модель WGS-84
b2=6356752.3142;

eps1=a1^2/b1^2;
eps2=a2^2/b2^2;

Fi0=0:89;

Fi0rad=Fi0*pi/180;

tanFi0=tan(Fi0rad);

% Розрахунок різниці між геодезичною та геоцентричною широтами
deltaFi1=atan((eps1-1)*tanFi0./(1+eps1*tanFi0.^2))*180/pi;
deltaFi2=atan((eps2-1)*tanFi0./(1+eps2*tanFi0.^2))*180/pi;

disp( '      Fi0      deltaFi1      deltaFi2  ')
disp([Fi0',deltaFi1',deltaFi2'])

figure(1);
plot(Fi0,deltaFi1,Fi0,deltaFi2,'LineWidth',3), grid

set(gca,'FontSize',14)
ylabel('Різниця широт (градуси)','LineWidth',3), xlabel('Геоцентрична широта (градуси)'),
legend('1- Крас','2-WGS-84')

dif=abs(deltaFi1-deltaFi2); % Різниця між похибками двох моделей
disp( '      Fi0      dif  ')
disp([Fi0',dif'])

figure(2);
plot(Fi0,dif,'LineWidth',3), grid
set(gca,'FontSize',14)
ylabel('Різниця між похибками двох моделей (градуси)','LineWidth',3),
xlabel('Геоцентрична широта (градуси)'),

```


Усереднений Фільтр Калмана

```

clc, clear all
    global g0
    An=9.81;
    g0=An;

wb=waitbar(0, 'Идут вычисления...');

tic % Start a stopwatch timer

src = 'R_макет 2019-11-11 11_50_09_1_nav.txt';
% src = 'макет 2019-11-11 12_31_31_1_nav.txt';

raw_Data = dlmread(src, '', 1,0);

t =raw_Data(:,1);
Om_sens_arr = raw_Data(:,3:5)*3600; % град/час;
Acc_sens_arr = raw_Data(:,6:8);

data = [t, Om_sens_arr, Acc_sens_arr];
sigma =[1e-4, 1e-4, 1e-4, 1e-2, 1e-2, 1e-2];
FREQ=1/0.04;
    Q_coef = 1e-1;
    R_coef = 1e3;
sensor_data = KalmanFilter(data, sigma, FREQ, Q_coef, R_coef);

%Графік

figure(1)
subplot(3,1,1)
plot(t,Om_sens_arr(:,1), 'b-', t,sensor_data(:,2), 'r-', 'LineWidth',2), grid
xlabel('Time (s)');
ylabel('omegaX (deg/hour)');

subplot(3,1,2)
plot(t,Om_sens_arr(:,2), 'b-', t,sensor_data(:,3), 'r-', 'LineWidth',2), grid
xlabel('Time (s)');
ylabel('omegaY (deg/hour)');

subplot(3,1,3)
plot(t,Om_sens_arr(:,3), 'b-', t,sensor_data(:,4), 'r-', 'LineWidth',2), grid
xlabel('Time (s)');
ylabel('omegaZ (deg/hour)');

acc_filt_time = 40; % Початковий інтервал часу [с], на якому сигнал не виводиться

figure(2)
subplot(3,1,1)
plot(t(acc_filt_time*FREQ:end), Acc_sens_arr((acc_filt_time*FREQ:end),1), 'b-',
t(acc_filt_time*FREQ:end),sensor_data((acc_filt_time*FREQ:end),5), 'r-',
'LineWidth',2), grid
xlabel('Time (s)');
ylabel('gX (m/s2)');

```

```

subplot(3,1,2)
plot(t(acc_filt_time*FREQ:end), Acc_sens_arr((acc_filt_time*FREQ:end),2), 'b-',
t(acc_filt_time*FREQ:end), sensor_data((acc_filt_time*FREQ:end),6), 'r-
', 'LineWidth',2), grid
xlabel('Time (s)');
ylabel('gY (m/s2)');

subplot(3,1,3)
plot(t(acc_filt_time*FREQ:end), Acc_sens_arr((acc_filt_time*FREQ:end),3), 'b-',
t(acc_filt_time*FREQ:end), sensor_data((acc_filt_time*FREQ:end),7), 'r-
', 'LineWidth',2), grid
xlabel('Time (s)');
ylabel('gZ (m/s2)');

% Расчет средних и СКО до фильтра
OmegaX=mean(Om_sens_arr(:,1))
OmegaY=mean(Om_sens_arr(:,2))
OmegaZ=mean(Om_sens_arr(:,3))

sigOmX=std(Om_sens_arr(:,1))
sigOmY=std(Om_sens_arr(:,2))
sigOmZ=std(Om_sens_arr(:,3))

Omega=sqrt(OmegaX.^2+OmegaY.^2+OmegaZ.^2);

gX=mean(Acc_sens_arr(:,1))
gY=mean(Acc_sens_arr(:,2))
gZ=mean(Acc_sens_arr(:,3))

sigGx=std(Acc_sens_arr(:,1))
sigGy=std(Acc_sens_arr(:,2))
sigGz=std(Acc_sens_arr(:,3))

g=sqrt(gX.^2+gY.^2+gZ.^2);

% вычисление широты, рад
FiRad1=asin((OmegaX*gX+OmegaY*gY+OmegaZ*gZ)/Omega/g);
FiGrad1=FiRad1*180/pi; % вычисление широты, град

NomFiGrad=0.845328215*180/pi;

deltaFil=NomFiGrad-FiGrad1

% Расчет средних и СКО ПОСЛЕ фильтра
OmX=mean(sensor_data(:,2))
OmY=mean(sensor_data(:,3))
OmZ=mean(sensor_data(:,4))

stdOmX=std(sensor_data(:,2))
stdOmY=std(sensor_data(:,3))
stdOmZ=std(sensor_data(:,4))

OmF=sqrt(OmX.^2+OmY.^2+OmZ.^2);

gXF=mean(sensor_data(:,5))
gYF=mean(sensor_data(:,6))

```

```

gZF=mean(sensor_data(:,7))

stdGx=std(sensor_data(:,5))
stdGy=std(sensor_data(:,6))
stdGz=std(sensor_data(:,7))

gF=sqrt(gXF.^2+gYF.^2+gZF.^2);

% вычисление широты, рад
FiRad2=asin((OmX*gXF+OmY*gYF+OmZ*gZF)/OmF/gF);
FiGrad2=FiRad2*180/pi; % вычисление широты, град

deltaFi2=NomFiGrad-FiGrad2

close(wb);



---



%% Kalman filtering for dataset from gyros and accels.
% Input data:
% t - Time [s]
% om_x, om_y, om_z - Ang. rate from gyroscopes [rad/s]
% a_x, a_y, a_z - Acceleration from accelerometers [m/s^2]
% data = [t om_x om_y om_z a_x a_y a_z], shape (n, 7)
% std_om_x, std_om_y, std_om_z - Standard deviation of gyroscopes [rad/s]
% std_a_x, std_a_y, std_a_z - Standard deviation of accelerometers [m/s^2]
% sigma = [std_om_x std_om_y std_om_z std_a_x std_a_y std_a_z], shape (1, 6)
%
% Output data:
% out_data in rad/s and m/s^2.
function out_data = KalmanFilter(data, sigma, FREQ, Q_coef, R_coef)

    global g0

    h = 1/FREQ; % Sampling step

    xd=zeros(6,1); % Initial estimations
    % xd=mean(data(:,2:7))';
    xd(6) = g0;
    xd_out = xd;

    % Standard deviations
    sox = sigma(1);    soy = sigma(2);    soz = sigma(3);
    six = sigma(4);    siy = sigma(5);    siz = sigma(6);

    % Mostly optimal values for filtering
    if nargin == 3 % if the number of inputs equals 3
        Q_coef = 1e-1;
        R_coef = 1e3;
    end

    % Matrix of input influence intensity
    Q1= Q_coef*diag([sox^2 soy^2 soz^2 1e-3*[six^2 siy^2 siz^2]])/h;

    % Matrix of measurement noise intensities
    R = R_coef*diag([sox^2 soy^2 soz^2 1e-3*[six^2 siy^2 siz^2]])/h;

```

```

I=eye(6,6); % Identity matrix
P=zeros(6,6); % Correlation matrix of errors
x_all = data(:, 2:7)'; % Transpose data

counter = 1;
while counter < length(data)
    z = x_all(:,counter); % Input data vector
    H=diag([1 1 1 1 1 1]); % Matrix of measurements
    F=I; % Conversion matrix

    xd=F*xd; % Predicted vector of variables of state
    P=F*P*F'+Q1; % Correlation matrix of errors
    Kd=(P*H'*inv(H*P*H'+R)); % Matrix of Kalman filter coefficients
    xd=xd+Kd*(z-H*xd); % Estimation of state vector
    P=[I-Kd*H]*P; % Correlation matrix of errors

    xd_out(:,counter+1)=xd; % Collect estimations
    counter = counter + 1;
end

out_data = [data(:,1) xd_out'];
end

```

Додаток Ж

```

% Расчет вычисления широты и долготы

clear all, clc
close all;
clc;

fi0=50/180*pi; % начальная широта в рад
sinFi0=sin(fi0);
cosFi0=cos(fi0);

lamda0=30/180*pi; % начальная долгота в рад

R=6378163;% средний экваториальный радиус Земли, м
U=7.2921151467e-5; % угловая скорость суточного вращения Земли(рад/с)
Om_e=U;

K0=10*pi/180; % начальный курс, рад
sinK0=sin(K0);
cosK0=cos(K0);

v1=200;
VN1=v1*cosK0;
VE1=v1*sinK0;

v2=400;
VN2=v2*cosK0;
VE2=v2*sinK0;

v3=600;
VN3=v3*cosK0;
VE3=v3*sinK0;

tgK=tan(K0);

for i=1:5400
    stepT=i;

    fi1=fi0+(VN1/R)*stepT;
    fi2=fi0+(VN2/R)*stepT;
    fi3=fi0+(VN3/R)*stepT;

    lamda1=lamda0+(VE1/(R*cos(fi1)))*stepT;
    lamda2=lamda0+(VE2/(R*cos(fi2)))*stepT;
    lamda3=lamda0+(VE3/(R*cos(fi3)))*stepT;

    lamdaT1=VE1/(R*cos(fi1));
    lamdaT2=VE2/(R*cos(fi2));
    lamdaT3=VE3/(R*cos(fi3));

    fiT1=VN1/R;
    fiT2=VN2/R;
    fiT3=VN3/R;

% Проекция угловой скорости на оси геогр. сист. координат (ГСК)

```

```

Om_Ksi1=-fiT1;
Om_Eta1=(U+lamdaT1)*cos(fi1);
Om_Dzeta1=(U+lamdaT1)*sin(fi1);
Om1=[Om_Ksi1; Om_Eta1; Om_Dzeta1];

Om_Ksi2=-fiT2;
Om_Eta2=(U+lamdaT2)*cos(fi2);
Om_Dzeta2=(U+lamdaT2)*sin(fi2);
Om2=[Om_Ksi2; Om_Eta2; Om_Dzeta2];

Om_Ksi3=-fiT3;
Om_Eta3=(U+lamdaT3)*cos(fi3);
Om_Dzeta3=(U+lamdaT3)*sin(fi3);
Om3=[Om_Ksi3; Om_Eta3; Om_Dzeta3];

%ФОРМИРОВАНИЕ матрицы направляющих косинусов (МНК)

aln=40; % начальное значение угла АЛЬФА,град
btn=20; % начальное значение угла БЕТА,град
gmn=10; % начальное значение угла ГАММА,град

alfa=aln*pi/180; % радианная мера угла поворота АЛЬФА
beta=btn*pi/180; % радианная мера угла поворота БЕТА
gama=gmn*pi/180; % радианная мера угла поворота ГАММА

% вычисление элементов КВАТЕРНИОНА
snALFA=sin(alfa/2);
csALFA=cos(alfa/2);
snBETA=sin(beta/2);
csBETA=cos(beta/2);
snGAMA=sin(gama/2);
csGAMA=cos(gama/2);

a=csALFA*csBETA*csGAMA-snALFA*snBETA*snGAMA;
b=csALFA*snBETA*csGAMA-snALFA*csBETA*snGAMA;
c=csALFA*csBETA*snGAMA+snALFA*snBETA*csGAMA;
d=snALFA*csBETA*csGAMA+csALFA*snBETA*snGAMA;

% вычисление элементов МНК

a11=(a^2+b^2-c^2-d^2);
a21=2*(b*c-a*d);
a31=2*(b*d+a*c);
a12=2*(b*c+a*d);
a22=(a^2-b^2+c^2-d^2);
a32=2*(c*d-a*b);
a13=2*(b*d-a*c);
a23=2*(c*d+a*b);
a33=(a^2-b^2-c^2+d^2);
% Матрица МНК прямая (переход от ГСК к оXYZ)
Cnb=[a11 a12 a13;
      a21 a22 a23;
      a31 a32 a33];
% Матрица угловой скорости объекта
Omega1=Cnb*Om1;
Omega2=Cnb*Om2;
Omega3=Cnb*Om3;

OmegaX1=Omega1(1,1);

```

```

OmegaY1=Omega1(2,1);
OmegaZ1=Omega1(3,1);

OmegaX2=Omega2(1,1);
OmegaY2=Omega2(2,1);
OmegaZ2=Omega2(3,1);

OmegaX3=Omega3(1,1);
OmegaY3=Omega3(2,1);
OmegaZ3=Omega3(3,1);

% Матрица МНК обратная (переход от oXYZ к ГСК)
Cbn=Cnb';

c11=Cbn(1,1);
c12=Cbn(1,2);
c13=Cbn(1,3);
c21=Cbn(2,1);
c22=Cbn(2,2);
c23=Cbn(2,3);
c31=Cbn(3,1);
c32=Cbn(3,2);
c33=Cbn(3,3);

% Расчет проекций угловой скорости объекта на оси ГСК
OmEta1=c21*OmegaX1+c22*OmegaY1+c23*OmegaZ1;
OmDzeta1=c31*OmegaX1+c32*OmegaY1+c33*OmegaZ1;

OmEta2=c21*OmegaX2+c22*OmegaY2+c23*OmegaZ2;
OmDzeta2=c31*OmegaX2+c32*OmegaY2+c33*OmegaZ2;

OmEta3=c21*OmegaX3+c22*OmegaY3+c23*OmegaZ3;
OmDzeta3=c31*OmegaX3+c32*OmegaY3+c33*OmegaZ3;

firad1=fi1*180/pi; % широта заданная, в град
lamdarad1=lamda1*180/pi; % долгота заданная, в град

firad2=fi2*180/pi; % широта заданная, в град
lamdarad2=lamda2*180/pi; % долгота заданная, в град

firad3=fi3*180/pi; % широта заданная, в град
lamdarad3=lamda3*180/pi; % долгота заданная, в град

% Расчетная широта, в рад
fiN1=atan(OmDzeta1./OmEta1);
fiN2=atan(OmDzeta2./OmEta2);
fiN3=atan(OmDzeta3./OmEta3);

% Расчетная широта, в град
fiR1(i)=fiN1*180/pi;
fiR2(i)=fiN2*180/pi;
fiR3(i)=fiN3*180/pi;

% Расчетная долгота, в град
%lamdaR=(lamda0+(sqrt(OmDzeta.^2+OmEta.^2)-U)*stepT)*180/pi;
lamdaCS1(i)=(lamda0+(OmEta1/cos(fiN1)-U)*stepT)*180/pi;
lamdaCS2(i)=(lamda0+(OmEta2/cos(fiN2)-U)*stepT)*180/pi;
lamdaCS3(i)=(lamda0+(OmEta3/cos(fiN3)-U)*stepT)*180/pi;
%lamdaSN=(lamda0+(OmDzeta/sin(fiN)-U)*stepT)*180/pi;

```

```
%disp([i, firad, fiR, lamdarad, lamdaR, lamdaCS, lamdaSN])
%disp([i, firad1, fiR1])
%disp([i, lamdarad, lamdaR])
t(i)=i;
end
figure(1)
plot(t/3600, fiR1, t/3600, fiR2, t/3600, fiR3, 'LineWidth', 3), grid
set(gca, 'FontSize', 14)
ylabel(' Широта, град'), xlabel('   Время, час'),
legend('1', '2', '3')
figure(2)
plot(t/3600, lamdaCS1, t/3600, lamdaCS2, t/3600, lamdaCS3, 'LineWidth', 3), grid
set(gca, 'FontSize', 14)
ylabel(' Долгота, град'), xlabel('   Время, час'),
legend('1', '2', '3')
```


Додаток 3

```

% Расчет широты и долготы по выходным данным IMU
% на выходе гироскопов - апериодический фильтр
% кроме того усреднение
clear all;
close all;
clc;

% Загрузка данных БПЛА
data=load('Orlando1.txt');

Heading=data(:,1); % град
Pitch=data(:,2); % град
Roll=data(:,3); % град
Gyro=data(:,4:6); % град/с
Accel=data(:,7:9); % g

Lat_GNSS=data(:,10); % град
Long_GNSS=data(:,11); % град
Height_GNSS=data(:,12); % m
Hor_spd=data(:,13); % m/s
Ver_spd=data(:,14); % m/s
Ms_GPS=data(:,15); % m/s

fi0=Lat_GNSS(1,1); % начальная широта в град

lamda0=Long_GNSS(1,1); % начальная долгота в град

R=6378163;% средний экваториальный радиус Земли, м
U=7.2921151467e-5; % угловая скорость суточного вращения Земли(рад/с)

OmXb=Gyro(:,1);
OmYb=Gyro(:,2);
OmZb=Gyro(:,3);

Tf=12.5;
Tx=Tf;Ty=Tf;Tz=Tf;

length=length(data(:,1))

wb=waitbar(0,'Идут вычисления...');
tic % Start a stopwatch timer

deltaT=(Ms_GPS(2)-Ms_GPS(1))/1000;
timeEnd=Ms_GPS(length);
timeStart=Ms_GPS(1);
time=timeEnd-timeStart;

for i=1:length
    stepT=deltaT/10;
    t(i)=(Ms_GPS(i)-Ms_GPS(1))/1000;

%ФОРМИРОВАНИЕ матрицы направляющих косинусов (МНК)

alfa=-Heading(i)*pi/180; % радианная мера угла поворота АЛЬФА
beta=Pitch(i)*pi/180; % радианная мера угла поворота БЕТА
gamma=Roll(i)*pi/180; % радианная мера угла поворота ГАММА

```

```

% ВЫЧИСЛЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КВАТЕРНИОНА
snALFA=sin(alfa/2);
csALFA=cos(alfa/2);
snBETA=sin(beta/2);
csBETA=cos(beta/2);
snGAMA=sin(gama/2);
csGAMA=cos(gama/2);

a=csALFA*csBETA*csGAMA-snALFA*snBETA*snGAMA;
b=csALFA*snBETA*csGAMA-snALFA*csBETA*snGAMA;
c=csALFA*csBETA*snGAMA+snALFA*snBETA*csGAMA;
d=snALFA*csBETA*csGAMA+csALFA*snBETA*snGAMA;

% ВЫЧИСЛЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ МНК

a11=(a^2+b^2-c^2-d^2);
a21=2*(b*c-a*d);
a31=2*(b*d+a*c);
a12=2*(b*c+a*d);
a22=(a^2-b^2+c^2-d^2);
a32=2*(c*d-a*b);
a13=2*(b*d-a*c);
a23=2*(c*d+a*b);
a33=(a^2-b^2-c^2+d^2);
% Матрица МНК прямая (переход от ГСК к OXYZ)
Cnb=[a11 a12 a13;
      a21 a22 a23;
      a31 a32 a33];

% Матрица МНК обратная (переход от OXYZ к ГСК)
Cbn=Cnb';

c11=Cbn(1,1);
c12=Cbn(1,2);
c13=Cbn(1,3);
c21=Cbn(2,1);
c22=Cbn(2,2);
c23=Cbn(2,3);
c31=Cbn(3,1);
c32=Cbn(3,2);
c33=Cbn(3,3);

%Расчет проекций угловой скорости объекта с учетом апериодического фильтра

OmX=OmXb(i)*exp(-t(i)/Tx);
OmY=OmYb(i)*exp(-t(i)/Ty);
OmZ=OmZb(i)*exp(-t(i)/Tz);

%Расчет проекций угловой скорости объекта на оси ГСК

OmEta(i)=c21*OmX+c22*OmY+c23*OmZ;
OmDzeta(i)=c31*OmX+c32*OmY+c33*OmZ;

% Расчетная широта, в град

```

```

OmDzetaMean=mean (OmDzeta);
OmEtaMean=mean (OmEta);

fi (i)=90-atan (OmDzetaMean/OmEtaMean)*180/pi;

% Расчетная долгота, в град
lamdaGR(i)=lamda0+((sqrt (OmDzetaMean^2+OmEtaMean^2)-U)*stepT)*180/pi;

disp ([t(i), fi (i), Lat_GNSS (i), lamdaGR (i), Long_GNSS (i)])
end

figure(1)
plot(t, lamdaGR, t, Long_GNSS, 'r--', 'LineWidth', 3), grid
set(gca, 'FontSize', 14)
ylabel(' Долгота, град'), xlabel(' Час, с'),
legend('1', '2')

figure(2)
plot(t, fi, t, Lat_GNSS, 'r--', 'LineWidth', 3), grid
set(gca, 'FontSize', 14)
ylabel(' Широта, град'), xlabel(' Час, с'),
legend('1', '2')

fi_r=90-atan (mean (OmDzeta) /mean (OmEta)) *180/pi

conv=diag([-1 1 -1]);

figure(3);
subplot(2,1,1);
plot(t, data(:, 4:6)*conv, 'LineWidth', 1), grid;
legend('x', 'y', 'z');
xlabel('Time (s)');
ylabel('Angular Rate (degree/s)');

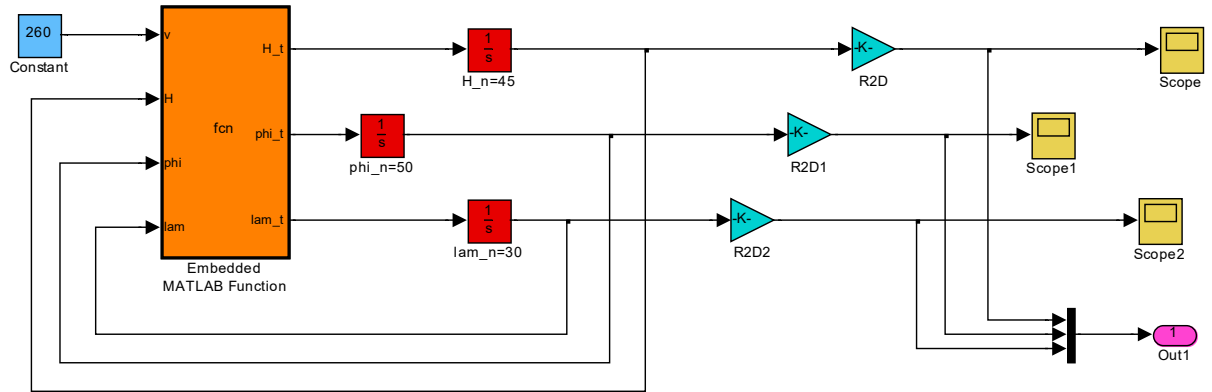
subplot(2,1,2);
plot(t, data(:, 7:9)*conv, 'LineWidth', 1), grid;
legend('x', 'y', 'z');
xlabel('Time (s)');
ylabel('Acceleration (g)');

close (wb);

```

Додаток І

Simulink модель системи рівнянь (4.18)



Simulink модель скалярного методу

контролю блоку акселерометрів

