НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Приладобудівний факультет
Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації

«На правах рукопису»
УДК 621.45.017

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____ _____
(підпис) (ініціали, прізвище)
“___” _____20__ р.

Магістерська дисертація

зі спеціальності (спеціалізації): 151 «Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології» («Комп’ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування»)

на тему: Початкова виставка та калібрування безплатформової інерціальної навігаційної системи

Виконав: студент 6 курсу, групи ПГ-61м
(шифр групи)

Бугайов Дмитро Віталійович _____
(прізвище, ім’я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник доцент, к.т.н. Аврутов В. В. _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Консультант _____ _____ _____
(назва розділу) (науковий ступінь, вчене звання, , прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент _____ _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ – 2018 року

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка складає 107 сторінок (з них основна частина 77 сторінок), в ній міститься 20 рисунків, 33 таблиць.

Дослідження безплатформених інерціальних навігаційних систем спрямовані передусім на вирішення двох основних завдань - на підвищення надійності і точності цих систем. Прогрес у мікроелектромеханічних системах дав можливість використовувати мініатюрні інерціальні і магнітні датчики в широкому спектрі приладів споживчого ринку. Характеристики точності недорогих навігаційних приладів, побудованих на базі цих датчиків, незважаючи на високий ступінь автоматизації виробничого процесу, є недостатньо високими. Для досягнення максимально можливої продуктивності таких систем потрібно приділити велику увагу їх калібруванню а також правильної виставки перед експлуатацією, яке не потребує використання дорогого прецизійного обладнання.

Актуальність теми. Дослідження безплатформових інерціальних навігаційних систем (БІНС) дозволить спростити задачу визначення параметрів руху об'єкта та його орієнтацію. Особливо якщо домогтися побудови таких систем, використовуючи мікромеханічні чутливі елементи, що призведе до зменшення габаритів та маси такого вимірювального блоку, а також до суттєвого здешевлення кінцевої продукції. В даний момент сучасні технології дозволяють виготовляти надійні чутливі елементи, але основний їх недолік стосується точності вимірювальної інформації. Тому використання існуючих та розробка способів обробки знятої інформації є важливим кроком в поліпшенні їхніх характеристик.

Метою магістерської дисертації є розробка алгоритму початкової виставки безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) та проведення калібрувань датчиків IBM MAX21105 за допомогою нерозширеного фільтра Калмана.

Об`єктом дослідження є інерціально-вимірювальний модуль БІНС.

Предметом сучасні методи калібрування та виставлення інерціально-вимірювального модуля БІНС, способи підвищення їх точності..

Методи дослідження: Розробка та аналіз алгоритму початкової виставки БІНС. Проведення калібрування інерціальних чутливих елементів використовуючи метод фільтрації Калмана.

Наукова новизна полягає в створенні алгоритму початкової виставки БІНС та його аналізі.

Практичне значення полягає в обґрунтованій оцінці створеного методу виставки та аналізу точності калібрування методом фільтра Калмана.

Апробація результатів роботи.

Положення даної роботи та проміжні результати доповідались і обговорювались на наступних конференціях:

1. IEEE 4th International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments”, м. Київ, 2017.
2. XI Науково-практична конференція студентів, аспірантів та молодих вчених «Погляд у майбутнє приладобудування», м. Київ, 2018.

Публікації.

1. Avrutov V.V. Gyrocompassing Mode of the Attitude and Heading Reference System / V.V. Avrutov, D.V. Buhaiov,, V.V. Meleshko. // 2017 IEEE 4th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD). – Kyiv, 2017. – С. 134–138. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308793
2. Аврутов В.В., Бугаёв Д.В., Мелешко В.В. Начальная выставка курсовертикали // Наукові Вісті НТУУ «КПІ». Київ – 2018(1). – С.38-44.
3. Бугайов Д.В. Аналітичний огляд з виставки БІНС.// Погляд у майбутнє приладобудування: XI Науково-практична конференція студентів, аспірантів та молодих вчених, Збірник тез доповідей / Нац. техн. ун-т України «КПІ ім.. Ігоря Сікорського». – Київ, 2018.

Ключові слова: БІНС, ІНС, MAX21105, калібрування, початкова виставка, фільтр Калмана, система орієнтації, ІВМ.

ABSTRACT

Explanatory note 107 pages (including the bulk of 77 pages), it contains 20 figures, 33 tables.

The research of strapdown inertial navigation systems is aimed primarily at solving two main tasks - to increase the reliability and accuracy of these systems. Progress in microelectromechanical systems allowed the use of miniature inertial and magnetic sensors in a wide range of consumer market devices. Characteristics of the accuracy of inexpensive navigation devices built on the basis of these sensors, despite the high degree of automation of the production process, are not high enough. In order to achieve the maximum possible performance of such systems, it is necessary to pay attention to their calibration and the accurate alignment before the operation, which does not require apply expensive precision equipment.

Actuality of theme. Research strapdown inertial navigation systems will simplify the task of determining the parameters of the object and its orientation. Especially when you get these systems build using micromechanical sensors that would reduce the size and weight of the measuring unit and to significantly reduce the cost of the final product. Currently contemporary technology can produce reliable sensors, but their main drawback concerns the accuracy of measurement data. Therefore, the use and testing of various algorithms for information removed is an important step in improving their performance.

The aim of the thesis is the development of the algorithm of the SINS initial alignment and the calibration of the IMU MAX21105 sensors using the Kalman non-expanded filter.

Object of research is the inertial-measurement unit SINS.

The subject of research is the modern methods of calibration and alignment of the inertial-measuring unit SINS, increase their accuracy.

Methods: Development and analysis of the algorithm of the SINS initial alignment. Make calibration of inertial sensitive elements using Kalman filtration method.

Scientific novelty is to create an algorithm for the SINS initial alignment and its analysis.

The practical significance of the work based on the estimation of the created method of alignment and the calibration accuracy analysis of the Kalman filter method.

Testing results:

Results were presented and discussed at the following conferences:

1. IEEE 4th International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments”, Kyiv, 2017.
2. XI Scientific Conference of students and graduate students "Looking to the future instrument", Kyiv, 2018.

Publications.

1. Avrutov V.V. Gyrocompassing Mode of the Attitude and Heading Reference System / V.V. Avrutov, D.V. Buhaiov,, V.V. Meleshko. // 2017 IEEE 4th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD). – Kyiv, 2017. – C. 134–138. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308793
2. Avrutov V.V. Initial alignment of the attitude and heading reference system / V.V. Avrutov, D.V. Buhaiov, V.V. Meleshko. // Research bulletin of the NTUU ”KPI” – 2018(1). – C.38-44.
3. D.V. Buhaiov An analytical review of the SINS alignment methods // Looking to the future instrument: XI Scientific Conference of students and graduate students, Collection of abstracts / Nat. Tech. University of Ukraine "KPI". – Kyiv, 2018.

Keywords: SINS, INS, MAX21105, calibration, initial alignment, Kalman filter, IMU.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ 10
ВСТУП 11
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СУЧАСНИХ МЕТОДІВ ВИСТАВКИ І КАЛІБРОВКИ БІНС 12
1.1 Теоретичні основи і практичні способи початкової виставки БІНС 12
1.2 Огляд існуючих методик, моделей та алгоритмів калібровки БІНС 17
1.3 Інерціальний вимірювальний модуль MAX21105 34
Висновки до першого розділу 35
РОЗДІЛ 2. ПОЧАТКОВА ВИСТАВКА БІНС 36
2.1 Розробка алгоритму початкової виставки БІНС 36
2.1.1 Визначення початкових кутів орієнтації рухомого об'єкта 36
2.1.2 Аналіз похибки гірокомпасування 39
2.2 Дослідження похибки алгоритму гірокомпасування БІНС 42
Висновки до другого розділу 45
РОЗДІЛ 3. Калібрування БІНС 46
3.1 Калібрування ІВМ MAX21105 46
3.1.1 Калібрування акселерометрів 47
3.1.2 Калібрування гіроскопів 52
3.1.3 Перевірка результатів калібрування 58
3.2 Варіація Аллана 60
3.2.1 Варіації Алана для MAX21105 63
3.3 Застосування нерозширеного фільтра Калмана для калібрування інерціальних датчиків 65
3.3.1 Розробка методики дослідження ІВМ 67
3.3.2 Результати калібрування інерціальних датчиків за допомогою нерозширеного фільтра Калмана 68

3.3.3 Аналіз отриманих результатів 70
Висновки до третього розділу 71
РОЗДІЛ 4 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ “AHHRSS” 72
4.1 Опис ідеї проекту (товару, послуги, технології) 72
4.2 Технологічний аудит ідеї проекту 73
4.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту 74
4.4 Розроблення ринкової стратегії проекту 81
4.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту 84
Висновки до четвертого розділу 88
Висновок до роботи 89
СПИСОК ВИКОРИСТАННОЇ ЛІТЕРАТУРИ 90
ДОДАТКИ 95
Додаток А 95
Додаток Б 100
Додаток В 104
Додаток Г 106

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ ТА УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

БІНС – безплатформова інерціальна навігаційна система;

БІСО – безплатформова інерціальна система орієнтації;

БСО – безплатформова система орієнтації;

ЗСК – зв’язана система координат;

ІНС – інерціальна навігаційна система;

ММГ – мікромеханічний гіроскоп;

ОДГ – оптична ділильна головка;

СК – система координат;

УПГ – універсальна поворотна головка;

ЧЕ – чутливий елемент;

ФК – фільтр Калмана

ІВМ – інеруіальний вимірювальний модуль

ВСТУП

В системах навігації, стабілізації та наведення всіх рухомих об'єктів основними датчиками первинної інформації про кутові, а іноді і про лінійні переміщення об'єкта є різні гіроскопи та гіроскопічні прилади. Сучасний рівень технічних досягнень в області гіроскопічного приладобудування і інерціальної навігації зумовлений розвитком і широким застосуванням прикладної теорії гіроскопів.

Після Другої Світової Війни у світі почався стрімкий розвиток освоєння як повітряного простору так і космічного. Проте освоєння таких середовищ вимагає різноманітну кількість інформаційно – вимірювальних систем, а також відповідну точність цих систем. Однією із найважливіших систем для освоєння космічного простору є навігаційна система, тобто така система яка дозволяє визначити місцеположення об’єкта у просторі та визначити параметри руху об’єкта.

Починаючи з 1955 року розробляється новий тип навігаційного обладнання – Інерціальна Навігаційна Система (ІНС). ІНС, у більшості випадків, у своєму складі містять інерціальні чутливі елементи (ЧЕ), такі як гіроскопи та акселерометри. Така комбінація дозволяє визначити як параметри руху так і місцеположення об’єкта та його орієнтацію у просторі (кути Ейлера). Така система має одну перевагу перед іншими системами – автономність роботи.

З розвитком радіотехніки та оптики стала можливість комплексування ІНС з різними радіосистемами та оптичними системами. Також з розвитком технологій виготовлення електромеханічних систем з’явився підвид ІНС який міг розміщувати свої чутливі елементи безпосередньо на корпусі об’єкта. Такий вид отримав назву – Безплатформна (Безкарданна) Інерціальна Навігаційна Система (БІНС). Перевага БІНС перед ІНС це зменшена вага всієї системи.

На даний момент існує багато робіт, в яких описані алгоритми роботи БІНС та ІНС, вимоги до ЧЕ та різновиди похибок які виникають як у БІНС так і у ІНС. Основною похибкою БІНС є похибка від часу, тобто з плином часу БІНС може накопичувати похибки визначення координат, орієнтації об’єкта. Для коректної роботи БІНС та зменшення похибок проводять виставку системи.

Традиційно виставка БІНС проводилася перед початком робити, такий етап називався – початкова виставка. Проте накопичення похибок БІНС у часі змусили впровадити новий метод виставки системи – виставка на рухомій основі. Виставка на рухомій основі це комплексний процес, який може використовувати методи прогнозу – корекції та зовнішні джерела інформації, але саме в даній роботі розглянутий об’єкт з статичному режимі.

РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД СУЧАСНИХ МЕТОДІВ ВИСТАВКИ І КАЛІБРОВКИ БІНС

1.1 Теоретичні основи і практичні способи початкової виставки БІНС

Для того, щоб ІНС могла нормально функціонувати, необхідно якомога точніше виконати початкову виставку ІНС, яка полягає у фізичній або аналітичній виставці чутливих елементів щодо заданої системи координат і введених в ІНС початкових значень швидкості руху і початкових значень координат. Необхідні дані для вирішення завдання виставки початкових координат і швидкості можуть бути отримані ззовні.

Основними характеристиками режиму початкової виставки є точність виставки і час виставки. Для підвищення точності необхідно збільшити час. А так як час визначає час готовності об'єкта до руху, то необхідно знаходити компроміс між точністю і часом виставки. Виходячи з цього, режим початкової виставки характеризують точністю за виділений час [1].

Введення початкових значень швидкості і координат проводиться за даними, які добувають з зовнішніх джерел. Початкова орієнтація може виконуватися автономно, за інформацією, одержуваної з інерційних чутливими елементів або за даними від інших систем. Залежно від цього виставка ділитися на автономну і неавтономну.

Завдання початкової орієнтації – це завдання виставки системи координат (тригранника, базису) пов'язаної з об'єктом щодо заданої (опорної) системи координат.

Режим початкової виставки зазвичай містить такі етапи:

– включення і розігрів системи;
– грубе горизонтування;
– груба виставка в азимуті;
– точне горизонтування;
– точна виставка в азимуті.

Окремі етапи можуть або відсутні або бути суміщені.

Груба виставка проводиться на невеликому проміжку часу, дозволяє проводити точну виставку до невеликих початкових неузгодженостей (порядку одиниць градусів). Це дозволяє скоротити час точної виставки.

У БИНС початкова виставка проводиться аналітично.

Початкову виставку можна реалізувати декількома способами. Однак всі способи виставки зводяться, по суті, до визначення напрямку деяких векторів, що дозволяють встановити взаємну орієнтацію двох систем координат. На перший погляд абсолютно різні підходи до вирішення завдань виставки мають одну й ту ж саму основу, що дозволяє провести загальний аналіз вимог, виконання яких необхідне для вирішення завдання.

У більшості методів виставки використовуються вимірювання, що здійснюються самими інерційними вимірювачами – акселерометрами і гіроскопами. Так як ці чутливі елементи необхідні і для навігації і для управління, то бажано використовувати їх в процесі початкової виставки. Акселерометри і гіроскопи дозволяють здійснити виставку щодо осей, пов'язаних із Землею, так як вони дають можливість визначити вектор прискорення сили тяжіння g і вектор кутовий швидкості обертання Землі U.

Рішення завдання виставки зводиться до трьох основних факторів:

1. аналіз систем координат і їх перетворення;

2. аналіз вимірювань, що здійснюються чутливими елементами, що входять в конкретну інерційну систему;

3. аналіз інформації, що надходить від зовнішніх вимірювальних систем.

Вимірювання при виставці робляються з метою визначення орієнтації систем координат. Правильне визначення орієнтації системи в свою чергу дає можливість отримувати від чутливих елементів точні дані. Всі ці зв'язки враховуються при загальному аналізі помилок виставки.

В якості базової системи відліку, щодо якої повинна бути виставлена система, пов'язана з інерціальними вимірювачами, часто використовується супроводжуючий тригранник однієї з традиційних навігаційних систем відліку. Незалежно від виду обраної системи координат помилка виставки завжди є небажаною кутовою розбіжністю між осями, жорстко пов'язаними з інерційними вимірювачами і осями базової системи координат.

Виставка може здійснюватися автономним способом – це спосіб, який реалізує безпосередні вимірювання і неавтономним способом – це спосіб передачі інформації.

До автономних способів або способів безпосередніх вимірювань виставки можна віднести:

1) Виставка вертикалі;

2) Гірокомпасування;

3) Спосіб фіксованого азимута.

До неавтономних способів відносяться способи передачі інформації:

1) Виставка по зірках;

2) Спосіб векторного узгодження;

3) Спосіб узгодження кутів карданових підвісів;

4) Спосіб оптичного і радіочастотного узгодження;

5) Спосіб перенесення.

Способи, що реалізують безпосередні вимірювання, характерні тим, що чутливі елементи, пов'язані з залежною системою відліку – системою осей, фіксованих щодо стабілізованого елемента, вимірюють векторні величини, які мають однозначний геометричний зв'язок з

незалежною системою координат – базовою системою координат. Ці векторні величини дають можливість визначити апріорну інформацію, яка повинна також бути отримана в залежній системі координат при її узгодженні з незалежною.

Способи передачі орієнтації характерні тим, що чутливі елементи, пов'язані з залежною системою координат, вимірюють векторні величини, необов'язково мають апріорний геометричний зв'язок з незалежною системою координат. [49]-[59]

Виставка вертикалі (горизонтування) засноване на тому, що акселерометри, встановлені на об'єкті, реагують на вектор сили тяжіння. Проекція цього вектора на вісь чутливості акселерометра приходить в нуль, коли вісь чутливості перпендикулярна вектору сили тяжіння g, тобто горизонтальна. Коли умови руху основи дозволяють, можуть при виставці використовуються і такі пристрої, як наприклад, спиртовий рівень, проте подібні пристрої не можуть зрівнятися з акселерометром по динамічному діапазону і по точності. При цьому отримують кількісну оцінку точності вимірювань акселерометром вектора питомої сили, а також визначають, які відхилення може мати цей вектор від напрямку вертикалі. Напрямок вертикалі визначається в незалежній (базовій) системі координат, пов'язаної з Землею. У цій системі координат кожній точці поверхні Землі відповідає свій напрямок вертикалі.

Гірокомпасування може бути фізичним або аналітичним. Під гірокомпасуванням розуміється не тільки окремий спосіб виставки за допомогою певної апаратури і з використанням вектора кутової швидкості обертання Землі, а й взагалі виставка, яка використовує будь-який вектор кутової швидкості. Між напрямком вектора кутової швидкості обертання Землі і полярною віссю Землі існує зв'язок, тому в якості базової системи координат слід вибрати систему, пов'язану із Землею, аналогічно системі координат при аналізі виставки вертикалі.

Спосіб фіксованого азимута призначений для гірокомпасування. Даний спосіб використовує дані про координати деяких контрольних точок і дозволяє виставити в азимут платформу, попередньо виставлену в горизонті. Точність виставки в азимут по заданих контрольних точках повністю залежить від ступеня відповідності застосовуваної моделі способу фіксованого азимута реальному процесу.

Основні причини, що ускладнюють застосування способу фіксованого азимута для виставки, полягають в наступному:

1) для реалізації способу потрібний рух об'єкта по заданому курсу, що є серйозним експлуатаційним обмеженням;

2) спосіб вимагає для виставки відносно багато часу;

3) обмежена можливість застосування моделі процесу, на якій базується спосіб.

Виставка по зірках передбачає наявність оптичних або інших пристроїв пеленгації світил. При відстеженні двох зірок можна провести повну виставку. При фіксуванні однієї зірки можна

виконати гірокомпасування. При цьому платформа повинна бути попередньо виставлена в горизонті (відгоризонтована).

Якщо система стеження за зірками не є необхідною частиною навігаційного обладнання на об'єкті, то в деяких випадках доводиться встановлювати таку систему спеціально для виставки. Застосування спеціальної системи стеження за зірками необхідно тоді, коли вимірювання, реалізовані інерційними вимірювачами, пов'язаними з залежною системою координат, не дозволяють задовольнити вимоги, що пред'являються до точності виставки.

Відповідний вибір зірки і системи стеження дозволяє навіть в денний час визначити напрямок з певно. похибкою, що має порядок одиниць кутових секунд. При спостереженні за зіркою незалежна система відліку реалізується інерційною системою. Система спостереження може працювати безпосередньо в цій системі координат, не вимагаючи застосування керуючої інерціальною системи. При наявності точної інформації про час і місце розташування можлива передача результатів вимірювань з інерційної системи в систему координат, пов'язану із Землею. Загальна помилка визначається як кут між фактичним напрямком на зірку і напрямком, за яким встановлюється платформа. При використанні системи стеження за зірками, що розміщується окремо від інерційної платформи, зірки слід вибирати таким чином, щоб напрямок на зірку збігалося з напрямком осі, навколо якої об'єкт має найбільші вигинаючи деформації. Це зменшує похибки виставки.

Спосіб векторного узгодження – це спосіб передачі орієнтації. Всі способи передачі орієнтації полягають у виставці залежної системи координат щодо попередньо виставленої проміжної системи. Інерційну навігаційну систему, пов'язану з залежною системою координат, часто називають ведомою системою, а інерційну систему, що реалізовує проміжну систему координат – ведуча. Таким чином даний метод використовується тоді, коли є ведуча і ведома система. При аналізі точності передачі виставки розглядаються тільки помилки, що виникають між ведучою і ведомою системами. Передбачається, що ведуча система ідеально узгоджена з базовою системою відліку. Узгодження може проводитися по вектору прискорення W. Вибір вектора залежить від: можливості реалізації конкретного виду руху, вибору приладів та їх точності. Ведомою системою керують так, щоб складові вектора (W), вимірювані ведомою і ведучою системами, були однаковими. В цьому випадку параметри орієнтації ведучої і ведомої систем будуть однакові. Будь-яка помилка ведучої системи в збереженні незалежної системи координат безпосередньо передається ведомій системі. Загальна виставки ведомої системи по приладам незалежної системи відліку є сумою помилок «пам'яті» ведучої системи і помилки виставки ведомої системи щодо ведучої системи. У певних випадках загальну помилку виставки зручно визначати як суму кінцевого повороту, що представляє собою дрейф ведучої системи, і кінцевого повороту, котре відповідає похибці виставки ведомої системи до ведучої.

Принцип векторного узгодження полягає в приведенні кожної з двох систем в положення, при якому вони мають однакове кутове розміщення щодо загального вектора. При цьому вектор використовується тільки як засіб отримання інформації про взаємне положення систем. Тому орієнтація вимірюваного вектора щодо проміжної системи координат може бути будь-яким, що автоматично відповідає нульовому значенню кута. При використанні інерційних векторів ми можемо вимірювати будь-який вектор прискорення і будь-який вектор кутовий швидкості, а не тільки вектори g і ω_{IE}. Є кілька різновидів реалізації способу векторного узгодження.

Спосіб узгодження кутів карданових підвісів забезпечує виставку ведомої платформи по ведучій за допомогою систем спостереження. Важливо, щоб корпус об'єкта був жорсткий без можливих деформацій. Точність залежить саме від точності, систем спостереження.

Спосіб оптичного і радіочастотного узгодження замінює спосіб узгодження кутів карданових підвісів в разі великих пружних деформацій об'єкта або при відсутності кабельного зв'язку між об'єктами. Спосіб виставки, що використовує оптику, за своїм принципом дії дуже простий, має високу точність і вимагає малого часу. Цей спосіб широко застосовується при виставці на нерухомій основі, особливо при виставці в азимуті.

Спосіб перенесення полягає в виставці ведомої системи на центральному посту, де є еталонна ведуча система, і наступному перенесення ведомої системи на об'єкт. В процесі перенесення ведома система повинна функціонувати. У режимі підготовки ведома система може контролюватися, калібруватись, коригуватися.

Можна підвести підсумок, що рух основи в трьох способах виставки побудованих на принципі безпосередніх вимірів, а це виставка вертикалі, гірокомпасування і виставка по зірках, викликає удаване відхилення вимірюваного вектора щодо незалежної системи координат. Відновлення зв'язку вимірюваного вектора з незалежною системою координат може здійснюватися за допомогою фільтрації і компенсації вихідних сигналів вимірювачів.

Спосіб векторного узгодження є єдиним з розглянутих способів, котрий не використовується безпосередньо для виставки бесплатформенних інерційних навігаційних систем.

1.2 Огляд існуючих методик, моделей та алгоритмів калібровки БІНС

Одним з основних умов побудови безплатформенної інерціальних навігаційних систем (БІНС) є забезпечення її високоточною калібровкою, яка полягає у визначенні систематичних похибок інерціальних вимірювачів (ІВ) системи з необхідною точністю.

БІНС постійно удосконалюються, розвиваються методи і засновані на них алгоритми обробки первинної інерціальної інформації. Найважливішим завданням є компенсація інструментальних похибок, оскільки їх вплив призводить до накопичення навігаційних похибок, що знижують тривалість автономного функціонування інерційних навігаційних систем. Для визначення параметрів інструментальних похибок (коротко це називається калібруванням) розробляються способи обробки результатів лабораторних випробувань.

У зв'язку з цим розробка та дослідження методів і алгоритмів калібрування, присвячених питанням підвищення точності визначення систематичних похибок інерціальних вимірювачів БІНС, є актуальною науково-технічною задачею.

Результати роботи можуть бути застосовані і в якійсь мірі використовуватись для автоматизації технологічного процесу калібрування БІНС на спеціалізованих підприємствах приладобудівних галузей промисловості різних рівнів.

В огляді розглянуто використовувані сучасні методи, режими, моделі та алгоритми калібровки БІНС. Наприклад, методи передстартової та траєкторної калібровки БІНС в комплексі [2]; статичний режим калібрування двоканальної БІНС [3]; алгоритм навігації внутрішньотрубного діагностичного ядра (ВДЯ) [4]; оригінальні багаторазові дискретні алгоритми фільтрації і калібрування БІНС з астрономічною корекцією [5]; процес виставки, при якому орієнтація осей БІНС визначається щодо опорної системи [6]; метод підвищення точності інерціальних навігаційних систем в автономному режимі роботи, названий методом еквівалентного дрейфу [7]; синтез інерціально-супутникової навігаційної системи з вектором узагальнених параметрів десятого порядку [8]; методи забезпечення точності задачі орієнтації космічних апаратів дистанційного зондування Землі за допомогою безкарданної інерціальної системи на електростатичних гіроскопах (БІС-ЕГ) [9]; процедура калібрування безплатформенної інерціальної навігаційної системи будь-якого класу точності [10]; методика і алгоритм калібрування безплатформенної інерційної навігаційної системи (БІНС) авіаційного класу точності по координатній, швидкісній і кутової інформації [11]; метод визначення калібрувальних коефіцієнтів з використанням математичної моделі похибок БІНС [12]; створення автоматизованої системи визначення калібрувальних коефіцієнтів інерціальних вимірювачів БІНС з використанням математичної моделі похибок системи для підвищення точності БІНС [13]; метод для калібрування БІНС на стендах з одним ступенем свободи [14].

У статті [2] розглянуто комплексний підхід до автономного калібрування безплатформенної інерціально-вимірювального блоку (ІВБ), що поєднує методи передстартової і траєкторної калібровки і враховує особливості застосування безпілотного літального апарату наземного базування.

На основі прийнятої моделі похибок ІВБ проведена оцінка впливу цих похибок на точність навігації безпілотного літального апарату. Показано що в результаті комплексного підходу вдається не тільки оцінити сумарні систематичні (при передстартовій калібровці) похибки ІВБ, але і знайти на ділянці траєкторії з відсутністю уявного прискорення окремі їх складові: зміщення нульового сигналу і відхилення масштабних коефіцієнтів акселерометрів.

Запропоновано алгоритми корекції числення координат і проекцій швидкості безпілотного літального апарату на величини накопичених до моменту закінчення траєкторного калібрування похибок інерціально-вимірювального блоку і алгоритми корекції параметрів орієнтації.

У статті [3] розглядається статичний режим калібрування двоканальної безплатформенної інерціальної навігаційної системи (БІНС). Досліджуються можливості визначення коефіцієнтів калібровки інерціальних вимірювачів за моделлю похибок БІНС з напіввільної орієнтацією навігаційного тригранника в азимуті. Розроблена математична модель похибок БІНС і алгоритми визначення коефіцієнтів калібровки. Отримані необхідні орієнтації калібрувального столу. На основі розробленої моделі для заданих орієнтацій столу зроблено моделювання визначення коефіцієнтів калібровки інерціальних вимірювачів БІНС.

Розглядаються результати моделювання статичного режиму калібрування БІНС, на підставі яких робляться висновки про можливість застосування запропонованого методу калібрування і проводиться оцінка точності визначення коефіцієнтів калібровки.

У статті [4] описується алгоритм навігації внутрішньотрубного діагностичного ядра (ВДЯ). Основу навігаційної системи складає безкарданна інерціальна навігаційна система (БІНС), яка коректується за допомогою інформації про координати реперних точок і даних одометра. Наведено результати обробки експериментів. Для вирішення завдання навігації використовується інформаційний підхід. Додаткову інформацію доставляють одометри і маркери або реперні точки з відомими координатами. Основу розробленого програмно-математичного забезпечення складають алгоритми навігаційного числення у варіанті введення зворотних зв'язків в модельні рівняння БІНС. Наводяться результати тестування розробленого програмно математичного забезпечення. Результати засновані на обробці експериментальних даних, прогонів ВДЯ в трубопроводах і даних спеціальних випробувань на протяжних трасах на Землі. Показано, що досягнута висока точність навігаційних визначень.

У статті [5] розглянуті оригінальні багаторазові дискретні алгоритми фільтрації і калібрування БІНС з астрономічною корекцією для прецизійного визначення орієнтації

маневруючого космічного апарату (КА). Дана система містить інерціальних блок (ІБ) у вигляді гіроскопічних вимірювачів приростів квазікоординат кутового положення КА і астросистему (АС) на основі зоряних датчиків (ЗД) з широким полем зору, жорстко закріплених на корпусі КА. Вирішується задача ситуаційного польотного калібрування системи, яка полягає у фільтрації шумів, ідентифікації та компенсації варіації дрейфу інерціальної гіроскопічної підсистеми по кутовій швидкості. Астрономічна корекція цієї підсистеми виконується з періодом, кратним основному періоду дискретності, на таких тимчасових інтервалах, де модуль вектора кутової швидкості КА не перевищує 0.5 град/с. Наводяться деякі чисельні результати імітаційного моделювання, що підтверджують ефективність пропонованих алгоритмів.

У статті [6] розглядається процес виставки, при якому орієнтація осей безплатформенної інерціальної навігаційної системи (БІНС) визначається щодо опорної системи. Основна концепція самовиставки БІНС досить проста і прямолінійна, вона не враховує точність і час виставки. Однак у багатьох випадках необхідно досягти точної виставки БІНС за дуже короткий проміжок часу. Зокрема, це має місце в системах, де основною вимогою є дуже висока швидкодія. Одним з методів досягнення точної і швидкої виставки є взаємна виставка, при якому головна БІНС передає свої навігаційні дані додаткової БІНС .

Часто зміщення нуля інерціального датчика знижує навігаційну точність, якщо не використовується ніяких допоміжних засобів. Якщо в процесі початкової виставки можливі оцінка та корекція як орієнтації , так і зсуву нуля, то можна отримати більш високу навігаційну точність. У доповіді пропонується взаємна виставка, яка дозволяє оцінити похибку орієнтації і зсув нуля інерціального датчика. Пропонований алгоритм виставки реалізований у вбудованій комп'ютерній системі і експериментально перевірений за допомогою тривісного поворотного стенда, який використовується для переміщення об'єкта в процесі взаємної виставки.

У статті [7] розглянуто аналіз проведених теоретичних та лабораторних досліджень платформенних та безплатформенних інерціальних навігаційних систем в режимі їх передстартової підготовки. Розроблений метод підвищення точності інерціальних навігаційних систем в автономному режимі роботи, названий методом еквівалентного дрейфу. Показані деякі результати застосування цього метода для морської інерціальної навігаційної системи КАМА-НС.

У статті [8] наводиться синтез інерціально-супутникової навігаційної системи з вектором узагальнених параметрів десятого порядку, що дозволяє ідентифікувати за вимірюваннями швидкісного каналу приймальної апаратури супутникової навігації 12 основних параметрів інерціального блоку (три проекції швидкості, три кути орієнтації і шість каліброваних параметрів акселерометрів). Аналіз спостережуваності вектора узагальнених параметрів інерціального блоку показав збіжність оцінок з істинними значеннями на ділянках висхідній і низхідній гілок балістичної траєкторії, з наявністю уявного прискорення. Отримані оцінки дозволяють уточнити

проекції швидкості ЛА і кутове положення зв'язаної системи координат в інерціальному просторі (щодо базової системи), а також відкалібрувати акселерометри, що дозволяє продовжити високоточну автономну навігацію при припиненні прийому радіонавігаційних сигналів.

У статті [9] розглядаються питання забезпечення точності вирішення задачі орієнтації космічних апаратів дистанційного зондування Землі за допомогою безкарданної інерціальної системи на електростатичних гіроскопах (БІС-ЕГ). Наведено використовувані методики, моделі та алгоритми, а також деякі результати польотних випробувань. Вказано шляхи подальшого підвищення точності інерціальної системи.

В даний час завдання визначення орієнтації більшості вітчизняних і зарубіжних орбітальних космічних апаратів (КА) вирішується за допомогою гіроскопічних систем орієнтації, що використовують, як правило, датчики кутової швидкості: поплавкові, волокно-оптичні і навіть мікромеханічні гіроскопи. При цьому для корекції похибок таких систем орієнтації необхідні часті дискретні вимірювання кутового положення КА астродатчики (АТ).

Проте існує цілий ряд завдань, які вимагають забезпечення більш високої точності у визначенні орієнтації КА при підвищеній динаміці і тривалих інтервалах між астрокорекціями (АК).

Точність рішення задачі орієнтації КА залежить як від параметрів без-карданних електростатичних гіроскопів БЕСГ, так і від характеристик інших пристроїв (точності астродатчиків, стабільності і точності знання кутів неузгодженості між вимірювальними базами кожного БЕСГ).

Для підвищення точності системи списування в спеціалізованому обчислювачі введена математична модель, параметри якої калібруються при виготовленні і випробуваннях на стенді. Калібровані параметри залежать від неідеальності растрового малюнка ротора, неортогональності вимірювальних оптичних каналів, зміщення ротора в підвісі, електричного і геометричного взаємозв'язку каналів і т.д.

Перед початком перших польотних випробувань системи БІС-ЕГ передбачалось, що у зв'язку зі стабільністю та прогнозованістю уточнення коефіцієнтів моделі КМУ електростатичного гіроскопа є можливість досить ефективно використовувати значення КМУ, отримані при калібруванні на Землі, з «перерахунком» на умови космічної невагомості. Залишилася кутова похибка, яку передбачалося усунути за допомогою відносно рідкісних астрокорекцій.

Однак польотні випробування показали необхідність у використанні АК не тільки для внесення кутових поправок в інформацію БІС-ЕГ, але і для вирішення завдань уточнення КМУ гіроскопів і визначення базових прив'язок БІС-ЕГ і АТ. У результаті робіт в цьому напрямку в 2006 – 2007 рр. сформувалася методика, що реалізує режим калібрування БІС-ЕГ. У даному

режимі практично безперервно використовується як інформація від астродатчиків, так і виміряні значення взаємного положення роторів двох гіроскопів для визначення КМУ. Режим калібрування БІС-ЕГ в даний час здійснюється при наземній обробці даних телеметрії в основному на початковому етапі літальних випробувань. Проте він також повторюється при наступних відключеннях та включеннях БІС-ЕГ .

Особливості даного алгоритму полягають у наступному:

– калібруються одночасно два робочих БЕСГ, на яких здійснюється (у період калібрування) побудова інерціальної системи координат ІСК в БІС-ЕГ;

– прогнозування спостережень калібруються БЕСГ здійснюється в ІСК , однак розрахункова модель похибок описана в квазіінерціальній системі координат, дискретно (в моменти корекції положення БЕСГ) враховує прецесію гіроскопічного тригранника;

– різницеві вимірювання на рівні напрямних косинусів орт кінетичних моментів ЕСГ з дискретністю формуються в кицьку. При цьому використовуються поточні значення вимірюваних (в корпусних осях) і розрахункових (у ІСК) значень напрямних косинусів $ЕСГ_i$, а також значення еталонного кватерніона положення КА (від АТ) ;

– для обробки вимірювань використовується алгоритм узагальненого фільтра Калмана (ФК) зі зворотним зв'язком по всьому вектору стану системи.

У статті [10] розглянута процедура калібрування безплатформенної інерціальної навігаційної системи будь-якого класу точності, в якій здійснюється визначення коефіцієнтів моделі похибок датчиків первинної інформації, встановлених в системі. Повнота даної моделі похибок базується на можливості найбільш точного передбачення поводжень вихідних сигналів датчиків, а також точності обладнання, що використовувалося в процесі калібрування. Надмірне ускладнення і розширення моделі похибок чутливих елементів навігаційної системи за відсутності методів їх надійного детектування може не тільки не збільшити точність навігаційної системи в процесі її експлуатації, а й навпаки зменшити.

У даній статті описується методика визначення постійних і незмінних протягом тривалого періоду часу зсувів сигналів датчиків кутової швидкості, що входять до складу безплатформенної інерціальної навігаційної системи. Оцінка зазначених зсувів буде проводитися з використанням традиційного інерціального навігаційного алгоритму, в структурну схему якого введені коригувальні зворотні зв'язки, що дозволяють виділити та ідентифікувати похибки датчиків первинної інформації.

У загальному вигляді, модель помилок датчиків первинної інформації, яка використовується в даній роботі може бути представлена наступним чином:

$$\begin{pmatrix} \delta\omega_X^B \\ \delta\omega_Y^B \\ \delta\omega_Z^B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \beta_X \\ \beta_Y \\ \beta_Z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \beta_{XX} & \beta_{XY} & \beta_{XZ} \\ \beta_{YX} & \beta_{YY} & \beta_{YZ} \\ \beta_{ZX} & \beta_{ZY} & \beta_{ZZ} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_X^B \\ \omega_Y^B \\ \omega_Z^B \end{pmatrix},$$
$$\begin{pmatrix} \delta f_X^B \\ \delta f_Y^B \\ \delta f_Z^B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \beta_X \\ \beta_Y \\ \beta_Z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \alpha_{XX} & \alpha_{XY} & \alpha_{XZ} \\ \alpha_{YX} & \alpha_{YY} & \alpha_{YZ} \\ \alpha_{ZX} & \alpha_{ZY} & \alpha_{ZZ} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} f_X^B \\ f_Y^B \\ f_Z^B \end{pmatrix}. \quad (1.1)$$

Де $\vec{\omega}^B$, $\vec{f}^B$ – абсолютна кутова швидкість і уявне прискорення системи координат зв'язаної з рухомим носієм відповідно;

$\delta\vec{\omega}^B$, $\delta\vec{f}^B$ – похибки у показаннях абсолютної кутовий швидкості і уявного прискорення системи координат зв'язаної з рухомим носієм відповідно;

$\begin{cases} \alpha_i, \beta_i \\ i = X,Y,Z \end{cases}$ – постійні зміщення нулів датчиків лінійного прискорення і кутової швидкості відповідно;

$\begin{cases} \alpha_{ii}, \beta_{ii} \\ i = X,Y,Z \end{cases}$ – похибки масштабних коефіцієнтів датчиків лінійного прискорення і кутової швидкості відповідно;

$\begin{cases} \alpha_{ij}, \beta_{ij} \\ i = X,Y,Z \\ j = X,Y,Z \end{cases}$ – похибки перехресних зв'язків датчиків лінійного прискорення і кутової швидкості відповідно.

Традиційний метод оцінювання зміщення нулів датчиків кутової швидкості безплатформенної інерціальної навігаційної системи базується на рівняннях похибок, які представлені в системі рівнянь (1.2):

$$\begin{cases} \delta\dot{V}_E = -g \cdot \Phi_N + a_N \cdot \Phi_{Up} + \delta a_E \\ \dot{\Phi}_N = \Phi_{Up} \cdot \omega_E - \Phi_E \cdot \omega_{Up} + \dfrac{\delta V_E}{R} + \delta\omega_N \end{cases}, \quad (1.2)$$

$$\begin{cases} \delta\dot{V}_N = g \cdot \Phi_E - a_E \cdot \Phi_{Up} + \delta a_N \\ \dot{\Phi}_E = \Phi_N \cdot \omega_{Up} - \Phi_{Up} \cdot \omega_N - \dfrac{\delta V_N}{R} + \delta\omega_E \end{cases}, \dot{\Phi}_{Up} = -\frac{\delta V_E}{R} \cdot tan(\varphi) \cdot \delta\omega_{Up},$$

де $\delta V_E, \delta V_N$ – похибки навігаційної системи у визначенні східної і північній швидкостей відповідно;

$\Phi_E, \Phi_N, \Phi_{Up}$ – малі кути відхилення розрахункового положення навігаційної системи координат;

$\delta a_N, \delta a_E$ – похибки показань датчиків лінійного прискорення в проекції на східну і північну осі навігаційної системи координат відповідно;

$\delta\omega_N$, $\delta\omega_N$ – похибки показань датчиків кутової швидкості в проекції на східну і північну осі навігаційної системи координат відповідно.

Методика проведення калібрування передбачає установку навігаційної системи в площину горизонту із зазначенням поздовжньої осі на північ з високою точністю. Після даного розташування проводиться процедура виставки навігаційної системи, по завершенню якої система переводиться в режим навігації, в ході якого реєструються похибки навігаційної системи по швидкості і курсу. Реєстровані похибки являють собою рішення системи рівнянь (1.2) у відсутності руху системи та постійності вхідних збурень і описуються системою рівнянь (1.3):

$$\begin{gathered}\delta V_E = -\Phi_N(0)\cdot R\cdot v\cdot\sin(v\cdot t)+\delta V_E(0)\cdot R\cdot(1-\cos(v\cdot t))+\frac{\delta a_E}{R}\cdot\sin(v\cdot t);\\ \delta V_N = -\Phi_E(0)\cdot R\cdot v\cdot\sin(v\cdot t)+\delta V_N(0)\cdot\cos(v\cdot t)+(\delta\omega_E+\Phi_{Up}\cdot U\cdot\cos(\varphi));a\\ \dot{\Phi}_{Up}=\frac{\delta V_E}{R}\cdot tan(\varphi)+\delta\omega_{Up}, v=\sqrt{\frac{g}{R}}, \begin{bmatrix}\delta\omega_E\\ \delta\omega_N\\ \delta\omega_{Up}\end{bmatrix}=-C_B^N\cdot\begin{bmatrix}\beta_X\\ \beta_Y\\ \beta_Z\end{bmatrix},\end{gathered} \tag{1.3}$$

де C_B^N – матриця напрямних косинусів від зв'язаної до навігаційної системи координат.

З урахуванням проведеної раніше процедури, система рівнянь (1.3) вироджується в систему рівнянь (1.4):

$$\begin{gathered}\delta V_E = \delta\omega_N\cdot R\cdot(1-\cos(v\cdot t)),\\ \delta V_N = (\delta\omega_E+\Phi_{Up}\cdot U\cdot\cos(\varphi))\cdot R\cdot(1-\cos(v\cdot t)),\\ \dot{\Phi}_{Up}=\frac{\delta V_E}{R}\cdot tan(\varphi)+\delta\omega_{Up}.\end{gathered} \tag{1.4}$$

Як видно з отриманої системи рівнянь (1.4), похибки навігаційної системи по швидкостям являють собою незгасаючі синусоїдальні коливання з частотою Шулера, а похибка навігаційної системи за курсом носить ще більш складний характер.

Крім того, слід зазначити, що в системі рівнянь (1.4) фігурують не шукані величини зміщень нулів датчиків кутової швидкості β_i, а похибки показань датчиків кутової швидкості в

проекції на осі навігаційної системи координат. Це означає, що для розрахунку величин β_t необхідно провести зворотний перерахунок даних проекцій в зв'язану з носієм систему координат згідно рівняння (1.5):

$$\begin{bmatrix} \beta_X \\ \beta_Y \\ \beta_Z \end{bmatrix} = -C_B^N \cdot \begin{bmatrix} \delta\omega_E \\ \delta\omega_N \\ \delta\omega_{Up} \end{bmatrix}, \tag{1.5}$$

Для рішення рівняння (1.5) необхідно знання матриці напрямних косинусів від навігаційної до зв'язаної з носієм системи координат.

Описаний вище традиційний метод оцінки дуже складний, трудомісткий і вимагає накопичення даних навігаційної системи на тривалому відрізку часу.

Пропонований метод оцінювання зсувів нулів датчиків кутової швидкості безплатформенної навігаційної системи також базується на системі рівнянь похибок (1.2), але припускає введення додаткових керуючих кутових швидкостей в традиційний алгоритм безплатформенної інерціальної навігаційної системи (рисунок 1.1) з метою зменшення її похибок по швидкостям і курсу:

$$\begin{cases} \delta\dot{V}_E = -g \cdot \Phi_N + a_N \cdot \Phi_{Up} + \delta a_E - K_1 \delta V_E \\ \dot{\Phi}_N = \dfrac{\delta V_E}{R} + \delta\omega_N + K_2 \delta V_E \end{cases}, \tag{1.6}$$

$$\begin{cases} \delta\dot{V}_N = g \cdot \Phi_E - a_E \cdot \Phi_{Up} + \delta a_N - K_1 \delta V_N \\ \dot{\Phi}_E = \Phi_N \cdot \omega_{Up} - \Phi_{Up} \cdot \omega_N - \dfrac{\delta V_N}{R} + \delta\omega_E + K_2 \delta V_N \end{cases},$$

$$\dot{\Phi}_{Up} = -\frac{\delta V_E}{R} \cdot tan(\varphi) \cdot \delta\omega_{Up} + K_3 \Phi_{Up}.$$

де K_1, K_2 і K_3 – коефіцієнти керуючих кутових швидкостей.

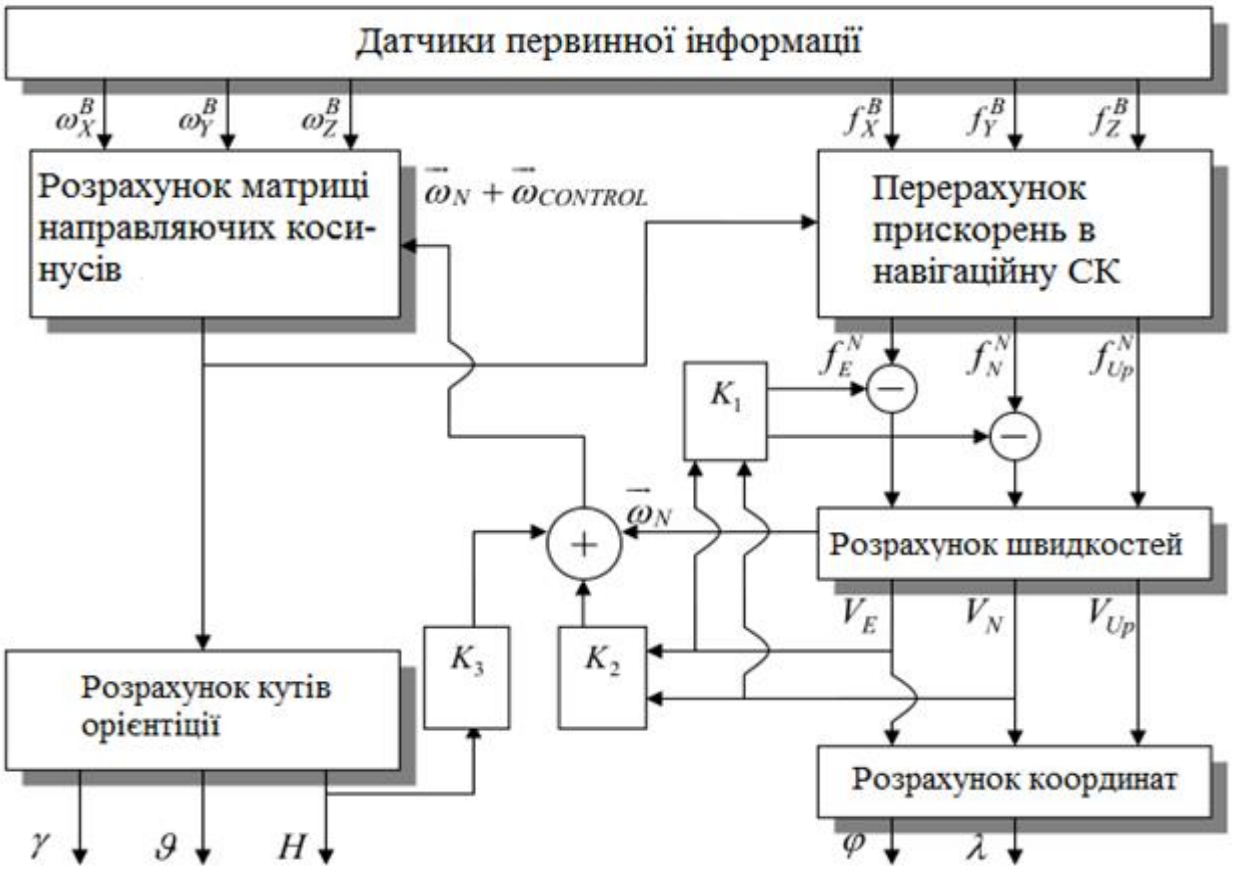


Рисунок 1.1 Структурна схема алгоритму безплатформенної інерціальної навігаційної системи з додатковими керуючими кутовими швидкостями

Обчислюючи систему рівнянь (1.6) щодо доданків δV_E, δV_N і $\delta \Phi_{Up}$ можна отримати наступну систему рівнянь:

$$\begin{aligned} \delta\ddot{V}_E + K_1\delta V_E + \left(v^2 + K_2 \cdot g\right)\cdot \delta V_E &= g\cdot\delta\omega_N + \delta\dot{a}_E, \\ \delta\ddot{V}_N + K_1\delta V_N + \left(v^2 + K_2 \cdot g\right)\cdot \delta V_N &= g\cdot\delta\omega_E + \delta\dot{a}_N, \end{aligned} \tag{1.7}$$

$$\dot{\Phi}_{Up} + K_3\Phi_{Up} = \frac{\delta V_E}{R}\cdot tan\left(\varphi\right) + \delta\omega_{Up}.$$

Приймаючи в системі рівнянь (1.7) до уваги, що $K_2 \cdot g \gg v^2$, $\delta\dot{\alpha}_i = 0$, а також малість δV_i в сталому режимі, будемо мати такі залежності:

$$\begin{cases} K_2\delta V_E = -\delta\omega_N, \\ K_2\delta V_N = \delta\omega_E, \\ K_3\Phi_{Up} = \delta\omega_{Up}. \end{cases} \tag{1.8}$$

Вирішуючи систему рівнянь (1.6) щодо доданків Φ_E, Φ_N, можна отримати наступні рівняння:

$$\begin{aligned}\ddot{\Phi}_E + K_1\dot{\Phi}_N + (K_2 \cdot g)\cdot\Phi_N &= \delta\dot{\omega}_N + K_1 \cdot \delta\omega_N + K_2 \cdot \delta\dot{a}_E,\\ \ddot{\Phi}_N + K_1\dot{\Phi}_E + (K_2 \cdot g)\cdot\Phi_E &= \delta\dot{\omega}_E + K_1 \cdot \delta\omega_E - K_2 \cdot \delta\dot{a}_N.\end{aligned} \tag{1.9}$$

Після завершення перехідного процесу будемо мати такі усталені похибки орієнтації, які розраховується положенням навігаційної системи координат:

$$\begin{cases}\Phi_N = \dfrac{K_1 \cdot \delta\omega_N}{K_2 \cdot g} + \dfrac{\delta a_N}{g}\\ \Phi_E = \dfrac{K_1 \cdot \delta\omega_E}{K_2 \cdot g} + \dfrac{\delta a_E}{g}\end{cases} \tag{1.10}$$

Таким чином, на підставі системи рівнянь (1.7), рівнянь (1.8) і (1.10) можна побачити, що введення додаткових керуючих кутових швидкостей в алгоритм навігаційної системи приведе до загасаючого коливального процесу похибок орієнтації, розрахованого положення навігаційної системи координат і похибок навігаційної системи за швидкостями. На підставі малості кутів Φ_E, Φ_N та Φ_{Up}, а також малого часу введення додаткових кутових швидкостей, матриця напрямних косинусів C_N^B може бути представлена у спрощеній формі.

Беручи це до уваги, рівняння (1.8) перетворюється до вигляду:

$$\begin{cases}K_2\delta V_E = \beta_Y,\\ K_2\delta V_N = \beta_X,\\ K_3\Phi_{Up} = \beta_Z.\end{cases} \tag{1.11}$$

Таким чином, вимірюючи амплітуди керуючих кутових швидкостей, введених в алгоритм безплатформенної інерціальної навігаційної системи, можливо безпосередньо оцінювати зміщення нулів датчиків кутової швидкості. Сталий режим в рівнянні, по суті, означає рівність керуючих і зв'язаних кутових швидкостей, що подаються на алгоритм безплатформенної інерціальної навігаційної системи, відображене в сталості похибки її вихідного сигналу.

Перевагою пропонованого методу є можливість зміни часу, необхідного для оцінювання зсувів нулів датчиків кутової швидкості навігаційної системи. Дійсно, змінюючи коефіцієнти K_1, K_2 і K_3, можливо домогтися різної швидкості завершення перехідних процесів системи рівнянь

(1.7) залежно від смуги пропускання частот навігаційним алгоритмом, виступаючим в ролі частотного фільтра. При великих значеннях коефіцієнтів K_i (рисунок 1.2) отримаємо малий час перехідного процесу і широку смугу пропускання частот, так, що в оцінюваному сигналі буде присутня велика кількість високочастотних шумів. Навпаки, при малих значеннях коефіцієнтів K_i отримаємо великий час перехідного процесу, малу смугу пропускання і малу кількість шумів у вимірюваному сигналі.

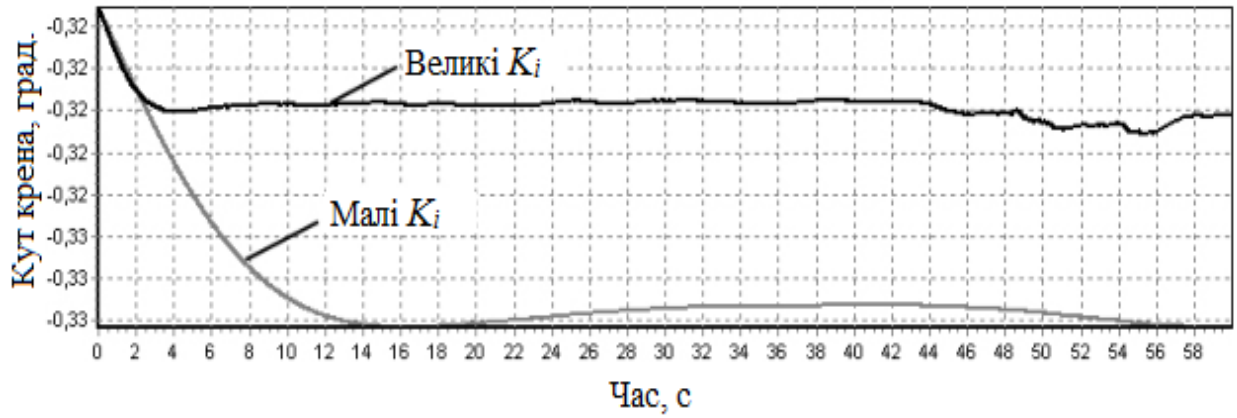


Рисунок 1.2. Математичне моделювання кутів орієнтації безплатформенної інерціальної навігаційної системи при зсувах нульового сигналу датчиків кутової швидкості порядку 10° /год. Зміна смуги пропускання частот залежно від величин коефіцієнтів K_i

Надмірне зменшення коефіцієнтів K_1, K_2 і K_3 приведе до тривалого перехідного процесу в показаннях навігаційної системи за швидкостями та їх низькочастотної зміни, викликаному нестабільністю зсуву нуля датчиків первинної інформації. Надмірне збільшення коефіцієнтів K_1, K_2 і K_3, навпаки, скорочує час перехідного процесу, але приведе до підвищеної дисперсії вихідного сигналу за швидкостями, внаслідок чого визначення постійних зсувів нулів датчиків кутових швидкостей також буде скрутним. Таким чином, підбір коефіцієнтів K_1, K_2 і K_3 являє ітераційний процес їх зміни для прийнятного дотримання відразу трьох умов: швидкого часу загасання перехідного процесу швидкостей навігаційної системи, їх мінімальної зашумленості і стабільності в часі.

Пропонований в даній статті алгоритм оцінки постійних зсувів нулів датчиків кутової швидкості по суті являє собою заміну фільтра низьких частот, що є традиційним навігаційним алгоритмом, на фільтр із змінною смугою пропускання частот. Крім того, для зазначеної оцінки не потрібно великої кількості часу і збереження великої кількості навігаційної інформації.

У статті [11] розглядаються методика і алгоритм калібрування безплатформенної інерційної навігаційної системи (БІНС) авіаційного класу точності по координатній, швидкісній і кутової інформації. В якості вхідних даних для алгоритму калібрування використовуються сигнали з виходу системи. Наведені методика і алгоритм калібрування БІНС реалізуються на двохосьовому

поворотному столі. Наведено результати імітаційного моделювання процесу калібрування з використанням розробленого алгоритму.

Одне з ключових завдань при створенні безплатформенних інерціальних навігаційних систем (БІНС) – забезпечення їх необхідною точностю. Вирішити її можна тільки забезпечивши необхідний рівень інструментальних похибок гіроскопів і акселерометрів, один з способів вирішення цього завдання – це калібрування датчиків, який полягає в знаходженні коефіцієнтів моделі похибок її датчиків поступального і кутового руху або калібрувальних коефіцієнтів. Існує два підходи до проведення випробувань, які розрізняються по типу інформації, що використовується в алгоритмах ідентифікації калібрувальних коефіцієнтів. У першому випадку інформація безпосередньо знімається з блоку чутливих елементів БІНС, у другому підході використовується вихідна інформація БІНС по широті, довготі і висоті розташування, складових шляхової швидкості і швидкості зміни висоти, а також інформація про кути орієнтації рухомого об'єкта. Реалізація першого методу може бути ускладнена, якщо блок вже встановлений в інерціальну навігаційну систему і його виходи недоступні. Такі модулі калібруються окремо від інерціальної навігаційної системи. Враховуючи це, перший спосіб придатний тільки для систем власної розробки, де є виходи інерціальних датчиків. Другий підхід полягає в знятті сигналів безпосередньо з виходів системи. Маючи дані про похибку визначення навігаційних параметрів і параметрів орієнтації, задавшись моделлю помилок БІНС і моделлю похибок гіроскопів і акселерометрів, розраховуються калібрувальні коефіцієнти для датчиків первинної інформації, що входять до складу системи. Ідея використання математичної моделі похибок БІНС при калібруванні полягає в знаходженні співвідношень, з допомогою яких по виміряних вихідним сигналам системи можна визначити калібрувальні коефіцієнти інерціальних вимірювачів. Реалізація такого способу стала реальною з появою прецизійних поворотних столів, які визначають орієнтацію БІНС відносно точно виставленої в горизонті і в азимуті планшайби динамічного симулятора. У статті пропонується варіант алгоритму калібрування інерціальної навігаційної системи, в якому проводиться обробка інформації з виходу системи і для ідентифікації параметрів математичних моделей похибок інерціальних вимірювачів застосовується оптимальний фільтр Калмана. Структурна схема процесу калібрування відпрацьовано та показано на рисунку 1.3.

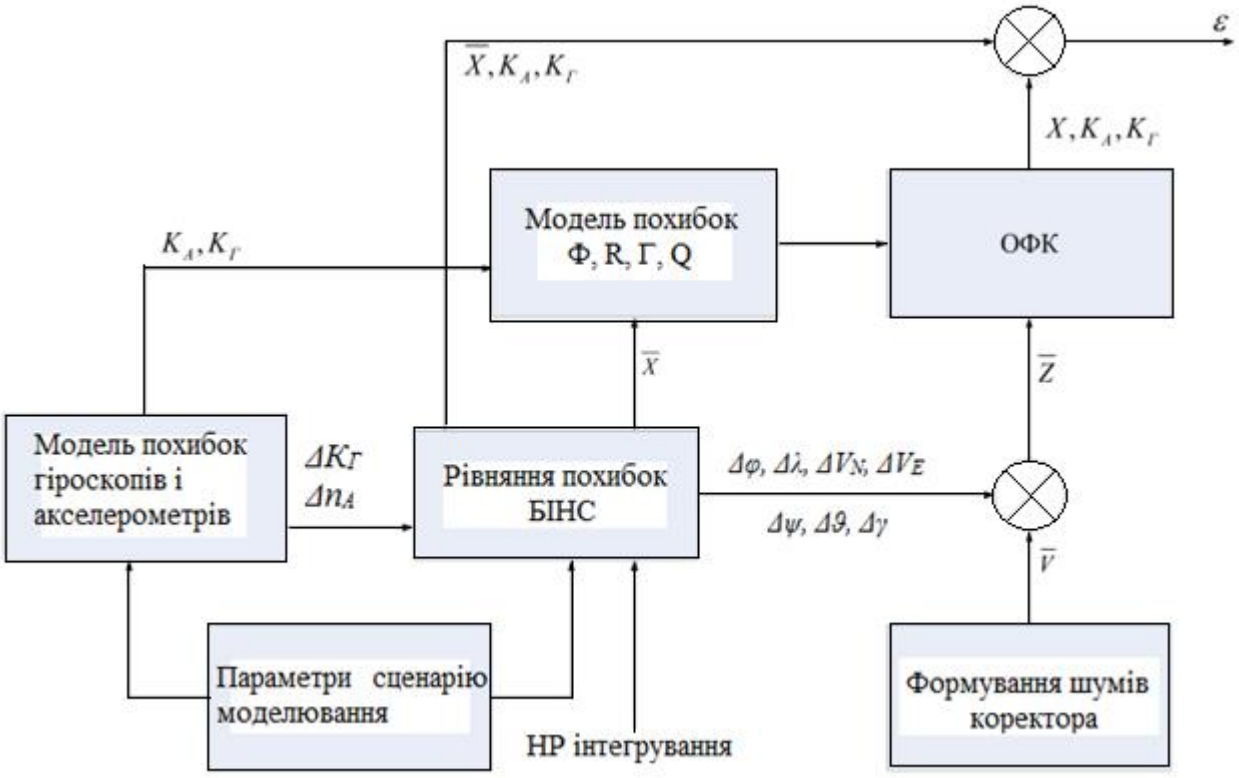


Рисунок 1.3 Схема калібровки БІНС.

Пропонований алгоритм використовує вихідні дані про місцезнаходження, швидкості і кути, які надходять з виходу БІНС. Як алгоритм оптимальної обробки інформації застосовується оптимальний фільтр Калмана (ОФК). Щоб мати можливість застосувати ОФК, рівняння системи повинні бути записані в просторі станів.

Повна модель містить рівняння стану системи і рівняння вимірювань в наступній формі:

$$\begin{cases} \dot{\vec{x}} = F \cdot \vec{x} + G \cdot \vec{w} \\ \dot{\vec{z}} = H \cdot \vec{x} + \vec{v} \end{cases}, \tag{1.12}$$

де $\vec{x}$ – вектор стану; $\vec{w}$ – вектор шумів системи; $\vec{v}$ – вектор шумів вимірювань; F – матриця динаміки системи; G – матриця шумів системи; H – матриця вимірювань; $\vec{z}$ – різниця показів БІНС і еталонного обладнання.

Модель похибок БІНС в скалярно-матричній формі запису має вигляд (1.3) - (1.14).

Модель дозволяє досліджувати зв'язок між інструментальними похибками первинних вимірювачів, неточностями завдання початкових умов і похибками БІНС у визначенні місця розташування, швидкості і кутів орієнтації об'єкта.

$$\frac{d}{dt}\begin{vmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \gamma & -\beta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\gamma & 0 & \alpha & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \beta & \alpha & 0 & 0 & 0 & 0 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \Delta n_x \\ 0 \\ \Delta n_y \\ 0 \\ \Delta n_z \\ 0 \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{vmatrix} \cdot \tag{1.13}$$

$$\cdot \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ (\Omega_x^2 + \Omega_z^2 - \omega_0^2) & 0 & \left(\dot{\Omega}_z - \Omega_x\Omega_y\right) & 2\Omega_z & -\left(\dot{\Omega}_y - \Omega_x\Omega_z\right) & -2\Omega_y \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\left(\dot{\Omega}_z - \Omega_x\Omega_y\right) & -2\Omega_z & (\Omega_x^2 + \Omega_z^2 - \omega_0^2) & 0 & \left(\dot{\Omega}_x - \Omega_y\Omega_z\right) & 2\Omega_x \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \left(\dot{\Omega}_y - \Omega_x\Omega_z\right) & 2\Omega_y & -\left(\dot{\Omega}_x - \Omega_y\Omega_z\right) & 2\Omega_x & (2\omega_0^2 + \Omega_x^2 + \Omega_y^2) & 0 \end{vmatrix}$$

$$\frac{d}{dt}\begin{vmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0 & \Delta\Omega_z & -\Delta\Omega_y \\ -\Delta\Omega_z & 0 & \Delta\Omega_x \\ \Delta\Omega_y & -\Delta\Omega_x & 0 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \Delta\Omega_x \\ \Delta\Omega_y \\ \Delta\Omega_z \end{vmatrix}, \tag{1.14}$$

x_1, x_3, x_5 – похибки визначення координат і висоти ІНС, м;

x_2 , x_4 , x_6 – похідні компонент x_1, x_3, x_5, м/с;

α, β, γ – кутові похибки орієнтації вимірювального трьохгранника відносного обчисленого, компоненти вектора кута малого повороту $\dot{\vec{\theta}}$ =[α, β,γ], рад.;

$\Delta\Omega_x$, $\Delta\Omega_y$, $\Delta\Omega_z$ – похибки гіроскопів, приведені до осей обертаючої системи координат, в якій ведеться рішення рівнянь похибок, рад/с;

Δn_x, Δn_y, Δn_z – похибки акселерометрів, приведені до осей обертаючої системи координат, в якій ведеться рішення рівнянь похибок, м/с^2;

n_x, n_y, n_z – проекції вектора уявного прискорення центру мас об'єкту, м/с^2;

$\dot{\Omega}_{xyz}$, $\dot{\Omega}_{xyz}$ –проекції вектора абсолютної кутовий швидкості обертання обраного трьохгранника і його похідні, рад/с^2;

ω_o – частота Шулера (ω_o = 1,24 10^{-3} с$^{-1}$) .

Для забезпечення процесу калібрування в наведених співвідношеннях проекції похибок гіроскопів і акселерометрів $\Delta\Omega_x$, $\Delta\Omega_y$, $\Delta\Omega_z$ і Δn_x, Δn_y, Δn_z необхідно виразити безпосередньо через їх інструментальні похибки, які приводяться до необхідної обертаючої системи координат відповідно до формул:

$$
\begin{aligned}
\Delta\Omega_x &= C_{11}\Delta\Omega_1 + C_{12}\Delta\Omega_2 C_{13}\Delta\Omega_3;\\
\Delta\Omega_y &= C_{21}\Delta\Omega_1 + C_{22}\Delta\Omega_2 C_{23}\Delta\Omega_3;\\
\Delta\Omega_z &= C_{31}\Delta\Omega_1 + C_{32}\Delta\Omega_2 C_{33}\Delta\Omega_3;\\
\Delta n_x &= C_{11}\Delta n_1 + C_{12}\Delta n_2 C_{13}\Delta n_3;\\
\Delta n_y &= C_{21}\Delta n_1 + C_{22}\Delta n_2 C_{23}\Delta n_3;\\
\Delta n_z &= C_{31}\Delta n_1 + C_{32}\Delta n_2 C_{33}\Delta n_3.
\end{aligned}
\qquad (1.15)
$$

Тут $C_{11}\ldots C_{33}$ – елементи матриці напрямних косинусів між зв'язаною з об'єктом системою координат та обраною обертовою системою координат.

Інструментальні похибки датчиків представляються своїми математичними моделями. У даній статті для ілюстрації взято один з найбільш часто вживаних варіантів подання таких моделей:

$$
\begin{aligned}
\Delta\Omega_1 &= m_{ox} + m_{1x}(n_y - n_z) + m_{3x}\Omega_x + \delta\Omega_1;\\
\Delta\Omega_2 &= m_{oy} + m_{1y}(n_x - n_z) + m_{3y}\Omega_y + \delta\Omega_2;\\
\Delta\Omega_3 &= m_{oz} + m_{1z}(n_x - n_y) + m_{3z}\Omega_z + \delta\Omega_3;\\
\Delta n_1 &= a_{1x}\, n_{x.} + a_{2x}\, n_x + \delta n_1;\\
\Delta n_2 &= a_{1y}\, n_{y.} + a_{2y}\, n_y + \delta n_2;\\
\Delta n_3 &= a_{1z}\, n_z + a_{1z}\, n_z + \delta n_{2.}
\end{aligned}
\qquad (1.16)
$$

У статті [12] розглядається спосіб визначення калібрувальних коефіцієнтів з використанням математичної моделі похибок безплатформенної інерціальної навігаційної системи. Запропонований спосіб заснований на здійсненні за допомогою калібрувального столу послідовності поворотів системи в потрібні фіксовані положення з наступним обчисленням калібрувальных коефіцієнтів.

Забезпечення високоточної калібрування є одним з основних умов побудови прецизійних безплатформенних інерціальних навігаційних систем (БІНС). Калібровка полягає у визначенні систематичних похибок інерціальних вимірювачів (гіроскопів і акселерометрів).

У вітчизняній приладобудівній промисловості використовуються два основних способи калібрування: за показаннями інерціальних вимірювачів і з використанням методу уточнення значень калібрувальних коефіцієнтів.

Ідея використання математичної моделі похибок БІНС при калібруванні полягає в знаходженні способу, за допомогою якого по виміряних вихідним сигналами системи можна визначити калібрувальні коефіцієнти інерціальних вимірювачів. Реалізація такого способу стала можливою з появою калібрувальних нахило-поворотних столів (НПС), які визначають орієнтацію БІНС з точністю до 2-3".

Сутність цього способу полягає в тому, що БІНС встановлюють на двохосьовому калібровочному НПС, який задає необхідні фіксовані положення системи. Ці положення БІНС

визначаються структурою моделей похибок вимірювачів. У процесі калібровки на першому етапі оцінюється вектор похибок системи. Вектор похибок двоканальної БІНС містить наступні складові: похибки вимірювання кутів орієнтації (курсу, тангажа і крену), похибки визначення складових лінійної швидкості в північному східному напрямках, похибки вимірювання широти і довготи. Значення складових вектора похибок системи прирівнюються до їх аналітичним аналогам, отриманим шляхом вирішення математичної моделі похибок БІНС. Далі для моменту певного часу формується система алгебраїчних рівнянь для визначення вхідних сигналів моделі похибок БІНС.

В дисертації [13] вирішується завдання підвищення точності безплатформенної інерційних навігаційних систем шляхом створення автоматизованої системи визначення калібрувальних коефіцієнтів інерціальних вимірювачів БІНС з використанням математичної моделі похибок системи.

Дана проблема в роботі вирішувалася за допомогою використання при визначенні калібрувальних коефіцієнтів вихідних сигналів БІНС замість зашумленних сигналів інерціальних вимірювачів.

Проведено аналіз стану розробок безплатформенних інерціальних навігаційних систем на ВОГах. Проведена оцінка досягнутого рівня характеристик точності ВОГов.

На основі зробленого аналізу сформовані структури математичних моделей інерціальних вимірювачів БІНС на ВОГах, що мають вигляд:

$$\begin{vmatrix}\delta\omega_x\\ \delta\omega_y\\ \delta\omega_z\end{vmatrix}=\begin{vmatrix}\delta\omega_x\\ \delta\omega_y\\ \delta\omega_z\end{vmatrix}+\left|\Delta k_d+\delta A_b^d\right|\cdot\begin{vmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{vmatrix}+\begin{vmatrix}n_{dx}\\ n_{dy}\\ n_{dz}\end{vmatrix};\ \begin{vmatrix}\delta f_x\\ \delta f_y\\ \delta f_z\end{vmatrix}=\begin{vmatrix}f_{nx}\\ f_{ny}\\ f_{nz}\end{vmatrix}+\left|\Delta k_a+\delta A_b^a\right|\cdot\begin{vmatrix}f_x\\ f_y\\ f_z\end{vmatrix}+\begin{vmatrix}n_{ax}\\ n_{ay}\\ n_{az}\end{vmatrix};\qquad(1.17)$$

де $|n_{dx}\ n_{dy}\ n_{dz}|^{\mathrm{T}}$ и $|n_{ax}\ n_{ay}\ n_{az}|^{\mathrm{T}}$ – вектори шумів ВОГ і акселерометрів;

δA_b^d, δA_b^a – матриці кутів перекосів ВОГ і акселерометрів;

Δk_d, Δk_a – діагональні матриці похибок масштабних коефіцієнтів ВОГ і акселерометрів;

ω_{ni}, f_{ni} – зміщення нулів ВОГ і акселерометрів;

ω_i, f_i – калібрувальні сигнали.

Після аналізу динамічних властивостей моделі був зроблений висновок, що можна знехтувати впливом перехресних зв'язків між каналами і дрейфом вертикального гіроскопа, оскільки він визначається під час виставки БІНС в кожній орієнтації ППС. На підставі цього модель (16) можна спростити і остаточно представити у вигляді:

$$\begin{cases} \dot{\delta}\vartheta = -\dfrac{\delta V_n}{R} + \delta\omega_n; \\ \dot{\delta}V_n = g\delta\vartheta + \delta f_n; \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{\delta}\gamma = \dfrac{\delta V_e}{R} + \delta\omega_e; \\ \dot{\delta}V_e = -g\delta\gamma + \delta f_e \end{cases}, \tag{1.18}$$

Побудовано математичну модель похибок двоканальної БІНС, яка у разі установки системи на калібрувальному ППС має вигляд:

$$\begin{aligned} &\dot{\delta}\vartheta = -\frac{1}{R}\delta V_n + \Omega\sin\phi\delta\gamma - \Omega\cos\phi\delta\psi + \delta\omega_n; \\ &\dot{\delta}V_n = f_{Up}\delta\vartheta - 2\Omega\sin\phi\delta V_e - f_e\delta\psi + \delta f_n; \\ &\dot{\delta}\psi = \Omega\cos\phi\delta\vartheta + \frac{tg\phi}{R}\delta V_e + \Omega\cos\phi\delta\phi + \delta\omega_{Up}; \\ &\dot{\delta}\gamma = -\Omega\sin\phi\delta\vartheta + \frac{1}{R}\delta V_e - \Omega\sin\phi\delta\phi + \delta\omega_e; \\ &\dot{\delta}V_e = 2\Omega\sin\phi\delta V_n - f_{Up}\delta\gamma + f_n\delta\psi + \delta f_e; \\ &\dot{\delta}\phi = -\frac{1}{R}\delta V_n; \\ &\dot{\delta}\lambda = \frac{1}{R\cos\phi}\delta V_e. \end{aligned} \tag{1.19}$$

В дисертації [14] розроблено методику та показана принципова можливість її використання для калібрування БІНС на стендах з одним ступенем свободи. Відповідний алгоритм калібрування будується таким чином, що в ньому не використовується інформація від датчиків стенду, що дозволяє застосовувати для калібрування грубі стенди. Показано, що найбільша ефективність методу досягається в тому випадку, коли вісь обертання стенду близька до горизонтальної і спрямована приблизно по меридіану, а експеримент складається з трьох циклів, в кожному з яких вісь обертання стенду поєднується з однією з осей приладового тригранника БІНС. Встановлено, що стенди з вертикальною віссю обертання для калібрування БІНС в зборі мало придатні.

У методиці калібрування на грубому одноступеневу стенді враховано зміщення чутливих мас ньютонометрів щодо осі обертання стенду.

Показана оцінювання цих параметрів у випадку завдання змінною по модулю кутової швидкості обертання стенду. Підтверджено, що в такому випадку втрати точності основних параметрів калібрування не відбувається.

Запропоновано спосіб оцінювання геометричних параметрів рознесення чутливих мас ньютонометрів один щодо одного всередині корпусу БІНС за допомогою додаткових циклів обертання, що відрізняються від основних установкою БИНС на стенді.

Запропоновано ряд модифікацій алгоритму калібрування стосовно до грубим датчикам

первинної інформації, а саме: ускладнення моделі інструментальних похибок, введення зворотних зв'язків в модельні рівняння, використання інформації про осі обертання в якості додаткового виміру.

1.3 Інерціальний вимірювальний модуль MAX21105

В даній роботі дослідженню піддавався мікромеханічний інерційний модуль MAX21105. Дана система є розробкою Maxim Integrated Products Inc. Система MAX21105 – це монолітний 3-осьовий гіроскоп і 3-осьовий акселерометр, об'єднані в інерційний вимірювальний блок (ІВБ), що забезпечує високу точність і стабільність при перепадах температури і витримки часу. Система MAX21105 є однією з найточніших в галузі серед шести статичних інерційних вимірювальних блоків, здатних працювати при напрузі живлення нижче 1,71V. Застосовується як системи орієнтації в безпілотних апаратах, іграшкових вертольотах, телефонах і планшетах, в ігрових пристроях, рухомих об'єктах, пультах дистанційного керування, і інших споживчих пристроях. Зокрема, для системи MAX21105 характерно низький рівень помилки дрейфу нуля гіроскопів, низький і лінійний рівень температурного дрейфу нуля гіроскопів і низька затримка по фазі що робить MAX21105 підходящим для задач стабілізації і створення безпілотних дронів. MAX21105 має розміри 3мм–3мм–0.83мм і може працювати в діапазоні температур від -40^0 до $+ 85^0$. Зовнішній вигляд MAX21105 зображено на рисунку 1.4.

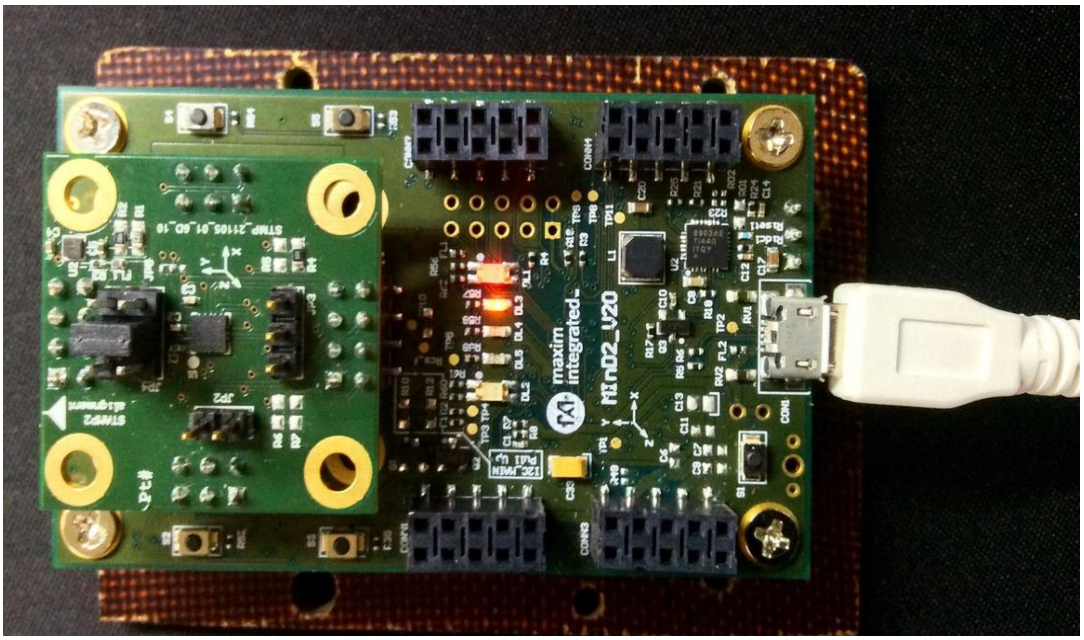


Рисунок 1.4 Зовнішній вигляд ІВМ MAX21105

Висновки до першого розділу

Інерційні навігаційні системи (ІНС) стали основою навігаційних комплексів сучасних рухомих об'єктів. Це обумовлено тим, що вони дають повну інформацію про навігаційні параметри руху – кутах курсу, тангажу, крену; прискорень, швидкості руху і координатах місця об'єкта. При цьому вони повністю автономні, тобто не вимагають будь-якої інформації ззовні. Завдяки можливості визначати кутове положення об'єкта з високою точністю в будь-якому діапазоні кутів і з високою частотою видачі інформації, ІНС до теперішнього часу не мають альтернатив.

Для того, щоб ІНС могла нормально функціонувати, необхідно якомога точніше виконати початкову виставку ІНС, яка полягає у фізичній або аналітичній виставці чутливих елементів щодо заданої системи координат і введених в ІНС початкових значень швидкості руху і початкових значень координат. В розділі показані етапи режимів початкової виставки і їх характеристика.

Були розглянуті різні методи, алгоритми, режими та моделі похибок калібрування. Кожний автор намагався ввести якісь особливості (об’єднання двох методів калібрування, використання стендів різних вимірів, розширення моделей похибок БІНС, використання різних режимів калібрування та інше), за допомогою яких можливо підвищити точність калібрування БІНС.

РОЗДІЛ 2. ПОЧАТКОВА ВИСТАВКА БІНС

2.1 Розробка алгоритму початкової виставки БІНС

Для дослідження початкової виставки БІНС спочатку отримаємо вирази для початкових кутів орієнтації рухомого об'єкта. Після цього розглянемо режим аналітичного гірокомпасування і отримаємо повний вираз для похибки даного режиму. Далі досліджуємо залежність похибки гірокомпассування від похибок чутливих елементів БІНС. [23]-[41]

2.1.1 Визначення початкових кутів орієнтації рухомого об'єкта

Розглянемо курсовертикаль, яка містить інерційних вимірювальний модуль (ІВМ) з трьома ортогональними гіроскопами, трьома ортогональними акселерометрами і бортовий комп'ютер. Тут в якості опорної прийнята географічна $O\xi\eta\zeta$ система координат. Гіроскопи і акселерометри жорстко прикріплені до корпусу транспортного засобу, з яким пов'язана система координат $Oxyz$ (рисунок 2.1). Кутами ψ, θ, γ тут позначені кути рискання, тангажу і крену відповідно.

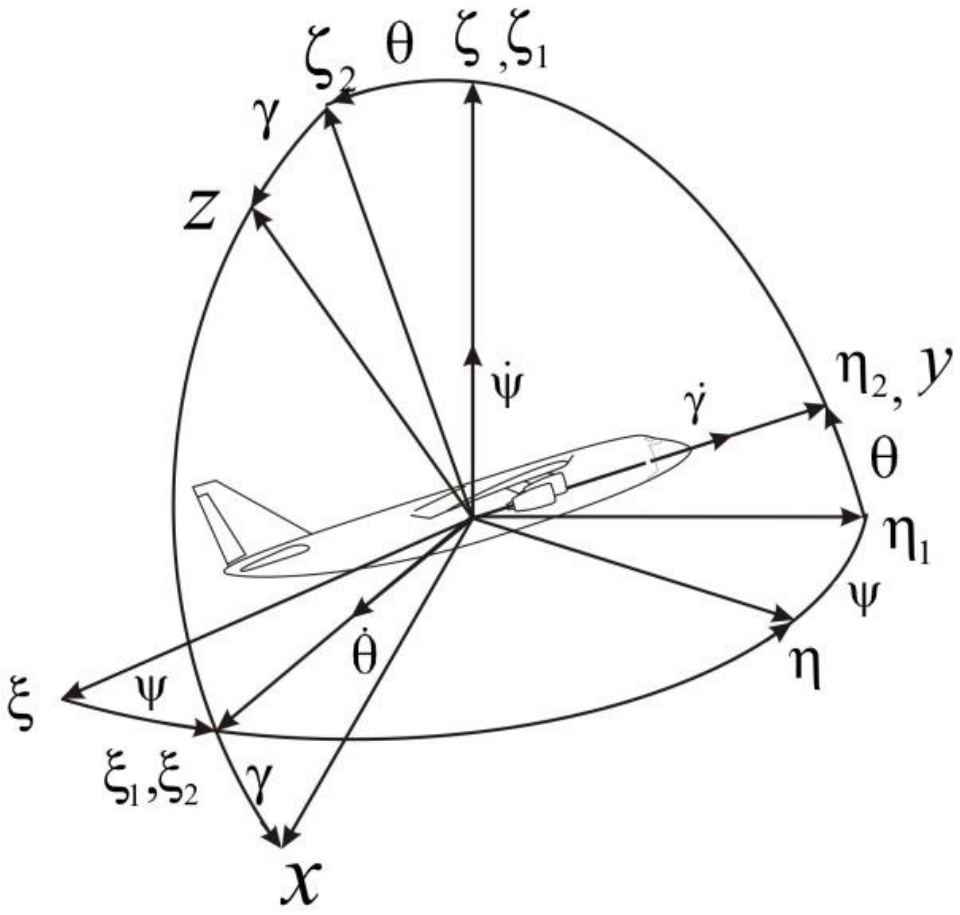


Рисунок.2.1. Кінематика поворотів транспортного засобу

Перехід від однієї системи координат до іншої описується кінематичними рівнянням в матричній формі

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{\mathbf{n}}^{\mathbf{b}} \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}$$

де

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

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

Проекції удаваного (уявного) прискорення об'єкта на нерухомій основі на осі пов'язані з об'єктом в матричній формі мають вигляд

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{\mathbf{n}}^{\mathbf{b}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix},$$

де - g прискорення сили тяжіння.

З останнього матричного рівняння отримаємо проекції прискорення, вимірювані акселерометрами:

$$g_x = -c_{13} \cdot g, \quad g_y = -c_{23} \cdot g, \quad g_z = -c_{33} \cdot g .$$

Елементи останнього стовпця матриці напрямних косинусів

$$c_{13} = -\frac{g_x}{g}, \quad c_{23} = -\frac{g_y}{g}, \quad c_{33} = -\frac{g_z}{g}.$$

Проекції кутової швидкості об'єкта на осі пов'язані з об'єктом на нерухомій основі мають вигляд:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{\mathbf{n}}^{\mathbf{b}} \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega\cos\varphi \\ \Omega\sin\varphi \end{bmatrix},$$

де - Ω кутова швидкість обертання Землі, φ - широта місця.

З останнього матричного рівняння отримаємо

$$\omega_x = c_{12}\Omega\cos\varphi + c_{13} \cdot \Omega\sin\varphi,$$
$$\omega_y = c_{22}\Omega\cos\varphi + c_{23} \cdot \Omega\sin\varphi,$$
$$\omega_z = c_{32}\Omega\cos\varphi + c_{33} \cdot \Omega\sin\varphi.$$

З останніх виразів отримаємо

$$c_{12} = \frac{1}{\Omega \cos\varphi}\left(\omega_x - c_{13}\Omega \sin\varphi\right),$$

$$c_{22} = \frac{1}{\Omega \cos\varphi}\left(\omega_y - c_{23}\Omega \sin\varphi\right),$$

$$c_{32} = \frac{1}{\Omega \cos\varphi}\left(\omega_z - c_{33}\Omega \sin\varphi\right).$$

Останні три елементи МНК можна визначити з співвідношень:

$$c_{11} = c_{22}c_{33} - c_{23}c_{32};$$

$$c_{21} = c_{13}c_{32} - c_{12}c_{33};$$

$$c_{31} = c_{12}c_{23} - c_{13}c_{22}.$$

Знаючи всі елементи матриці напрямних косинусів, можна обчислити початкові кути орієнтації об'єкта:

$$\psi_0 = arctg\left(-\frac{c_{21}}{c_{22}}\right), \quad \theta_0 = \arcsin c_{23}, \quad \gamma_0 = arctg\left(-\frac{c_{13}}{c_{33}}\right). \tag{2.1}$$

2.1.2 Аналіз похибки гірокомпасування

Оцінимо похибку початкової виставки за курсом (режим гірокомпасування) в залежності від похибок гіроскопів і акселерометрів. Для цього розкладемо в ряд Тейлора перший вираз з (2.1). Опускаючи громіздкі перетворення, повний вираз похибки гірокомпасування має вигляд:

$$\begin{aligned}\Delta\psi_0 = \frac{1}{c_{21}^2 + c_{22}^2}\{ & c_{22}\, c_{32}\frac{\Delta g_x}{g} - c_{22}c_{12}\frac{\Delta g_z}{g} + \\ & + c_{21}\left[\frac{1}{\Omega\cos\varphi}\Delta\omega_y + tg\varphi\frac{\Delta g_y}{g} + \left(\frac{\omega_y}{\Omega}\sin\varphi - c_{23}\right)\frac{1}{\cos^2\varphi}\Delta\varphi\right] - \\ & - c_{22}c_{13}\left[\frac{1}{\Omega\cos\varphi}\Delta\omega_z + tg\varphi\frac{\Delta g_z}{g} + \left(\frac{\omega_z}{\Omega}\sin\varphi - c_{33}\right)\frac{1}{\cos^2\varphi}\Delta\varphi\right] + \\ & + c_{22}c_{33}\left[\frac{1}{\Omega\cos\varphi}\Delta\omega_x + tg\varphi\frac{\Delta g_x}{g} + \left(\frac{\omega_x}{\Omega}\sin\varphi - c_{13}\right)\frac{1}{\cos^2\varphi}\Delta\varphi\right]\ \}.\end{aligned} \tag{2.2}$$

Отже, з останнього виразу видно, що в загальному випадку похибка гірокомпасування залежить від похибок трьох гіроскопів $\Delta\omega_i\ (i = x, y, z)$, трьох акселерометрів $\Delta g_i\ (i = x, y, z)$ і похибки введення широти місця.

Розглянемо окремий випадок похибки гірокомпасування від похибок гіроскопів, тобто припустимо у формулі (2.2) що, $\Delta\omega_i \neq 0$ та $\Delta g_i = \Delta\varphi = 0$.

Нехай початкове положення залежить тільки від кута курсу: $\psi_0 \neq 0, \quad \theta_0 = \gamma_0 = 0$.

Тоді

$$\begin{aligned} & c_{11} = \cos\alpha_0, \quad c_{12} = \sin\alpha_0, \quad c_{13} = 0; \\ & c_{21} = -\sin\alpha_0, \quad c_{22} = \cos\alpha_0, \quad c_{23} = 0; \\ & c_{31} = 0, \quad c_{32} = 0, \quad c_{33} = 1. \end{aligned}$$

Після підстановки вихідних даних в формулу (2.2) отримаємо

$$\Delta\psi_0 = \frac{1}{\Omega\cos\varphi}\left(\Delta\omega_x\cos\psi_0 - \Delta\omega_y\sin\psi_0\right). \tag{2.3}$$

Очевидно, що при $\psi_0 = 45^\circ, \quad \Delta\omega_x = \Delta\omega_y$ похибка гірокомпасування відсутня.

Вираз (2.2) можна представити як

$$\Delta\psi_0 = \frac{\Delta\omega}{\Omega\cos\varphi}\cos\left(\psi_0 + \varepsilon\right),$$

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 похибка гірокомпасування приймає при

$$\Delta\omega = \Delta\psi_0 \cdot \Omega\cos\varphi.$$

З цього виразу можна отримати вимоги до точності гіроскопів, виходячи з точності гірокомпасування.

Так, наприклад, при $\Delta\psi_0 = 0{,}1^\circ$ і $\varphi = 60^\circ$ отримаємо $\Delta\omega = 0{,}007$ °/год.

Тепер розглянемо окремий випадок похибки гірокомпасування від похибок акселерометрів, тобто приймемо у формулі (2.2) що, $\Delta g_i \neq 0$ та $\Delta\omega_i = \Delta\varphi = 0$. При тому ж початковому положенні $\psi_0 \neq 0, \quad \beta_0 = \gamma_0 = 0$ після підстановки вихідних даних в формулу (2.2) отримаємо

$$\Delta\psi_0 = tg\varphi\left(\frac{\Delta g_x}{g}\cos\psi_0 - \frac{\Delta g_y}{g}\sin\psi_0\right) - \frac{\Delta g_z}{g}\sin\psi_0\cos\psi_0 .$$

Очевидно, що при $\psi_0 = 45^\circ, \quad \Delta g_x = \Delta g_y$ похибка гірокомпасування дорівнює

$$\Delta\psi_0 = -\frac{\Delta g_z}{g}\sin\psi_0\cos\psi_0 .$$

На кардинальних курсах при значеннях $\psi_0 = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ похибка гірокомпасування дорівнює

$$\Delta\psi_0 = \frac{\Delta g}{g} tg\varphi \cdot \cos\left(\kappa + \psi_0\right),$$

де $\dfrac{\Delta g}{g} = \sqrt{\left(\dfrac{\Delta g_x}{g}\right)^2 + \left(\dfrac{\Delta g_y}{g}\right)^2}$, $\cos\kappa = \dfrac{\Delta g_x}{\Delta g}$, $\sin\kappa = \dfrac{\Delta g_y}{\Delta g}$.

Максимальне значення похибка гірокомпасування приймає при

$$\frac{\Delta g}{g} = \frac{\Delta\psi_0}{tg\varphi} .$$

З цього виразу можна отримати вимогуи до точності акселерометрів, виходячи з необхідної точності гірокомпасування.

Так, наприклад, при $\Delta\psi_0 = 0{,}1^\circ$ і $\varphi = 60^\circ$ отримаємо $\dfrac{\Delta g}{g} = 0{,}001$.

Оцінимо точність гірокомпасування від результатів калібрування гіроскопів і акселерометрів.

Треба враховувати, що на нерухомій основі в гравітаційному полі проекції прискорення залежать від вихідних сигналів акселерометрів і результатів їх калібрування:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix} \right),$$

де – U_{ax}, U_{ay}, U_{az} – вихідні сигнали акселерометрів, B_{ax}, B_{ay}, B_{az} – нульові сигнали акселерометрів, k_{11}, k_{22}, k_{33} – масштабні коефіцієнти акселерометрів, інші коефіцієнти матриці 3х3 - коефіцієнти перехресної зв'язку.

Аналогічно, проекції абсолютної кутовий швидкості залежать від вихідних сигналів гіроскопів і результатів калібрування:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} \\ s_{31} & s_{32} & s_{33} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix} U_{\omega x} \\ U_{\omega y} \\ U_{\omega z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{\omega x} \\ B_{\omega y} \\ B_{\omega z} \end{bmatrix} \right),$$

де $U_{\omega x}, U_{\omega y}, U_{\omega z}$ - вихідні сигнали гіроскопів, $B_{\omega x}, B_{\omega y}, B_{\omega z}$ - нульові сигнали гіроскопів, s_{11}, s_{22}, s_{33} - масштабні коефіцієнти гіроскопів, інші коефіцієнти матриці 3х3 - коефіцієнти перехресної зв'язку.

Варіюючи останні співвідношення, можна отримати похибки акселерометрів:

$$\begin{bmatrix} \Delta g_x \\ \Delta g_y \\ \Delta g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta l_{11} & \Delta l_{12} & \Delta l_{13} \\ \Delta l_{21} & \Delta l_{22} & \Delta l_{23} \\ \Delta l_{31} & \Delta l_{32} & \Delta l_{33} \end{bmatrix} \left(\left(\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{bmatrix} \cdot \left(\begin{bmatrix} \Delta U_{ax} \\ \Delta U_{ay} \\ \Delta U_{az} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta B_{ax} \\ \Delta B_{ay} \\ \Delta B_{az} \end{bmatrix} \right) \right), \qquad (2.4)$$

і гіроскопів:

$$\begin{bmatrix} \Delta \omega_x \\ \Delta \omega_y \\ \Delta \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta m_{11} & \Delta m_{12} & \Delta m_{13} \\ \Delta m_{21} & \Delta m_{22} & \Delta m_{23} \\ \Delta m_{31} & \Delta m_{32} & \Delta m_{33} \end{bmatrix} \left(\left(\begin{bmatrix} U_{\omega x} \\ U_{\omega y} \\ U_{\omega z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} B_{\omega x} \\ B_{\omega y} \\ B_{\omega z} \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix} \cdot \left(\begin{bmatrix} \Delta U_{\omega x} \\ \Delta U_{\omega y} \\ \Delta U_{\omega z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta B_{\omega x} \\ \Delta B_{\omega y} \\ \Delta B_{\omega z} \end{bmatrix} \right) \right) \qquad (2.5)$$

Тут введені нові позначення:

$$\begin{bmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix}^{-1}, \quad \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} \\ s_{31} & s_{32} & s_{33} \end{bmatrix}^{-1}.$$

Підставляючи значення виразів (2.4) і (2.5) в вираз (2.2), можна оцінити похибку гірокомпасірованія при відомих параметрах калібрування гіроскопів і акселерометрів.

2.2 Дослідження похибки алгоритму гірокомпасування БІНС

Приймемо для оцінки, що прилади мають такі характеристики:

1) нестабільність нуля гіроскопів - 0,01 град / год;
2) нестабільність масштабного коефіцієнта гіроскопів - 50 ppm ($5 \cdot 10^{-5}$);
3) нестабільність нуля акселерометрів - 0,02 м/с^2;
4) нестабільність масштабного коефіцієнта акселерометрів - 200 ppm ($2 \cdot 10^{-4}$);

Треба мати на увазі, що поєднання різних похибок в ІВМ можуть бути різними. Для оцінки ступеня впливу зазначених інструментальних похибок наведемо чисельні оцінки для певної несприятливої конфігурації.

Для зазначених характеристик отримано залежності похибки гірокомпасування від зсуву нуля гіроскопів (рисунок 2.2), зміщення нуля акселерометрів (рисунок 2,3), нестабільності масштабного коефіцієнта гіроскопів (рисунок 2.4), нестабільності масштабного коефіцієнта акселерометрів (рисунок 2.5), а також через неортогональність вимірювальних осей (рисунок 2.6).

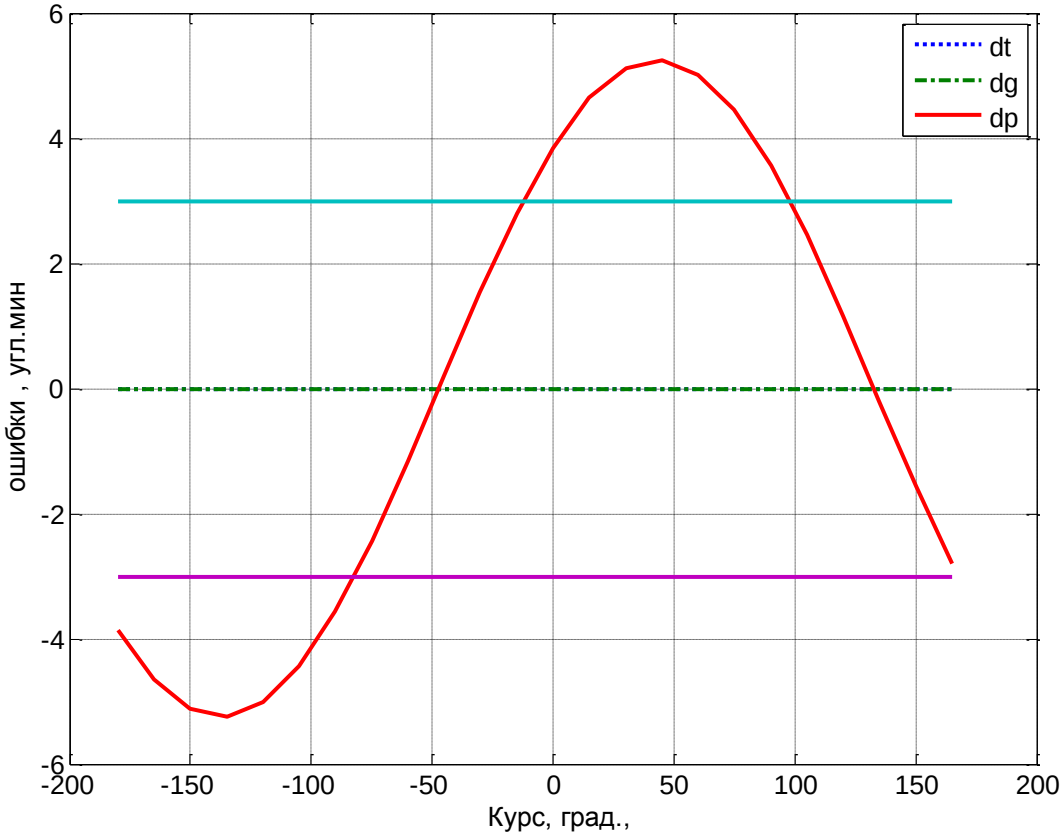


Рисунок 2.2 Вплив зсуву нуля гіроскопів

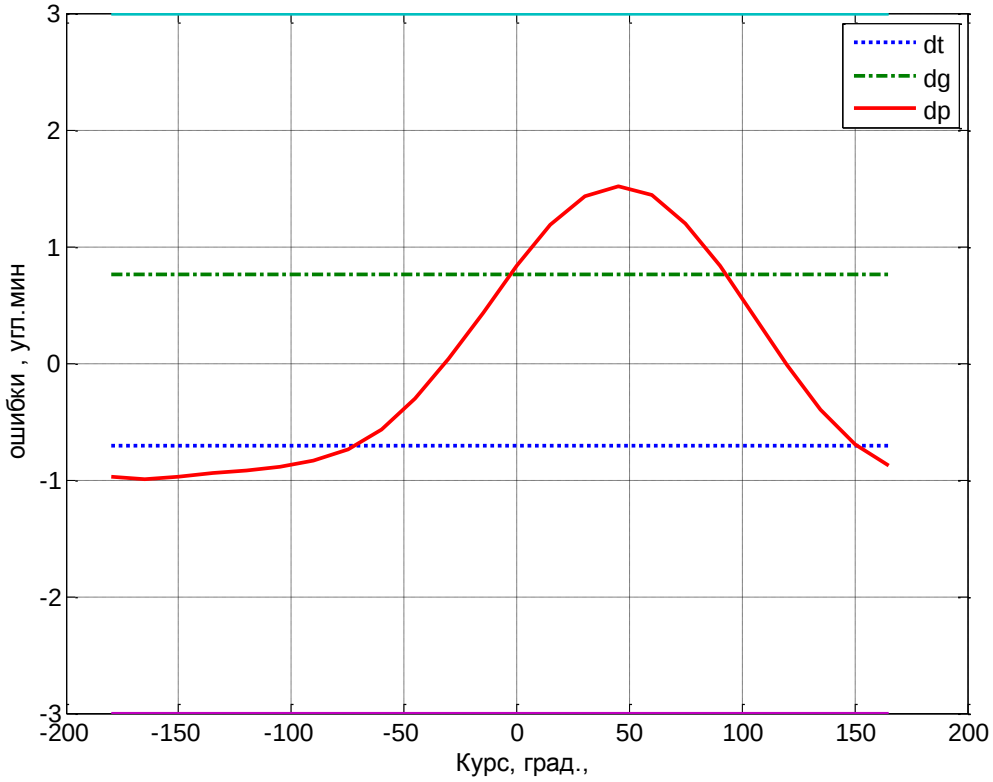


Рисунок 2.3. Вплив зсуву нуля акселерометрів

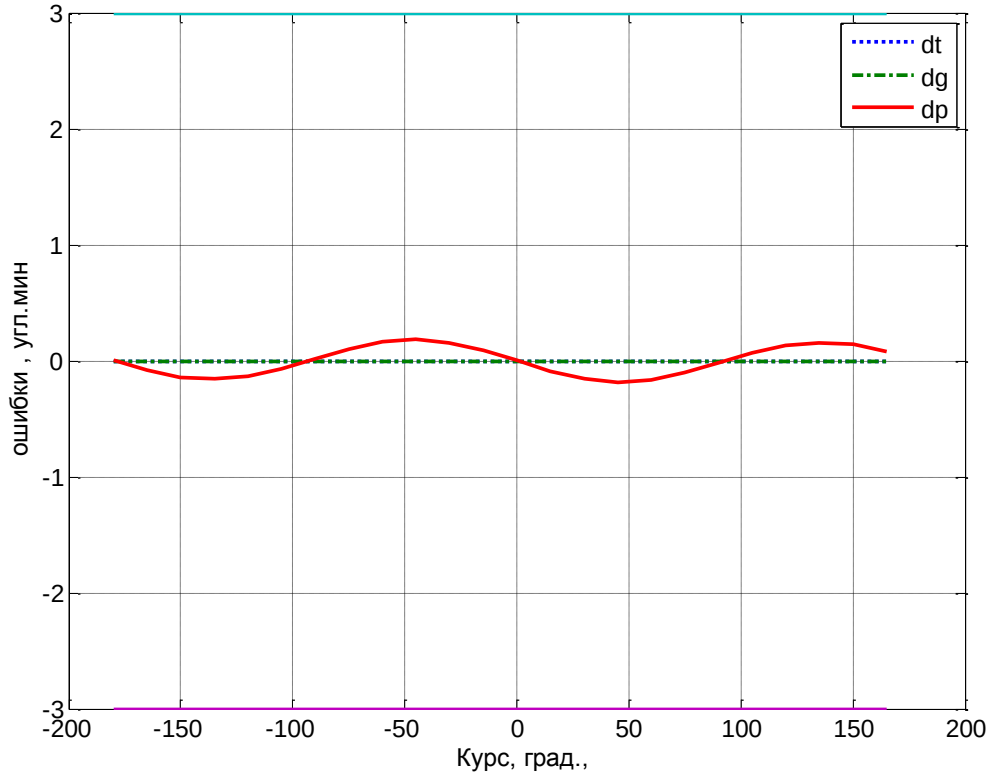


Рисунок 2.4. Вплив нестабільності масштабного коефіцієнта гіроскопів

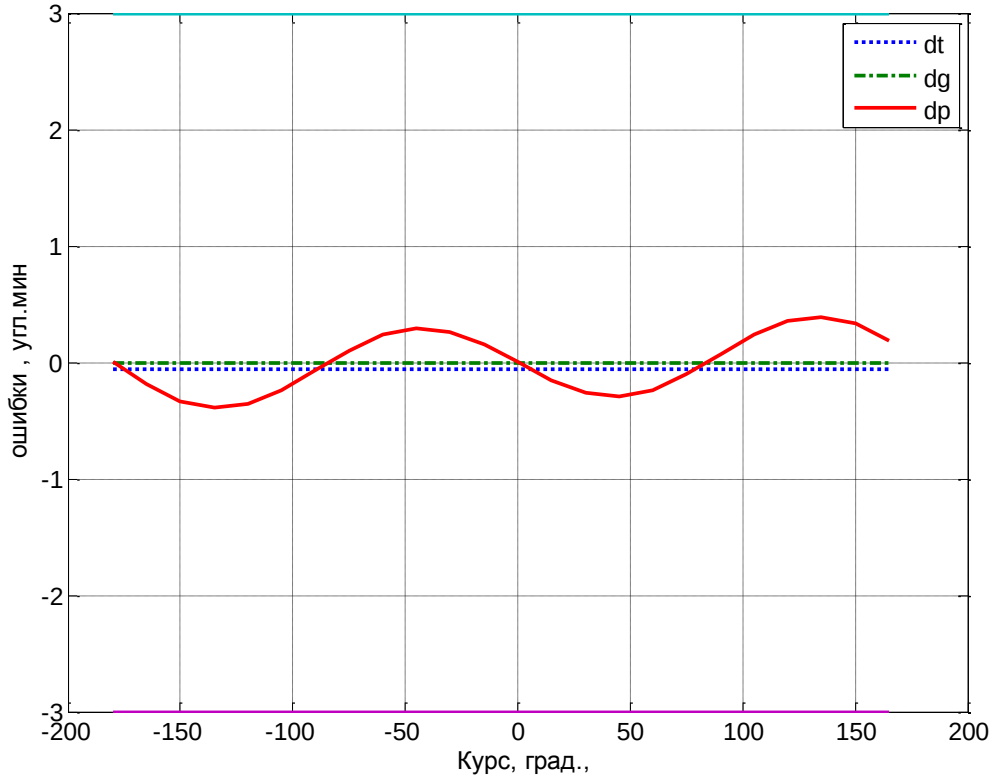


Рисунок 2.5. Вплив нестабільності масштабного коефіцієнта акселерометрів

Висновки до другого розділу

У даному розділі була розглянута виставка курсу БІНС в режимі гірокомпасування. Отримано повне вираження помилки гірокомпасування в залежності від помилок гіроскопів, акселерометрів і помилок визначення широти. Результати калібрування дозволяють компенсувати похибки ІВМ, і отже, призводять до підвищення точності проведення гірокомпасування. Представлені результати моделювання впливу зміщення нуля і нестабільності масштабного коефіцієнта гіроскопів і акселерометрів, а також вплив неортогональності вимірювальних осей на кінцеву помилку.

Визначено, що максимальний вплив на похибку режиму гірокомпасування надає дрейф гіроскопів.

Слід зазначити перспективність даних досліджень в майбутньому, так як безпосередньо виставка обладнання перед початком руху впливає на подальші відхилення у визначенні навігаційних параметрів.

РОЗДІЛ 3. Калібрування БІНС

3.1 Калібрування IBM MAX21105

В ході виконання калібрування MAX21105 була застосована спеціальна оснастка, а саме оптична ділильна головка ОДГ-10 та універсальний одноосний поворотний стіл УПГ-56, які зображені на рисунку 3.1 та рисунку 3.2 відповідно.

Методики повністю розглянуті і доведені в [15].

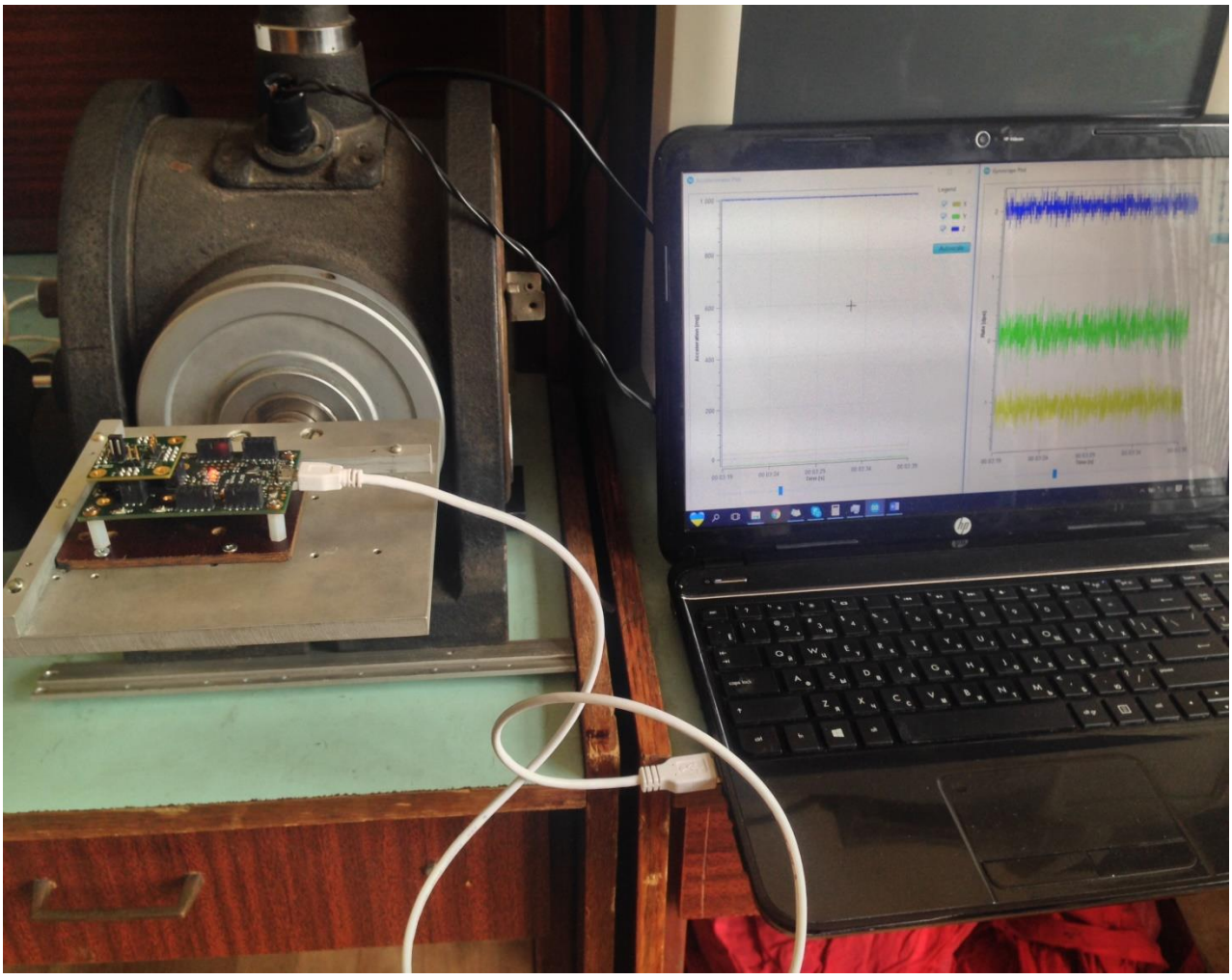


Рисунок 3.1 MAX21105 на ОДГ-10

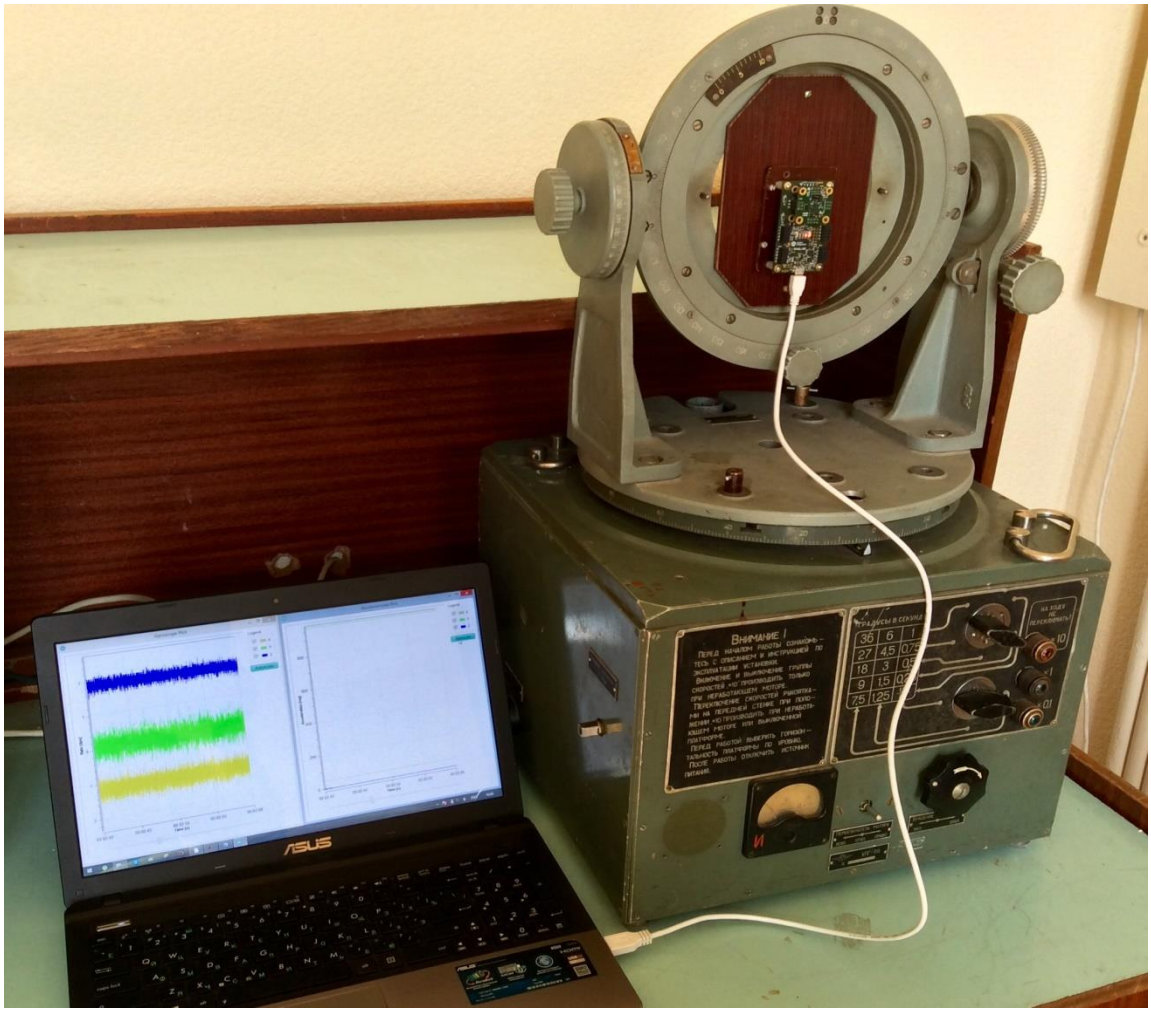


Рисунок 3.2 MAX21105 на УПГ-56

3.1.1 Калібрування акселерометрів

Щоб максимально точно визначити проекції уявного прискорення вздовж базових осей системи проводять калібрування (визначення параметрів вихідних сигналів вимірювача з метою підвищення точності в процесі обробки результатів).

Калібрування низькочастотних лінійних акселерометрів виконується на спеціальних стендах шляхом завдання тестових вхідних впливів (прискорень) і вимірюванням вихідних сигналів акселерометра.

Розглянемо спосіб визначення параметрів акселерометра методикою формування пар рівнянь. Структуру цього методу зображено на рисунку 3.3.

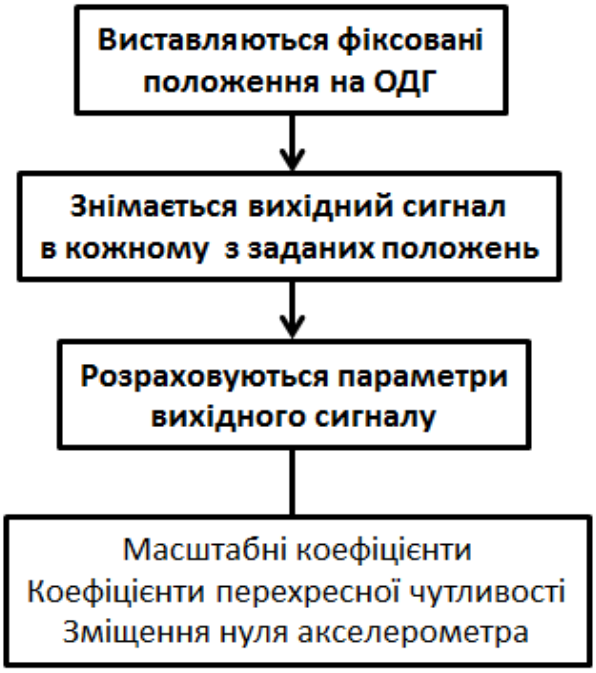


Рисунок 3.3 Методика калібрування акселерометрів

Діапазон калібрування акселерометра знаходиться в межах $\pm 1g$.

Для високоточного завдання положення акселерометра відносно вектора сили тяжіння $\mathbf{g}$ використовуються прецизійні оптичні ділильні головки (ОДГ), що забезпечують точність повороту акселерометра на рівні 5-10 кутових секунд.

Закріплюючи акселерометр на базовій платформі ОДГ виставляються певні задані положення, як показано у табл. 3.1. Після чого знімається вихідний сигнал та змінюється положення базової платформи.

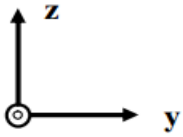
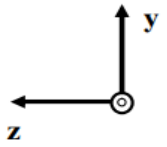
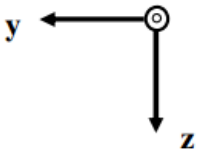
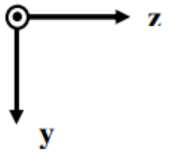
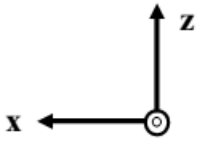
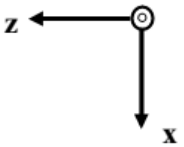
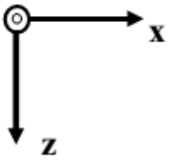
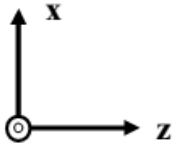
По завершенню всіх вимірювань визначають шукані невідомі параметри моделі вихідного сигналу акселерометра:

$$\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_{ax0} \\ U_{ay0} \\ U_{az0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{ax} \\ n_{ay} \\ n_{az} \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

де: U_{ax}, U_{ay}, U_{az} – вихідний сигнал акселерометра; k_{11}, k_{22}, k_{33} – масштабний коефіцієнт; a_x, a_y, a_z – проекції уявного прискорення; $k_{12,} k_{13,} k_{21,} k_{23,} k_{31,} k_{32}$ – коефіцієнти перехресної чутливості; $U_{ax0}, U_{ay0}, U_{az0}$ – зміщення нуля акселерометра; n_{ax}, n_{ay}, n_{az} – шум вимірювання.

Таблиця. 3.1

Положення осей акселерометра при калібруванні на ОДГ і відповідні значення прискорень та вихідних сигналів акселерометра

№	**Положення осей**	**Кут за шкалою ОДГ**	**Проекції уявного прискорення**	**Вихідний сигнал акселерометра,код АЦП**
Обертання навколо осі X				
1		0^0	$a_X = 0$ a_y=0 $a_Z = g$	$U_{ax1} = k_{13}g + U_{ax0}$ $U_{ay1} = k_{23}g + U_{ay0}$ $U_{az1} = k_{33}g + U_{az0}$
2		90^0	$a_X = 0$ $a_y = g$ $a_Z = 0$	$U_{ax2} = k_{12}g + U_{ax0}$ $U_{ay2} = k_{22}g + U_{ay0}$ $U_{az2} = k_{32}g + U_{az0}$
3		180^0	$a_X = 0$ $a_y = 0$ $a_Z = -g$	$U_{ax3} = -k_{13}g + U_{ax0}$ $U_{ay3} = -k_{23}g + U_{ay0}$ $U_{ay3} = -k_{23}g + U_{ay0}$
4		270^0	$a_X = 0$ $a_y = -g$ $a_Z = 0$	$U_{ax4} = -k_{12}g + U_{ax0}$ $U_{ay4} = -k_{22}g + U_{ay0}$ $U_{az4} = -k_{32}g + U_{az0}$
Обертання навколо осі У				
5		0^0	$a_X = 0$ $a_y = 0$ $a_Z = g$	$U_{ax5} = k_{13}g + U_{ax0}$ $U_{ay5} = k_{23}g + U_{ay0}$ $U_{ay5} = k_{23}g + U_{ay0}$
6		90^0	$a_X = -g$ $a_y = 0$ $a_Z = 0$	$U_{ax6} = -k_{11}g + U_{ax0}$ $U_{ay6} = -k_{21}g + U_{ay0}$ $U_{az6} = -k_{32}g + U_{az0}$
7		180^0	$a_X = 0$ $a_y = 0$ $a_Z = -g$	$U_{ax7} = -k_{13}g + U_{ax0}$ $U_{ay7} = -k_{23}g + U_{ay0}$ $U_{ay7} = -k_{23}g + U_{ay0}$
8		270^0	$a_X = g$ $a_y = 0$ $a_Z = 0$	$U_{ax8} = k_{11}g + U_{ax0}$ $U_{ay8} = k_{21}g + U_{ay0}$ $U_{az8} = k_{32}g + U_{az0}$

Невідомі параметри вихідного сигналу для заданих положень мають вигляд:

$$k_{11} = (U_{ax8} - U_{ax6})/2g \qquad k_{12} = (U_{ax2} - U_{ax4})/2g$$
$$k_{21} = (U_{ay8} - U_{ay6})/2g \qquad k_{22} = (U_{ay2} - U_{ay4})/2g$$
$$k_{31} = (U_{az8} - U_{az6})/2g \qquad k_{32} = (U_{az2} - U_{az4})/2g$$

$$k_{13} = (U_{ax1} - U_{ax3} + U_{ax5} - U_{ax7})/4g$$
$$k_{23} = (U_{ay1} - U_{ay3} + U_{ay5} - U_{ay7})/4g$$
$$k_{33} = (U_{az1} - U_{az3} + U_{az5} - U_{az7})/4g$$

$$U_{ax0} = \frac{1}{8}\sum_{i=1}^{8} U_{axi} \qquad U_{ay0} = \frac{1}{8}\sum_{i=1}^{8} U_{ayi} \qquad U_{az0} = \frac{1}{8}\sum_{i=1}^{8} U_{azi} \tag{3.2}$$

Для суттєвого зменшення впливу шуму вимірювань n_{ax}, n_{ay}, n_{az}, вихідний сигнал акселерометра осереднюється на протязі часу вимірювання (зазвичай 30-60 с.), що дозволяє виключити шум з виразу (3.1) вихідного сигналу акселерометра в кожному положенні.

Особливістю використання даних залежностей є знання модуля вектора прискорення сили тяжіння в місці проведення випробувань.

Результат калібрування акселерометрів

Осереднений вихідний сигнал акселерометрів, отриманий при тестових поворотах, подано в таблиці 3.2

Таблиця.3.2 Вихідний сигнал акселерометрів

№ положення осі	***Вихідний сигнал акселерометра, код АЦП***
Обертання навколо осі X	
1	$U_{ax1} = 2.04\cdot10^2; U_{ay1} = -3.90\cdot10^2; U_{az1} = 1.51\cdot10^4$
2	$U_{ax2} = 5.56\cdot10^2; U_{ay2} = 1.48\cdot10^4; U_{az2} = 0.63\cdot10^2$
3	$U_{ax3} = 3.82\cdot10^2; U_{ay3} = -0.34\cdot10^2; U_{ay3} = -1.51\cdot10^4$
4	$U_{ax4} = 2.07\cdot10^2; U_{ay4} = -1.52\cdot10^4; U_{az4} = -1.26\cdot10^2$
Обертання навколо осі Y	
5	$U_{ax5} = 4.00\cdot10^2; U_{ay5} = -3.56\cdot10^2; U_{ay5} = 1.51\cdot10^4$
6	$U_{ax6} = -1.46\cdot10^4; U_{ay6} = 2.62\cdot10^2; U_{az6} = -0.15\cdot10^2$
7	$U_{ax7} = 3.28\cdot10^2; U_{ay7} = 0.14\cdot10^2; U_{ay7} = -1.51\cdot10^4$
8	$U_{ax8} = 1.54\cdot10^4; U_{ay8} = -5.99\cdot10^2; U_{az8} = -0.89\cdot10^2$

Використовуючи формули (3.2), було отримано значення невідомих параметрів вихідного сигналу (3.1) для заданих положень:

Масштабні коефіцієнти $\left(\frac{м/с^2}{код\ АЦП}\right)$: $k_{11} = -1.531 \cdot 10^3$, $k_{22} = -1.526 \cdot 10^3$, $k_{33} = -1.541 \cdot 10^3$.

Коефіцієнти перехресної чутливості $\left(\frac{м/с^2}{код\ АЦП}\right)$: $k_{12} = -0.0178 \cdot 10^3$, $k_{13} = 0.0027 \cdot 10^3$, $k_{21} = 0.0439 \cdot 10^3$, $k_{23} = 0.0185 \cdot 10^3$, $k_{31} = 0.0038 \cdot 10^3$, $k_{32} = -0.0097 \cdot 10^3$.

Зміщення нуля акселерометра $\left(\frac{м/с^2}{код\ АЦП}\right)$: $U_{ax0} = 351.88$, $U_{ay0} = 188.91$, $U_{az0} = 29.879$

3.1.2 Калібрування гіроскопів

Так як і при калібруванні акселерометрів потрібно по завершенню всіх вимірювань визначити шукані невідомі параметри моделі вихідного сигналу гіроскопів:

$$\begin{bmatrix} U_{\omega x} \\ U_{\omega y} \\ U_{\omega z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_{\omega x0} \\ U_{\omega y0} \\ U_{\omega z0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{\omega x} \\ n_{\omega y} \\ n_{\omega z} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

де: $U_{\omega x}, U_{\omega y}, U_{\omega z}$ – вихідні сигнали гіроскопів; r_{11}, r_{22}, r_{33} – масштабні коефіцієнти; a_x, a_y, a_z – проекції уявного прискорення; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – задані кутові швидкості; $r_{12}, r_{13}, r_{21}, r_{23}, r_{31}, r_{32}$ – коефіцієнти перехресної чутливості; $U_{\omega x0}, U_{\omega y0}, U_{\omega z0}$ – зміщення нулів гіроскопів; $b_{11}, b_{12}, b_{13}, b_{21}, b_{22}, b_{23}, b_{31}, b_{32}, b_{33}$ – коефіцієнти чутливості до уявного прискорення; $n_{\omega x}, n_{\omega y}, n_{\omega z}$ – шум вимірювання.

Розглянемо спосіб визначення параметрів гіроскопа методикою найменших квадратів. Структуру цього методу зображено на рисунку 3.4.

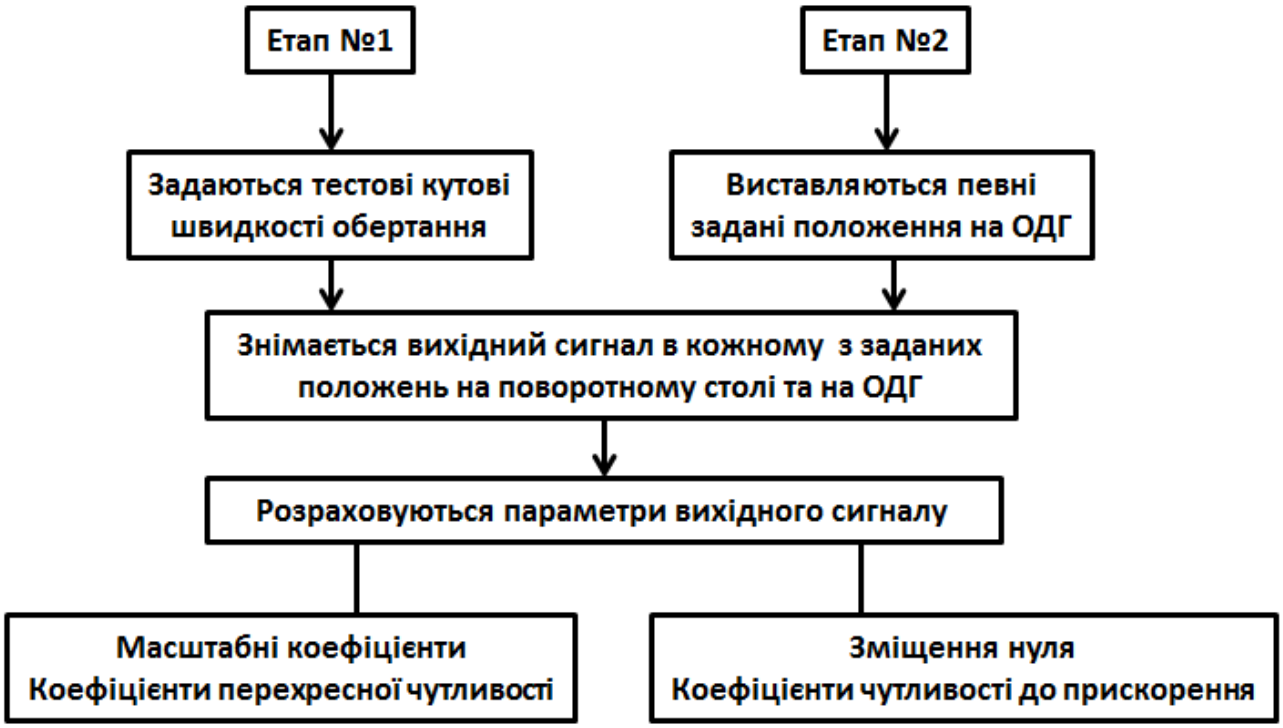


Рисунок 3.4. Методика калібрування гіроскопів

Як видно з рисунку 3.4, процедура калібрування гіроскопів поділяється на два етапи, на кожному з яких визначаються невідомі параметри вихідного сигналу гіроскопів (3.3).

На першому етапі, що проводиться на поворотному столі визначаються масштабні коефіцієнти та коефіцієнти перехресної чутливості.

В експерименті було задано N=7 тестових кутових швидкостей:

$$\begin{aligned}\omega_1 &= 10.736\\ \omega_2 &= 13.3136\\ \omega_3 &= 26.7658\\ \omega_4 &= 38.8769\\ \omega_5 &= 53.7313\\ \omega_6 &= 63.9432\\ \omega_7 &= 77.0878\end{aligned} \tag{3.4}$$

Та розрахована матриця ω:

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_1 & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \omega_N & 1 \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} \omega_1 & \cdots & \omega_N \\ 1 & \cdots & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_1 & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \omega_N & 1 \end{bmatrix} \right)^{-1} \tag{3.5}$$

Після чого було розраховано коефіцієнти на цьому етапі:

$$\begin{bmatrix} r_{11} & U^*_{\omega x0} \\ r_{21} & U^*_{\omega y0} \\ r_{31} & U^*_{\omega z0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{\omega x1X} & \cdots & U_{\omega xNX} \\ U_{\omega y1X} & \cdots & U_{\omega yNX} \\ U_{\omega z1X} & \cdots & U_{\omega zNX} \end{bmatrix} \cdot [\omega]$$

$$\begin{bmatrix} r_{12} & U^*_{\omega x0} \\ r_{22} & U^*_{\omega y0} \\ r_{32} & U^*_{\omega z0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{\omega x1Y} & \cdots & U_{\omega xNY} \\ U_{\omega y1Y} & \cdots & U_{\omega yNY} \\ U_{\omega z1Y} & \cdots & U_{\omega zNY} \end{bmatrix} \cdot [\omega]$$

$$\begin{bmatrix} r_{13} & U^*_{\omega x0} \\ r_{23} & U^*_{\omega y0} \\ r_{33} & U^*_{\omega z0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{\omega x1Z} & \cdots & U_{\omega xNZ} \\ U_{\omega y1Z} & \cdots & U_{\omega yNZ} \\ U_{\omega z1Z} & \cdots & U_{\omega zNZ} \end{bmatrix} \cdot [\omega] \tag{3.6}$$

Слід відмітити, що при визначенні шуканих параметрів за формулами (3.6), зміщення нуля $U^*_{\omega x0}, U^*_{\omega y0}, U^*_{\omega z0}$ визначаються тричі. Насправді це різна трійка нулів так, як відповідають трьом різним положенням вимірювального модуля відносно вектора прискорення сили тяжіння при обертанні на поворотному столі навкруги кожної з 3-х осей. Данні зміщення нулів вміщують залежні та незалежні від прискорення доданки. Визначення даних доданків проводиться на другому етапі калібрування, що проходить одночасно при калібруванні акселерометрів на ОДГ коли прискорення по осям вимірювального модуля задаються у вигляді проекцій прискорень сили тяжіння **g**.

Вимірювальний модуль знаходячись на платформі ОДГ, вісь обертання вала якої направлено на Північ, обертається відносно інерційного простору:

– Навкруги вертикальної осі з кутовою швидкістю $\Omega_B = \Omega_{Землі} \cdot \sin\varphi$;

– В напрямку обертання осі валу ОДГ зі швидкість $\Omega_Г = \Omega_{Землі} \cdot \cos\varphi$,

де $\Omega_Г$ та Ω_B – відповідно горизонтальна та вертикальна кутові швидкості обертання Землі $\Omega_{Землі}$, φ – географічна широта.

В положеннях платформи ОДГ, що вказані в табл..3.1, проекції абсолютної кутової швидкості вимірювального модуля на його осі будуть мати значення вказані в таблиці 3.3 (наведена на наступній сторінці). Також в таблиці 3.3 вказані вихідні сигнали кожного гіроскопа для певного заданого положення.

Для зменшення впливу шумів вимірювання, сигнали гіроскопів усереднюються протягом часу вимірювання (30 – 60 сек.), тому у виразах вихідних сигналах гіроскопа шуми виміру $n_{\omega x}, n_{\omega y}, n_{\omega z}$ не враховуються.

Розрахунок шуканих параметрів вихідного сигналу гіроскопів проводиться за наступними формулами:

$$b_{11} = (U_{\omega x8} - U_{\omega x6})/2g - r_{11}\Omega_B/g \qquad b_{12} = (U_{\omega x2} - U_{\omega x4})/2g - r_{12}\Omega_B/g$$
$$b_{21} = (U_{\omega y8} - U_{\omega y6})/2g - r_{21}\Omega_B/g \qquad b_{22} = (U_{\omega y2} - U_{\omega y4})/2g - r_{22}\Omega_B/g$$
$$b_{31} = (U_{\omega z8} - U_{\omega z6})/2g - r_{31}\Omega_B/g \qquad b_{32} = (U_{\omega z2} - U_{\omega z4})/2g - r_{32}\Omega_B/g$$

$$b_{13} = (U_{\omega x1} - U_{\omega x3} + U_{\omega x5} - U_{\omega x7})/4g - r_{13}\Omega_B/g$$
$$b_{23} = (U_{\omega y1} - U_{\omega y3} + U_{\omega y5} - U_{\omega y7})/4g - r_{23}\Omega_B/g$$
$$b_{33} = (U_{\omega z1} - U_{\omega z3} + U_{\omega z5} - U_{\omega z7})/4g - r_{33}\Omega_B/g$$

$$U_{\omega x0} = \frac{1}{8}\sum_{i=1}^{8} U_{axi} - (r_{11} + r_{12})\Omega_Г/2$$
$$U_{\omega y0} = \frac{1}{8}\sum_{i=1}^{8} U_{ayi} - (r_{21} + r_{22})\Omega_Г/2 \qquad (3.7)$$
$$U_{\omega z0} = \frac{1}{8}\sum_{i=1}^{8} U_{azi} - (r_{31} + r_{32})\Omega_Г/2$$

Таблиця. 3.3 Проекції кутової швидкості обертання Землі на осі для заданих положень

Положення осей	Проекції кутової Швидкості Землі на осі	Вихідні сигнали гіроскопів
1	$\omega_x = \Omega_Г$ $\omega_y = 0$ $\omega_z = \Omega_B$	$U_{\omega x1} = r_{11}\Omega_Г + r_{13}\Omega_B + b_{13}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y1} = r_{21}\Omega_Г + r_{23}\Omega_B + b_{23}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z1} = r_{31}\Omega_Г + r_{33}\Omega_B + b_{33}g + U_{\omega z0}$
2	$\omega_x = \Omega_Г$ $\omega_y = \Omega_B$ $\omega_z = 0$	$U_{\omega x2} = r_{11}\Omega_Г + r_{12}\Omega_B + b_{12}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y2} = r_{21}\Omega_Г + r_{22}\Omega_B + b_{22}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z2} = r_{31}\Omega_Г + r_{32}\Omega_B + b_{32}g + U_{\omega z0}$
3	$\omega_x = \Omega_Г$ $\omega_y = 0$ $\omega_z = -\Omega_B$	$U_{\omega x3} = r_{11}\Omega_Г - r_{13}\Omega_B - b_{13}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y3} = r_{21}\Omega_Г - r_{23}\Omega_B - b_{23}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z3} = r_{31}\Omega_Г - r_{33}\Omega_B - b_{33}g + U_{\omega z0}$
4	$\omega_x = \Omega_Г$ $\omega_y = -\Omega_B$ $\omega_z = 0$	$U_{\omega x4} = r_{11}\Omega_Г - r_{12}\Omega_B - b_{12}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y4} = r_{21}\Omega_Г - r_{22}\Omega_B - b_{22}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z4} = r_{31}\Omega_Г - r_{32}\Omega_B - b_{32}g + U_{\omega z0}$
5	$\omega_x = 0$ $\omega_y = \Omega_Г$ $\omega_z = \Omega_B$	$U_{\omega x5} = r_{12}\Omega_Г + r_{12}\Omega_B + b_{13}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y5} = r_{22}\Omega_Г + r_{22}\Omega_B + b_{23}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z5} = r_{32}\Omega_Г + r_{32}\Omega_B + b_{33}g + U_{\omega z0}$
6	$\omega_x = -\Omega_B$ $\omega_y = \Omega_Г$ $\omega_z = 0$	$U_{\omega x6} = r_{12}\Omega_Г - r_{11}\Omega_B - b_{11}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y6} = r_{22}\Omega_Г - r_{21}\Omega_B - b_{21}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z6} = r_{32}\Omega_Г - r_{31}\Omega_B - b_{31}g + U_{\omega z0}$
7	$\omega_x = 0$ $\omega_y = \Omega_Г$ $\omega_z = -\Omega_B$	$U_{\omega x7} = r_{12}\Omega_Г - r_{12}\Omega_B - b_{13}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y7} = r_{22}\Omega_Г - r_{22}\Omega_B - b_{23}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z7} = r_{32}\Omega_Г - r_{32}\Omega_B - b_{33}g + U_{\omega z0}$
8	$\omega_x = \Omega_B$ $\omega_y = \Omega_Г$ $\omega_z = 0$	$U_{\omega x6} = r_{12}\Omega_Г + r_{11}\Omega_B + b_{11}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y6} = r_{22}\Omega_Г + r_{21}\Omega_B + b_{21}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z6} = r_{32}\Omega_Г + r_{31}\Omega_B + b_{31}g + U_{\omega z0}$

Результат калібрування гіроскопів

На першому етапі проведення калібрування гіроскопів було отримано значення, які занесені до таблиці 3.4, відповідно до заданих кутових швидкостей. В таблиці 3.4 подані результати при поворотах з заданими кутовими швидкостями навколо кожної осі чутливості інерціального модуля MAX21105.

Таблиця.3.4

Вихідний сигнал гіроскопів MAX21105 відповідно до заданих кутових швидкостей на поворотному столі УПГ-56

Кутова швидкість *(°/с)*	***Обертання навколо X***			***Обертання навколо Y***			***Обертання навколо Z***		
	Вихідний сигнал гіроскопа з кожної вісі (код АЦП)								
	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
$\omega_1 = 10.736$	-191.7	2.7	32.3	-19.6	-176.2	31.8	-17.7	0.3	-143.9
$\omega_2 = 13.3136$	-227.1	3.2	32.2	-20	-210.8	31.5	15.9	-2.3	-143.9
$\omega_3 = 26.7658$	-438.0	5.6	31.5	-23.8	-422.4	30.1	-18.9	-1.2	-394.2
$\omega_4 = 38.8769$	-648.9	7.9	30.7	-27.2	-634.9	28.3	13.8	-4.5	-667.4
$\omega_5 = 53.7313$	-860.5	10.4	29.9	-30.6	-846.1	26.7	12.9	-5.6	-881.5
$\omega_6 = 63.9432$	-1044.9	12.4	9.2	-33.8	-1026.4	25.3	12.0	-6.6	-1044.4
$\omega_7 = 77.0878$	-1264.1	14.9	28.6	-37.8	-1258	23.5	11.1	-7.7	-1269.8

Підставляючи дані з таб.3.2 в формули (3.6) обраховано значення невідомих параметрів вихідного сигналу гіроскопів (3.3):

- Масштабні коефіцієнти $\left(\frac{^0/c}{код\ АЦП}\right)$:

$$r_{11} = 16.1223, \qquad r_{22} = 16.2020, \qquad r_{33} = 17.3460.$$

- Коефіцієнти перехресної чутливості$\left(\frac{^0/c}{код\ АЦП}\right)$:

$$r_{12} = 0.2725, \qquad r_{13} = -0.3060,$$
$$r_{21} = -0.1825, \qquad r_{23} = 0.1115,$$
$$r_{31} = 0.0574, \qquad r_{32} = 0.1247.$$

Після проведення роботи на другому етапі калібрування гіроскопів було отримано вихідні данні в розмірності коду АЦП які подані в таблиці 3.5.

Таблиця.3.5

Вихідний сигнал гіроскопів відповідно до фіксованих положень на ОДГ

№ положення осі	***Вихідний сигнал акселерометра, код АЦП***
Обертання навколо осі X	
1	$U_{\omega x1} = -17.4662; U_{\omega y1} = 1.1037; U_{\omega z1} = 27.2399$
2	$U_{\omega x2} = -16.4120; U_{\omega y2} = 1.5360; U_{\omega z2} = 33.7632$
3	$U_{\omega x3} = -16.2936; U_{\omega y3} = 1.4105; U_{\omega z3} = 33.6680$
4	$U_{\omega x4} = -16.4046; U_{\omega y4} = 1.5038; U_{\omega z4} = 33.7985$
Обертання навколо осі Y	
5	$U_{\omega x5} = -16.5038; U_{\omega y5} = 0.8314; U_{\omega z5} = 32.4503$
6	$U_{\omega x6} = -16.6235; U_{\omega y6} = 0.8628; U_{\omega z6} = 32.2185$
7	$U_{\omega x7} = -16.5748; U_{\omega y7} = 0.7927; U_{\omega z7} = 32.2449$
8	$U_{\omega x6} = -16.3611; U_{\omega y6} = 0.7896; U_{\omega z6} = 32.3400$

Використовуючи формули (3.7) було отримано значення невідомих параметрів вихідного сигналу (3.3) у другому етапі для заданих положень на ОДГ:

- Зміщення нуля гіроскопів (°/с):

$$U_{\omega x0} = -1.028, \qquad U_{\omega y0} = 0.068, \qquad U_{\omega z0} = 1.857.$$

- Коефіцієнти чутливості до прискорення $\left(\frac{^0/c}{код\ АЦП} \right)$:

$$b_{11} = 0.0133 \qquad b_{12} = -0.0004 \qquad b_{13} = -0.0281$$
$$b_{21} = -0.0037 \qquad b_{22} = 0.0015 \qquad b_{23} = -0.0068$$
$$b_{31} = 0.0062 \qquad b_{32} = -0.0018 \qquad b_{33} = -0.1587$$

3.1.3 Перевірка результатів калібрування

Після проведення калібрування встановлено значення параметрів моделей (3.1) та (3.3) вихідних сигналів акселерометрів та гіроскопів. Це дозволяє визначати поточні проекції уявного прискорення a_x, a_y, a_z та абсолютної кутової швидкості об'єкта $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ на базові осі зв'язаної системи координат, використовуючи вихідні сигнали акселерометрів та гіроскопів. Ці сигнали перераховуються за рівняннями (3.8) та (3.9):

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} U_{ax0} \\ U_{ay0} \\ U_{az0} \end{bmatrix} \right) \tag{3.8}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \left(\begin{bmatrix} U_{\omega x} \\ U_{\omega y} \\ U_{\omega z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} U_{\omega x0} \\ U_{\omega y0} \\ U_{\omega z0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \right) \tag{3.9}$$

Використаємо (3.8) та (3.9) для перевірки адекватності калібрування. Порівняємо відкалібровані сигнали з чутливих елементів за відомих вхідних дій вектору прискорення $\mathbf{g}$ та кутової швидкості $\boldsymbol{\omega}$ по кожній з осей чутливості.

Таблиця.3.6

Перевірка калібрування акселерометрів MAX21105

№ досліду	***Осі чутливості MAX21105***	***Задані значення*** $м/с^2$	***Результат після перерахунку*** $м/с^2$
1	x	-9.8105	-9.8202
	y	0	-0.0138
	z	0	0.0157
2	x	0	-0.0194
	y	-9.8105	-9.7999
	z	0	0.0009
3	x	0	-0.0029
	y	0	0.0177
	z	-9.8105	-9.7970

З табл.3.6 видно, що максимальна похибка визначення прискорення складає 0.13 % по осі Oz.

Таблиця.3.7

Перевірка калібрування MAX21105

№ досліду	***Осі чутливості MAX21105***	***Задані значення (°/с)***	***Результат після перерахунку (°/с)***
1	x	-13.3136	-13.0965
	y	0	0.0717
	z	0	0.3732
2	x	0	-0.1306
	y	-13.3136	-13.0337
	z	0	0.3098
3	x	0	0.1307
	y	0	-0.1611
	z	-13.3136	-9.8370

Максимальна похибка визначення кутової швидкості спостерігається по осі Oz і складає 26%.

Як видно отримані дуже близькі значення до заданих еталонних збуджень, що свідчіть про адекватність проведеного калібрування.

3.2 Варіація Аллана

Варіація Аллана – це метод аналізу часових послідовностей для визначення характеристик шумів у функції усередненого часу. Метод, розвинений для оцінки нестабільності годин в супутникових навігаційних системах, з успіхом застосовується з метою аналізу шуму для інших систем, в тому числі і для мікромеханічних гіроскопів [16] [18] .

Суть методу варіації Аллана полягає в обчисленні дисперсії різниці сусідніх відхилень , а не самих відхилень центрованого випадкового процесу, як це робиться при визначенні класичної вибіркової дисперсії [42]-[48].

Для випадкової послідовності x_k (k = 1,..., N) варіація Аллана $\sigma^2_A(\tau)$ на інтервалі осереднення τ визначається як середнє дисперсій сусідніх (з урахуванням інтервалу осереднення) пар даних x_k за формулою (3.10):

$$\sigma_A^2(\tau) = \frac{1}{2(N-1)} \sum_{k=1}^{N-1} \left(x_{k+1} - x_k \right)^2 \tag{3.10}$$

Дисперсія $\sigma^2_A(\tau)$ пов'язана зі спектральною щільністю шуму $P(f)$ співвідношенням (3.11):

$$\sigma_A^2 = 4 \int_0^\infty P(f) \frac{\sin^4(\pi f \tau)}{(\pi f \tau)^2} df \tag{3.11}$$

Виходячи з відомих для інерціальних вимірювачів основних складових і відповідних конкретних виразів для спектральної щільності шуму $P(f)$, можна записати апроксимуючий вираз для варіації Аллана $\sigma_A^2(\tau)$ поліномом $P_A^2(\tau)$ в наступному вигляді:

$$\sigma_A^2(\tau) \approx p_A^2(\tau) = R^2 \frac{\tau^2}{2} + K^2 \frac{\tau}{3} + B^2 \frac{2}{\pi} \ln 2 + N^2 \frac{1}{\tau} + Q^2 \frac{3}{\tau^2} \tag{3.12}$$

Значення коефіцієнтів R, K, B, N, Q полінома (3.12) характеризують інтенсивність окремих шумових складових вихідного сигналу вимірювача. Визначення їх чисельних значень здійснюється за методом найменших квадратів (МНК), що забезпечує максимальний збіг апроксимуючої функції $P_A^2(\tau)$ з експериментальною $\sigma_A^2(\tau)$.

У загальному випадку, при аналізі шумових складових вихідного сигналу вимірювача проводиться побудова в логарифмічному масштабі $\sigma_A(\tau)$-графіка зміни функції квадратного кореня з варіації Аллана $\sigma_A^2(\tau)$, обчисленої за формулою (3.10), від часу осереднення τ.. При цьому для кількісної оцінки коефіцієнтів полінома (3.12) можливе використання тенденції домінування окремих складових на різних інтервалах осереднення τ, що виявляється в характерних нахилах $\sigma_A(\tau)$-Графіка.

Метод варіації Аллана передбачає виділення семи складових шуму вимірювань. При цьому дві складових – шум кореляції і синусоїдальний шум – у більшості випадків виявляються тільки на

великих інтервалах осереднення, тому в даній роботі розглянуті лише п'ятеро шумових характеристик. Характерні нахили $\sigma_A(\tau)$-графіка для цих характеристик наведено на рис.3.5.

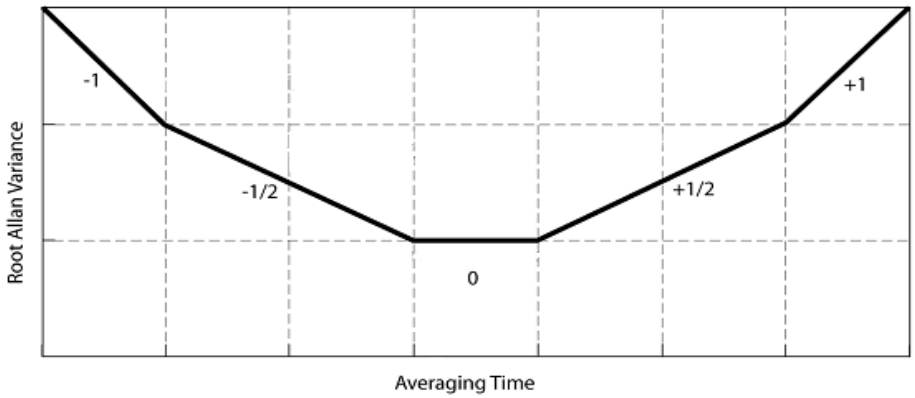


Рисунок 3.5 Характерні нахили σA(τ)-Графіка

У таблиці 3.8 наведені співвідношення між параметрами розкладання варіації Аллана і спектральною щільністю шуму *P(f)*, а також вказані характерні значення кутів нахилу $\sigma_A(\tau)$-графіка.

Табиця.3.8

Співвідношення між спектральною щільністю шуму і варіацією Аллана

Тип похибки в термінах $P(f)$ / $\sigma_A^2(\tau)$	***Спектральна щільність шуму $P(f)$***	***Варіація Аллана $\sigma_A^2(\tau)$***	***Коефіцієнт полінома $p_A^2(\tau)$***	***Нахил $\sigma_A(\tau)$-графіку***
1. Білий шум вихідного сигналу / шум квантування	$(2\pi f)^2 Q^2 \tau_0$ при $f < 1/2\tau_0$	$\frac{3Q^2}{\tau^2}$	Q – похибка квантування вихідного сигналу	-1
2. Білий шум зміни вихідного сигналу / випадкове блукання вихідного сигналу	N^2	$\frac{N^2}{\tau}$	N – коефіцієнт випадкового блукання вихідного сигналу	$-\frac{1}{2}$
3. Фліккер-шум вихідного сигналу / нестабільність зсуву нуля	$\left(\frac{B^2}{2\pi}\right)\frac{1}{f}$ при $f \le f_0$ 0 при $f > f_0$	$\frac{2B^2}{\pi}\left[\ln 2 - \frac{\sin^3 x}{2x^2}(\sin x + 4x\cos x) + Ci(2x) - Ci(4x)\right]$	B – коефіцієнт нестабільності зсуву нуля вихідного сигналу	0
4. Білий шум зміни швидкості зміни вихідного сигналу / випадкове блукання зміни вихідного сигналу	$\left(\frac{K}{2\pi}\right)^2 \frac{1}{f^2}$	$\frac{K^2\tau}{3}$	K – коефіцієнт випадкового блукання швидкості зміни вихідного сигналу	$+\frac{1}{2}$
5. Шум відходу вихідного сигналу / тренд вихідного сигналу	$\frac{R^2}{(2\pi f)^3}$	$\frac{R^2\tau^2}{2}$	R – коефіцієнт випадкового відходу вихідного сигналу	+1

3.2.1 Варіації Алана для MAX21105

Була проведена серія досліджень на основі варіацій Алана для інерціального вимірювального модуля MAX21105. Отримані графіки наведені на рис.3.6 для акселерометрів та на рис.3.7 для гіроскопів. Визначені параметри чутливих елементів наведені в таблиці 3.9 та 3.10

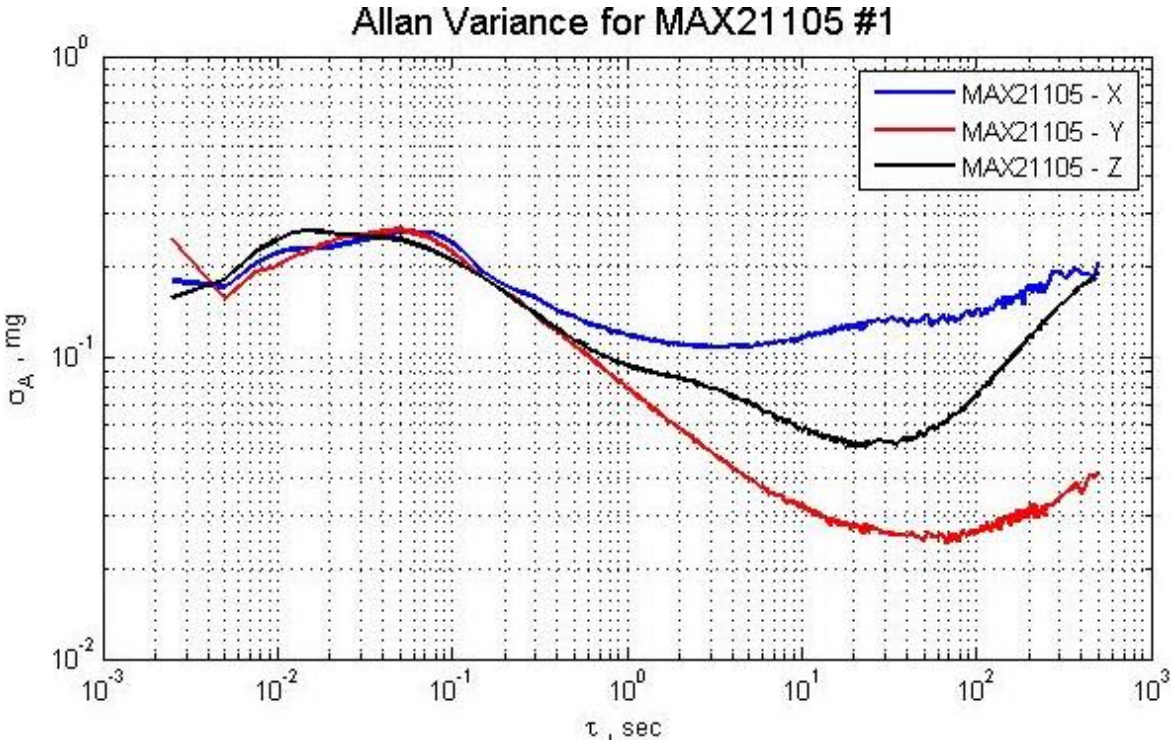


Рисунок 3.6 Варіації Аллана для акселерометрів MAX21105

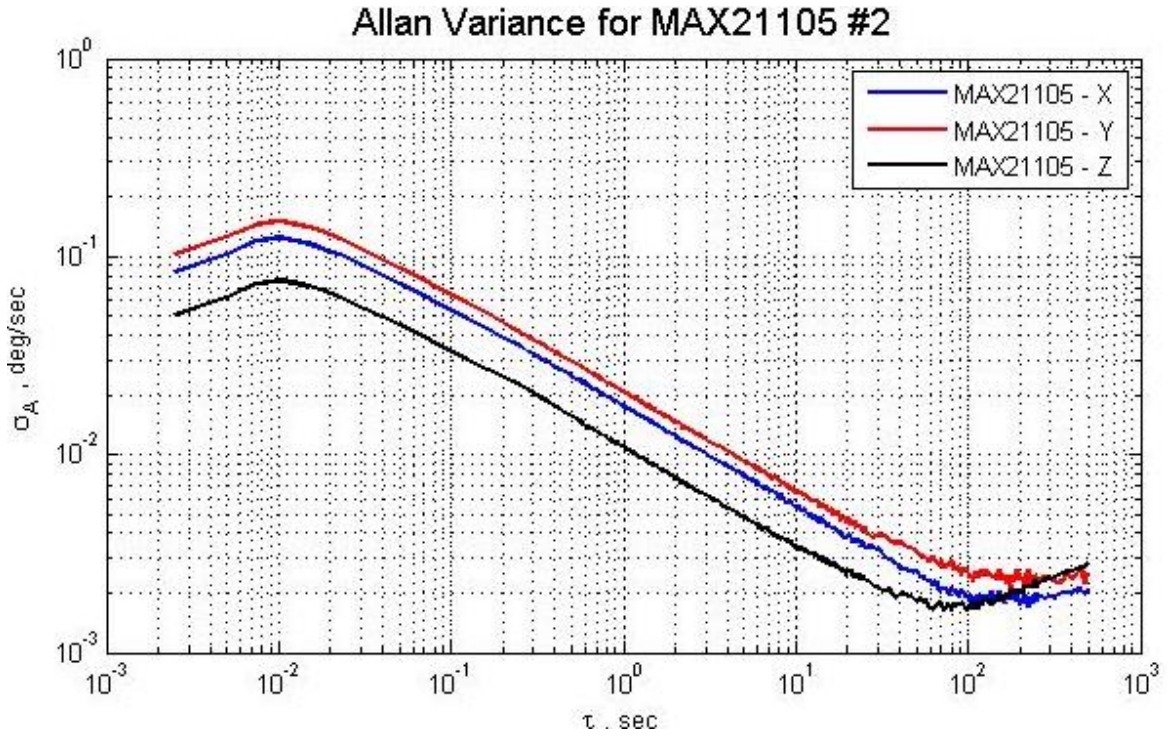


Рисунок 3.7 Варіації Аллана для гіроскопів MAX21105

Табиця.3.9

Значення отриманих коефіцієнтів варіації Аллана для трійки акселерометрів

Найменування параметра	***Значення для кожного акселерометра на кожній з осей***		
	x	y	z
N– інтенсивність шуму (випадкове швидкісне блукання/velocity random walk) (mg)	0.1188	0.079	0.094
B– стабільність нуля (mg)	0.1632	0.0383	0.0793

Табиця.3.10

Значення отриманих коефіцієнтів варіації Аллана для трійки гіроскопів

Найменування параметра	***Значення для кожного гіроскопа на кожній з осей***			Заявлено
	x	y	z	
N– інтенсивність шуму (випадкове кутове блукання/angle random walk) ($°/\sqrt{год}$)	1.08	1.26	0.65	0.45
B– стабільність нуля ($°/год$)	10.08	12.6	9.36	4

Висновок: Виходячи з отриманих варіацій Аллана видно, що лише криві акселерометра та гіроскопа які розташовані на вісі Z досягають нахилу кривої +0.5. Це характеризує наявність у вихідному сигналі випадкового блукання прискорення (acceleration random walk) у акселерометра та випадкового блукання кутової швидкості (angular rate random walk) у гіроскопа.

3.3 Застосування нерозширеного фільтра Калмана для калібрування інерціальних датчиків

Уявимо собі деяку систему, стан якої у будь-який момент часу однозначно характеризується певним набором величин (наприклад, координати, швидкості, рівні напруги і т. д.), як правило, недоступних для безпосереднього визначення [17]-[22]. Говорячи термінами векторної алгебри, ці величини є елементами вектору стану системи, віднесеного до заданого моменту часу. Крім того, є ряд змінних, деяким чином пов'язаних із станом системи, які можна виміряти із заданою точністю; такі величини складають вектор вимірів, що відносяться до певного моменту часу. Алгоритм фільтру Калмана дозволяє в реальному часі побудувати оптимальну оцінку стану системи, ґрунтуючись на вимірах, що неминуче містять похибку. При цьому вектор вимірів розглядається в якості багатовимірного вихідного сигналу системи, який містить шуми різної природи, а вектор стану — невідомий багатовимірний сигнал, що підлягає визначенню. Умовою оптимальності побудованої оцінки стану є мінімум її середньої квадратичної похибки.

Рівняння стану лінійної моделі досліджуваної системи виглядає таким чином:

$$\dot{\bar{x}} = \mathbf{A} \cdot \bar{x} + \mathbf{B} \cdot \bar{u} + \mathbf{G} \cdot \bar{w}, \tag{3.13}$$

де $\bar{x}$ - вектор стану системи (4×1), $\mathbf{A}$ - матриця стану системи і $\mathbf{G}$ - матриця випадкових дій, - одиничні діагональні матриці розмірністю (4×4), $\bar{w}$ - вектор випадкових дій, матриця керування і вектор керування $\mathbf{B}$ дорівнюють 0 (відсутні).

Рівняння виміру акселерометра згідно прийнятої моделі похибок записується таким чином [15]:

$$U_x = K_{xx} \cdot a_x + K_{xy} \cdot a_y + K_{xz} \cdot a_z + U_{x0} + V, \tag{3.14}$$

де U_x - значення вихідного сигналу в розмірності напруги, a_x, a_y, a_z - уявні прискорення, діючі по осях чутливості, K_{xx}, K_{xy}, K_{xz} - коефіцієнти передачі, U_{x0} - нульовий сигнал акселерометра, V - шуми вимірювань.

Базовій математичній моделі датчика відповідає вектор стану, що містить калібрувальні коефіцієнти і зміщення нуля :

$$X = \begin{bmatrix} K_{xx} & K_{xy} & K_{xz} & U_{x0} \end{bmatrix}^T. \tag{3.15}$$

Допустимо, що калібрувальні коефіцієнти не постійні, а повільно змінюються в часі згідно з законом $\dot{K}_{xx} = w_1(t)$, $\dot{K}_{xy} = w_2(t)$, $\dot{K}_{xz} = w_3(t)$, $\dot{U}x_0 = w_4(t)$, де $w_i(t)$ - білі шуми. Дискретна форма рівнянь стану системи для базової математичної моделі в матричному вигляді записується як:

$$\begin{bmatrix} K_{xx}(k+1) \\ K_{xy}(k+1) \\ K_{xz}(k+1) \\ Ux_0(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} K_{xx}(k) \\ K_{xy}(k) \\ K_{xz}(k) \\ Ux_0(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_1(k) \\ w_2(k) \\ w_3(k) \\ w_4(k) \end{bmatrix}. \quad (3.16)$$

Вектори системи $\dot{\bar{x}}$ і $\bar{x}$ для базової математичної моделі мають наступний вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= [\dot{K}_{xx} \quad \dot{K}_{xy} \quad \dot{K}_{xz} \quad \dot{U}_{x0}]^T, \\ \bar{x} &= [K_{xx} \quad K_{xy} \quad K_{xz} \quad U_{x0}]^T. \end{aligned} \quad (3.17)$$

Вимірювана інформація визначається наступним рівнянням:

$$\bar{z} = H \cdot \bar{x} + \bar{v}, \quad (3.18)$$

де $\bar{z}$ - вектор вимірювань, для цього поставленого завдання $\bar{z} = U_x$, $H = [a_x \; a_y \; a_z \; 1]$ - матриця вимірювань (1×4).

$$\bar{x}_{k+1} = A_k \cdot \bar{x}_k + G_k \cdot \bar{w}_k; \quad (3.19)$$

$$\bar{z}_k = H_k \cdot \bar{x}_k + \bar{v}_k, \quad (3.20)$$

де підрядкові індекси «k» і «k+1» вказують індекс дискретного моменту часу *tk* і *tk+1*; крок дискретизації $\Delta t = t_{k+1} - t_k$.

Алгоритм фільтру Калмана для калібрування інерціальних датчиків в загальному вигляді має вигляд:

1) $\hat{X}_{k+1/k} = A \cdot \hat{X}_k$ - передбачення оцінки $\hat{X}_{k+1}$;

2) $P_{k+1/k} = A \cdot P_k \cdot A^T + G \cdot Q \cdot G^T$ - матриця дисперсій похибок прогнозування;

3) $K_{k+1} = P_{k+1/k} \cdot H^T \cdot [H \cdot P_{k+1/k} \cdot H^T + R]^{-1}$ - оптимальний коефіцієнт посилення;

4) $P_{k+1} = P_{k+1/k} - K_{k+1} \cdot H \cdot P_{k+1/k}$ - матриця дисперсій похибок оцінювання;

5) $\hat{X}_{k+1/k} = \hat{X}_{k+1/k} + K_{k+1} \cdot [Z_{k+1} - H \cdot X_{k+1/k}]$ - оцінка вимірювань.

де, *R* - дисперсія шуму вимірювань *V*, *Q* - діагональна матриця дисперсій вхідних шумів $w_1 ... w_4$ розмірністю (4×4):

Оцінка вимірювань проводиться по формулі:

$$\hat{X}_{k+1/k} = \hat{X}_{k+1/k} + K_{k+1} \cdot [Z_{k+1} - H \cdot X_{k+1/k}], \quad (3.21)$$

де $\hat{X}_{k+1/k} = A \cdot \hat{X}_k$ - передбачення оцінки $\hat{X}_{k+1}$.

3.3.1 Розробка методики дослідження ІВМ

Практичні роботи по дослідженню ефективності використання фільтра Калмана проводились з використанням блоку акселерометрів у складі ІВМ MAX21105. Спочатку ІВМ встановлювався на попередньо виставлену базову платформу двоосної ОДГ в горизонтальній площині, і згодом виконувалась серія тестових поворотів.

В ході виконання тестових поворотів ІВМ послідовно займав положення з кутами h зі значеннями кута від 0^o до 30^o з кроком 5^o та від 30^o до 70^o з кроком 10^o, та відповідно кут δ набував значення в діапазоні від 0^o до 350^o з кроком 30^o. Кінематика кутів повороту блоку акселерометрів встановлених на ІВМ MAX21105 зображена на рисунку 3.8.

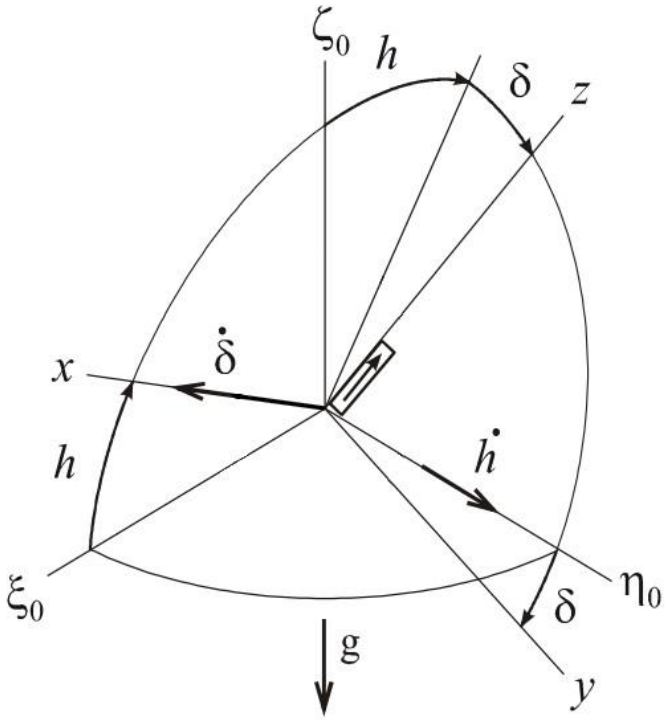


Рисунок 3.8 Кути повороту блоку акселерометрів встановлених на ІВМ MAX21105

Після виконання процедури запису даних в кожному положенні протягом 30 секунд, був сформований масив значень вимірювань проекцій вектора сили земного тяжіння $\vec{g}$ на кону з осей Ox, Oy, Oz. Перерахунок проекцій $\vec{g}$ виконуються згідно представленої кінематики поворотів за системою рівнянь (3.22).

$$\begin{aligned} a_x &= g\sin(\mathrm{h}), \\ a_y &= -g\sin(\delta), \\ a_z &= g\cos(\delta)\cos(\mathrm{h}) \end{aligned} \qquad (3.22)$$

3.3.2 Результати калібрування інерціальних датчиків за допомогою нерозширеного фільтра Калмана

Використовуючи алгоритм фільтру Калмана (представлений в пункті 3.3.1) для калібрування інерціальних датчиків, за формулою оцінки параметрів (3.21) були отримані значення невідомих параметрів вихідного сигналу акселерометра (3.14) кожної з осей, для заданих положень:

Масштабні коефіцієнти $\left(\frac{м/с^2}{код\ АЦП}\right)$: $k_{11}=1.5341\cdot10^3$, $k_{22}=1.5270\cdot10^3$, $k_{33}=1.5349\cdot10^3$.

Коефіцієнти перехресної чутливості $\left(\frac{м/с^2}{код\ АЦП}\right)$: $k_{12}=0.0479\cdot10^3$, $k_{13}=0.0005\cdot10^3$, $k_{21}=0.0479\cdot10^3$, $k_{23}=0.003\cdot10^3$, $k_{31}=0.0005\cdot10^3$, $k_{32}=0.0113\cdot10^3$.

Зміщення нуля акселерометра *код АЦП*: $U_{ax0}=306.95$, $U_{ay0}=136.56$, $U_{az0}=189.52$

Абсолютна похибка визначення прискорення без урахування калібровочних коефіцієнтів для кожної з осей представлена на рисунку 3.9.

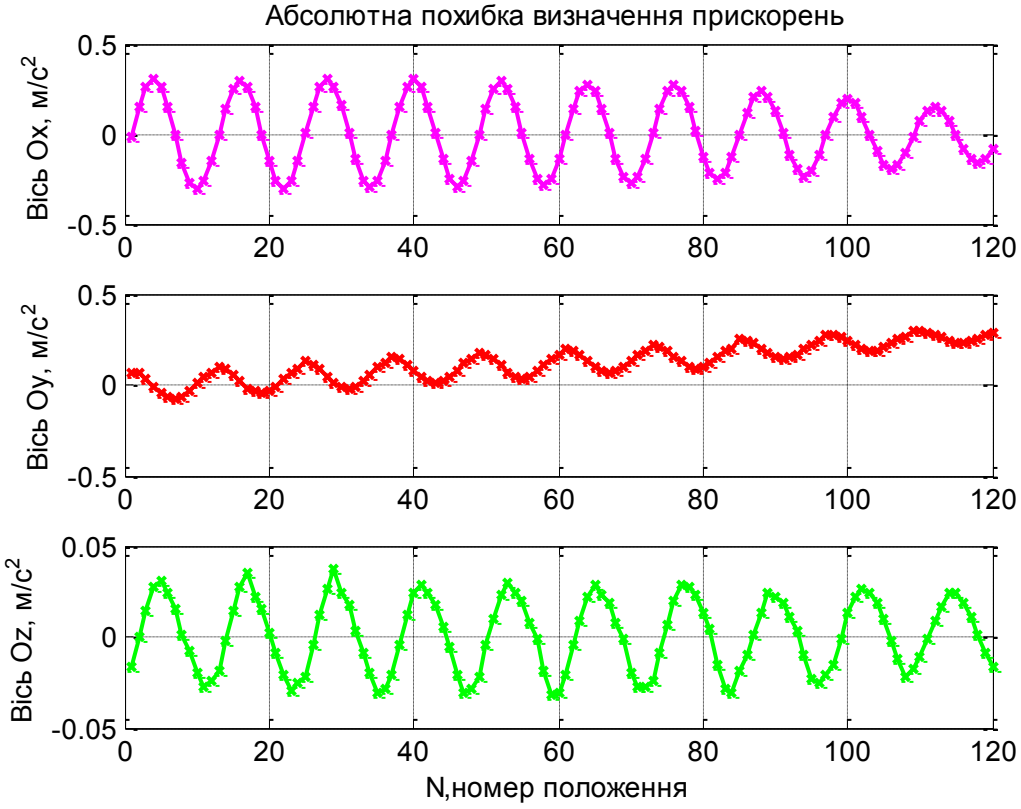


Рисунок 3.9 Похибка вимірювання прискорення, без врахуванням калібрування

Абсолютна похибка визначення прискорення з урахуванням калібровочних коефіцієнтів для кожної з осей представлена на рисунку 3.10.

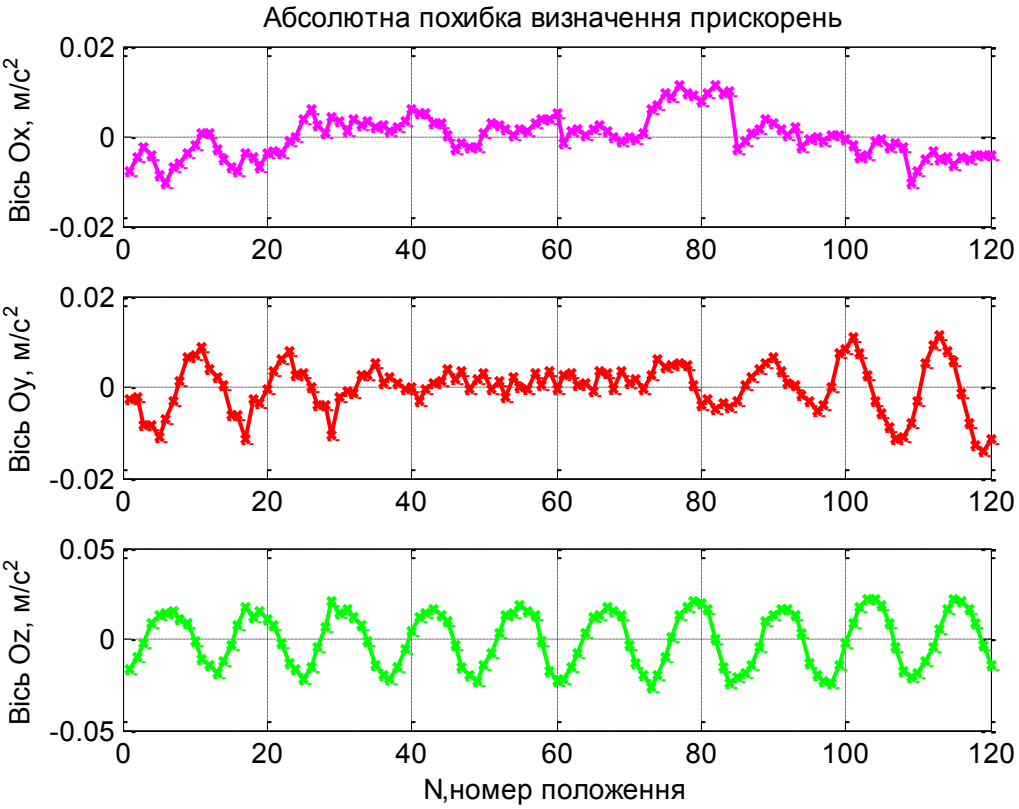


Рисунок 3.10 Похибка вимірювання прискорення, з врахуванням калібрування

3.3.3 Аналіз отриманих результатів

Доцільно провести аналіз отриманих результатів. Зрівняємо результаті калібрування акселерометрів кожної з осей IBM MAX21105 отримані методом тестових поворотів і методом фільтрації Калмана, данні зведено в таблицю 3.11.

Таблиця 3.11 Калібровочні коефіцієнти отримані двома методами

Метод тестових поворотів	***Метод фільтрації Калмана***
Масштабні коефіцієнти та коефіцієнти перехресної чутливості	
$k_x = -1.531 \cdot 10^3$ $k_{xy} = -0.0178 \cdot 10^3$ $k_{xz} = 0.0027 \cdot 10^3$ $k_{yx} = 0.0439 \cdot 10^3$ $k_y = -1.526 \cdot 10^3$ $k_{yz} = 0.0185 \cdot 10^3$ $k_{zx} = 0.0038 \cdot 10^3$ $k_{zy} = -0.0097 \cdot 10^3$ $k_z = -1.541 \cdot 10^3$	$k_x = 1.5341 \cdot 10^3$ $k_{xy} = 0.0479 \cdot 10^3$ $k_{xz} = 0.0005 \cdot 10^3$ $k_{yx} = 0.0479 \cdot 10^3$ $k_y = 1.5270 \cdot 10^3$ $k_{yz} = 0.003 \cdot 10^3$ $k_{zx} = 0.0005 \cdot 10^3$ $k_{zy} = 0.0113 \cdot 10^3$ $k_z = 1.5349 \cdot 10^3$
Зміщення нулів акселерометрів	
$U_{ax0} = 351.88$ $U_{ay0} = 188.91$ $U_{az0} = 29.879$	$U_{ax0} = 306.95$ $U_{ay0} = 136.56$ $U_{az0} = 189.52$

Як видно з представленої таблиці результати отримані двома різними методами дуже схожі між собою. Основні розбіжності наявні в коефіцієнтах перехресної чутливості $k_{xz}, k_{zx}, k_{yz}, k_{zy}$ та в зміщенні нуля акселерометра U_{az0}, де фігурує вісь O_z.

Так як дослідження проводилось різними методами в різні періоди часу існує велика вірогідність похибки кутів невиставки. Оцінити величину похибки кутів невиставки в градусах можна за виразом (3.23).

$$\Delta k_{xy} = \frac{\left|k_{xy(\text{метод1})}\right| - \left|k_{xy(\text{метод2})}\right|}{\left(\left|k_{y(\text{метод1})}\right| + \left|k_{y(\text{метод2})}\right|\right)/2} \cdot \frac{180}{\pi} \tag{3.23}$$

Використовуючи формулу оцінки кутів невиставки (3.23) та дані для кожного методу з таблиці 3.11, маємо такі результати:

$$k_{xz} = 0.18^\circ \quad k_{zx} = 0.2^\circ$$
$$k_{yz} = 0.51^\circ \quad k_{zy} = 0.52^\circ$$

З результатів видно, що в двох незалежних дослідах було допущено розходження осей опорної системи координат, що і призвело до розбіжності коефіцієнтів перехресної чутливості вихідного сигналу блоку акселерометрів, встановленого на IBM MAX21105.

Висновки до третього розділу

Практична частина даного розділу включала в себе проведення процедури калібрування IBM MAX21105 класичним методом і методом нерозширеного фільтра Калмана.

Безпосередньо було порівняно та проаналізовано отримані результати калібрування акселерометрів двома методами. Видно, що між собою результати здебільшого подібні і можна говорити про адекватність проведених досліджень та отриманих результатів. Але присутні і розбіжності в отриманих коефіцієнтах де фігурує вісь O_z, а саме в коефіцієнтах перехресної чутливості $k_{xz}, k_{zx}, k_{yz}, k_{zy}$ та в зміщенні нуля акселерометра U_{az0}.

Відмінність в коефіцієнтах перехресної чутливості вихідного сигналу блоку акселерометрів, встановленого на IBM MAX21105 можна пояснити тим, що в двох незалежних дослідах було допущено розходження з осями опорної системи координат. Слід зауважити, що для більш правильного порівняння представлених двох методів калібрування потрібно провести додатково дослідження на одному обладнанні з незмінним положення IBM, щоб максимально мінімізувати появу розбіжностей коефіцієнтів невиставки в двох різних методах калібрування.

Також результати вказують на основну проблему МЕМС, яка існує в переважній більшості сучасних трьохосних ЧЕ – на нестабільність з-ї осі чутливості, а саме осі O_z. Це додатково вказує на поки існуючу превагу по точності вихідних сигналів традиційних ЧЕ на базі ЛГ та ВОГ перед ЧЕ на базі МЕМС, що в свою чергу потребує подальшого удосконалення технології виготовлення датчиків такого класу, та розширення методик опрацювання їх вихідного сигналу.

Слід сказати, що також додатково потрібно розглянути та провести дослідження інерціальних датчиків за допомогою саме розширеного фільтра Калмана (Extended Kalman filter). Особливістю цього алгоритму калібрування є використання в ньому різних характеристик типів шумів, які необхідно отримати шляхом побудови та аналізу варіацій Аллана, що дозволить додатково підвищити точність шуканих коефіцієнтів, в залежності існуючих унікальних шумових характеристик кожного датчика окремо.

РОЗДІЛ 4 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЕКТУ “AHHRSS”

4.1 Опис ідеї проекту (товару, послуги, технології)

Розроблення та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів.

Опис ідеї стартап-проекту наведено в таблиці 4.1, де показано цілісне уявлення про зміст ідеї та можливі базові потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів. [60]

Таблиця 4.1. Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	***Напрямки застосування***	***Вигоди для користувача***
Точне захоплення даних про орієнтацію об’єкта	Науковий	Простота використання
	Навігаційний	Наочне відображення даних
	Навчальній	Висока точність
	Інженерний	Невеликі габарити

Перед початком розробки будь-якого проекту слід чітко розуміти і виділяти зміст його ідеї. Вибрати напрямки можливого застосування допоможе виокремити аудиторії споживачів для подальшого розвитку. Після аналізу напрямків застосування і ознайомлення з потенційною аудиторію важливо знати потреби потенційних користувачів і везти к розробницьку так і маркетингову складову проекту виходячи в потреб користувачів.

Аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї порівняно із пропозиціями конкурентів наведено в таблиці 4.2.

Таблиця 4.2. Визначення сильних, слабких характеристик ідеї проекту

№ п/п	***Техніко-економічні характеристики ідеї***	***(потенційні) товари/концепції конкурентів***			***W (слабка сторона)***	***N (нейтральна сторона)***	***S (сильна сторона)***
		Мій проект	*Inertial Labs*	*Vector NAVI*			
1.	Точність	0.9^0	0.8^0	0.8^0		✓	
2.	Швидкість обробки даних	3 сек	1 сек	2 сек	✓		
3.	Ціна	15000	18000	20000			✓
4.	Розмір початкового капітало-вкладень	35000	–	–		✓	
5.	Системна підтримка	наявна	наявна	наявна			✓

Визначення сильних та слабких характеристик ідеї проекту є важливим етапом в його реалізації. В таблиці чітко визначені слабкі, нейтральні та сильні сторони в порівнянні з найближчими конкурентами, що дозволить об'єктивно оцінити можливості даного стартап проекту при виході на ринок обраного сегменту технології і в разі потреби скоригувати напрямки подальших розробок та досліджень, задля максимізації вигоди.

4.2 Технологічний аудит ідеї проекту

Необхідно провести аудит технології, за допомогою якої можна реалізувати ідею проекту (технології створення товару). В таблиці 4.3. наведено технологічний аудит ідеї до розроблюваного стартап-проекту.

Таблиця 4.3. Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	***Ідея проекту***	***Технології її реалізації***	***Наявність технологій***	***Доступність технологій***
1	Створення приладу з точним захоплення даних про орієнтацію об'єкта	Розробка приладу, на основі традиційних методів орієнтації (Кутів Ейлера)	Існуюча технологія	Доступна технологія
2		Розробка приладу, на основі Кватерніонного аналізу	Існуюча технологія	Доступна технологія
3		Розробка приладу з урахуванням виміряних параметрів у програмі MathLab	Існуюча технологія	Доступна технологія
4		Розробка приладу на базі плат типу Arduino	Існуюча технологія	Недоступна технологія
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: «Розробка приладу з урахуванням виміряних параметрів у програмі MathLab»				

Технологічна здійсненність ідеї проекту структурована в таблиці, з її аналізу обрано третю технологію для реалізації , тому що програмне середовище обробки даних MathLab являється доступною технологією на ринку, що дозволяє уникнути використання механічних елементів та має можливість змінювати легко параметри орієнтації і руху. Даний метод задовольняє необхідність у швидкодії та економічно вигідний.

4.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів.

Для початку проведемо аналіз попиту: наявність попиту, обсяг, динаміка розвитку ринку (таблиця 4.4).

Таблиця 4.4. Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту

№ п/п	*Показники стану ринку (найменування)*	*Характеристика*
1	Кількість головних гравців, од	5
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	1000000000$
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Висока конкурентність Час на отримання ліцензії
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Відповідність міжнародим стандартам: ISO 14001:2015,ISO/IEC 17025
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	35

З огляду на отримані результаті видно, що коефіцієнт рентабельності не являється високим, але ринок являється перспективним і постійно зростає так як потребує нових розробок та рішень у навігаційній сфері, додатково зростає кількість приладів з вмонтованими GNSS датчиками, чи потребуюсь модулів орієнтації для дистанційного руху.

Сучасний ринок характеризується надзвичайною мінливістю та складністю організації, що вимагає від підприємців різних сфер діяльності не тільки постійного вдосконалення, а й пошуку нових можливостей для отримання максимального прибутку та використання нових підходів до ведення бізнесу.

Для отримання більш чіткої картини ситуації на ринку визначимо потенційні групи клієнтів (таблиця 4.5), їх характеристики, та сформуємо орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи.

Таблиця 4.5. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	***Потреба, що формує ринок***	***Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)***	***Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів***	***Вимоги споживачів до товару***
1.	Збільшення точності визначення кутів орієнтації	Розробники навігаційного обладнання, конструкторські бюро, розробники UAV	Обсяги випуску продукції, можливість комплексування систем, Використання різних алгоритмів обробки інформації, використання різних моделей комплектуючих	Низька ціна, висока точність, зручність в експлуатації, післяпродажна підтримка
2.	Визначення калібровочних коефіцієнтів з використанням повної моделі похибок	Розробники навігаційного обладнання, конструкторські бюро, розробники UAV	Обсяги випуску продукції, можливість комплексування систем, Використання різних алгоритмів обробки інформації, використання різних моделей комплектуючих	Можливість проведення вимірювання в реальному часі, висока точність, зручність в експлуатації

Видно, що на фоні зростання ринку безпілотних апаратів потреба в різних видах навігаційного обладнання виникла в багатьох конструкторських фірмах та підприємствах, навіть навчальних установах. В яких сформовані чіткі засади точності отримуваних даних для подальшого використання в галузях з дослідницьким чи практичним схилом. Однією і загальною вимогою споживачів даного ринку є простота експлуатації продукції, без спеціального та профільного навчання персоналу.

Важливо провести моніторинг можливостей та загроз. Для цього проведемо аналіз факторів ринкового середовища що сприяють ринковому впровадженню проекту (таблиця 4.6.), та факторів, що йому перешкоджають (таблиця 4.7).

Таблиця 4.6. Фактори можливостей

№ п/п	***Фактор***	***Зміст можливості***	***Можлива реакція компанії***
1	Зріст попиту на використання навігаційного обладнання	Збільшення кількості гравців на ринку збуту товарів	Збільшення виробничих потужностей, збільшення і удосконалення використання маркетингових і рекламних компаній

Таблиця 4.6 продовження

2	Постійне удосконалення і створення нових засобів і компонентів	Покращення характеристик компонентів і засобів, що використовуються у різних навігаційних сферах	Використання більш сучасних компонентів, моніторинг ринку навігаційного обладнання.
3	Поява нових комплектуючих засобів	Вихід на ринок нових компаній та організацій, які можуть надавати комплектуючі матеріали з більш вигідними умовами	Розгляд умов нових організацій і зважения ризиків які можуть виникнути при зміні постачальників
4	Поява нових фінансових джерел	Додаткові інвестиції в проект від фізичних осіб чи компаній	Раціональне використання залучених коштів, удосконалення існуючої технології
5	Зацікавленість держави в даному сегменті технології	Поява різного роду замовлень чи пільг з боку держави розташування організації	Розробка правильної маркетингової та політичної стратегії позиціонування проекту

Зріст попиту на використання навігаційного обладнання та постійне удосконалення і створення нових засобів і компонентів є головними факторами можливостей на існуючому ринку технології. І такі ситуації, як збільшення кількості гравців на ринку збуту товарів та покращення характеристик компонентів і засобів, що використовуються у різних навігаційних сферах потребують оперативної реакції компанії.

Таблиця 4.7. Фактори загроз

№ п/п	***Фактор***	***Зміст загрози***	***Можлива реакція компанії***
1	Поступовий зріст конкурентів	Ріст конкурентоспроможних компаній	Покращення характеристик продуктів, випуск нових конкурентоспроможних продуктів
2	Зменшення кількості постійних комплектуючих	Поява нових форм технологічного виробничого процесу дає можливість універсального використання засобів навігації	Розглянути можливість розробки створення більш універсального продукту
3	Поява різних форм навчання в навігаційній сфері	Фірми-конкуренти можуть розробити аналогічні або наближені алгоритми для розрахунків	Патентування технології, Удосконалення технології. Пошук нових рішень для розрахунку.
4	Збільшення інфляції	Виникнення різних економічних несприятливих тенденцій	Оптимізація використання наявних фінансових ресурсів, коригування оптимальної цінової позиції на ринку
5	Зміна позиції на ринку з огляду на поставки сировини і матеріалів	Виникнення випадку коли неможлива доставка потрібних комплектуючих	Розробка варіантів співпраці з різними постачальниками комплектуючих

Такі фактори загроз, як поступовий зріст конкурентів, зменшення кількості постійних комплектуючих, поява різних форм навчання в навігаційній сфері несуть позитивний вклад в цілому, але являюсь собою сильні фактори загроз. Тому важливою складовою діяльності проекту є відстеження сучасних тенденцій і можливостей, та розробка різного роду можливих реакцій дій на ті чи інші види можливих загроз.

Проведений розгляд різних факторів, направлений на виявлення загроз і можливостей, що можуть виникнути в зовнішньому середовищі по відношенню до проекту, і сильних та слабких сторін, якими можна зменшити їх вплив.

Основні поняття, пов'язані з пропозицією, значною мірою аналогічні поняттям, пов'язаним з попитом. Так, аналогічно до попиту ринкову пропозицію формує пропозиція благ окремими фірмами. Пропозиція окремої фірми визначається її виробничими можливостями, згідно з якими для кожної конкретної ціни фірма може запропонувати до продажу певні обсяги блага.

Надалі проведемо аналіз пропозиції (таблиця 4.8.), де визначимо загальні риси конкуренції на ринку.

Таблиця 4.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	***В чому проявляється дана характеристика***	***Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)***
1. Тип конкуренції: монополістична	Відносно велика кількість невеликих виробників пропонують схожу, але не ідентичну продукцію	Потрібно працювати над репутацією компанії, забезпечуючи високу якість продукції
2. За рівнем конкурентної боротьби: національний	Замовниками таких товарів є фірми з різних куточків світу. Доставка товару не відіграє велику роль в цьому сегменті	Потрібно як можна більше розширювати міжнародні зв’язки
3. За галузевою ознакою: внутрішньогалузева	Основною галуззю являється навігаційна сфера	Розширювати можливості використання продукції на різних ринках збуту
4. Конкуренція за видами товарів: товарно-видова	Спостерігається конкуренція між товарами одного виду. У цьому важливого значення набуває марка товару. Здебільшого це боротьба між марками-конкурентами.	Підвищення якості товару. Удосконалення маркетингової політики.

Таблиця 4.8.продовження

5. За характером конкурентних переваг: - цінова	Ціни на точні прилади є порівняно висока, за допомогою удосконалення алгоритмів можна зменшити ціну товару	Підприємство може працювати над покращенням методу обробки даних та аналізу отриманої інформації з вимірювачів
6. За інтенсивністю: - марочна	Велику роль відіграє репутація компанії, що виготовляє пристрій	Збільшення кількості реклами та покращення маркетингової політики.

Отже, відповідно до наведеного вище аналізу головними силами, які діють на конкуренцію в галузі є постачальники та споживачі. Також в силу розвитку ринку все більшого значення набуває інтенсивність конкуренції між існуючими конкурентами та загроза зі сторони товарів-субститутів.

Під аналізом конкуренції мається на увазі аналіз діяльності фірм конкурентів і аналіз конкурентоспроможності товарів конкурентів. При аналізі конкуренції на зовнішньому ринку необхідно враховувати і аналізувати конкурентні переваги в порівнянні з конкурентами - іноземцями та конкурентами - виробниками місцевого ринку.

Після аналізу конкуренції проводиться більш детальний аналіз існуючих умов конкуренції в галузі розроблюваної технології за моделлю п’яти сил М. Портера. Аналіз конкуренції наведено в таблиці 4.9.

Таблиця 4.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	***Прямі конкуренти в галузі***	***Потенційні конкуренти***	***Постачальники***	***Клієнти***	***Товари-замінники***
	Навести перелік прямих конкурентів	*Визначити бар’єри входження в ринок*	*Визначити фактори сили постачальників*	*Визначити фактори сили споживачів*	*Фактори загроз з боку замінників*
Висновки: ринок не є насиченим, але конкуренція висока, оскільки компанії які являються конкурентами мають високу репутацію. Завадою являється необхідний високий рівень капіталовкладень.	IInertial Labs VEector NAVI	Висока репутація конкурентних фірм Необхідний розмір капіталовкладень Необхідний час на отримання ліцензії в різних країнах	Зазвичай постачальники не диктують умови співпраці	Споживачі можуть бути чутливими до зміни ціни, проводять контроль якості	INS системи компаній IInertial Labs та VEector NAVI

Для виявлення сильних та слабких сторін розроблюваного сатрап-проекту на ринку навігації та поточних конкурентних позицій в таблиці показано порівняльний аналіз із найнебезпечнішими конкурентами за факторами конкурентоспроможності в галузі за М. Портером.

На основі аналізу проведеного конкуренції, наведеного в таблиці 4.9, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту, що показано в таблиці 4.2, вимог споживачів до товару таблиця 4.5 та факторів маркетингового середовища таблиці 4.6, таблиці 4.7, визначимо та обґрунтовуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлено в таблиці 4.10.

Таблиця 4.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	***Фактор конкурентоспроможності***	***Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)***
1	Рівень якості товару та його стабільність	Підвищення точності вимірювання кутів орієнтації
2	Цінова політика	Цінова політика буде формуватись з урахуванням можливостей компанії і споживачів
3	Простота експлуатації	Простота використання є одним з ключових факторів які дозволять швидко користувачеві перейти до вимірювань
4	Гнучкість	Можливе швидке удосконалення приладів за рахунок перепрограмування.

Відповідно до виявлених факторів конкурентоспроможності в галузі та виявлених факторів внутрішнього середовища, що здатні їх забезпечити, було дано обґрунтування, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим, та наочно оцінено сильні та слабкі сторони проекту на ринку.

За визначеними факторами конкурентоспроможності (таблиця 4.10) проводиться аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту (таблиця 4.11).

Таблиця 4.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін проекту

№ п/п	***Фактор конкурентоспроможності***	***Бали 1-20***	***Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з* VEector NAVI**						
			–3	***–2***	***–1***	***0***	***+1***	***+2***	***+3***
1	Цінова політика	18					✓		
2	Обслуговування	19							✓
3	Якість алгоритмів	15					✓		
4	Готова методика виготовлення	9	✓						
5	Програмна частина	17					✓		
6	Простота експлуатації	18						✓	
7	Точність	18						✓	
8	Репутація	10	✓						

Аналіз внутрішніх сильних і слабких сторін рекомендується проводити як порівняльний аналіз, причому головний напрям уваги має спрямовуватися на конкурентоспроможність підприємства. Це означає, що внутрішні фактори – це, насамперед, фактори конкурентоспроможності. Аналітики, які намагаються провести стратегічний аналіз сильних і слабких сторін підприємства, повинні оцінити його відносні досягнення за цілою низкою показників, щоб об'єктивно оцінити можливості.

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), що наведено в таблиці 4.12.

Таблиця 4.12. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: гнучка цінова політика, висока точність використовуваних алгоритмів, простота експлуатації, , системна підтримка,	**Слабкі сторони:** Швидкість обробки даних, готова методика виготовлення, репутація (низький рівень обізнаності про проект на початку), необхідність початкового значного капіталовкладення.
Можливості: Зріст попиту на використання навігаційного обладнання, постійне удосконалення і створення нових засобів і компонентів, поява нових комплектуючих засобів, поява нових фінансових джерел, зацікавленість держави в даному сегменті технології	**Загрози:** Поступовий зріст конкурентів, зменшення кількості постійних комплектуючих, поява різних форм навчання в навігаційній сфері, збільшення інфляції, зміна позиції на ринку з огляду на поставки сировини і матеріалів

SWOT-аналіз - це стратегічно зручний інструмент, який, як в бізнесі, так і інших областях, застосовується вже досить давно з метою визначити сильні та слабкі сторони, загрози та можливості проекту,

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками (прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

На основі SWOT-аналізу розробимо альтернативи ринкової поведінки (перелік заходів) для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок. Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (таблиця 4.13).

Таблиця 4.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	***Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки***	***Ймовірність отримання ресурсів***	***Строки реалізації***
1	Створення перших прототипів	Отримання комплектуючих буде залежати від доставки з країн виробників	1-2 місяці
2	Заміна блоків алгоритму існуючими більш простими методами	Програмне удосконалення потребує певного часу на розробку. У випадку зміни ситуації на ринку, можна завжди у якості альтернативи використати більш прості методи обрахунку калібровочних коефіцієнтів	1 місяць

Важливо завжди мати альтернативні комплекси дій для захисту проекту від мінливої ринкової поведінки. Найкращою альтернативою буде використання другого пункту з заміною блоків алгоритму існуючими більш простими методами обрахунку. З огляду на ймовірності отримання ресурсів та строки можливої реалізації, він завжди дозволить виготовляти конкурентну продукцію.

4.4 Розроблення ринкової стратегії проекту

В даний час на сучасних підприємствах все більше зростає роль розроблення ринкової стратегії проекту. Це обумовлено різноманітністю товарів і послуг. Успішні ті підприємства, чиї продукти, послуги користуються попитом. Тому, ринкова стратегія проекту стає базисом, на якому будуються всі робочі процеси в організації.

Розробка ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (таблиця 4.14).

Таблиця 4.14. Стратегія охоплення ринку

№ п/п	*Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів*	*Готовність споживачів сприйняти продукт*	*Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)*	*Інтенсивність конкуренції в сегменті*	*Простота входу у сегмент*
1	Навчальний	Висока	Середній	Середня	Низька складність
2	Навігаційний	Середня	Високий	Дуже інтенсивна	Висока складність
3	Дослідницький	Висока	Високий	Середня	Середня складність
Обрано цільові групи:дослідницькі компанії, заклади наукового спрямування.					

Значною мірою проблема охоплення ринку є проблемою присутності на конкретному ринку. Стала присутність на ринку забезпечується в тому разі, коли є можливість охопити всі основні сегменти споживачів і коли товари послідовно пропонують покупцям на момент прийняття рішення про купівлю, тому важливо розуміти рівень готовності споживачів сприйняти продукцію, в тій чи іншій цільовій групі.

Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформувати базову стратегію розвитку (таблиця 4.15.).

Таблиця 4.15 Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	***Обрана альтернатива розвитку проекту***	***Стратегія охоплення ринку***	***Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи***	***Базова стратегія розвитку***
1	Зменшення вартості	Швидке реагування на ціновий ринок сегменту	Можливість зменшити вартість приладу за рахунок нижчої ціни на компоненти, Можливість включення програмного сегменту до існуючих подібних систем, що спростить використання.	Стратегія диференціації
2	Підвищення точності обрахунку параметрів	Постійне удосконалення програмного продукту з можливістю кооперації з іншими компаніями	Покращення ТТХ за рахунок спрощеної математичної моделі. Можливість збільшення вартості продукту за рахунок використання компонентів з високими показниками і кооперації з іншими компаніями	Стратегія спеціалізації

За М. Портером, існують три базові стратегії розвитку, що відрізняються за ступенем охоплення цільового ринку та типом конкурентної переваги, що має бути реалізована на ринку (за витратами або визначними якостями товару):

1. Стратегія лідерства по витратах;
2. Стратегія диференціації;
3. Стратегія спеціалізації.

Вихідними даними для вибору базової стратегії служать як макро-економічні чинники, так і внутрішні можливості стартап-проекту, що визначаються циклом його розвитку, а основне завдання, що вирішується при цьому, полягає у забезпеченні узгодженості між цілями і ресурсами. Як результат спроб досягнення такого узгодження і виникають альтернативні варіанти. Кожному з

них відповідає конкретний блок методів із забезпечення обраних напрямків діяльності, удосконалення організаційної структури і системи управління, методів просування проекту на ринок.

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (таблиця 4.16).

Таблиця 4.16. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	***Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?***	***Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?***	***Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?***	***Стратегія конкурентної поведінки***
1.	Проект не є «першопрохідцем» на ринку	Забирати існуючих клієнтів у фірм конкурентів та за рахунок розширення сфер можливостей використання продукту знаходити нових	Так, планується закупляти схожі модулі що і у фірми конкурента та використання подібних алгоритмів.	Заняття конкурентної ніші

Існує 4 базові стратегії конкурентної поведінки:

1. Стратегія лідера;
2. Стратегія виклику лідера;
3. Стратегія наслідування лідеру;
4. Стратегія заняття конкурентної ніші.

Основна особливість конкуренції у всіх її проявах полягає в зіткненні інтересів суб'єктів ринку. Причина цих зіткнень обумовлена їх суперництвом в боротьбі за один і той же сегмент ринку, адже якщо попит буде задоволений товарами однієї фірми, то інші автоматично позбавляються можливості реалізувати свою продукцію частково чи повністю.

Характеристика ринкового економічного середовища буде неповною, якщо не розглянути таку істотну економічну закономірність, як конкуренція. Вся атмосфера ринку пройнята конкуренцією. Це така організуюча сила, яка подібно до сили гравітаційного поля забезпечує порядок в економічному організмі

На основі вимог споживачів з обраних сегментів до постачальника та до продукту, а також в залежності від обраної базової стратегії розвитку та стратегії конкурентної поведінки розробимо стратегію позиціонування (таблиця 4.17).

Таблиця 4.17 - Визначення стратегії позиціонування

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту (три ключових)
1	Якість	Стратегія спеціалізації	Швидкість роботи, простота використання	Точність, швидкість, гнучкість
2	Обслуговування	Стратегія лідерства	Допомога компанії в обслуговувані, простота початкового і подальшого використання	Легкість, простота в використанні, довгострокова підтримка продукту після придбання
3	Ціна	Стратегія диференціації	Доступна цінова політика, Висока якість.	Гнучкість, доступність, якість

Визначення стратегії позиціонування полягає у формуванні ринкової позиції (комплексу асоціацій), за яким споживачі мають ідентифікувати торгівельну марку/проект. За умов насичення ринку товарами та послугами з метою виділитися серед конкурентів та зайняти гідне місце у свідомості не тільки споживачів, а й усіх учасників ринку. Важливо одразу сформувати правильні і точні представлення споживачів про проект, щоб в майбутньому клієнти не плутали товар з іншими видами продукції.

4.5 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

При розробці маркетингової програми стартап-проекту першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач таблиця 4.18.

Таблиця 4.18 Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	***Потреба***	***Вигода, яку пропонує товар***	***Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити***
1	Цінова	Гнучка цінова політика	Товари мають великий ціновий діапазон
2	Якість	Високі характеристики стабільності системи Простота в використанні	Можливість підвищити якості та точності приладу за рахунок уникнення використань механічних елементів. Швидка адаптація (простота в використанні)
3	Швидкість	Швидкість роботи приладу	Висока швидкість за рахунок уникнення використання механічних елементів та спрощення математичної моделі. Швидка адаптація (простота в використанні)

Як відомо з погляду маркетингу товар (фізична одиниця або процес) — це сукупність матеріальних і нематеріальних характеристик, які пропонуються для задоволення потреб і забезпечують очікувані вигоди як для споживачів, так і для товаровиробників. Для товаровиробників вигода від товару полягає в отриманні доходів та прибутку, або в досягненні інших ринкових цілей у тому разі, зрозуміло, коли товар буде проданий. Для споживачів товар — це сукупність властивостей, яка здатна задовольняти їхні потреби, розв'язувати певні конкретні проблеми. Тому, визначення ключових переваг концепції потенційного товару є важливим етапом в розробленні стартап-проекту.

Розробимо трирівневу маркетингову модель товару (таблиця 4.19).

Таблиця 4.19 Опис трьох рівнів моделі товару

<table>
<tr><th>Рівні товару</th><th colspan="3">Сутність та складові</th></tr>
<tr><td>I. Товар за задумом</td><td colspan="3">Продукт використовується в процесі зчитування даних про орієнтацію об’єкта в різних методах передстартової виставки безплатформових системах орієнтації</td></tr>
<tr><td rowspan="11">II. Товар у реальному виконанні</td><td>Властивості/характеристики</td><td>М/Нм*</td><td>Вр/Тх /Тл/Е/Ор*</td></tr>
<tr><td>Heading accuracy</td><td>М</td><td>Тх</td></tr>
<tr><td>Pitch & Roll accuracy</td><td>Нм</td><td>Тх</td></tr>
<tr><td>Gyroscope Bias in-run stability</td><td>М</td><td>Тх</td></tr>
<tr><td>Accelerometer Bias in-run stability</td><td>Нм</td><td>Тх</td></tr>
<tr><td>Size</td><td>М</td><td>Е</td></tr>
<tr><td>Weight</td><td>М</td><td>Е</td></tr>
<tr><td>Energy sours</td><td>Нм</td><td>Е</td></tr>
<tr><td colspan="3">Відповідність до ISO 14001:2015
ISO/IEC 17025</td></tr>
<tr><td colspan="3">Пластиковий чемодан</td></tr>
<tr><td colspan="3">Марка: «AHRSS-VPJTQVV»</td></tr>
<tr><td rowspan="2">III. Товар із підкріпленням</td><td colspan="3"><u>До продажу патент</u></td></tr>
<tr><td colspan="3"><u>Після продажу постійне удосконалення</u></td></tr>
<tr><td colspan="4">Потенційний товар буде захищено від копіювання за рахунок логотипу, введення комерційної таємниці на розрахунки та конструкцію модуля, патент.</td></tr>
</table>

*М/Нм – монотонні/немонотонні; Пр/Нпр – параметричні/непараметичні; Вр/Тх/Тл/Е/Ор – вартісні/ технічні/ технологічні/ ергономічні/ органолептичні;

При розробці трирівневої маркетингової моделі товару уточнюється ідея продукту та/або послуги, його фізичні складові, особливості процесу його надання. Це набагато спрощує задачу первинного орієнтування і представлення проекту в цілому, так як відображені складові задуму розробки, реальні характеристики, та різні форми захисту від копіювань та розголошень комерційної таємниці.

Наступним кроком визначимо цінові межі (таблиця 4.20).

Таблиця 4.20 Визначення меж встановлення ціни

№ п/п	*Рівень цін на товари-замінники*	*Рівень цін на товари-аналоги*	*Рівень доходів цільової групи споживачів*	*Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу*
1	20000$	18000-50000$	5000000$	15000-40000$

Остаточне визначення ціни відбувається під час фінансово-економічного аналізу проекту, який передбачає аналіз ціни на товари-аналоги або товари субститути, а також аналіз рівня доходів цільової групи споживачів.

Цінова політика – це сукупність дій в області ціноутворення, спрямованих на розширення (або збереження) обсягів продажів. Очевидно, що продавець, який діє в умовах досконалої конкуренції, не в змозі здійснювати яку б то не було цінову політику, оскільки змушений продавати товар за сформованою ринковою ціною. Розробка цінової політики можлива лише в умовах недосконалої конкуренції, коли фірма може встановлювати ціпи, тобто є прайс-мейкером.

Наступним кроком є визначення оптимальної системи збуту, в межах якого приймається рішення (таблиця 4.21).

Таблиця 4.21 Формування системи збуту

№ п/п	*Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів*	*Функції збуту, які має виконувати постачальник товару*	*Глибина каналу збуту*	*Оптимальна система збуту*
1	Попереднє замовлення з підписанням контракту	доставка в строки, контроль за уникненням пошкоджень, налаштувань	Прямий	Прямий

Для забезпечення ефективної реалізації стартап-проекту здійснюють зазвичай потрібно здійснювати комплекс заходів, який забезпечує фізичне переміщення та розподіл товарної маси у ринковому просторі, доведення товарів до споживачів і організацію їх ефективного споживання або використання. Швидка та якісна доставка продукції позитивно впливає на рейтинг компанії та заслуговує довіру споживачів.

Останньою складової маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів

Таблиця 2. Концепція маркетингових комунікацій

№ п/п	***Специфіка поведінки цільових клієнтів***	***Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти***	***Ключові позиції, обрані для позиціонування***	***Завдання рекламного повідомлення***	***Концепція рекламного звернення***
1.	Клієнтам потрапляє інформація про аналоги від інших компаній	Інтернет, фахові видання, соц. мережі	Інтернет-маркетинг, реклама у соц. мережах	Інформування потенційних клієнтів про компанію, про її діяльність, про характеристики продукції	Attitude is everything and even more

Маркетингова комунікація охоплює будь-яку діяльність підприємства, спрямовану на інформування, переконання, нагадування споживачам та ринку в цілому про свої товари і свою діяльність. Особливо зараз слід звертати увагу на мережеві інтернет ресурси якими постійно користуються потенційні клієнти. В даному сегменті слід залучити більшу частину маркетингових ресурсів для привернення уваги якомога більшою аудиторії.

Висновки до четвертого розділу

Стартап як форма малого ризикового (венчурного) підприємництва впродовж останнього десятиліття набула широкого розповсюдження у світі через зниження бар'єрів входу в ринок (із появою Інтернету як інструменту комунікацій та збуту стало простіше знаходити споживачів та інвесторів, займатись пошуком ресурсів, перетинати кордони між ринками різних країн), і вважається однією із наріжних складових інноваційної економіки, оскільки за рахунок мобільності, гнучкості та великої кількості стартап-проектів загальна маса інноваційних ідей зростає.

Розроблення та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів.

Зважаючи на отримані результати в процесі розробки стартап-проекту можна сказати, що на ринку навігаційної сфери наявний попит для збуту продукції, з великим динамічним ростом в останні роки, що може відіграти вирішальну роль в швидкій рентабельності проекту.

З огляду на потенційні групи клієнтів видно, що є перспективи впровадження стартап-проекту в життя, особливо з точними характеристиками, високою стабільністю та з широким профілем використання, що додатково дозволить привертати увагу потенційних інвесторів.

Також присутні певні бар'єри входження на ринок. Передусім це наявність конкурентних компаній з розробки схожих пристроїв. Головними конкурентами на ринку являються IInertial Labs і VEector NAVI. З огляду на це прийнята стратегія конкурентної поведінки як зайняття конкурентної ніші (інші назви – стратегія фахівця або нішера), де важливо постійно піклуватись про підтримку і розвиток своєї конкурентної переваги, формування лояльності і прихильності споживачів,

Обрані альтернативні варіанти розвитку проекту, як зменшення вартості готового продукту та підвищення точності оброблюваних параметрів. До яких, за ключовими параметрами, обрано базові стратегія розвитку за М. Портером, як стратегія диференціації та стратегія спеціалізації відповідно.

Тому, з першочерговими вкладеннями та допомогою інвесторів чи державних установ подальша імплементація проекту є доцільна.

Висновок до роботи

Виходячи з отриманого завдання в магістерській дисертації розглядалось питання стосовно початкової виставки та процедурі калібрування безплатформової інерціальною навігаційної системи.

Для нормального функціонування навігаційних систем, необхідно якомога точніше виконати їх початкову виставку, яка полягає у фізичній або аналітичній виставці чутливих елементів щодо заданої системи координат, та провести процедуру калібрування.

У другому розділі була розроблена та розглянута виставка курсу БІНС в режимі гірокомпасування. Отримано повне вираження помилки гірокомпасування в залежності від помилок гіроскопів, акселерометрів і помилок визначення широти. Доведено, що максимальний вплив на похибку режиму гірокомпасування надає саме дрейф гіроскопів.

Третя частина магістерської дисертації включала в себе проведення процедури калібрування акселерометрів та гіроскопів IBM MAX21105 класичним методом і методом нерозширеного фільтра Калмана для акселерометрів.

Безпосередньо було порівняно та проаналізовано отримані результати калібрування акселерометрів двома методами. Видно, що між собою результати здебільшого подібні і можна говорити про адекватність проведених досліджень та отриманих результатів.

Слід зауважити, що для більш правильного порівняння представлених двох методів калібрування потрібно проводити дослідження на одному обладнанні з незмінним положення IBM, щоб максимально мінімізувати появу розбіжностей коефіцієнтів невиставки в двох різних методах калібрування.

Додатково побудовано та визначено шумові характеристики встановлених датчиків за допомогою варіацій Аллана.

Останній розділ присвячено розробленню стартап-проекту за тематикою дисертації. Виведення розробки на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначено ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, проведено фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів.

Зважаючи на отримані результати в процесі розробки стартап-проекту можна сказати, що на ринку навігаційної сфери наявний попит для збуту продукції, з великим динамічним ростом в останні роки, що може відіграти вирішальну роль в швидкій рентабельності проекту.

СПИСОК ВИКОРИСТАННОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. A.H. Lipton, Alignment of Inertial Systems on a Moving Base. Washington D.C.: NASA, 1967, 178 p.
2. Лебедева М.А., Новиков А.И., Шумакова Н.Н. Комплексный подход к автономной калибровке и выставке бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата наземного базирования / Лебедева М.А., Новиков А.И., Шумакова Н.Н. // Гироскопия и Навигация. –2010. –№2(69).
3. Ившина Ю.В. Моделирование статического режима калибровки БИНС с полусвободной ориентацией навигационного трехгранника в азимуте/ Ившина Ю.В. // Гироскопия и Навигация. –2010. –№2(69).
4. Калибровка бескарданной инерциальной навигационной системы в сборе на грубых одностепенных стендах / Н.Б. Вавилова, А.А. Голован, Н.А. Парусников, И.Ю. Сазонов // Гироскопия и Навигация. –2010. –№3(70).
5. Е.И. Сомов, С.А. Бутирин Цифровая обработка сигналов, калибровка и юстировка бесплатформенной инерциальной системы определения ориентации маневрирующего космического апарата / Е.И. Сомов, С.А. Бутирин // Гироскопия и Навигация. –2010. –№3(70).
6. Х.С. Джунг, Д.К. Хан, Т.Х. Ким Оценка и коррекция начальной ориентации БИНС и смещения нулей инерциальных датчиков с использованием данных от внешней системы / Х.С. Джунг, Д.К. Хан, Т.Х. Ким. // Гироскопия и Навигация. –2010. –№3(70).
7. С.М. Якушин Повышение точности инерциальных навигационных систем с использования метода эквивалентного дрейфа в режиме предстартовой підготовки / С.М. Якушин // Гироскопия и Навигация. –2007. –№3(58).
8. Новиков А.И., Сирица В.М., Спирин Э.П. Траекторная калибровка и выставка БИНС интернационально-спутниковой навигационной системы пониженного порядка / Новиков А.И., Сирица В.М., Спирин Э.П. // Известия РАРАН. –2010. – №66.
9. Калибровка погрешностей бескарданной инерциальной системы на электростатических гироскопах в условиях орбитального полета / Б.Є. Ландау, С.С. Гурєвич, Г.И. Емельянцев, С.Л. Левин, С.Г. Романенко// Гироскопия и Навигация. – 2010. – №1(68).
10. Пазычев Д.Б. Балансировка бесплатформенной инерциальной навигационной системы /Пазычев Д.Б. // Наука и образование. – 2011. – №3.
11. К.К. Веремеенко, И.А. Галай Разработка алгоритма калибровки инерциальной навигационной системы на двухосном испытательном стенде / К.К. Веремеенко, И.А. Галай // Труды МАИ, Выпуск. – 2007. – №63.
12. С.Г. Николаев Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем / С.Г. Николаев // Известия ВУЗов. –2009. –№7.

13. Ермаков В.С. Автоматизация калибровки бесплатформенных инерциальных навигационных систем на волоконно-оптических гироскопах: автореф. на стиск. учен. степ. канд. тех. наук (05.13.06) / Ермаков Владислав Сергеевич; Пермский государ.универ. – Пермь, 2007.
14. Сазанов И.Ю Идентификация параметров инструментальных погрешностей бескарданной инерциальной навигационной системы при помощи грубых одностепенных стендов: автореф. на стиск. учен. степ. канд. физ.-мат. наук (01.02.01), Сазанов Игорь Юрьевич; Московский государ. универ. им. М.В. Ломоносова. – Москва, 2012.
15. Мелешко В.В., Нестеренко О.И. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Учебное пособие. – Кировоград: ПОЛИМЕД – сервис. 2011. – 171с.
16. Songlai H., Jinling W., Nathan K. Using allan variance to determine the calibration model of inertial sensors for GPS/INS integration. 6th International Symposium on Mobile Mapping Technology, PresidentePrudente, São Paulo, Brazil, July 21-24, 2009.
17. Brown, R.G., Hwang, Patrick Y.C., 1997, Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering with Matlab Exercises and Solutions, John Wiley & Sons, New York, pp.105-111, 299-304.
18. 1. Songlai H., Jinling W., Nathan K. Using allan variance to determine the calibration model of inertial sensors for GPS/INS integration. 6th International Symposium on Mobile Mapping Technology, PresidentePrudente, São Paulo, Brazil, July 21-24, 2009.
19. IEEE STD 952, 1997, IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros, pp.62-73.
20. IEEE STD 647, 2006, IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Laser Gyros, pp.68-80.
21. Brown, R.G., Hwang, Patrick Y.C., 1997, Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering with Matlab Exercises and Solutions, John Wiley & Sons, New York, pp.105-111, 299-304.
22. Костюк А. Ю., Лакоза С. Л., Костюк О. Ю. Применение расширенного фильтра Калмана для калибровки инерциальных датчиков. – 2012.
23. Lubin Chang , Jingshu Li, Shengyong Chen. Initial Alignment by Attitude Estimation for Strapdown Inertial Navigation Systems. – IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, Volume: 64, Issue: 3, March 2015.
24. Jiang Y.F. Error Analysis of Analytic Coarse Alignment Methods. – IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 34, No. 1, 1998, pp. 334-337. DOI: 10.1109/7.640292
25. Felipe O. Silva, Elder M. Hemerly, Waldemar C. L. Filho Influence of latitude in coarse self-alignment of strapdown inertial navigation systems. – Position, Location and Navigation Symposium - PLANS 2014, 2014 IEEE/ION.

26. Jiangning Xu, Hongyang He, Fangjun Qin, Lubin Chang. A Novel Autonomous Initial Alignment Method for Strapdown Inertial Navigation System. – IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, Volume: 66, Issue: 9, Sept. 2017

27. Tekinalp O., Ozemre M. Artificial neural networks for transfer aligment and calibration of inertial navigation systems. – AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Aug. 2001.

28. Feng Zha, Jiangning Xu, Cai Xu A analytic coarse alignment method for SINS based on two-step recursive least squares. – Chinese Automation Congress (CAC), 2015.

29. Nikolaev S. G., Golota A. V. Strapdown inertial navigation system calibration. – Ural Conference on Measurements (UralCon), 2017

30. Chatfield A.B. Fundamentals of High Accuracy Inertial Navigation. – Published by American institute of Aeronautics and Astronautics, 1997, pp. 109-128.

31. Park H.W., Lee J.G., Park C.G. Covariance Analysis of Strapdown INS Considering Gyrocompass Characteristics. – IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 31, No. 1, 1995, pp. 320- 328.

32. Lubin Chang, Baiqing Hu, An Li, Fangjun Qin. Strapdown inertial navigation system alignment based on marginalised unscented kalman filter. – IET Science, Measurement & Technology, Volume: 7, Issue: 2, March 2013.

33. Chung D.Y., Lee J.G., Park C.G., Park H.W. Strapdown INS Error Model for Multiposition Alignment. – IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 32, No. 4, 1996, pp. 1362-1366.

34. Malakar Bidhan, Roy B.K. A novel application of adaptive filtering for initial alignment of Strapdown Inertial Navigation System. – Circuits, Systems, Communication and Information Technology Applications (CSCITA), 2014 International Conference on.

35. Pittelkau M.E. Kalman Filtering for Spacecraft System Alignment Calibration. – Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 24, No. 6, 2001, pp. 1187-1195.

36. Dongrui Yang, Xiaosu Xu, Tao Zhang, Jin Sun, Yiqing Yao A fast alignment method for SINS with large misalignment angles based on ADRC. – Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS), 2017.

37. Hua C. Gyrocompass Alignment with base motions: Results for a 1 nmi/h INS/GPS System. – Journal of the institute of Navigation, Vol. 47, No. 2, 2000, pp. 65-74.

38. Wei Gao, Bo Xu, Hongjun Sun, Fei Yu Application of Nonlinear Filtering for SINS Initial Alignment. – Mechatronics and Automation, Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on.

39. Johnson C., Ohlmeyer E., Pepitone T. Attitude Dilution of Precision - A new metric for observability of inflight alignment errors. – 18th Applied Aerodynamics Conference, Aug. 2000.

40. 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-
41. Titterton D. H., Weston J. L. Strapdown Inertial Navigation Technology. – IEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics Series 17, 2004, pp. 558.
42. Lighthill M. J. Introduction to Fourier analysis and generalised functions. New York; London: Cambridge University Press. 1964. 79 p.
43. Voss R. F., Mandelbrot B. B. Why is Nature Fractal and When should Noises be Scaling? // Noise in Physical Systems and 1/f Noise / M. Savelli, G. Lecoy and J-P Nougier eds. New-York: Elsevier Science, 1983. P. 31-39.
44. Allan D. W. Should the Classical Variance Be Used As a Basic Measure in Standards Metrology? // IEEE Transactions on instrumentation and measurement. Vol. IM-36. №. 2. June 1987. P. 646– 654. [Электронный ресурс] URL:http://tf.boulder.nist.gov/general/pdf/776.pdf.
45. Witt T. J. Testing for correlations in measurements with the Allan Variance // Advanced mathematical and computational tools in metrology IV. World Scient. Publ. 2000. P. 273-288.
46. Allan D. W., Shoaf J. H., Halford D. Statistics of time and frequency data analysis // Time and frequency theory and fundamentals. National bureau of standards monograph 140. Washington DC: U. S. Department of Commerce, 1974. P. 151-204. [Электронный ресурс] URL:http://tf.boulder.nist.gov/general/pdf/771.pdf.
47. Allan D. W. Conversion of frequency stability measures from the time-domain to the frequency domain, vice-versa and power-law spectral densities. [Электронный ресурс] URL:http://www.allanstime.com/Publications/DWA/Conversion_from_Allan_variance_to_Spectra l_Densities.pdf.
48. Box G., Jenkins G. Time series analysis: Forecasting and control. San Francisco: Holden-Day, 1970.
49. M.E. Pittelkau, “Kalman Filtering for Spacecraft System Alignment Calibration”, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 24, No. 6, 2001, pp. 1187-1195.
50. C. Hua, “Gyrocompass Alignment with base motions: Results for a 1 nmi/h INS/GPS System,” Journal of the institute of Navigation, Vol. 47, No. 2, 2000, pp. 65-74.
51. 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.
52. Y.Yong, L.J. Miao and C.Z. Hou, “Application of Dynamic Programming Theory to the Alignment of SИНС,” Proceedings of the 4th World Congress on Intelligent Control and Automaton June 2002, Shanghai, China, pp. 577-581.

53. A.O. Salycheva and M.E. Cannon, “Kinematic Azimuth Alignment of INS using GPS Velocity Information,” Proceedings of National Technical Meeting, San Diego, CA, January 2004.

54. A. Brown and D. Sullivan, “Precision Kinematic Alignment Using a Low-Cost GPS/ИНС System,” Proceedings of ION GPS 2002, Portland, Oregon, September 2002.

55. 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.

56. C. Johnson, E.J. Ohlmeyer and T.R. Pepitone, “Attitude Dilution of Precision - A New Metric for Observability of In-flight Alignment Errors” AIAA 2000-4277.

57. M.J. Yu, J.G. Lee, C.G. Park and D.S. Shim, “A Nonlinear Robust Observer Design for SDINS Inflight Alignment”, AIAA 2001-4404.

58. J. Wendel, J. Metzger and G.F. Trommer, “Rapid Transfer Alignment in the Presence of Time Correlated Measurement and System Noise,” AIAA-2004-4778.

59. P.D. Groves, “Optimizing the Transfer Alignment of Weapon INS,” Journal of Navigation, Vol. 56, 2003, pp. 323-335.

60. Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс] : Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ : НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с. Режим доступу до матеріалу: http://ci.kpi.ua/METODA/developer_start_up.pdf

ДОДАТКИ

Додаток А

Алгоритм нерозширеного фільтра Калмана в середовищі Matlab.

```
clc
clear all
%%% Ідеальні значення прискорень для блоку в положеннях
g=9.81;
Acc=[];

for delta=[0 5 10 15 20 25 30 40 50 60]*pi/180
  for alfa=(0:30:330)*pi/180
      ax= g*sin(delta);
      ay=-g*cos(delta)*sin(alfa);
      az= g*cos(delta)*cos(alfa);
      a=[ax; ay; az; 1];
      Acc=[Acc a];
  end
end
UFcc=[Uh0 Uh5 Uh10 Uh15 Uh20 Uh25 Uh30 Uh40 Uh50 Uh60]; % вектор вимірювать
N=max(size(Acc));
t=1:N;
ax=Acc(1,:);
ay=Acc(2,:);
az=Acc(3,:);
Ux_measure=UFcc(1,:);
%%%реалізація фільтра Калмана

%запишемо алгоритм фільтра Калмана для вісі Ox

A=eye(4);                    %матриця стану оцінки масштабних коефіцієнтів
Q=1e-5*[1e-2  0     0       0;
     0    1e-2  0       0;
     0    0     1e-4  0;
     0    0     0       1e-1];   %Q - матриця дисперсій коефіцієнтів мат.
моделі

R=1e-1;      %оцінене значення шуму вимірювань

Pk=1e8*[ 1e-6   0      0      0;    %матриця дисперсій похибок передбачення
коефіцієнтів мат. моделі
     0      1e-6   0      0;
     0      0      1e-6  0;
     0      0      0      0.7e-2];
Xk=[0 0 0 0]';
Zk=Ux_measure;
Xk_array=[];
for i=1:N
Xk_1=A*Xk;
H=[ax(i) ay(i) az(i) 1];
Pk_1_k=A*Pk*A'+Q;
Kk_1=Pk_1_k*H'*inv(H*Pk_1_k*H'+R);  %оптимальний коефіцієнт підсилення
Pk=Pk_1_k-Kk_1*H*Pk_1_k;            %матриця дисперсій похибок оцінювання
%стадія коррекції
Xk=Xk_1+Kk_1*(Zk(i)-H*Xk_1);
```

```
Xk_array=[Xk_array Xk];
end
KoefX=Xk;
figure (1)
subplot(2,2,1)
plot(t,Xk_array(1,:),'bx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Kx')
subplot(2,2,2)
plot(t,Xk_array(2,:),'mx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Kxy')
subplot(2,2,3)
plot(t,Xk_array(3,:),'rx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Kxz')
subplot(2,2,4)
plot(t,Xk_array(4,:),'kx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Ux0')
%%
%запишемо алгоритм фільтра Калмана для вісі Oy
A=eye(4);                    %матриця стану оцінки масштабних коефіцієнтів
Q=1e-5*[0.01  0     0       0;
     0    0.01  0       0;
     0    0     0.0001  0;
     0    0     0       0.1];   %Q - матриця дисперсій коефіцієнтів мат.
моделі
R=1e-1;      %оцінене значення шуму вимірювань
Pk=1e7*[ 1e-6   0      0      0;    %матриця дисперсій похибок передбачення
коефіцієнтів мат. моделі
     0      1e-6   0      0;
     0      0      1e-6  0;
     0      0      0      0.7e-2];
Xk=[0 0 0 0]';
Zk=UFcc(2,:);
Xk_array=[];
for i=1:N
Xk_1=A*Xk;
H=[ax(i) ay(i) az(i) 1];
Pk_1_k=A*Pk*A'+Q;
Kk_1=Pk_1_k*H'*inv(H*Pk_1_k*H'+R);  %оптимальний коефіцієнт підсилення
Pk=Pk_1_k-Kk_1*H*Pk_1_k;            %матриця дисперсій похибок оцінювання
%стадія коррекції
Xk=Xk_1+Kk_1*(Zk(i)-H*Xk_1);
Xk_array=[Xk_array Xk];
end
KoefY=Xk;
figure (2)
subplot(2,2,1)
plot(t,Xk_array(1,:),'bx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
```

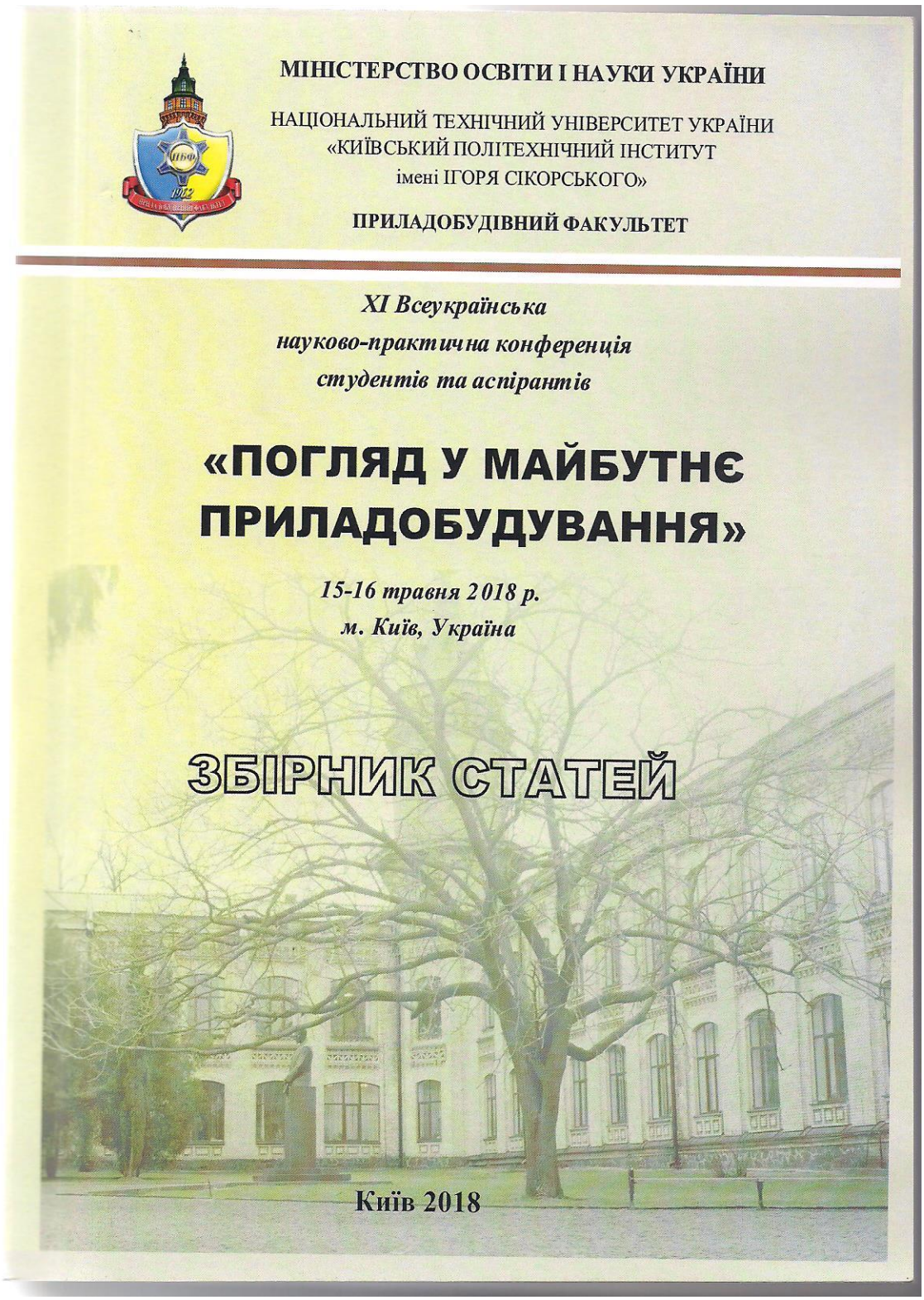
```
ylabel('Kyx')
subplot(2,2,2)
plot(t,Xk_array(2,:),'mx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Ky')
subplot(2,2,3)
plot(t,Xk_array(3,:),'rx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Kyz')
subplot(2,2,4)
plot(t,Xk_array(4,:),'kx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Uy0')
%%
%запишемо алгоритм фільтра Калмана для вісі Oz
A=eye(4);                          %матриця стану оцінки масштабних
коефіцієнтів
Q=1e-5*[0.001   0        0         0;
     0     0.01   0         0;
     0     0        0.0001    0;
     0     0        0       0.01];  %Q - матриця дисперсій коефіцієнтів мат.
моделі
R=1e-2;      %оцінене значення шуму вимірювань
Pk=1e3*[ 1e-6   0      0      0;    %матриця дисперсій похибок передбачення
коефіцієнтів мат. моделі
     0      1e-6   0      0;
     0      0      1e-6    0;
     0      0      0       0.7e-2];
Xk=[0 0 0 0]';
Zk=UFcc(3,:);
Xk_array=[];
for i=1:N
Xk_1=A*Xk;
H=[ax(i) ay(i) az(i) 1];
Pk_1_k=A*Pk*A'+Q;
Kk_1=Pk_1_k*H'*inv(H*Pk_1_k*H'+R);  %оптимальний коефіцієнт підсилення
Pk=Pk_1_k-Kk_1*H*Pk_1_k;            %матриця дисперсій похибок оцінювання
%стадія коррекції
Xk=Xk_1+Kk_1*(Zk(i)-H*Xk_1);
Xk_array=[Xk_array Xk];
end
KoefZ=Xk;
figure (3)
subplot(2,2,1)
plot(t,Xk_array(1,:),'bx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Kzx')
subplot(2,2,2)
plot(t,Xk_array(2,:),'mx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Kzy')
subplot(2,2,3)
```

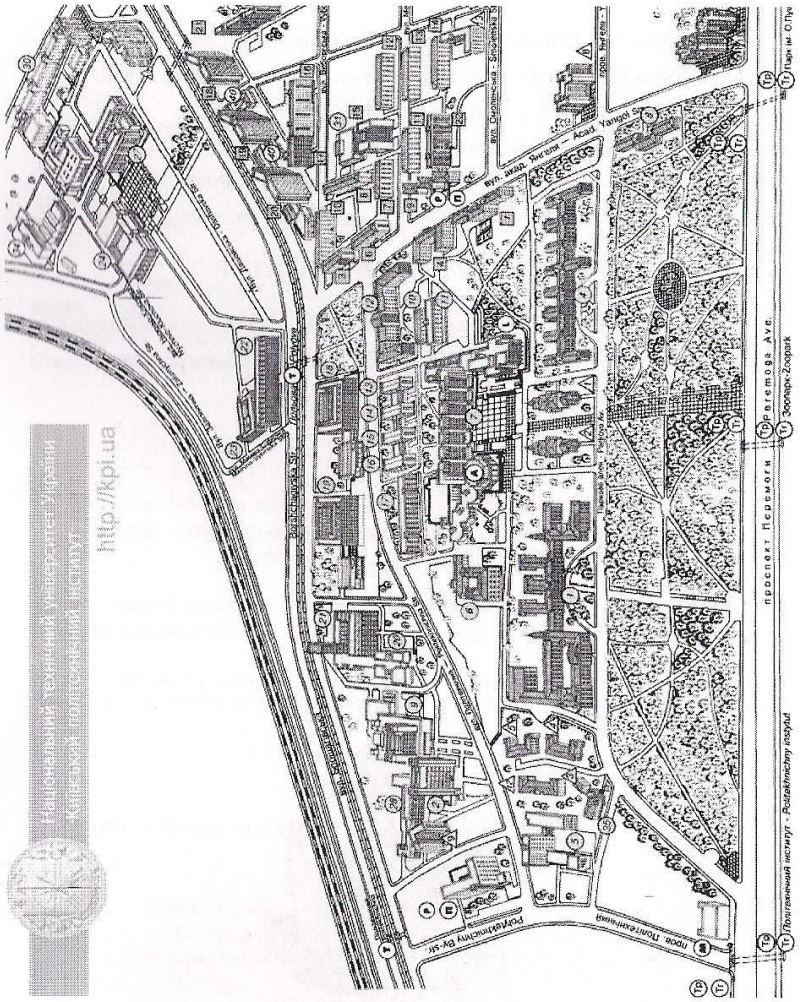
```
plot(t,Xk_array(3,:),'rx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Kz')
subplot(2,2,4)
plot(t,Xk_array(4,:),'kx-','LineWidth',1.45),grid
set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
xlabel('N,кількість положень БА')
ylabel('Uz0')
K=[KoefX'; KoefY'; KoefZ'];
%%
%матриця яка містить калібровочні коефіцієнти для   осей Ox, Oy, Oz
%отримана за домогою застосування фільтра Калмана
 Mkoef=[K(1,1) K(1,2) K(1,3); K(2,1) K(2,2) K(2,3); K(3,1) K(3,2) K(3,3)];
 RevK=inv(Mkoef);
Mes_Acc_X=(UFcc(1,:)-K(1,4))/K(1,1);
 Mes_Acc_Y=(UFcc(2,:)-K(2,4))/K(2,2);
 Mes_Acc_Z=(UFcc(3,:)-K(3,4))/K(3,3);

 ML=[];
 for i=1:length(UFcc);
     Mpr=RevK*([UFcc(1,i); UFcc(2,i); UFcc(3,i)] - [K(1,4); K(2,4); K(3,4)]);
     ML=[ML Mpr];
 end
DelMes_X=Acc(1,:)-Mes_Acc_X;
DelMes_Y=Acc(2,:)-Mes_Acc_Y;
DelMes_Z=Acc(3,:)-Mes_Acc_Z;
% Sko_Mx=std(DelMes_X);
% Sko_My=std(DelMes_Y);
% Sko_Mz=std(DelMes_Z);
DelCal_X=Acc(1,:)-ML(1,:);
DelCal_Y=Acc(2,:)-ML(2,:);
DelCal_Z=Acc(3,:)-ML(3,:);
% Sko_Cx=std(DelCal_X);
% Sko_Cy=std(DelCal_Y);
% Sko_Cz=std(DelCal_Z);
N=1:1:length(UFcc);
%%%похибка вимірювання прискорення, без врахування калібрування
 figure(4)
 subplot(3,1,1)
 plot(N,DelMes_X,'mx-','LineWidth',1.5), grid;
 set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
 title('Абсолютна похибка визначення прискорень');
 ylabel('Вісь Ox, м/с^2')
subplot(3,1,2)
 plot(N,DelMes_Y,'rx-','LineWidth',1.5), grid;
 set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
 ylabel('Вісь Oy, м/с^2')
subplot(3,1,3)
 plot(N,DelMes_Z,'gx-','LineWidth',1.5), grid;
 set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
 xlabel('N,номер положення')
 ylabel('Вісь Oz, м/с^2')
%%%%похибка вимірювання прискорення,з врахуванням калібрування
 figure(5)
 subplot(3,1,1)
 plot(N,DelCal_X,'mx-','LineWidth',1.5), grid;
```

```
 set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
 title('Абсолютна похибка визначення прискорень');
 ylabel('Вісь Ox, м/с^2')
subplot(3,1,2)
 plot(N,DelCal_Y,'rx-','LineWidth',1.5), grid;
 set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
 ylabel('Вісь Oy, м/с^2')
subplot(3,1,3)
 plot(N,DelCal_Z,'gx-','LineWidth',1.5), grid;
 set(gca,'FontName','Arial Cyr','FontSize',10)
 xlabel('N,номер положення')
 ylabel('Вісь Oz, м/с^2')
```

Додаток Б


МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
ПРИЛАДОБУДІВНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
XI Всеукраїнська
науково-практична конференція
студентів та аспірантів
«ПОГЛЯД У МАЙБУТНЄ ПРИЛАДОБУДУВАННЯ»
15-16 травня 2018 р.
м. Київ, Україна
ЗБІРНИК СТАТЕЙ
Київ 2018



ЗМІСТ

Секція 1. Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування

В.О. Аксініченко, студент гр. ПГ-41, к.т.н., доц. Павловський О.М.
АВІАЦІЙНА АВТОНОМНА СИСТЕМА ЖИВЛЕННЯ БОРТОВИХ ПРИЛАДІВ 16

Є. І. Білоус, студент гр. ПГ-71мн, к.т.н., доц. Нестеренко О. І.
РОЗРОБКА АЛГОРИТМУ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ НА ОСНОВІ КВАТЕРНІОННИХ РІВНЯНЬ З ВИКОРИСТАННЯМ ФІЛЬТРА КАЛМАНА 19

Д.В. Бугайов, студент гр. ПГ-61м
АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД З ВИСТАВКИ БІНС 23

Василенко Д.И., студент гр. ПГ-41
ТЕМПЕРАТУРНАЯ КАЛИБРОВКА 26

В.Ю. Герман, студент гр. ПГ-41
ДВОКОЛІСНИЙ АВТОБАЛАНСУЮЧИЙ РОБОТ З ВЕРХНЬОЮ МАЯТНИКОВІСТЮ 30

А.М. Літош, студент гр. ПГ-61м, к.т.н., ас. Лакоза С.Л.
МЕТОДИ РОЗДІЛЕННЯ КАНАЛІВ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ 34

Ю.О. Медведчук, студент гр. ПГ-41, асистент, Сапегін О.М.
ДВОХМАСОВИЙ МІКРОМЕХАНІЧНИЙ ГІРОСКОП 38

К.Ю. Мульганов, студент гр. ПГ-71мп
ГІРОСТАБІЛІЗАТОРИ ДЛЯ МАЛОГАБАРИТНИХ ОБ'ЄКТІВ 41

А.В. Осовцев, студент гр. ПГ-61м , А.І. Вознюк, аспірант.
ПОРІВНЯННЯ ЦИФРОВОГО ТА АНАЛОГОВОГО РЕГУЛЯТОРА У СИСТЕМІ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ 45

І.М. Платов, студент гр. ПГ-71п, к.т.н., доц. Павловський О.М.
ПЕРЕВАГИ ВИКОРИСТАННЯ ВІДЛАДОЧНИХ ПЛАТ STM32DISCOVERY У НАВЧАЛЬНОМУ ПРОЦЕСІ НА КАФЕДРІ ПСОН 49

О.М. Поліщук, студент гр. ПГ-41.
КРОКОМІР НА МІКРОМЕХАНІЧНИХ ДАТЧИКАХ 53

А. В. Пономаренко, студент гр. ПГ-41, Яцко Л. Л., к. т. н.
ВДОСКОНАЛЕННЯ СХЕМОТЕХНІКИ ПРИСТРОЮ ЖИВЛЕННЯ ДЛЯ ОБЧИСЛЮВАЛЬНОЇ ПЛАТИ 57

М.О. Романов, студент гр. ПГ-61м, к.т.н., доц. Мироненко П.С.
КОМПЕНСАЦІЯ ПОХИБКИ АКСЕЛЕРОМЕТРА ЗА ДОПОМОГОЮ ДОДАТКОВОЇ ІНФОРМАЦІЇ ПРО РУХ ІНЕРЦІЙНОЇ МАСИ 61

О.А. Суровцев, студент гр. ПГ-41, Павловський О.М. к.т.н., доцент
ПОРІВНЯННЯ СУЧАСНИХ БЕЗДРОТОВИХ ТЕХНОЛОГІЙ ОБМІНУ ІНФОРМАЦІЄЮ 64

$$P(t_{k-1}) = \Phi(t_k) \cdot P(t_k) \cdot \Phi^T(t_k) + Q_d, \quad (12)$$

де Q_d - коваріаційна матриця дисперсій шумів ДКШ.

На наступному кроці розраховується матриця коефіцієнтів підсилення ОФК:

$$K = P(t_{k-1}) \cdot H^T \cdot (H \cdot P(t_{k-1}) \cdot H^T + R_d)^{-1}, \quad (13)$$

де R_d-коваріаційна матриця дисперсій шумів акселерометрів і магнітометрів.

Далі здійснюється уточнення (корекція) матриці $P(t_k)$:

$$P(t_k) = (I_{6\times6} + K \cdot H) \cdot P(t_{k-1}). \quad (14)$$

В результаті оцінка вектору стану знаходиться як:

$$\hat{X}(t_k) = \begin{bmatrix} \hat{\Lambda}_e(t_k) \\ \Delta\hat{B}(t_k) \end{bmatrix} = K \cdot Z, \quad (15)$$

звідки оцінка кватерніону орієнтації на поточному кроці знаходиться, як добуток кватерніону з попереднього кроку та кватерніону похибки поточного кроку (5):

$$\hat{\Lambda}(t_k) = \hat{\Lambda}(t_{k-1}) \otimes [1, \hat{\Lambda}_e(t_k)]. \quad (16)$$

Також оцінюється та компенсується дрейф ДКШ:

$$\hat{B}(t_k) = \hat{B}(t_{k-1}) + \Delta\hat{B}(t_k), \quad (17)$$

$$\hat{\omega}(t_k) = \hat{\omega}(t_{k-1}) - \hat{B}(t_k). \quad (18)$$

ВИСНОВКИ

Запропонований алгоритм роботи безплатформної інерціальної системи орієнтації дозволяє у реальному часі визначати орієнтацію рухомого об'єкта з одночасним оцінюванням похибок орієнтації і їх компенсацією.

Напрямком подальших досліджень роботи є вибір параметрів фільтра Калмана та дослідження їх впливу на основні показники системи орієнтації, для досягнення максимальної точності системи у статиці та при різних умовах руху об'єкта.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Мелешко В.В. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы : [Учебное пособие] / В.В. Мелешко, О.И. Нестеренко. –Кировоград: Полимед-Сервис, 2011. – 172с.

2. Браммер К., Зиффлинг Г. Фильтр Калмана-Бьюси. - М.: Наука, 1982. - 200 с.

УДК 621.45.017

Д.В. Бугайов, студент гр. ПГ-61м
КПІ ім. Ігоря Сікорського

АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД З ВИСТАВКИ БІНС

Анотація. Дослідження безплатформених інерціальних навігаційних систем спрямовані передусім на вирішення двох основних завдань - на підвищення надійності і точності цих систем. Прогрес у мікроелектромеханічних системах дав можливість використовувати мініатюрні інерціальні і магнітні датчики в широкому спектрі приладів споживчого ринку. Характеристики точності недорогих навігаційних приладів, побудованих на базі цих датчиків, незважаючи на високий ступінь автоматизації виробничого процесу, є недостатньо високими. Для досягнення максимально можливої продуктивності таких систем потрібно приділити велику увагу їх калібруванню а також правильної виставки перед експлуатацією, яке не потребувало б використання дорогого прецизійного обладнання.

Ключові слова: калібрування, гірокомпасування, БІНС, ІНС, ІВМ

ВСТУП

Виставка і калібрування інерційних систем, як навігаційних, так і систем орієнтації, є невід'ємними і важливими етапами їх роботи. Незважаючи на тривалий період досліджень виставки інерційних систем, застосування сучасної елементної бази та безплатформної інерційної технології стимулює процес вдосконалення процесу виставки.

Також,одним з основних умов побудови безплатформенних інерціальних навігаційних систем (БІНС) є забезпечення їх високоточною калібровкою, яка полягає у визначенні систематичних похибок інерціальних вимірювачів (ІВ) системи з необхідною точністю.

Отже, розробка та дослідження методів і алгоритмів початкової виставки і калібрування, присвячених питанням підвищення точності визначення систематичних похибок ІВ БІНС, є актуальною науково-технічною задачею.

ОГЛЯД ПОЧАТКОВОЇ ВИСТАВКИ БІНС

Зазвичай процес початкової виставки поділяють на грубу і точну виставки. Груба виставка складається з визначення вертикалі (аналітичне горизонтування) і визначення азимута (аналітичне гірокомпасування). Для горизонтування використовуються показання акселерометрів, а для гірокомпасування (ГК) – показання акселерометрів і гіроскопів. В роботі [1] отримана модифікована модель помилок БІНС а саме розглядається помилка ГК.

Системи орієнтації і навігації ракет різного призначення вимагають точної виставки бортових інерційних навігаційних систем (ІНС) для того, щоб домогтися високої ймовірності виконання намічених цілей. Для системи, у якій час не є критичним, цей процес виставки може бути виконаний до запуску з використанням навігаційних даних рухомого об'єкту і калібрування ІНС ракети. Навпаки, для систем, що вимагають високої швидкодії, істотні затримки до запуску при виставці не припустимі. В цьому випадку, і процес виставки повинен бути виконаний після запуску під час польоту ракети. Виставка в польоті використовує дані інерціального вимірювального модуля про прискорення і кутової швидкості, разом з даними, наданими від зовнішніх датчиків під час польоту. Відмінності між оцінками вектора стану ІНС і зовнішніх даних використовуються в навігаційному фільтрі Калмана для корекції по-

милок, які видаляють з плином часу. Для польотів достатньої тривалості, ці помилки можуть бути приведені до допустимих рівнів до початку пуску ракети, коли точна виставка є необхідною [2].

Виставка в польоті для системи з великими кутами невиставки запропонована в [3]. Розроблено БІНС з одометром в якості зовнішнього джерела інформації і вимірювачем швидкості. Отримано нові моделі помилок, застосовні для виставки в польоті системи з великими похибками орієнтації.

Важливою частиною виставки є попередній процес калібровки чутливих елементів навігаційних систем. У роботі [4] була розглянута виставка курсу БІНС в режимі ГК. Отримано повне вираження помилки ГК в залежності від помилок гіроскопів, акселерометрів і помилок визначення широти і показано, що результати калібрування дозволяють компенсувати похибки ІВМ, і отже, призводять до підвищення точності проведення ГК.

ОСНОВНІ МЕТОДИ КАЛІБРУВАННЯ БІНС

У статті [5] розглядається спосіб визначення калібрувальних коефіцієнтів з використанням математичної моделі похибок (ММП) БІНС. Запропонований спосіб заснований на здійсненні за допомогою калібрувального столу послідовності поворотів системи в потрібні фіксовані положення з наступним обчисленням калібрувальних коефіцієнтів.

Ідея використання ММП БІНС при калібруванні полягає в знаходженні способу, за допомогою якого по виміряних вихідним сигналами системи можна визначити калібрувальні коефіцієнти ІВ. Реалізація такого способу стала можливою з появою калібрувальних нахило-поворотних столів, які визначають орієнтацію БІНС з точністю до 2-3".

У статті [6] розглянуто комплексний підхід до автономного калібрування безплатформенного інерціально-вимірювального блоку (ІВБ), що поєднує методи передстартової і траєкторної калібровки і враховує особливості застосування безпілотного літального апарату наземного базування.

На основі прийнятої ММП ІВБ проведена оцінка впливу цих похибок на точність навігації безпілотного літального апарату. Показано що в результаті комплексного підходу вдається не тільки оцінити сумарні систематичні (при передстартовій калібровці) похибки ІВБ, але і знайти на ділянці траєкторії з відсутністю уявного прискорення окремі їх складові: зміщення нульового сигналу і відхилення масштабних коефіцієнтів акселерометрів.

Запропоновано алгоритми корекції зчислення координат і швидкості безпілотного літального апарату на величини накопичених до моменту, закінчення траєкторного калібрування, похибок ІВБ і алгоритми корекції параметрів орієнтації.

–У статті [7] розглянута процедура калібрування БІНС будь-якого класу точності, в якій здійснюється визначення коефіцієнтів ММП датчиків первинної інформації, встановлених в системі. Повнота даної ММП базується на можливості найбільш точного передбачення поводжень вихідних сигналів датчиків, а також точності обладнання, що використовувалося в процесі калібрування. Надмірне ускладнення і розширення ММП чутливих елементів

навігаційної системи за відсутності методів їх надійного детектування може не тільки не збільшити точність навігаційної системи в процесі її експлуатації, а й навпаки зменшити.

У даній статті описується методика визначення постійних і незмінних протягом тривалого періоду часу зсувів сигналів датчиків кутової швидкості, що входять до складу БІНС. Оцінка зазначених зсувів буде проводитися з використанням традиційного інерціального навігаційного алгоритму, в структурну схему якого введені коригувальні зворотні зв'язки, що дозволяють виділити та ідентифікувати похибки датчиків первинної інформації.

ВИСНОВКИ

Були розглянуті різні джерела з описом методів та алгоритмів пов'язаних з кінцевою точністю ІНС. Для підвищення точності БІНС автори використовують різні методи: об'єднання двох методів калібрування, використання стендів різних вимірів, розширення ММП ІНС, використання різних режимів калібрування та інше.

Зауважено, що результати калібрування дозволяють компенсувати похибки ІВМ, і отже, призводять до підвищення точності проведення процедури ГК, яка необхідна при початковій виставці БІНС.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Park, H. W., Lee, J. G., & Park, C. G. (1995). Covariance analysis of strapdown INS considering gyrocompass characteristics. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 31(1), 320-328. DOI: 10.1109/7.366314

2. Johnson, C., Ohlmeyer, E., & Pepitone, T. (2000, August). Attitude dilution of precision-a new metric for observability of inflight alignment errors. In 18th Applied Aerodynamics Conference (p. 4277). DOI: 10.2514/6.2000-4277

3. Yu, M. J., Lee, J. G., & Park, H. W. (1999). Comparison of SDINS in-flight alignment using equivalent error models. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 35(3), 1046-1054. DOI: 10.1109/7.784073

4. Avrutov, V. V., Buhaiov, D. V., & Meleshko, V. V. (2017, October). Gyrocompassing mode of the attitude and heading reference system. In Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD), 2017 IEEE 4th International Conference (pp. 134-138). IEEE. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308793

5. Николаев, С. Г. (2009). Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Известия высших учебных заведений. Приборостроение, 52(7).

6. Лебедева М.А., Новиков А.И., Шумакова Н.Н. (2010). Комплексный подход к автономной калибровке и выставке бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата наземного базирования. Гироскопия и Навигация, №2(69).

7. Пазычев, Д. Б. (2011). Балансировка бесплатформенной инерциальной навигационной системы среднего класса точности. Наука и образование: научное издание МГТУ им. НЭ Баумана, (03).

Наук. Керівник: к.т.н., доц. Аврутов В.В.

Додаток В

ISSN 1810-0546

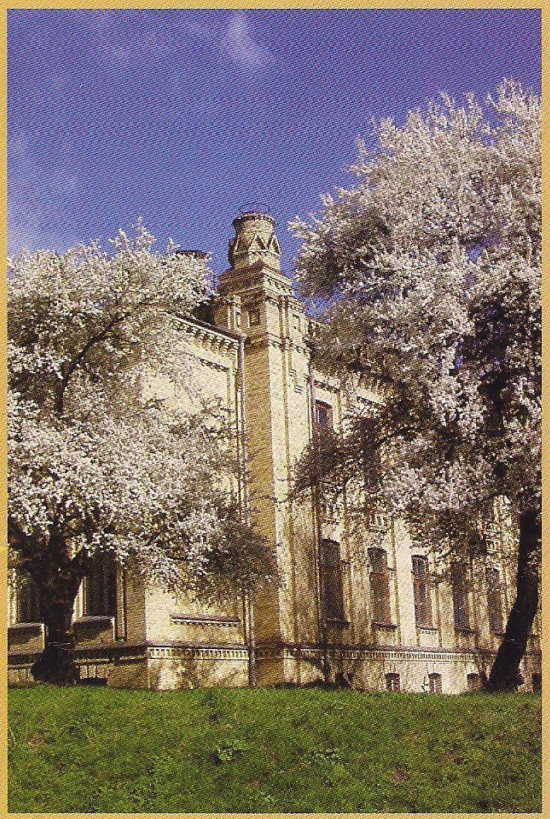
НАУКОВІ ВІСТІ

2018 • 1

RESEARCH BULLETIN

OF THE NATIONAL TECHNICAL UNIVERSITY OF UKRAINE «KYIV POLYTECHNIC INSTITUTE»

НАЦІОНАЛЬНОГО ТЕХНІЧНОГО УНІВЕРСИТЕТУ УКРАЇНИ «КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»



ТЕХНІЧНІ НАУКИ

•

ENGINEERING

Зміст

Енергетика та нові енергогенеруючі технології

Безродний М.К., Притула Н.О., Ословський С.О. Термодинамічна ефективність теплонасосної схеми опалення з використанням теплоти ґрунту і стічних вод 7

Інформаційні технології, системний аналіз та керування

Bidyuk P.I., Overmyer S.P., Prosyankina-Zharova T.I., Terentiev O.M. Methodology of Modeling and Forecasting Nonlinear Processes in Finances 15

Шликов В.В. Метод цифрової обробки відеоданих термограм при операціях на відкритому серці з фільтрацією візуальних фонів міокарда 26

Приладобудування та інформаційно-вимірювальна техніка

Аврутов В.В., Бугаев Д.В., Мелешко В.В. Начальная выставка курсовертикали 38

Вонсевич К.П., Безуглий М.О., Гапонюк А.О. Оцінювання часових характеристик електроміограми функціональних рухів кисті руки для інтуїтивного керування біонічним протезом..... 45

Пінчук Б.Ю., Колобродов В.Г., Тягур В.М. Просторове розділення системи дистанційного зондування при зміні кута візування 54

Поздняков Д.В. Закономірності впливу розмірів великогабаритних дзеркал для дистанційного зондування Землі на вибір типу їх полегшення 65

Янчевський І.В., Комада П., Стельмах Н.В., Литвиненко Д.М. Контактна задача для кривошипно-планетарного редуктора 73

Хімічні технології

Барбаш В.А., Трембус І.В., Сиротюк С.В. Спосіб одержання мікрокристалічної целюлози із волокон конопель 81

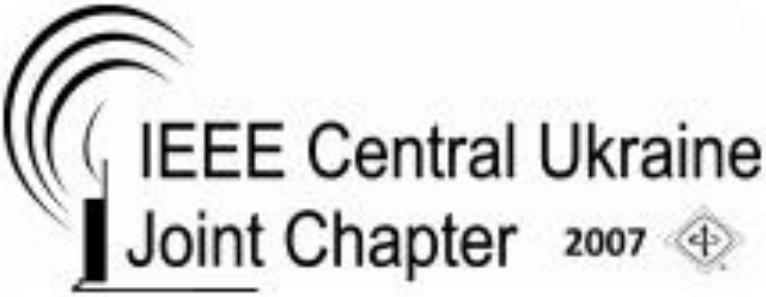
Лучейко І.Д., Лучейко І.І., Коцюрко Р.В. Аналітичне визначення раціонального часу експлуатації каталізатора послідовної реакції в ізотермічному реакторі ідеального витиснення.... 88

Автори номера..... 97

Додаток Г

IEEE Ukraine Section SP/AES Societies Joint Chapter

National Aviation University



2017 IEEE 4th International Conference

Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD)

Proceedings

October 17-19, 2017
Kyiv, Ukraine

IEEE Catalog Number: CFP1729V-PRT
ISBN: 978-1-5386-1816-5

Table of Contents

Attitude Determination VIA Geometric Approach
L. Ryzhkov 84

Correction of Quality of Control Systems of Remotely Controlled Aerial Vehicles
A.K. Ablesimov, M.A. Pylypenko, A.M. Ryabokonev, K.A. Adamchuk 88

Decision Making by Remotely Piloted Aircraft System's Operator
T. Shmelova, Y. Sikirda, Y. Kovalyov 92

Synthesis of Optimal Multi-step Control Algorithms by UAVs based on Differential-and-Game Approach
A. Gusynin, O. Yarovoy, Ju. Antonova-Rafi, I. Khudetskyy 100

A Fault Tree of Unmanned Aircraft Systems for Military Applications
V.O. Shlapatskyi, Yu.O. Kamak, O.V. Andriyenko, V.A. Zharakhov, I.O. Domanov, V.V. Loginov 104

Dynamic Models of Decision Support Systems for Controlling UAV by Two-Step Variational-Gradient Method
O.V. Barabash,N.B. Dakhno, H.V. Shevchenko, T.V. Majsak 108

Developing of WIMP Interfaces on Critical Platforms for Automatic Flight Control System of UAV
D.A. Prosvirin, V.P. Kharchenko 112

Identification of Unmanned Aerial Vehicle Flight Situation
V.P. Kharchenko, N.S. Kuzmenko, I.V. Ostroumov 116

On Reliability of Log-Spectral Distortion Measure in Speech Quality Estimation
A. Prodeus, I. Kotvytskyi 121

Overclocking Algorithms for SINS
P.M. Akimenko, V.V. Avrutov, Yu.F. Lazarev, P. Henaff, L. Ciarletta 125

Modelling of Inertial Sensors in UAV Systems
O.A. Sushchenko, Y.V. Beliavtsev 130

Gyrocompassing Mode of the Attitude and Heading Reference System
V.V. Avrutov, D.V. Buhaiov, V.V. Meleshko 134

Methods for Determining the weight and the Center of Gravity of UAV
S. Osadchiy, G. Tymoshenko 139

Theoretical Basis of an Ion Marker Method for Monitoring of the UAV External Contour in Flight
V. Kazak, A. Babenko, I. Zharin, D. Shevchuk 143

Advanced UAV Landing System Based on Polarimetric Technologies
A.E. Klochan, A. Al-Ammouri, Hafed I.S. Abdulsalam 147

Session C. UAV Equipment

Analysis of Informativity of Anomalous Geomagnetic Field Databases for Aided UAV Navigation
M. Mukhina, G. Babeniuk 151

Use of Non-Normalized Fuzzy Sets Membership Functions in Automated Control Tasks
A. Gaisha, E. Gaisha 155

Estimation of the Communication Range and Bandwidth of UAV Communication Systems
R. Odarchenko, O. Polihenko, L. Kharlai, O. Thalich 159

Protection of Direct Current Circuits of Unmanned Aerial Vehicle by Screen
Ye.I. Gabrousenko, V. Pilinsky, V. Lazebnyi 163

Estimation of Functional Stability of Special Purpose Networks Located on Vehicles
D. Obidin, V. Ardelyan, N. Lukova-Chuiko, A. Musienko 167

Digital Temperature Measuring Device for Use on Unmanned Aerial Vehicles
E.A. Bekirov, M.M. Asanov 171