

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Приладобудівний факультет

Кафедра комп'ютерно-інтегрованих оптичних та навігаційних систем

«На правах рукопису»

УДК 621:537

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ Надія БУРАУ
(підпис)

«_____» _____ січня _____ 2024 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою

**«Комп'ютерно-інтегровані технології та системи в приладобудуванні»
зі спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
на тему:**

«Підвищення точності безплатформової курсовертикалі»

Виконав:

студент II курсу, групи ПГ-21мп

Даниленко Андрій Володимирович

(підпис)

Науковий керівник:

к.т.н., ст. викладач

Сапегін Олександр Миколайович

(підпис)

Консультант з розроблення стартап-проекту:

д.е.н., проф., завідувач кафедри економічної кібернетики

Бояринова Катерина Олександрівна

(підпис)

Рецензент:

к.т.н., доцент кафедри комп'ютерно-інтегрованих технологій

виробництва приладів

Шевченко Вадим Володимирович

(підпис)

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

Студент _____
(підпис)

Київ – 2024 р.

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

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 151 – Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології

Освітньо-професійна програма – Комп'ютерно-інтегровані системи та технології в приладобудуванні

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____Надія БУРАУ

«___»_____20__р.

**ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студента
Даниленку Андрію Володимировичу**

1. Тема дисертації «Підвищення точності безплатформової курсовертикалі», науковий керівник дисертації Сапегін Олександр Миколайович, кандидат технічних наук затверджені наказом по університету від «___»20____р. №
2. Термін подання студентом дисертації «__» січня 2024 р.
3. Об'єкт дослідження: процес визначення орієнтації безплатформовою курсовертикаллю.
4. Предмет дослідження: впровадження комплементарного фільтра та методів інтегрування кінематичного рівняння високої точності у алгоритм курсовертикалі.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 1. Огляд сучасних засобів визначення кутової орієнтації. Вибір інерціального вимірювального модуля.
 2. Розробка алгоритмічного та програмного забезпечення системи безплатформної курсовертикалі.
 3. Проведення випробувань.
6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу презентація
7. Орієнтовний перелік публікацій 1) A. Danilenko. Complementary filter implementation to AHRS algorithm / Danilenko A., Sapelin O. // 36. пр. XIX всеукраїнської наук.-практ. конф. студентів, аспірантів та молодих вчених «Ефективність та автоматизація інженерних рішень у приладобудуванні» – Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 20-21 грудня. – 2023. – С. 23-26.

8. Консультанти розділів дисертації*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видала	завдання прийняла
Розробка стартапу «Підвищення точності безплатформової курсовертикалі»	завідувач кафедри економічної кібернетики, д.е.н., проф. Бояринова К.О.		

9. Дата видачі завдання 20 жовтня 2023.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Опрацювання матеріалів за темою дисертації	20-30 вересня	
2	Розробка алгоритмічного забезпечення	21 вересня - 30 жовтня	
3	Розробка програмного забезпечення	1-30 листопада	
4	Проведення випробувань	1 грудня – 19 грудня	
5	Оформлення пояснювальної записки	20 грудня – 8 січня	

Студент

(підпис) _____

Андрій ДАНИЛЕНКО

(ініціали, прізвище)

Науковий керівник дисертації

(підпис) _____

Олександр САПЕГІН

(ініціали, прізвище)

АНОТАЦІЯ

Магістерська дисертація виконана на 99 сторінках, в ній використано 30 ілюстрацій, 26 таблиць, 2 додатки та 27 використаних джерел.

В роботі проаналізовано і розглянуто сучасні пристрої визначення орієнтації об'єкта. Обрано фільтр, що впроваджено в алгоритм для підвищення визначення точності кінематичних параметрів. Апаратно обрано бюджетний інерціальний вимірювальний модуль MPU6050 та мікроконтролер Arduino.

В ході виконання роботи було розроблено програмне та алгоритмічне забезпечення для безплатформової курсовертикалі основане на використанні інтегрування кватерніонного рівняння другого порядку точності.

Було проведено експерименти з датчиками із застосуванням покращень програмного та алгоритмічного забезпечень.

Дійсне значення отриманих результатів в ході роботи над магістерською дисертацією полягає в розробці алгоритмічного та програмного забезпечення із застосуванням методу інтегрування кватерніонного рівняння другого порядку високої точності задля знаходження кінематичних параметрів курсовертикалі, побудованої на мікроелектромеханічних датчиках. Перевірено та підтверджено роботоспроможність розробленої системи на основі інерціального вимірювального модкля MPU6050.

В роботі демонструється, що інерціальні навігаційні прилади та прилади визначення орієнтації в наш час знаходяться на стадії швидкісного розвитку. Через зростання рівня точності безплатформових систем, бюджетності чутливих елементів низької та середньої точності та розвиток мікроелектромеханічних систем область застосування інерціальних вимірювальних модулів поступово росте. Зважаючи на те, що розвиток безплатформових систем орієнтації та навігації є швидким, стандартні алгоритми і методи для роботи в області інерціальної навігації підлягають перегляду і модернізації.

Розглянутий в роботі комплементарний фільтр є відносно простим для реалізації, але здатен значно підвищити точність отримуваних результатів за малих вкладень. Додатковою перевагою є те, що при збільшенні бюджету є можливість замінити датчик на більш точний зі збереженням того самого алгоритму.

Ключові слова: орієнтація, комплементарний фільтр, мікроелектромеханіка, курсовертикаль.

ABSTRACT

The master's thesis consists of 99 pages, it uses 30 illustrations, 26 tables, 2 appendices and 27 used sources.

The paper analyzes and considers modern devices for determining the orientation of an object. A filter implemented in the algorithm was selected to increase the accuracy of determining the kinematic parameters. The budget MPU6050 inertial measurement module and an Arduino board were selected as hardware.

In the course of the work, software and algorithmic support for the platform-free course vertical was developed thanks to the application of the integration of the quaternion equation of the second order of accuracy. Experiments were conducted with sensors using software and algorithm improvements.

The real value of the results obtained during the work on the master's thesis consists in the development of software using the method of integrating the quaternion equation of the second order of high accuracy to find the kinematic parameters of the course vertical built on microelectromechanical sensors. The performance of the developed system based on the MPU6050 sensor was tested and confirmed.

The paper demonstrates that inertial navigation devices and orientation determination devices are currently at the stage of rapid development. Due to the increase in the level of accuracy of platformless systems, the budget of sensitive elements of low and medium accuracy, and the development of microelectromechanical systems, the field of application of inertial measuring modules is gradually growing. Considering the fact that the development of platformless navigation and orientation systems is fast, standard algorithms and methods for work in the field of inertial navigation are subject to revision and modernization.

The complementary filter considered in the work is relatively simple to implement, but it is able to significantly increase the accuracy of the results obtained

with small investments. An additional advantage is that when the budget increases, it is possible to replace the sensor with a more accurate one while maintaining the same algorithm.

Key words: attitude, complementary filter, microelectromechanical, attitude heading reference system.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	10
ВСТУП	11
РОЗДІЛ 1. АНАЛІТИЧНО-ІНФОМАЦІЙНИЙ ОГЛЯД СТАНУ СУЧАСНИХ СИСТЕМ ОРІЄНТАЦІЇ ТА КУРСОВЕРТИКАЛЕЙ	14
1.1 Інерціальні системи орієнтації. Принципи роботи	14
1.2 Безплатформові курсовертикалі.....	16
1.3 Чутливі елементи	17
1.4 Алгоритми безплатформових інерціальних систем.....	27
1.5. Огляд літератури за темою дослідження	30
Висновки до Розділу 1	33
РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА ПРОГРАМНО-АЛГОРИТМІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ КУРСОВЕРТИКАЛІ	35
2.1 Визначення орієнтації за допомогою якобіана	35
2.2 Визначення орієнтації за допомогою кватерніона	36
2.3 Алгоритм орієнтації на основі векторних вимірювань.....	39
2.4 Алгоритм орієнтації, базований на сигналах кутових швидкостей	42
2.5 Компенсація зміщення нуля мікромеханічного гіроскопа.....	43
2.6 Чисельне інтегрування кватерніонного рівняння	50
2.7 Вибір апаратного забезпечення курсовертикалі.....	51
2.7 Калібрування блоку чутливих елементів	54
2.8 Програмне забезпечення курсовертикалі.....	61
2.9 Результати проведених експериментів	64
Висновки до Розділу 2	69
РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА СТАРТАПУ «ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ БЕЗПЛАТФОРМОВОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ».....	70
3.1 Ідея проекту та технологічний аудит стартап-проекту.....	70
3.2 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	73
3.3 Розробка ринкової стратегії стартап-проекту	80
3.4 Розробка маркетингової програми та бізнес моделі стартап-проекту	83

Висновки до Розділу 3	88
ВИСНОВКИ.....	90
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	91
ДОДАТОК А.....	95
ДОДАТОК Б	97

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

БІСО – безплатформова інерціальна система орієнтації
БІНС – безплатформова інерціальна навігаційна система
ДКШ – датчик кутової швидкості
ІВМ – інерціальний вимірювальний модуль
ЛА – літальний апарат
БПЛА – безпілотний літальний апарат
ВОГ – волоконно-оптичний гіроскоп
КЛГ – кільцевий лазерний гіроскоп
МЕМС – мікроелектромеханічна система
ММА – мікромеханічний акселерометр
ММГ – мікромеханічний гіроскоп
ЧЕ – чутливий елемент
СНС – супутникова навігаційна система
СК – система координат
АЦП – аналого-цифровий перетворювач
ШІМ – широтно-імпульсний модулятор
ОДГ – оптична ділильна головка

ВСТУП

Обґрунтування актуальності теми дослідження: сучасний розвиток авіації, робототехніки та безпілотних систем навігації висуває все більш високі вимоги до точності визначення орієнтації та навігації об'єктів у тривимірному просторі. Одним із ключових аспектів, що впливають на успішне функціонування таких систем, є точність оцінки курсовертикалі – параметра, що визначає орієнтацію об'єкта щодо вертикальної осі.

Досягнення науки останніх десятиліть дають розробникам можливість впроваджувати найбільш передові технології в людське повсякденне життя. Одночасно з цим ростуть і вимоги до точності вимірювання сучасних приладів. Розвиток авіа- та робототехніки, навігаційних систем та систем орієнтації потребує все більшої точності визначення параметрів об'єктів у тривимірному просторі. Одним з ключових приладів, що нині беруть участь у точному визначенні орієнтації об'єкта відносно географічної системи координат, є курсовертикаль.

Багато десятиліть фахівці в галузі навігації та авіації стикаються з викликом покращення точності роботи курсовертикалі, оскільки навіть найменші похибки у цьому параметрі можуть вплинути на навігацію, стабілізацію та безпеку в цілому. Низька прецизійність може призвести до помилок у маршрутуванні, затруднень в автоматичному керуванні, а також загрожувати безпеці та життю людини.

Історично, прецизійність показів курсовертикалі досягалася за допомогою різних методів та датчиків, таких як гіроскопи та акселерометри. Проте кожен із цих методів має свої обмеження та недоліки. Гіроскопи, наприклад, схильні до дрейфа, який накопичує помилку з часом. Акселерометри можуть бути чутливими до вібрацій і можуть давати неточні вимірювання при зміні швидкості. Не варто забувати й про магнітне поле Землі, яке теж вносить свої небажані корективи до роботи датчиків.

Останнім часом додавання до курсовертикалей фільтрів стало популярним методом поліпшення точності оцінки курсовертикалі. Цей метод дозволяє комбінувати дані різних датчиків з метою мінімізації похибок і забезпечення більш точної оцінки орієнтації. Незважаючи на значні успіхи, існує необхідність подальшого дослідження та оптимізації фільтрів з урахуванням конкретних вимог різних систем навігації, автоматичного управління та умов середовища використання.

Завдання і мета дослідження: метою даної магістерської дисертації є огляд інерціальних систем орієнтації, курсовертикалей, існуючих методів підвищення їх точності з використанням фільтрів, а також дослідження їх ефективності та можливих областей застосування. Дана робота також ставить перед собою завдання виявити перспективи та напрямки подальших досліджень у цій галузі з метою розробки більш точних та надійних систем навігації та орієнтації, а також створення високоточної системи визначення орієнтації об'єкта на базі курсовертикалі та розробленого програмного забезпечення.

Об'єкт дослідження: процес визначення орієнтації безплатформовою курсовертикаллю.

Предмет дослідження: впровадження комплементарного фільтра та методів інтегрування кінематичного рівняння високої точності у алгоритм курсовертикалі.

Методи дослідження: методи інерціальної навігації, метод найменших квадратів.

Наукова новизна полягає у впровадженні методу Пікара інтегрування кватерніонного рівняння орієнтації другого порядку у алгоритм безплатформової курсовертикалі.

Практична цінність отриманих результатів: розроблено програмне забезпечення для мікромеханічної курсовертикалі, що ґрунтується на використанні комплементарного фільтра і високоточному алгоритмі чисельного інтегрування кінематичного рівняння.

Апробація: основні результати дослідження обговорювалися на XIX Всеукраїнській науково-практичній конференції студентів, аспірантів та молодих вчених, присвячена до 125-річчя КПІ ім. Ігоря Сікорського «Ефективність та автоматизація інженерних рішень у приладобудуванні».

Публікації:

A. Danilenko. Complementary filter implementation to AHRS algorithm / Danilenko A., Sapelin O. // 36. пр. XIX всеукраїнської наук.-практ. конф. студентів, аспірантів та молодих вчених «Ефективність та автоматизація інженерних рішень у приладобудуванні» – Київ, КПІ ім. Ігоря Сікорського, 20-21 грудня. – 2023. – С. 23-26.

РОЗДІЛ 1. АНАЛІТИЧНО-ІНФОРМАЦІЙНИЙ ОГЛЯД СТАНУ СУЧАСНИХ СИСТЕМ ОРІЄНТАЦІЇ ТА КУРСОВЕРТИКАЛЕЙ

1.1 Інерціальні системи орієнтації. Принципи роботи

Після завершення Другої Світової війни (1945 р.) вчені зі всієї планети були впевнені і згодні як мінімум в одному – у неминучій необхідності руху в напрямку модернізації систем, що дозволяють краще опановувати повітряний простір. Однак, ця задача потребує великих досліджень і вкладення ресурсів у розробку відповідних систем, що забезпечували б людей, що керують літальними апаратами (ЛА) або космічними літальними апаратами (КЛА), дуже точною і надійною інформацією про їх поточне положення у просторі, а також надійними даними про поточні параметри їх руху.

Після початку розробки у 1955 році нового типу обладнання для навігації – інерціальної навігаційної системи (ІНС) ця проблема почала поступово вирішуватись. Але лише з поступовим розвитком у сферах оптичних технологій та радіотехніки з'явилася можливість додати до ІНС оптику та різноманітні радіосистеми, а також (завдяки прогресу у виготовленні мікроелектромеханічних систем (МЕМС)) було створено новий вид ІНС. Цей підвид отримав назву безплатформова інерціальна навігаційна система (БІНС) і його особливістю стало те, що стало реальним розмістити прямо на корпусі приладу усі чутливі елементи (ЧЕ).

До головних переваг варто віднести зменшення загальної ваги системи, краща надійність, оптимізацію споживання електроенергії, нижчу вартість та простіший ремонт та експлуатацію. До складу такої навігаційної системи входять акселерометри, що дають дані про лінійне прискорення і ДКШ (датчики кутової швидкості), що постачають дані про відцентрове прискорення. За допомогою цієї системи визначають те, наскільки система координат, що пов'язана з корпусом приладу, відхиляється від пов'язаної з Землею системи координат (СК). Таким чином, отримуються орієнтаційні

кути: курс, крен і тангаж. Широту, довготу і висоту (лінійне відхилення координат) визначають за допомогою інтегрування даних з акселерометрів [1].

На шляху розробки безплатформних систем орієнтації та навігації виникають значні технічні виклики. Головні з них включають необхідність створення гіроскопів та акселерометрів, які можуть забезпечити точність вимірювань в широкому діапазоні зміни вхідних параметрів та в важких умовах, наприклад, на корпусі літака. Також потрібно велику кількість обчислень для аналітичного моделювання опорної системи координат і перетворення сигналів від акселерометрів та гіроскопів. Іншими важливими завданнями є розробка методів початкової орієнтації та калібрування безплатформних систем орієнтації.

Порівнюючи платформні та безплатформові системи орієнтації та навігації, можна зазначити, що платформні ІНС менш чутливі до загальних джерел помилок. Це через те, що гіроскопи та акселерометри, розташовані на платформі, досить добре ізольовані від впливу різних збурювань. Вони також мають високу надійність і забезпечують прийнятну точність навігації, яка виражена у погрішностях на рівні кількох кілометрів за годину польоту. Незважаючи на складнощі, які були вище згадані, безплатформові системи орієнтації та навігації активно розвиваються і успішно використовуються в різних сферах, конкуруючи з системами платформного типу за кількома ключовими показниками.

Сьогодні найперспективнішими системами у навігації є безплатформові інерціальні системи орієнтації (БІСО) або безкарданні курсовертикалі (БКВ).

Через наявність гіроскопів, що побудовані на сучасних фізичних принципах, такі системи не мають потреби у платформі, тому, власне, вони й звуться безплатформовими.

1.2 Безплатформові курсовертикалі

На сьогоднішній момент курсовертикалі знаходять своє застосування здебільшого у сфері авіації. Їх широко використовують в навігаційних системах літальних апаратів (ЛА) як датчики курсу, крену та тангажу. В загальному вигляді курсовертикаль представляє з себе виріб, що має у складі акселерометри, три гіроскопа та магнітометри.

Курсовертикаль надає кутові дані про різницю між ГСК та зв'язаною з нею системою координат (СК). Осі, як правило, відповідні наступним чином: X – перпендикулярна до бічної осі вісь ЛА або іншого транспорту, на який встановили курсовертикаль, Y – відповідає вертикальній, а Z – повздовжній.

Варто зазначити, що хоч за допомогою курсовертикалі можна вимірювати кути між «платформовою» СК, що збігається з географічною коли курсовертикаль лише починає свою роботу, і зв'язаною, однак не об'єднаною разом із нею відносно інерціальної СК. Саме тому для корекції необхідно надавати курсовертикалі дані про поточні довготу, широту та висоту засобу на який встановили прилад. З використанням цих даних можливо зробити адекватне перетворення від платформової СК до географічної СК.

Головна відмінність між курсовертикалю та інерційним вимірювальним модулем (ІВМ або ІМУ з англ. inertial measurement unit) є наявність в ній спеціальної бортової системи обробки, що представляє дані про курс і положення. На відміну від курсовертикалі, ІВМ передає показання датчиків на окремий пристрій, що обраховує курс та положення. При синтезі датчиків дрейф через інтеграцію гіроскопів можливо скомпенсувати за допомогою опорних векторів – магнітного поля Землі та гравітації. Таким чином отримуються значення орієнтації з відсутнім дрейфом, а це, в свою чергу, робить курсовертикаль доречнішою у плані економічної ефективності у порівнянні з високоякісними ІВМ, що можуть інтегрувати дані лише з гіроскопами і покладаються на високій рівень стабільності зміщення

гіроскопічних елементів. Курсовертикаль може не тільки визначати поточну орієнтацію, а й бути складовою ІНС.



Рисунок 1.1 Авіагоризонт

Апаратно курсовертикаль часто реалізують як датчик курсу і гіровертикаль. Датчик курсу також базується, як правило, на основі гіроскопу (інколи коригований показаннями інших датчиків таких як приймач глобальної системи позиціонування — GPS). Гіровертикаль складається з мікроелектромеханічних (MEMS) або твердотільних систем гіроскопів, що призначаються для того, аби замінити застарілих механічних льотних гіроскопів.

1.3 Чутливі елементи

У складі інерціальних вимірювальних модулів БІНС зазвичай використовують ДКШ (датчики кутової швидкості) з акселерометрами. ДКШ можуть базуватись на різних фізичних принципах роботи: від двоступеневого поплавкового або динамічно налаштованого гіроскопа до ТХГ (твердотільно хвильового), оптичного або мікромеханічного гіроскопа. Від вибору конкретного гіроскопа у майбутньому буде залежати точність безплатформової інерціальної системи орієнтації. Мова йде про такі характеристики як нестабільність дрейфу та вимірюваний діапазон. Покази з акселерометрів

зазвичай використовують лише задля корекції системи та її початкової виставки. Саме тому вони мають дуже незначний вплив на кінцеву точність БІСО.

Двоступеневий поплавковий гіроскоп

Гіротахометри (ГТ) або ДКШ слугують для визначення абсолютної кутової швидкості основи. Такі вимірювачі інерціальні. Це означає, що вони не потребують зв'язку з середовищем відносно до котрого основа здійснює обертання. Їх основою став поплавковий двоступеневий гіроскоп, хоч в перших безплатформових системах і використовували різні датчики, але саме ці гіроскопи стали одними з перших [2].

Під час створення та концептуалізації кутової швидкості по вісь чутливості, виникає гіроскопічний момент, який впливає на гіромотор. Цей момент призводить до обертання гіромотору навколо вимірювальної осі, пропорційно величині кутової швидкості. Важливою особливістю будови гіромотору є те, що гіродвигун у двоступеневому датчику розташований всередині герметичної камери, яка занурена у спеціальну рідину. Це знижує поріг чутливості пристрою, розподіляє навантаження на підшипники опори гірокамери та зменшує момент сил сухого тертя.

Зазвичай використовується зворотній зв'язок через компенсаційні датчики, які використовують "електричну пружину" для створення моменту, рівного гіроскопічному. Для цього потрібна напруга, що залежить від спроектованої абсолютної кутової швидкості на вісь чутливості ДКШ.

Найпоширеніші двоступеневі ДКШ зазвичай мають діапазон вимірювання кутової швидкості від 10^{-1} до 10^2 град./с. Проте існують також тахометри, здатні вимірювати кутові швидкості, подібні до швидкості обертання Землі, в межах від 10^{-4} до 10^{-5} 1/с [1, 3].

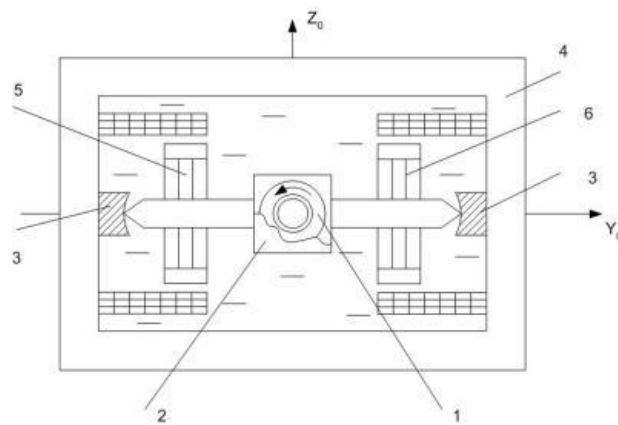


Рис.1.2 Схема поплавкового гіроскопа

Нижче представлені фото (Рис.1.3) сучасного прикладу високоточного поплавкового гіроскопа та його характеристики (Таблиця 1) [4].



Рис.1.3 Високоточний поплавковий гіроскоп ER-RG-6

Таблиця 1 Технічні характеристики ER-RG-6

Параметр	Значення
Назва	ER-RG-6
Живлення двигуна	14В 1200Гц двофазний синусоїдальний
Живлення відповідача	7В 9600Гц однофазний синусоїдальний
Час запуску	≤ 30 с
Діапазон вимірювання	$\pm 90^\circ/\text{с}$
Поріг	$\leq 0.002^\circ/\text{с}$

Роздільна здатність	$\leq 0.002^{\circ}/\text{с}$
Нуль (при нормальній температурі)	$\leq 0.04^{\circ}/\text{с}$
Зміна при високій і низькій температурі	$\leq 40\text{мВ}$
Стабільність нуля	$\leq 0.008^{\circ}/\text{с}$
Похибка нуля у шести положеннях	$\leq 0.03^{\circ}/\text{с}$
Коефіцієнт шкали	$\geq 100\text{мВ}/(^{\circ}/\text{с})$
Лінійність	$\leq 0.2\%$
Температурний режим	$-55\sim+70^{\circ}\text{C}$
Вібрація	$0.12\text{Г}^2/\text{Гц}$
Удар	60г
Розміри	$\Phi 25.4 \times 61\text{ мм}$
Вага	$\leq 150\text{г}$

Твердотільний хвильовий гіроскоп

Досить перспективним ДКІШ можна назвати ТХГ (твердотільний хвильовий гіроскоп).

В якості чутливого елемента у ТХГ виступає резонатор – досить тонка оболонка циліндричної або напівсферичної форми, що кріпиться на циліндричний стрижень. У якості матеріалів резонатора обирають ті, що вирізняються високою добротністю та ізотропією, такі як кварц або синтетично виготовлений сапфір. ТХГ може бути характеризований як високоточний гіроскоп з простою конструкцією. Випадковий дрейф ТХГ має діапазон від 0,001 до 0,01 град/год. Є певні вимоги, що мають бути виконані, щоб досягти достатньої точності, такі як використання характеристично стабільних матеріалів та застосування певної математичної моделі, що описуватиме залежності вимірюваних параметрів. Не останню роль мають і

системи генерації з високою надійністю, системи, що забезпечують підтримку коливанням резонатора, системи збору даних та неперервна корекція і контроль метрологічних показників приладу [5].

Звісно, що побідна реалізація гіроскопів матиме і свої мінуси:

- добротність резонатора з часом зменшується за рахунок металізації поверхонь (як зовнішньої, так і внутрішньої);
- поверхня резонатора постійно знаходиться під напругою, через це утворюються струми витоку між електродами, як результат – з'являються нові додаткові складові дрейфу;
- точність вимірювань знижується через встановлення датчиків на верхній чи нижній основі поверхні напівсферичного резонатора, де коливання за амплітудою набагато менші, ніж у кромки резонатора;



Рис. 1.4 Твердотільний хвильовий гіроскоп

Кільцевий лазерний гіроскоп

Кільцевий лазерний гіроскоп або КЛГ є одним з найпопулярніших ДКШ для застосування у інерціальних навігаційних системах [6, 7].

Ефект Саньяка є фізичним принципом на якому базується робота кільцевого лазерного гіроскопа. У резонаторі відбувається генерація двох

лазерних променів і, якщо наявне обертання, генеруються різночастотні хвилі для обходу за різними напрямки через різну довжину резонатора, що викликано обертанням основи.

Резонатор може бути достатньо складної структури, але зазвичай він реалізований у КЛГ у кільцевій формі з 3-4 дзеркалами, але бувають і більш складні імплементації цього пристрою. За розмірами КЛГ варіюються від всього кількох сантиметрів до кількох метрів. Така велика різниця залежить від обраного формату виконання, так як кільцевий лазерний гіроскоп може бути як у форматі моноблоку, так і складатись з окремих частин.

Промені, що генеруються та посилюються в порожнині КЛГ, без зупинок циркулюють по резонатору в протилежному напрямку відносно один одного. Вузли і пучності стоячої хвилі, що генерується і підтримується в лазерному гіроскопі, в ідеальних умовах поєднані з інерціальною системою відліку. Якщо у гіроскопі відсутнє обертання у кільцевому контурі по відношенню до системи відліку, тоді положення пучностей і вузлів не змінюється, а при зчитуванні інтерференційних смуг, що по ним пробігають, фотоприймачі визначають кут повороту при обертанні резонатора [8].

Математично площа поверхні пропорційна чутливості КЛГ і обмежена лазерними променями. Чутливість може бути порядку 15 град./с та навіть меншою. Нестабільність зміщення нуля у КЛГ варіюється у діапазоні 0,005 град./год - 0,02 град./год.

У кільцевих лазерних гіроскопів, а також у волоконно-оптичних гіроскопів (ВОГ) є особливість – характерний вихідний сигнал. Вони можуть надавати дані на інтервалі опитування гіроскопа про приріст кута (квазікоординати), або ж значення проекції кутової швидкості на ось чутливості виробу [9]. Нижче представлені фото (рис. 1.5) та характеристики (Таблиця 2) сучасного КЛГ виробництва МН Tech [10].

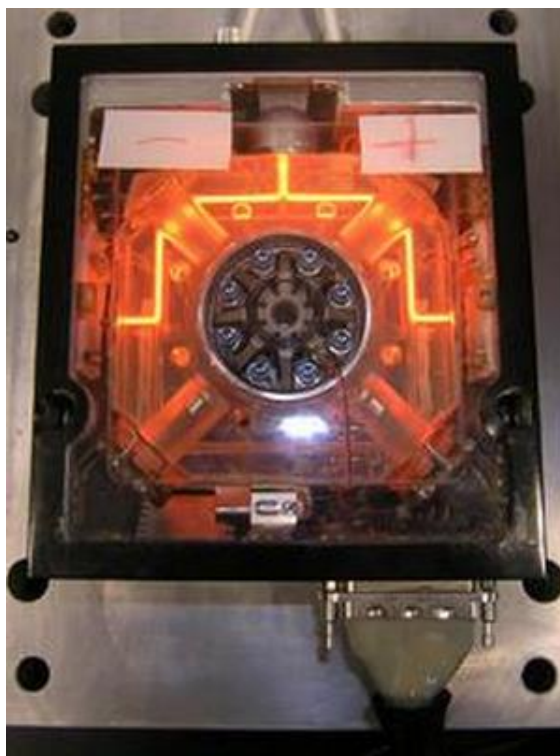


Рис. 1.5 Кільцевий лазерний гіроскоп МН-JG111D

Таблиця 2 Технічні характеристики КЛГ МН-JG111D

	Параметр	Клас точності		
		Клас Т	Клас А	Клас В
1	Постійне зміщення	$\leq \pm 0,5^\circ/\text{год}$	$\leq \pm 0,5^\circ/\text{год}$	$\leq \pm 0,5^\circ/\text{год}$
2	Стабільність нуля	$\leq 0,010^\circ/\text{год}$	$\leq 0,015^\circ/\text{год}$	$\leq 0,020^\circ/\text{год}$
3	Повторюваність зміщення	$\leq 0,010^\circ/\text{год}$	$\leq 0,015^\circ/\text{год}$	$\leq 0,020^\circ/\text{год}$
4	Випадковий дрейф	$\leq 0,002^\circ\sqrt{\text{год}}$	$\leq 0,003^\circ\sqrt{\text{год}}$	$\leq 0,005^\circ\sqrt{\text{год}}$
5	Масштабний коефіцієнт нелінійності	$\leq 2 \text{ ppm}$	$\leq 5 \text{ ppm}$	$\leq 10 \text{ ppm}$
6	Масштабний коефіцієнт повторюваності	$\leq 2 \text{ ppm}$	$\leq 5 \text{ ppm}$	$\leq 10 \text{ ppm}$
7	Діапазон вимірювання	$\leq \pm 300^\circ/\text{с}$		
8	Приріст вихідного кута	0,58"/ Pulse		
9	Час запуску	<10 с		

10	Робочий діапазон температур	-40°C~70°C
11	Сила удару	30г
12	Об'єм	125 мм x 111 мм x 85 мм
13	Маса	≤ 2 кг
14	Живлення	±5В, ±12В,
		±45В, ±15В
15	Інтерфейс	RS422
16	Частота оновлення	400 Гц
17	Швидкість передачі даних	115200 біт/с

Волоконно-оптичний гіроскоп

Робота ВОГ (волоконно-оптичного гіроскопа) базується на ефекті Саньяка. По волоконно-оптичному контуру рухаються 2 промені назустріч одне одному, вони з'являються при проходженні та діленні через Х-розділювач, що ділить оптичне випромінювання, що йде від джерела, яке потрапляє на вхід оптично-інтегральної схеми. Між променями відсутня різниця фаз, тобто $\Delta\varphi_s = 0$. При обертанні контура відносно до системи відліку, тоді як результат виникає фазова різниця, яка пропорційна до кутової швидкості обертання волоконно-оптичного гіроскопа, а фотоприймач, в свою чергу, зафіксує зміну сили випромінювання, що спричинена варіацією різниці фаз.

Простий принцип роботи ВОГ та його висока чутливість до кутової швидкості обертання є як перевагою, так і недоліком гіроскопа, оскільки така чутливість веде до спотвореного сигналу на виході через сприймання різноманітних зовнішніх факторів. Це і є головна перепона до створення високоточних ВОГ і пошук рішення цієї проблеми і зараз лишається актуальним. Можна впевнено сказати, що виробництво подібних приладів можливе лише в країнах з високим рівнем технологічного розвитку. Але ВОГ лишається одним з основних датчиків кутової швидкості у інерціальній

навігації. Його випадковий дрейф варіюється від 0,01 град./год до 0,001 град./год.



Рис. 1.6 Волоконно-оптичний гіроскоп

Мікромеханічні гіроскопи

MEMS (мікроелектромеханічні системи) протягом останнього часу активно розвиваються. MEMS інерціальні датчики, в свою чергу, за рахунок цього набирають популярність у сфері розробки інерціальних вимірювачів, як і серед споживачів цих приладів. Головними перевагами цих, що роблять їх такими необхідними, є досить низька собівартість, високий рівень надійності і дуже мала габаритність, а також стрімкий прогрес у даній галузі. Все це досягається із застосуванням групових технологій мікроелектроніки, які адаптувались спеціально для виробництва MEMS [11].

Дуже часто у якості ДКШ в дешевих системах орієнтації використовуються мікромеханічні гіроскопи (ММГ). Вони слугують для вимірювання кутової швидкості і представляють із себе інтегровані пристрої розміром кілька десятків міліметрів, складаються з механічних ЧЕ (чутливих елементів) та електронних систем керування [12].

Сучасні ММГ умовно поділяють на два підвиди: осциляторні вібраційні гіроскопи та роторні гіроскопи. Головна ознака за якою їх поділяють – визначення типу первинного руху чутливого елемента. Осциляторні вібраційні гіроскопи, у свою чергу, діляться ще на два типи: гіроскопи з розподіленими та зосередженими параметрами [12, 13].

Робота ММГ базується на створенні обертального або поступального руху ЧЕ відносно корпусу приладу по одному із ступенів свободи і визначення переміщення по іншому, що утворюються під впливом гіроскопічного моменту або коріолісових сил за умови, що присутня переносна кутова швидкість корпусу. У роботі [12] зазначені найбільш розповсюджені характеристики мікромеханічних гіроскопів у відповідності до актуальних виробничих публікацій. Автором було підкреслено можливість випадкового дрейфу становити 0,001 град./год, що ставить їх на один рівень по прецизійності з високоточними КЛГ та ВОГ. Але така висока прецизійність можлива лише у виключних випадках, в більшості випадків вона недоступна для більшої частини користувачів.

З урахуванням таких переваг як низька вартість, малогабаритність, висока надійність, варто зазначити, що прецизійність мікромеханічних датчиків поки що не задовольняє усі виклики і потреби сфери, тому не завжди використання ММГ є рішенням. Це стає причиною для створення інтегрованих систем з блоком інерціальних МЕМС датчиків та СНС (приймачем сигналу) на борту.

Перспективні датчики кутової швидкості

На поточний момент в лабораторіях передових наукових центрів (наприклад, Стенфорду) ведеться розробка нового покоління гіроскопів працюючих на ефекті Саньяка, таких як гіроскопи, принцип роботи яких базується на хвилях Луї де Бройля, атомах та конденсаторах Енштейна-Бозе, квантових особливостях надтекучих рідин, в котрих мікромеханічні та лазерні технології є лише додатковими складовими. Наприклад, чутливість ДКШ на де Бройлівських хвилях значно більша за прецизійність кільцевих та волоконно-оптичних гіроскопів (приблизно на 10 порядків), що дає змогу перевищувати точність ВОГ та КЛГ на близько 4 порядки при врахуванні шумової складової. Такий вид гіроскопів звуть атомними інтерферометрами.

У дослідженні [14] від 2014 року було приведено результати випробування гіроскопа заснованого на ядерно-магнітному резонансі, що був розроблений у компанії Northrop Grumman. Як результат – з реальним об’ємом блоку чутливих елементів, що складає всього 10 см³, дрейф нуля становив 0,01 град./год, випадковий дрейф 0,001 град./ $\sqrt{\text{год}}$, а діапазон визначення кутової швидкості обертання склав більше ніж 2500 град./с. Варто зазначити, що ядерні інтерферометри повністю ігнорують вібрації основи.

У відповідності до результатів дослідження [2] цілком доречним є висновок, що прецизійність перспективних та сучасних датчиків кутової швидкості досягла вагомих величин та перспективи їх еволюції свідчать про її подальше покращення. З цих причин алгоритми для розрахунків у сфері інерціальної навігації мусять проектуватись з урахування зростання прецизійності сучасних датчиків.

1.4 Алгоритми безплатформових інерціальних систем

Кінематика орієнтації має диференціальний вид в незалежності від обраних кінематичних параметрів і формується виходячи з набору дискретних сигналів, отриманих з інерціального вимірювального модуля ДКШ системи. Щоб знайти поточну орієнтацію об’єкта, потрібно провести чисельне інтегрування за певною процедурою. Це важливий етап, оскільки обраний алгоритм напряду впливатиме на прецизійність та швидкість роботи системи, саме тому на етапі проектування найбільше уваги приділяється саме йому.

У сфері інерціальної навігації виділяють два види інтегруючих методів: спеціальні та загальні, що розроблялися спеціально для задач у яких практично неможливо знайти аналітичне рішення диференціального рівняння або його пошук нераціональний при конкретних умовах (по часу, ресурсам).

У групу загальних методів потрапили ті, що розроблялись саме під вирішення інженерно-математичних задач. Вони почали зароджуватись в один час із появою диференціальної алгебри, добре описані в різноманітній

літературі, та по праву отримали широке визнання серед науковців та інженерів в області імітаційного програмного моделювання. У посібнику [15] приведено базові методи чисельного інтегрування та описані способи їх застосування. Одними з найлегших методів інтегрування (широко використовуваних в БІСО) можна вважати методи трапецій і прямокутників, оскільки попри невелику точність (так як методи 1-го та 2-го порядків) вони досить швидкодійні та неймовірно прості для реалізації. Сучасні інерціальні системи низької точності побудовані на МЕМС датчиках здебільшого використовують ці методи в якості алгоритмічної бази саме через ці переваги.

Методи Рунге–Кутти теж відносять до загальних методів, які стали де-факто стандартними методами інтегрування в математичному моделюванні, наприклад, у такому середовищі як Matlab [1, 15]. Варто відзначити, що на перших порах у сфері розробки алгоритмічного забезпечення для БІСО (приблизно у 60-х роках ХХ століття) методи Рунге–Кутти досить широко використовувались і вважались цілком прийнятними [16].

Приведені вище методи інтегрування звуться однокроковими – щоб розрахувати наступну точку необхідна інформація лише про попередню. Проте коли мова йде про методи вищих порядків, то обов’язково значення функції правих частин має розраховуватись на кількох проміжних точках на одному етапі інтегрування. Це ірраціонально так як при проходженні кількох кроків інтегрування алгоритм матиме додаткову інформацію, що не потребує обчислень (дані про попередні точки вже проінтегрованої функції). Тому було винайдено методи, що використовували б інформацію раціонально і повністю. Такі методи й стали називати багатокроковими. Їх головна особливість – з їх допомогою не є можливим почати інтегрування, так як наявні дані лише про початкову точку, визначену стартовими умовами системи або розраховану в межах процесу початкової виставки системи. Щоб розпочати з використанням багатокрокового метода інтегрування кінематичного рівняння, потрібно для початку застосувати обраний однокроковий метод Рунге–Кутти. Варто зазначити, що багатокрокові методи ще називають методами прогнозу-корекції

та їх робота базується на двох послідовних етапах. На першому етапі значення початкових точок рівняння, що інтегрується, використовуються для прогнозування наступних точок. Потім виконується корекція (уточнення) цих значень за окремою формулою [13, 14].

Методи Рунге–Кутти та прогнозу-корекції не отримали широкого поширення в інерціальній навігації сучасності із-за потреби в досить складному обчислювальному процесі під час інтегрування. Інший фактор - потреба в розробці спеціалізованих чисельних методів для кінематичних рівнянь орієнтації. У результаті, дослідники інерціальних систем навігації частіше використовують загальнодоступні методи чисельного інтегрування. Методи Рунге–Кутти та прогнозу-корекції можуть служити як еталони для оцінки точності нових методів інтегрування.

До спеціалізованих методів відносяться алгоритми, створені спеціально для інтегрування кінематичних параметрів в системі орієнтації. При їх розробці враховуються особливості системи, такі як характер вихідних даних ДКШ, тип параметрів орієнтації та необхідна точність і швидкодія алгоритму. Основні підходи щодо синтезування спеціалізованих методів інтегрування описано в дослідженнях [2, 17, 18, 19]. У більшості випадків, в їх основу лягає метод послідовних наближень Пікара [1]. Порядок методу визначається за кількістю послідовних інтегралів Пікара, які враховуються на етапі проектування алгоритму. Після інтегрування функцію апроксимують поліноміально у ряд Тейлора. Порядок полінома, в свою чергу, вказує на к-ть кроків інтегрування.

Погрішності згаданих вище методів інтегрування мають двояку природу:

- 1) погрішність обмеження обумовлена відкиданням зайвих членів із суми нескінченного ряду в залежності від обраного порядку метода;
- 2) погрішність заокруглення залежить від прецизійності вирішення математичних операцій, які відбуваються в межах процесу інтегрування.

За умови зменшення кроку інтегрування погрішність обмеження також стає меншою. У цьому полягає різниця між нею та точністю округлення, що залежна від к-ті математичних операцій. Як наслідок – кількість виконуваних за один цикл інтегрування операцій збільшується за зменшення кроку інтегрування, а похибки округлення ростуть пропорційно до зменшення кроку інтегрування [15]. Як результат – крок інтегрування необхідно можна лише на невеликі значення.

Крок не можна нарощувати суттєвими значеннями, оскільки від неї залежна частота інформації з БІСО, що отримується на виході.

Наприклад, якщо використовувати 4-кроковий алгоритм інтегрування, то частота отримання інформації про орієнтацію на виході становитиме у 4 рази менше за інтервал опитування датчиків. З цієї причини використовувати багатокрокові алгоритми можливо лише за умови високої частоти опитування ДКШ.

Доречним буде розробка алгоритмів інтегрування Пікара високої точності для розрахунку кінематичних параметрів орієнтації з потрібною частотою інформації на виході.

1.5. Огляд літератури за темою дослідження

На сьогоднішньому ступені еволюції науково-технічних базових знань інерціальні системи та датчики широко проникають у різноманітні області застосування та сфери життя.

Вже минули ті часи, коли застосування таких систем обмежувалось закритими для простих користувачів сферами як спецприладобудування, аерокосмічна, авіаційна та морська техніка. Нині ринок потребує високотехнологічних, дешевих, прецизійних інерціальних систем.

Якщо напередодні БІСО просто входила до складу систем навігації, то сьогодні все більшої актуальності набувають курсовертикалі та системи визначення поточної орієнтації. Розповсюдженими вони широко є у системах

керування БЛА (безпілотними літальними апаратами), автономним транспортом, системах параметричної оцінки руху, а ще в мультимедійній техніці.

Часто можна спостерігати ситуації, коли під час розробки інерціальних систем використовуються алгоритми, які не є оптимальними ні за швидкістю, ні за точністю. Дослідники, фокусуючись на інших завданнях, іноді використовують дуже точні методи інтегрування у системах, що базуються на несхожих за точністю MEMS датчиках, або, навпаки, застосовують застарілі методи у високопрецизійних БІНС. Ця ситуація потребує проведення численних теоретичних та практичних досліджень для синтезу та вибору оптимальних алгоритмів БІСО.

Доречним буде зробити огляд вже існуючих досліджень щодо розробки алгоритмічного забезпечення для безплатформових інерціальних систем орієнтації є важливим етапом для оцінки актуальності та важливості подальших досліджень.

Цікавою роботою є [7], де розглядається структура і функціонування сучасних прецизійних БІНС, виробництва КП СПБ «Арсенал». В цій системі досягнута висока точність, що конкурує з кращими світовими зразками. Особливість полягає в використанні власних лазерних гіроскопів як датчиків кутової швидкості. У якості алгоритму для безплатформової інерціальної системи орієнтації (БІСО) в системі КП СПБ «Арсенал» використовуються розробки А. П. Панова [17], зокрема двокроковий алгоритм Пікара четвертого порядку для інтегрування рівняння Борца, що дозволяє досягти вражаючої точності та ефективності в роботі системи.

Схему інтегрованої навігаційної системи детально вивчено і досліджено багатьма вченими. Вже існує багато вичерпної інформації щодо розробки сильно- та слабоінтегрованих навігаційних систем. Роботи включають математичні та програмно-алгоритмічні моделі інтегрованих БІНС. Щодо алгоритму орієнтації, пропонується використовувати інтегрування кватерніонного рівняння, з використанням вектора Ейлера як проміжного

кінематичного параметра. У роботі [19] наведено результати практичних випробувань систем, побудованих на запропонованих схемах. Особлива увага авторів була спрямована на втрату сигналу від деяких супутників СНС під час роботи навігаційної системи судна. Дослідники проаналізували вихідну точність системи в залежності від кількості спостережних супутників і розробили алгоритм розрахунку фазових змінних, що дозволило досягти похибки визначення курсу в межах певних значень. Було відзначено, що підвищення точності визначення курсу можна досягти за допомогою включення магнітометрів до складу інерціального вимірювального модуля (ІВМ) або розміщення антен СНС на короткій базі. Дослідження за цим спрямуванням показали, що запропоновані заходи значно підвищили точність системи, особливо при наявності аномалій магнітного поля Землі.

У статті [20] представлено алгоритм розрахунку орієнтації, заснований на технології магнітного калібрування, а також досліджено метод магнітного калібрування. За результатами аналізу даних лабораторних випробувань точність напрямного кута AHRS була значно покращена, що збільшилося з $2,19^\circ$ до $0,27^\circ$. Алгоритм магнітного калібрування, представлений у дослідженні, заснований на еліптичній гіпотезі, має хороший ефект компенсації для магнітної інтерференції.

У статті [15] проведено аналіз кількох сучасних систем орієнтації та положення (AHRS) і їх порівняння. Ці алгоритми застосовуються для визначення 3D орієнтації та положення користувачів або пристроїв. Ефективність цих AHRS-алгоритмів має велике значення, особливо в умовах зовнішніх впливів, таких як промислові об'єкти. У статті порівнюються різні AHRS-алгоритми, включаючи недавно запропонований DLR-AHRS. Досліджено, як магнітні збурення та використання різних моделей руху впливають на точність оцінки орієнтації, коли датчики розташовані в різних місцях (наприклад, в кишені, на стопі, на руці). Також проведено порівняння AHRS-алгоритмів з комерційно доступним AHRS на основі фільтра Калмана від Xsens. Важливо зауважити, що ефективність AHRS-алгоритмів значно

залежить від стратегій компенсації зовнішніх впливів, таких як раптові прискорення або зміни магнітного поля Землі, і їх здатності оцінювати упередження гіроскопів.

Деякі з найновіших систем орієнтації на орієнтацію та курс можуть надати орієнтовану оцінку орієнтації пристрою, дозволяючи йому отримати орієнтацію роботизованої системи. Однак збурення магнітного поля, викликані феромагнітними об'єктами або індукованими магнітними полями, можуть впливати на ці системи і, як наслідок, призводити до накопичення помилок з часом. У статті [21] продуктивність фільтра Xsens порівнюється з найсучаснішим алгоритмом для оцінки орієнтації системи під час динамічних рухів і за наявності магнітних збурень з метою пошуку найбільш підходящого для безпілотний літальний апарат. Результати показують, що обидва фільтри надійні та добре працюють у цільовому сценарії із середньоквадратичною похибкою від 2 до 5 градусів; однак фільтр Fusion Xsens не потребує додаткового комп'ютера для обробки даних.

Метою дослідження [22] є перевірка фільтра Маджвіка для отримання точної орієнтації та застосування його на гексаподі за допомогою зворотної кінематики. Це дослідження базується на датчику BN0055 з мікроконтролером Arduino Nano та контролері двигуна SSC-32 з мікроконтролером Arduino Mega 2560. Тестування системи проводилося на похилій площині, загальні результати RMSE становили 1,33 для крену, 0,46 для тангажу, 0,53 для повороту. Загальні результати випробувань показують, що робот може бути стабільним, 0° на осі X і Y, якщо його поставити на похилу площину.

Висновки до Розділу 1

Сьогодні найперспективнішими системами у навігації є безплатформові інерціальні системи орієнтації, або безкарданні курсовертикалі.

Оглядаючи сучасний стан інерціальної навігації, можна зазначити, що розвиток та впровадження безплатформових інерціальних систем орієнтації та

безкарданных курсовертикалей є актуальними напрямками дослідження. Вони пропонують значні переваги у вигляді надійності, стійкості до впливів зовнішнього середовища та точності вимірювань.

Дослідження цих технологій призведуть до подальшого вдосконалення систем навігації та їх широкого застосування у різних областях, включаючи авіацію, космічні дослідження та безпілотні транспортні засоби. Подальший розвиток та пошук інноваційних рішень може призвести до створення більш ефективних та точних систем орієнтації навігації, що відкриє нові перспективи в ряді важливих галузей.

РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА ПРОГРАМНО-АЛГОРИТМІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ КУРСОВЕРТИКАЛІ

2.1 Визначення орієнтації за допомогою якобіана

Якобіан – це детермінант матриці Якобі – матриці, котра складається з частинних похідних відображення першого порядку.

Зазвичай відображення f в точці x позначається як $J(x)$, або таким способом [27]:

$$\frac{D(f_1, \dots, f_n)}{D(x_1, \dots, x_n)} \text{ або } \frac{\partial(f_1, \dots, f_n)}{\partial(x_1, \dots, x_n)}$$

Матриця Якобі описує лінійну головну частину вільного відображення - $f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^m$.

При заданому відображенні :

$f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^m$, $f = (f_1, \dots, f_m)$, $f_i = (x_1, \dots, x_n)$, $i = 1, \dots, m$, що в певній точці x має всі частинні похідні першого порядку. Матрицю J , котра складається з частинних похідних цих функцій в x , звать матрицею Якобі представленої системи функцій.

$$J(x) = \begin{pmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_m}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_m}{\partial x_n} \end{pmatrix}$$

Тобто, інакше кажучи, матриця Якобі являє з себе похідну векторної функції від векторного аргументу.

Якобіани часто використовуються протягом аналізу неявно заданих функцій. Відмінність детермінанта Якобі від нуля є необхідною та достатньою зручною умовою того, що в околі цієї точки перетворення є диффеоморфізмом, тобто значить, що це є умова локальної невиводженія перетворення координат.

Інтеграл по області за невиродженості перетворення координат $\tilde{x}_j \rightarrow x_i$ перетворюється таким чином:

$$\int_{\tilde{\Omega}} f(\tilde{x}_1, \dots, \tilde{x}_n) d\tilde{x}_1 \dots d\tilde{x}_n = \int_{\Omega} f(\tilde{x}_1(x_1, \dots, x_n), \tilde{x}_2(x_1, \dots, x_n), \dots, \tilde{x}_n(x_1, \dots, x_n)) \left| \frac{D(\tilde{x}_1, \dots, \tilde{x}_n)}{D(x_1, \dots, x_n)} \right| dx_1 \dots dx_n$$

2.2 Визначення орієнтації за допомогою кватерніона

Аби розрахувати кінцеву орієнтацію пристрою в просторі спочатку необхідно знайти значення кватерніону.

Кватерніони – це гіперкомплексні числа, які разом утворюють векторний простір над полем дійсних чисел і мають розмірність чотири. Як правило позначаються символом q . Концепція кватерніонів була запропонована вченим Вільямом Гамільтоном в середині XIX століття і з того часу набула широкого застосування.

За допомогою кватерніонів зручно описувати ізометрію трьох- і чотирьох- вимірних евклідових просторів. Досить часто кватерніони широко застосовуються і в обчислювальній математиці, наприклад, коли потрібно прорахувати тривимірну графіку.

В загальному вигляді кватерніон визначається як сума 4 компонентів [1]:

$$q = a + bi + cj + dk$$

де i, j, k - дійсні числа; i, j, k - уявні компоненти, що відповідають відношенню:

$$i^2 = j^2 = k^2 = ijk = -1$$

Варто пам'ятати, що в результаті попарного множення значення будуть відрізнятися в залежності від порядку слідування, внаслідок чого отримуються наступні співвідношення:

$$\begin{aligned} ij &= -jk = k, \\ jk &= -ki = i, \\ ki &= -ij = j. \end{aligned}$$

Кватерніон представляє із себе пару $(a, \vec{u})$, де $\vec{u}$ - вектор 3-вимірного простору, а a - дійсне число, тобто скаляр.

Додавання реалізують наступним чином:

$$(a, \vec{u}) + (b, \vec{v}) = (a + b, \vec{u} + \vec{v}).$$

Множення відбувається таким способом:

$$(a, \vec{u})(b, \vec{v}) = (ab - \vec{u} \cdot \vec{v}, a\vec{v} + b\vec{u} + \vec{u} \times \vec{v}),$$

де $\times$ означає векторне множення, а $\cdot$ означає скалярне множення.

Окремо варто виділити наступні співвідношення:

$$\begin{aligned} (a, 0)(0, \vec{v}) &= (0, \vec{v})(a, 0) = (0, a\vec{v}), \\ (a, 0)(b, 0) &= (ab, 0), \\ (0, \vec{u})(0, \vec{v}) &= (-\vec{u} \cdot \vec{v}, \vec{u} \times \vec{v}). \end{aligned}$$

Також зазначимо, що:

- алгебраїчні операції в кватерніонах мають дистрибутивні;
- антикомутативність векторного множення призводить до некомутативності добутку кватерніонів.

Можемо уявити довільний кватерніон $q = a + bi + cj + dk$ у вигляді пари комплексних чисел:

$$q = (a + bi) + (c + di)j$$

або у еквівалентному вигляді

$$q = z_1 + z_2 j$$

де $z_1 = a + bi$, а $z_2 = c + di$ і вони є комплексними числами, оскільки $i^2 = -1$ виконується і для кватерніонів і для комплексних чисел, а $k = ij$.

Можна визначати кватерніони і як дійсні матриці зі звичайними матричними сумою та добутком у наступному вигляді:

$$\begin{pmatrix} a & -b & -c & -d \\ b & a & -d & c \\ c & d & a & -b \\ d & -c & b & a \end{pmatrix}$$

В такій формі запису:

- Транспонована матриця відповідає спряженому кватерніону:

$$\bar{q} \mapsto Q^T$$

- Четверта степінь модуля кватерніона рівна детермінанту відповідної матриці:

$$|q|^4 = \det Q.$$

Альтернативним шляхом, можливо визначати кватерніони у вигляді комплексних матриць із звичним матричними сумою та добутком:

$$\begin{pmatrix} \alpha & \beta \\ -\bar{\beta} & \bar{\alpha} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a + bi & c + di \\ -c + di & a - bi \end{pmatrix},$$

де $\bar{\alpha}$ і $\bar{\beta}$ означають комплексні спряжені числа до α та β .

Таке представлення володіє кількома корисними властивостями:

- діагональна матриця відповідає комплексному числу;
- сполучена транспонована матриця відповідає спряженому кватерніону:

$$\bar{q} \mapsto Q^{-T}$$

- детермінант відповідної матриці дорівнює квадрату модуля кватерніона:

$$|q|^2 = \det Q.$$

Для кватерніона

$$q = a + bi + cj + dk$$

кватерніон a зветься скалярною частиною q , а кватерніон

$$u = bi + cj + dk$$

є векторною частиною. Якщо $u = 0$, тоді кватерніон зветь чисто скалярним, а якщо ж $a = 0$, то чисто векторним.

Добуток в зворотному порядку спряжених частин називають спряженим добутком:

$$\overline{pq} = \overline{q} \overline{p}.$$

Також справедливим залишається наступний вираз для кватерніонів:

$$\overline{p} = -\frac{1}{2}(p + ipi + jpj + kpk).$$

З використанням кватерніонів стає можливим зручно визначати математично просторову орієнтацію та обертання об'єктів. За допомогою них значно легше комбінувати обертання, якщо порівнювати з кутами Ейлера. Також проблема, пов'язана з неможливістю повороту навколо осі незалежно від скоєного обертання по інших осях, зникає. Якщо ж порівнювати з матрицями повороту, то вони мають більшу стійкі при обчисленні і бувають більш ефективними.

2.3 Алгоритм орієнтації на основі векторних вимірювань

Акселерометр – це пристрій, що вимірює проекцію прискорення на свою вісь чутливості, напрям гравітаційного поля Землі, та власні прискорення основи, так як платформа також рухається. При розгляді навігаційного фільтру акселерометр вимірюватиме лише прискорення вільного падіння.

Задля аналізу принципу роботи фільтру необхідно знайти проекції земного гравітаційного поля на вісі акселерометра. В цьому випадку застосовуються кути Ейлера-Крилова [1].

На рисунку 2.1 зображено кінематичну схему взаємних поворотів пов'язаної СК XYZ по відношенню до основної СК $\xi\eta\zeta$.

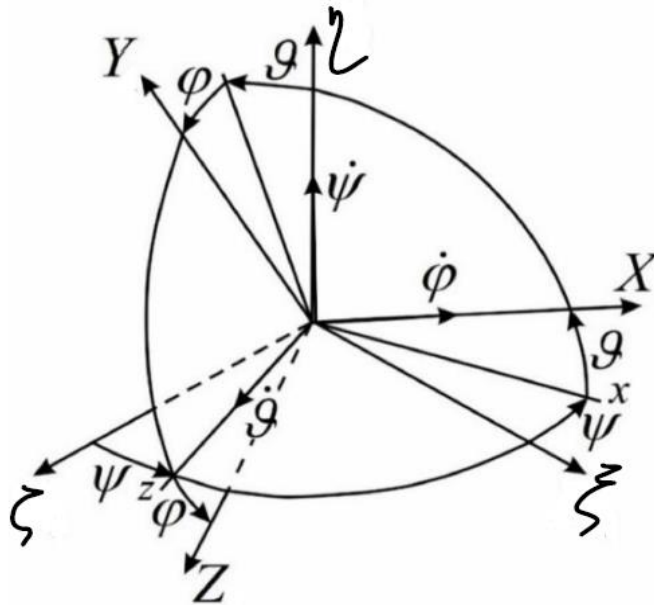


Рис. 2.1 Кінематика поворотів Ейлера-Крилова

Проекції на осі зв'язаної СК вектору прискорення вільного падіння:

$$a_x = -g \cos(\theta) \sin(\gamma);$$

$$a_y = g \sin(\theta);$$

$$a_z = g \cos(\theta) \cos(\gamma);$$

Вимірювання напрямку полів у СК, яка пов'язана з вимірювачами, дозволяє вираховувати орієнтацію зв'язаної СК відносно земної, за умови, що напрями земних полів відомі в географічній СК. Кількість розв'язків для будь-яких одиничних вимірів буде нескінченною для орієнтації вимірювачів, що відображатиме усі орієнтації, отримані як результат обертання дійсної орієнтації навколо осі, паралельної полю. В певному випадку прийнятним може бути застосування кутів Ейлера, які дозволять визначити неповне рішення поставленої задачі у виді 1-го невідомого та 2-х відомих кутів Ейлера. Невідомий кут – кут обертання навколо осі, що паралельна полю. Розв'язання задачі орієнтації базуючись на кватерніонах потребує повноцінного рішення. Цього можливо досягнути завдяки формулюванню оптимізаційної задачі (2.1)

для кватерніона ${}^S\hat{q}$, що описуватиме обертання визначеного заздалегідь опорного напрямку поля земної СК ${}^E\hat{d}$ відносно виміряного вектору поля в зв'язаній СК ${}^E\hat{s}$ [26]. Застосовуючи операцію ротації у відповідності до виразу (2.1) рівняння (2.2) представляє із себе цільову функцію, де вирази (2.3), (2.4), (2.5) – це компоненти всіх векторів:

$$\min_{{}^S\hat{q} \in R} f({}^S\hat{q}, {}^E\hat{d}, {}^S\hat{s}) \quad (2.1)$$

$$f({}^S q, {}^E d, {}^S s) = {}^S q^* \otimes {}^E d \otimes {}^S q - {}^S s \quad (2.2)$$

$${}^S q = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4] \quad (2.3)$$

$${}^E d = [0 \ d_x \ d_y \ d_z] \quad (2.4)$$

$${}^S s = [0 \ s_x \ s_y \ s_z] \quad (2.5)$$

Оптимізаційних алгоритмів існує величезне різноманіття, проте градієнтний метод визначають як один з найпростіший з точки зору реалізації та розрахунків. Градієнтний фільтр для n -ої кількості ітерацій описується виразом (2.6), в результаті отримується оцінка орієнтації ${}^S\hat{q}_{n+1}$, що має в основі початкове передбачення орієнтації та розмір кроку. Вираз (2.7) визначає градієнт поверхні розв'язків, що розраховується за допомогою цільової функції та його якобіану. Градієнт (2.8) і якобіан (2.9) можливо представити як матриці-стовпці:

$${}^S q_{n+1} = {}^S q_n - \mu \frac{\nabla f({}^S q, {}^E d, {}^S s)}{\|\nabla f({}^S q, {}^E d, {}^S s)\|}, n = 0, 1, 2 \quad (2.6)$$

$$\nabla f({}^S q_n, {}^E d, {}^S s) = J^T({}^S q_n, {}^E d) f({}^S q_n, {}^E d, {}^S s) \quad (2.7)$$

$$f({}^S q_n, {}^E d, {}^S s) = \begin{bmatrix} 2d_x(\frac{1}{2} - q_3^2 - q_4^2) + 2d_y(q_1q_4 - q_2q_3) + 2d_z(q_2q_4 - q_1q_3) - s_x \\ 2d_x(q_2q_3 - q_1q_4) + 2d_y(\frac{1}{2} - q_2^2 - q_4^2) + 2d_z(q_1q_2 + q_3q_4) - s_y \\ 2d_x(q_1q_3 + q_2q_4) + 2d_y(q_3q_4 - q_1q_2) + 2d_z(\frac{1}{2} - q_2^2 - q_3^2) - s_z \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$J({}^S_E q_n, {}^E d) = \begin{bmatrix} 2d_y q_4 - 2d_z q_3 & 2d_y q_3 + 2d_z q_4 & -4d_x q_3 + 2d_y q_2 - 2d_z q_1 & -4d_x q_4 + 2d_y q_1 + 2d_z q_2 \\ -2d_x q_4 + 2d_z q_2 & 2d_x q_3 - 4d_y q_2 + 2d_z q_1 & 2d_x q_2 + 2d_z q_4 & -2d_x q_1 - 4d_y q_4 + 2d_z q_3 \\ 2d_x q_3 - 2d_y q_2 & 2d_x q_4 - 2d_y q_1 - 4d_z q_2 & 2d_x q_1 + 2d_y q_4 - 4d_z q_3 & 2d_x q_2 + 2d_y q_3 \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Вирази (2.7) і (2.9) описують алгоритм у загальному вигляді, який застосовується для попередньо визначеного у будь-якому напрямку поля, проте, за умови, що напрямок поля можливо представити із застосуванням однієї або двох проекції на вісі глобальної СК, то з'являється можливість рівняння спростити. Задля цього треба застосувати спрощення, прийнявши, що напрямок гравітації визначає вертикаль вздовж вісі z (2.10). Зробивши підстановку ${}^E \hat{g}$ та нормалізованих даних з акселерометрів ${}^S \hat{a}$ у відповідності до векторів ${}^E \hat{d}$, ${}^S \hat{s}$ в результаті матимемо (2.12) та (2.13).

$${}^E g = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$${}^S a = \begin{bmatrix} 0 & a_x & a_y & a_z \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

$$f_g({}^S_E q, {}^S a) = \begin{bmatrix} 2(q_2 q_4 - q_1 q_3) - a_x \\ 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) - a_y \\ 2(\frac{1}{2} - q_2^2 - q_3^2) - a_z \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

$$J_g({}^S_E q) = \begin{bmatrix} -2q_3 & 2q_4 & -2q_1 & 2q_2 \\ 2q_3 & 2q_1 & 2q_4 & 2q_3 \\ 0 & -4q_2 & -4q_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

2.4 Алгоритм орієнтації, базований на сигналах кутових швидкостей

Трьохвісний гіроскоп виміряє кутові швидкості $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ навколо осей системи координат — x, y, z . Якщо представляти ці величини як вектор ${}^S \omega$ (2.14), тоді похідна кватерніона ${}^S \dot{q}$, котрий описує швидкість зміни орієнтації

зв'язаної системи координат відносно до земної, можна розрахувати використовуючи вираз (2.15) [26]:

$${}^S\omega = [0 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z] \quad (2.14)$$

$${}^S_E\dot{q} = \frac{1}{2} {}^S_E q \omega \quad (2.15)$$

Положення земної СК відносно зв'язаної СК в певний момент часу t , що описують орієнтацією ${}^S_E\dot{q}_{\omega,t}$, отримується через інтегрування похідної кватерніона ${}^S_E\dot{q}_{\omega,t}$ (2.16, 2.17) якщо виконується умова, коли відомі всі початкові умови. У рівняннях (2.16, 2.17) ${}^S\omega_t$ - це кутова швидкість, яка отримується з ДКШ в момент часу, Δt є періодом дискретизації, а ${}^S_E q_{est,t-1}$ - орієнтація основи за попередньою оцінкою.

$${}^S_E\dot{q}_{\omega,t} = \frac{1}{2} {}^S_E q_{est,t-1} \cdot {}^S\omega_t \quad (2.16)$$

$${}^S_E q_{\omega,t} = {}^S_E q_{est,t-1} + {}^S_E\dot{q}_{\omega,t} \Delta t \quad (2.17)$$

2.5 Компенсація зміщення нуля мікромеханічного гіроскопа

Через зміну температурних умов та руху платформи відбувається дрейф нуля гіроскопа. Врахування цього моменту та коректна реалізація курсовертикалі з компенсацією цього ефекту напряду впливають на кінцеву точність пристрою. Існують різні способи компенсації цього явища (фільтри). Підходи, що базуються на фільтрі Калмана, здатні оцінювати усунення дрейфу нуля як додатковий стан системи. Проте, існують інші та простіші у реалізації фільтри. В даному випадку розглянемо комплементарний фільтр.

На сьогодні комплементарні фільтри, засновані на використанні датчика кутової швидкості та акселерометра, отримали широке застосування у визначенні орієнтації рухливих об'єктів через їх простоту та високу точність. Головна мета їх використання – компенсація високочастотних перешкод у

сигналі акселерометра та постійного дрейфу нуля гіроскопа. Проте в реальних експлуатаційних умовах точність показань акселерометрів зазнає впливу не лише вібрацій (гармонічних перешкод), але й лінійних прискорень об'єкта, що виникають внаслідок зміни величини та напрямку вектора швидкості об'єкта.

В роботі Рижкова [23] було проаналізовано та досліджено вплив лінійних прискорень на прецизійність комплементарного фільтра задля обрання конкретної структури фільтра виходячи з отриманих результатів.

Найпопулярнішою нині схемою комплементарного фільтра для визначення кутового положення є схема приведена на рис. 2.2.

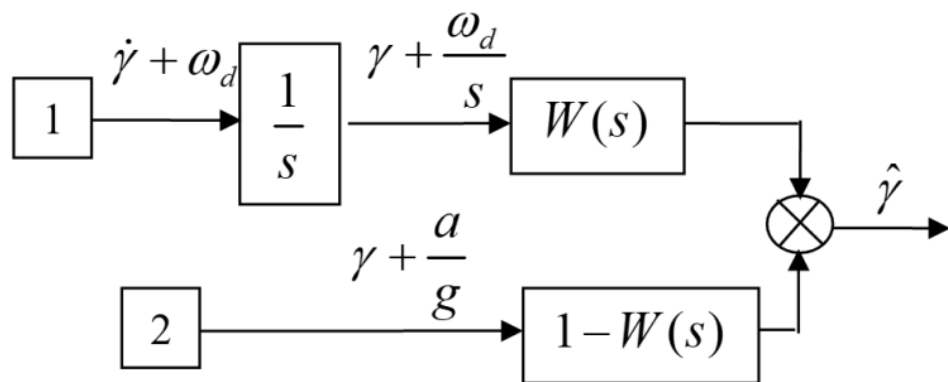


Рис. 2.2 Схема комплементарного фільтра

На рис.2.2 позначено 1 – це ДКШ (гіроскоп), 2 – акселерометр, γ – кут повороту, $\hat{\gamma}$ – сигнал на виході, ω_d – кутова швидкість зміщення нуля ДКШ, a – прискорення об'єкта.

За умови, якщо прийняти $W(s) = \frac{s}{Ts + 1}$, матимемо схему (рис. 2.3)

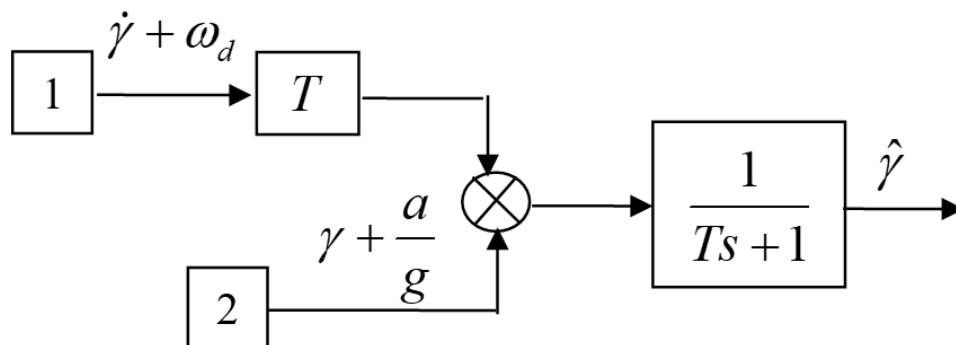


Рис. 2.3 Комплементарний фільтр 1-го порядку

Похибка фільтра розраховується за допомогою наступного виразу:

$$\delta = \frac{T}{Ts+1} \omega_d + \frac{s}{Ts+1} \frac{a(t, \tau)}{g} \quad (2.18)$$

Припустимо, що протягом невеликого проміжку часу τ місце має усталене прискорення:

$$a(t, \tau) = \begin{cases} a, & t \leq \tau \\ 0, & t > \tau \end{cases} = a(t) - a(t - \tau)$$

В такому випадку другий компонент виразу (2.18) можна представити наступним чином:

$$\delta_2(t, \tau) = \frac{a}{g} (1 - e^{-\frac{t}{T}}) - \frac{a}{g} (1 - e^{-\frac{t-\tau}{T}}) = \frac{a}{g} e^{-\frac{t}{T}} (e^{\frac{\tau}{T}} - 1). \quad (2.19)$$

Протягом короткочасного збурення отримаємо $e^{\frac{\tau}{T}} \approx 1 + \frac{\tau}{T}$, тобто

$$\delta_2(t, \tau) = \frac{a}{g} \frac{\tau}{T} e^{-\frac{t}{T}} \quad (2.20)$$

Аби зменшити його вплив необхідно, щоб T (стала часу аперіодичної ланки) була значно більшою за проміжок часу τ .

Вираз (2.20) можливо записати в іншому вигляді

$$\delta_2(t, \tau) = \frac{a}{g} \frac{\tau}{T} e^{-\frac{t}{T}} = \tau \frac{d}{dt} \left\{ \frac{a}{g} (1 - e^{-\frac{t}{T}}) \right\} = \tau \dot{\delta}_2(t) \quad (2.21)$$

Отриманий результат можна представити у загальному вигляді

$$f(t, \tau) = f(t) - f(t - \tau) = \tau \frac{f(t) - f(t - \tau)}{\tau} \approx \tau \dot{f}(t) \quad (2.22)$$

З урахуванням цього, можна записати

$$\delta = \frac{T}{Ts+1} \omega_d + \frac{T}{Ts+1} \tau \frac{a}{g} \quad (2.23)$$

В результаті маємо наступну рівність

$$\delta_{t=0} = \frac{\tau}{T} \frac{a}{g}; \quad \delta_{t \rightarrow \infty} \rightarrow T \omega_d \quad (2.24)$$

Похибка $\delta_{t=0}$ - це максимальна похибка комплементарного фільтра.

Далі необхідно виконати оцінку похибок комплементарного фільтра.

Для $\frac{a}{g} = 1$ похибка акселерометра складатиме $\arctg(1) = 45^\circ$. Припустимо, що

$$\tau = 5c; T = 100c; \omega_d = 5 \cdot 10^{-5} \frac{1}{c}.$$

В такому випадку отримуємо $\delta_{t=0} = \frac{\tau}{T} \frac{a}{g} = 2,87^\circ$. Статична похибка зміщення нуля ДКШ складатиме $\delta_{t \rightarrow \infty} = T \omega_d = 0,29^\circ$.

На рисунках (2.4) та (2.5) приведені змодельовані результати [23]. Максимальна похибка може бути зменшена завдяки збільшенню сталої часу T , проте збільшиться і стала похибка від зміщення нуля гіроскопу. Для $T = 200 c$ результат моделювання зображено на рисунку (2.5), де штрихова лінія – похибка від зміщення нуля, штрих-пунктирна – від прискорення, а суцільна – сумарна похибка).

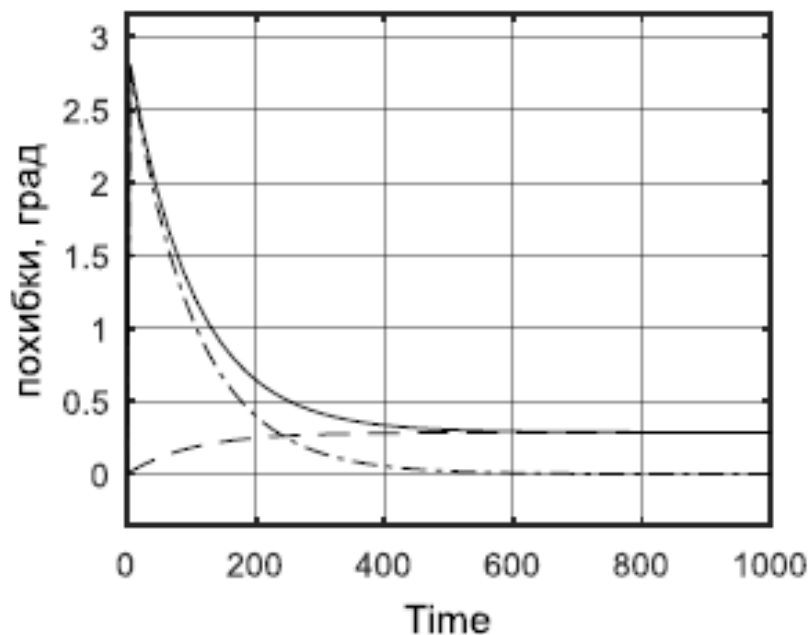


Рис. 2.4. Похибка фільтра першого порядку

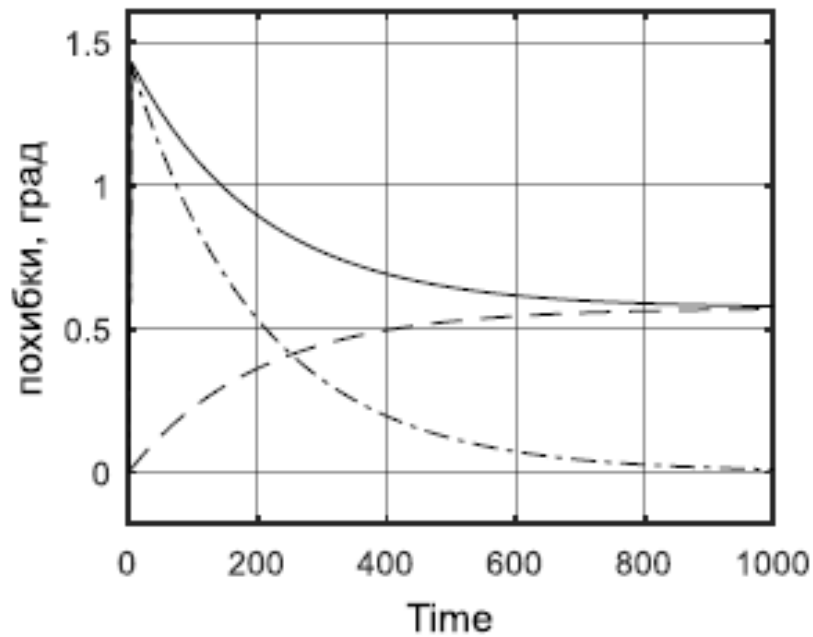


Рис. 2.5 Похибка фільтру першого порядку

Далі варто розглянути застосування фільтру другого порядку. Існують два можливих варіанти побудови такого фільтру:

$$1) \quad W(s) = \frac{s^2 + r_1 s}{s^2 + r_1 s + r_2}; \quad 1 - W(s) = \frac{r_2}{s^2 + r_1 s + r_2};$$

$$2) \quad W(s) = \frac{s^2}{s^2 + r_1 s + r_2}; \quad 1 - W(s) = \frac{r_1 s + r_2}{s^2 + r_1 s + r_2}.$$

Якщо дивитись з позиції усунення впливу зміщення нуля, то ці способи не мають різниці, бо в обох випадках $W(0) = 0$. Проте коли на меті маємо ще й зменшення впливу завад акселерометра перший метод виграє, оскільки

$$\left| \frac{r_2}{(i\omega)^2 + r_1 i\omega + r_2} \right| < \left| \frac{r_1 i\omega + r_2}{(i\omega)^2 + r_1 i\omega + r_2} \right|. \quad \text{Такий висновок справедливий і при оцінці}$$

впливу короткочасного прискорення.

Отже, далі розглядатимуться такі два варіанти схеми:

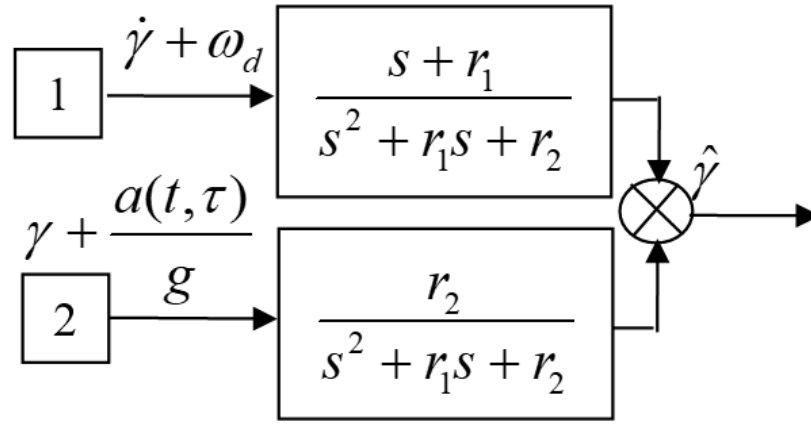


Рис. 2.6 Перший варіант схеми

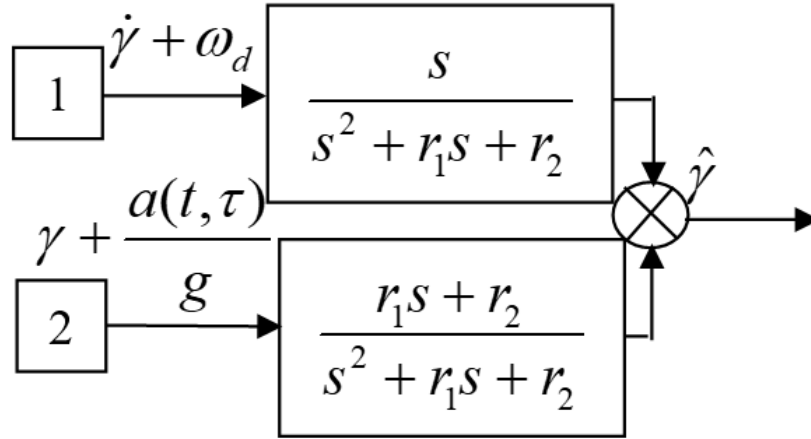


Рис. 2.7 Другий варіант схеми

Похибка комплементарного фільтра, що представлений на рис. 2.6, виражається наступним чином

$$\delta = \frac{s + r_1}{s^2 + r_1s + r_2} \omega_d + \frac{r_2}{s^2 + r_1s + r_2} \frac{a(t, \tau)}{g} \quad (2.25)$$

Похибка фільтра на за схемою на рис. 2.7 наступна

$$\delta = \frac{s}{s^2 + r_1s + r_2} \omega_d + \frac{r_1s + r_2}{s^2 + r_1s + r_2} \frac{a(t, \tau)}{g} \quad (2.26)$$

Використавши підстановку з урахуванням виразу (2.24) можна побачити, що:

$$\text{— для першого варіанту схеми } \delta_{t=0} = 0; \quad \delta_{t \rightarrow \infty} \rightarrow \frac{r_1}{r_2} \omega_d \quad (2.27)$$

– для другого варіанту схеми $\delta_{t=0} = r_1 \tau \frac{a}{g} \delta_{t \rightarrow \infty} \rightarrow 0$ (2.28)

Припустимо, що $r_1 = 3 \cdot 10^{-2}, c^{-1}; r_2 = 1 \cdot 10^{-4}$. Результати моделювання в такому випадку будуть наступні:

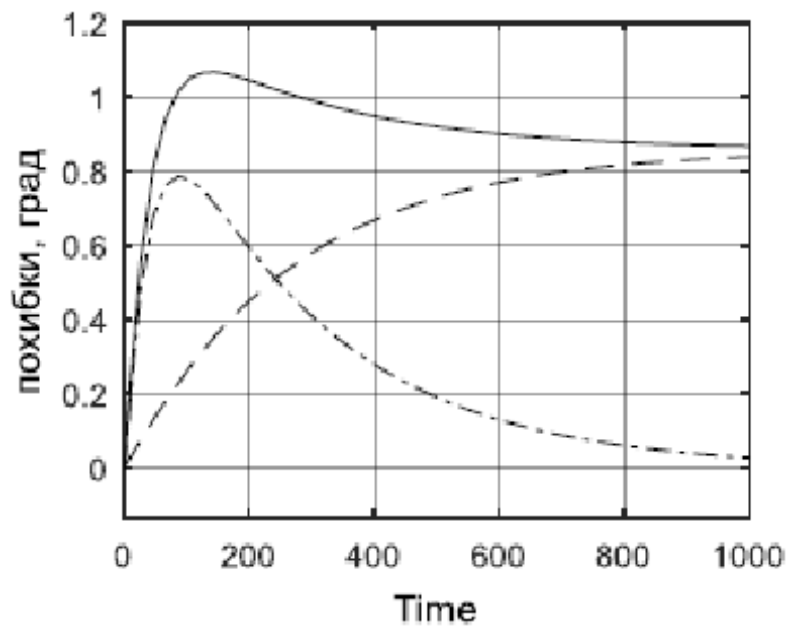


Рис. 2.8 Похибки фільтру 2-го порядку (перша схема)

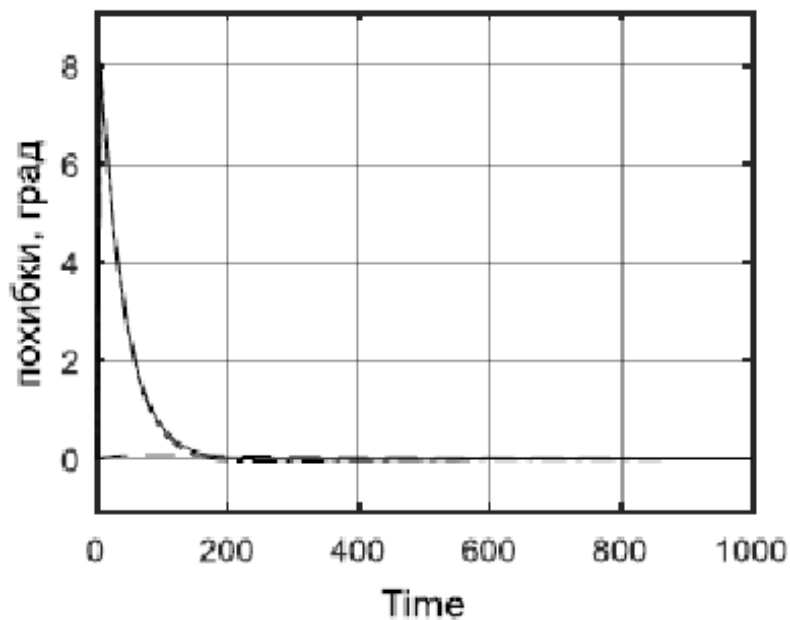


Рис. 2.9 Похибки фільтру 2-го порядку (друга схема)

Незважаючи на відсутність статичної похибки в другому варіанті, перший варіант все ж буде кращий через значно меншу максимальну похибку

$(\delta_{\max} \approx \frac{r_2}{r_1} \tau \frac{a}{g})$. При цьому не можна забувати, що якщо зменшувати

відношення $\frac{r_2}{r_1}$, то більшою ставатиме статична похибка дрейфу ДКШ $\frac{r_1}{r_2} \omega_d$.

При порівнянні рис. 2.4 та рис. 2.8 видно, що результати є достатньо близькими. Отже, для підвищення точності системи для заданих параметрів використання фільтру першого порядку буде цілком достатньо [23].

Можна зробити висновок, що базуючись на комплементарних фільтрах можна досягнути значного підвищення точності показників датчиків під дією значних лінійних прискорень.

2.6 Чисельне інтегрування кватерніонного рівняння

Для знаходження кватерніона на поточному кроці опитування датчика необхідно забезпечити процедуру чисельного інтегрування рівняння (2.15). У роботі [1] наведено вичерпну інформацію по різноманітним методам визначення орієнтації. Серед іншого, там показано методи чисельного інтегрування кватерніонного рівняння виду (2.15) за сигналами кутової швидкості різної точності.

Значення кватерніона на поточному кроці визначається виразом

$$q_{n+1} = q_n \circ \mathbf{N}_{n+1}, \quad (2.29)$$

де q_n – кватерніон попереднього кроку інтегрування; $\mathbf{N}_{n+1}$ – і є, власне, значенням інтегралу. Знаходиться воно розв'язанням наступного рівняння

$$\mathbf{N}(t) = 1 + \frac{1}{2} \int_{t_n}^t \mathbf{N}(\xi) \circ \boldsymbol{\omega}(\xi) d\xi. \quad (2.30)$$

У роботі [1] наведено наступні значення множника $\mathbf{N}$, для методів різної точності

$$\mathbf{N}_{(1)}(h) = 1 + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_o h; \quad (2.31)$$

$$\mathbf{N}_{(2)}(h) = 1 + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_o h + \frac{1}{2} \left(\boldsymbol{\varepsilon} - \frac{1}{4} |\boldsymbol{\omega}_o|^2 \right) h^2; \quad (2.32)$$

$$\mathbf{N}_{(3)}(h) = 1 + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_o h + \frac{1}{2} \left(\boldsymbol{\varepsilon} - \frac{1}{4} |\boldsymbol{\omega}_o|^2 \right) h^2 + \frac{1}{2} \left[\mathbf{a} + \frac{1}{6} \left(-3 \boldsymbol{\omega}_o \cdot \boldsymbol{\varepsilon} + \boldsymbol{\omega}_o \times \boldsymbol{\varepsilon} - \frac{1}{4} |\boldsymbol{\omega}_o|^2 \boldsymbol{\omega}_o \right) \right] h^3; \quad (2.33)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{N}_{(4)}(h) = & 1 + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_o h + \frac{1}{2} \left(\boldsymbol{\varepsilon} - \frac{1}{4} |\boldsymbol{\omega}_o|^2 \right) h^2 + \frac{1}{2} \left[\mathbf{a} + \frac{1}{6} \left(-3 \boldsymbol{\omega}_o \cdot \boldsymbol{\varepsilon} + \boldsymbol{\omega}_o \times \boldsymbol{\varepsilon} - \frac{1}{4} |\boldsymbol{\omega}_o|^2 \boldsymbol{\omega}_o \right) \right] h^3 + \\ & + \frac{1}{2} \left[\mathbf{b} + \frac{1}{4} \left(-2 \boldsymbol{\omega}_o \cdot \mathbf{a} + \boldsymbol{\omega}_o \times \mathbf{a} - \boldsymbol{\varepsilon}^2 \right) - \frac{1}{24} \left(|\boldsymbol{\omega}_o|^2 \boldsymbol{\varepsilon} + 2 (\boldsymbol{\omega}_o \cdot \boldsymbol{\varepsilon}) \boldsymbol{\omega}_o \right) + \frac{1}{192} |\boldsymbol{\omega}_o|^4 \right] h^4. \end{aligned} \quad (2.34)$$

Нижній індекс при $\mathbf{N}$ позначає порядок методу. Компоненти $\boldsymbol{\omega}_o$, $\boldsymbol{\varepsilon}$, $\mathbf{a}$ і $\mathbf{b}$ – постійні вектори, значення яких на кожному кроці інтегрування визначаються шляхом поліноміального інтерполювання значень вимірюної кутової швидкості.

Методи (2.33) і (2.34) досить складно реалізувати на практиці через велику кількість векторних добутків та необхідність мати додатково компоненти $\mathbf{a}$ і $\mathbf{b}$, що також може затримати роботу програми. Проте, при синтезі систем високої точності їх цілком можна впровадити.

Для нашої курсовертикалі було вибрано метод другого порядку: він значно випереджає за точністю (2.31), згідно з [1], проте не становить значних труднощів при синтезі програмного забезпечення.

2.7 Вибір апаратного забезпечення курсовертикалі

Щоб реалізувати макет системи курсовертикалі, було обрано мікроелектромеханічний IBM MPU6050 з мікроконтролером ARDUINO.

На рис. 2.9 зображена плата GY-521 з датчиком MPU6050, що має на борту 16-бітний АЦП (аналого-цифровий перетворювач).

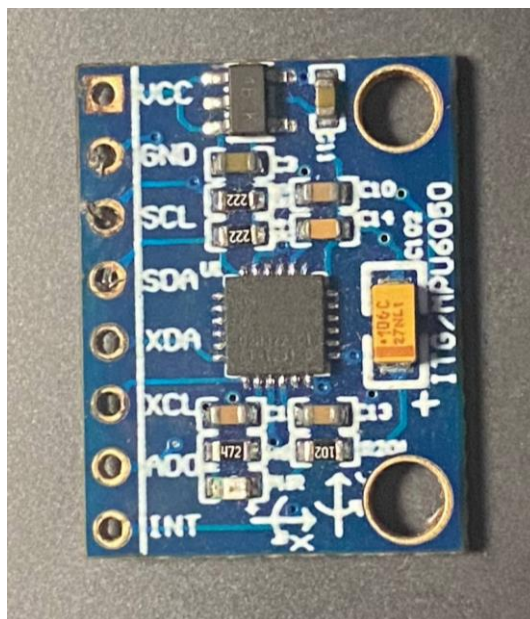


Рис.2.9 Блок ЧЕ з датчиком MPU6050

Технічна специфікація блоку чутливих елементів приведена в таблиці 3.

Таблиця 3 Технічні характеристики MPU6050

Живлення: вбудований 16-бітний АЦП	3.3 - 5.0 В
Чіп	MPU-6050
Діапазон ДКШ	$\pm 250 \pm 500 \pm 1000 \pm 2000$ °/с
Діапазон акселерометра	$\pm 2 \pm 4 \pm 8 \pm 16$ g
Протокол підключення	IIC (I2C / TWI)
Розміри	20 x 16 мм

Щоб обробляти інформацію, котра надходить з датчиків, використовується плата Arduino Nano, зображена на рис. 2.10. На борту вона має 32 кБ flash-пам'яті, 2 кБ RAM, тактова частота 16 МГц, 5 аналогових і 14 цифрових входів, 6 з котрих мають широтно-імпульсний модулятор (ШІМ), а також окремих 2 входи для інтерфейсу I2C.

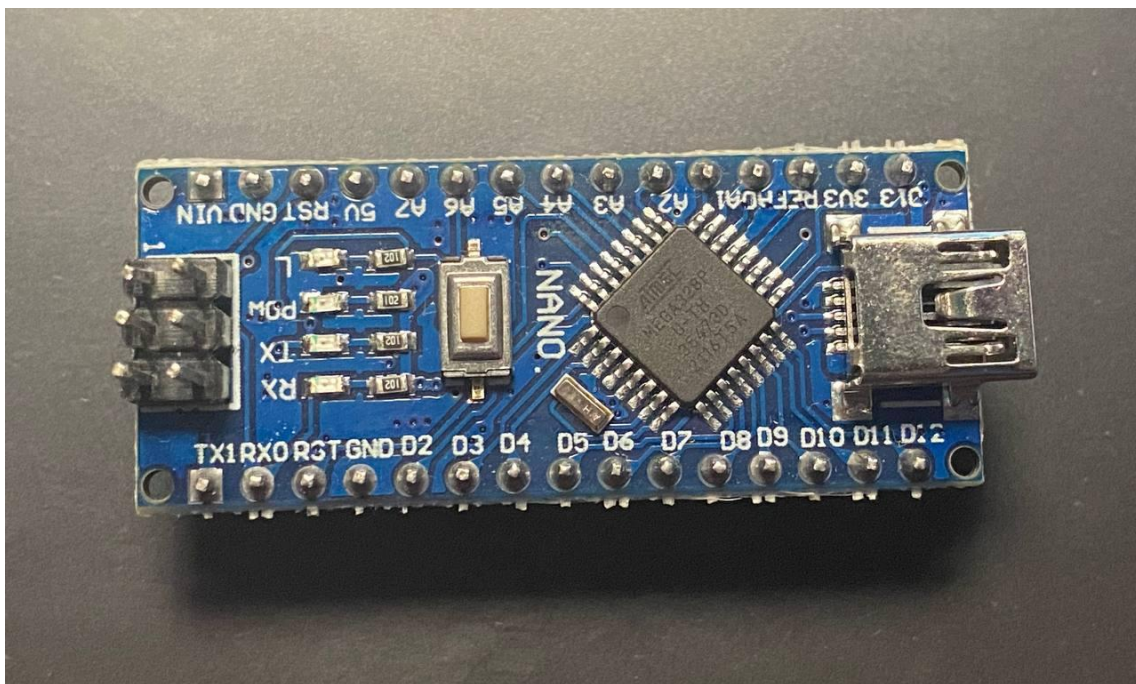


Рис. 2.10 Arduino Nano

На рис. 2.11 продемонстровано схему підключення MPU6050 до плати Arduino Nano.

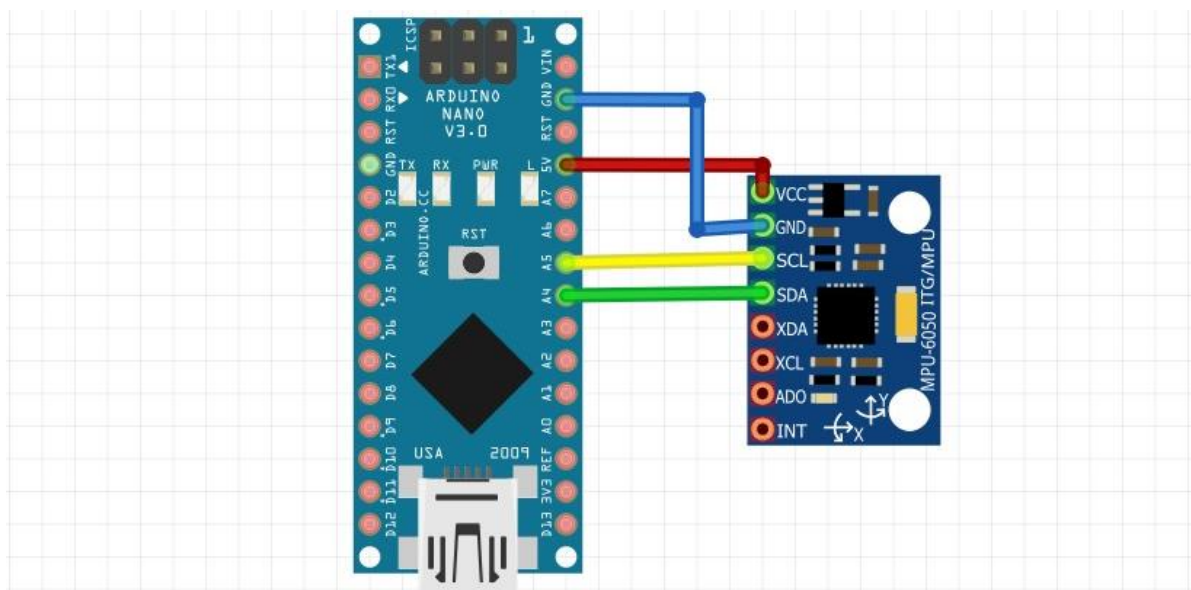


Рис. 2.11 Схематичне підключення IBM до Arduino Nano

Щоб провести калібрування та експериментальні дослідження, необхідне спеціальне оснащення. IBM закріплюється на спеціальному макеті

на платформі, що зручно кріпиться до експериментальних та калібрувальних стендів.

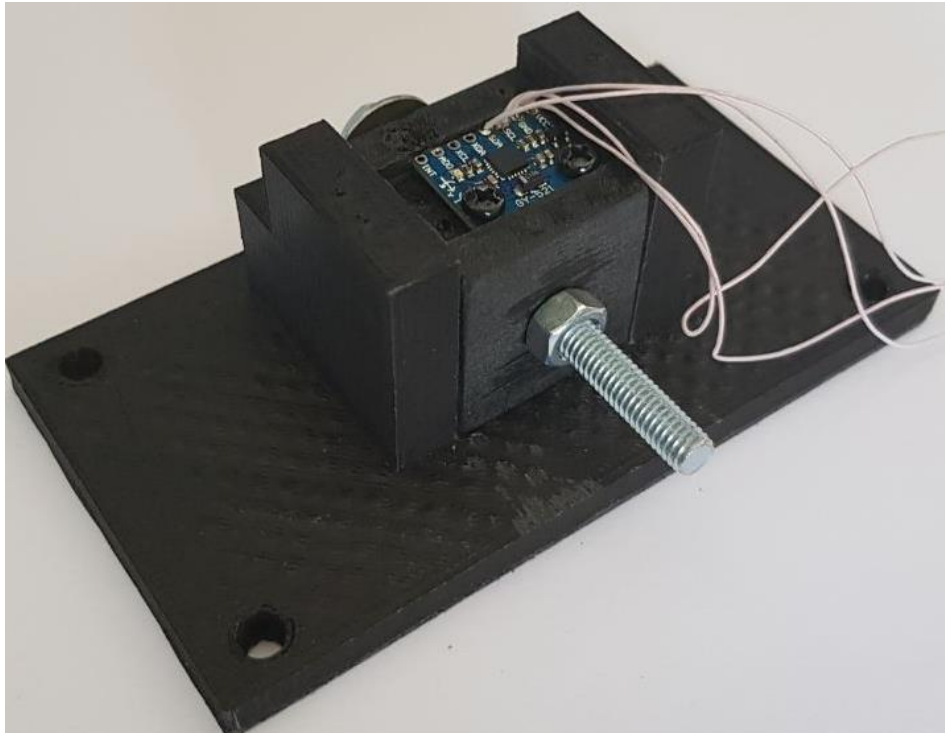


Рис. 2.12. Блок чутливих елементів на спеціальній оснастці

2.7 Калібрування блоку чутливих елементів

Зміщення нуля гіроскопа та низька точність в умовах тривалої роботи є основними недоліками MEMS датчиків.

Щоб розпочати роботу з MEMS системою, спочатку необхідно провести процедуру калібрування, основна задача якої – визначити параметри моделі сигналів ДКШ та акселерометра, аби використати їх при подальших розрахунках дійсних значень абсолютної кутової швидкості та уявного прискорення.

Калібрування акселерометрів

Для калібрування блоку акселерометрів використовується ОДГ (оптичні ділильні головки), що можуть визначити точність повороту ІВМ в діапазоні 5-

10 кутових секунд. Це дозволяє досить точно виставляти базові осі ІВМ відносно вектора g [24].

На рис. 2.13 зображена оптична ділильна головка моделі ОДГС-5.

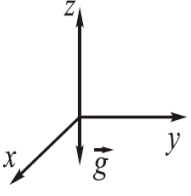
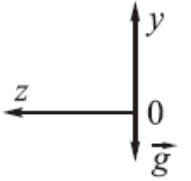
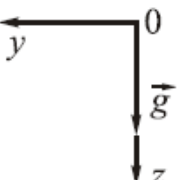
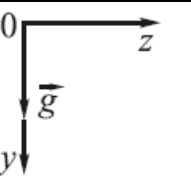
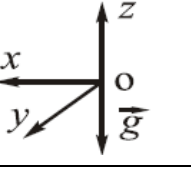
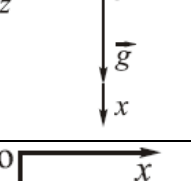
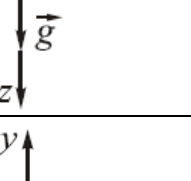
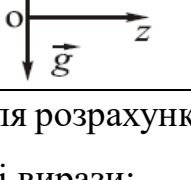


Рис. 2.13 Оптична ділильна головка ОДГС-5

ІВМ або аналогічне обладнання, що буде піддаватися тестуванню, повинно мати принаймні дві базові перпендикулярні поверхні. Ці поверхні будуть формувати базові вісі приладу. Монтаж модуля здійснюється, розмістивши одну поверхню на площині оптичної ділильної головки і натискаючи іншу поверхню на одну з поверхонь площини. Так забезпечують паралельність однієї з вісей ІВМ до осі обертання ОДГ.

В представлений нижче таблиці 4 визначено значення моделі вихідних сигналів блоку акселерометрів.

Таблиця 4 Вихідні сигнали акселерометрів

№	Орієнтація	Проекції прискорення	Вихідні сигнали акселерометрів
Поворот навколо осі Ox			
1		$a_x = 0$ $a_y = 0$ $a_z = g$	$U_{ax1} = B_{ax} + g \cdot k_{13}$ $U_{ay1} = B_{ay} + g \cdot k_{23}$ $U_{az1} = B_{az} + g \cdot k_{33}$
2		$a_x = 0$ $a_y = g$ $a_z = 0$	$U_{ax2} = B_{ax} + g \cdot k_{12}$ $U_{ay2} = B_{ay} + g \cdot k_{22}$ $U_{az2} = B_{az} + g \cdot k_{32}$
3		$a_x = 0$ $a_y = 0$ $a_z = -g$	$U_{ax3} = B_{ax} - g \cdot k_{13}$ $U_{ay3} = B_{ay} - g \cdot k_{23}$ $U_{az3} = B_{az} - g \cdot k_{33}$
4		$a_x = 0$ $a_y = -g$ $a_z = 0$	$U_{ax4} = B_{ax} - g \cdot k_{12}$ $U_{ay4} = B_{ay} - g \cdot k_{22}$ $U_{az4} = B_{az} - g \cdot k_{32}$
Поворот навколо осі Oy			
5		$a_x = 0$ $a_y = 0$ $a_z = g$	$U_{ax5} = B_{ax} - g \cdot k_{13}$ $U_{ay5} = B_{ay} - g \cdot k_{23}$ $U_{az5} = B_{az} - g \cdot k_{33}$
6		$a_x = -g$ $a_y = 0$ $a_z = 0$	$U_{ax6} = B_{ax} - g \cdot k_{11}$ $U_{ay6} = B_{ay} - g \cdot k_{21}$ $U_{az6} = B_{az} - g \cdot k_{31}$
7		$a_x = 0$ $a_y = 0$ $a_z = -g$	$U_{ax7} = B_{ax} - g \cdot k_{13}$ $U_{ay7} = B_{ay} - g \cdot k_{23}$ $U_{az7} = B_{az} - g \cdot k_{33}$
8		$a_x = g$ $a_y = 0$ $a_z = 0$	$U_{ax8} = B_{ax} - g \cdot k_{11}$ $U_{ay8} = B_{ay} - g \cdot k_{21}$ $U_{az8} = B_{az} - g \cdot k_{31}$

Для розрахунку параметрів блоку акселерометрів необхідно використати наступні вирази:

$$\begin{aligned}
B_{ax} &= \frac{1}{8} \sum_{i=1}^8 U_{axi}, B_{ay} = \frac{1}{8} \sum_{i=1}^8 U_{ayi}, B_{az} = \frac{1}{8} \sum_{i=1}^8 U_{azi}, \\
k_{11} &= \frac{1}{2g} (U_{ax6} - U_{ax8}), k_{12} = \frac{1}{2g} (U_{ax4} - U_{ax2}), k_{13} = \frac{1}{4g} (U_{ax3} + U_{ax7} - U_{ax1} - U_{ax5}), \\
k_{21} &= \frac{1}{2g} (U_{ay6} - U_{ay8}), k_{22} = \frac{1}{2g} (U_{ay4} - U_{ay2}), k_{23} = \frac{1}{4g} (U_{ay3} + U_{ay7} - U_{ay1} - U_{ay5}), \\
k_{31} &= \frac{1}{2g} (U_{az6} - U_{az8}), k_{32} = \frac{1}{2g} (U_{az4} - U_{az2}), k_{33} = \frac{1}{4g} (U_{az3} + U_{az7} - U_{az1} - U_{az5}).
\end{aligned}
\tag{2.29}$$

З використанням вище приведених коефіцієнтів відкалібруємо вихідний сигнал блоку акселерометрів використовуючи наступний вираз:

$$\begin{bmatrix} U_{ax} \\ U_{ay} \\ U_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{ax} \\ B_{ay} \\ B_{az} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{ax} \\ n_{ay} \\ n_{az} \end{bmatrix}. \tag{2.5}$$

де U_{ax}, U_{ay}, U_{az} – сигнали акселерометра на виході, B_{ax}, B_{ay}, B_{az} – нульові сигнали, k_{11}, k_{22}, k_{33} – масштабні коефіцієнти, a_x, a_y, a_z – це проекції уявного прискорення, n_{ax}, n_{ay}, n_{az} – шуми, решта елементів у матриці 3×3 – це коефіцієнти перехресної чутливості.

Зрозуміло, що задля розрахунку параметрів акселерометрів за формулами (2.35) потрібно знати модуль вектора g саме там, де відбуваються виміри.

Калібрування гіроскопів

Вихідні сигнали гіроскопів залежать не тільки від вимірюваних проекцій кутової швидкості, але й від прискорень, тому для калібрування ДКШ потрібно встановити тестові параметри як для прискорень, так і для кутової швидкості. У результаті процес калібрування розділяється на два етапи. Під час першого визначається кутова швидкість обертання, а під час другого нерухомий ІВМ розміщується в різних положеннях щодо g .



Рис. 2.14 Поворотний стенд МПУ-1 зі встановленим ІВМ

$$\begin{bmatrix} U_{\omega x} \\ U_{\omega y} \\ U_{\omega z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{\omega x}^* \\ U_{\omega y}^* \\ U_{\omega z}^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{\omega x} \\ n_{\omega y} \\ n_{\omega z} \end{bmatrix}, \quad (2.36)$$

де

$$\begin{bmatrix} U_{\omega x}^* \\ U_{\omega y}^* \\ U_{\omega z}^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{\omega x 0} \\ U_{\omega y 0} \\ U_{\omega z 0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_{\omega x} \\ n_{\omega y} \\ n_{\omega z} \end{bmatrix}.$$

Під час калібрування на обертовому стенді фіксується N значень кутової швидкості обертання в потрібному діапазоні для вимірювань гіроскопа (ДКШ). Це здійснюється з метою уточнення побудови статичної характеристики.

При проведенні вимірювань протягом процесу калібрування вихідні сигнали ДКШ усереднюються для зменшення значення шумів n_{ax}, n_{ay}, n_{az} . З цієї причини в подальшому в розрахунках ці шуми не будуть враховані. Для і-го вимірювання отримаємо наступний вираз:

$$\begin{bmatrix} U_{\omega xi} \\ U_{\omega yi} \\ U_{\omega zi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{\omega x}^* \\ U_{\omega y}^* \\ U_{\omega z}^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{x0} \\ \omega_{y0} \\ \omega_{z0} \end{bmatrix}. \quad (2.37)$$

У Таблиці 4 наведені проекції кутових швидкостей обертання Землі на осях інерціального вимірювального модуля для зазначених положень його вісей при калібруванні на оптичній ділильній головці.

Таблиця 4 Проекції кутових швидкостей обертання Землі на осях ІВМ

№ положення вісі	Проекції кутових швидкостей обертання Землі	Вихідні сигнали гіроскопа
1	$\omega_x = \Omega_\Gamma$ $\omega_y = 0$ $\omega_z = \Omega_B$	$U_{\omega x1} = r_{11}\Omega_\Gamma + r_{13}\Omega_B + b_{13}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y1} = r_{21}\Omega_\Gamma + r_{23}\Omega_B + b_{23}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z1} = r_{31}\Omega_\Gamma + r_{33}\Omega_B + b_{33}g + U_{\omega z0}$
2	$\omega_x = \Omega_\Gamma$ $\omega_y = \Omega_B$ $\omega_z = 0$	$U_{\omega x2} = r_{11}\Omega_\Gamma + r_{12}\Omega_B + b_{12}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y2} = r_{21}\Omega_\Gamma + r_{22}\Omega_B + b_{22}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z2} = r_{31}\Omega_\Gamma + r_{32}\Omega_B + b_{32}g + U_{\omega z0}$
3	$\omega_x = \Omega_\Gamma$ $\omega_y = 0$ $\omega_z = -\Omega_B$	$U_{\omega x3} = r_{11}\Omega_\Gamma + r_{13}\Omega_B + b_{13}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y3} = r_{21}\Omega_\Gamma + r_{23}\Omega_B + b_{23}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z3} = r_{31}\Omega_\Gamma + r_{33}\Omega_B + b_{33}g + U_{\omega z0}$
4	$\omega_x = \Omega_\Gamma$ $\omega_y = -\Omega_B$ $\omega_z = 0$	$U_{\omega x4} = r_{11}\Omega_\Gamma - r_{12}\Omega_B + b_{12}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y4} = r_{21}\Omega_\Gamma - r_{22}\Omega_B + b_{22}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z4} = r_{31}\Omega_\Gamma - r_{32}\Omega_B + b_{32}g + U_{\omega z0}$
5	$\omega_x = 0$ $\omega_y = \Omega_\Gamma$ $\omega_z = \Omega_B$	$U_{\omega x5} = r_{11}\Omega_\Gamma + r_{13}\Omega_B + b_{13}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y5} = r_{21}\Omega_\Gamma + r_{23}\Omega_B + b_{23}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z5} = r_{31}\Omega_\Gamma + r_{33}\Omega_B + b_{33}g + U_{\omega z0}$

6	$\omega_x = -\Omega_B$ $\omega_y = \Omega_\Gamma$ $\omega_z = 0$	$U_{\omega x6} = -r_{11}\Omega_\Gamma + r_{12}\Omega_B - b_{11}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y6} = -r_{21}\Omega_\Gamma + r_{22}\Omega_B - b_{21}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z6} = -r_{31}\Omega_\Gamma + r_{32}\Omega_B - b_{31}g + U_{\omega z0}$
7	$\omega_x = 0$ $\omega_y = \Omega_\Gamma$ $\omega_z = -\Omega_B$	$U_{\omega x7} = r_{11}\Omega_\Gamma - r_{13}\Omega_B - b_{13}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y7} = r_{21}\Omega_\Gamma - r_{23}\Omega_B - b_{23}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z7} = r_{31}\Omega_\Gamma - r_{33}\Omega_B - b_{33}g + U_{\omega z0}$
8	$\omega_x = \Omega_B$ $\omega_y = \Omega_\Gamma$ $\omega_z = 0$	$U_{\omega x8} = -r_{11}\Omega_\Gamma + r_{12}\Omega_B + b_{11}g + U_{\omega x0}$ $U_{\omega y8} = -r_{21}\Omega_\Gamma + r_{22}\Omega_B + b_{21}g + U_{\omega y0}$ $U_{\omega z8} = -r_{31}\Omega_\Gamma + r_{32}\Omega_B + b_{31}g + U_{\omega z0}$

У відповідності до рівнянь в останній колонці таблиці 4 знаходимо коефіцієнти чутливості до прискорень b_{ij} :

$$\begin{aligned}
b_{11} &= \frac{(U_{\omega x8} - U_{\omega x6})}{2g} - \frac{r_{11}\Omega_B}{g}; b_{12} = \frac{(U_{\omega x2} - U_{\omega x4})}{2g} - \frac{r_{12}\Omega_B}{g}; \\
b_{21} &= \frac{(U_{\omega x8} - U_{\omega x6})}{2g} - \frac{r_{21}\Omega_B}{g}; b_{22} = \frac{(U_{\omega x2} - U_{\omega x4})}{2g} - \frac{r_{22}\Omega_B}{g}; \\
b_{31} &= \frac{(U_{\omega x8} - U_{\omega x6})}{2g} - \frac{r_{31}\Omega_B}{g}; b_{32} = \frac{(U_{\omega x2} - U_{\omega x4})}{2g} - \frac{r_{32}\Omega_B}{g}; \\
b_{13} &= \frac{(U_{\omega x1} - U_{\omega x3} + U_{\omega x5} - U_{\omega x7})}{4g} - \frac{r_{13}\Omega_B}{g}; \\
b_{23} &= \frac{(U_{\omega x1} - U_{\omega x3} + U_{\omega x5} - U_{\omega x7})}{4g} - \frac{r_{23}\Omega_B}{g}; \\
b_{33} &= \frac{(U_{\omega x1} - U_{\omega x3} + U_{\omega x5} - U_{\omega x7})}{4g} - \frac{r_{33}\Omega_B}{g};
\end{aligned} \tag{2.38}$$

та дрейфу нулів $U_{\omega x0}, U_{\omega y0}, U_{\omega z0}$:

$$\begin{aligned}
U_{\omega x0} &= \frac{1}{8} \sum_{i=1}^8 U_{axi} - \frac{(r_{11} + r_{12})\Omega_\Gamma}{2}; \\
U_{\omega y0} &= \frac{1}{8} \sum_{i=1}^8 U_{ayi} - \frac{(r_{21} + r_{22})\Omega_\Gamma}{2}; \\
U_{\omega z0} &= \frac{1}{8} \sum_{i=1}^8 U_{azi} - \frac{(r_{31} + r_{32})\Omega_\Gamma}{2};
\end{aligned} \tag{2.39}$$

Процес калібрування ДКШ можна вважати закінченим тоді, коли обраховані всі параметри моделі вихідних сигналів гіроскопів відповідно до формул (2.38) та (2.39).

У результаті проведеної процедури калібрування ІВМ за описаними вище процедурами було отримано наступні матриці коефіцієнтів:

1) Акселерометри –

$$K^{-1} = \begin{bmatrix} -0,2653 & -1,0029 & -0,007 \\ 0,9927 & -0,2789 & 0,0519 \\ -0,0603 & -0,0038 & -0,2599 \end{bmatrix};$$

$$U_{a0} = \begin{bmatrix} -0,0889 \\ 0,2186 \\ 0,9651 \end{bmatrix}.$$

2) Гіроскопи –

$$R^{-1} = \begin{bmatrix} 0,1717 & -0,0002 & -0,0009 \\ -0,0002 & 0,1675 & 0,0002 \\ 0,0012 & 0,0378 & 0,1745 \end{bmatrix};$$

$$U_{\omega 0} = \begin{bmatrix} 0,0262 \\ 0,0347 \\ 0,0504 \end{bmatrix}.$$

2.8 Програмне забезпечення курсовертикалі

Показані в роботі [1] методи інтегрування Пікара для рівняння Пуассона досить громіздкі і складні. Очевидно, що рівняння (2.32) реалізувати важко. Разом із тим, за точністю вони переважають аналоги. Показані у пункті 2.3 коефіцієнти цілком можна організувати у вигляді додаткових функцій, або навіть бібліотек для спрощення синтезу програмного забезпечення (ПЗ), тому їх не треба буде відтворювати постійно.

Як правило, для математичного моделювання отриманих алгоритмів, перевірки адекватності та точності використовувалося середовище Matlab, проте воно мало підходить для синтезу ПЗ для мікроконтролерів. Для Matlab

існує велика кількість тулбоксів для роботи із популярними обчислювачами. Наявні засоби для переформатування коду на мову C, проте ми не можемо контролювати якість цього коду і його подальша оптимізація може виявитись надто складною. Все це підштовхує до реалізації алгоритмів виду (2.32) та формул (2.20) одразу на C-подібній мові програмування, наприклад, у сериовищі Arduino IDE.

Огляд розроблених процедур почнемо із службових функцій.

Отримані із MPU6050 сигнали з акселерометрів та гіроскопів проходять калібрування у функції **calibr**. Її текст представимо нижче

```
float calibr (Ax, Ay, Az, Omx, Omy, Omz){
float  Ua[3] = {Ax, Ay, Az};
float  Uom[3] = {Omx, Omy, Omz};
float  K[3][3] = {-0.2653, -1.0029, -0.007;
                  0.9927, -0.2789, 0.0519;
                  -0.0603, -0.0038, -0.2599};
float  Ua0[3] = {-0.0889, 0.2186, 0.9651};
float  R[3][3] = {0.1717, -0.0002, -0.0009;
                  -0.0002, 0.1675, 0.0002;
                  0.0012, 0.0378, 0.1745};
float  Uom0[3] = {0.0262, 0.03347, 0.0504};
float[3] A = K*(Ua-Ua0);
float[3] OM = R*(Uom-Uom0);

return A;
return OM
}
```

Необхідно також було отримувати результати у вигляді кутів нахилу модуля за формулами **Ошибка! Источник ссылки не найден..** для цього була створена процедура **quat2ug**.

```
float quat2ug(L)
{
Psi    =  atan2(2*(-L(1)*L(4)+L(2)*L(3)),(L(1)^2-L(2)^2+L(3)^2-L(4)^2));
Theta =  asin(2*(L(1)*L(2)+L(3)*L(4)));
Phi    =  -atan2(2*(L(2)*L(4)-L(1)*L(3)),(L(1)^2-L(2)^2-L(3)^2+L(4)^2));
return Psi;
return Theta;
return Phi;
```

}

Алгоритм (2.32) реалізовано у окремій процедурі **Pic_2_ord**. Її текст наведемо нижче

```
float Pic_2_ord (h, om0, om1, Q0)
{
float E[3][3]={1,1,1;1,1,1;1,1,1};

float om0x=cossem(om0);
float om1x=cossem(om1);

float Ax=(-25*om0x+48*om1x-36*om2x+16*om3x-3*om4x)/24;
float Bx=(35*om0x-104*om1x+114*om2x-56*om3x+11*om4x)/72;

float N1 = E +
(om0x*4+Ax*(4^2)+Bx*(4^3)+Cx*(4^4)+Dx*(4^5))*h;

float K22 = (om0x^2)/2;
float K23 = (2*om0x*Ax+Ax*om0x)/3;
float K24 = (3*om0x*Bx+2*(Ax^2)+Bx*om0x)/4;
float K25 = (4*om0x*Cx+3*Ax*Bx+2*Bx*Ax+Cx*om0x)/5;
float K26 =
(5*om0x*Dx+4*Ax*Cx+3*(Bx^2)+2*Cx*Ax+Dx*om0x)/6;
float K27 = (5*Ax*Dx+4*Bx*Cx+3*Cx*Bx+2*Dx*Ax)/7;
float K28 = (5*Bx*Dx+4*(Cx^2)+3*Dx*Bx)/8;
float K29 = (5*Cx*Dx+4*Dx*Cx)/9;
float K210 = (5*(Dx^2))/10;

Qk=Q0*N;
return Qk;
}
```

Головна функція БКВ виконує опитування сигналів акселерометрів та гіроскопів. Пройшовши калібрування, дані потрапляють у головний цикл інтегрування. Крок циклу інтегрування є різницею часу від приходу сигналу з датчиків і до початку циклу. Нажаль він не може бути сталим, і досліди показали, що час спрацювання одного такту програми може дещо відрізнятися. Головний цикл проводить підготовку необхідних точок кутової швидкості та прискорення і разом із кроком інтегрування передає до функції **Pic_2_ord**. У цій же функції йде розрахунок за алгоритмом комплементарного фільтру У кінці

кожного циклу інтегрування розраховується кути основи функцією `mnk2ug`. Кути орієнтації виводяться у монітор порту Arduino IDE. Текст головної функції занадто громіздкий і його наведено наведено у Додатку А.

2.9 Результати проведених експериментів

Основною метою було перевірка адекватності розробленого алгоритмічного забезпечення і аналіз точності отриманої системи.

Дослідження курсовертикалі проводилося на одновісному поворотному стенді на швидкості обертання $90^\circ / \text{с}$.

Нижче наведено результати роботи БКВ.

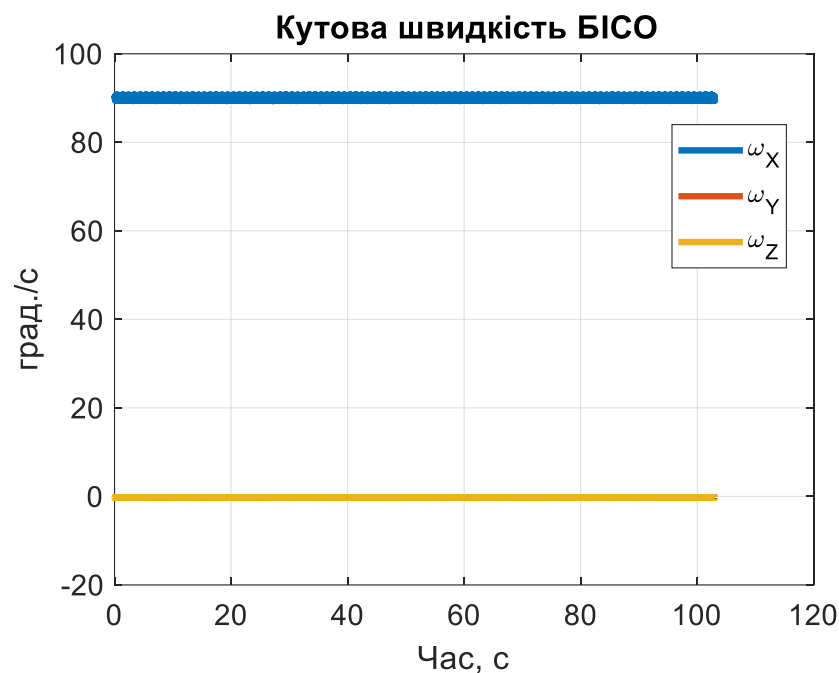


Рис.2.15 Обертання модуля навколо осі X

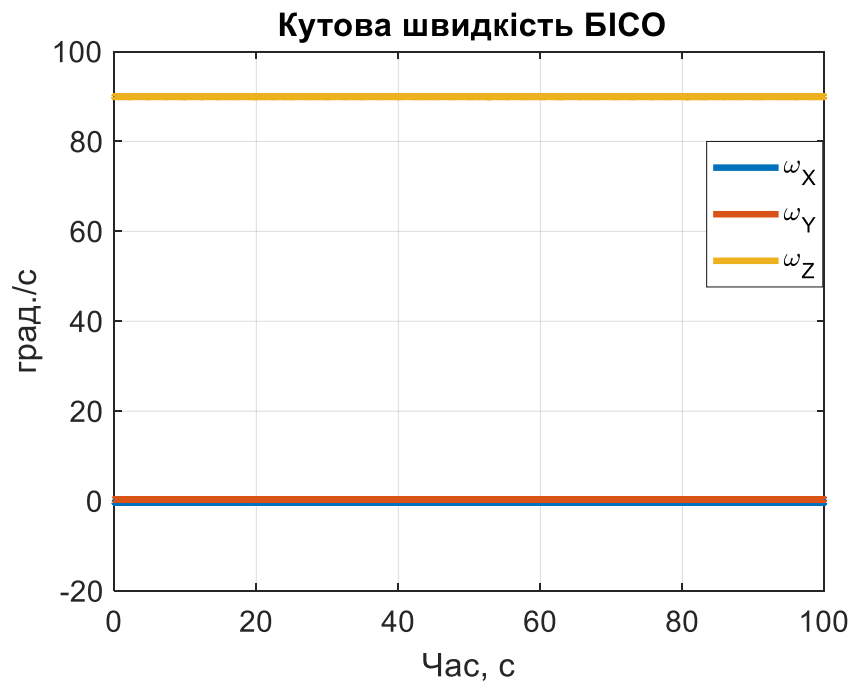


Рис. 2.16 Обертання модуля навколо осі Y

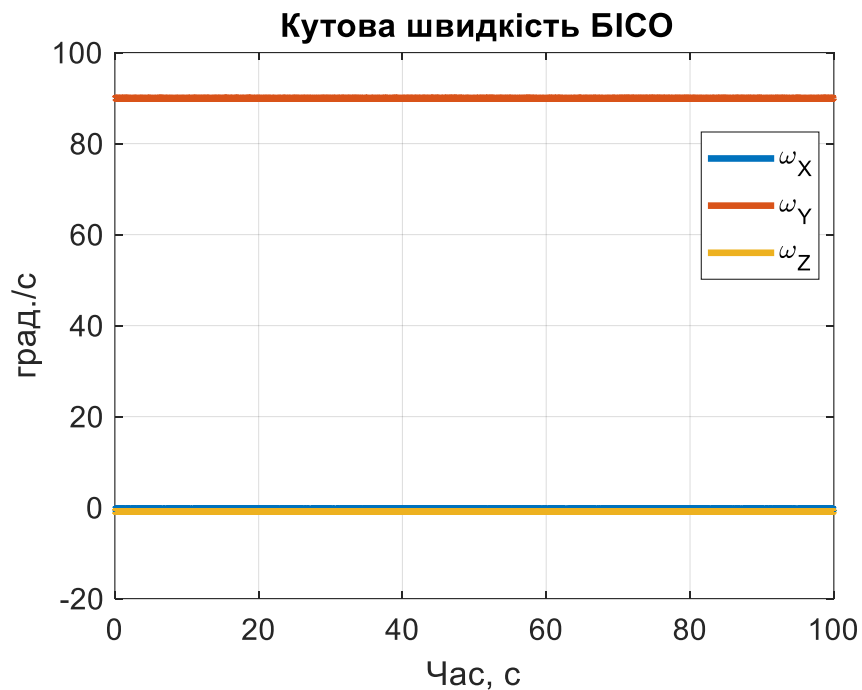


Рис. 2.17. Обертання модуля навколо осі Z

З приведених на рис.2.15 – 2.17 графіків видно, що обертання навколо інших осей практично відсутнє. З таких умов, можна буде побачити відхилення кута, зумовлене поворотом стенду. Осереднені значення кутових швидкостей вимірюваних ДКШ становлять: $\omega_x = 89,96^\circ / c$, $\omega_y = 89,95^\circ / c$, $\omega_z = 89,97^\circ / c$, що є прийнятним за точністю.

На рис.2.18 - 2.20 представлені графіки результатів моделювання БКВ за умов обертання з постійною швидкістю. Виділений час роботи системи складає 1 с, що дозволяє легко проаналізувати отриману точність.

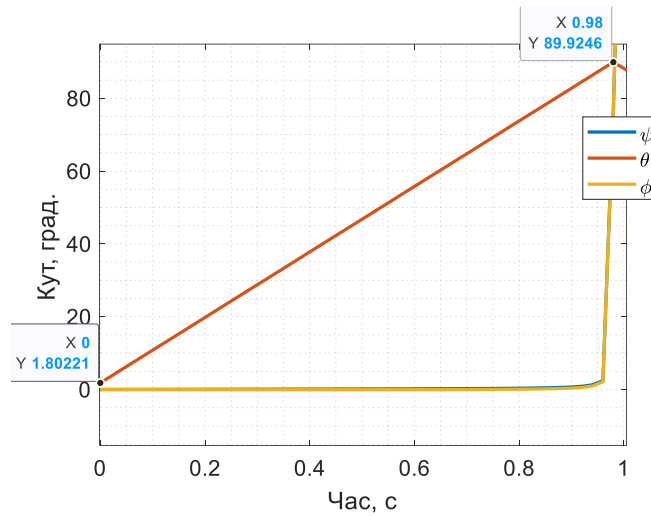


Рис. 2.18 Поворот основи навколо ОХ

Під час обертання навколо ОХ стенд за 1 с мав відхилитись на $89,96^\circ$. Проте, з рис. 2.18 видно, відхилення $\theta = 89,21^\circ$. Так, похибка системи становить $0,75^\circ$.

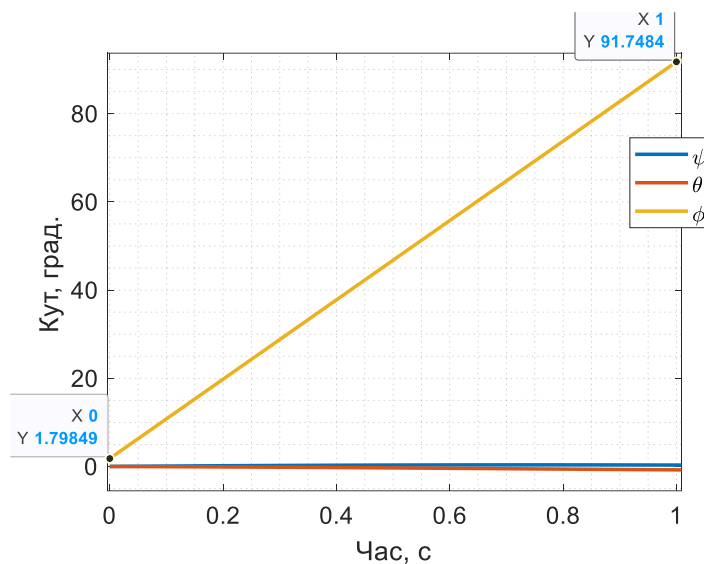


Рис. 2.19 Поворот основи навколо ОУ

При обертанні навколо ОУ відхилення мало скласти $89,95^\circ$ за 1 с. На рис. 2.19 видно, що кут відхилення становить $\phi = 89,95^\circ$. Таким чином, похибка системи має величину меншу за 10^{-3} градуса.

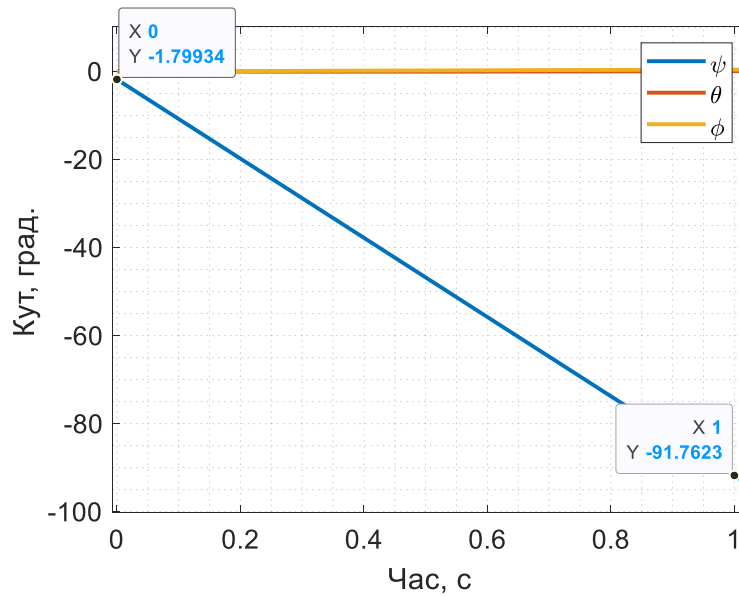


Рис. 2.20 Поворот основи навколо OZ

Відхилення при обертанні навколо OY мало скласти $89,97^\circ$. З рис. 2.20 видно, що кут відхилення склав $\psi = 89,96^\circ$. Таким чином, похибка системи склала $0,01^\circ$.

Для аналізу роботоспроможності розробленої системи було проведено статичні випробування. Протягом тривалого часу IBM було встановлено на умовно нерухомій основі. Вісь Z було направлено вертикально вгору. На рис.2.21 наведено графіки кутової швидкості, на рис.2.22 – прискорення, виміряне акселерометрами.

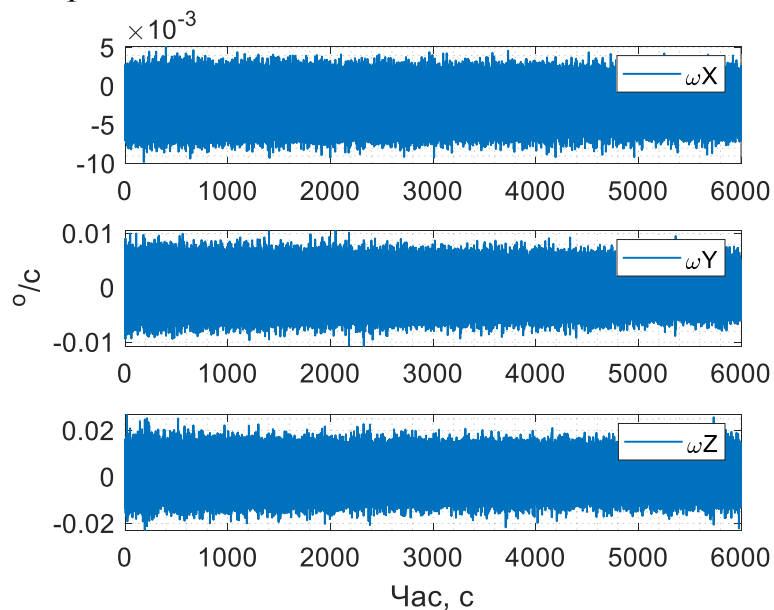


Рис.2.22 Кутова швидкість IBM на нерухомій основі

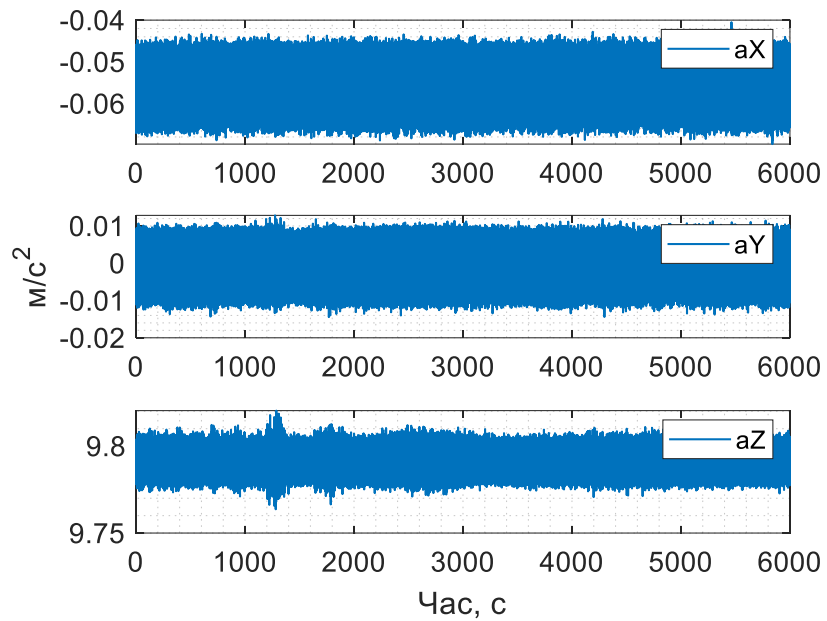


Рис.2.23 Сигнали акселерометрів IBM на нерухомій основі

Ці сигнали були використані і подані на алгоритм БКВ в ході дослідження. В результаті було отримано кути орієнтації після роботи програмного алгоритму (рис.2.24).

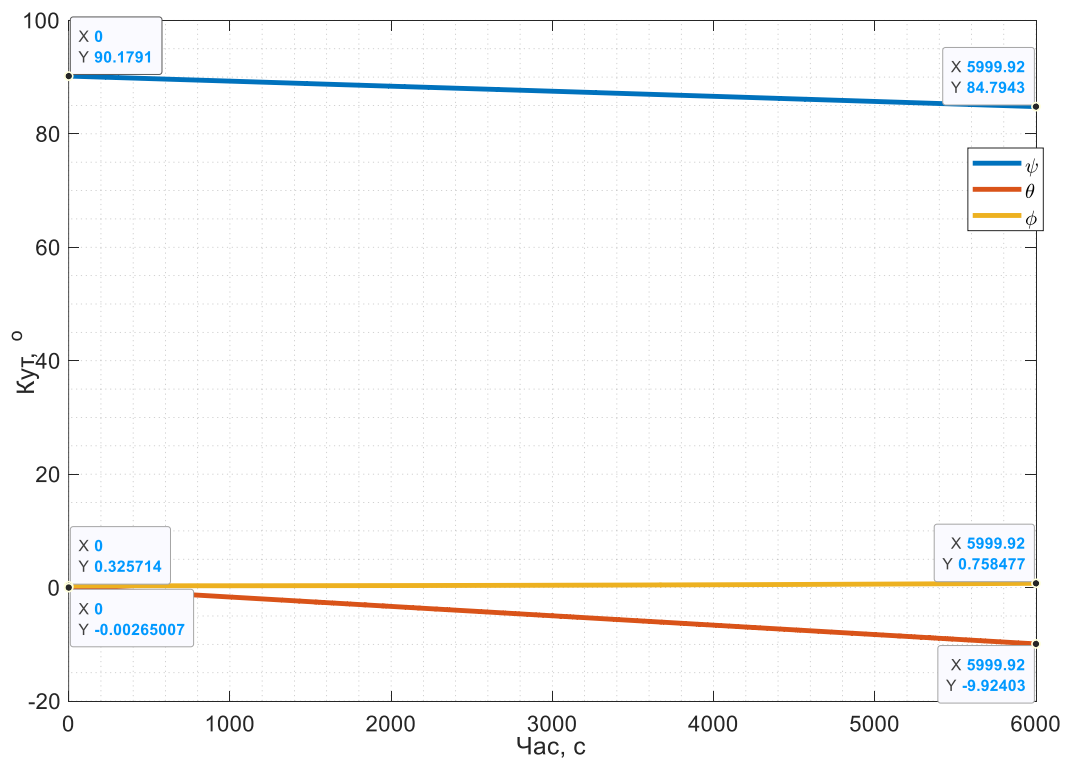


Рис.2.24 Кінематика БКВ на нерухомій основі

З рис.2.24 добре видно, що похибка системи склала: $\Delta\psi = 5.3848^\circ$, $\Delta\theta = 9.9214^\circ$, $\Delta\phi = 0.4328^\circ$. Отримана похибка надзвичайно мала для дешевого

мікромеханічного ІВМ. Відмітимо, що для іншої сталої часу комплементарного фільтра результат може суттєво відрізнятись.

Висновки до Розділу 2

Надзвичайна актуальність інерціальних навігаційних рішень у найширших сферах застосування вимагає використання алгоритмічного забезпечення підвищення точності. Однак високоточні чутливі елементи є не завжди. Запропонований підхід розробки з використанням комплементарного фільтра дозволяє поєднувати вимірювання гіроскопів і акселерометрів для значного підвищення точності системи.

Отримана система містить усі необхідні компоненти та показала належну продуктивність. Для подальшого використання з високоточними датчиками достатньо встановити відповідні калібрувальні коефіцієнти наявного інерціального вимірювального блоку.

РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА СТАРТАПУ «ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ БЕЗПЛАТФОРМОВОЇ КУРСОВЕРТИКАЛІ»

3.1 Ідея проекту та технологічний аудит стартап-проекту

Сьогодні сфера інерціальної навігації та орієнтації бурхливо розвивається і швидкість цього розвитку безупинно росте. Точність безплатформових інерціальних систем збільшується, все більш дешевими стають компоненти цих систем (особливо низькоточні ЧЕ), стрімко розвивається мікропроцесорна техніка, а області використання інерціальних датчиків постійно розширюються. Все це обумовлює стрімке зростання попиту на БІНС.

На сучасний момент система навігації, яка може забезпечити тривалу стійкість орієнтації в просторі, застосовується переважно в області оборони. Крім того, вона присутня у висококласних цивільних БПЛА, які є дорогими і недоступними для широкого загалу.

Стартап має на меті вирішити проблему недоступності високоточних навігаційних систем БПЛА для цивільного населення завдяки використанню МЕМС елементів, а також завдяки оптимізації алгоритмів і процесів визначення орієнтації.

В додаток до цього, даний стартап вирішить проблематику високої вартості подібних систем. Звісно, що будь-який стартап підпадає під вплив ризиків та компромісів, що виникають протягом реалізації задумки. В цьому розділі представлено поетапне планування стартап-проекту, план його реалізації та можливі перспективи проекту.

Таблиця 5 демонструє уявлення про ідею, зміст та потенційні ринки збуту, де необхідно шукати цільові групи потенціальних покупців [25].

Таблиця 5 Опис ідеї стартап-проекту

Суть ідеї	Області застосування	Перспективи для користувачів
Застосування курсовертикалі, базованої на MEMS	1. Військова сфера	Наразі БПЛА є чи не найперспективнішим напрямком у військовій справі, використовуються як для розвідки, захисту, так і для атаки по ворожим групам та техніці. Розроблене програмне забезпечення може значно підвищити точність у всіх вищезгаданих операціях
	2. Сфера послуг	Використання системи в сфері послуг може пришвидшити розвиток кур'єрських дронів у сфері доставки від харчів та одягу до будівельних матеріалів та ліків
	3. Цивільна сфера	Для підвищення точності вже наявних безпілотників/дронів або при розробці нових користувач може використати вже готове ПО, що може значно поліпшити роботу його пристрою

Висновки:

У представлених напрямках використання важливо покращити точність приладів, оскільки існуючі рішення не в змозі забезпечити необхідний результат. Тому розробка такого алгоритму стає актуальною в сфері послуг. Основними сферами застосування є цивільна і військова галузі.

Таблиця 6 Нейтральні, слабкі та сильні характеристики

№	Економічно-технічні характеристики	продукція потенційних конкурентів				S (strong)	N (neutral)	W (weak)
		Власний проект	DJI	LYZRC	Yuneec			
1	Низька вартість	11	25	15	25	+		
2	Прецизійність	висока	висока	низька	середня		+	
3	Простота використання	85%	50%	70%	%60	+		
4	Гнучкість	+	-	-	-	+		

Висновок: виходячи з таблиці, головна перевага власного проекту для клієнтів – це простота у використанні, гнучкість налаштування зі збереженням результативності. Це дає змогу користувачу досить оперативно застосувати у своєму проекті прилад та почати роботу з ним.

Далі необхідно провести технологічний аудит – метод перевірки стану підприємства, організації важливих технологічних процесів завдяки встановленню критеріїв, знаходження переваг і недоліків виробництва.

У таблиці 7 приведено аудит необхідної для реалізації проекту технології.

Таблиця 7 Технологічний аудит ідеї проекту

№	Ідея проекту	Технологія реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1	Моделювання сигналу	Розробка математичної моделі, котра здатна відтворювати принцип роботи приладів з можливістю її налаштування	+	+
2	Висока точність алгоритму обробки	Аналіз можливих способів обробки даних та визначення поточної орієнтації	+	+

3	Інтеграція з реальними приладами	Застосування алгоритму моделювання з різними вхідними даними	+	+
Було обрано наступну технологію реалізації проекту: створити новий універсальний високоточний алгоритм базуючись на наявних приладах та прогнозуванні їх роботи на цьому алгоритмі після застосування модернізації.				

Висновок: після аналізу таблиці можна підсумувати, що цей проект можливо використати як в задачах військового та цивільного характеру, так і в науковій діяльності.

3.2 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Щоб проаналізувати ринкові можливості, що можуть бути використані протягом аналізу запуску проекту, необхідно оцінити основні параметри: кількість конкурентів, загальний обсяг продажу, ринкова динаміка, рентабельність та специфічні умови отримання ліцензії. В таблиці 8 описано вищезгадані параметри.

Таблиця 8 Характеристика потенційного ринку стартапу

№	Параметри стану ринку	Значення
1	Кількість головних конкурентів, од.	6
2	Загальний обсяг продажів, грн/умовн. од.	100000
3	Динаміка ринку	росте
4	Специфічні умови до сертифікації та стандартизації	присутні
5	Середня норма рентабельності по ринку, %	74%

Висновок: основними перевагами параметрів стану ринку є швидко зростаюча ринкова динаміка на попит обраного продукту, що призводить до підвищення обсягу продажів. Але присутні і загрозові фактори виходу на

ринок, такі як високе значення конкурентів, рівень підготовки спеціалістів. Середня рентабельність досить висока і складає 74%, що значить наступне – проект є рентабельним для виходу на ринок.

Щоб отримати чіткішу картину ринкової ситуації, необхідно визначити потенційні цільові групи споживачів (таблиця 9), їх характеристику, а також сформуванати приблизний список вимог, яким має відповідати продукт для кожної групи клієнтів.

Таблиця 9 Характеристика цільової аудиторії стартап проекту

№	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові ринкові сегменти)	Відмінності в поведінці різних цільових груп клієнтів	Вимоги клієнтів
1	Бюджетна високоточна курсовертикаль	Цивільне населення, Сфера послуг Військові, Розвідка, Виконання оперативних завдань,	Особливості специфіки проведення дослідів, необхідність модернізації апаратного забезпечення відповідно до програмного, інтеграція з існуючими системами	Швидкодія та надійсність системи, висока точність

Висновок: при аналізі таблиці можна виділено головну потребу, що формується ринком – необхідність високоточних дешевих курсовертикалей.

Далі необхідно провести аналіз факторів середовища ринку, які сприяють впровадженню на ринок (таблиця 10) стартапу, та факторів, які є перешкодою (таблиця 11).

Таблиця 10 Фактори можливостей

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Розробка додаткових опцій	Прогрес у сфері завдяки популяризації продукції	Вдосконалення, розробка наявного ПО
2	Ріст попиту	Стрімкий ріст зацікавленості до продукту	Модернізація
3	Колаборація/інтеграція	Можливість застосовувати ПО у власних проектах на визначених умовах	Оцінка ризиків

Таблиця 11 Фактори загроз

№	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Економічний	Відсутність бажання платити за додаткові функції	Пошук нових цільових клієнтів
2	Конкурентний	На ринку присутня велика кількість конкурентів	Бажання клієнтів обирати продукцію, якій довіряють
3	Якісний	Збої в системі обробки та аналізу сигналу	Ігнорування продукту
4	Некомпетентність фахівців	Неточність розрахунків, великі погрішності	Ігнорування продукту

Висновок: головною загрозою для виходу на ринок є конкуренція, бо покупець може не довіритись новій продукції і обрати вже перевірену часом систему, навіть якщо на її освоєння знадобиться більше часу.

Далі проаналізуємо пропозицію (таблиця 12), визначимо загальні ознаки конкуренції на ринку.

Таблиця 12 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 - чиста конкуренція	Відсутні конкуренти, що володіють вдосконаленим алгоритмом орієнтації об'єкта	Поява нових конкурентів
2. За рівнем конкурентної боротьби - міжнародний	Відсутні конкуренти, що володіють вдосконаленим алгоритмом орієнтації об'єкта	Поява нових конкурентів
3. За галузевою ознакою - міжгалузева	Застосування у різних галузях	Робота менеджерів і рекламної кампанії для зацікавлення аудиторії
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-видова	Запропонований товар є специфічним та цілеспрямованим	Клієнто-спрямована стратегія розвитку Адаптивність в умовах ринку
5. За характером конкурентних переваг - цінова	Ціна залежить від опціональних запитів клієнтів	Пошук клієнтів, яким потрібен бюджетний продукт при конкурентних характеристиках
6. За інтенсивністю - марочна	Вибір виробничих потужностей для виготовлення готової продукції	Просування і реклама бренду

Висновок: на ринку немає чистої конкуренції, оскільки окремі учасники не мають змоги здійснювати вплив на ціноутворення. Конкурентна боротьба – міжнародна з міжгалузевою ознакою, бо реальними є іноземні споживачі. Конкуренція за видами товарів – видова. Ціна прямо залежна від комплектації та набору функцій, тому за характером конкуруючих переваг – цінова.

Після аналізу конкуренції проведемо детальніший аналіз умов конкуренції в сфері скориставшись моделлю п'яти сил М. Портера (таблиця 13).

Таблиця 13 Аналіз конкуренції по галузі за М. Портером

	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
Складові аналізу	-	DJI, LYZRC, Yuneec. Autel, Snaptain	Виробники мікроелектромеханічних систем	Цивільні, військові	-
Висновки: ринок досить насичений, конкуренція висока, завдяки тому, що опоненти зарекомендували себе на ринку, перепорою є необхідність великої кількості інвестицій	-	Вихід на ринок відносно простий. Наявні потенційні конкуренти	Постачальники не мають керувати ринковими цінами	Клієнти не можуть висувати умови, оскільки достатньо зацікавлені товаром	-

На основі проведеного аналізу конкуренції, приведеного вище у таблиці 13, і враховуючи характеристики ідеї стартапу, які описані в таблиці 6, вимог споживачів до товару (таблиця 9) та факторів маркетингового середовища (таблиці 10, 11) знайдемо та обґрунтуємо фактори конкурентоспроможності. Аналіз конкурентоспроможності описано нижче у таблиці 14.

Таблиця 14 Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Висока надійність системи	Використання високоточного алгоритму. Збільшення попиту зі збільшенням точності
2	Простота роботи з системою	Простота використання для клієнта робить програмну частину привабливішою для користувача
3	Адаптивність системи до різних застосувань	Гнучке налаштування з урахуванням відповідного апаратного забезпечення
4	Готова алгоритмічна складова	Збільшення рівня зацікавленості зі сторони покупця і відсутність потреби занурюватись у технологію роботи
5	Сервіс для клієнтів та продукту	Необхідність в проведенні в консультацій по технічним аспектам

Висновок: задля оптимізації рівня надійності системи потрібно застосовувати високоточні алгоритми. Низька складність у використанні та налаштуванні пристрою робить з нього більш цікавий варіант для клієнта, оскільки пріоритетним є низькі часові витрати на пуско-налагоджувальні роботи. Адаптивність системи дає можливість застосовувати її у великій кількості різних проектів та поєднувати з іншими аналогічними системами за потреби.

Таблиця 15 Порівняльний аналіз слабких та сильних сторін проекту

№	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Висока надійність системи	17							+3
2	Простота роботи з системою	20							+3
3	Адаптивність системи до різних застосувань	19						+2	
4	Готова алгоритмічна складова	20				0			
5	Сервіс для клієнтів та продукту	19					+1		

Висновок: базуючись на факторах конкурентоспроможності (таблиця 15) та підсумувавши рейтинг продукту у порівнянні з головним конкурентом, представлена система має вищий рейтинг ніж прямі конкуренти. Ця таблиця демонструє які саме особливості відрізняють розроблену систему від аналогічних та яким чином. Перевагами є простота роботи із системою та можливість адаптувати систему до роботи з їй подібними.

На завершення ринкового аналізу можливості впровадження стартапу є проведення SWOT-аналізу (формування таблиці сильних, слабких, небезпечних сторін та можливостей).

Таблиця 16 SWOT-аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: 1. Простота у застосуванні; 2. Адаптивність; 3. Стабільність; 4. Універсальність;	Слабкі сторони: 1. Низький рівень довіри і відсутність репутації на початку життя проекту; 2. Обмеження в апаратних ресурсах на тестування через невелику кількість фінансів на початку
Можливості: 1. вихід на міжнародну арену; 2. Ріст попиту; 3. Необхідність інтеграції; 4. Замовлення під конкретного клієнта	Загрози: 1. Поява аналогічних алгоритмів на ринку 2. Рівень кваліфікації спеціалістів; 3. Довіра потенційної аудиторії до перевіреної часом продукції конкурентів

Базуючись на SWOT-аналізі необхідно визначити альтернативи поведінки ринку (перелік певних заходів) для впровадження стартапу на ринок та визначити приблизний оптимальний час, що необхідно виділити на їх реалізацію орієнтуючись на проекти конкурентів, які теоретично можуть з'явитись на ринку. Визначені альтернативи аналізуються з урахуванням термінів та вірогідності отримання ресурсів (таблиця 17).

Таблиця 17 Альтернативи ринкового впровадження стартапу

№	Альтернатива ринкової поведінки (орієнтовний комплекс заходів)	Імовірність отримання ресурсів	Терміни реалізації
1	Індивідуалізм (орієнтування на особистий виграш)	Середня	1 місяць
2	Співпраця (максимізація спільного виграшу)	Висока	3 місяці
3	Конкуренція	Середня	5 місяців

Висновок: виходячи з проведеного аналізу, найкращою альтернативою ринкової поведінки є кооперація, оскільки за відносно короткий період імовірні великі притоки ресурсів.

3.3 Розробка ринкової стратегії стартап-проекту

Розроблення стратегії на ринку передбачає на першому етапі визначення стратегії захоплення ринку, тобто необхідно описати цільові групи найбільш імовірних клієнтів стартапу. При виборі цільової аудиторії базується на розумінні того, у якій сфері кінцевий продукт або його окремі складові матимуть найбільший попит серед покупців, а також готовність цієї клієнтської групи сприйняти новий товар на ринку. Такий опис приведено у таблиці 18.

Таблиця 18 Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Цільова група потенційних клієнтів	Готовність клієнтів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільового сегменту	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Цивільні	+/-	+	середня	+
2	Військові	+	+	вище середнього	+/-

Вибір цільових груп: під час вибору цільових груп зверталась увага в першу чергу на ймовірну готовність користувачів сприйняти продукт. Цивільні потребують більшого об'єму пояснювальної сучасної інформації стосовно можливості застосування подібної системи. Якщо рекламна кампанія пройде успішно, цілком імовірно зайняти нішу, але очікується, що головна зацікавленість продуктом буде серед військових, що вже мають досвід роботи з аналогічними системами і не потребуватимуть того об'єму консультативної інформації, яка необхідна цивільним.

Висновок: виходячи з результатів оцінки цільових груп було обрано такі групи, що потребуватимуть швидкої оцінки та обробки даних для подальшого застосування певних дій. Але лишається проблема нерозуміння аудиторією для чого саме їм ця конкретна продукція.

Для подальшої роботи в зазначених сегментах ринку потрібно побудувати першочергову стратегію розвитку проекту (таблиця 19).

Таблиця 19 Визначення базової стратегії розвитку проекту

Обрана альтернатива розвитку стартапу	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні і позиції щодо обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку*
Індивідуалізм	Недиференційований маркетинг	Адаптація до ринкових вимог, застосування інновацій	Стратегія спеціалізації

Висновок: кожне окреме підприємство має на потребі швидку реакцію на проблеми, що зустрічаються на різних етапах дослідження та пізнання нової інформації.

Далі необхідно обрати конкурентну поведінку (таблиця 20).

Таблиця 20 Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№	Чи є проект «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні переваги конкурентів (і які)?	Стратегія конкурентної поведінки*
1	+	Пошук нових користувачів з поетапним переманюванням їх в конкурентів	Компанія вдосконалюватиме програмне забезпечення	Стратегія виклику лідера

Висновок: так як стартап в певному сенсі є першопроходцем і має деякі суттєві переваги відносно своїх прямих авторитетних конкурентів, необхідно обрати метод виклику лідера. Це стає можливим базуючись на використанні передових методів покращення рівня прецизійності алгоритмічної моделі, застосування інноваційних технологій задля модернізації продукції, маючи на меті зробити положення конкурентів більш складним.

Базуючись на вимогах споживачів у обраних сегментах до постачальників та продукції, і також спираючись на обрану базову стратегію розвитку та стратегію конкурентної поведінки далі необхідно розробити стратегію позиціонування (таблиця 21).

Таблиця 20 Визначення стратегії позиціонування

№	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції власного стартап-проекту	Асоціації, що сформулюють комплексну позицію власного проекту
---	-------------------------------------	---------------------------	--	---

1	Швидкодія	Стратегія спеціалізації	Дослідження та модернізація	Надійність, простота, швидкість
2	Стабільність результатів	Стратегія спеціалізації	Якість продукції	Висока точність

Висновок: ця стратегія є головною задля майбутньої еволюції стартапу і отримання доходів для повторних інвестицій в проект та закупівлю новіших технологій для подальшого застосування в проекті.

3.4 Розробка маркетингової програми та бізнес моделі стартап-проекту

Першим кроком для формування ідеї, що отримає покупець, є пропрацювання маркетингової концепції товару. Дана концепція представлена в таблиці 21.

№	Потреба	Вигода, котру пропонує товар	Ключові переваги (існуючі або ті, що необхідно створити)
1	Метод обробки даних високої точності	Відносно дешева та надійна система	Вартість, стабільність, простота, сервіс, обслуговування, адаптивність
2	Адаптивність застосування ПО до різного заліза	Повний функціонал та гнучкість системи при використанні елементів від різних виробників	Вартість, стабільність, простота, сервіс, обслуговування, адаптивність

Висновок: як результат оцінювання концепції маркетингу отримуємо можливість утворити дві окремі аудиторії цільових клієнтів задля майбутнього створення рекламних кампаній.

Далі необхідно розробити трьохрівневу маркетингову модель продукту (таблиця 22).

Таблиця 22 Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові		
I. Товар за задумом	Пристрій надає можливість користувачу суттєво розширити область застосування, зберігши при цьому високу точність орієнтації, простоту управління та налаштування		
II. Товар у реальному виконанні	Характеристики/властивості	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	Доступність	Нм	Тх
	Швидкість роботи	М	Тх
	Точність	М	Тх
	Надійність	М	Тл
	Вартість	Нм	Вр
	Якість: сертифікати якості ISO, сертифікація для використання в місцях загального користування, сертифікація IEEE.		
Пакування: -			
Марка: -			
III. Товар із підкріпленням	Введення нових опцій та модифікацій під потреби клієнта		
Захист продукту здійснюється завдяки постійному вдосконаленню алгоритму та поступовому зростанню кількості сумісних приладів			

Висновок: основним шляхом захисту ПО протягом розробки є постійна модернізація алгоритмічного забезпечення та збільшення кількості пристроїв, що підтримуватимуть запропоноване ПО, а також аналіз та придбання інноваційних розробок і технологій в цій області задля подальшого застосування у власній системі.

На наступному кроці необхідно визначити цінову межу (таблиця 23).

Таблиця 23 Визначення меж встановлення ціни

№	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	41000 у.о.	90000 у.о.	135000 у.о.	28000-43000 у.о.

Висновок: для даної продукції в планах розробити систему підписок задля створення гнучкості системи для користувача, що готовий регулярно платити за оновлення та обслуговування програмного забезпечення.

Наступним етапом буде знаходження оптимальної системи збуту продукції, в межах якої будуть прийматись рішення по реалізації (таблиця 24).

Таблиця 24 Формування системи збуту

№	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Покупка продукту + можлива підписка	Реалізація підписки для регулярного оновлення ПО, можливість підписки для доступу до оновлення алгоритмічного забезпечення	Нульовий рівень	Безпосередній (прямий)

Висновок: системою з найвищою ефективністю вважаємо таку, що має на увазі подальше оформлення підписки, яка допомагатиме отримувати фінанси на регулярній основі.

Заключним етапом розробки маркетингової програми стартап проекту буде пропрацювання концепції маркетингових комунікацій (таблиця 25).

Таблиця 25 Концепція маркетингових комунікацій

№	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користується цільова аудиторія	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного оголошення	Концепція рекламного звернення
---	---------------------------------------	--	--	--------------------------------	--------------------------------

1	Обставини підштовхують клієнта до пошуку швидкого аналізу сигналу задля мінімізації витрат	Рекламні оголошення в інтернеті, соціальні мережі	Висока швидкість Функціональність Простота Надійність Зручність	Продемонструвати якість і надійність отриманого результату протягом експлуатації пристрою з представленим ПО	Демонстрація зручності та можливості роботи з отриманими даними
---	--	---	---	--	---

Висновок: маркетингова кампанія проходитиме через різноманітні канали показу рекламних оголошень, такі як Google, Facebook, Instagram, Telegram тощо. Цільова аудиторія має зацікавитись простотою, якістю та надійністю системи та отриманого результату роботи пристрою в ході експлуатації.

Наступним кроком буде розробка бізнес-моделі стартап-проекту.

Бізнес-модель стартапу ділиться на кілька пунктів, такі як: ключові види діяльності, ключові партнери, ресурси, пропозиція, канали взаємодії, взаємовідносини з покупцями, сегменти покупців, структура використання коштів, джерела прибутку.

Бізнес модель даного стартап-проекту представлена у таблиці 26.

Таблиця 26 Бізнес-модель стартап-проекту

Ключові партнери: Підприємства, на яких можливо організувати серійне виробництво. Ключові постачальники будуть знайдені в процесі виготовлення і аналізу мінімального життєздатного продукту.	Ключові види діяльності: Виробництво пристрою та вирішення проблем клієнтів за їх виникнення.	Ціннісна пропозиція Продукція вирішує вартісні і якісні проблеми в сфері навігації ЛА. Розроблена система відзначається підвищеною точністю і може бути застосована у зборі цілісного приладу	Відносини з клієнтами Відносини з клієнтами будуватимуться коли продукцію буде виведено на ринок. Передбачається як і індивідуальна підтримка так і самообслуговування (перегляд мануалів по використанню, встановленню та налаштуванню продукту) Канали Взаємодія з клієнтами відбуватиметься на перших порах в телефонному режимі, а після збільшення масштабу та відкриття в різних містах точок обслуговування/сервісних центрів/магазинів передбачається жива консультація	Сегмент и користувачів: Основною цільовою аудиторією є клієнти, що обмежені в фінансах
Джерела прибутку. Користувачі бажають платити за якість отриманого приладу, простоту застосування, налаштування та надійність	Структура витрат стартапу. Найбільш значні витрати у даній бізнес-моделі — вибір та закупівля апаратних складових системи, які використовуватимуться в системі орієнтації. Потребуюча найбільших вкладень ключова діяльність — виробництво продукції поруч із встановленням контакту з потенційними клієнтами			

Висновок: стартап орієнтується на конкретну аудиторію з урахуванням необхідності обговорювати індивідуальні побажання користувачів стосовно модифікування системи в цілому або окремих компонентів. Такий підхід дозволить підлаштовувати ціну в залежності від потреб як компанії так і аудиторії для подальшої інтеграції та просування продукту.

Висновки до Розділу 3

В цьому розділі описано стратегію створення стартап-проекту, що передбачає вирішення проблеми відсутності на ринку доступного, надійного і високоточного обладнання для визначення орієнтації в просторі як військовим так і для цивільного населення.

Щоб розкрити ідею проекту, була використана таблиця 5, де наведено назву проекту, можливості для клієнта і ризики використання програмного забезпечення. Також проведено аналіз слабких та сильних сторін, порівняння продукту з прямими конкурентами. З цього аналізу випливає наявність прямих конкурентів у даній ніші, а також визначені сильні сторони проекту: швидкість, надійність отриманих даних та швидка адаптивність для різного апаратного забезпечення.

Технічний аудит проекту надав розуміння кращих технологій виконання продукту, виявивши, що наявні технології потребують допрацювання. Загалом, створення проекту можливе двома шляхами: подальший розвиток використання військовими спецпідрозділами або використання в різних сферах цивільного населення.

З огляду на стрімкий розвиток технологій, зокрема мікромеханічних систем, рівень розробки програмного забезпечення залишається відносно малим, що вимагає підвищеної уваги до його покращення.

Представлена бізнес-модель стартапу затверджує вигідність інвестицій в проект через його нішевість та відсутність значущої конкуренції, здатної надати передову якісну продукцію в бюджетному сегменті на ринку.

ВИСНОВКИ

У представленій дисертації було розроблено та синтезовано безплатформову курсовертикаль на базі IBM MPU6050 та мікроконтролера Arduino.

В якості алгоритму чисельного інтегрування обрано двокроковий метод Пікара 4-го порядку, що був реалізований програмно. Цей метод володіє високою точністю при порівнянні з іншими популярними методами, тому було прийнято рішення реалізувати його кодом. Обраний алгоритм та розроблене програмне забезпечення має бути і може застосовуватися у найсучасніших та точних приладах задля досягнення максимальної ефективності використання цього методу.

Отримані результати моделювання показали, що алгоритм безплатформної курсовертикалі працює адекватно, точність роботи системи в знаходиться в межах похибок датчиків.

Було проведено порівняльний аналіз конкурентів задля визначення можливості виходу на ринок з представленою розробкою, були виявлені певні проблеми такі як відсутність репутації на ринку, але за усіма іншими показниками, такими як вартість, точність, можливість регулярно модернізувати та підлаштовувати систему під користувачів розроблений продукт є конкурентним.

Розроблене програмно-алгоритмічне забезпечення комплексне та цілком роботоспроможне.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- [1] Ю. Ф. Лазарев, «Алгоритми безплатформових інерціальних систем орієнтації. Прикладні методи синтезу і аналізу точності» [Електронний ресурс] : навчальний посібник для студентів спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології», спеціалізації «Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування» / Ю. Ф. Лазарев, О. М. Сапегін ; КПІ ім. Ігоря Сікорського. К : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2018. – 141 с.
- [2] Ю. Ф. Лазарев, О. О. Сандій, «Синтез і дослідження точності алгоритмів БІСО на основі рівняння Пуассона», Вісник НТУУ «КПІ». Серія Приладобудування, Вип. 1, № 51, С. 22–29, 2016.
- [3] R. B. Miller, “A new strapdown attitude algorithm,” J. Guid. Control. Dyn., vol. 6, no. 4, pp. 287–291, Jul. 1983.
- [4] Ericco International Strapdown Flexible Gyroscope [Electronic Resource] - <https://www.ericcointernational.com/gyroscope/raw-rate-gyro/fiber-optic-gyroscope-for-drilling-field.html>
- [5] Сапегин А. Н. Твердотельный волновой гироскоп как датчик угловой скорости навигационной системы. / Сапегин А. Н., Суровцев А.А., Пономаренко А. В. // Актуальні проблеми автоматики і приладобудування: матеріали всеукр. наук.-техн. конфер., 08-09 грудня 2016р. – Х.: ФОП Панов А.М., 2016. С. 29–30.
- [6] P. G. Savage, “Blazing Gyros – The Evolution of Strapdown Inertial Navigation Technology For Aircraft,” J. Guid. Control. Dyn., vol. 36, no. 3, pp. 637–655, 2013.
- [7] Ю. М. Златкин , “Лазерная БИНС для ракеты-носителя ‘Циклон-4,’” Гироскопия и навигация, Вип. 81, №. 2, С. 61–74, 2013.
- [8] Xsens Technologies B.V. MTi and MTx User Manual and Technical Documentation. Pantheon 6a, 7521 PR Enschede, The Netherlands, May 2009.
- [9] Сапегін, О. М. Вдосконалення методів і алгоритмів визначення параметрів орієнтації для безплатформної інерціальної навігаційної системи : дис. ... канд. техн. наук. : 05.11.03 – гіроскопи та навігаційні системи / Сапегін

Олександр Миколайович. – Київ, 2021. – 227 с.
<https://ela.kpi.ua/handle/123456789/40812>

[10] MH-JG111D uniaxial laser gyro (RLG) [Електронний ресурс] -
<http://www.mh-elec.com/photo-x.php?id=163>

[11] H. J. Luinge and P. H. Veltink. Measuring orientation of human body segments using miniature gyroscopes and accelerometers. Medical and Biological Engineering and Computing, 43(2):273–282, April 2006.

[12] Estefania Munoz Diaz, Fabian de Ponte Müller, Antonio R. Jiménez, Francisco Zampella. Evaluation of AHRS algorithms for inertial personal localization in industrial environments. 18 June 2015.

[13] С. Л. Лакоза, “Інерціальна система оцінки параметрів руху людини,” Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», 2017.

[14] Madgwick , Sebastian O. H. AHRS algorithms and calibration solutions to facilitate new applications using low-cost MEMS. University of Bristol. 2014.

[15] Ю. Ф. Лазарєв, Моделювання на ЕОМ: Навчальний посібник. К: Корнійчук, 2007.

[16] R. B. Miller, “A new strapdown attitude algorithm,” J. Guid. Control. Dyn., vol. 6, no. 4, pp. 287–291, Jul. 1983.

[17] А. П. Панов, Математические основы теории инерциальной ориентации. К: Наукова думка, 1995.

[18] J. E. Bortz, “A new mathematical formulation for strapdown inertial navigation,” IEEE Transactions Aerosp. Electron. Syst., vol. 7, no. 1, pp. 61–66, 1971.

[19] P. G. Savage, “Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2: Velocity and Position Algorithms,” J. Guid. Control. Dyn., vol. 21, no. 2, pp. 208–221, 1998.

- [20] X. Zhuang, L. Zhou and Z. -C. Pang, "Research on AHRS attitude algorithm based on magnetic calibration technology," 2022 International Seminar on Computer Science and Engineering Technology (SCSET), Indianapolis, IN, USA, 2022, pp. 51-54, doi: 10.1109/SCSET55041.2022.00021.
- [21] J. G. Martins, M. R. Petry and A. P. Moreira, "Assessment of the influence of magnetic perturbations and dynamic motions in a commercial AHRS," 2023 IEEE International Conference on Autonomous Robot Systems and Competitions (ICARSC), Tomar, Portugal, 2023, pp. 175-180, doi: 10.1109/ICARSC58346.2023.10129577.
- [22] R. Munarto, R. Wiryadinata and D. P. Utama, "Implementation of AHRS (Attitude Heading and Reference Systems) With Madgwick Filter as Hexapods Robot Navigation," 2022 International Conference on Informatics Electrical and Electronics (ICIEE), Yogyakarta, Indonesia, 2022, pp. 1-9, doi: 10.1109/ICIEE55596.2022.10010044.
- [23] Л.М. Рижков, А.М. Примушко, "Дослідження комплементарного фільтра на MEMС-вимірювачах", Рижков, Л. М. Дослідження комплементарного фільтра на MEMС-вимірювачах / Л. М. Рижков, А. М. Примушко // Інформаційні системи, механіка та керування : науково-технічний збірник. – 2019. – Вип. 20. – С. 47-53.
- [24] Иващенко С.В., Черняк Н.Г. Методы и средства испытаний навигационных компенсационных линейных акселерометров. В Международная НТК «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование авиационно-космической техники. Сборник докладов. – Киев, 2003. – Часть 1. – С. 239-244.
- [25] 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.

- [26] Madgwick, S. An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays. Report x-io and University of Bristol (UK). 2010. C. 113-118.
- [27] Holder, Allen; Eichholz, Joseph (2019). An Introduction to computational science. International Series in Operations Research & Management Science. Cham, Switzerland: Springer. p. 53.

ДОДАТОК А

Код програми

```
// MPU6050
//=====
//=====//
#include "I2Cdev.h"
#include "MPU6050_6Axis_MotionApps_V6_12.h"
#include "Wire.h"
Quaternion q;          // [w, x, y, z]
VectorFloat gravity;    // [x, y, z]
float ypr[3];          // [yaw, pitch, roll]
MPU6050 mpu;
void initializeMpu() {
    mpu.reset();
    delay(100);
    mpu.initialize();
    devStatus = mpu.dmpInitialize();
    if (devStatus == 0) {
        int offsets[6];
        if (digitalRead(CALIBRATION_FLAG_PIN))
            Serial.println("Reading offsets from EEPROM");
        for (byte i = 0; i < 6; i++) {
            offsets[i] = EEPROM.readInt(START_BYTE + i * 2); //i * 2    }

        mpu.setXAccelOffset(offsets[0]);
        mpu.setYAccelOffset(offsets[1]);
        mpu.setZAccelOffset(offsets[2]);
        mpu.setXGyroOffset(offsets[3]);
        mpu.setYGyroOffset(offsets[4]);
        mpu.setZGyroOffset(offsets[5]);
    } else {
        Serial.println("Calibrating offsets");
        mpu.CalibrateAccel(15);
        mpu.CalibrateGyro(15);
        offsets[0] = mpu.getXAccelOffset();
        offsets[1] = mpu.getYAccelOffset();
        offsets[2] = mpu.getZAccelOffset();
        offsets[3] = mpu.getXGyroOffset();
        offsets[4] = mpu.getYGyroOffset();
        offsets[5] = mpu.getZGyroOffset();
        (A, Om) = calib (offsets[0], offsets[1], offsets[2]
offsets[3], offsets[4], offsets[5]);
```

```

Serial.println("Saving offsets to EEPROM");
    for (byte i = 0; i < 6; i++) {
        EEPROM.updateInt(START_BYTE + i * 2, offsets[i]);
    }
}
// debug
mpu.PrintActiveOffsets();
mpu.setDMPEnabled(true);
Serial.println("DMP good");
dmpInitialized = true;
} else {
    Serial.println("DMP Initialization failed");
}
}

    float Qk = Pic_2_ord (h, om0,om1, Q0);
    Q0 = Qk;
    (Psi, Theta, Phi) = quat2ug (Qk);
    Serial.print (Psi ); Serial.print (" | "); Serial.print (Theta);
    Serial.print (" | "); Serial.println (Phi );
}

```


ДОДАТОК Б

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

ПРИЛАДОБУДІВНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ МЕНЕДЖМЕНТУ І МАРКЕТИНГУ



*XIX Всеукраїнська науково-практична конференція студентів,
аспірантів та молодих вчених,
присвячена до 125-річчя КПІ ім. Ігоря Сікорського*

ЕФЕКТИВНІСТЬ ТА АВТОМАТИЗАЦІЯ ІНЖЕНЕРНИХ РІШЕНЬ У ПРИЛАДОБУДУВАННІ

20-21 грудня 2023 р.
м. Київ, Україна

Збірник праць конференції



КИЇВ 2023

З М І С Т

СЕКЦІЯ 1. ЕФЕКТИВНІСТЬ КОМП'ЮТЕРНО-ІНТЕГРОВАНИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ, НАВІГАЦІЇ ТА МОНІТОРИНГУ

<i>Д.М. Виноградов, студент гр. ПГ-01, к.т.н., доц. Павловський О.М.</i> ВИКОНАВЧА ЧАСТИНА ПРОТЕЗУ КИСТІ	16
<i>Я.В. Головань, студент гр. ПГ-21мп, к.т.н., доц. Цибульник С.О.</i> РОЛЬ ТЕХНОЛОГІЇ БЛОКЧЕЙН В ПІДВИЩЕННІ БЕЗПЕКИ В СИСТЕМАХ ЕЛЕКТРОННИХ ГОЛОСУВАНЬ	19
<i>A. Danilenko, student PG-21mp, O. Sapelin, PhD.</i> COMPLEMENTARY FILTER IMPLEMENTATION TO AHRS ALGORITHM	23
<i>Є.О. Золотарьов, аспірант гр. ПГ-21ф, д.т.н., проф. Бурау Н.І.</i> ТЕХНОЛОГІЇ ІНТЕРНЕТУ РЕЧЕЙ ДЛЯ ВІЗУАЛІЗАЦІЇ РУХУ ОБ'ЄКТІВ	27
<i>Я.Р. Короленко, студент гр. ПГ-21мп</i> МЕТОДИКА МОДЕЛЮВАННЯ КІНЕМАТИКИ РУХУ КРОКУЮЧОГО РОБОТА В СЕРЕДОВИЩІ МАТЛАВ	30
<i>В.В. Михайловський, студент гр. ПГ-21мп</i> МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ШУМУ ДАТЧИКІВ ІНФОРМАЦІЇ В СИСТЕМІ КЕРУВАННЯ ПІДВОДНИМ АПАРАТОМ	33
<i>В.В. Накорик, студентка гр. ПГ-21мп, к.т.н., доц. Цибульник С.О.</i> АВТОМАТИЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ СТВОРЕННЯ СИЛАБУСІВ ОСВІТНІХ ДИСЦИПЛІН	37
<i>А.В. Осовцев, аспірант гр. ПГ-21ф</i> МОДЕЛЮВАННЯ ТА АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ МОБІЛЬНОГО РОБОТА КЛАСУ «МІНІ» НА ДОРОЗІ З ВЕЛИКИМ РІВНЕМ НЕРІВНОСТЕЙ	41
<i>С.В. Самойленко, ст. гр. ПГ-21мп, к.т.н., доц. Лакоза С.Л.</i> МЕТОДИ ГРУБОЇ ВИСТАВКИ БІНС НА РУХОМІЙ ОСНОВІ	45
<i>І.В. Томчак, студент гр. ПГ-21мп</i> КОМПЕНСАЦІЯ ТЕМПЕРАТУРНИХ ДРЕЙФІВ ГРОСКОПІВ ШТУЧНОЮ НЕЙРОННОЮ МЕРЕЖЕЮ	49
<i>А.Ф. Хмирова, студентка гр. ПГ-21мп, к.т.н., доц. Лакоза С.Л.</i> СУЧАСНІ ЗАКОНИ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ КВАДРОКОПТЕРА	53

СЕКЦІЯ 2. ЕКОНОМІКА ВИРОБНИЦТВА І ВИКОРИСТАННЯ ОПТИЧНИХ ТА ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННИХ ПРИЛАДІВ І СИСТЕМ

<i>В.Є. Батій, студент гр. ПГ-21, д.т.н., проф. Боровицький В.М.</i> АНАЛІЗ ТИПІВ ОПТИЧНИХ СИСТЕМ ДИСПЛЕЇВ ДЛЯ РОЗУМНИХ ОКУЛЯРІВ ..	58
<i>О.І. Главацький, студент гр. ПГ-21мп, д.т.н., професор Микитенко В.І.</i> ЗАЛЕЖНІСТЬ ЧУТЛИВОСТІ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННОЇ СИСТЕМИ СПОСТЕРЕЖЕННЯ ВІД ЗМІНИ ЇЇ ПАРАМЕТРІВ	62

УДК 629.7

*A. Danilenko, student PG-21mp, O. Sapelin, PhD.
Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute*

COMPLEMENTARY FILTER IMPLEMENTATION TO AHRS ALGORITHM

Abstract. Using of cheap microelectromechanical sensors may be accompanied by some significant problems. Micro gyroscopes have huge bias instability, which limits time of accurate measurements of AHRS. Kalman filter can combine gyro and accelerometers measurements to make huge system precision. On the other hand, this filter developing can be uneasy and complicated. It can diverge in some cases. Paper provides research of algorithm of AHRS based on complementary filter fusion. System consists of both gyroscopes and accelerometers real data and developed software.

Key words: complementary filter, microelectromechanical, AHRS, control.

INTRODUCTION

The need to determine the angular position of various objects such as smartphones, game controllers, drones, etc. cannot be used large-sized, heavy and complex systems with high-precision sensitive elements. They become a solution modern microelectromechanical sensitive elements of orientation systems allow widely use classical methods and approaches of inertial navigation. Of course, micromechanical devices are significantly inferior in accuracy to classical systems, but their cheapness and miniaturization allows you to use them in systems that are not require high accuracy.

Basic attitude algorithm uses angular rate signal integration in particular kinematic equation. The main problem is an accuracy (especially bias instability) of gyros. It became more crucial with MEMS sensors with typical bias instability in hundreds of degrees per second.

The way it works is combining different sensors like gyroscopes, accelerometers, magnetometers as well as GPS receivers in one complete system [1–2].

ATTITUDE ALGORITHM

Determination of attitude refers to the task of obtaining current information about the angular position of an object in space. Essentially, it is need to determine the incline of the object's body frame according to navigation frame (Fig.1).

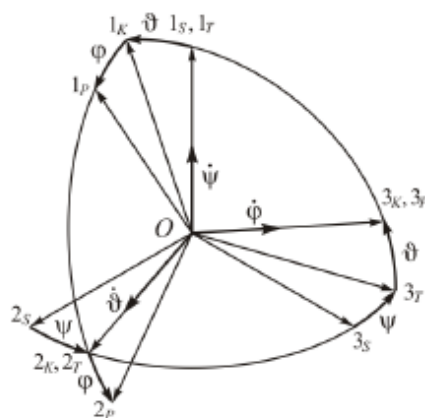


Figure 1. Euler–Krulov angles