

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

ФАКУЛЬТЕТ ЕЛЕКТРОНІКИ
КАФЕДРА ЕЛЕКТРОННИХ ПРИСТРОЇВ ТА СИСТЕМ

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри

(підпис) Юлія ЯМНЕНКО
(ініціали, прізвище)
“ ” _____ 2021р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра**

зі спеціальністю _____ 171 Електроніка
(код і назва)

освітня програма (спеціалізація) _____ Електронні компоненти і системи

на тему: Система керування імітатором магнітного поля для наносупутників _____

Виконав (-ла): студент (-ка) _____ II курсу, групи _____ ДС-91мн
(шифр групи)

Лисюк Ірина Русланівна _____
(прізвище, ім'я, по батькові) _____ (підпис)

Науковий керівник к.т.н., доц. Євген КОВАЛЕНКО _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, ім'я ПРІЗВИЩЕ) _____ (підпис)

Консультант _____
(назва розділу) _____ (науковий ступінь, вчене звання, ім'я ПРІЗВИЩЕ) _____ (підпис)

Рецензент доц. каф. АМЕС, к.т.н. Оксана ГАРМАШ _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, ім'я ПРІЗВИЩЕ) _____ (підпис)

Консультант

по нормоконтролю к.т.н., доц. Лариса БАТРАК _____
(посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, ім'я ПРІЗВИЩЕ) _____ (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних посилань.
Студент _____
(підпис)

Київ – 2021 року

**Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського”**

Факультет Електроніки
(повна назва)

Кафедра Електронних пристроїв та систем
(повна назва)

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо - науковою програмою

Спеціальність 171 Електроніка
(шифр і назва)

Освітня програма (спеціалізація) Електронні компоненти і системи

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри

(підпис) Юлія ЯМНЕНКО
(прізвище ініціали)

« ____ » _____ 2021 року

**З А В Д А Н Н Я
НА МАГІСТЕРСЬКУ ДИСЕРТАЦІЮ СТУДЕНТУ**

Лисюк Ірині Русланівні
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації Система керування імітатором магнітного поля для наносупутників.

науковий керівник дисертації к.т.н., доц. Євген КОВАЛЕНКО,
(ім'я ПРІЗВИЩЕ, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету « 15 » березня 2021 року № 835-с

2. Термін подання студентом дисертації 11 травня 2021 року

3. Об'єкт дослідження Система керування імітатором магнітного поля для наносупутників

4. Вихідні дані: програмне забезпечення для моделювання взаємодії імітатора магнітного поля, та підсистеми орієнтації та стабілізації наносупутника; параметри роботи імітатора магнітного поля, при яких не відбувається істотних відмінностей у роботі системи орієнтації наносупутника порівняно із умовами космосу

5. Перелік завдань, які потрібно розробити Розробка програмного забезпечення для моделювання роботи підсистеми орієнтації та стабілізації

наносупутника та взаємодії цієї системи з імітатором мігнітного поля. Моделювання різних режимів стабілізації за допомогою цієї програми. _ _

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу: презентація

7. Орієнтовний перелік публікацій 1.Лисюк І. Р., Хижняк Т. А., Телега В. В., Ідентифікація зміни ємності DC-DC перетворювача за допомогою вейвлетів. Мікросистеми, Електроніка та Акустика, 24(3), 51–56. 2.Лисюк. І. Р., Коваленко Є. Ю., Єсепчук В. Ю., Сергєєв Д. В., Дослідження впливу імітатора магнітного поля на коректність роботи системи орієнтації супутника – готується до публікації

8. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

9. Дата видачі завдання 28 жовтня 2020 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Огляд інформації та аналіз існуючих варіантів реалізації робочої частини імітатору магнітного поля.	15.11.20-03.12.20	
2	Огляд та аналіз необхідної компонентної та схемотехнічної бази для створення системи керування імітатором.	03.12.20-05.01.21	
3	Ознайомлення з підсистемою орієнтації та стабілізації супутників PolyITAN, алгоритмами її роботи.	05.01.21-25.01.21	
4	Аналіз взаємодії імітатора з підсистемою орієнтації та стабілізації супутника.	25.01.21-10.02.21	
5	Ознайомлення з бібліотеками NumPy, SciPy, Qt для Python. Ознайомлення з програмою для розробки візуальної частини Qt Designer.	10.02.21-18.03.21	
6	Написання програми та створення інтерфейсу для користувача	18.03.21-26.03.21	
7	Моделювання роботи підсистеми стабілізації супутника при різних режимах роботи імітатора магнітного поля	26.03.21-03.05.21	
8	Висновки за результатами моделювання.	03.05.21-08.05.21	

Студент

(підпис)

Ірина ЛИСЮК

(ім'я ПРІЗВИЩЕ)

Науковий керівник дисертації

(підпис)

Євген КОВАЛЕНКО
(ім'я ПРІЗВИЩЕ)

АНОТАЦІЯ

В даній роботі розглядаються особливості функціонування підсистеми орієнтації та стабілізації для наносупутників типу CubeSat. Описані типи малих космічних апаратів, розглянуто їх застосування. Описано принцип роботи таких навігаційних систем, як GPS та ГЛОНАСС. Описано наносупутник PolyITAN-1, який є розробкою КПП ім. Ігоря Сікорського, його режими роботи, будову та особливості функціонування в кожному режимі. На прикладі цього супутника розглянуто принцип роботи підсистеми орієнтації та стабілізації супутника. Наведено структурну схему та фото, що демонструють зовнішній вигляд створеного імітатора магнітного поля, який призначений для наземних випробувань наносупутників, а саме їх підсистеми орієнтації та стабілізації. Створено програму для моделювання різних режимів стабілізації наносупутників. Досліджено, як змінюється перебіг стабілізації внаслідок зміни вхідних параметрів. Показано, як впливають шуми на роботу системи орієнтації та стабілізації, а також на витрати енергії, яка необхідна для стабілізації. Описано, як робота імітатора магнітного поля може впливати на перебіг випробування підсистеми орієнтації та стабілізації супутника. Вказано, які наслідки це може мати.

Ключові слова: система керування, імітатор магнітного поля, наносупутник, CubeSat, випробування, підсистема орієнтації та стабілізації.

SUMMARY

This paper considers the features of the operation of the nanosatellites' such as CubeSat' subsystem of orientation and stabilization. Types of small spacecraft are described, their application is considered. The principle of operation of such navigation systems as GPS and GLONASS is described. Described nanosatellite PolyITAN-1, which is a development of Igor Sikorsky's Kyiv Polytechnic Institute, his modes of operation, structure and features of functioning in each mode. The principle of operation of the subsystem of orientation and stabilization of the satellite is considered on the example of this satellite. The block diagram and photos of the created magnetic field simulator, which is intended for ground tests of nanosatellites, namely their subsystems of orientation and stabilization, are given. A program for modeling different modes of nanosatellite stabilization has been created. The course of stabilization changes due to the change of input parameters is investigated. It is shown how noise affects the operation of the orientation and stabilization system, as well as the energy consumption required for stabilization. Describes how the operation of the magnetic field simulator can affect the test of the subsystem orientation and stabilization of the satellite. It is specified what consequences it can have.

Keywords: control system, magnetic field simulator, nanosatellite, CubeSat, tests, orientation and stabilization subsystem.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	5
1. КЛАСИФІКАЦІЯ СУПУТНИКІВ. ПІДСИСТЕМА ОРІЄНТАЦІЇ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ	9
1.1. Класифікація супутників	9
1.2. Супутники формату CubeSat	11
1.3. Наносупутники КПП ім. Ігоря Сікорського.....	12
1.4. Підсистема орієнтації та стабілізації	17
1.5. Супутникова система навігації.....	18
1.5.1. GPS	20
1.5.2. ГЛОНАСС.....	23
1.5.3. Магнітометр	24
1.6. Підсистема орієнтації та стабілізації супутника PolyITAN-1	25
Висновки до розділу 1.....	31
2. ІМІТАТОР МАГНІТНОГО ПОЛЯ. СТВОРЕННЯ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ	33
2.1. Система керування імітатора	33
2.2. Робоча частина імітатора.....	34
2.3. Створення програмного забезпечення	35
2.4. Опис створеної програми.....	36
2.5. Моделювання різних режимів стабілізації	42
Висновки до розділу 2.....	60
3. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ	61
3.1. Опис ідеї проекту	61
3.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	63
3.4. Розробка маркетингової програми стартап-проекту	67
Висновки до розділу 3.....	69
4. ОХОРОНА ПРАЦІ	70
4.1. Характеристика приміщення і робочого місця.....	70
4.2. Аналіз шкідливих та небезпечних факторів	73
4.2.1. Мікроклімат	73

4.2.2. Освітлення	74
4.2.3. Шум	75
4.2.4. Електробезпека	75
4.2.5. Пожежна безпека	77
Висновки до розділу 4.....	78
ВИСНОВКИ	79
ЛІТЕРАТУРА.....	81
ABSTRACT	84

ВСТУП

Актуальність. На даний час на навколоземній орбіті перебуває понад 22900 штучних супутників. З них велика частина є супутниками типу CubeSat. Перевагою таких апаратів є значно нижча вартість виготовлення та запуску. Окрім того, такі апарати як правило не провокують зростання кількості космічного сміття, оскільки їх орбіта задана таким чином, щоб вони поступово спускалися і вони є досить малими, щоб згоріти у верхніх шарах атмосфери.

Незважаючи на незначні розміри, такі супутники нічим не поступаються в роботі звичним великим штучним супутникам Землі. Вони здатні виконувати безліч вкрай важливих завдань. Таких як дистанційне зондування поверхні Землі, дослідження іоносфери, екологічний моніторинг, спостереження за сейсмічною активністю та прогноз землетрусів тощо.

Оскільки в наш час малі космічні апарати, зокрема типу CubeSat, користуються популярністю, то постає проблема створення спеціальних стендів для проведення випробувань систем, що забезпечують надійну роботу цих апаратів. Для того, щоб забезпечити надійність подібних апаратів у космічних умовах та бути впевненим, що після запуску не відмовить одна із ключових систем супутника, вкрай необхідно виконати випробування всіх його систем перед запуском, впевнитися у безперебійній та коректній роботі.

Наносупутники, які розробляються в КПІ ім. Ігоря Сікорського, теж обов'язково проходять всі ці випробування. Для одного з таких випробувань і слугує імітатор магнітного поля. Для мінімізації впливу людського фактору, було запропоновано автоматизувати систему керування цього імітатору.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертація була підготовлена відповідно до науково-дослідного плану кафедри електронних пристроїв та систем Національного Технічного Університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського».

Мета і завдання дослідження. Розробка системи керування імітатором магнітного поля для наносупутників.

Для досягнення мети розглядалися такі задачі, як:

- вивчення актуальності використання малих космічних апаратів в умовах сучасного дослідження космосу;
- аналіз роботи систем орієнтації та стабілізації наносупутників;
- дослідження впливу магнітного поля на роботу системи орієнтації та стабілізації супутника PolyITAN-1;
- розробка програмного забезпечення, що демонструватиме алгоритм стабілізації в залежності від початкових умов;
- дослідження впливу створеного супутником магнітного поля на роботу імітатора магнітного поля;
- моделювання взаємодії системи орієнтації та стабілізації супутника з магнітним полем імітатора;

Об'єкт дослідження – система керування імітатором магнітного поля для наносупутників.

Предмет дослідження — взаємодія системи орієнтації та стабілізації супутника з імітатором магнітного поля.

Методи дослідження: теоретичні положення дисертації побудовані на вивченні відомостей про малі космічні апарати, їх застосування та розробку; принципи роботи системи орієнтації та стабілізації; принцип роботи імітатора магнітного поля. Розроблено програмне забезпечення для демонстрації орієнтації супутника в умовах взаємодії з імітатором магнітного поля.

Наукова новизна одержаних результатів полягає у дослідженні впливу магнітного поля, яке створює імітатор магнітного поля на роботу підсистеми орієнтації та стабілізації наносупутника.

Практичне значення одержаних результатів:

- Розроблено програмне забезпечення для моделювання різних режимів роботи підсистеми орієнтації та стабілізації супутника та її взаємодії з імітатором магнітного поля.
- Проаналізовано результати моделювання та зроблено висновки з приводу доцільності використання різних режимів роботи імітатора магнітного поля, щоб мінімізувати його вплив на перебіг випробувань супутника.

Таку систему доцільно використовувати при розробці та тестуванні системи орієнтації та стабілізації супутника, щоб переконатися у коректності алгоритмів та розрахунків. А також цю систему можна використовувати при випробуванні апарату в магнітному полі, що створює імітатор.

Отримані результати досліджень даної роботи були використані при розробці системи керування для імітатора магнітного поля для наносупутників, які розробляють в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського».

Апробація результатів дисертації. За темою дисертації заплановано виступ на конференції «Smart-технології в енергетиці та електроніці – 2021»

Публікації. 1.Лисюк І. Р., Хижняк Т. А., Телега В. В., Ідентифікація зміни ємності DC-DC перетворювача за допомогою вейвлетів. Мікросистеми, Електроніка та Акустика, 24(3), 51–56. 2.Лисюк. І. Р., Коваленко Є. Ю., Єсепчук В. Ю., Сергєєв Д. В., Дослідження впливу імітатора магнітного поля на коректність роботи системи орієнтації супутника – готується до публікації

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаної літератури із 20 найменувань. Загальний обсяг становить 95 сторінок, у тому числі 79 сторінок основного тексту, 43 рисунки та 19 таблиць.

1. КЛАСИФІКАЦІЯ СУПУТНИКІВ. ПІДСИСТЕМА ОРІЄНТАЦІЇ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ

1.1. Класифікація супутників

Існують різні ознаки, за якими класифікуються космічні апарати:

- за призначенням корисного навантаження;
- за метою його роботи;
- за національною приналежністю;
- за способом виведення;
- за часом активного існування і так далі.

Але є одна ознака, що формально відноситься до маси й розмірів апарату. І ця ознака може розглядатися як якісна. У 90-х роках минулого століття все частіше став звучати терміни малий супутник, мікросупутник. Причиною появи цього терміну стала характерна ознака таких апаратів – маса. Саме ця ознака найчастіше асоціюється з поняттям «малий». Наводяться маси від тонни до десятків грамів. Ще одним таким параметром є розмір апарату[1]. Класифікація супутників за розмірами наведена у табл.1.1

Таблиця 1.1

Розміри супутників

Категорія	Маса, кг
Великі супутники	>1000
Середні супутники	500-1000
Мінісупутники	100-500
Мікросупутники	10-100
Наносупутники (CubeSat)	1-10
Пікосупутники	0,1-1
Фемтосупутники	<0,1

Тобто, до мінісупутників відносяться космічні апарати, які мають повну масу від 100 до 500 кг. Окрім них, сюди часто відносять так звані «легкі супутники». Це апарати масою від 500 до 1000 кг [1].

Такі супутники зазвичай використовують технології, платформи та компоненти звичайних «великих» супутників. Під загальним визначенням «малі супутники» зазвичай мають на увазі саме мінісупутники.

Мікросупутники – апарати, повна маса яких від 10 до 100 кг (іноді й до трохи більше). Зазвичай мікросупутники використовують, щоб вивести в космос невеликі корисні навантаження. Даних апарати в основному використовують для наукових досліджень.

Наносупутники мають масу від 1 до 10 кг. Часто такі супутники виготовляються для групової роботи. До того ж, деякі групи використовують більший супутник для зв'язку з Землею.

Незначний розмір таких супутників не обмежує області їх застосування. Подібні апарати можуть виконувати найрізноманітніші завдання, серед яких дистанційне зондування поверхні Землі, космічні спостереження, екологічний моніторинг, дослідження геофізичних полів та різноманітні освітні програми.

Найбільш широкого розповсюдження набули наносупутники типу CubeSat [2]. Це пов'язано з уніфікацією розмірів та можливістю здійснювати запуск у залишкових контейнер-місцях, що значно здешевлює процес.

Пікосупутники мають масу від 100 г до 1 кг. Зазвичай вони працюють в групі, іноді з використанням більшого супутника. Тобто, часто пікосупутники виконують своє завдання використовуючи радіоз'єднання між собою. Корисне навантаження таких апаратів розподілене між ними.

Фемтосупутники мають масу до 100 грам [3]. Вони відносяться до категорії надмалих космічних апаратів, як і пікосупутники. Їх прийнято вважати апаратами типу Покеткуб, що означає «кишеньковий куб». Розміри такого апарату не перевищують 5 x 5 x 5 см, тобто 1р (1 покеткуб).

Маса в декілька сотень чи десятків грамів та розмір в кілька сантиметрів є характерними особливостями цих супутників. Кілька подібних апаратів можна компонувати та запускати в одному контейнерному місці. Тобто запуск декількох апаратів за ціною запуску одного кубсата, приблизно за кілька тисяч доларів США кожен.

Досить низька вартість та уніфікація комплектуючих та платформ робить створення та запуск кубсатів доступним для університетів і навіть шкіл, невеликих приватних компаній і аматорських об'єднань, а покеткуби є доступними навіть приватним особам.

1.2. Супутники формату CubeSat

Термін CubeSat (кубсат) використовують для супутників, які розроблені згідно зі стандартом, який створив професор факультету аеронавтики й астронавтики Стенфордського університету Боб Твіггс у 1999 році [4]. Цей стандарт передбачає, що космічні апарати такого формату мають розмір 10 x 10 x 10 см, тобто 1U (1 юніт) і масу не більше 1,33 кг.

Кубсати прийнято вважати великими пікосупутниками або легкими наносупутниками. Подібні апарати зазвичай запускають по декілька одиниць за раз, це зумовлено розмірами пускових контейнерів[5].

Вартість запуску подібних космічних апаратів, порівняно, є досить дешевою та становить кілька десятків тисяч доларів. Запуск відбувається за допомогою пристрою P-POD (англ. Poly-PicoSatellite Orbital Deployer) [5]. Використання стандарт кубсат дозволяє об'єднати 2 або 3 стандартних кубів для створення одного супутника більшого розміру. Це можуть бути апарати, що складаються з двох або трьох юнітів та позначаються 2U і 3U (рис.1.1). Розміри таких апаратів будуть 10x10x20 або 10x10x30 см відповідно. Один P-POD можна використовувати для запуску трьох апаратів розміром 1U;

одночасного запуску двох апаратів, розміри яких 1U та 2U; одного апарату з розміром 3U [6].

Більшість супутників CubeSat було розроблено університетами. Однак великі компанії, наприклад, Boeing, також зацікавлені у створенні супутників цього формату. Також формат CubeSat використовується для створення приватних та радіоаматорських супутників. Більшість супутників CubeSat[22] мають один або два наукових прилади.

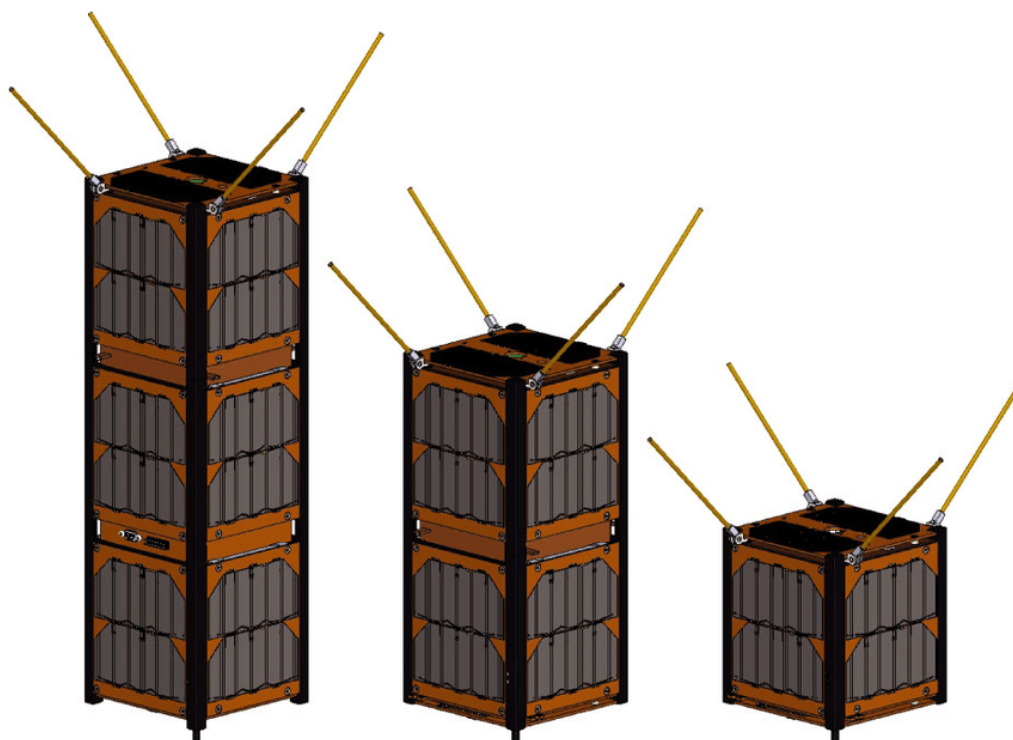


Рис. 1.1 Супутники типу CubeSat формату 3U, 2U та 1U відповідно

1.3. Наносупутники КПІ ім. Ігоря Сікорського

В Національному технічному університеті України «Київському політехнічному інституті імені Ігоря Сікорського» було спроектовано, успішно створено два наносупутники типу CubeSat. Обидва були виведені на орбіту. PolyITAN-1, який був створений для відпрацювання технології, платформи та всіх підсистем, виконаний у конфігурації 1U. Його наступник, PolyITAN-2, був створений в рамках міжнародного проекту QB50 для

дослідження складу атмосфери та виконаний у конфігурації 2U. Зараз в розробці третій супутник, PolyITAN-3. Його головним завданням буде дистанційне зондування Землі. Цей супутник буде виконаний в конфігурації 3U.

Оскільки PolyITAN-1 (рис.1.2) був створений саме для відпрацювання технології та вивчення взаємодії всіх підсистем, то у подальших розробках доцільно опиратися на досвід, отриманий в роботі з цим апаратом[23].

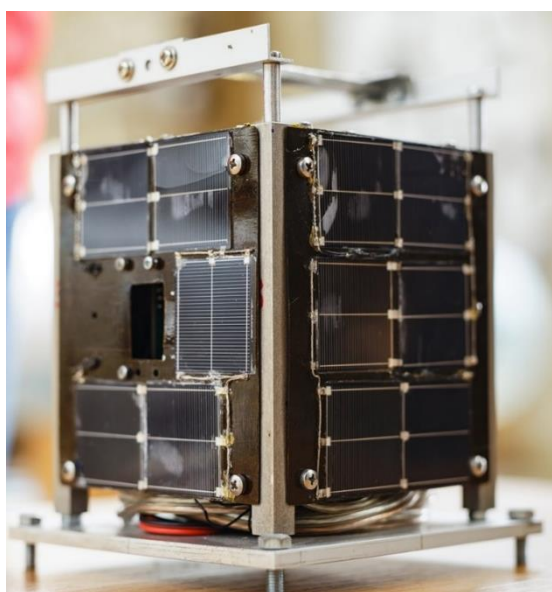


Рис.1.2. Супутник PolyITAN-1

Наносупутник PolyITAN-1 має наступні апаратно-програмні системи:

- система обробки даних (СОД);
- система енергопостачання (СЕ);
- система зв'язку (СЗ).

Система обробки даних – це сукупність таких підсистем:

- підсистема роботи з даними (ПРД);
- підсистема орієнтації стабілізації (ПОС);
- підсистема навігації (ПН);
- підсистема ведення циклограми (ПВЦ)[7].

Загальну структуру наносупутника PolyITAN-1 [24] можна побачити на рис.1.3

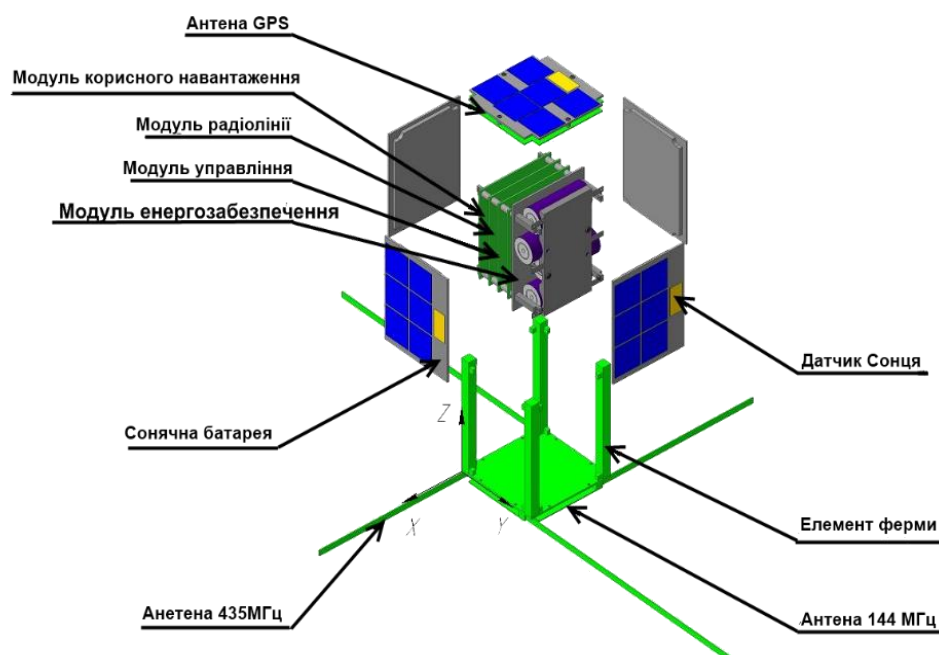


Рис. 1.3. Будова наносупутника PolyITAN-1

Щоб спростити процес розробки цього наносупутника, було вирішено використовувати підсистему навігації та підсистему орієнтації стабілізації як корисне навантаження. Керування вищезгаданими підсистемами відбувається за допомогою попередньо записаної циклограми.

Під час кожного з етапів польоту наносупутник перебуває в певному режимі роботи.

Виділяють три основні режими:

- передпусковий режим (LAUNCH MODE);
- режим початкового етапу польоту (POST-LAUNCH MODE);
- основний орбітальний режим (ORBITAL MODES).

В передпусковому режимі роботи наносупутник знаходиться тоді, коли він завантажений в P-POD контейнер. Всі його системи вимкнені і відімкнені від енергопостачання (рис.1.4).

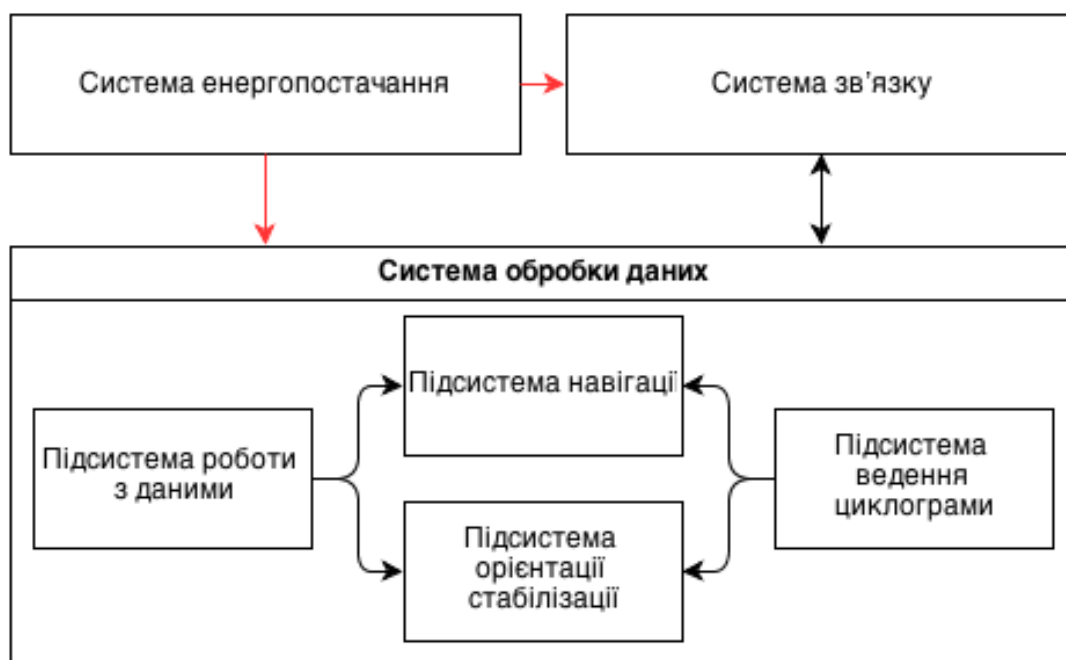


Рис. 1.4. Загальна схема систем наносупутника

Одразу після сигналу відокремлення наносупутник автоматично переходить в режим початкового етапу польоту. Перші 15 хвилин початкового польоту проходить тестування системи енергопостачання. Якщо заряд батарей наносупутника менше, ніж 60%, то система енергопостачання не вмикає супутник до того моменту, поки заряд батареї не досягне 80%. Якщо заряд батарей наносупутника більше 60%, то система енергопостачання одразу подає живлення на всі системи і підсистеми супутника.

Після вмикання всіх систем і підсистем супутника впродовж 5-ти хвилин триває самотестування цих систем. Далі 45 хвилин супутник намагається встановити зв'язок з наземною станцією керування. Якщо спроба завершується успішно, то в енергонезалежну пам'ять записується значення OK_CONNECT. В протилежному випадку записується значення BAD_CONNECT. Паралельно зі спробою встановити зв'язок, всі ці 45 хвилин система орієнтації стабілізації буде виконувати гасіння кутової швидкості, доки її значення не сягне 0,5 град/с.

Основний орбітальний режим включає в себе решту режимів, в одному з яких може перебувати супутник. Перемикання із одного орбітального режиму в інший відбувається автоматично в залежності від відсотка заряду акумуляторних батарей (рис. 1.5).

Основні орбітальні режими:

- режим маяка (Beacon mode, заряд батареї $> 60\%$);
- режим зарядки (Recharge mode, заряд батареї $\leq 60\%$);
- режим сеансу зв'язку (Telecom mode);
- режим зниженого енергоспоживання (Failsafe mode, $\leq 20\%$);
- режим аварійного вимкнення супутника (Off mode, $\leq 10\%$ протягом 5 хвилин).

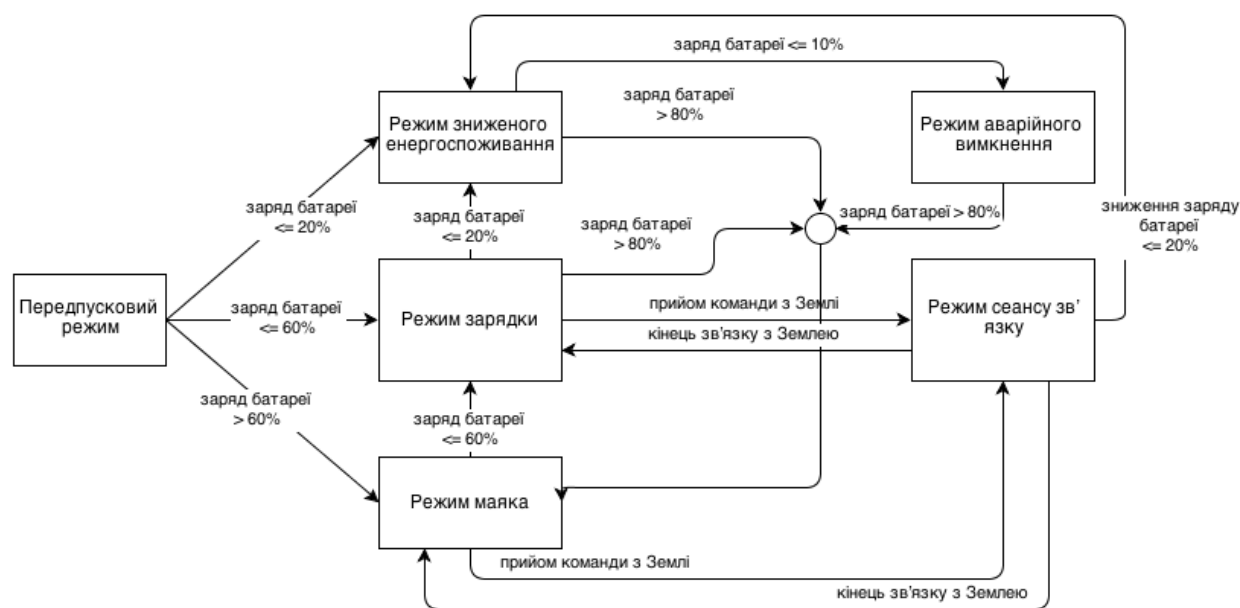


Рис. 1.5. Загальна схема переходів між режимами роботи наносупутника

Коли наносупутник перебуває в режимі маяка, він відправляє свої позивні азбукою Морзе кожні 60 секунд. Після кожної 3-ї спроби, відправляє набір телеметричних даних за протоколом AX.25. Під час передачі і після, протягом 15 секунд, супутник слухає ефір на прийом з Землі команди на установку сеансу зв'язку, після чого установлює сеанс.

В режимі зарядки наносупутник кожну хвилину слухає ефір на прийом із Землі команди на установку сеансу зв'язку протягом 10 секунд. Після кожної 4-ї спроби НС відправляє свої позивні азбукою Морзе і набір телеметричних даних за протоколом AX25[21].

Коли наносупутник приймає команду з Землі, він переходить із попередніх двох режимів у режим сеансу зв'язку. Режим сеансу зв'язку закінчується:

- коли супутник отримує команду про закінчення сеансу зв'язку;
- якщо протягом 10 хвилин відсутні надходження запитів з Землі;
- якщо супутник переходить в режим зниженого енергоспоживання (при зниженні рівня заряду акумуляторів).

В режимі зниженого енергоспоживання призупиняється активна робота всіх систем. В цьому випадку мікроконтролери переважно перебувають в режимі сну (Sleep), вмикаючись лише на короткий час для внутрішнього моніторингу. Коли заряд акумулятора сягає 80%, супутник виходить з режиму зниженого енергоспоживання. У цьому режимі проміжні дані зберігаються в оперативний запам'ятовуючий пристрій і супутник «пам'ятає» свій попередній стан, тому він може продовжити операції, що були перервані розрядом батарей.

В режимі аварійного відключення супутника мікроконтролер системи енергопостачання відключає живлення всіх систем і перезавантажується. Вихід з цього режиму відбувається, коли заряд акумулятора досягає 80%. У цьому режимі всі проміжні дані стираються.

1.4. Підсистема орієнтації та стабілізації

Підсистема орієнтації та стабілізації космічного приладу слугує для забезпечення конкретного положення осей апарату відносно певних заданих

напрямів. Ця підсистема необхідна, щоб виконувати певні задачі та задовільняти певні вимоги. Такі як:

- орієнтування сонячних батарей на Сонце;
- навігаційні вимірювання;
- проведення різноманітних досліджень;
- передача даних за допомогою гостронаправленої антени тощо.

Якщо система орієнтації не споживає енергії, то вона називається пасивною. До пасивних систем відносять: гравітаційну, інерційну, аеродинамічну тощо. До активних систем відносять: маховики, реактивні двигуни орієнтації, гіродіни і т. д., вони споживають енергію, що накопичує прилад.

Завдання, які виконує апарат, можуть вимагати постійної або тимчасової орієнтації. Система орієнтації та стабілізації забезпечує одноосьову або трьохосьову орієнтацію. У випадку з пілотованими космічними апаратами використовують не лише автоматичні, а й системи орієнтації та стабілізації з ручним керуванням.

1.5. Супутникова система навігації

Супутникова система навігації (англ. Global Navigation Satellite System, GNSS) призначена для визначення географічних координат (місця розташування) об'єктів, що знаходяться на землі, воді та у повітрі. Окрім того, супутникова система навігації слугує для визначення розташування низькоорбітальних космічних апаратів.

Також за допомогою таких систем можна отримати швидкість і напрямок руху приймача сигналу або визначати точний час. До складу супутникових систем навігації входить космічне обладнання та система керування, що розташована на Землі. На даний момент лише супутникові

системи GPS і ГЛОНАСС здатні забезпечувати надійне, неперервне покриття на всій земній кулі.

Для визначення координати конкретного об'єкту вимірюється відстані від антени цього об'єкту до тих супутників, чиє положення відоме з високою точністю. Перед початком вимірювань будь-який супутниковий приймач вже володіє таблицею положень всіх супутників. Ця таблиця називається альманахом. Після останнього сеансу роботи приймач зберігає альманах в пам'яті і одразу використовує його, якщо він ще актуальний. Кожен супутник передає в своєму сигналі весь альманах. Тобто, якщо відомі відстані до кількох супутників системи, то можна вирахувати положення об'єкта в просторі використовуючи альманах та звичайні геометричні побудови.

Для вимірювання відстані від супутника до антени приймача використовується метод, що заснований на припущенні, що швидкість поширення радіохвиль відома. Хоча насправді це досить складне, оскільки на швидкість впливає безліч факторів, які важко передбачити. Наприклад, характеристика іоносферного шару або що. Щоб забезпечити можливість вимірювати час радіосигналу, що розповсюджується, кожен супутник навігаційної системи використовує атомний годинник, що точно синхронізований з системним часом для випромінювання сигналів точного часу.

Коли супутниковий приймач починає працювати, його годинник синхронізуються з системним часом, і після цього, коли приймає сигнал, відбувається обчислення затримки між часом випромінювання, що містяться в самому сигналі, і часом прийому сигналу. Знаючи цю інформацію, навігаційний приймач знаходить координати антени. Всі інші параметри руху, такі як швидкість, курс та пройдена відстань, обчислюються на основі вимірювання часу, за який об'єкт перемістився між двома або більше точками з певними координатами.

Основні елементи таких систем навігації:

- сукупність супутників на орбіті, що випромінюють спеціальні радіосигнали;
- наземний сегмент, що являє собою систему керування та контролю. До них належать блоки вимірювання поточного положення супутників і передачі на них отриманої інформації для коригування інформації про орбіту;
- супутникові навігатори, тобто апаратура користувача супутникових навігаційних систем, яка використовується для визначення координат;
- система наземних радіомаяків, яка дозволяє зробити визначення координат більш точним;
- інформаційна радіосистема, що слугує для передачі користувачам поправок. Це дозволяє значно підвищити точність визначення координат.

1.5.1. GPS

GPS – це система глобального позиціонування, тобто супутникова система навігації. Вона забезпечує вимірювання відстані, часу і визначає місце розташування у всесвітній системі координат WGS 84[9]. Дана система дозволяє визначити місце розташування майже при будь-якій погоді в будь-якому місці Землі окрім приполярних областей. А також розташування у навколоземному космічному просторі.

Дана система була створена Міністерством оборони США, ним же вона і використовується. Хоча в той же час використання GPS є доступним з цивільною метою. Для цього потрібен лише навігатор або інший прилад з GPS-приймачем, наприклад телефон.

Основний принцип визначення місця розташування – це вимірювання антеною користувача моментів часу прийому синхронізованого сигналу від навігаційних супутників.

$$|r - a_j| = c(t_j - \tau), \quad (1.1)$$

де r – невідомий радіус-вектор користувача; a_j – радіус-вектор j -того супутника; t_j – момент часу прийому сигналу j -того супутника за годинником користувача; c – швидкість світла; τ – невідомий момент часу синхронного випромінювання сигналу всіма супутниками за годинником користувача.

З формули (1.1) можна визначити тривимірні координати GPS-приймача, необхідно лише скласти чотири рівняння.

GPS має три основні складові: космічну, керуючу та користувацьку[8]. Супутники GPS передають сигнали з космосу. Цей сигнал використовують приймачі GPS, щоб в режимі реального часу визначити своє поточне положення в просторі.

Космічна складова – це 32 супутники, що обертаються навколо Землі на середній орбіті.

Керуюча частина – це головна станція керування та десять станцій спостереження[9]. Сюди ж відносяться наземні антени та допоміжні станції. Іноді ресурси перелічених об'єктів є спільними для декількох проектів.

Користувацька частина – це приймачі GPS, які є власністю державних інституцій, а також сотні мільйонів приймачів, якими користуються пересічні громадяни, наприклад власники смартфонів.

Сукупність супутників, що входять до системи NAVSTAR обертаються навколо Землі на однаковій висоті та з однаковим періодом обертання. Їх орбіти кругові з радіусом приблизно 26600 км і висотою 20200 км. Це орбіти добової кратності. Періодом обертання по такій орбіті становить 11 годин 58 хвилин. Тобто супутник здійснює два обертання навколо Землі за одну зоряну добу.

Кут нахилу такої орбіти становить 55° . Цей кут також є однаковим для всіх супутників системи. Між орбітами цих супутників є лише одна відмінність. Вона полягає в довготі висхідного вузла. Тобто, точки, в яких екватор перетинає площини орбіт супутників відстають одна від одної приблизно на 60 градусів. І таким чином супутники обертаються навколо Землі в шести різних площинах, по 4 апарати в кожній.

Найбільш поширеним недоліком використання будь-яких радіонавігаційних систем є те, що при наявності певних умов, сигнал може не доходити до приймача, доходити із запізненням чи значними спотвореннями. Такі умови можуть бути створені товстими стінами із залізобетону чи навіть щільною кроною дерев та сильною хмарністю. Саме тому інколи виникають складнощі із точним визначенням місцезнаходження у квартирі, тунелі, тощо.

Інколи навіть професійними геодезичними приймачами важко визначити точне місцезнаходження. Оскільки робоча частота GPS лежить в дециметровому діапазоні радіохвиль, рівень сигналу від супутників може серйозно знизитися при проходженні через подібні завади.

Окрім того, серйозно перешкоджати нормальному прийому сигналів GPS можуть сигнали від багатьох наземних радіоджерел. Також інколи на заваді стають магнітні бурі або сигнали, що навмисно створені «глушилками».

В умовах підвищеної завадової складності більш ефективно виконувати завдання супутникової навігації дозволяють цифрові антенні решітки, які забезпечують формування «нулів» в діаграмі спрямованості антенної системи в напрямках на джерела активних завад [10].

Невисокий кут нахилу орбіт (приблизно 55°) серйозно погіршує точність встановлення координат у областях, що розташовані близько до полюсів. Це зумовлено тим, що супутники GPS невисоко піднімаються над горизонтом. І як результат, на заваді сигналу знаходиться велика повітряна

маса, а також можливі об'єкти поблизу горизонту (будівлі, гори тощо). Для супутника в зеніті значення похибки у визначенні псевдодальності, яке вноситься іоносферою та тропосферою, становить 1 м і 2,3 м відповідно. Щодо супутника над горизонтом, ці похибки вже можуть становити 100 м і 10 м, відповідно.

1.5.2. ГЛОНАСС

Глобальна навігаційна супутникова система (ГЛОНАСС) – це в минулому радянська, а тепер російська супутникова система навігації. Вона є однією з тих систем глобальної супутникової навігації, що станом на сьогодні повністю функціонують. Дана система без обмежень та безкоштовно надає послуги з навігації, транслюючи цивільні сигнали, що доступні в будь-якій точці земної кулі.

Система ГЛОНАСС, як і GPS, спочатку була призначена для використання військовими і була запущена одночасно з системою попередження про ракетний напад в 1982 році. Це було потрібно для оперативного навігаційно-часового забезпечення необмеженої кількості користувачів наземного, морського, повітряного і космічного базування.

Дана система працює завдяки 24 супутникам, що обертаються навколо Землі в трьох орбітальних площинах. Кут нахилу їх орбіт становить $64,8^\circ$, а висота 19100 км [11].

Основна відмінність між системами GPS та ГЛОНАСС полягає у тому, що орбітальний рух супутників ГЛОНАСС не має синхронності (резонансу) із обертанням Землі. Це забезпечує їм більшу стабільність. Таким чином, угруповання космічних апаратів ГЛОНАСС не вимагає додаткових коригувань протягом всього терміну активного існування.

Супутники ГЛОНАСС перебувають на орбіті середньої висоти. Період їх обертання навколо Землі становить 11 годин 15 хвилин. Подібна

орбіта є оптимальною для навігації у високих широтах. Саме завдяки цьому, у приполярних областях ГЛОНАСС працює краще, ніж GPS.

Угрупування супутників базується в трьох орбітальних площинах, по 8 супутників у кожній. Щоб забезпечити постійне глобальне покриття, необхідно 24 супутники. Сигнали передаються з під кутом 38° з використанням правої кругової поляризації з потужністю 316 - 500 Вт (EIRP 25-27 dBW).

Щоб визначити координати, приймач має отримувати сигнал принаймні від чотирьох супутників та розрахувати відстані до них. Якщо для використання доступно лише три супутника, можуть виникати помилки через неточність годинника приймача. Відповідно, це ускладнює визначення координат.

До наземного сегменту ГЛОНАСС належить:

- центр керування системою;
- п'ять центрів телеметрії, спостереження та керування;
- дві станції лазерного вимірювання дальності;
- десять контрольно-вимірювальних станцій.

При одночасному використанні ГЛОНАСС та GPS в об'єднаних приймачах, точність визначення координат майже завжди буде якісною. Це зумовлено тим, що видимими є велика кількість космічних апаратів, до того ж вони мають хороше взаємне розташування. І практично всі ГЛОНАСС приймачі є саме об'єднаними.

1.5.3. Магнітометр

Магнітометр – це прилад, що вимірює напруженості магнітного поля або інших магнітних величин та магнітних характеристик матеріалів. Найпоширенішим варіантом такого приладу є магнітомеханічний магнітометр. В ньому взаємодіють два постійних магніти у магнітному полі,

яке вимірюється. Внаслідок цієї взаємодії, один з них відхиляється на певний кут.

Магнітометр використовують для вивчення значних магнітних аномалій, вимірювань магнітного поля Землі, розвідуванні корисні копалини тощо[12].

За допомогою магнітометра можна виміряти напруженість, індукцію магнітного поля, магнітний потік; визначити магнітний момент, намагніченість, магнітну сприйнятливість гірської породи тощо.

Сучасні магнітометри являють собою MEMS датчики магнітного поля. Це невеликі мікроелектромеханічні системи для виявлення та вимірювання магнітного поля. Більшість з них працюють завдяки виявленню зміни напруги або резонансної частоти, які можна виміряти електронним способом, а також механічне зміщення, яке можна виміряти оптично. Одним із простих прикладів використання такого датчику є мініатюрний компас.

В залежності від величини поля, що вимірюється, магнітометри розділяють за чутливістю. Для вимірювання магнітного поля Землі, потрібні датчики середньої чутливості, що здатні вимірювати значення більші ніж геомагнітний шум (близько 0,1 нТл).

1.6. Підсистема орієнтації та стабілізації супутника PolyITAN-1

До підсистеми орієнтації та стабілізації супутника PolyITAN-1 входять такі елементи:

- три електромагніти, що являють собою котушки, які розташовуються на трьох гранях супутника і є перпендикулярними між собою;
- датчик магнітного поля Землі (аналоговий та цифровий);
- датчик визначення кутової швидкості (аналоговий та цифровий);

- три сонячних датчики;
- блок керування підсистемою орієнтації та стабілізації супутника.

Підсистема орієнтації та стабілізації супутника може працювати в наступних режимах:

- Off – вимкнена.
- OnBrake – відбуваються вимірювання та розрахунки кутової швидкості супутника за показами магнітних датчиків, а також періодичне гасіння кутової швидкості. Даний режим вмикається по циклограмі після виходу із пускового контейнера. Час роботи задається циклограмою і не має перевищувати 44000 секунд. В даному режимі вимірювання відбуваються за допомогою магнітних датчиків та датчиків кутової швидкості.
- OnMeas – відбуваються лише вимірювання. Цей режим використовується для накопичення даних із датчиків підсистеми орієнтації та стабілізації супутника, жодних розрахунків не відбувається.
- OnMeasCalc – ввімкнені вимірювання та розрахунки визначення орієнтації супутника. Даний режим відповідає аварійному режиму орієнтації.
- OnMeasCalcControl – відбуваються вимірювання, розрахунки орієнтації та періодичного керування положенням. При ввімкненні даного режиму, підсистема орієнтації та стабілізації одразу розпочинає роботу із режиму гасіння кутової швидкості.

Режими роботи підсистеми орієнтації та стабілізації супутника в OnMeasCalc та OnMeasCalcControl:

- режим гасіння кутової швидкості;
- режим одноосьової орієнтації на Землю;
- черговий режим;
- високоточний режим орієнтації;
- аварійний режим.

Режим гасіння кутової швидкості має забезпечити режим зниження початкових кутових швидкостей супутника до заданих значень (модуль кутової швидкості не повинен перевищувати значення близько 0,06 град/с).

Режим одноосьової орієнтації на Землю забезпечує орієнтацію повздовжньої осі супутника на Землю з точністю не нижче 10 градусів. Також цей режим можна використовувати в аварійних ситуаціях, коли на борту відбувається різке зниження ємності електроенергії акумуляторів.

Черговий режим забезпечує трьохосьову орієнтацію конструкторської системи координат в орбітальній системі координат. При цьому точність має бути не менше 10 градусів по кожній осі.

Високоточний режим орієнтації забезпечує трьохосьову орієнтацію конструкторської системи координат в орбітальній системі координат з точністю не менше 5 градусів по кожній осі.

Аварійний режим орієнтації забезпечує вимірювання датчиками, що визначають орієнтацію та розрахунок орієнтації між конструкторською та орбітальною системою координат. При цьому керування котушками не відбувається.

Перемикання між станами відбувається, як показано на рис.1.6

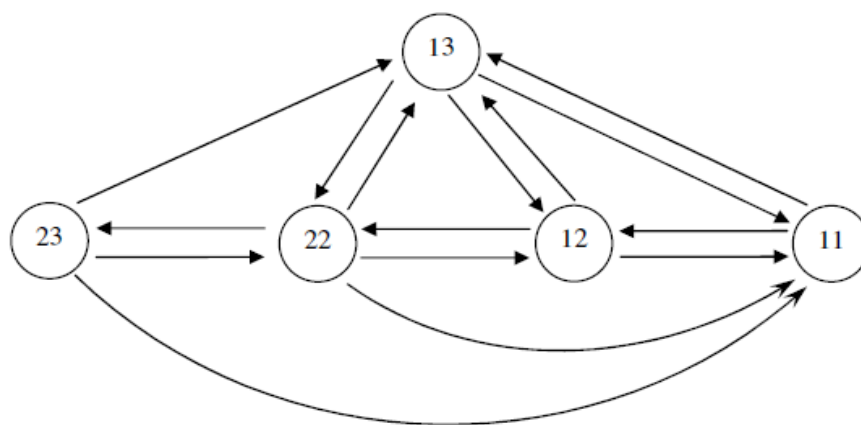


Рис. 1.6. Схема перемикання між режимами підсистеми орієнтації та стабілізації супутника

Умовні цифрові шифри режимів роботи та умови перемикання приведені в табл.1.2.

Керування котушками відбувається за допомогою функції `void MagneTorQuerStartPWM (int16_t X, int16_t Y, int16_t Z, uint8_t N)`, в якій X, Y, Z – це значення ШІМ модуляції, які можуть приймати значення від 100,0% до -100,0% з кроком в 0.1% для відповідних осей. Тобто напруга на котушках може встановлюватися від -3.3 В до 3.3 В з кроком 3.3 мВ. N – задає кількість імпульсів ШІМ, яка буде дорівнювати N+1.

Таблиця 1.2

Цифрові шифри режимів роботи

Назва режиму	Цифровий шифр	Час перебування в режимі
Режим гасіння кутової швидкості	11	Максимальний час перебування в режимі 44000 секунд. Після чого відбувається перехід у стан помилки.
Режим одноосьової орієнтації на землю	12	Час перебування в режимі необмежений
Черговий режим	22	Час перебування в режимі необмежений
Високоточний режим орієнтації	23	Максимальний час перебування в режимі становить 1800 секунд, після чого відбувається перехід в черговий режим.
Аварійний режим орієнтації	13	Час перебування в режимі задається диспетчером, що знаходиться вище.

Таким чином, кількість імпульсів може бути від 1 до 256. Період надходження імпульсів становить 2 мс. Тобто загальна тривалість подачі напруги на котушки варіюється від 2 до 512 мс.

Щодо математичної моделі розрахунків значень широтно-імпульсної модуляції, то це відбувається наступним чином:

$$\delta_i = \frac{U_{\min}}{\frac{1 + \alpha \cdot T_i}{1 + 20 \cdot \alpha} \cdot R_{20i}} \cdot S_i, \quad (1.2)$$

$$L_{magi} = \frac{U_{\max}}{\frac{1 + \alpha \cdot T_i}{1 + 20 \cdot \alpha} \cdot R_{20i}} \cdot S_i, \quad (1.3)$$

де i – приймає значення x, y, z ; U_{\max} – максимальна напруга, яку можна подати на котушку (3,3 В); U_{\min} – мінімальна напруга, яку можна подати на котушку (3,3 мВ); R_{20i} – опір котушок при температурі 20 градусів; S_i – сумарна площа електромагнітів, що усереднена по кількості витків; α – температурний коефіцієнт опору міді (0,0043 1/градус).

Спочатку на кожному такті за допомогою формул (1.2) та (1.3) визначаються мінімальні ($\delta_x, \delta_y, \delta_z$) та максимальні ($L_{magx}, L_{magy}, L_{magz}$) можливі значення модуля вектору магнітного моменту, в залежності від поточної температури (T_x, T_y, T_z) кожної котушки.

$$n_i = \frac{\frac{(1 + \alpha \cdot T_i)}{(1 + \alpha \cdot 20)} \cdot R_{20i} \cdot L_i \cdot \left(\frac{1}{S_i}\right)}{U_{\max}} \cdot 100\%, \quad (1.4)$$

Після цього, з формули (1.4) розраховуємо значення ШІМ.

Щоб керувати електромагнітами, потрібно пам'ятати, що принцип дії будь-якої магнітної системи керування базується на взаємодії магнітного моменту супутника з магнітним полем Землі.

$$\vec{M}_\kappa = \vec{L}_\kappa \times \vec{B}, \quad (1.5)$$

де L_κ – вектор магнітного моменту супутника; B – вектор індукції магнітного поля Землі.

$$M_x = k_{1x} q_1 q_0 + k_{2x} \omega_x, \quad (1.6)$$

$$M_y = k_{1y} q_2 q_0 + k_{2y} (\omega_y - \omega_0), \quad (1.7)$$

$$M_z = k_{1z} q_3 q_0 + k_{2z} \omega_z, \quad (1.8)$$

де $k_{1x}, k_{1y}, k_{1z}, k_{2x}, k_{2y}, k_{2z}$ – коефіцієнти закону керування; q_0, q_1, q_2, q_3 – компоненти кватерніона неузгодженості зв'язаної та орбітальної систем координат; ω_0 – середня орбітальна кутова швидкість; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції абсолютної кутової швидкості супутника на осі зв'язаної системи координат.

$$L_x = \frac{B_y M_z - B_z M_y}{B^2}, \quad (1.9)$$

$$L_y = \frac{B_z M_x - B_x M_z}{B^2}, \quad (1.10)$$

$$L_z = \frac{B_x M_y - B_y M_x}{B^2}, \quad (1.11)$$

де B_x, B_y, B_z – покази магнітометра;

$$B^2 = B_x^2 + B_y^2 + B_z^2.$$

За допомогою формул (1.6 – 1.8) розраховуються механічні моменти в каналах крену, тангажу та рискання. Формули (1.9 – 1.11) необхідні для визначення аргументів керування в каналах. Магнітні моменти, що формуються електромагнітами в каналах керування відповідають виразам:

$$L_{ik} = \begin{cases} -L_i & \text{якщо } |L_i| < L_{in} \\ -L_i \cdot \text{sign}(L_i) & \text{якщо } |L_i| \geq L_{in} \end{cases}, \quad (1.12)$$

де i – приймає значення x, y, z ; L_i – магнітний момент в i -тому каналі; L_{in} – номінальне значення магнітного моменту в i -тому каналі.

Даний алгоритм керування використовується для режиму одноосової орієнтації на Землю, черговому та високоточному режимі орієнтації. Це є можливим завдяки тому, що в цих режимах підсистема орієнтації на стабілізації має знати чи розраховувати орієнтацію супутника i , відповідно, буде відома матриця переходу від орбітальної до зв'язаної системи координат.

В режимі гасіння кутової швидкості та в аварійному режимі знати орієнтацію супутника не можливо. В цьому випадку підсистема орієнтації

на стабілізації може використовувати лише значення індукції магнітного поля Землі, що виміряне магнітними датчиками. В такому випадку використовуються спрощені аргументи керування в каналах. Їх можна визначити наступним чином:

$$L_x = \frac{K_x}{B^2} \cdot B'_x, \quad (1.13)$$

$$L_y = \frac{K_y}{B^2} \cdot B'_y, \quad (1.14)$$

$$L_z = \frac{K_z}{B^2} \cdot B'_z, \quad (1.15)$$

де K_x , K_y , K_z – коефіцієнти закону керування, B_x , B_y , B_z – покази магнітометра;

$$B^2 = B_x^2 + B_y^2 + B_z^2;$$

B'_x , B'_y , B'_z – похідні від вимірів магнітометра. Ці похідні розраховуються з використанням поточних показів магнітометра та даних, що були отримані на попередньому такті опитування.

$$B'_x = \frac{B_x(t) - B_x(t - \Delta t)}{\Delta t}, \quad (1.16)$$

$$B'_y = \frac{B_y(t) - B_y(t - \Delta t)}{\Delta t}, \quad (1.17)$$

$$B'_z = \frac{B_z(t) - B_z(t - \Delta t)}{\Delta t}, \quad (1.18)$$

де $B_x(t)$, $B_y(t)$, $B_z(t)$ – покази магнітометра на поточному такті опитування; $B_x(t - \Delta t)$, $B_y(t - \Delta t)$, $B_z(t - \Delta t)$ – покази магнітометра на попередньому такті опитування; Δt – тривалість такту опитування.

Висновки до розділу 1

1. Малі космічні апарати набувають популярності завдяки нижчій вартості виготовлення та запуску при збереженні функціональності. Більше того, виготовлення таких апаратів потребує менше часу.

2. Належне функціонування всіх підсистем апарату забезпечує його надійну та безвідмовну роботу.

3. Підсистема орієнтації та стабілізації супутника є надважливою і досить складною частиною системи. До її складу входить блок керування, електромагніти, сонячні датчики, а також датчики магнітного поля Землі й визначення кутової швидкості.

4. Для надійної та точної роботи підсистеми необхідно, щоб всі її складові працювали коректно та злагоджено, про це потрібно подбати на етапі розробки. А під час тестування космічного апарату спостерігати, вчасно виявляти та усувати потенційні неполадки та недоліки.

2. ІМІТАТОР МАГНІТНОГО ПОЛЯ. СТВОРЕННЯ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Система орієнтації є надзвичайно важливою складовою для виконання будь-якої місії. Саме тому надважливим етапом є калібрування та випробування малих космічних апаратів на спеціально створених стендах. Зокрема, таким стендом є імітатор магнітних потоків. Він призначений для створення магнітного поля, що відповідає конкретному режиму польоту, і бортова система наносупутника визначає своє положення та/або характер обертання і виконує поворот наносупутника на заданий кут або ж зупиняє умовне обертання[13].

2.1. Система керування імітатора

До системи керування імітатора магнітного поля входить блок живлення, Raspberry Pi, мікроконтролер STM32F103ZET6 та шість драйверів (по одному для кожної котушки). (рис.2.1, 2.2)

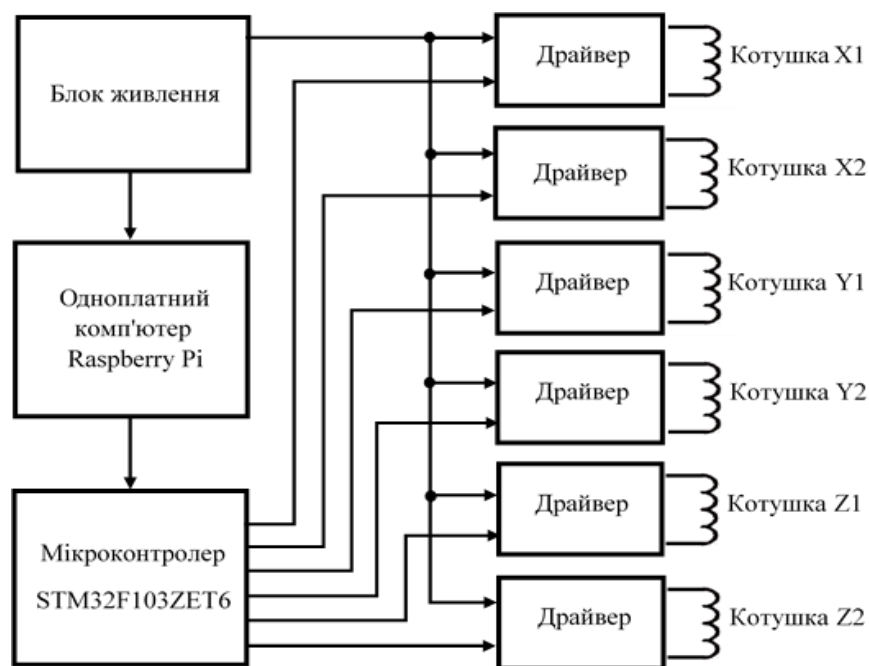


Рис.2.1. Структурна схема системи керування імітатора

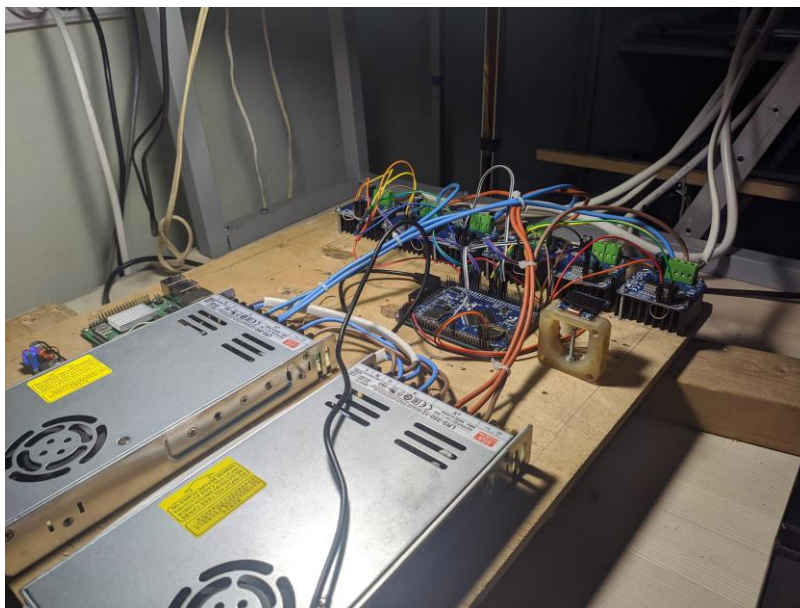


Рис. 2.2. Реальний вигляд системи керування

Блоком живлення є два імпульсних джерела напруги 12 В, потужністю 360 Вт кожне. Вони з'єднані послідовно, щоб отримати необхідних 24 В. Це напруга, що необхідна для живлення драйверів котушок. Цими драйверами є готові модулі на базі мікросхем BTS7960.

Для живлення Raspberry Pi використовується понижуючий перетворювач на базі LM2596. Він забезпечує вихідну напругу 5 В. Мікроконтролер STM32F103ZET6 живиться від USB-роз'єму Raspberry Pi.

Raspberry Pi використовується для передачі параметрів мікроконтролеру та бездротового зв'язку стенду з комп'ютером через WI-FI.

2.2. Робоча частина імітатора

Оскільки стенд має створювати однорідне магнітне поле заданої величини магнітної індукції, заданого напрямку і заданого розміру робочої частини, де буде знаходитись наносупутник, то було вирішено обрати схему з використанням трьох пар квадратних котушок Гельмгольца. Кожна з яких має розміри 1,5 x 1,5 метра. На кожній із трьох осей (X,Y,Z) стенду

розташовується дві котушки (рис. 2.3). Для досягнення максимального об'єму однорідного поля, відстань між квадратними котушками повинна дорівнювати $0.5445L$, де L -довжина сторони котушки[13].



Рис.2.3. Робоча частина стенду з супутником всередині.

2.3. Створення програмного забезпечення

Для розробки програмного забезпечення можна було використати мови програмування Python, C, C++, Assembler тощо. Виходячи з того, що дане програмне забезпечення не вимагає високої швидкодії, має бути інтуїтивно зрозумілим та універсальним для запуску в різних системах, для реалізації проекту було обрано мову програмування Python.

Для роботи з цією мовою програмування було використано найбільш популярне та безкоштовне середовище для розробки PyCharm Community Edition 2021.1.1. Для проектування та створення користувацького

інтерфейсу було обрано найбільш наочний та інтуїтивно зрозумілий візуальний інструмент Qt Designer.

Метою створення програми було дослідження та візуалізація того, як система орієнтації реагує на зміну зовнішнього впливу. Перш за все, це необхідно, аби дослідити, як стабілізується супутник після виходу з ракетносія.

2.4. Опис створеної програми

Для спрощення розрахунків було використано спрощену модель з використанням лише однієї системи координат та проєкцій векторів швидкості. І відповідно, можна знехтувати кватерніонами неузгодженості систем координат.

Також було прийнято, що вісь X співпадає з напрямком вектора магнітної індукції Землі. Тому стабілізація по цій осі в роботі не моделюється, оскільки вона не може бути здійснена напряду. Це зумовлено тим, що кут між вектором магнітної індукції землі та віссю X буде рівним нулю і, відповідно, розрахована сила, що має змусити котушку обертатися навколо осі X теж буде нульовою[25, 26]. Щоб спровокувати стабілізацію по осі X , необхідно після зниження до 0 швидкостей обертання навколо осей Y та Z , злегка повернути супутник по Y та Z , спричинивши зсув по всіх осях. І лише після цього намагатися досягти стабілізації по всіх осях. За необхідності повторити даний процес до повної стабілізації. Дане завдання буде розглянуте в наступній науковій роботі більш високого рівня.

На початку програми задаються одиничні вектори, які є перпендикулярними до площин котушок супутника.

```
Avec = np.array([1, 0.00000001, 0.00000001])
```

```
Bvec = np.array([Avec[2], Avec[0], Avec[1]])
```

```
Cvec = np.array([Avec[1], Avec[0], Avec[2]])
```


Коли відбувається обертання вектора навколо однієї з осей, то кут між цим вектором та двома іншими площинами також неодмінно змінюється. Щоб це врахувати, були використані наступні функції:

```
def x_rotation(vector,theta):
    R = np.array([[1,0,0],[0,np.cos(theta),-np.sin(theta)],[0, np.sin(theta),
np.cos(theta)]])
    return np.dot(R,vector)
```

```
def y_rotation(vector,theta):
    R = np.array([[np.cos(theta),0,np.sin(theta)],[0,1,0],[-np.sin(theta), 0,
np.cos(theta)]])
    return np.dot(R,vector)
```

```
def z_rotation(vector,theta):
    R = np.array([[np.cos(theta), -np.sin(theta),0],[np.sin(theta),
np.cos(theta),0],[0,0,1]])
    return np.dot(R,vector)
```

Дані функції виконують обертання вектора навколо осей X, Y, Z відповідно та повертають значення нового вектору, який був отриманий в результаті обертання.

Наступна функція використовується для розрахунку значення ШІМ, яке необхідно подати на котушки, щоб стабілізувати положення супутника.

```
def PWM_Process():
    global V, V_abs, N, L, kx, ky, kz
    global Avec, Bvec, Cvec, PWMA, PWMb, PWMc
    global k_multiplier, magtime_ps, Vm
    P1 = -Vm[1] / (kz * Avec[2])
    P2 = -Vm[2] / (ky * Avec[1])
    if (P1>0 and P2>0) or (P1<0 and P2<0):
```

```

if abs(P1) > abs(P2):    PWMa = P1
else:    PWMa = P2
if PWMa > 1: PWMa = 1
elif PWMa < -1: PWMa = -1
PWMb = PWMc = 0
return

P1 = -Vm[1] / (kz * Bvec[2])
P2 = -Vm[2] / (ky * Bvec[1])
if (P1 > 0 and P2 > 0) or (P1 < 0 and P2 < 0):
    if abs(P1) > abs(P2):    PWMb = P1
    else:    PWMb = P2
    if PWMb > 1: PWMb = 1
    elif PWMb < -1: PWMb = -1
    PWMa = PWMc = 0
    return

P1 = -Vm[1] / (kz * Cvec[2])
P2 = -Vm[2] / (ky * Cvec[1])
if (P1 > 0 and P2 > 0) or (P1 < 0 and P2 < 0):
    if abs(P1) > abs(P2):    PWMc = P1
    else:    PWMc = P2
    if PWMc > 1: PWMc = 1
    elif PWMc < -1: PWMc = -1
    PWMa = PWMb = 0
    return

PWMa = PWMb = PWMc = 0

```

В цій частині, після перевірки знаків, виконується формування додатного або від'ємного значення ШІМ, яке необхідно подавати на котушки, щоб гасити кутові швидкості. В окремому випадку, якщо знаки коефіцієнтів, які необхідні для того, аби знизити швидкість обертання

супутника навколо осей Y та Z, різні, то жодна із умов не виконується. Тоді на поточному етапі керування не відбувається і на жодну з котушок не подається струм.

Наступна функція спочатку повертає значення, які були задані користувачем у головному вікні програми:

```
def sendData():
    V[0] = float(ui.Edit_Vx0.displayText())
    V[1] = float(ui.Edit_Vy0.displayText())
    V[2] = float(ui.Edit_Vz0.displayText())
    N = int(ui.Edit_N.displayText())
    L = float(ui.Edit_L.displayText())
    From = int(ui.Edit_From.displayText())
    To = int(ui.Edit_To.displayText())
    magtime_ps = 1/(float(ui.Edit_magtime.displayText())/L)
    if magtime_ps > 1: magtime_ps = 1
    magtime_ps_m1 = 1 - magtime_ps
    noise = float(ui.Edit_noise.displayText())
    tPWM = float(ui.Edit_TPWM.displayText())
    gamma = float(ui.Edit_gamma.displayText())
    pulsations = float(ui.Edit_pulsations.displayText())
    k_multiplier = float(ui.Edit_kmul.displayText())
```

Тут $V[0]$, $V[1]$, $V[2]$ – початкові кутові швидкості по осях X, Y, Z;

N – кількість кроків, L – тривалість кроку;

$From$ та To – межі побудови графіків;

$magtime_ps$ – час реакції магнітометра, $noise$ – шуми;

$tPWM$ – період ШІМ, $gamma$ – коефіцієнт заповнення імпульсів;

$pulsations$ – значення пульсацій, $k_multiplier$ – множник для прискорення розрахунків.

Далі використовується цикл `for` для всіх необхідних розрахунків на кожному кроці виконання програми.

```
for Nc in range(N):
    V_abs = math.sqrt(V[0]*V[0] + V[1]*V[1] + V[2]*V[2])
    AVec = x_rotation(AVec, V[0] * L)
    AVec = y_rotation(AVec, V[1] * L)
    AVec = z_rotation(AVec, V[2] * L)
    Bvec = np.array([AVec[2],Avec[0],Avec[1]])
    Cvec = np.array([AVec[1],Avec[0],Avec[2]])
```

Спочатку визначається положення котушок в залежності від швидкості обертання та поточного кроку.

```
Vm[0]=V[0]*magtime_ps+Vm[0]*magtime_ps_m1 + uniform(-noise, noise)
Vm[1]=V[1]*magtime_ps+Vm[1]*magtime_ps_m1 + uniform(-noise, noise)
Vm[2]=V[2]*magtime_ps+Vm[2]*magtime_ps_m1 + uniform(-noise, noise)
```

На цьому кроці враховуються шуми та час реакції магнітометра. І після цього викликається функція `PWM_Process()`, яка обчислює значення ШІМ, яке необхідно подати на котушки для стабілізації. Далі реалізується усереднення значення за допомогою плаваючого середнього:

```
MAG_PREV=MAG_CURR
if PWM_direction:
    MAG_CURR+=PWM_stepsize_plus
    if MAG_CURR>1:
        MAG_CURR=1
    PWM_direction=False
else:
    MAG_CURR-=PWM_stepsize_minus
```

```

if MAG_CURR<0:
    MAG_CURR=0
    PWM_direction=True
    Kpwm=(1-pulsations)+(pulsations*uniform(MAG_PREV,
    MAG_CURR))+(pulsations/2)

```

На наступному етапі розраховуються швидкості обертання та повертається значення вектору після виконання повороту.

```

V[2] += (PWMA * (ky * AVec[1]) + PWMb * (ky * Bvec[1]) + PWMc *
(ky * Cvec[1])) * L * Kpwm
V[1] += (PWMA * (kz * AVec[2]) + PWMb * (kz * Bvec[2]) + PWMc *
(kz * Cvec[2])) * L * Kpwm
V = x_rotation(V, V[0] * L)
V = y_rotation(V, V[1] * L)
V = z_rotation(V, V[2] * L)
total_energy += (abs(PWMA)+abs(PWMb)+abs(PWMc))*L

```

Також проводяться обчислення енергії, яка була затрачена на стабілізацію супутника в заданих умовах.

Після всіх необхідних розрахунків, будуються графіки, що показують проекції швидкостей та загальну швидкість обертання, значення ШІМ, що подається на кожну з котушок та кількість енергії, що витрачається на стабілізацію, а також проекцію вектора «А» обертання супутника.

Загальний вид вікна розробленої програми показано на рис.2.4. У цьому вікні є поле, де користувач задає дані для розрахунку; графік зміни проекції швидкостей на осі; графік зміни ШІМ; графік зміни проекції вектора «А» обертання супутника; графік зміни модуля швидкості обертання; графік зміни витрат енергії на стабілізацію; рядок, де виводиться кількість затраченої енергії в кДж.

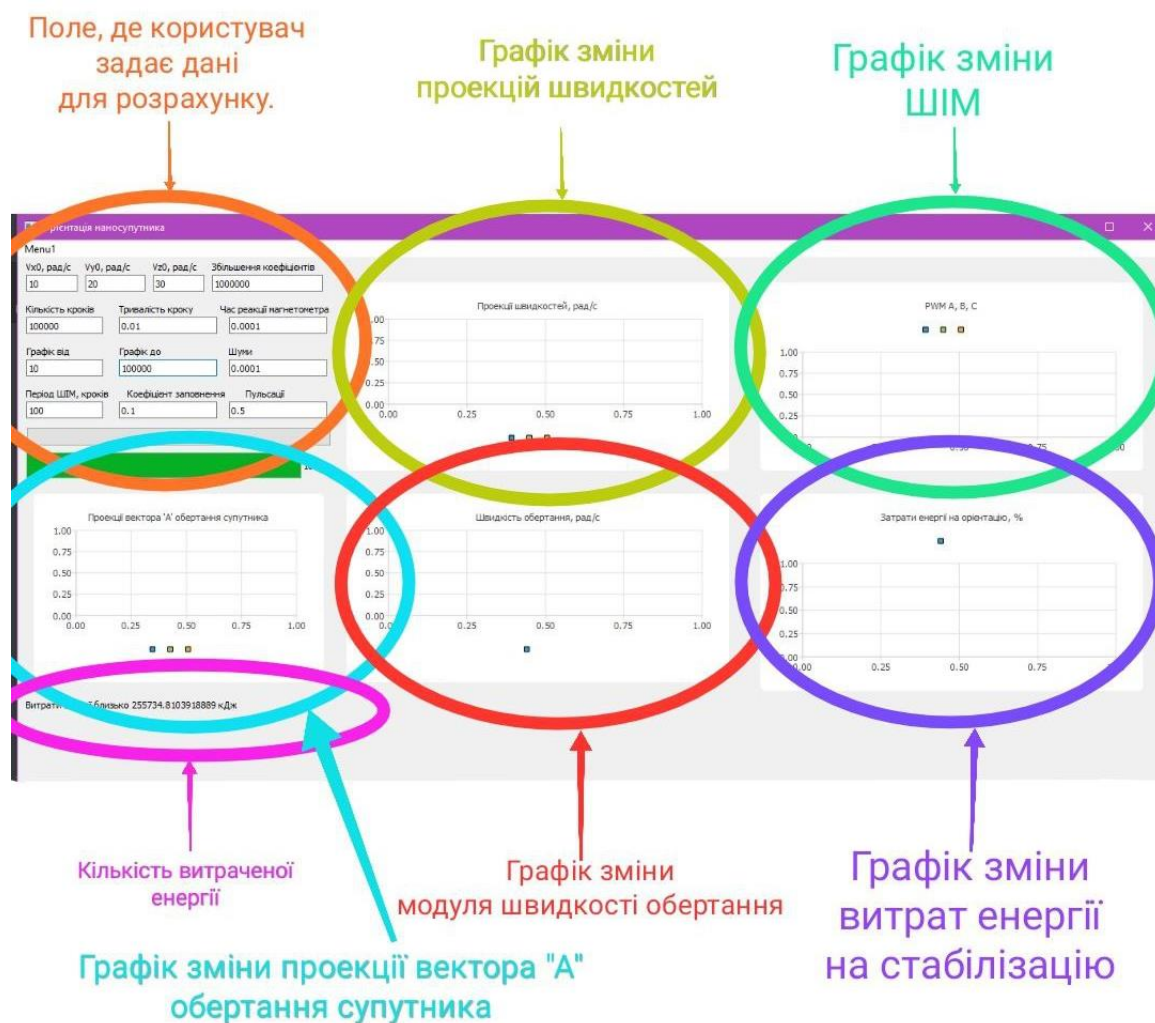


Рис. 2.4. Загальний вигляд головного вікна програми

2.5. Моделювання різних режимів стабілізації

Щоб дослідити, яким чином буде відбуватися стабілізація супутника при різних початкових умовах, будемо змінювати вхідні параметри та порівнювати отримані графіки та кількість енергії, що була затрачена на орієнтування.

Задаємо початкові значення (рис.2.5) та отримуємо наступні графіки (рис. 2.6):

V_{x0} , рад/с	V_{y0} , рад/с	V_{z0} , рад/с	Збільшення коефіцієнтів
10	20	30	1000000
Кількість кроків	Тривалість кроку	Час реакції магнетометра	
100000	0.01	0.0001	
Графік від	Графік до	Шуми	
10	100000	0.0001	
Період ШІМ, кроків	Коефіцієнт заповнення	Пульсації	
100	0.5	0.5	

Рис. 2.5. Початкові значення для розрахунків

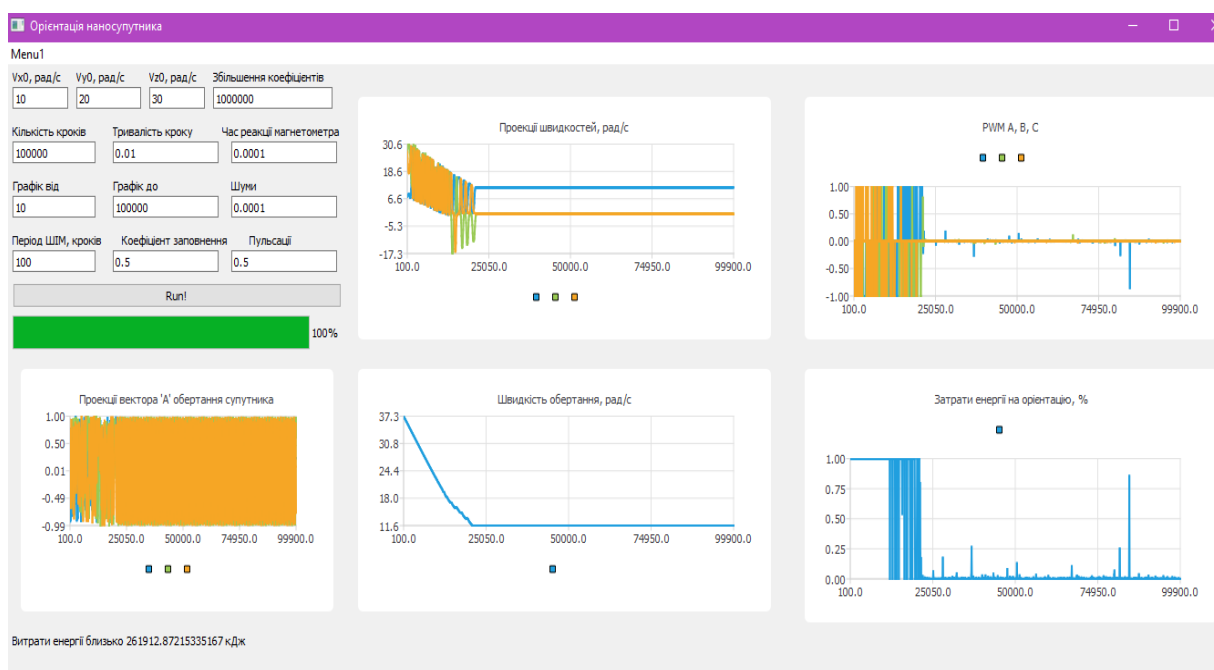


Рис. 2.6. Отримані результати моделювання.

З рис.2.6 видно, що при заданих параметрах супутник досить добре стабілізується. Швидкості по осях Y та Z компенсуються повністю, а на стабілізацію витрачається близько 262000 кДж енергії.

Якщо при цих же вхідних параметрах змінити лише тривалість кроку, встановити це значення рівним 1, то отримаємо наступні результати (рис.2.7).

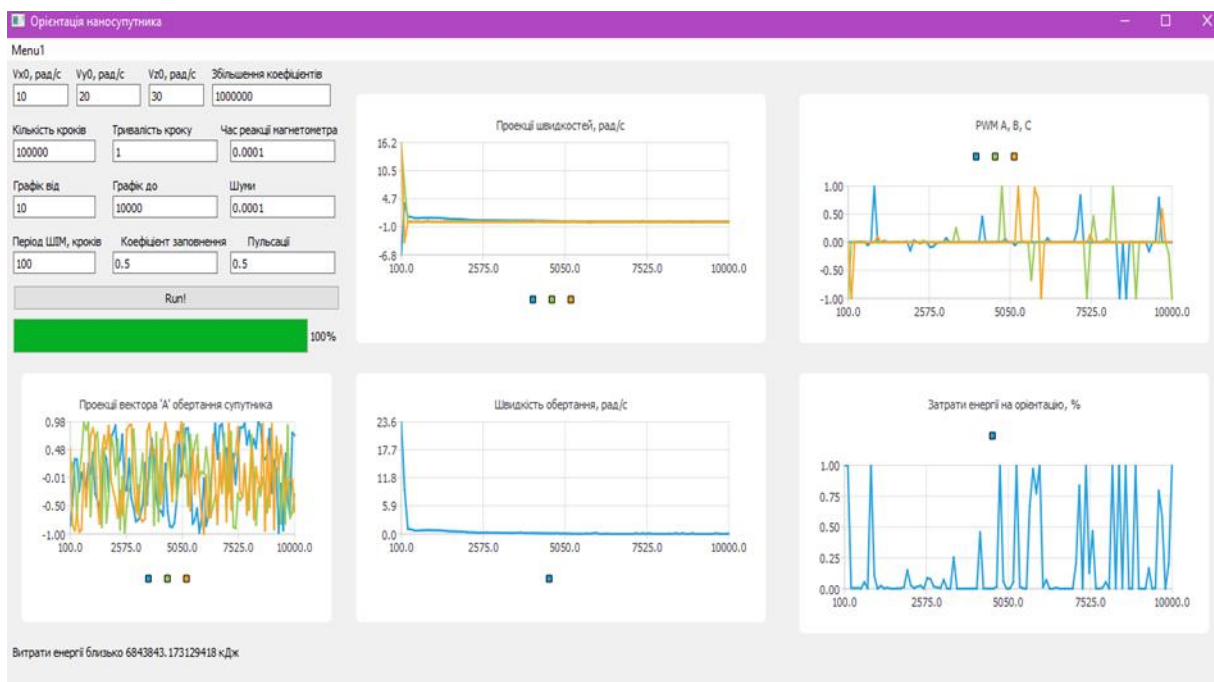


Рис. 2.7. Змінюємо лише тривалість кроку

З отриманих графіків видно, що в такому випадку супутнику вдається стабілізуватися за заданий проміжок часу, однак витрати енергії значно зростають.

Якщо знову повернутися до початкових значень (рис. 2.5) і тепер встановити коефіцієнт заповнення 0,8, отримаємо наступні графіки (рис.2.8).

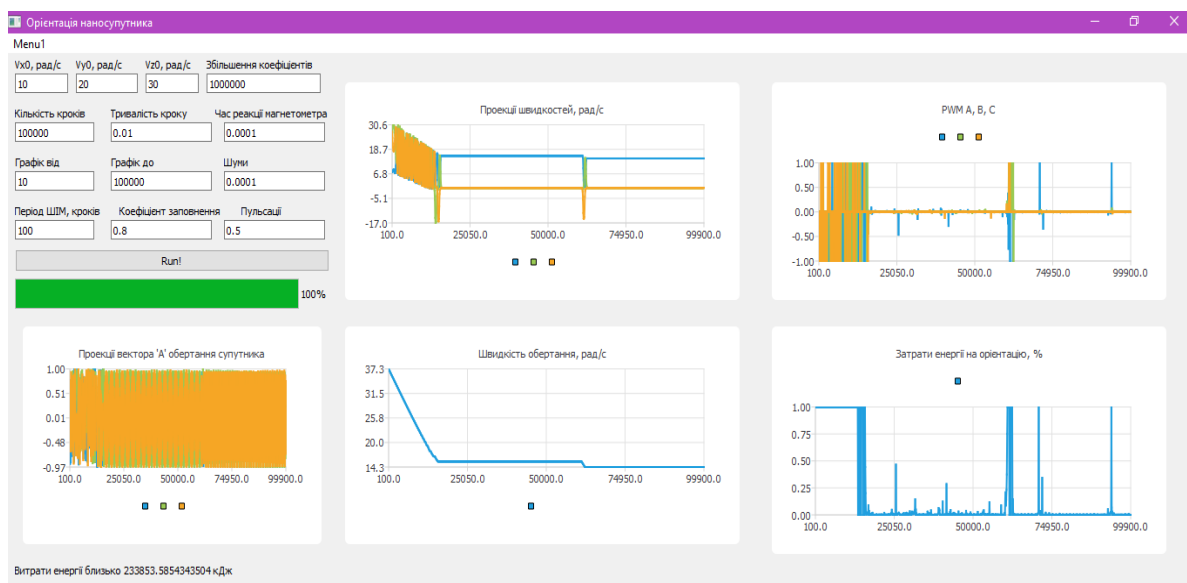


Рис. 2.8. Результати моделювання при коефіцієнті заповнення 0,8.

З графіку, який показує зміну значення ШІМ протягом моделювання видно, що за таких умов настає момент, коли система тривалий час не подає ШІМ на жодну з котушок. Це відбувається внаслідок перевірки узгодженості знаків коефіцієнтів. Якщо знаки різні, а на котушки подавати сигнал, то замість гальмування, супутник навпаки буде розкручуватися сильніше.

Залишаємо попередні параметри, змінюємо тривалість кроку на 0,1 і спостерігаємо, що в даних умовах супутнику вдається доволі суттєво знизити швидкість (рис.2.9).

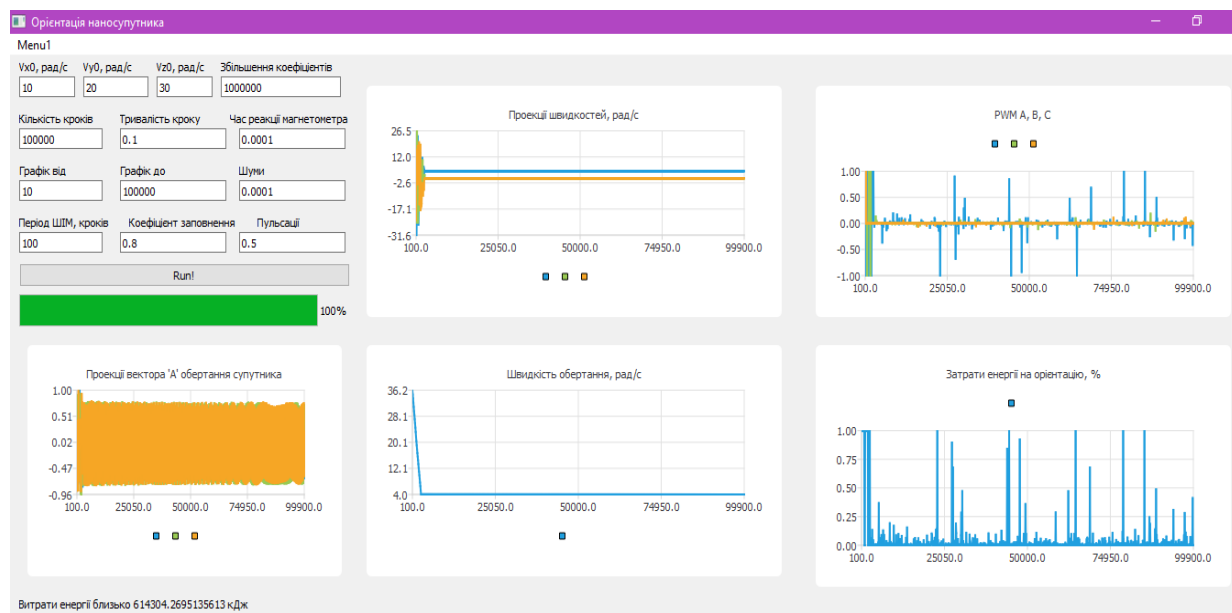


Рис. 2.9. Результати моделювання при коефіцієнті заповнення 0,8 та тривалості кроку 0,1.

Якщо ж встановити такі параметри, як вказано на рис.2.10, то побачимо, що при такій тривалості кроку система зовсім не встигає стабілізуватися за заданий період часу (рис.2.11). А якщо збільшити кількість кроків в 10 разів, то отримаємо графіки, що зображені на рис.2.12.

Розраховані витрати енергії в обох випадках не перевищують 135000 кДж, однак за таких умов це не надто відповідає реальності, оскільки при збільшенні тривалості кроку симуляція буде менш якісною. Для того, щоб забезпечувати хорошу точність моделювання, варто обирати таку тривалість кроку, щоб за час одного обертання супутника навколо якоїсь із осей проходило хоча б 20 кроків.

Vx0, рад/с	Vy0, рад/с	Vz0, рад/с	Збільшення коефіцієнтів
10	20	30	1000000
Кількість кроків	Тривалість кроку	Час реакції магнетометра	
100000	0.0001	0.0001	
Графік від	Графік до	Шуми	
10	100000	0.0001	
Період ШІМ, кроків	Коефіцієнт заповнення	Пульсації	
100	0.2	0.5	

Рис.2.10. Наступні значення початкових даних для розрахунків.



Рис.2.11. Результат моделювання

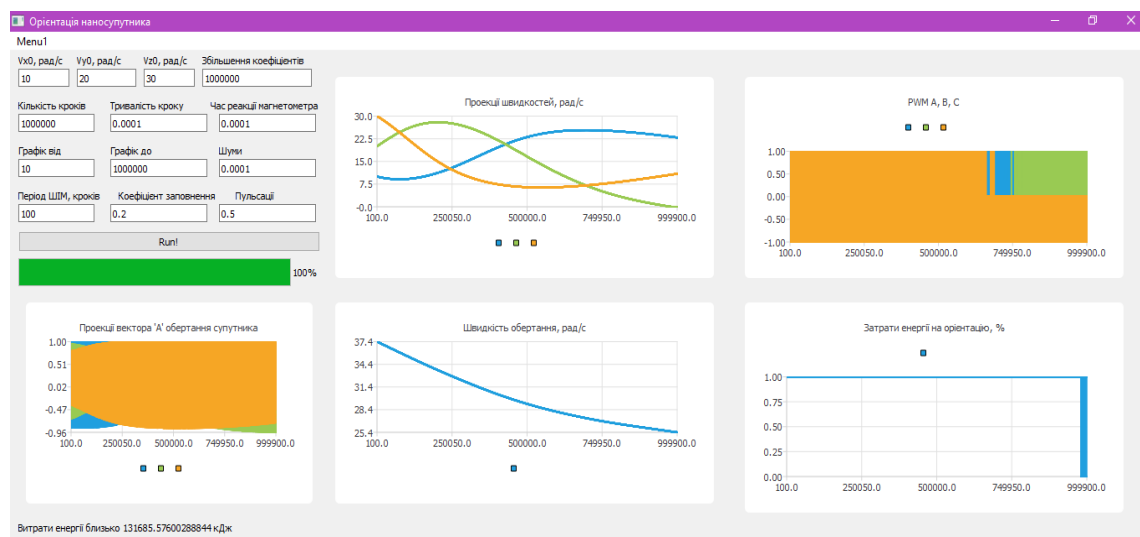


Рис.2.12. Кількість кроків збільшили в 10 разів

З попередніх рисунків можна зробити висновок, що найбільш інформативні графіки виходять при тривалості кроку 0,01. Тому для подальшого моделювання залишаємо саме це значення.

З рис.2.13 видно, що збільшення шумів істотно впливає на кількість енергії, що витрачається на стабілізацію. Особливо це помітно, якщо порівняти рис. 2.13 та рис. 2.6. На цих рисунках зображені результати моделювання з однаковими даними, відрізняється лише значення шумів. Збільшуємо шуми ще в десять разів і отримуємо рис. 2.14.

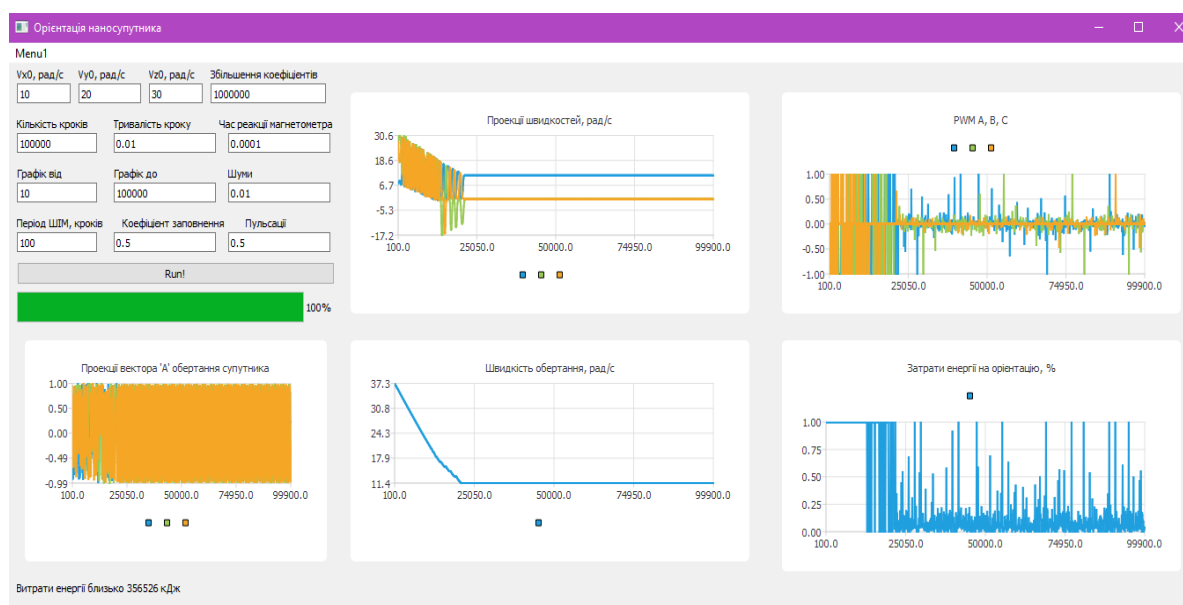


Рис.2.13. Збільшили значення шумів до 0,01



Рис.2.14. Збільшили значення шумів до 0,1

Видно, що швидкість обертання по Y та Z доходить до нуля, але система продовжує генерувати ненульові значення ШІМ (подавати сигнали на котушки) і витрачається дуже багато енергії, майже в три рази більше, ніж при значення шумів $0,0001$ рад/с. Тобто, можна зробити висновок, що чим більше шумів магнетометра, тим більше потрібно енергії, щоб стабілізувати супутник.

На наступному кроці було змінено і значення шумів, і швидкість реакції магнітометра. Обидві ці величини тепер мають значення $0,01$ і отримуємо наступні графіки (рис.2.15), на яких видно, що супутнику вдається стабілізуватися, але знову продовжують подаватися імпульси та витрачається енергія у відповідь на наявність шумів. При чому витрати енергії майже в $1,5$ більші, ніж при початкових умовах.



Рис.2.15. Збільшили значення шумів та швидкість реакції магнітометра до 0,01

Після цього всі вхідні дані були знову встановлені, як на рис.2.5, лише період ШІМ було зменшено в десять разів. З графіку швидкості обертання видно, що за таких умов гальмування відбувалося швидше, ніж у попередньому випадку, доки при перевірці знаків коефіцієнтів не трапилася ситуація, коли потрібно було припинити подавати сигнал на котушки, щоб запобігти підвищенню швидкості (рис.2.16). Це видно на графіках, які показують проекції швидкостей, значення ШІМ та кількість витраченої енергії.



Рис.2.16. Період ШІМ зменшено до 10 кроків

Після цього період ШІМ було зменшено до 5 кроків (рис.2.17). В такому випадку гальмування теж проходить достатньо швидко та відбувається незначне збільшення витрат енергії.



Рис.2.17. Період ШІМ зменшено до 5 кроків

Рис. 2.18 та 2.19 демонструють, як змінюється швидкість стабілізації, якщо період ШІМ встановити 1000 кроків.



Рис.2.18. Період ШІМ становить 1000 кроків. Тривалий час на котушки не подається сигнал.



Рис.2.19. Період ШІМ становить 1000 кроків. Сигнал на котушки подається майже безперервно до повної стабілізації.

При чому, на рис.2.18 відображена ситуація, коли досить тривалий період на котушки не подавався сигнал після перевірки знаків коефіцієнтів. А на рис.2.19 сигнал подається майже постійно. Тобто, порівнявши ці випадки, можна зробити висновок про те, як суттєво може змінюватися тривалість стабілізації в різних умовах.

Далі було змінено значення коефіцієнту заповнення до 0,1 (рис.2.20) та 0.9 (рис.2.21).



Рис.2.20. Період ШІМ становить 1000 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,1.



Рис.2.21. Період ШІМ становить 1000 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,9.

З графіків видно, що при періоді ШІМ 1000 кроків, стабілізація буде відбуватися швидше, якщо буде більший коефіцієнт заповнення.

Тоді як при періоді ШІМ 10 кроків, система стабілізується швидше при меншому значенні коефіцієнту заповнення (рис.2.22, 2.23).



Рис.2.22. Період ШІМ становить 10 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,1.



Рис.2.23. Період ШІМ становить 10 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,9.

Рис. 2.24 та 2.25 демонструють стабілізацію при коефіцієнті заповнення 0,9, значенні пульсації 0,9 та періоді ШІМ 100 та 1000 кроків, відповідно.



Рис.2.24. Період ШІМ становить 100 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,9 та пульсації 0,9.



Рис.2.25. Період ШІМ становить 1000 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,9 та пульсації 0,9.

На рис.2.26 та 2.27 видно, як відбувається стабілізація при коефіцієнті заповнення 0,1, значенні пульсацій 0,1 та періоді ШІМ 100 та 1000 кроків, відповідно.

З графіків на рис.2.24 - 2.27 видно, що при однакових значеннях коефіцієнту заповнення та пульсацій, тривалість періоду ШІМ істотної ролі не грає. Більше того, величина цих значень теж суттєво не змінює перебіг процесу стабілізації.



Рис.2.26. Період ШІМ становить 100 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,1 та пульсації 0,1.



Рис.2.27. Період ШІМ становить 1000 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,1 та пульсації 0,1.

Якщо ж залишити всі параметри такими, як на рис.2.27, лише збільшити пульсації до 0,9, то можна помітити, що стабілізація пройде за значно меншу кількість кроків (рис.2.28).

Однак, якщо навпаки встановити пульсації 0,1, а коефіцієнт заповнення 0,9, то стабілізація буде проходити повільніше (рис.2.29).



Рис.2.28. Період ШІМ становить 1000 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,1 та пульсації 0,9.



Рис.2.29. Період ШІМ становить 1000 кроків. Коефіцієнт заповнення 0,9 та пульсації 0,1.

Також на основному вікні програми є поле «Збільшення коефіцієнтів». Це звичайний множник, який збільшує коефіцієнти в рівняннях, де розраховується значення ШІМ та зміни швидкостей на кожному кроці. Цей множник введено для того, щоб посилити вплив на систему на кожному кроці моделювання. Якщо встановити його значення рівним 1, то знадобиться значно більше часу для повної стабілізації. Оскільки в реальних умовах для компенсації подібних кутових швидкостей апарату потрібна не одна доба. В програмі за замовчуванням значення цього множника встановлено 1000000. Якщо зменшити до 500000, то стане помітно, що тривалість стабілізації збільшиться вдвічі. Це видно на рис.2.30 та 2.31.



Рис.2.30. Відбувається множення коефіцієнтів на 1000000.



Рис.2.31. Відбувається множення коефіцієнтів на 500000.

Також у програмі реалізована можливість побачити усереднене значення ШІМ, яке подається на котушки для виконання стабілізації. Тимчасово модифікуючи код програми отримуємо ці графіки замість проекції вектора обертання (рис. 2.32 – 2.34). Щоб було видно імпульси, збільшуємо період ШІМ до 10000 кроків.



Рис.2.32. Формування ШІМ при періоді 10000 кроків, коефіцієнті заповнення та пульсаціях 0,5.



Рис.2.33. Формування ШІМ при періоді 10000 кроків, коефіцієнті заповнення та пульсаціях 0,9.



Рис.2.34. Формування ШІМ при періоді 10000 кроків, коефіцієнті заповнення та пульсаціях 0,1.

Щоб побачити, як підсистема орієнтації та стабілізації наносупутника буде реагувати на складні умови, збільшуємо значення шумів до 1 рад/с (рис.2.35), а потім додатково збільшуємо час реакції магнітометра до 1 с (рис.2.36). З отриманих графіків видно, що за таких умов витрати енергії зростають майже у 4,5 рази. Більше того, при такій затримці реакції магнітометра, підсистема орієнтації та стабілізації не може втримувати нульові значення швидкостей після їх досягнення.



Рис.2.35. Значення шумів збільшено до 1 рад/с.



Рис.2.36. Значення шумів та час реакції магнітометра збільшено до 1 с.

Висновки до розділу 2

1. Було створено імітатор магнітного поля для випробування наносупутників. Для того, щоб врахувати, як буде спотворюватися результат роботи цього імітатора, було проведене дане дослідження.
2. Після створення програмного забезпечення було проведено ряд моделювань, щоб дослідити взаємодію підсистеми орієнтації та стабілізації супутника з імітатором магнітного поля.
3. Після проведеного дослідження видно, що керування імітатором магнітного поля має працювати в такому режимі, щоб шуми, які діють на систему орієнтації та стабілізації супутника не перевищували 0,001 рад/с. Коли значення шумів зростає до 0,01 рад/с, то система орієнтації супутника витрачає вже в 1,5 рази більше енергії на стабілізацію.

3. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Впродовж останніх років широкого розповсюдження набувають стартап-проекти. Це зумовлено тим, що дана форма малого ризикового (венчурного) підприємства має знижений бар'єр входу в ринок та вважається однією із наріжних складових інноваційної економіки. Перш за все, це пов'язано із появою інтернету, що виступає чудовим інструментом ділового спілкування та площадкою для торгівлі. Тобто виробникам стало значно простіше знаходити інвесторів, необхідні ресурси чи споживачів їхньої продукції. Кордони між ринками різних країн стали менш помітними.

Окрім того, загальна кількість інноваційних винаходів та ідей значно зросла. І це відбулося також завдяки підвищенню гнучкості, мобільності та і великої кількості стартап-проектів.

Однак впровадження стартап-проектів на ринку та їх створення загалом мають підвищений показник ризику. Лише невелика частина усіх проектів стає насправді успішною на ринку. Ця частина складає від 10 до 20 відсотків усіх проектів.

Окремо взята ідея стартап-проекту не несе майже жодної цінності. На початковому етапі існування проекту, дуже важливим завданням керівника є перетворення його ідеї на реальну бізнес-модель, яка працюватиме. Для цього необхідно чітко усвідомлювати, в чому цінність товару для його цільової аудиторії; вміти сформулювати концепцію для товару для потенційного споживача, враховуючи при цьому поточну ситуацію на ринку.

3.1. Опис ідеї проекту

Опис ідеї стартап-проекту наведено в табл. 3.1, визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту в табл.3.2.

Таблиця 3.1

Опис ідеї стартап - проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Зміст ідеї: розробка системи керування імітатором магнітного поля для наносупутників.	1. Випробування малих супутників	Прибуток від проведених випробувань для інших розробників.
	2. Випробування інших наукових розробок	Прибуток від створення подібних стендів на замовлення

Аналіз потенційних переваг в технічному аспекті (у порівнянні з пропозиціями конкурентів) є необхідним етапом для вдосконалення оцінки власної бізнес-ідеї. В табл. 3.2 представлено техніко-економічні характеристики ідеї та виконано порівняння з двома конкурентами.

Таблиця 3.2

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№	Техніко-економічні характеристики ідеї	Мій проект	Конкурент 1	Конкурент 2
1	Можливість імітувати магнітне поле	+	+	+
2	Можливість відпрацьовувати систему орієнтації та стабілізації супутника завдяки стенду	+	+	-
3	Можливість адаптувати розміри під вимоги замовника	+	+	-
4	Врахування спотворень магнітного поля, які вносить супутник	+	-	-

5	Льотна кваліфікація виробу	-	-	-
---	----------------------------	---	---	---

3.2. Технологічний аудит ідеї проекту

Технологічна здійсненність ідеї проекту наведено в табл.3.3.

Таблица 3.3

Технологічна здійсненність ідеї проекту

№	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Отримувати прибуток від наявного стенду	Надавати послуги випробування апаратів для розробників малих супутників	Наявна	Доступна
2	Створювати імітатори магнітного поля на замовлення	Виготовлення та продаж стендів на замовлення клієнта	Наявна	Доступна
3	Отримувати прибуток від розробки та продажу наносупутників	Виготовляти наносупутники, що будуть відповідати критеріям замовника	Наявна	Доступна

3.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту наведено в табл. 3.4, а характеристика потенційних клієнтів в табл.3.5.

Фактори загроз, їх зміст та можлива реакція компанії наведено в табл.3.6.

В табл. 3.7 наведено фактори можливостей, їх зміст та можливу реакцію компанії.

Таблиця 3.4

Попередня характеристика потенційного ринку стартап проекту

Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
Кількість головних гравців, од	3
Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	-
Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Потребує великих інвестицій
Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Немає
Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	>100

Таблиця 3.5

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
Проведення якісних випробувань системи орієнтації та стабілізації супутників. Виготовлення якісних та надійних малих космічних	1) Компанії, які прагнуть проводити якісні випробування 2) Науковці, що виготовляють наносупутники 3) Компанії, які зацікавлені у покупці готових наносупутників, що будуть виконувати	Використання імітатору для випробувань апаратів, що виготовляються серійно або поодинокно. А також виготовлення малих космічних апаратів на	Мінімізація впливу людського фактору на хід випробування. Безпечність та надійність імітатору. Надійність роботи всіх систем супутника під час виконання завдання на

апаратів.	різноманітні дослідження.	замовлення.	орбіті.
-----------	---------------------------	-------------	---------

Таблиця 3.6

Фактори загроз

Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Конкуренція	Можливість появи нових гравців на ринку, ідея яких буде кращою за ту ж вартість.	Модифікація алгоритмів системи

Таблиця 3.7

Фактори можливостей

Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Випробування супутників на місці	Не потрібно вивозити супутник за кордон чи в інше місце для проведення випробувань.	Можливість скоротити витрати на випробування власних апаратів
Випробування інших наукових розробок	Надання послуг випробування наукових розробок на замовлення.	Розширення клієнтської бази

В табл. 3.8 наведено результати ступеневого аналізу конкуренції на ринку.

Таблиця 3.8

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
1. Тип конкуренції:	Мала кількість продавців	Майже не

чиста	та споживачів	відчується
-------	---------------	------------

Продовження таблиці 3.8

2. За рівнем конкурентної боротьби: національна	У відсутності подібних пропозицій на ринку України	Незначний
3. За галузевою ознакою: внутрішньогалузева	Користується попитом серед наукових організацій	Можливість краще сконцентруватися на потребах споживачів
4. Конкуренція за видами товарів: між бажаннями	Залежить від побажань замовника	Розширення функціональних можливостей
5. За характером конкурентних переваг: нецінова	Чим більше вкладаєш, тим більше отримаєш прибутку.	Збільшення доходів
6. За інтенсивністю: марочна	Висока інтенсивність розвитку даної сфери	Проведення заходів по розвитку бренду

Завершальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриця аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities)) (табл. 3.9).

Таблиця 3.9

Сильні сторони	Мінімізація людського фактору
Слабкі сторони	Термін виготовлення
Можливості	Адаптація розмірів під потреби замовника
Загрози	Низький попит

3.4. Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Перш за все, розробка ринкової стратегії - це визначення стратегії охоплення ринку. Для початку варто обрати стратегію конкурентної поведінки та скласти портрет потенційних споживачів (табл. 3.10).

Таблиця 3.10

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів ?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Так	Так	Ні	Помірна

Головною задачею є формування маркетингової концепції товару, який отримуватиме споживач. Це можна зробити, підсумувавши результати, попереднього аналізу конкурентноспроможності товару (табл. 3.11).

Таблиця 3.11

№	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Випробування супутників	Проведення випробувань підсистеми орієнтації та стабілізації	Мінімізація впливу роботи імітатора магнітного поля на перебіг дослідження.
2	Отримання прибутку	Виготовлення наносупутників на замовлення	Прибутковість

Важливим кроком є визначення цінових меж, якими потрібно керуватися при встановленні ціни на потенційний товар. Визначення цінових меж описано у табл. 3.12.

Таблиця 3.12

Рівень цін на товари - замінники	Рівень цін на товари - аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
Вищі	Немає	більше 100 тис. грн	100000/200000 євро

Останнім кроком є визначення оптимальної системи збуту (табл. 3.13).

Таблиця 3.13

№	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Врахування потреб споживачів	Задоволення потреб клієнтів	Усі можливі канали збуту (глибока)	Залучена
2		Рекламування товару та задоволення потреб клієнтів	Усі можливі канали збуту (глибока)	Залучена

В ході розробки стартап-проекту було визначено зміст ідеї, напрямки застосування та вигоду для користувача. Також відзначено сильні та слабкі

сторони проекту. Виконано оцінку можливостей та загроз, які можуть перешкоджати для входу на ринок. Проведено аналіз потенційних клієнтів та наліз конкуренції стартап-проекту на ринку.

Висновки до розділу 3

1. В результаті проведеного аналізу наявних пропозицій на ринку можна стверджувати, що розробка наносупутників на замовлення, а також проведення випробувань за допомогою імітатору магнітного поля може бути рентабельним проектом на ринку.

2. Проект має хороші перспективи впровадження, незначну конкуренцію. Перешкодою виходу на ринок може бути низький попит на подібні послуги. За наявності чіткої стратегії, даний проект має високі шанси стати прибутковим. Тому подальше впровадження можна вважати раціональним.

4. ОХОРОНА ПРАЦІ

Одним із найважливіших завдань охорони праці є саме збереження життя і здоров'я працівників, а також скоротити кількість чи краще навіть унеможливити виникнення нещасних випадків і захворювань на виробництві.

В законі України про працю вказано, що одним з основних обов'язків робітників та службовців є дотримання вимог охорони праці, техніки безпеки і виробничої санітарії [14]. Відповідно, всі працівники мають бути ознайомлені з відповідними вимогами, щоб зробити свою роботу більш безпечною для життя та не шкідливою для власного здоров'я.

Предметом охорони праці як галузі знання є умови праці, а об'єктом її дослідження виступає виробнича система, яка включає людину, машину (виробниче устаткування) та середовище, в якому здійснюється виробничий процес.

4.1. Характеристика приміщення і робочого місця

Розглянемо умови праці в наземній станції керування наносупутником PolyITAN-1. Дане приміщення розташоване на сьомому поверсі Теплоенергетичного факультету КПІ ім. Ігоря Сікорського. В приміщенні є два вікна, що виходять на північну сторону, що відповідає рекомендації, що зазначена у Державних санітарних правилах та нормах роботи з візуальними дисплейними терміналами ЕОМ (ДСанПіН 3.3. 2-007-98) [15]

Світло з вікон на робочу поверхню падає збоку. Встановлено систему загального освітлення, яка складається з шести світильників.

Стіни цього приміщення світлого кольору, стеля біла, підлога – лінолеум світлого кольору.

В робочому приміщенні розташовано три робочі місця з персональними комп'ютерами (рис. 4.1).

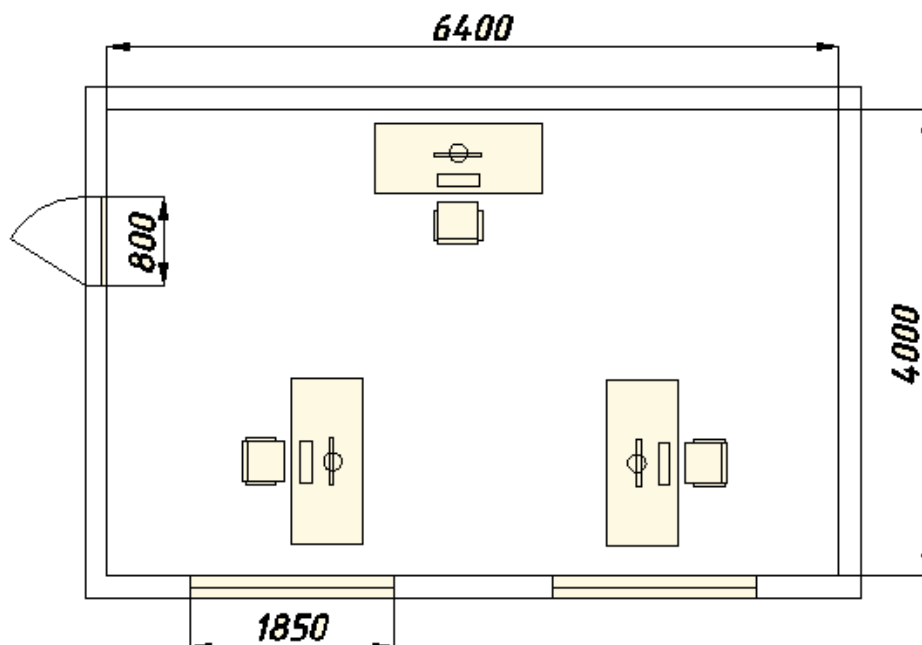


Рис. 4.1. Схема приміщення

Геометричні параметри приміщення вказані в табл. 4.1.

Таблиця 4.1.

Геометричні параметри приміщення

Параметри	Позначення	Значення
Глибина, м	A	6,4
Ширина, м	B	4,0
Висота, м	H	2,8
Площа м ²	S	25,6
Об'єм, м ³	V	71.68

Всі 3 робочі місця обладнані спеціальними комп'ютерними столами зі стільницями для клавіатури та поворотними стільцями.

Кожне робоче місце обладнане комп'ютером (процесор – IntelCore i5 3.1 Ghz, RAM – 8 GB, кулер, клавіатура – Logitech, миша – Logitech, монітор – SyncMaster 2043bw 20').

Порівняння фактичних і нормативних характеристик робочого місця відповідно до ДСанПіН 3.3. 2-007-98 (табл. 4.2).

Таблиця 4.2.

Порівняння фактичних і нормативних характеристик робочого місця

Параметри	Норматив, мм	Фактичне, мм
Висота простору для ніг	від 600	700
Висота робочої поверхні	680 – 800	700
Висота сидіння над рівнем підлоги	400 – 500	400 – 500
Висота спинки стільця	300+/- 20	400
Відстань від екрану до очей	600 – 700	750
Глибина простору для ніг	від 650	800
Глибина робочої поверхні	800 – 1000	900
Глибина сидіння	від 400	500
Ширина простору для ніг	від 500	600

Відповідно до Державних санітарних правил та норм роботи з візуальними дисплейними терміналами ЕОМ (ДСанПіН 3.3. 2-007-98) [15]:

- площа приміщення має бути не менш 6 м^2 на людину;
- об'єм приміщення має бути не менше 20 м^3 на людину.

Ці показники для приміщення розраховуються по формулах:

$$S' = S / N \text{ (м}^2\text{/чол.)} \quad (4.1)$$

$$V' = V / N \text{ (м}^3\text{/чол.)} \quad (4.2)$$

де V – загальний об'єм приміщення;

S – загальна площа приміщення;

N – кількість працівників;

S' і V' – площа і об'єм, що приходяться на одну людину.

Таким чином, оскільки в приміщенні працюють 3 людини, то:

$$S' = 25,6 / 3 = 8,53 \text{ (м}^2\text{/чол.)}$$

$$V' = 71,68 / 3 = 23,9 \text{ (м}^3\text{/чол.)}.$$

Отже, приміщення відповідає вимогам.

4.2. Аналіз шкідливих та небезпечних факторів

Під час роботи на виробництві на людину можуть впливати один, або декілька небезпечних та шкідливих виробничих факторів. Безпека технологічного процесу може бути визначена в залежності від кількості та ступеня небезпеки кожного з них зокрема. Рівні небезпечних і шкідливих виробничих факторів не повинні перевищувати граничнодопустимих значень, встановлених у санітарних нормах, правилах і нормативно-технічній документації.

4.2.1. Мікроклімат

Відповідно до ДСН 3.3.6.042–99 [16], робота з програмним забезпеченням відноситься до категорії Легка 1а, бо не потребує фізичних навантажень та фізичного напруження з втратою енергії 90–120 ккал/год і є сидячою.

У табл.4.3 наведені значення оптимальних і допустимих параметрів для температури повітря, відносної вологості й швидкості руху повітряних мас у теплий і в холодний періоди року.

Таблиця 4.3.

Значення оптимальних параметрів мікроклімату

Період року	Значення		
	t°C	W,%	V,м/с
Теплий	22-24	40-60	0,1
Холодний	23-25	40-60	0,1

Окрім незначного забруднення людьми, папером та пилом, у повітрі забруднення немає. Вищеперераховані речовини не перевищують середньодобової норми.

В приміщенні є 2 батареї центрального опалення, а також встановлено кондиціонер Electrolux EACS-18 HS потужністю 5,3 кВт. Це дозволяє підтримувати сприятливу температуру в приміщенні протягом року.

4.2.2. Освітлення

В даному приміщенні використовується саме поєднаний вид виробничого освітлення.

Джерелом природного освітлення є два вікна (2 x 1,85 м²), світло з яких падає збоку не робочі місця. Ці вікна виходять на північну сторону, що дозволяє уникати занадто яскравих прямих сонячних променів під час роботи в приміщенні.

Джерелом загального штучного освітлення виступають шість растрових світильника ARS/S накладного типу, кожен з яких має чотири лампи потужністю 18 Вт кожна. Ці світильники розташовані по периметру приміщення на відстані 1-го метра від стіни.

Розряд зорової роботи тих, хто працює з використанням комп'ютерів, приймається виходячи з мінімального об'єкту, який

розглядається від 0,3 до 0,5 міліметрів та відносяться до III розряду, для якого у відповідності до Державних будівельних стандартів (ДБН В.2.5-28-2006) [17] нормоване значення КПО=1,5%, $i=1/7 \div 1/6$ та нормоване значення освітленості $E_H=300\text{лк}$.

4.2.3. Шум

Поблизу робочого приміщення немає шумних об'єктів. Згідно з ДСН 3.3.6-037-99 [18] рівень шуму не повинен перевищувати 50 дБА.

Основними джерелами шуму в даному приміщенні є:

- кулери комп'ютерів $L_1=38$ дБА;
- жорсткий диск $L_2=40$ дБА.

За походженням шум в приміщенні є аеродинамічним (робота кулерів).

Сумарний рівень шуму в кімнаті можна розрахувати за наступною формулою:

$$L = 10 \lg(10^{L_1/10} + 10^{L_2/10} + \dots + 10^{L_n/10}) \quad (4.3)$$

де L_i – рівень звуку i -го джерела;

$$L = 10 * \lg(10^{38/10} + 10^{40/10}) = 42,12 \text{ (дБА)}$$

Отже, сумарний рівень шуму не перевищує допустимого значення ($42,12 < 50$). Тому немає жодної необхідності у застосуванні спеціальних заходів для зниження шуму в розглянутому приміщенні.

4.2.4. Електробезпека

В приміщенні є такі споживачі електроенергії:

- 1) монітор (3 шт.);
- 2) системний блок комп'ютера (3 шт.);
- 3) світильник типу ARS/S (6 шт.).

Що стосується електробезпеки, приміщення має характеристики, описані у табл. 4.4.

Таблиця 4.4.

Дані по приміщенню

Характеристики	Параметри
Напруга електромережі	220 В
Електропроводка в приміщенні	Прихована (АПВ, 2,5 мм ²)
Вологість	40-55 %
Підлога	Ізолююча (лінолеум)
Категорія	Без підвищеної небезпеки

Відносна вологість у приміщенні перебуває на рівні 50%, температура близько +24 °С, підлога – лінолеум, непровідна. Струмopовідний пил чи будь-які хімічно активні середовища у приміщенні відсутні. Тобто, воно може бути віднесене до приміщень без підвищеної електронебезпечності.

У розглянутому приміщенні розетки встановлені на висоті 1 м від підлоги, електропроводка прихована.

Світильники встановлені на стелі, на висоті 2,8 м від підлоги.

Потенційну небезпечними для людини можуть бути пристрої, що споживають електроенергію, такі як системний блок комп'ютера чи монітор. Ураження електричним струмом може трапитися, якщо людина доторкнеться до відкритих частин обладнання, які постійно перебувають під напругою; при пошкодженні мережевого кабелю; короткому замиканні; пробі на корпус; в результаті необережних дій людини.

Персональні комп'ютери відносять до установок, що живляться від напруги $U = 220/380$ В. Корпуси сучасних комп'ютерів виготовлені із пластмаси (передня панель, поруч з якою працює оператор) та металу (верхня кришка та задня панель). У випадку, якщо відбудеться пробій на

корпус і людина доторкнеться до нього, це може привести до електротравми.

З правилами безпеки при роботі з електрообладнанням можна ознайомитися при вході в приміщення. Вони розташовані на плакаті. Осіб, які не пройшли інструктаж з техніки безпеки не допускають до роботи в даному приміщенні.

4.2.5. Пожежна безпека

В приміщенні, що розглядається, до пожежі можуть призвести:

- меблі, що містять деталі з дерева, пластику та синтетичних тканин (столи, стільці, шафи);
- ПЕОМ, монітори, клавіатури та ін. пристрої, корпуси яких зроблені з пластмас;
- папір, штори, лінолеум тощо.

Відповідно до норм визначення категорій приміщень, будинків та зовнішніх установок за вибухопожежною та пожежною небезпекою (НАПББ.03.002-2007) [19] подібне приміщення відноситься з точки зору пожежної безпеки до категорії В, оскільки в ньому знаходяться горючі, тверді, волокнисті речовини та матеріали.

За правилами технічної експлуатації електроустановок споживачів (ПУЕ) дане приміщення відноситься до зони П–Па, тобто де є тверді горючі речовини чи матеріали.

Приміщення має бути оснащено системою пожежної сигналізації та вогнегасниками; за Правилами пожежної безпеки України (ППБУ-95) [20] рекомендовано встановити три вогнегасники ОУ-2 на площу робочого приміщення 25,6 м².

План евакуації з приміщення знаходиться біля дверей. Двері на шляху евакуації відчиняються в напрямку виходу з приміщення. При наявності людей у приміщенні двері евакуаційних виходів можуть

замикатись лише на внутрішні запори, котрі легко відмикаються; встановлені протипожежні перешкоди.

Висновки до розділу 4

1. Дане приміщення повністю відповідає Державним санітарним правилам та нормам.
2. Робота в даному приміщенні є безпечною і такою, що не шкодить здоров'ю працівників.
3. Умови праці не несуть загрози життю.
4. Наявні чіткі та зрозумілі інструктажі на випадок виникнення непередбачених ситуацій.

ВИСНОВКИ

Проведене дослідження дає змогу зробити висновки про взаємодію імітатора магнітного поля з підсистемою орієнтації та стабілізації наносупутника. Результати цього дослідження дають змогу коригувати систему керування імітатором таким чином, щоб мінімізувати його вплив на роботу підсистеми орієнтації та стабілізації. Перш за все, це необхідно, щоб не провокувати великі витрати енергії. А також розуміння цього впливу дає розробникам наносупутників уявлення про те, як може змінитися процес стабілізації в позалабораторних умовах.

Піч час моделювання було чітко помітно, що при підвищенні значень шумів до 0,01 рад/с та часу реакції магнітометра, споживання енергії стрімко зростає, що негативно впливає не лише на точність роботи підсистеми орієнтації та стабілізації супутника, а й на правильність емуляції балансу енергії наносупутника.

Більше того, після моделювання можна зробити висновки, що стабілізація проходить краще у випадках, коли пульсації не перевищують 0,7, коефіцієнт заповнення не нижче, ніж 0,3, а період ШІМ хоча б в 200 разів менший за кількість кроків.

За результатами дослідження видно, як підсистема стабілізації та орієнтації супутника реагує на шуми та пульсації, які вноситиме імітатор. Можна підібрати такі режими роботи імітатора магнітного поля, за яких система орієнтації супутника не зазнає серйозного втручання в свою роботу, що є важливим для відпрацювання процесу стабілізації на Землі, оскільки будь-які неточності можуть спричинити серйозну проблему для апарату на орбіті.

Окрім того, можна навпаки навмисно створювати складні умови для супутника, щоб дослідити, яким чином підсистема орієнтації та стабілізації реагуватиме на них. Наприклад, такими умовами може бути високе

значення шумів в процесі роботи імітатора. Завдяки цьому можна вдосконалити завадостійкість системи.

Отримані результати досліджень даної роботи були використані при розробці системи керування для імітатора магнітного поля для наносупутників, які розробляють в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського».

ЛІТЕРАТУРА

1. Овчинников М. Ю. Малые мира сего / М. Ю. Овчинников. // Компьютерра. – 2007. – №15. – С. 37–43.
2. Мало-массогабаритные космические аппараты дистанционного зондирования Земли / [В. Я. Грошев, С. В. Грошев, Н. Н. Мельник та ін.]. – Москва: ФГУП ВНИИ «Агросистема», 2006. – 20С.
3. Макриденко Л. А. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов / Л. А. Макриденко, С. Н. Волков, В. П. Ходненко., 2010. – (УП «Геоинформационные системы» НАН Беларуси). – 12 С.
4. Satellite pioneer joins Morehead State's space science faculty [Электронный ресурс] // European Space Agency – Режим доступа до ресурсу: <http://www2.moreheadstate.edu/news/release.aspx?id=49994>.
5. Educational Payload on the Vega Maiden Flight – Call For CubeSat Proposals [Электронный ресурс] // European Space Agency. – 2008. – Режим доступа до ресурсу: http://esamultimedia.esa.int/docs/LEX-EC/CubeSat_CFP_issue_1_rev_1.pdf. – 13 С.
6. Matthew R. C. NPS CubeSat Launcher Design, Process And Requirements [Электронный ресурс] / Richard Crook Matthew // Naval postgraduate school monterey, California. – 2009. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA501503&Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf>. – 129 С.
7. Коваленко Є. Ю. Енергоефективне керування електроживленням систем наносупутників : дис. канд. техн. наук : 05.09.03 / Коваленко Євген Юрійович – Київ – 160 с.
8. GPS III Operational Control Segment (OCX) // globalsecurity.org. – 2018. – Режим доступа до ресурсу: https://www.globalsecurity.org/space/systems/gps_3-ocx.htm

9. GPS [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступу до ресурсу: <https://ru.wikipedia.org/wiki/GPS>
10. Слюсар В. И. Цифровые антенные решетки. Решения задач GPS // Электроника: наука, технология, бизнес. — 2009. — №1. — С. 74-78.
11. ГЛОНАСС [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступу до ресурсу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%9B%D0%9E%D0%9D%D0%90%D0%A1%D0%A1>
12. Магнітометр [Електронний ресурс] // Wikipedia, the free encyclopedia – Режим доступу до ресурсу: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B0%D0%B3%D0%BD%D0%B8%D1%82%D0%BE%D0%BC%D0%B5%D1%82%D1%80>
13. Коваленко Є. Ю. Розробка стенду для наземних випробувань системи орієнтації та стабілізації наносупутників серії PolyITAN / А. І. Пінчук, Б. М. Рассамакін, Є. Ю. Коваленко, О. М. Падун, С. В. Остапчук // Вісник Дніпровського університету. – 2019. – №55. – С. 125-130.
14. Кодекс законів про працю України від 18.03.2015 № 322.
15. ДСанПіН 3.3.2.007-98 Державні санітарні правила і норми роботи з візуальними дисплейними терміналами електронно-обчислювальних машин ЕОМ.
16. ДСН 3.3.6.042–99. Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень.
17. ДБН В.2.5.–28–2006. Державні будівельні норми. Природне і штучне освітлення.
18. ДСН 3.3.6.037–99. Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку.
19. НАПББ.03.002–2007. Норми визначення категорій приміщень, будинків та зовнішніх установок за вибухопожежною та пожежною небезпекою.

20. ППБУ-95. Правила пожежної безпеки України.
21. AX.25 Telemetry and Telecommand Transfer Frames Format [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.qb50.eu/index.php/tech-docs/category/17-up-to-date-docs/QB50-EPFL-SSC-SCS-ICD-AX.25-TFF-3-1.pdf>
22. Храмов Д.А. Миниатюрные спутники стандарта «CubeSat» / Д.А.Храмов. — Дніпропетровськ: Космічна наука і технологія. Інститут технічної механіки НАН України і НКА України, 2009. — 31 с.
23. Kovalenko E. / Development and launch of the first Ukrainian nanosatellite “POLYTAN-1” / Kovalenko E. // YSF-2015, International young scientists forum of applied physics. – 2015. – С. 27.
24. Наносупутник - Патент України на корисну модель / [Б. М. Рассамакін, М. Ф. Байсков, Є. Ю. Коваленко та ін.], 25.09.2014, №93098.
25. Coursera [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ru.coursera.org/lecture/electrostatica/2-orientatsiia-katushki-s-tokom-zOCnX>
26. Ido.tsu.ru [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ido.tsu.ru/schools/physmat/data/res/elmag/uchpos/text/4.html>

ABSTRACT

There are currently more than 22,900 artificial satellites in Earth orbit. A lot of them are satellites such as CubeSat. The advantage of such devices is a much lower cost of manufacture and start-up. In addition, such devices usually do not provoke an increase in the amount of space debris, because their orbit is set so that they gradually descend and they are small enough to burn in the upper atmosphere.

Despite their small size, such satellites are not inferior to the usual large artificial satellites of the Earth. They are able to perform many extremely important tasks. Such as remote sensing of the Earth's surface, ionosphere research, environmental monitoring, monitoring of seismic activity and earthquake forecasting, etc.

As small spacecraft, in particular the CubeSat type, are popular today, there is a problem with the creation of special stands for testing systems that ensure the reliable operation of these devices. In order to ensure the reliability of such devices in space and to be sure that after launch will not fail one of the key systems of the satellite, it is essential to perform tests of all its systems before launch, to ensure smooth and correct operation.

Nanosatellites, which are being developed at KPI. Igor Sikorsky, successfully pass all these tests. For one of these tests and serves as a simulator of the magnetic field. To minimize the impact of the human factor, it was proposed to automate the control system of this simulator. Connection of work with scientific programs, plans, topics. The dissertation was prepared in accordance with the research plan of the Department of Electronic Devices and Systems of the National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute named after Igor Sikorsky".

The purpose and objectives of the study. Development of a magnetic field simulator control system for nanosatellites.

To achieve this goal, the following tasks were considered:

- study the relevance of the use of small spacecraft in the context of modern space exploration;
- analysis of the orientation and stabilization of small spacecraft;
- study of the influence of the magnetic field on the operation of the orientation and stabilization system of the PolyITAN-1 satellite;
- development of software that will demonstrate the stabilization algorithm depending on the initial conditions;
- study of the influence of the magnetic field created by the satellite on the operation of the magnetic field simulator;
- modeling of interaction of the system of orientation and stabilization of the satellite with the magnetic field of the simulator;

The object of research is a magnetic field simulator control system for nanosatellites.

The subject of research is the interaction of the satellite orientation and stabilization system with the magnetic field simulator.

Research methods: the theoretical provisions of the dissertation are based on the study of information about small spacecraft, their application and development; on the principles of operation of the orientation and stabilization system; about the principle of operation of the magnetic field simulator. Software has been developed to demonstrate the orientation of the satellite in terms of interaction with the magnetic field simulator.

The scientific novelty of the obtained results lies in the study of the influence of the magnetic field created by the nanosatellite on the operation of the magnetic field simulator.

Practical significance of the obtained results:

- Software has been developed for modeling different modes of operation of the satellite orientation and stabilization subsystem and its interaction with the magnetic field simulator.

- The simulation results are analyzed and conclusions are made about the expediency of using different modes of operation of the magnetic field simulator in order to minimize its influence on the satellite tests.

Such a system should be used in the development and testing of a system of orientation and stabilization of the satellite to speed up and verify the correctness of the calculations. And also when testing the device in a magnetic field that creates a simulator.

The obtained research results of this work are used in the development of a control system for a magnetic field simulator for nanosatellites, which is being developed at the National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute named after Igor Sikorsky".

Код програми

```
import math

from random import uniform

import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt
from mpl_toolkits.mplot3d import Axes3D

from PyQt5.QtWidgets import QApplication, QMainWindow
import sys
from PyQt5.QtChart import QChart, QChartView, QLineSeries
from PyQt5.QtCore import QPointF
from PyQt5.QtGui import QPainter
from PyQt5.QtCore import Qt
from PyQt5 import QtWidgets, uic

app=QtWidgets.QApplication([])
ui=uic.loadUi("1.ui")

PWMA = 0
PWMB = 0
PWMC = 0

mPWMA=0
mPWMB=0
mPWMC=0
max=0

N = 0
L = 0

V = [0,0,0]
Vm = [0,0,0]
V_abs = 0
```

```

k_multiplier=1000000 #Щоб прискоррити розрахунки
k=0.3/1000000 #реальне значення k
k*=k_multiplier
kx=k
ky=k
kz=k
PWMA = 0
PWMb = 0
PWMc = 0
Avec = np.array([1, 0.00000001, 0.00000001])
Bvec = np.array([Avec[2], Avec[0], Avec[1]])
Cvec = np.array([Avec[1], Avec[0], Avec[2]])
magtime_ps=0
def unit_vector(vector):
    """ Returns the unit vector of the vector. """
    return vector / np.linalg.norm(vector)

def x_rotation(vector,theta):
    """Rotates 3-D vector around x-axis"""
    R = np.array([[1,0,0],[0,np.cos(theta),-np.sin(theta)],[0, np.sin(theta), np.cos(theta)]])
    return np.dot(R,vector)

def y_rotation(vector,theta):
    """Rotates 3-D vector around y-axis"""
    R = np.array([[np.cos(theta),0,np.sin(theta)],[0,1,0],[-np.sin(theta), 0, np.cos(theta)]])
    return np.dot(R,vector)

def z_rotation(vector,theta):
    """Rotates 3-D vector around z-axis"""
    R = np.array([[np.cos(theta), -np.sin(theta),0],[np.sin(theta), np.cos(theta),0],[0,0,1]])
    return np.dot(R,vector)

def PWM_Process():
    global V, V_abs, N, L, kx, ky, kz
    global Avec, Bvec, Cvec, PWMA, PWMb, PWMc
    global k_multiplier, magtime_ps, Vm
    P1 = -Vm[1] / (kz * Avec[2])

```

```

P2 = -Vm[2] / (ky * AVEC[1])
if (P1>0 and P2>0) or (P1<0 and P2<0):
    if abs(P1) > abs(P2):    PWMa = P1
    else:    PWMa = P2
    if PWMa>1: PWMa = 1
    elif PWMa<-1: PWMa = -1
    PWMb=PWMc=0
    return
P1 = -Vm[1] / (kz * BVEC[2])
P2 = -Vm[2] / (ky * BVEC[1])
if (P1>0 and P2>0) or (P1<0 and P2<0):
    if abs(P1) > abs(P2):    PWMb = P1
    else:    PWMb = P2
    if PWMb>1: PWMb = 1
    elif PWMb<-1: PWMb = -1
    PWMa=PWMc=0
    return
P1 = -Vm[1] / (kz * CVEC[2])
P2 = -Vm[2] / (ky * CVEC[1])
if (P1>0 and P2>0) or (P1<0 and P2<0):
    if abs(P1) > abs(P2):    PWMc = P1
    else:    PWMc = P2
    if PWMc>1: PWMc = 1
    elif PWMc<-1: PWMc = -1
    PWMa=PWMb=0
    return
PWMa = PWMb = PWMc = 0

```

```

def sendData():
    global V, V_abs, N, L, kx, ky, kz
    global AVEC, BVEC, CVEC, PWMa, PWMb, PWMc
    global k_multiplier, magtime_ps, Vm
    try:
        V[0] = float(ui.Edit_Vx0.displayText())
        V[1] = float(ui.Edit_Vy0.displayText())
        V[2] = float(ui.Edit_Vz0.displayText())
        N = int(ui.Edit_N.displayText())
    
```

```

L = float(ui.Edit_L.displayText())
From = int(ui.Edit_From.displayText())
To = int(ui.Edit_To.displayText())
magtime_ps = 1/(float(ui.Edit_magtime.displayText())/L)
if magtime_ps>1: magtime_ps=1
magtime_ps_m1=1-magtime_ps
noise = float(ui.Edit_noise.displayText())
tPWM= float(ui.Edit_TPWM.displayText())
gamma= float(ui.Edit_gamma.displayText())
pulsations= float(ui.Edit_pulsations.displayText())
k_multiplier = float(ui.Edit_kmul.displayText()) # Щоб прискоррити розрахунки
k = 0.3 / 1000000 # реальне значення k
k *= k_multiplier
kx = k
ky = k
kz = k

PWM_direction=True # 1-збільшення, 0-зменшення
PWM_stepsize_plus=1/(tPWM*gamma)
PWM_stepsize_minus=1/(tPWM*(1-gamma))
MAG_CURR=0
MAG_PREV=0

total_energy=0
# робимо сам графік
series_energy = QLineSeries(ui)
series1 = QLineSeries(ui)
series2 = QLineSeries(ui)
series3 = QLineSeries(ui)
series = QLineSeries(ui)
series_ax = QLineSeries(ui) #?
series_ay = QLineSeries(ui)
series_az = QLineSeries(ui)
series_PWMa = QLineSeries(ui) #?
series_PWMb = QLineSeries(ui)
series_PWMc = QLineSeries(ui)
Avec = np.array([1,0.00000001,0.00000001])

```

```

PWMA=0; PWMb=0; PWMc=0;
for Nc in range(N):
    V_abs = math.sqrt(V[0]*V[0] + V[1]*V[1] + V[2]*V[2])
    Avec = x_rotation(Avec, V[0] * L)
    Avec = y_rotation(Avec, V[1] * L)
    Avec = z_rotation(Avec, V[2] * L)
    Bvec = np.array([Avec[2],Avec[0],Avec[1]])
    Cvec = np.array([Avec[1],Avec[0],Avec[2]])

    Vm[0]=V[0]*magtime_ps+Vm[0]*magtime_ps_m1 + uniform(-noise, noise)
    Vm[1]=V[1]*magtime_ps+Vm[1]*magtime_ps_m1 + uniform(-noise, noise)
    Vm[2]=V[2]*magtime_ps+Vm[2]*magtime_ps_m1 + uniform(-noise, noise)

    PWM_Process() #обчислюємо ШІМ на котушки супутника

    MAG_PREV=MAG_CURR
    if PWM_direction:
        MAG_CURR+=PWM_stepsize_plus
        if MAG_CURR>1:
            MAG_CURR=1
            PWM_direction=False
    else:
        MAG_CURR-=PWM_stepsize_minus
        if MAG_CURR<0:
            MAG_CURR=0
            PWM_direction=True
    Kpwm=(1-pulsations)+(pulsations*uniform(MAG_PREV,
MAG_CURR))+(pulsations/2)
'''
if Nc >= From and Nc <= To:
    series_ax.append(Nc, Kpwm) # ?
    #series_ay.append(Nc, MAG_PREV) # ?
    #series_az.append(Nc, MAG_CURR) # ?
'''
V[2] += (PWMA * (ky * Avec[1]) + PWMb * (ky * Bvec[1]) + PWMc * (ky * Cvec[1]))
* L * Kpwm

```

```

V[1] += (PWMA * (kz * AVEC[2]) + PWMb * (kz * BVEC[2]) + PWMc * (kz * CVEC[2]))
* L * Kpwm
V = x_rotation(V, V[0] * L)
V = y_rotation(V, V[1] * L)
V = z_rotation(V, V[2] * L)
total_energy += (abs(PWMA)+abs(PWMb)+abs(PWMc))*L
if Nc >= From and Nc <= To and Nc%100==0:
    series_energy.append(Nc, abs(PWMA)+abs(PWMb)+abs(PWMc))
    series2.append(Nc, V[1])
    series1.append(Nc, V[0])
    series3.append(Nc, V[2])
    series.append(Nc, V_abs)
    series_ax.append(Nc, AVEC[0])
    series_ay.append(Nc, AVEC[1])
    series_az.append(Nc, AVEC[2])
    series_PWMA.append(Nc, PWMA)
    series_PWMb.append(Nc, PWMb)
    series_PWMc.append(Nc, PWMc)
    if Nc%400==0: ui.progressBar.setValue(Nc/N*100)

chart4 = QChart()
chart3 = QChart()
chart2 = QChart()
chart1 = QChart()
chart = QChart()

chart4.addSeries(series_energy)
chart3.addSeries(series_PWMA)
chart3.addSeries(series_PWMb)
chart3.addSeries(series_PWMc)
chart2.addSeries(series_ax)
chart2.addSeries(series_ay)
chart2.addSeries(series_az)
chart1.addSeries(series1)
chart1.addSeries(series2)
chart1.addSeries(series3)
chart.addSeries(series)

```



```
chart4.createDefaultAxes()
chart3.createDefaultAxes()
chart2.createDefaultAxes()
chart1.createDefaultAxes()
chart.createDefaultAxes()
```

```
chart4.setAnimationOptions(QChart.SeriesAnimations)
chart4.setTitle("Затрати енергії на орієнтацію, %")
```

```
chart3.setAnimationOptions(QChart.SeriesAnimations)
chart3.setTitle("PWM A, B, C")
```

```
chart2.setAnimationOptions(QChart.SeriesAnimations)
chart2.setTitle("Проекції вектора 'A' обертання супутника")
```

```
chart1.setAnimationOptions(QChart.SeriesAnimations)
chart1.setTitle("Проекції швидкостей, рад/с")
```

```
chart.setAnimationOptions(QChart.SeriesAnimations)
chart.setTitle("Швидкість обертання, рад/с")
```

```
chart2.legend().setVisible(True)
chart2.legend().setAlignment(Qt.AlignBottom)
```

```
chart1.legend().setVisible(True)
chart1.legend().setAlignment(Qt.AlignBottom)
```

```
chart.legend().setVisible(True)
chart.legend().setAlignment(Qt.AlignBottom)
```

```
chartview4 = QChartView(chart4)
chartview4.setRenderHint(QPainter.Antialiasing)
```

```
chartview3 = QChartView(chart3)
chartview3.setRenderHint(QPainter.Antialiasing)
```

```

chartview2 = QChartView(chart2)
chartview2.setRenderHint(QPainter.Antialiasing)

chartview1 = QChartView(chart1)
chartview1.setRenderHint(QPainter.Antialiasing)

chartview = QChartView(chart)
chartview.setRenderHint(QPainter.Antialiasing)

# Додаємо графік до вікна
ui.gridLayout5.addWidget(chartview4, 0, 0)
ui.gridLayout4.addWidget(chartview3, 0, 0)
ui.gridLayout3.addWidget(chartview2, 0, 0)
ui.gridLayout2.addWidget(chartview1, 0, 0)
ui.gridLayout1.addWidget(chartview, 0, 0)
print("Загальні затрати енергії: "+str(total_energy)+" одиниць")
print("Це близько: "+str(total_energy*3.3*0.4*k_multiplier)+" Дж")
ui.label.setText("Витрати енергії близько "
+str(int(total_energy*3.3*0.4*k_multiplier/1000))+ " кДж")
except Exception as e: # Загальний виняток
    tb = sys.exc_info()[2]
    print("Exception: " + str(e) + ", Line=" + str(tb.tb_lineno)) # Друкуємо помилку

ui.RunB.clicked.connect(sendData)

ui.show()
app.exec()
print("the end!")

```