

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

Приладобудівний факультет
Кафедра автоматизації та систем неруйнівного контролю

«На правах рукопису»
УДК 621.317

До захисту допущено:
Завідувач кафедри
_____ Юрій Киричук
«__» _____ 2022 р.

Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Комп'ютерно-інтегровані
системи та технології в приладобудуванні»
зі спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані
технології»
на тему: «Інтелектуальна система автоматичного управління
мікросупутником»

Виконав студент II курсу, групи ПМ-11мп
Олександр КЛОЧКО _____

Науковий керівник:
проф., д.т.н., проф., професор кафедри АСНК
Олена БЕЗВЕСІЛЬНА _____

Консультант з «Розробки стартап-проектів»
д.е.н., проф., завідувач кафедри економічної кібернетики
Катерина БОЯРИНОВА _____

Рецензент
д.т.н., проф., професор кафедри АЕД
Євген ВОЛОДАРСЬКИЙ _____

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

Київ – 2022 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Приладобудівний факультет
Кафедра автоматизації та систем неруйнівного контролю

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність 151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Юрій КИРИЧУК

« ___ » _____ 2022 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту

Клочко Олександр Сергійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації Інтелектуальна система автоматичного управління мікросупутником.

науковий керівник дисертації Безвесільна Олена Миколаївна д.т.н., проф.

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від 09.11.2022 року №4110-с.

2. Термін подання студентом дисертації 12 грудня 2022р.

3. Об'єкт дослідження Інтелектуальна система автоматичного управління, що призначена для кутової орієнтації мікросупутника в орбітальній системі координат.

4. Предмет дослідження (вихідні дані - для магістерської дисертації за освітньо-професійною програмою) Тип орбіти функціонування: сонячно-синхронний у діапазоні висот орбіт 500-800 км, вимога по точності орієнтації - точність орієнтації в надир - не гірше 3° у штатному режимі роботи, вимоги по точності кутової швидкості стабілізації в черговому та штатному режимах роботи має бути не гірше 0.01°/с; Тангажний двигун в робочому режимі забезпечує кінетичний момент на рівні 0,05 Н·м·с; Максимальний магнітний момент становить 3 А·м²; Автономне визначення орієнтації відносно Землі.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити: Системи забезпечення автоматичного управління мікросупутником. Функціонування каналу керування. Математична модель. Теоретичні основи синтезу системи автоматичного керування. Синтез алгоритмів керування.

6. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу Складальне креслення – 3 аркуши А1. Допоміжні графіки, схеми, моделі – 4 аркуши А3 і 8 аркушів А4.

7. Орієнтовний перелік публікацій: _____

_____.

8. Консультанти розділів дисертації*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Стартап-проект	Бояринова К.О., д.е.н., професор, завідувач кафедри економічної кібернетики		

9. Дата видачі завдання 26.10.2022

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів дисертації	Примітка
1	Огляд літератури та класифікація існуючих мікросупутників	26.10.2022	
2	Огляд та аналіз систем орієнтації та стабілізації мікросупутника	До 17.11.2022	
3	Розгляд загальної структури і принцип функціонування мікросупутника у штатному режимі та наведення приладового складу	До 21.11.2022	
4	Розробка математичної моделі інтелектуальної системи управління мікросупутником	До 24.11.2022	
5	Алгоритми формування моменту керування мікросупутника для виконання позиціонування	До 27.11.2022	
6	Розробка лінійно-квадратичного регулятора	До 30.11.2022	
7	Симулювання навігаційного алгоритму та математичної моделі в середовищі MATLAB	До 04.12.2022	
8	Розробка та оформлення стартап-проекту	До 11.12.2022	
9	Висновки, оформлення та захист магістерської дисертації	До 20.12.2022	

Студент

_____ (підпис)

Олександр КЛОЧКО

(ім'я, прізвище)

Науковий керівник дисертації

_____ (підпис)

Олена БЕЗВЕСІЛЬНА

(ім'я, прізвище)

*Консультантом не може бути зазначено наукового керівника

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація на тему: «Інтелектуальна система автоматичного управління мікросупутником» містить: 94 сторінки, 30 таблиць, 27 рисунків та 48 джерел.

Об'єкт дослідження: інтелектуальна система автоматичного управління, призначена для кутової орієнтації мікросупутника в орбітальній системі координат.

Предмет дослідження: інтелектуальна система автоматичного управління мікросупутника.

Мета роботи: розробка стійкої інтелектуальної системи автоматичного управління мікросупутником.

Результати роботи та їх новизна:

1. Розглянуто загальну структуру і принцип функціонування мікросупутника у штатному режимі з наведеним приладовим складом.
2. Розроблено лінійно-квадратичний регулятор, який використовує лінеаризовану модель з вектором стану з кватерніонів і кутової швидкості об'єкту.
3. Встановлено, що для збурюючих моментів регулятор має високі показники якості управління, однак лінеаризована модель вимагає грубе початкове позиціонування в межах $8,32^\circ$ для дальшої точності не менше $0,01^\circ/\text{с}$. Теоретичні розрахунки підтверджені симуляцією системи в середовищі MATLAB.

Рекомендації щодо використання результатів роботи:

Розроблено математичне і програмне забезпечення, що дозволяє підбирати параметри системи управління методом чисельного моделювання, що може використовуватися для багатьох важливих завдань, які включають дистанційне зондування поверхні Землі, дослідження іоносфери, екологічний моніторинг та прогнозування землетрусів тощо.

Ключові слова: інтелектуальна система управління, мікросупутник, система орієнтації та стабілізації, лінійно-квадратичний регулятор, збурюючий момент, кватерніони.

ABSTRACT

Master's dissertation on the topic: «Intelligent system of automatic microsatellite control» contains: 94 pages, 30 tables, 27 figures and 48 sources.

Object of research: The intelligent system of automatic control is designed for the angular orientation of the microsatellite in the orbital coordinate system.

Subject of research: Intelligent system of automatic control of microsatellite.

Purpose: development of a sustainable intelligent system of automatic control of microsatellite.

Results and their novelty:

1. The general structure and principle of functioning of the microsatellite in standard mode with the instrument set are considered.
2. The linear-quadratic controller has been developed that uses a linearized model with a state vector of quaternions and the object's angular velocity.
3. That is found that the controller has high control quality indicators for the perturbing moments, but the linearized model requires a rough initial positioning within $8,32^\circ$ for further accuracy of at least $0,01 \text{ }^\circ/\text{c}$. Theoretical calculations are confirmed by system simulation in the MATLAB environment.

Recommendations regarding the use of work results:

Mathematical and software has been developed, allowing to select parameters of the control system by numerical modelling, which can be used for many important tasks, including remote sensing of the Earth's surface, ionospheric research, Environmental monitoring and earthquake forecasting, etc.

Keywords: intelligent control system, microsatellite, orientation and stabilization system, linear-quadratic regulator, perturbation moment, quaternions.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....	8
ВСТУП	9
РОЗДІЛ 1 ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСЬКИЙ.....	11
1.1 Класифікація супутників.....	11
1.1.1 Супутники формату CubeSat	13
1.1.2 Наносупутники КПП ім. Ігоря Сікорського	14
1.2 Системи управління мікросупутника	15
1.3 Приладовий склад МС.....	19
1.3.1 Тангажний двигун.....	21
1.3.2 Магнітні котушки	24
1.4 Загальні відомості про системи орієнтації і стабілізації МС	25
1.4.1 Призначення та класифікація систем орієнтації і стабілізації	25
1.4.2 Склад системи орієнтації і стабілізації.....	28
1.4.3 Режими функціонування системи орієнтації і стабілізації.....	28
1.5 Опис положення об'єкту.....	29
1.5.1 Системи координат	29
1.5.2 Представлення положення об'єкта.....	31
1.5.3 Кути Ейлера.....	31
1.5.4 Метод Кватерніонів	33
1.5.5 Зв'язок кватерніонів з кутами Ейлера	35
1.6. Рівняння руху для нелінійної системи.....	35
1.6.1 Запис рівнянь руху за допомогою кватерніонів	36
1.6.2 Динаміка	36
1.6.3 Кінематика.....	39
1.6.4 Запис рівнянь руху за допомогою кутів Ейлера	40
1.7 Навколишнє середовище.....	41
1.7.1 Збурення, які діють на МС.....	41
1.7.2 Симулювання навколишнього середовища	43
1.7.3 Модель магнітного поля.....	43
1.7.4 Моменти зовнішніх збурень	44

1.7.5 Орбіта	44
1.7.6 Матриця моментів інерції	45
1.8. Алгоритми формування моменту управління МС для виконання завдання позиціонування та розробка регулятора.....	46
1.9 Лінійно-квадратичні регулятори	47
1.10. Навігаційний алгоритм.....	52
1.10.1 Прецесія Р	53
1.10.3 Нутація N	54
1.10.4 Переміщення полюса П.....	56
1.10.5 Відносна система координат для визначення точки надиру	57
1.11. Симулювання навігаційного алгоритму та математичної моделі.....	58
Висновки до розділу 1	63
РОЗДІЛ 2 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЄКТУ «ІНТЕЛЕКТУАЛЬНА СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ МІКРОСУПУТНИКОМ»	64
2.1 Опис та технологічний аудит ідеї стартап-проекту	64
2.2. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	68
2.3. Розроблення ринкової стратегії та маркетингової програми проекту...	78
2.4 Організація реалізації стартап-проекту	82
Висновки до розділу 2	89
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	91
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ	93

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

АФП - антено-фідерний пристрій
ГС - гравітаційний стабілізатор
ДВ - давач відокремлення
ДКС - давач координат Сонця
ДМ - двигун-маховик
КА - космічний апарат
КЕМ - катушка електромагніт
КСК - конструкторська система координат
МЕК - модуль електронних компонентів
МПЗ - магнітне поле Землі
ММ - магнітометр
МС - мікросупутник
МК - магнітна котушка
ОСК - орбітальна система координат
ПСК- прикладна система координат
РН - ракета носій
СБ - сонячна батарея
ЗСК - зв'язана система координат
ТП - теплова трубка
ТД - тангажний двигун
СОС - система орієнтації та стабілізації
ІВМ - інерційно вимірювальний модуль
ФК - фільтр Калмана
ШР - штатний режим

ВСТУП

Сьогодні людство активно працює над освоєнням і дослідженням космічного простору, що позитивно позначається на розвитку технологій і обладнання, яке використовується на космічних апаратах.

Сьогодні існує багато перешкод для використання навколоземного космічного простору. Це, з одного боку, політичні питання, а з іншого – недостатнє фінансування розробок від держави. Однак найбільшою проблемою є не лише висока вартість виготовлення космічного корабля, а й його розробка та виведення на орбіту. Ці проблеми можна вирішити за допомогою малих космічних апаратів. Їх виробництво дешевше, розробка займає менше часу та не потребує великої команди спеціалістів.

Однією з найскладніших та найважливіших проблем, що необхідно вирішувати протягом усього польоту супутника, є забезпечення кутового положення, а також кутова стабілізація. Але не всі доступні на сьогодні системи управління підходять для використання в складі мікросупутника. Актуальність даної роботи зумовлена тим, що для таких космічних апаратів потрібні більш економічні та прості, достатньо точні системи пасивної стабілізації.

Мікросупутник – це космічний апарат масою від 50 до 200 кг. Спеціалісти з Surrey Space Centre поділяють усі мікросупутники на дві основні групи: традиційні (мікросупутники, запуснені до 1980 року) та сучасні (запуснені після 1991 року й що досі розробляються).

Традиційні мікросупутники використовувалися для вирішення задач, в яких не вимагалось рішення керування орієнтацією мікросупутника, а також у випадках, коли була потрібна точність орієнтації МС в кілька кутових градусів.

У таких ситуаціях використовувалися мікросупутники з пасивною системою стабілізації (ротаційна стабілізація, гравітаційна або магнітна стабілізація). Під час довгого часу устаткування, котре необхідне для вирішення задачі визначення та контролю та кутової орієнтації мікросупутника було досить великим, важким та дорогим. Вирішити цю проблему можна тільки в наш час, у зв'язку з бурхливим розвитком мікромініатюризації виконавчих та чутливих елементів мікросупутника.

Зараз на орбіті Землі знаходиться понад 22 900 штучних супутників. Більшість із них є супутниками типу CubeSat. Перевага таких апаратів заключається в тому, що їхня вартість виготовлення і запуску значно менша. Крім того, такі апарати зазвичай не спричиняють збільшення космічного сміття, оскільки їхні орбіти налаштовані на поступове зниження, і вони достатньо малі, аби згоріти у верхніх шарах атмосфери.

Незважаючи на невеликі розміри, такі супутники ні в чому не поступаються звичайним великим штучним супутникам Землі. Вони можуть виконувати багато надзвичайно важливих завдань, які включають дистанційне зондування поверхні Землі, дослідження іоносфери, моніторинг навколишнього середовища, моніторинг сейсмічної активності та прогнозування землетрусів тощо.

РОЗДІЛ 1

ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСЬКИЙ

1.1 Класифікація супутників

Космічні кораблі класифікуються за різними ознаками:

- за призначенням корисного навантаження;
- відповідно до мети його роботи;
- за національною приналежністю;
- за способом виведення;
- за тривалістю активного існування тощо.

Але є характеристика, яка формально відноситься до маси та габаритів апарату, її можна розглянути як якісну. У 90-х роках минулого століття все частіше почали вживати терміни малий супутник та мікросупутник. Причиною появи терміну є характерна особливість таких пристроїв - маса. Ця ознака найчастіше асоціюється з поняттям «малий». Маси подано від однієї тонни до десятків грамів. Ще таким параметром є розмір апарату [1]. Класифікація супутників за розмірами маси приведена у табл. 1.1.1

Таблиця 1.1.1 - Класифікація супутників за розмірами маси

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

Іншими словами, до мінісупутників відносяться космічні апарати загальною масою 100-500 кг. Крім них, сюди часто відносяться так звані «легкі супутники». Ці апарати важать 500-1000 кг. [1]

Мікросупутники – це апарати загальною масою 10-100 кг (іноді трохи більше). Мікросупутники зазвичай використовуються для запуску невеликих корисних навантажень в космос. Дані космічні апарати в основному використовуються для наукових досліджень.

Наносупутники мають масу 1-10 кг. Такі супутники часто виготовляють для групової роботи. Малі розміри таких супутників не обмежують сфери їх застосування. Такі космічні апарати можуть виконувати рівноманітні завдання, включаючи дистанційне зондування поверхні Землі, космічні спостереження, екологічний моніторинг, геофізичні польові дослідження і різноманітні освітні програми.

Найбільшого поширення набули наносупутники типу CubeSat [2]. Це пов'язано з уніфікацією розмірів і можливістю запуску у залишкових контейнер-місцях, що істотно здешевлює процес.

Пікосупутники можуть мати масу від 100 г до 1 кг. Зазвичай вони працюють в одній групі, іноді використовуючи більший супутник. Іншими словами, пікосупутники часто виконують своє завдання за допомогою радіоз'єднання між собою. Корисне навантаження апаратів розподілене між ними.

Фемтосупутники досягають маси 100 грам [3]. Вони належать до категорії надмалих космічних апаратів, так як пікосупутники. Це апарати типу RocketQube - це означає «кишеньковий куб». Розмір такого апарату не перевищує 5 x 5 x 5 см. В одному контейнерному місці можна компонувати і запускати кілька таких апаратів.

1.1.1 Супутники формату CubeSat

Термін CubeSat використовується для супутників, розроблених відповідно до стандарту, встановленого професором Бобом Твіггсом зі Стенфордського університету в 1999 році [4]. Цей стандарт вимагає, щоб космічні апарати такого формату мали розміри 10 x 10 x 10 см, тобто 1U (1 одиниця), і важили не більше 1,33 кг.

CubeSat зазвичай вважаються великими пікосупутниками або легкими наносателітами. Такі апарати зазвичай запускаються кількома одиницями одночасно, це пов'язано з розмірами пускових контейнерів. Запуск здійснюється за допомогою P-POD (Poly-PicoSatellite Orbital Deployer) [5]. Використовуючи стандарт Cubesat можна об'єднати 2 або 3 стандартні куби, щоб створити один супутник більшого розміру. Це є апарати, що складаються з двох, трьох, шести або навіть дванадцяти одиниць (юнітів), позначених 2U, 3U, 6U та 12U (рисунок 1.1.1.1).

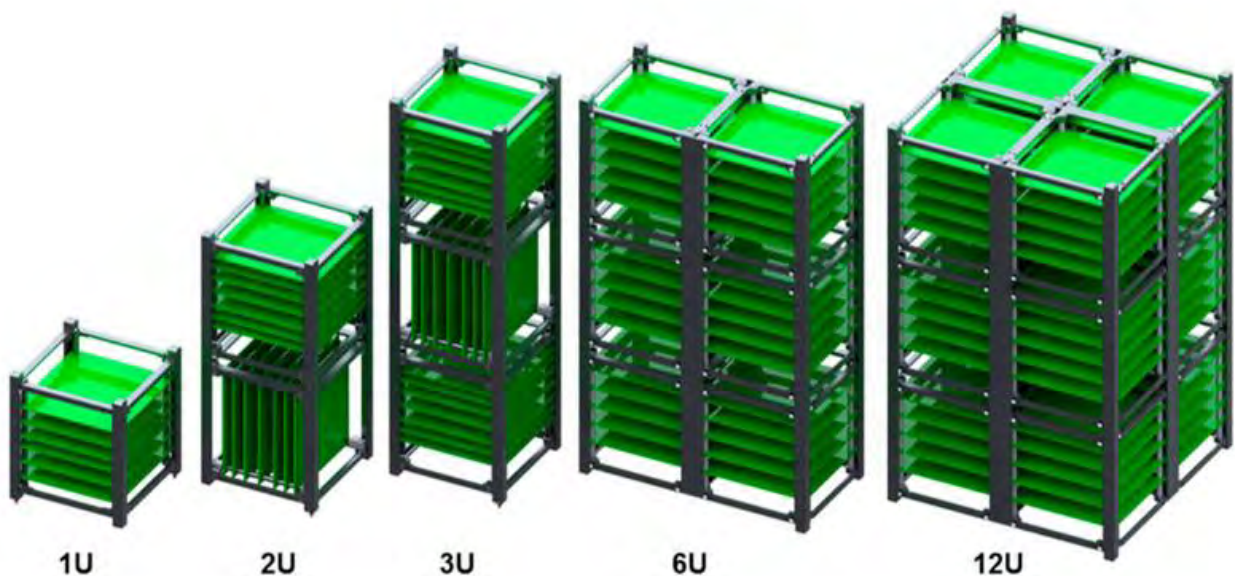


Рисунок 1.1.1.1. Супутники типу CubeSat формату 1U, 2U, 3U, 6U та 12U

1.1.2 Наносупутники КПІ ім. Ігоря Сікорського

У Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» успішно сконструйовано та створено два наносупутники типу CubeSat. Обидва були запуснені на орбіту. Створений PolyITAN-1 був для відпрацювання технології, платформи та всіх підсистем, зроблений в конфігурації 1U. PolyITAN-2 був створений в рамках міжнародного проекту QB50 з вивчення та дослідження складу атмосфери і побудований у конфігурації 2U. Наразі розробляється третій супутник конфігурації 3U PolyITAN-3, основним завданням якого буде дистанційне зондування Землі.

Оскільки PolyITAN-1 (рисунок 1.1.2.1) був спеціально розроблений для відпрацювання технології та вивчення взаємодії всіх підсистем, то доцільно спиратися на досвід, отриманий під час роботи з цим апаратом для подальшого розвитку [6].

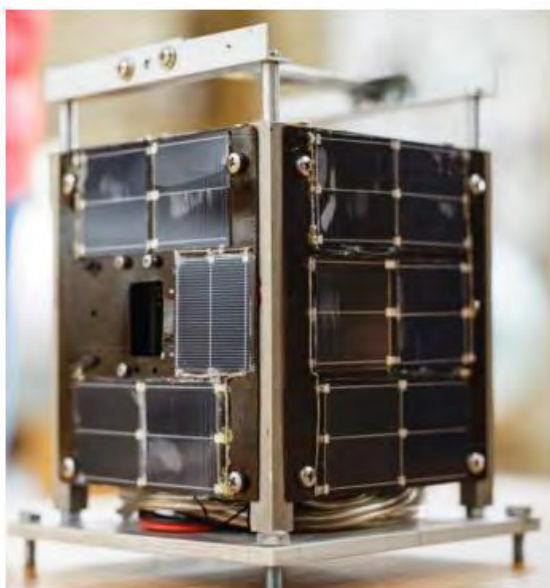


Рисунок 1.1.2.1. Супутник PolyITAN-1

Наносупутник PolyITAN-1 має апаратно-програмні системи [7]:

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

Система обробки даних є сукупністю підсистем [7] :

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

Загальна структура наносупутника PolyITAN-1 [8] представлена на рисунку 1.1.2.2.

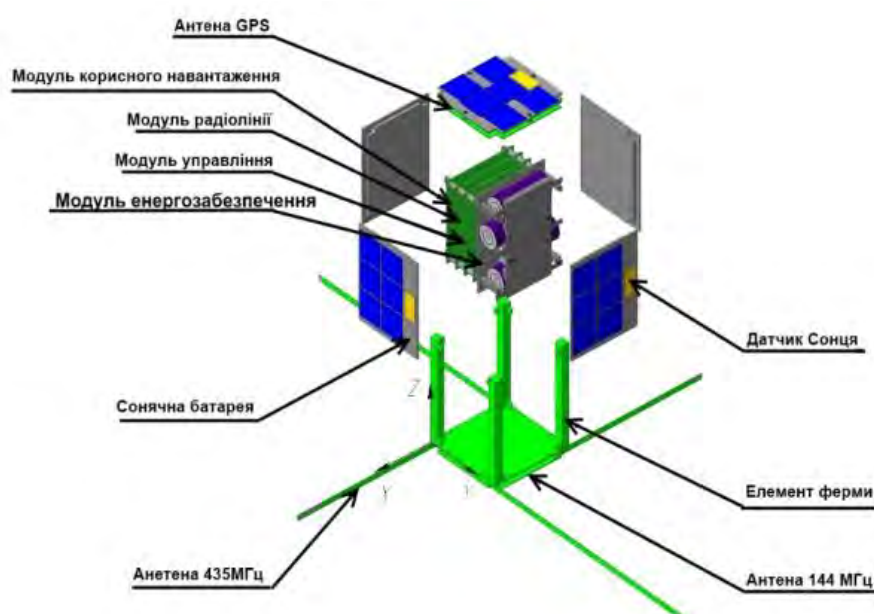


Рисунок 1.1.2.2. Будова наносупутника PolyITAN-1 [8]

Для спрощення процесу розробки наносупутника було вирішено використовувати в якості корисних навантажень підсистему навігації та підсистему орієнтації стабілізації. Управління вищевказаними підсистемами здійснюється за допомогою попередньо записаної циклограми.

1.2 Системи управління мікросупутника

Найчастіше використовуються комбіновані системи, що складаються з гравітаційної або магнітної підсистем, що діють відносно осі тангажу або ролу мікросупутника, та активної підсистеми, побудованої на електромагнітних приводах [9].

На даний момент тривають запуски мікросупутників, оснащених системою тривісної стабілізації (ОВК.-ТІВ8АТ, ТСІВ8АТ-2). Важливою особливістю сучасних МС є наявність бортового обчислювача (комп'ютера). Сучасні мікросупутники (серії U0SAT) побудовані за модульним принципом і є передусім платформами для розміщення устаткування і апаратури.

При цьому мала маса МС і мале енергоспоживання бортової апаратури дозволяє використовувати невеликі сонячні батареї і при необхідності розміщувати сонячні батареї безпосередньо на поверхні МС.

При цьому невелика вага МС і низьке енергоспоживання бортового обладнання дозволяють використовувати малогабаритні сонячні батареї та при необхідності розміщувати їх безпосередньо на поверхні мікросупутника.

У таблиці 1.2.1 представлена інформація про системи керування орієнтацією МС та тенденція їх розвитку з 1992 року, а на рисунку 1.2.1. зображені фото сучасних мікросупутників, таких як S80/T, Asrid, Srtv-1a, EyaSat-1, TubSat-2, KitSat-1.

Таблиця 1.2.1 - Системи керування мікросупутників

Супутник	Рік	Стабілізація	Виконавчі елементи	Вимірювачі	Використання
1	2	3	4	5	6
S80/T	1992	обертанням	ШГС, ЄМК, (3-вісна)	2×3-вісний ММ, 2×ДС 2×ДГ	зв'язок
KitSat-1	1992	обертанням	ШГС, ЄМК, (3-вісна)	2×3-вісний ММ, 2×ДС 2×ДГ	радіоло- -бительський, дослідний
KitSat-2	1993	Обертанням	ШГС, ЄМК, (3-вісна)	2×3-вісний ММ, 2×ДС 2×ДГ	експеримент- альний

1	2	3	4	5	6
ItamSat-1	1993	обертанням	ПМ		радіоло- -бительський
EyeSat-1	1993	обертанням	ПМ		зв'язок
PoSat-2	1993	обертанням	ШГС, ЄМК, (3-вісна)	2×3-вісний ММ, 2×ДС ДГ, ЗД	експеримент- альний, науковий
HealthSat -2	1993	обертанням	ШГС, ЄМК, (3-вісна)	2×3-вісний ММ, 2×ДС	зв'язок
TubSat-2	1994	3-вісна	ЄМД	ДС, ЗД, Г	Метеор ологічний
Strv-1a	1994	обертанням	ЄМК, РДСГ	ММ, ДС, ДГ	Воєнний, дослідницький
Strv-1b	1994	обертанням	ЄМК, РДСГ	ММ, ДС, ДГ	Воєнний, дослідницький
Astrid	1995	Обертанням інерційна	ЄМК, ДН, РД	ММ, ДС	Науковий, демонстратор технологій

Враховуючи постійний розвиток мікромеханічних і мікроелектричних технологій, можна очікувати, що найбільш ефективними і універсальними системами керування кутовою орієнтацією МС будуть базуватися на активній тривісній системі керування орієнтацією мікросупутника, а саме:

1. Для точної кутової орієнтації МС (3'...5') - тривісних електромагнітних систем з розвантаженням накопиченого кінетичного моменту маховиків за допомогою трьох керованих електромагнітів за показаннями трикоординатного магнітометра.

2. Для МС з достатньо грубою орієнтацією в просторі (3°...5°) - тривісна електромагнітна система з трикоординатним магнітометром.

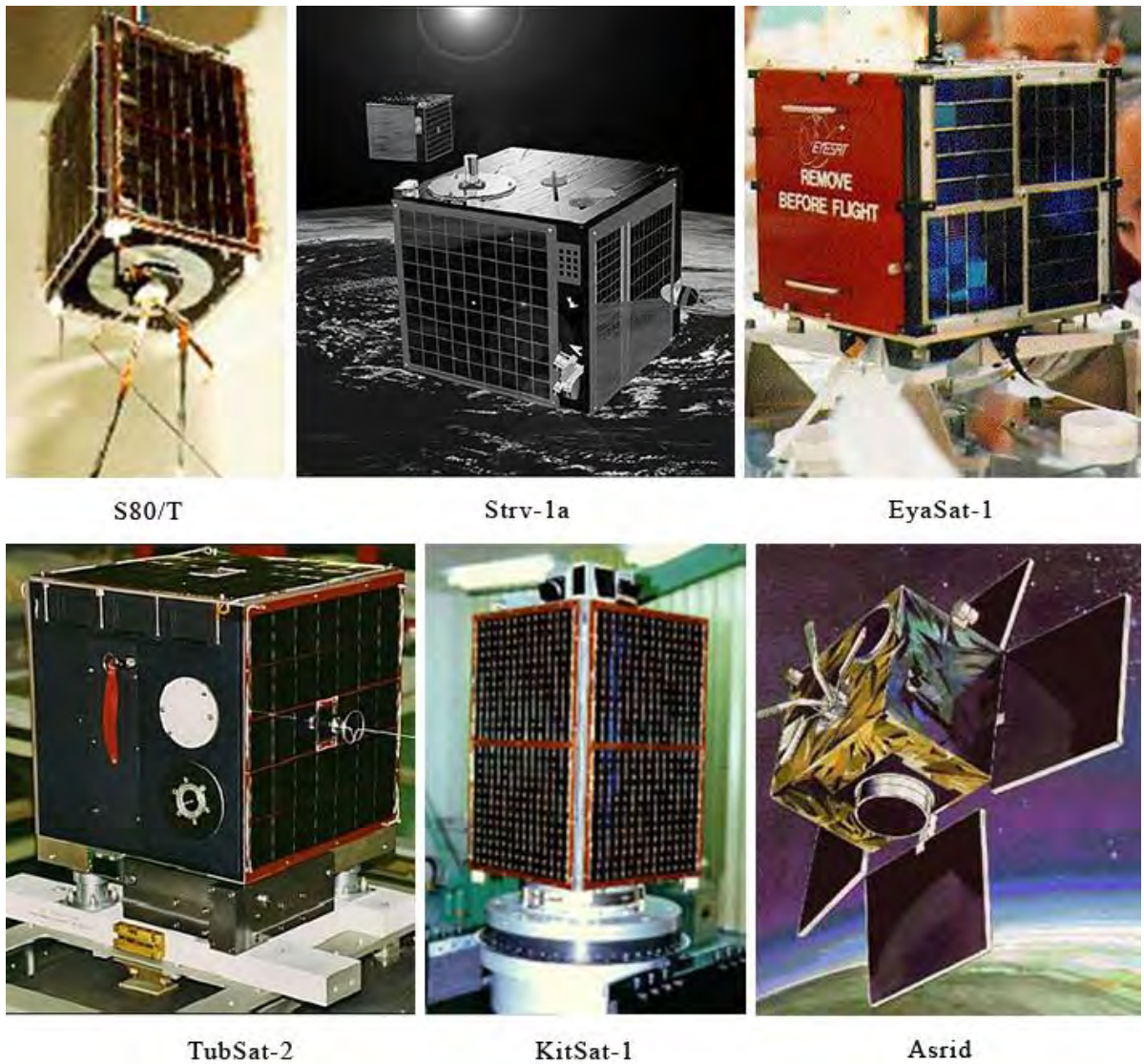


Рисунок 1.2.1. Фото сучасних мікросупутників

Останні публікації на тему космічних досліджень, а також матеріали Інтернету свідчать про те, що в даний час у розробці МС простежуються дві тенденції:

- підвищення вимог до точності орієнтації та стабілізації кутової швидкості обертання мікросупутника відносно програмного положення його осей.

- багатофункціональність використовуваного бортового обладнання, і, як наслідок, більш детальний контроль впливу нежорсткості несучого корпусу та панелей сонячних елементів (навіть малих) при розробці прецизійних мікросупутників.

1.3 Приладовий склад МС

Приладовий склад супутника в першу чергу визначається його класом і прийнятим принципом управління.

У випадку з мікросупутником вирішальним є вимога щодо малої ваги, використання простих елементів керування та простота конструкції.

Малі габарити КА цього класу істотно впливають на визначення складу бортового обладнання (рисунок 1.3.1), насамперед через жорсткі вимоги до масово-габаритних характеристик і енергоспоживання. Тому на етапі визначення складу бортового обладнання та тактико-технічних характеристик мікросупутника слід враховувати комплекс проблем у цілому, де призначення МС буде вихідною інформацією.

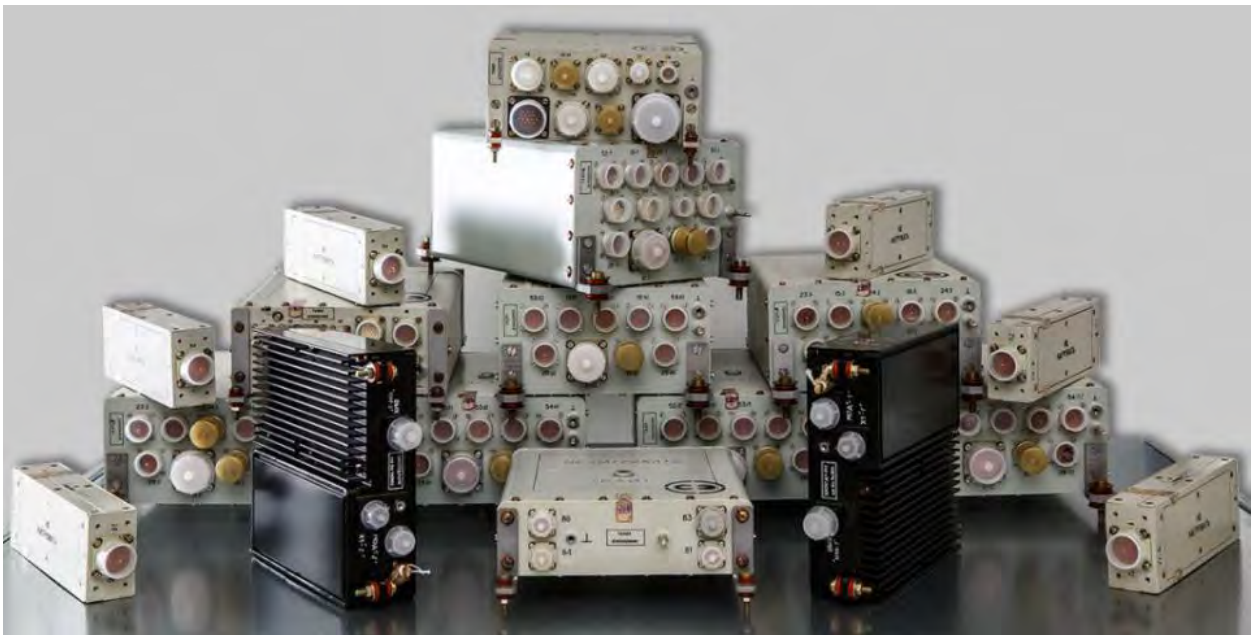


Рисунок 1.3.1. Бортова апаратура: Російські космічні системи

Враховуючи складності таких апаратів і наявних на борту технічних засобів, активні магнітні системи керування стали найбільш широко використовуваними засобами управління.

Основними чутливими елементами таких систем управління є магнітометри, які мають низьке енергоспоживання, габаритні розміри та високу точність. У режимі стабілізації система управління доповнюється

ДКС. Водночас такий склад чутливих елементів висуває високі вимоги до алгоритмів управління та обробки інформації. Фільтр Калмана (ФК) є найефективнішим інструментом для алгоритмічної обробки навігаційної інформації, який можна використовувати для визначення навігаційної інформації, необхідної для управління, яку неможливо отримати прямим вимірюванням. Для обробки інформації з магнітометрів у ФК необхідна інформація про орбітальне положення мікросупутника. Для цього в систему управління входить GPS-приймач.

Електромагнітна стабілізація, де керуючі моменти визначаються взаємодією магнітного поля Землі з магнітним полем, створюваним котушками, через свою дешевизну, високу точність, малу масу та низьку споживчу потужність є особливо привабливою для невеликих недорогих космічних апаратів, тобто для МС. У системі управління використовуються три МК (магнітні котушки).

Для підвищення точності стабілізації використовуються гравітаційний стабілізатор (ГС) та тангажний двигун (ТД).

На рисунку 1.3.2 продемонстрований приладовий склад МС.

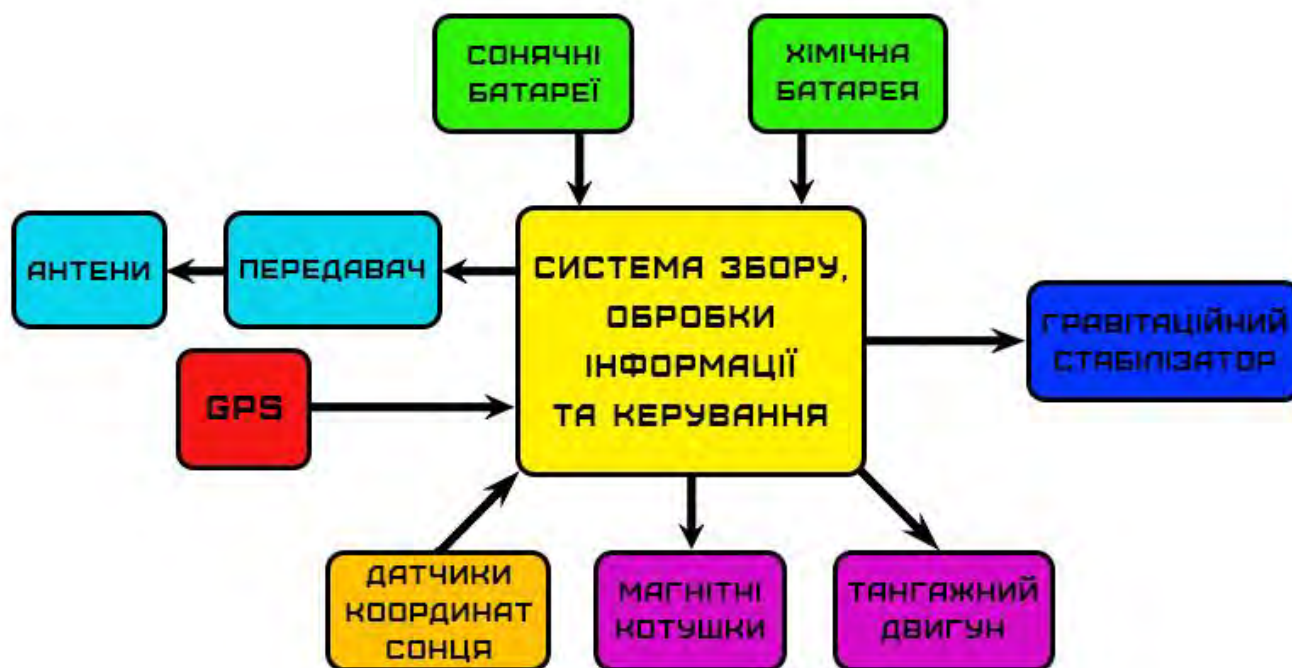


Рисунок 1.3.2. Приладовий склад

1.3.1 Тангажний двигун

Тангажний двигун розроблено для створення постійного кінетичного моменту для підвищення точності кутової стабілізації мікросупутника.

Постановкою даної роботи можна вважати як розробку магнітоелектричної системи для ТД - виконавчого елемента системи кутової стабілізації мікросупутника.

Виходячи з вихідних даних, для ТД був обраний тип - безколекторний двигун постійного струму (вентильний двигуна) з ключовим управлінням. Проте враховується наступна аргументація:

- не потрібно вторинне джерело живлення;
- наявність на ринку постійних магнітів з дуже високою енергетикою і температурною стабільністю дає змогу мінімізувати габарити і енергоспоживання;
- побудова електронної схеми управління на ключах дозволяє значно знизити енергоспоживання електронної частини ТД.

Механічні та електронні частини двигуна змонтовані в одному корпусі.

Конструкція двофазного вентильного двигуна містить магнітну систему, яка розташована на роторі, ця система складається з постійних магнітів і магнітопроводів, і статора, який нерухомо розташований в магнітному зазорі. Статор має 2 шари, де кількість силових котушок у кожному шарі відповідає числу полюсів магнітної системи, а кути між електричними осями котушок у різних шарах статора дорівнюють 90 електричним градусам.

Усі обмотки живлення в кожному шарі статора електрично з'єднані, щоб утворити два канали керування або дві фази.

Для створення обертового моменту потрібна інформація у формі електричних сигналів для формування струму в обох фазах двигуна, що дозволяє визначити положення лінії полюсів магнітної системи відносно положення електричних осей обмотки живлення двох фаз для кожного моменту часу.

З точки зору розміру двигуна, найбільш економічним способом є використання індукційного датчика, у якому на кожній силовій котушці таким самим способом формується сигнальна котушка, що механічно з'єднана з силовою. Усі сигнальні котушки в кожному шарі статора електрично з'єднані та утворюють дві фази сигнальної інформації.

Завдання заключається у формуванні кожного шару струму в силових котушках, що знаходяться в протифазі з напругою індукційного датчика.

Реалізовано остаточний варіант вентильного двофазного двигуна з 6-полюсною магнітною системою та оригінальна конструкція одношарового статора, що дозволяє збільшити на 33% заповнення магнітного проміжку кулачковими елементами, що сприяє значному зменшенню розмірів і ваги двигуна.

Перемикання фаз двигуна здійснюється поворотом ротора на 30° і відповідає підключенню до джерела живлення відповідної фази, в якій котушки мають максимальну ефективність. Максимальна частота комутації складає 3 кГц.

Основні розрахункові характеристики ТД:

- розмір 46x34 мм;
- вага 240 г;
- частота кругового обертання 250 Гц;
- кінетичний момент 0,05 Н·м·с;
- активний опір котушок каналів управління 1 Ом;
- потужність споживання електронного блоку 0,4 Вт;
- момент опору при нерухомому обертанні ротора в повітряному середовищі $4 \cdot 10^{-4}$ Н·м;
- час виходу на стаціонарний режим обертання ротора 55 с;
- потужність споживання: 3 Вт при розгоні, 1 Вт в стаціонарному режимі.

Система стабілізації частоти обертання ротора не передбачена, тому стабільність частоти обертання визначається стабільністю джерела живлення і становить 1...3%.

На фото (рисунок 1.3.1.1) показано елементи корпусу, магнітна система та ротор макету ТД.



Рисунок 1.3.1.1 Елементи та ТД

У герметичному корпусі, заповненому сухим повітрям або інертним газом, передбачається виконання моноблоку ТД. Герметичні клеми на корпусі забезпечують живлення +12 В та приймають телеметричну інформацію, яка пропорційна швидкості двигуна.

1.3.2 Магнітні котушки

Робота системи орієнтації мікросупутника заснована на визначенні поточного кутового положення МС відносно заданої системи координат. У багатьох моделях сучасних МС використовується магнітна система орієнтації, яка заснована на визначенні положення супутника відносно магнітного поля Землі за допомогою магнітометра, і відпрацюванні кутових похибок за допомогою виконавчих елементів – магнітні котушки (МК), завдяки своїй простоті та великим ресурсом роботи. [10]

Магнітні котушки (МК) розміщені на трьох гранях мікросупутника. Щоб мінімізувати вплив їхньої роботи на магнітометри та з конструктивних міркувань, була прийнята квадратна рамкова форма конструкції МК (без магнітопроводу).

Основні особливості розробленої МК:

- дипольний момент $3,1 \text{ A} \cdot \text{m}^2$;
- активний опір 56 Ом ;
- маса витків 108 г ;
- діаметр мідного дроту $0,28 \text{ мм}$;
- максимальний струм $0,21 \text{ А}$;
- кількість витків 168 ;
- напруга живлення постійного струму $+12 \text{ В}$;
- максимальна потужність споживання $2,6 \text{ Вт}$;
- загальна маса МК не більше 160 г .

При розрахунку характеристик МК враховано включення вимірювального резистора, включеного послідовно з котушкою, що дозволяє формувати телеметричний сигнал за падінням напруги на ньому.

1.4 Загальні відомості про системи орієнтації і стабілізації МС

1.4.1 Призначення та класифікація систем орієнтації і стабілізації

Від техніко-експлуатаційних характеристик систем орієнтації та стабілізації значною мірою залежить успіх науково-дослідних робіт, які проводяться в космічному просторі за допомогою літальних апаратів. Тому існує потреба в простих, надійних, точних, легких і в тих, які працюють протягом тривалих періодів часу з мінімальним споживанням енергії системах орієнтації та стабілізації МС. Правильний вибір систем орієнтації та стабілізації дозволяє успішно проводити такі наукові експерименти, як повернення супутника або космічного корабля на Землю; спостереження за Сонцем та дослідження явищ, що відбуваються на ньому; використання системи супутників-ретрансляторів для глобального радіозв'язку та телебачення; використання супутників для метеорологічно-геодезичних цілей та експериментів у міжпланетному просторі [15].

У зв'язку з цим великий науковий та практичний інтерес викликав розробку пасивних та комбінованих систем орієнтації та стабілізації на основі використання сил обертання, гравітаційного та магнітного полів, аеродинамічних сил та сил світлового тиску [11]. Системи даного класу характеризуються необмеженим ресурсом роботи, простотою та надійністю, малою вагою, тому вони є більш бажаними. Багато переваг пасивних та комбінованих систем зумовили їх широке застосування.

Фахівці, які займаються створенням систем керування кутовим рухом, у своїй практичній роботі часто замінюють поняття «орієнтація» на поняття «стабілізація», хоча вони не можуть бути взаємозамінними.

Орієнтація - процес, у результаті якого космічний апарат займає певне положення або ряд положень у просторі. Система орієнтування, яка усуває велике первинне відхилення, зазвичай поєднує зв'язану систему координат з опорною (базовою), яка встановлюється на борт космічного апарату за

допомогою спеціальних інструментів та приладів, що може бути як рухомою, так і нерухомою, або переміщуватися в інерційному просторі.

Стабілізація - процес усунення в польоті кутових відхилень зв'язаної системи координат космічного апарату (КА) від базової системи координат. Система стабілізації дозволяє літальному апарату відновити своє вихідне положення після певної орієнтації в просторі, яке було порушене внутрішніми або зовнішніми збуреннями, або чинило опір впливу збурень.

Система керування кутовим рухом космічного апарату відносно центру мас, поділяється на дві системи: систему орієнтації, що поєднує опорну та базову системи координат, та систему стабілізації, яка використовує інформацію системи орієнтації про просторове кутове відхилення КА від заданого напрямку та усуває це відхилення за допомогою різних пристроїв. Разом з космічним апаратом система стабілізації та орієнтації утворюють складну взаємопов'язану динамічну систему керування кутовим рухом.

Існуючі на даний момент системи орієнтації та стабілізації можна розділити на 3 основні групи: пасивні, активні та комбіновані (рис. 1.4.1.1).



Рисунок 1.4.1.1. Узагальнена класифікація систем орієнтації та стабілізації

Пасивна система орієнтації і стабілізації - система, для роботи якої не потрібне джерело живлення на борту космічного апарату. Для створення керуючих моментів використовуються фізичні властивості середовища, які оточують космічний апарат (гравітаційне чи магнітне поле, аеродинамічний опір, сонячний тиск), або властивість вільнообертового твердого тіла, яке зберігає нерухомість осі обертання в інерційному просторі.

Активна система орієнтації і стабілізації – система, що потребує джерел енергії на борту КА для виконання своїх функцій. У роботі таких систем використовуються різні активні пристрої: керовані маховики, газореактивні двигуни, магнітні приводи, гіроскопічні та оптичні чутливі елементи тощо. Активні системи розділяють на дві підгрупи: системи, що не використовують робоче тіла (газореактивні системи) та системи з використанням робочого тіла (двигуни-маховики, гіроскопічні виконуючі органи з магнітним приводом тощо).

Комбіновані системи складаються з елементів пасивних та активних систем з розрахунком, щоб вони мали переваги обох і не мали недоліків.

Для прикладу, комбіноване поєднання будь-якої пасивної системи та активної системи дозволяє:

- а) під час польоту КА передбачено кілька режимів роботи з різною точністю орієнтації;
- б) створення великих керуючих моментів через певні проміжки часу;
- в) витрачається значно менше енергії, ніж якби всі функції, покладені на систему, виконувала тільки активна система.

1.4.2 Склад системи орієнтації і стабілізації

Для мікросупутника, що розробляється, використовується такий приладовий склад системи орієнтації і стабілізації (СОС): тривісний магнітометр; тангажний двигун (ТД) по осі тангажа; два двоосьових давача координат Сонця (ДКС); три магнітні котушки (МК).

1.4.3 Режими функціонування системи орієнтації і стабілізації

У даній роботі розглядається забезпечення точності орієнтації для штатного режиму роботи космічного апарату.

Штатний режим роботи корисного навантаження (ШР). У режимі ШР забезпечується із заданою точністю орієнтація МС в орбітальній системі координат (ОСК).

Алгоритм роботи штатного режиму (ШР):

1) повторюються циклічно пп. 1-7 алгоритму РРТД;

1.1 параметри магнітного поля Землі (МПЗ) у даній точці орбіти розраховуються за сигналами системи GPS;

1.2. за сигналом системи GPS в ОСК розраховується вектор напрямку на Сонце;

1.3. зчитувати дані з магнітометра з періодом одна секунда;

1.4. дані зчитуються з давача координат Сонця (ДКС) з періодом одна секунда;

1.5. активується алгоритм фільтру Калмана (ФК);

1.6. відсутність сигналу від ДКС у ФК повинна бути врахована відповідним підбором матриці вимірювань;

1.7. До МС, якщо використовувати оцінку на основі ФК, прикладається напруга відповідно до алгоритму енергетичного регулятора (що описується коефіцієнтами k_{ω}^3, k_q^3) на інтервал $T_s - \tau$.

1.8. генерується сигнал компенсації реактивного моменту тангажного двигуна (ТД) і передається на магнітні котушки;

2) формуються телеметричні сигнали про стан систем орієнтації і навігації;

3) процес підготовки та подачі інформації про кутові координати МС бортовим споживачам цієї ж інформації.

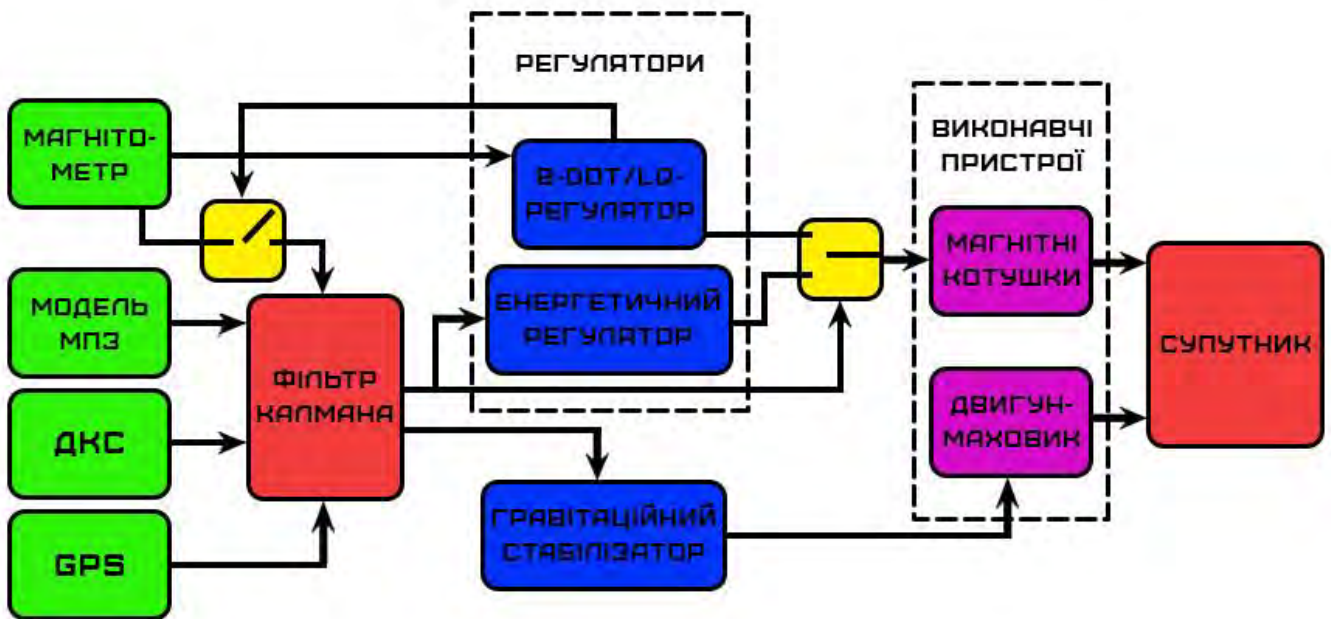


Рисунок 1.4.3.1. Укрупнена функціональна схема МС

1.5 Опис положення об'єкту

1.5.1 Системи координат

Для управління мікросупутником по заданій траєкторії доцільно здійснювати за допомогою найпростіших математичних моделей. Одним із таких способів спрощення моделі є перенесення її в систему координат, що значно спрощує представлення окремих елементів [12].

Для моделі руху мікросупутника використовувалися три основні системи координат:

1. система координат керування - на головних осях супутника побудована права ортогональна система координат, з початковою точкою відліку в центрі мас, максимальним моментом інерції по осі x і мінімальним моментом інерції на осі z . Існує також окрема система координат, яка безпосередньо пов'язана з геометрією супутника. Ця система координат відрізняється від системи координат керування невеликим кутом. При побудові математичної моделі буде проводитись апроксимація системи координат МС з системою координат управління.



Рисунок 1.5.1.1. Системи координат

2. орбітальна система координат - це права ортогональна система координат, центр відліку якої розташований у центрі мас супутника. Вісь z відповідає зеніту (спрямована до центру Землі), вісь x спрямована по дотичній відповідно до траєкторії в напрямку руху.

3. земна система координат - це інерційна права ортогональна система координат, центр мас якої знаходиться в центрі Землі, вісь z спрямована до осі обертання Землі, а вісь x - вздовж лінії, яка сполучає центр Землі і точку рівнодення (еквіноксії).

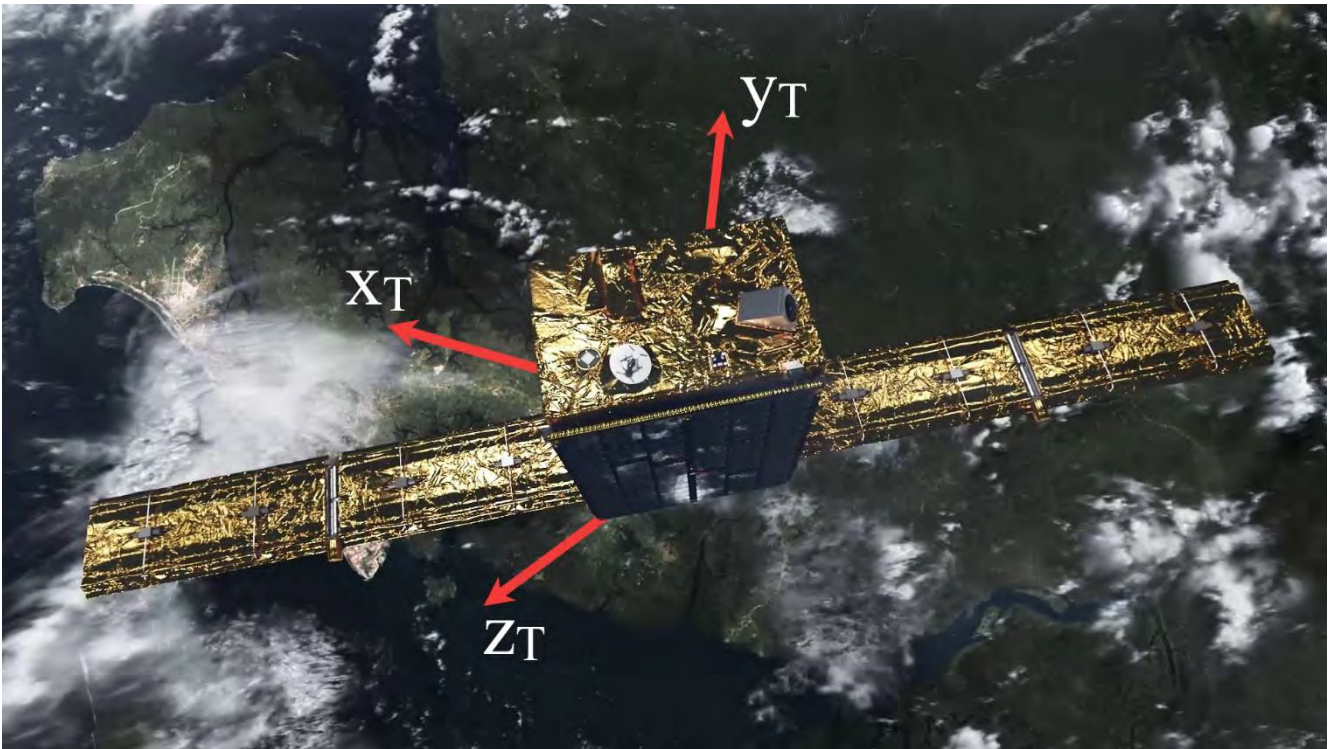


Рисунок 1.5.1.2. Орієнтація мікросупутника відносно Землі

1.5.2 Представлення положення об'єкта

Існує декілька варіантів представлення положення та переміщення об'єкта в системі координат [20, 21].

1.5.3 Кути Ейлера

Якщо переставити положення тіла відносно системи координат через кути Ейлера, то буде відбуватися поворот системи координат тіла по черзі на кути φ , θ , ψ . Існує декілька варіацій послідовності поворотів.

Для математичної моделі і симуляції використаємо послідовність 3-2-1:

1. поворот: кут ψ , відносно осі z .
2. поворот: кут θ , відносно осі y .
3. поворот: кут φ , відносно осі x .

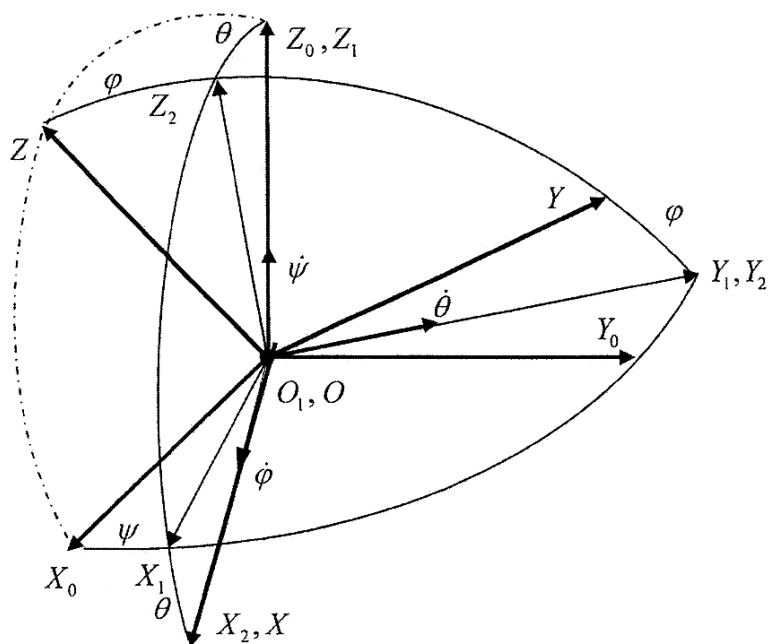


Рисунок 1.5.3.1. Кути Ейлера

$$\underline{e}^2 = \underline{A}_\varphi \underline{e}^{2'}, \quad \underline{e}^{2'} = \underline{A}_\theta \underline{e}^{2''}, \quad \underline{e}^{2''} = \underline{A}_\psi \underline{e}^1.$$

$$\underline{A}_\varphi = \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$\underline{A}_\theta = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix};$$

$$\underline{A}_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$\underline{A}_\psi = \begin{bmatrix} c_\psi c_\varphi - s_\psi c_\theta s_\varphi & s_\psi c_\varphi + c_\psi c_\theta s_\varphi & s_\theta s_\varphi \\ -c_\psi s_\varphi - s_\psi c_\theta c_\varphi & -s_\psi s_\varphi - c_\psi c_\theta c_\varphi & s_\theta c_\varphi \\ s_\psi c_\theta & -c_\psi s_\theta & c_\theta \end{bmatrix}.$$

Визначення кутів Ейлера за матрицею переходу:

$$\cos\theta = A_{33}^{21}; \quad \sin\theta = \sigma \sqrt{1 - \cos^2\theta};$$

$$\cos\psi = \frac{-A_{32}^{21}}{\sin\theta}; \quad \sin\psi = \frac{A_{31}^{21}}{\sin\theta}; \quad \sigma = \begin{bmatrix} +1 \\ -1 \end{bmatrix}.$$

$$\cos\varphi = \frac{A_{23}^{21}}{\sin\theta}; \quad \sin\varphi = \frac{A_{13}^{21}}{\sin\theta};$$

1.5.4 Метод Кватерніонів

Математичне визначення кватерніонів.

Кватерніон – це чотирьохвимірне гіперкомплексне число

$$q = q_0 + q_1\bar{i} + q_2\bar{j} + q_3\bar{k},$$

де q_0, q_1, q_2, q_3 - довільні скалярні числа, а $\bar{i}, \bar{j}, \bar{k}$ - кватерніонні одиниці.

$$i^2 = j^2 = k^2 = -1; ij = -ji = k;$$

$$jk = -kj = i; ki = -ik = j.$$

Спражений кватерніон: $\bar{q} = q_0 - q_1\bar{i} - q_2\bar{j} - q_3\bar{k}$,

Норма кватерніону: $|q| = \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2}$;

Інтенсивний кватерніон: $q^{-1} = \frac{\bar{q}}{|q|^2}$.

Добуток кватерніонів:

$$N_{2-3} = Q_{2-1} \circ M_{1-3} = R(Q)M;$$

$$R(Q) = \begin{bmatrix} q_0 & q_3 & -q_2 & q_1 \\ -q_3 & q_0 & q_1 & q_2 \\ -q_2 & -q_1 & q_0 & q_3 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 & q_0 \end{bmatrix};$$

Застосування кватерніонів для опису положення тіла в просторі.

Поворот тіла на кут K відносно осі орієнтації $\bar{r} *$ можна представити як нову вісь орієнтації:

$$\bar{r} = \Lambda \circ \bar{r} * \circ \bar{\Lambda},$$

де $\Lambda = \cos \frac{K}{2} + \bar{e} \sin \frac{K}{2}$, нормальний $\bar{e} \parallel \bar{r} *$.

Якщо тіло зробило кілька таких поворотів поспіль, то кінцева вісь орієнтації буде мати такий запис:

$$\bar{r} = \Lambda \circ \bar{r} * \circ \bar{\Lambda}, \text{ де } \Lambda = \Lambda_1 \circ \Lambda_2 \dots \circ \Lambda_n,$$

де Λ_n – відповідний кватерніон для одного n -того повороту.

Правила множення кватерніону на вектор: $\Lambda \circ \bar{r} * = \lambda_0 \bar{r} * + \bar{\lambda} \times \bar{r} *$.

Тут слід зазначити, що сам вектор, за визначенням, не залежить від системи координат, але він може мати різну форму при розкладі за координатами в різних базисах:

$$\bar{r}^{(1)} = \begin{bmatrix} r_{e1} \\ r_{e2} \\ r_{e3} \end{bmatrix}, \bar{r}^{(2)} = \begin{bmatrix} r_{i1} \\ r_{i2} \\ r_{i3} \end{bmatrix}, \text{ де } \bar{r}^{(1)} = \bar{r}^{(2)}, \text{ але } \begin{bmatrix} r_{e1} \\ r_{e2} \\ r_{e3} \end{bmatrix} \neq \begin{bmatrix} r_{i1} \\ r_{i2} \\ r_{i3} \end{bmatrix}.$$

Подібні правила застосовуються до кватерніона, оскільки він має векторну частину. Коли кватерніон множиться на вектор, обидва мають бути в однаковому базисі. Для цього використовується перехід:

$$M^{(1)} = \Lambda \circ M^{(2)} \circ \bar{\Lambda},$$

де Λ - кватерніон переходу з базису.

Перехід від матриці переходу до кватерніонів:

$$\underline{A}^{21} = \underline{E} + 2(\underline{q}\underline{q}^T - (1 - q_0^2)\underline{E}) + 2q_0\underline{\bar{q}};$$

$$\underline{A}^{21} = \begin{bmatrix} 2(q_0^2 + q_1^2) - 1 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_0^2 + q_2^2) - 1 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & 2(q_0^2 + q_3^2) - 1 \end{bmatrix};$$

$$q_0^2 = \frac{\text{Spur } \underline{A}^{21} + 1}{4};$$

$$q_i^2 = \frac{A_{ii}^{21}}{2} - \frac{\text{Spur } \underline{A}^{21} - 1}{4}, \quad i = 1, 2, 3.$$

У MathLab розроблена функція для перетворення кутів Ейлера в кватерніони та навпаки. Ця функція викликається для Simulink з бібліотеки Utilities/Axes Transformations.

1.5.5 Зв'язок кватерніонів з кутами Ейлера

З наведених вище рівнянь можна встановити такий зв'язок між кватерніонами та кутами Ейлера:

$$\begin{aligned}\varphi &= \operatorname{arctg} \left(\frac{2(q_2q_3 + q_3q_4)}{2(q_4^2 + q_3^2) - 1} \right); \\ \theta &= -\operatorname{arcsin} (2(q_1q_3 - q_4q_2)); \\ \psi &= \operatorname{arctg} \left(\frac{2(q_1q_2 + q_4q_3)}{2(q_4^2 + q_1^2) - 1} \right).\end{aligned}$$

Зворотній зв'язок буде мати такий вигляд:

$$\begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) - \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \end{pmatrix}.$$

1.6. Рівняння руху для нелінійної системи

Математична модель мікросупутника описується кінематичними і динамічними рівняннями руху. Динамічна залежність пов'язує момент, що діє на мікросупутник з кутовою швидкістю в інерціальній системі координат. Кінематика дозволяє інтегрувати кутову швидкість.

1.6.1 Запис рівнянь руху за допомогою кватерніонів

1.6.2 Динаміка

Оскільки побудова математичних моделей, синтез і тестування системи керування супутником, яка є сукупністю гнучких структур, є окремою складною та специфічною задачею, тому для даної роботи [13, 14, 18], гравітаційний стабілізатор (ГС) як об'єкт управління буде розглядатися як механічна система абсолютно твердих тіл, які складаються з корпусу мікросупутника, що обертається відносно корпусу панелей сонячних батарей (СБ) і трьох двигунів-маховиків (ДМ). Щоб визначити вісь обертання панелі СБ, рекомендується, щоб вона збігалася з віссю OY (зв'язана система координат) ССК. Положення панелі СБ визначається кутом α оберту зв'язаною з ним відповідною системою координат $OX_C Y_C Z_C$ відносно ЗСК, що продемонстровано на рисунку 1.6.2.1. Осі власних кінетичних моментів ДМ збігаються (з точністю, що відповідає малим кутовим похибкам установки) з відповідними осями ЗСК, їх центри мас близький до центру мас ГС.

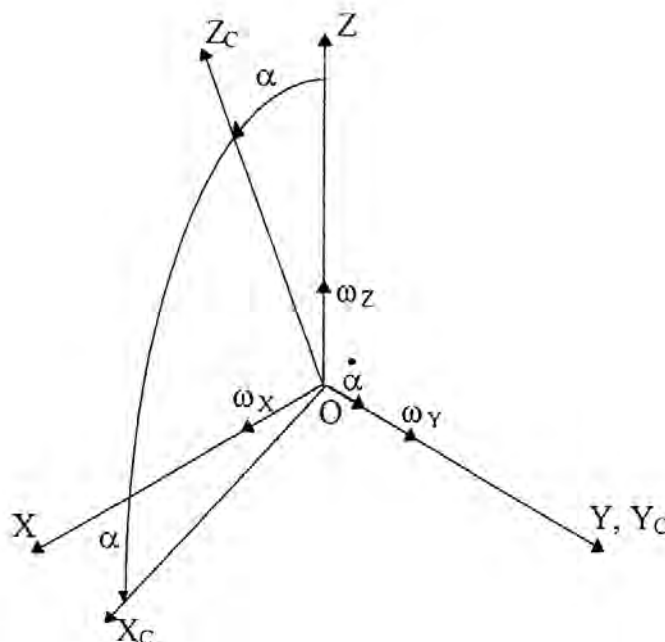


Рисунок 1.6.2.1. Положення панелі СБ, що задається кутом α оберту зв'язаної з ним системою координат $OX_C Y_C Z_C$ відносно ЗСК

Динамічне рівняння руху ГС відносно центру мас у ЗСК можна отримати за допомогою теореми про зміну моменту кількості руху механічної системи в осях обертання.

Рівняння динаміки являє собою рівняння моментів в системі координат управління:

$$\underbrace{I^c \dot{\Omega}_{ci}(t)}_{M=I\varepsilon} = - {}^c \dot{\Omega}_{ci}(t) \times I^c \dot{\Omega}_{ci}(t) + {}^c N_{ctrl}(t) + {}^c N_{gg}(t) + {}^c N_{dis}(t), \quad (1.6.2.1)$$

де вираз ${}^c \dot{\Omega}_{ci}(t) \times I^c \dot{\Omega}_{ci}(t)$ буде лише для системи координат управління, оскільки ця система повертається разом з об'єктом. Він був би відсутній в інерціальній системі координат.

Вектор ${}^c \dot{\Omega}_{ci}$ – кутова швидкість мікросупутника відносно Землі в системі координат управління.

Момент керування:

$${}^c N_{ctrl}(t) = {}^c m(t) \times {}^c B(t) \quad (1.6.2.2)$$

де ${}^c m(t)$ - магнітний момент

$B(t)$ - магнітне поле Землі (що вимірюється мігнітометром)

I - момент інерції

Момент гравітаційного моменту:

$${}^c N_{gg}(t) = \frac{3\mu}{R_{cm}^3} ({}^c R_{cm} \times I^c R_{cm}) \quad (1.6.2.3)$$

μ – гравітаційна константа Землі

${}^c R_{cm}$ – вектор від центру Землі до гравітаційного центру супутника

${}^c N_{dis}(t)$ – похибка від зовнішніх збурень

При врахуванні похибки, що виникає внаслідок неспівпадіння системи управління та системи координат об'єкта, враховуватиметься загальна закономірність щодо зміни моменту кількості руху:

$$\frac{\tilde{d}}{dt} K_{\Sigma} + \omega \times K_{\Sigma} = M_{BH}, \quad (1.6.2.4)$$

де $K_{\Sigma} = K_K + K_{CB} + H$ – сумарний момент кількості руху систем;

ω – вектор абсолютної кутової швидкості;

M_{BH} – головний вектор моменту зовнішніх сил, що діють на ГС;

$K_K = I_K \omega$, $K_{CB} = I_{CB}(\omega + \frac{d\alpha}{dt})$ – моменти кількості руху відповідно корпусу гравітаційного стабілізатора і панелей сонячних батарей;

H – сумарний вектор кінетичного моменту трьох двигунів-маховиків;

I_K – тензор інерції корпусу ГС, в тому числі і ДМ, відносно осей СКК;

I_{CB} – тензор інерції панелей СБ відносно зв'язаної системи координат

$OX_C Y_C Z_C$, $\frac{d\alpha}{dt}$ – вектор кутової швидкості обертання панелей СБ відносно корпусу гравітаційного стабілізатора.

Елементи тензорів інерції I_K та I_{CB} , здебільшого константи, вони визначаються конкретною конструктивно-компонувальною схемою ГС та складом бортового обладнання. Для більшості телекомунікаційних ГС, якщо враховувати симетрію панелей СБ, задані тензори можна прийняти у такому вигляді:

$$I_K = \begin{vmatrix} I_{XXK} & -I_{XYK} & -I_{XZK} \\ -I_{XYK} & I_{YYK} & -I_{YZK} \\ -I_{XZK} & -I_{YZK} & I_{ZZK} \end{vmatrix}, I_{CB} = \begin{vmatrix} I_{XXCB} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YYCB} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZCB} \end{vmatrix} \quad (1.6.2.5)$$

Після підстановки у (1.6.2.3) вираз відповідних складових буде мати наступне векторне рівняння, яке описує динаміку кутового руху ГС.

I – тензор інерції ГС виду:

$$\bar{I} = \begin{vmatrix} I_{XX} & -I_{XY} & -I_{XZ} \\ -I_{XY} & I_{YY} & -I_{YZ} \\ -I_{XZ} & -I_{YZ} & I_{ZZ} \end{vmatrix}, \quad (1.6.2.6)$$

Дані елементи визначаються співвідношенням:

$$I_{XX} = I_{XXK} + I_{XXCB} + (I_{ZZCB} - I_{XXCB})\sin^2 \alpha,$$

$$I_{YY} = I_{YYK} + I_{YYCB},$$

$$I_{XX} = I_{ZZK} + I_{ZZCB} - (I_{ZZCB} - I_{XXCB})\sin^2 \alpha,$$

$$I_{XY} = I_{XYK},$$

$$I_{XZ} = I_{XZK} - \frac{1}{2}(I_{ZZCB} - I_{XXCB})\sin 2\alpha,$$

$$I_{YZ} = I_{YZK}.$$

Зрозуміло, що в загальному випадку рівняння динаміки ГС (1.6.2.5) не є стаціонарним, оскільки елементи тензора інерції змінюються в часі під час обертання панелей СБ. Сумою таких складових визначається головний вектор моменту зовнішніх збурень, що діють на гравітаційний стабілізатор.

1.6.3 Кінематика

Кінематика об'єкта описує положення тіла у просторі, її можна отримати через інтегрування кутової швидкості:

$$\dot{\Lambda} = - {}^c\Omega_{co} \times \Lambda, \quad (1.6.3.1)$$

де матриця ${}^c\tilde{\Omega}_{co} = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 & \Omega_1 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 & \Omega_2 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 & \Omega_3 \\ \Omega_1 & \Omega_2 & \Omega_3 & 0 \end{bmatrix}$ буде використана для

обчислення виразу $\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} {}^c\tilde{\Omega}_{co} \times \Lambda$.

Для визначення значення вектора ${}^c\tilde{\Omega}_{co}$ при довільному русі твердого тіла розглянемо два нескінченно близьких положення зв'язаного з тілом базису $OE(t_0)$ і $OE(t_0+dt)$. Виходячи з теореми Ейлера, базис $OE(t_0+dt)$ отримується з базису $OE(t_0)$ нескінченно малим поворотом навколо осі \vec{e} , яка проходить через точку O на нескінченно малий кут α . Цей поворот задається кватерніоном $\delta\Lambda = \cos \frac{\alpha}{2} + \vec{e} \cdot \sin \frac{\alpha}{2}$, а для $\Lambda(t)$ одержимо $\Lambda(t) = \delta\Lambda \circ \Lambda(t_0)$.

Відповідно до визначення кутової швидкості $2\dot{\Lambda} \circ \tilde{\Lambda} = \bar{\omega}$:

$$\bar{\omega} = 2(\delta\dot{\Lambda}) \circ (\delta\tilde{\Lambda}) = \vec{e} \cdot \dot{\alpha} + \underbrace{\vec{e} \cdot \sin \frac{\alpha}{2} \left(\cos \frac{\alpha}{2} - \vec{e} \cdot \sin \frac{\alpha}{2} \right)}_{\rightarrow 0}.$$

Звідси випливає, що кутова швидкість напрямлена вздовж осі нескінченно малого повороту тіла, а за модулем дорівнює похідній за часом від кута нескінченно малого повороту тіла.

1.6.4 Запис рівнянь руху за допомогою кутів Ейлера

Рівняння руху також можна записати за допомогою кутів Ейлера.

Головний вектор H кінетичного моменту трьох ДМ з урахуванням малості похибок початкового позиціонування осей їх кінетичних моментів порівняно з відповідними осями зв'язаної системи координат (ЗСК) гравітаційного стабілізатора (ГС) визначається за допомогою векторно-матричного співвідношення:

$$\begin{pmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & -\rho_{Ky} \cos \chi_{Ky} & \rho_{Kz} \sin \chi_{Kz} \\ \rho_{Kx} \sin \chi_{Kx} & 1 & -\rho_{Kz} \cos \chi_{Kz} \\ -\rho_{Kx} \cos \chi_{Kx} & \rho_{Ky} \sin \chi_{Ky} & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} H_{Kx} \\ H_{Ky} \\ H_{Kz} \end{pmatrix} \quad (1.6.4.1)$$

де H_x, H_y, H_z - проєкції загального вектору H кінетичного моменту трьох ДМ на осі ЗСК;

H_{Kj} - кінетичний момент ДМ, який встановлений по осі j ЗСК ($j = x, y, z$);

ρ_{Kj}, χ_{Kj} - кути, що визначають відповідну малу величину (похибка установки ДМ, $\rho_{Kj} \ll 1$) та напрямок відхилення осі кінетичного моменту j -го ДМ H_{Kj} від осі j зв'язаної системи координат, як показано на рисунку 1.6.4.1. для крену ДМ, що встановлений по осі ОХ ЗСК.

Крім малості кутів ψ, ϑ, ϕ і кутових швидкостей $\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\phi}$ відхилення гравітаційного стабілізатора (ГС) від орбітальної системи координат (ОСК), а також враховуючи те, що на практиці при компонуванні ГС, щоб зменшити збурюючі моменти намагаються забезпечити малі значення відцентрових моментів інерції в порівнянні з осями зв'язаної системи координат (ЗСК), дані осі можна з достатньою точністю розглядати як головні центральні, можна одержати наступну систему лінеаризованих скалярних рівнянь, які описують динаміку руху гравітаційного стабілізатора навколо його центра мас:

$$\begin{aligned}
I_{XX} \cdot \ddot{\psi} + (I_{XX} - I_{YY} + I_{ZZ}) \cdot \dot{\varphi} \cdot \Omega_0 - (I_{ZZ} - I_{YY}) \cdot \psi \cdot \Omega_0^2 &= \\
= M_{BX} - \dot{H}_X + (\dot{\varphi} - \Omega_0 \cdot \psi) \cdot H_Y - (\dot{\vartheta} - \Omega_0) \cdot H_Z, \\
I_{YY} \cdot \ddot{\vartheta} = M_{BY} - \dot{H}_Y + (\dot{\varphi} - \Omega_0 \cdot \psi) \cdot H_X - (\dot{\psi} - \Omega_0 \cdot \varphi) \cdot H_Z, & \quad (1.6.4.2) \\
I_{ZZ} \cdot \ddot{\varphi} + (I_{YY} - I_{XX} - I_{ZZ}) \cdot \dot{\psi} \cdot \Omega_0 - (I_{YY} - I_{XX}) \cdot \varphi \cdot \Omega_0^2 &= \\
= M_{BZ} - \dot{H}_Z - (\dot{\psi} - \Omega_0 \cdot \varphi) \cdot H_Y + (\dot{\vartheta} + \Omega_0) \cdot H_X.
\end{aligned}$$

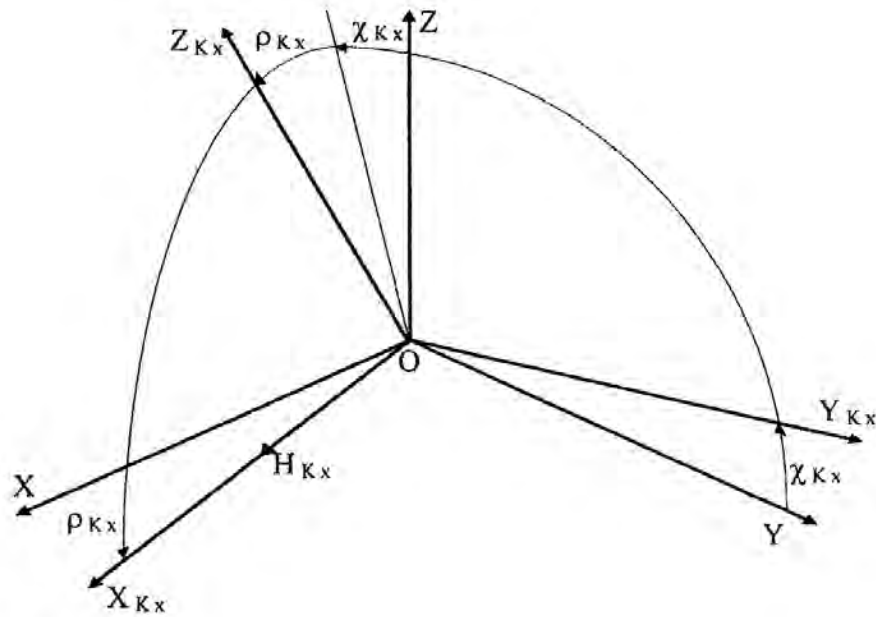


Рисунок 1.6.4.1. Кінематичні моменти

1.7 Навколишнє середовище

1.7.1 Збурення, які діють на МС

Під час проектування систем орієнтації та стабілізації необхідно знати значення всіх моментів, які діють на космічний апарат. Однак, точна доступна інформація про збурюючі моменти не завжди доступна і є в навності. [16]

Збурюючі моменти виникають в результаті багатьох факторів.

Основні джерела збурюючих моментів [16]:

- 1) аеродинамічний опір;
- 2) магнітне поле;
- 3) сонячний тиск;
- 4) гравітаційні поля Землі та небесних тіл;
- 5) переміщення мас усередині космічного апарату;
- 6) нерівномірне обертання опорної системи координат (орбіта еліпсоїда);
- 7) температурні деформації елементів конструкції системи орієнтації та стабілізації;
- 8) неточності у виготовленні системи орієнтації та стабілізації тощо.

У результаті взаємодії КА з навколишніми гравітаційним та магнітним полями, сонячним тиском та атмосферою виникає велика кількість зовнішніх збурюючих моментів.

Магнітні збурення. Рухаючись по орбіті, штучні мікросупутники взаємодіють з магнітним полем планети (якщо воно є). Ця взаємодія визначає момент магнітного збурення, що залежить від величини магнітного поля створеного космічним апаратом (КА), швидкості обертання апарату та напруженості магнітного поля планети в місці розташування КА. Момент сил M , який виникає в результаті взаємодії зовнішнього магнітного поля з напруженістю H та власним магнітним полем тіла, що має магнітний момент P_m , буде визначатися векторним добутком $M = [P_m, H]$.

Однією з причин появи магнітного моменту є наявність струмових систем на мікросупутнику та наявність постійних магнітів у приладах. Ще однією причиною появи магнітного поля є намагнічування оболонки мікросупутника магнітним полем Землі.

Вибираючи конструкцію апарату, прагнуть суттєво зменшити вплив електромагнітного збурюючого моменту або, по можливості, використовувати його для керування.

1.7.2 Симулювання навколишнього середовища

Симуляційна модель. Середовище Matlab/Simulink буде використано для симулювання системи положення тіла.

1.7.3 Модель магнітного поля

При управлінні положення об'єкта за допомогою магнітних котушок використовуємо інформацію про поточний вектор магнітного поля, його похідну. Якщо відомий власний диполь супутника, то можна розрахувати значення відповідного моменту похибки. Для розрахунку цього моменту використовуємо найточнішу модель магнітного поля – модель IGRF X покоління міжнародної асоціації геомагнетизму та астрономії (IAGA) [17].

На графіку нижче (рисунок 1.7.3.1) показано зміну вектора магнітної індукції в орбітальній системі координат, інерційній системі координат і в системі координат управління (керування) для нелінійної та лінійної моделей. У цьому моделюванні початковими умовами були прийняті: відсутність попередніх відхилень та високоточний алгоритм управління. У результаті ми бачимо збіг для нелінійної моделі індукції в орбітальній системі координат та в системі координат управління. Система координат управління лінійної моделі містить похибку в результаті лінеаризації.

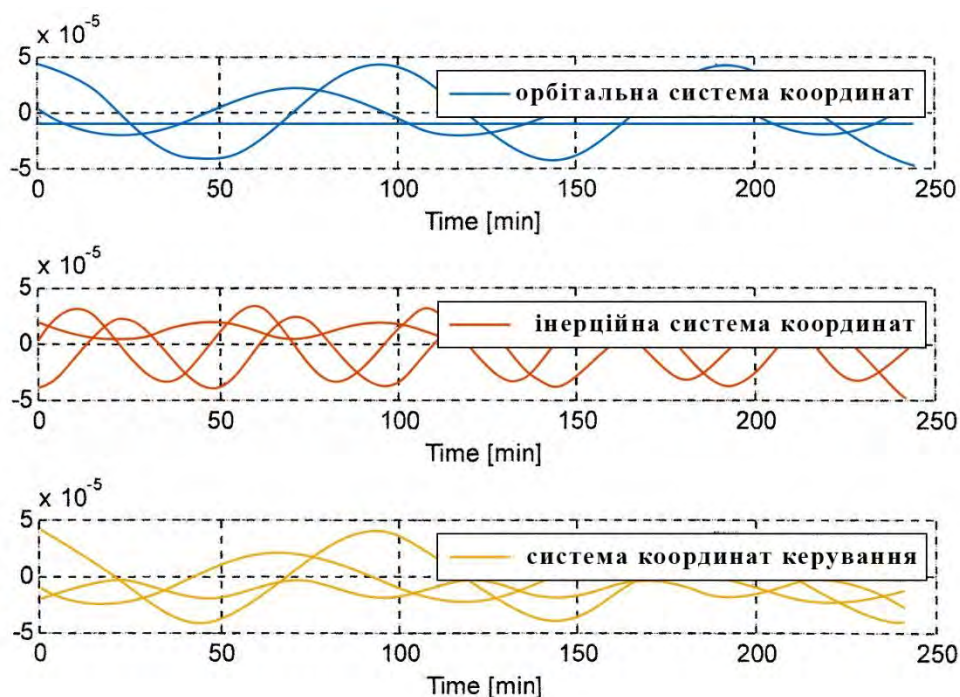


Рисунок 1.7.3.1 Магнітне поле в трьох системах координат

1.7.4 Моменти зовнішніх збурень

Оцінка очікуваних моментів збурення проводиться відповідно до обмежень. Результати занесені в таблицю 1.7.4.1.

Таблиця 1.7.4.1 - Причини моментів збурення

Причини моментів збурення	Величини Нм	Примітки
Гравітаційний градієнт	$1,1 \times 10^{-6}$	45°
Залишки атмосфери	$8,4 \times 10^{-6}$	Нормаль панелі в напрямку руху
Тиск від сонячного випромінювання	$1,1 \times 10^{-6}$	Нормаль панелі, що напрямлена до Сонця
Момент магнітного диполя	$7,1 \times 10^{-5}$	Диполь – $1,5 \text{ А} \cdot \text{м}^2$

1.7.5 Орбіта

З огляду на те, що Flying Laptop запускається основним корисним навантаженням, то кінцева орбіта у заданий момент часу невідома. Для моделювання використовується ідеалізована модель.

Таблиця 1.7.5.1 - Параметри орбіти

Параметр	Величина
Час проходження однієї орбіти	94,62 хв
Радіус Землі	6371,132 е3 м
Параметри еліптичної орбіти	6371,132+600 е3 м
Ексцентриситет	0 м
Кількість орбіт за симуляцію	2,5 разів

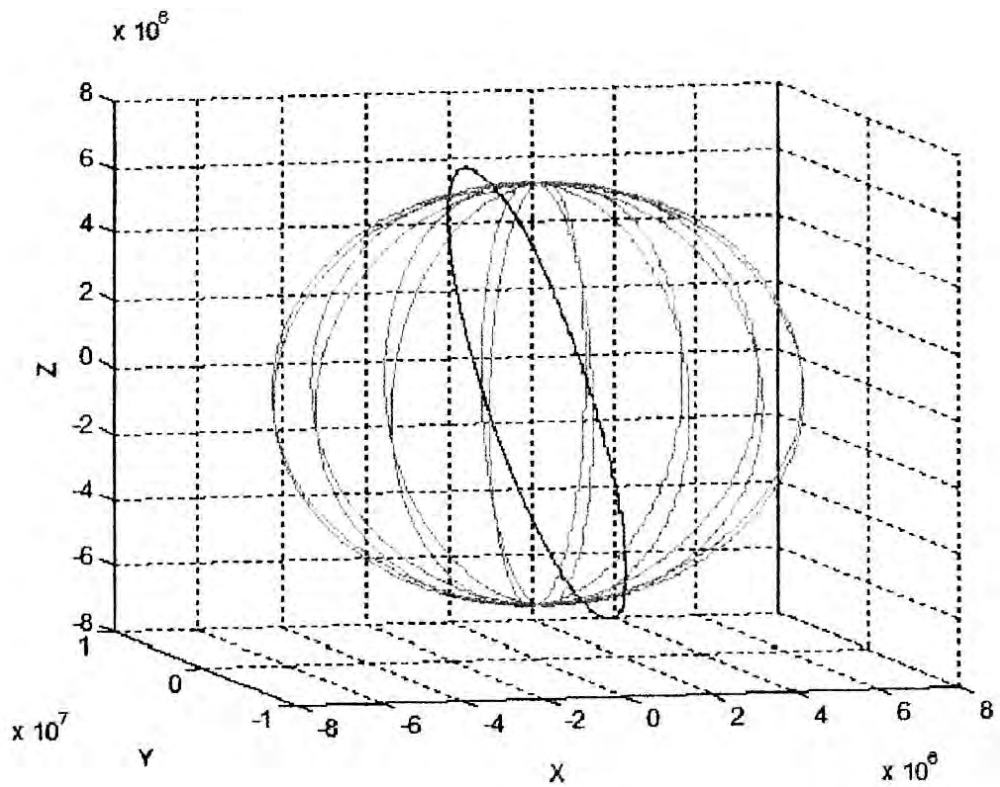


Рисунок 1.7.5.1. Симульована орбіта

1.7.6 Матриця моментів інерції

Значення взяті близькі до значень малого супутника (рисунок 1.7.6.1).

$$I = \begin{bmatrix} 211 & 0 & 0 \\ 0 & 2730 & 0 \\ 0 & 0 & 2650 \end{bmatrix}.$$



Рисунок 1.7.6.1. Малий супутник

1.8. Алгоритми формування моменту управління МС для виконання завдання позиціонування та розробка регулятора

СХЕМА ПРОВЕДЕННЯ ЗЙОМКИ

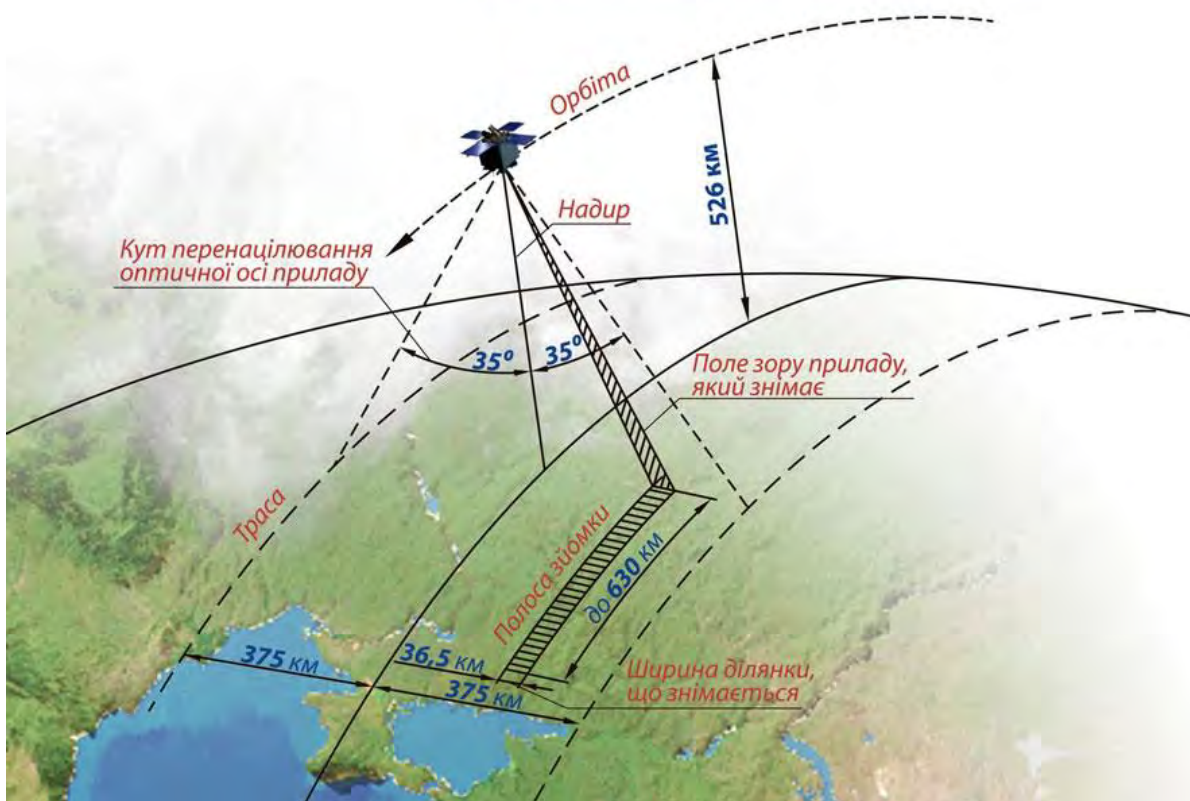


Рисунок 1.8.1. Орієнтація мікросупутника в надир

Завдання

Мікросупутник повинен зайняти відповідне положення на орбіті таким чином, щоб належним чином відображати поверхню Землі. Тут потрібна висока точність позиціонування. Кут нахилу до нормалі повинен бути 0° і 60° , а відхилення - в межах $\pm 3^\circ$.

Прийняті вихідні дані для розробки системи орієнтації та стабілізації:

- 1) Тип орбіти функціонування взято сонячно-синхронний, в діапазоні висот орбіт 500-800 км;
- 2) Вимоги до точності орієнтації - точність орієнтації в надир у штатному режимі (ШР) роботи не гірше 3° ;
- 3) Вимоги до точності кутової швидкості стабілізації - точність стабілізації у черговому і ШР роботи не може бути гірше $0,01^\circ/\text{с}$;

4) Максимальний магнітний момент, що створює магнітна котушка, становить $3 \text{ А} \cdot \text{м}^2$;

5) В робочому режимі ТД (розкрученому) забезпечує кінетичний момент $0,05 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$;

6) Час розкручування ТД складає 1000 с , при цьому необхідно враховувати, що в процесі розкручування діє реактивний момент $10^{-4} \text{ Н} \cdot \text{м}$;

7) Автономне визначення орієнтації відносно Землі.

СОС (система орієнтації та стабілізації) має забезпечити:

- гасіння кутових швидкостей, що отримує мікросупутник при його відділенні від носія;

- початкову (вихідну) орієнтацію МС;

- орієнтація і стабілізація МС в ОСК по заданій точності;

- визначення орієнтації МС відносно ОСК на кожному етапі польоту.

Для мікросупутника, що розробляється, будемо вважати, що його кутові швидкості після відділення від носія задовольняють необхідну умову:

$$|\omega_0| \leq 10^\circ / \text{с}.$$

1.9 Лінійно-квадратичні регулятори

Як зазначалося вище, значної популярності набули алгоритми енергетичних та лінійно-квадратичних (ЛК) регуляторів для формування керуючого моменту магнітними котушками [9, 18, 19].

Надалі розглянемо доступність керування кутів орієнтації та кутових швидкостей, тобто будемо вважати, що на борту мікросупутника встановлені позиційні датчики та тривісний датчик кутової швидкості.

Алгоритм *енергетичного регулятора*, що забезпечує асимптотичну стійкість мікросупутника в орбітальній системі координат (ОСК), буде мати такий вигляд:

Лінеаризація математичної моделі мікросупутника.

Розглянемо спрощену модель:

$$I {}^c \dot{\Omega}_{ci}(t) = - {}^c \Omega_{ci}(t) \times I {}^c \Omega_{ci}(t) + {}^b B \times m;$$

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} {}^c \Omega_{co} \Lambda.$$

Лінеаризувати модель доцільно навколо стану спокою, коли система координат супутника збігається з системою координат орбіти. Тобто мікросупутник буде рухатися точно по орбіті і допускати невеликі відхилення. Для цього найзручніше розглянути рівняння руху для відношення систем управління та орбіти. Динамічне рівняння набуває заданого вигляду тільки в тому випадку, якщо система керування пов'язана з інерціальною системою.

Всі значення слід враховувати в базисі системи управління:

$${}^c \Omega_{ci} = {}^c \Omega_{co} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ \omega_0 \\ 0 \end{bmatrix}}_{{}^c \Omega_{oi=const}}, \quad {}^c \dot{\Omega}_{ci} = {}^c \dot{\Omega}_{co}.$$

Далі підставляємо цей вираз у рівняння:

$$I {}^c \dot{\Omega}_{ci}(t) = - ({}^c \Omega_{ci}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_0 \\ 0 \end{bmatrix}) \times I ({}^c \Omega_{ci}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_0 \\ 0 \end{bmatrix}) + {}^b B \times m.$$

З перетворень одержуємо:

$${}^c \dot{\Omega}_{co}(t) = \begin{bmatrix} \frac{I_z - I_y}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{I_x - I_z}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{I_y - I_x}{I_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_{co3} & -\Omega_{co2} - \omega_0 \\ -\Omega_{co3} & 0 & -\Omega_{co1} \\ -\Omega_{co2} - \omega_0 & -\Omega_{co1} & 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} \delta\Omega_{co1} \\ \delta\Omega_{co2} \\ \delta\Omega_{co3} \end{matrix} \Bigg|_{\substack{\Omega_{co1}=0 \\ \Omega_{co2}=0 \\ \Omega_{co3}=0}},$$

$${}^c \dot{\Omega}_{co}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -2\omega_0 \frac{I_z - I_y}{I_x} \\ 0 & 0 & 0 \\ -2\omega_0 \frac{I_y - I_x}{I_z} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\Omega_{co1} \\ \delta\Omega_{co2} \\ \delta\Omega_{co3} \end{bmatrix}.$$

Кінематичне рівняння лінеаруємо відносно стану спокою:

$$\frac{d}{dx} \Lambda = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_{co3} & \Omega_{co2} & \Omega_{co1} \\ \Omega_{co3} & 0 & -\Omega_{co1} & \Omega_{co2} \\ -\Omega_{co2} & \Omega_{co1} & 0 & \Omega_{co3} \\ \Omega_{co1} & \Omega_{co2} & \Omega_{co3} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix},$$

$$\frac{d}{dx} \Lambda = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\Omega_{co1} \\ \delta\Omega_{co2} \\ \delta\Omega_{co3} \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_{co3} & \Omega_{co2} & \Omega_{co1} \\ \Omega_{co3} & 0 & -\Omega_{co1} & \Omega_{co2} \\ -\Omega_{co2} & \Omega_{co1} & 0 & \Omega_{co3} \\ \Omega_{co1} & \Omega_{co2} & \Omega_{co3} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta q_1 \\ \delta q_2 \\ \delta q_3 \\ \delta q_4 \end{bmatrix},$$

$$\mu^B = \beta \omega_{B0}^B \times B^B + \alpha \varepsilon \times B^B, \quad (1.9.1)$$

де μ^B - магнітний момент котушок, α, β - константи, що уточнюються при побудові СОС.

Показано, що формулювання (побудова) алгоритму для магнітних котушок мікросупутника відповідно до виразу (1.9.1) дає від'ємну напіввизначеність похідної функції Ляпунова, яка в свою чергу передбачає асимптотичну стійкість магнітної системи орієнтації і стабілізації (СОС).

Функція Ляпунова подається у вигляді $V = E_{kin} + E_{pot}$, де E_{kin} та E_{pot} - відповідно кінетична і потенціальна енергія системи, а її похідна буде мати такий вигляд $\dot{V} = (\omega_{B0}^B)^T \tau_m^B$.

Перевага алгоритму (1.9.1), окрім його простоти, полягає в тому, що завдяки сталості енергетичного рівня системи за вимкнених приводів ($\dot{V} = 0 \Rightarrow V \equiv const$) його можна відімкнути без впливу на стійкість системи стабілізації мікросупутника.

Тепер розглянемо *лінійно-квадратичний (ЛК) регулятор*. Щоб використовувати його, рівняння руху потрібно записати в просторі станів. Зробимо заміну змінних:

$$\mu^B = \frac{\tilde{\mu}^B \times B^B}{\|B^B\|},$$

де $\tilde{\mu}^B = (\mu_x, \mu_y, \mu_z)^T$ - новий вектор управління. Замінна змінних таким способом забезпечує ортогональність векторів μ^B і B^B за будь-якого напрямку вектора $\tilde{\mu}^B$. У випадку малих кутових швидкостей вектор ω_{BI}^B абсолютної кутової швидкості МС можна записати спрощено. Також з урахуванням того, що при малих кутах повороту можна прийняти $B^O \approx B^B$.

$$\begin{aligned}\ddot{\varepsilon}_1 &= (1 - k_x)\omega_0\dot{\varepsilon}_3 - 4k_x\omega_0^2\varepsilon_1 \\ &\quad + \frac{1}{2I_x\|B^O\|} \left[-\left((B_y^O)^2 + (B_z^O)^2\right)\tilde{\mu}_x + B_x^O B_y^O \tilde{\mu}_y + B_x^O B_z^O \tilde{\mu}_z \right], \\ \ddot{\varepsilon}_2 &= -3k_y\omega_0^2\varepsilon_2 + \frac{1}{2I_y\|B^O\|} \left[B_x^O B_y^O \tilde{\mu}_x - \left((B_x^O)^2 + (B_z^O)^2\right)\tilde{\mu}_y + B_y^O B_z^O \tilde{\mu}_z \right], \quad (1.9.2) \\ \ddot{\varepsilon}_3 &= -(1 - k_z)\omega_0\dot{\varepsilon}_1 - k_z\omega_0^2\varepsilon_3 \\ &\quad + \frac{1}{2I_z\|B^O\|} \left[B_x^O B_z^O \tilde{\mu}_x + B_y^O B_z^O \tilde{\mu}_y - \left((B_x^O)^2 + (B_y^O)^2\right)\tilde{\mu}_z \right].\end{aligned}$$

Увівши вектор стану $x = (\varepsilon_1, \dot{\varepsilon}_1, \varepsilon_2, \dot{\varepsilon}_2, \varepsilon_3, \dot{\varepsilon}_3)^T$ та вектор моменту управління $u = (\tilde{\mu}_x, \tilde{\mu}_y, \tilde{\mu}_z)^T$, рівняння (1.9.2) записуємо в просторі станів:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B(t)u(t) \quad (1.9.3)$$

Слід зазначити, що серед значної кількості робіт з магнітного управління МС мало уваги приділено дослідженню дискретних аналогів неперервних законів управління, оскільки на практиці всі алгоритми реалізуються саме в дискретному вигляді. Враховуючи цю обставину, при використанні ЛК регулятора враховуємо цифровий алгоритм управління МС.

Припускаючи, що у контурі управління використовується екстраполятор нульового порядку, рівняння (1.9.3) можна записати в різницевій формі в просторі станів у наступному вигляді:

$$x[(n+1)T_s] = e^{AT_s}x[nT_s] + \int_{nT_s}^{(n+1)T_s} e^{A((n+1)T_s-\tau)} B(\tau) d\tau u[nT_s] \quad (1.9.4)$$

Враховуючи структуру матриці A та те, що елементи матриці $B(t)$ за період дискретизації T_s змінюються несуттєво, систему (1.9.2) можна записати у значно спрощеному вигляді:

$$x[(n+1)T_s] = \Phi x[nT_s] + \Gamma[nT_s]u[nT_s], \quad (1.9.5)$$

де $\Phi = I + AT_s + \frac{A^2 T_s^2}{2}$, $\Gamma[nT_s] = T_s \left(I + \frac{AT_s}{2} \right) B[nT_s]$. Надалі з метою спрощення запису період дискретизації T_s у формулах буде опускатися.

Тому необхідно синтезувати закон зворотного зв'язку для отриманої моделі руху МС в ОСК, щоб досягти максимальної точності стабілізації мікросупутника при заданому рівні діючих на нього збурень.

Стратегія ЛК-керування мікросупутником базується на використанні його лінеаризованої моделі (1.9.5), також визначенні цільової функції, яка мінімізується, та розрахунку оптимального матричного коефіцієнту зворотного зв'язку.

Цільова функція при дискретному ЛК-керуванні має такий вигляд:

$$J(u_n) = \sum_{n=0}^{\infty} [\tilde{x}_n^T Q \tilde{x}_n + u_n^T R u_n], \quad (1.9.6)$$

де $\tilde{x}_n = x_n - r_n$, r_n - опорна траєкторія, Q, R - вагові матриці.

Дискретне ЛК-керування мікросупутником реалізується при формуванні зворотного зв'язку за виразом:

$$u_n = -K_n \tilde{x}_n, \quad (1.9.7)$$

$$P_n = \Phi^T P_{n+1} \Phi - \Phi^T P_{n+1} \Gamma_n [\Gamma_n^T P_{n+1} \Gamma_n + R]^{-1} \Gamma_n^T P_{n+1} \Phi + Q,$$

де $K_n = [\Gamma_n^T P_{n+1} \Gamma_n + R]^{-1} \Gamma_n^T P_{n+1} \Phi$ - оптимальний матричний коефіцієнт зворотного зв'язку, матриці Φ, Γ_n з виразу (1.9.7), $R = \text{diag}(r_i)$, $i = 1..3$ - вагова матриця, що визначає штраф на керування, $Q = \text{diag}(q_i)$, $i = 1..6$ - вагова матриця, що визначає штраф на похибку стабілізації r_i та q_i - скаляри, що задаються при проектуванні закону керування.

1.10. Навігаційний алгоритм

Сенсор сонця і фотооптичний гіроскоп надають інформацію про інерційну систему так, що точки інерції, отримані в результаті трансформування координат об'єкта, у жодному разі не потребують додаткової інформації про положення об'єкта [20]. З іншого боку, точки Надиру потребують інформацію про положення супутника відносно Землі, яку можуть надати лише приймачі GPS. Мета навігаційних алгоритмів полягає в тому, щоб отримати інформацію від приймачів GPS, сонячних датчиків та гіроскопів спочатку у спільній (загальній) системі координат, для того, щоб потім визначити положення та швидкість для системи, у котрій буде зручніше реалізувати управління.

Перехід від земної інерційної і земної центрованої системи координат.

Для спрощення припустимо, що різниця лише в добовому обертанні Землі. Крім обертання Землі Θ , в якості додаткових факторів враховуються прецесія P і нутація N Землі, а також переміщення полюса Π .

Повна матриця трансформації має такий вигляд:

$$T_{FI} = \Theta P N \Pi.$$

Дана матриця перетворює координати з міжнародної небесної системи координат (ICRS) в міжнародну земну систему координат (ITRS).

Обертання Землі Θ

Тому через розгляд матриць переходу P , N та Π , загальний кут, що описує положення між Грінвіцьким меридіаном і точкою весняного рівнодення:

$$G_{MST} = G_{MST,200} + \omega_e \cdot 86300 \cdot (t + 0,5) \text{ rad},$$

$$\text{де } G_{MST,200} = 1,74376726423061 \text{ rad}.$$

$\omega_e = 0,000729231586531 \text{ rad}$ кутова швидкість обертання Землі.

Матриця переходу Θ виглядає наступним чином:

$$\Theta = \begin{pmatrix} \cos(\Theta_{GMST}) & \sin(\Theta_{GMST}) & 0 \\ -\sin(\Theta_{GMST}) & \cos(\Theta_{GMST}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

1.10.1 Прецесія Р

Основним фактором прецесійного руху є гравітаційне притягання Землі та Місяця. Для початку розглянемо вплив сонячного тяжіння.

Вісь обертання Землі нахилена відносно екліптики на величину $23,5^\circ$. Внаслідок сплюснення еліпсоїда вздовж полюсів і нерівномірного розподілу мас виникає момент обертання. У результаті вісь обертання переміщується перпендикулярно до осі екліптики за синусоїдальним законом. Це показано на рисунку 1.7.1.

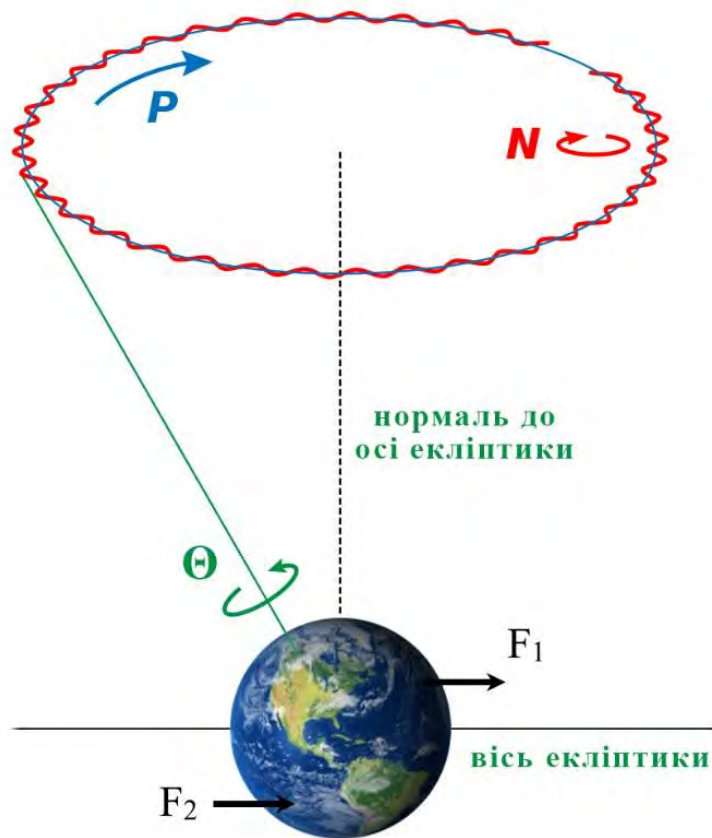


Рисунок 1.10.1.1. Прецесія

Математичний опис матриці прецесії Р:

$$P = \begin{pmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} \\ p_{21} & p_{22} & p_{23} \\ p_{31} & p_{32} & p_{33} \end{pmatrix},$$

де елемент p_{ij} відповідно:

$$p_{11} = -\sin(z) \sin(\xi) + \cos(z) \cos(\theta) \cos(\xi),$$

$$\begin{aligned}
p_{21} &= \cos(z) \sin(\xi) + \sin(z) \cos(\theta) \cos(\xi), \\
p_{31} &= \sin(\theta) \cos(\xi), \\
p_{12} &= -\sin(z) \cos(\xi) - \cos(z) \cos(\theta) \sin(\xi), \\
p_{22} &= -\sin(z) \cos(\xi) - \cos(z) \cos(\theta) \sin(\xi), \\
p_{32} &= -\sin(\theta) \sin(\xi), \\
p_{13} &= -\cos(z) \sin(\theta), \\
p_{23} &= -\sin(z) \cos(\theta), \\
p_{33} &= \cos(\theta).
\end{aligned}$$

Кути повороту ξ, θ, z характеризують положення середнього екватора в точці весняного рівнодення для часу відліку T . Значення кутів визначається за такими формулами:

$$\begin{aligned}
\xi &= 2306,3182''T + 0,30287''T^2 + 0,017897''T^3; \\
\theta &= 2004,3205''T - 0,42764''T^2 - 0,042834''T^3; \\
z &= \xi + 0,79381''T^2 + 0,000216''T^3.
\end{aligned}$$

де час $T = \frac{TT-2452345}{36525}$, TT - різниця, що вимірюється відносно юліанського віку Землі.

1.10.3 Нутація N

Нутаційне переміщення Землі за своїм фізичним змістом це прецесійне переміщення. Нутаційне переміщення складається з коливань малих періодичних сил тяжіння Землі та Місяця, які призводять до зміни кута прецесії.

Нутаційний рух викликає періодичне зміщення точки весняного рівнодення $\Delta\psi$ і зміну відхилення екліптики $\Delta\varepsilon$.

Представлення орбіти Місяця:

$$\begin{aligned}
\Delta\psi &= \sum_{i=1}^{106} (\Delta\psi)_i \sin(\varphi_i), \\
\Delta\varepsilon &= \sum_{i=1}^{106} (\Delta\varepsilon)_i \cos(\varphi_i).
\end{aligned}$$

Аргумент тригонометричної функції:

$$\varphi_i = p_{1,i}l + p_{p,i}l' + p_{F,i}F + p_{D,i}D + p_{\Omega,i}\Omega,$$

де l, l' середні аномалії відповідно Місяця та Сонця,

F – середня відстань між Місяцем та розглянутим вузлом,

D – різниця в довжині вузлів Сонця та Місяця,

Ω – аргумент зростання вузла Місяця,

$$l = 134^{\circ}67'46,743'' + 478298^{\circ}02,643''T + 31,312''T^2 + 0,065''T^3,$$

$$l' = 357^{\circ}32'137,824'' + 35988^{\circ}03'01,234''T - 0,587''T^2 - 0,013''T^3,$$

$$F = 93^{\circ}16'18,879'' + 483402^{\circ}01'04,136''T - 13,268''T^2 + 0,012''T^3,$$

$$D = 297^{\circ}52'102,308'' + 445367^{\circ}06'42,348''T - 6,893''T^2 + 0,018''T^3,$$

$$\Omega = 125^{\circ}02'41,282'' - 1934^{\circ}08'13,538''T + 7,467''T^2 + 0,007''T^3.$$

Матриця нутації N , що описує перетворення від виміряного значення екватора та точки весняного сонцестояння до фактичного значення екватора та точки весняного сонцестояння, може бути представлена таким чином:

$$N = \begin{pmatrix} n_{11} & n_{12} & n_{13} \\ n_{21} & n_{22} & n_{23} \\ n_{31} & n_{32} & n_{33} \end{pmatrix},$$

де елемент n_{ij} відповідно:

$$n_{11} = \cos(\Delta\psi),$$

$$n_{21} = \cos(\xi + \Delta\xi) \sin(\Delta\psi),$$

$$n_{31} = \sin(\xi + \Delta\xi) \sin(\Delta\psi),$$

$$n_{12} = -\cos(\xi) \sin(\Delta\psi),$$

$$n_{22} = \cos(\xi) \cos(\xi + \Delta\xi) \cos(\Delta\psi) + \sin(\xi) \sin(\xi + \Delta\xi),$$

$$n_{32} = \cos(\xi) \sin(\xi + \Delta\xi) \cos(\Delta\psi) - \sin(\xi) \cos(\xi + \Delta\xi),$$

$$n_{13} = -\sin(\xi) \sin(\Delta\psi),$$

$$n_{23} = \sin(\xi) \cos(\xi + \Delta\xi) \cos(\Delta\psi) - \cos(\xi) \sin(\xi + \Delta\xi),$$

$$n_{33} = \sin(\xi) \sin(\xi + \Delta\xi) \cos(\Delta\psi) + \cos(\xi) \cos(\xi + \Delta\xi).$$

$$\xi = 23,4492821^{\circ} - 46,8251''T - 0,00058''T^2 + 0,001824''T^3,$$

де ξ – константа, середнє відхилення екліптики.

1.10.4 Переміщення полюса П

Є дві причини переміщення полюса. Насамперед, основна вісь еліпсоїда і обертання Землі не зовсім співпадають. У результаті чого виникають нутаційні переміщення, через які положення полюсу періодично відхиляється від свого середнього значення на 10 метрів. Період цих переміщень або період Чандлера, займає 435 днів, його можна пояснити лише гнучкою моделлю Землі. Це переміщення призводить до подальшої зміни положення, що у свою чергу, спричиняє зміну моментів інерції Землі.

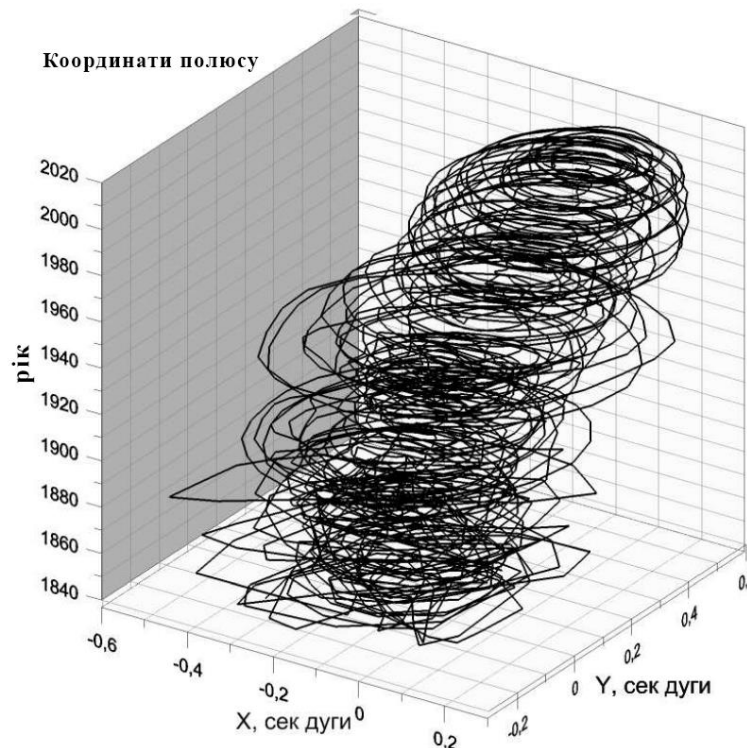


Рисунок 1.10.4.1. Переміщення полюсу

Через складність переміщення полюса, описаного вище, впродовж довгого відрізка часу, його важко визначити точно. Міжнародна служба обертання Землі (IERS) регулярно надає екстрапольовані значення за певний період (1 місяць) з точністю до 0,01 кутових секунд. Значення x_p, y_p для IRP (Incident Response Platforms) відносного полюсу наведені в метрах, які використовуються для визначення матриці переходу:

$$\Pi = \begin{pmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & y_p & 1 \end{pmatrix}.$$

1.10.5 Відносна система координат для визначення точки надиру

Після визначення положення та швидкості мікросупутника в інерційній системі координат, матрицю напрямних косинусів можна визначити за допомогою орбітальної системи координат (осі надиру). Насамперед,

нормуються обидва вектори: $\|R_1\| = 1$, $\|V_1\| = 1$, через те що корисною є лише

інформація про напрямок. Вісь Z системи надиру спрямована до центра Землі, а саме прямопротилежна вектору позиції R_1 мікросупутника $z_{n,1} = R_1$.

Наступним варіантом для визначення осі X надир-системи є завдання осі вздовж вектора швидкості V_1 (яке дійсне лише для ідеальної кругової траєкторії, ексцентриситет якої рівний 0). Інакше неможливе одержання правої прямокутної системи координат. Оскільки V_1 та R_1 розташовані в площі траєкторії, то вісь Y можна визначити таким способом:

$$y_{N,1} = \frac{V_1 \times R_1}{\|V_1 \times R_1\|}.$$

У разі, коли R_1 та V_1 неперпендикулярні, то потрібне нормування $x_{N,1} = y_{N,1} \times z_{N,1} = R_1 \times \frac{V_1 \times R_1}{\|V_1 \times R_1\|}$.

За координатами отриманих векторів можна скласти матрицю, що складається з направляючих косинусів системи координат орбіти:

$$T_{1N} = (x_{N,1} y_{N,1} z_{N,1}).$$

Для того, щоб зв'язати положення надир-системи з системою координат тіла, то необхідно врахувати кватерніон \bar{q}_{B1} . Для цього переходимо від матриці, описаної вище, до кватерніона \bar{q}_{1N} за допомогою формули, що визначає загальний кватерніон повороту:

$$\bar{q}_{BN} = \bar{q}_{B1} \circ \bar{q}_{1N}.$$

Метою управління мікросупутником є збереження його положення в заданому положенні відносно орбіти. Прийmemo дане положення таким $\bar{q}_{BN,ref} = (0 \ 0 \ 0 \ 1)^T$, де система координат об'єкта збігається з системою координат орбіти.

1.11. Симулювання навігаційного алгоритму та математичної моделі

Умовою роботи системи управління є утримання позиції відносно орбіти $\bar{q}_{BN,ref} = (0\ 0\ 0\ 1)^T$. Рисунок 1.11.1. відображає утримання даної позиції для нелінійної моделі (зверху) та для лінійної.

Дане утримання виконується за допомогою ЛК-регулятора для лінійної моделі, а також і для нелінійної:

$$\frac{\bar{b}_b}{\|\bar{b}_b\|} \left(K_w \cdot \omega_{bo} + K_q \cdot \begin{pmatrix} q_{1bo} \\ q_{2bo} \\ q_{3bo} \end{pmatrix} \right).$$

У цій роботі враховується, що нелінійна модель з достатньо точно підібраними коефіцієнтами регулятора здатна не тільки для лінеаризації відносно ідеальної позиції, але й при значних відхиленнях.

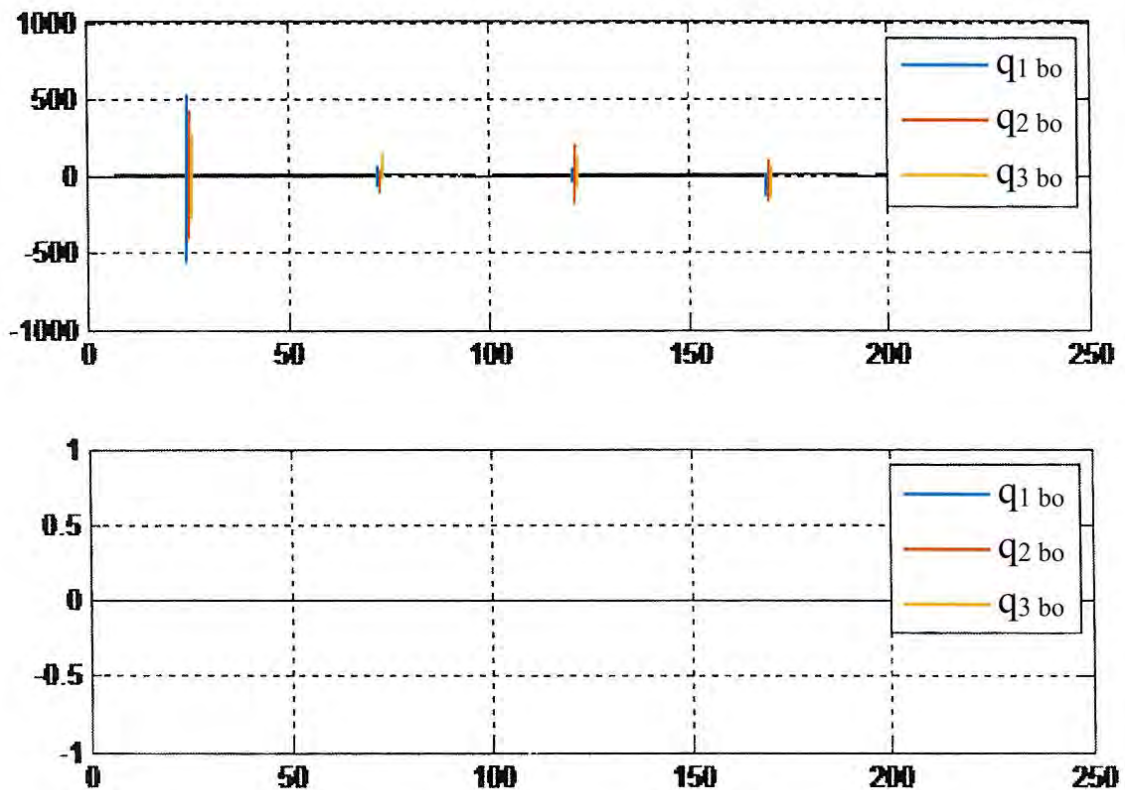


Рисунок 1.11.1. Векторні частини кватерніонів для опису положення об'єкта управління відносно системи координат орбіти для нелінійної і лінійної моделей за відсутності додаткових зовнішніх збурень та за ідеальних початкових умов

Слід звернути увагу, що нелінійний регулятор використовується для інерційної системи координат. За відсутності додаткових збурень рівень відстеження траєкторії в орбітальній системі координат досить високий. Високим він є і для лінійної системи координат, однак слід пам'ятати про похибку лінеаризації, яка може бути зафіксована в інерційній системі координат. На рисунку 1.11.2 показані дані GPS, що надаються в інерційній системі координат.

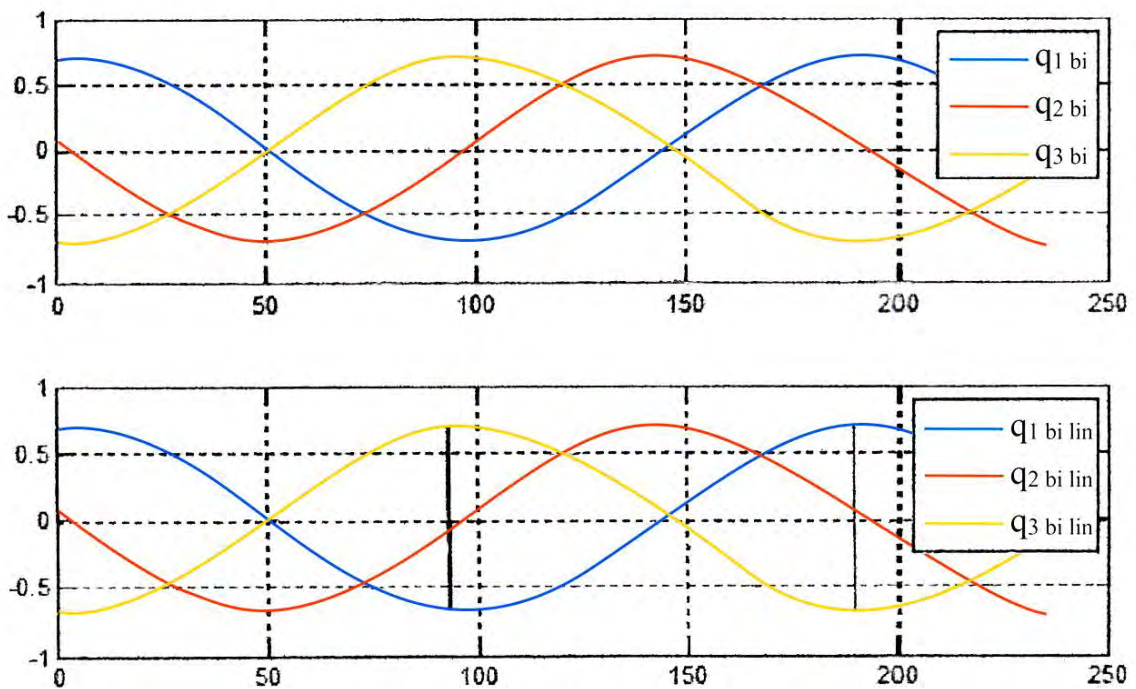


Рисунок 1.11.2. Векторні частини кватерніонів для опису положення об'єкта управління відносно інерційної системи координат для нелінійної і лінійної моделей за відсутності додаткових зовнішніх збурень та за ідеальних початкових умов

Метою навігаційного алгоритму полягає в тому, щоб при ідеальному дотриманню позиції відносно орбіти положення системи координат управління відносно інерційної системи координат збігалось з положенням системи координат орбіти відносно інерційної системи координат. Ця відповідність показана на рисунку 1.11.3.

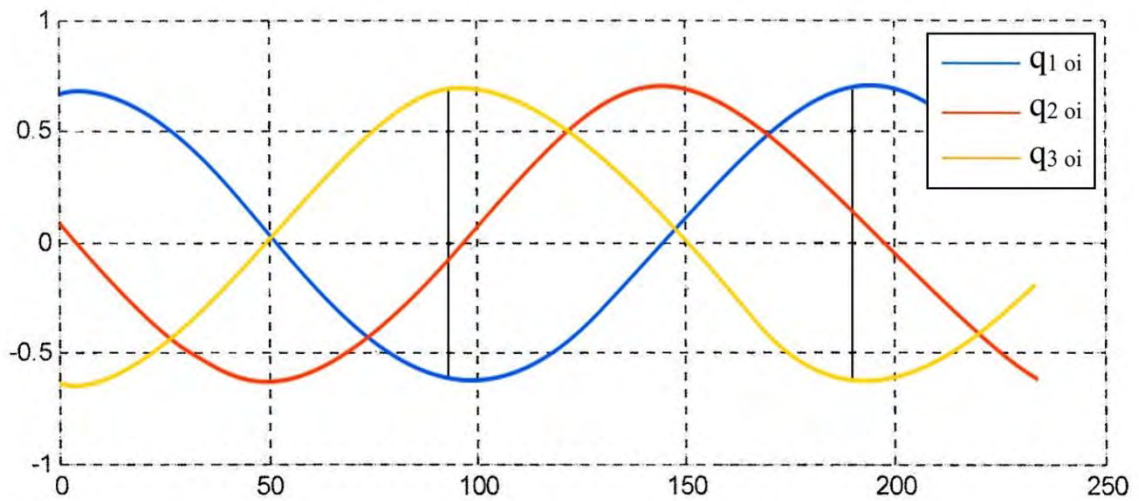


Рисунок 1.11.3. Векторна частина кватерніона, що описує положення системи координат орбіти відносно інерційної системи координат

Дана реакція системи представлена для відповідних параметрів траєкторії R і моментом збурення m , що показано на рисунку 1.11.4.

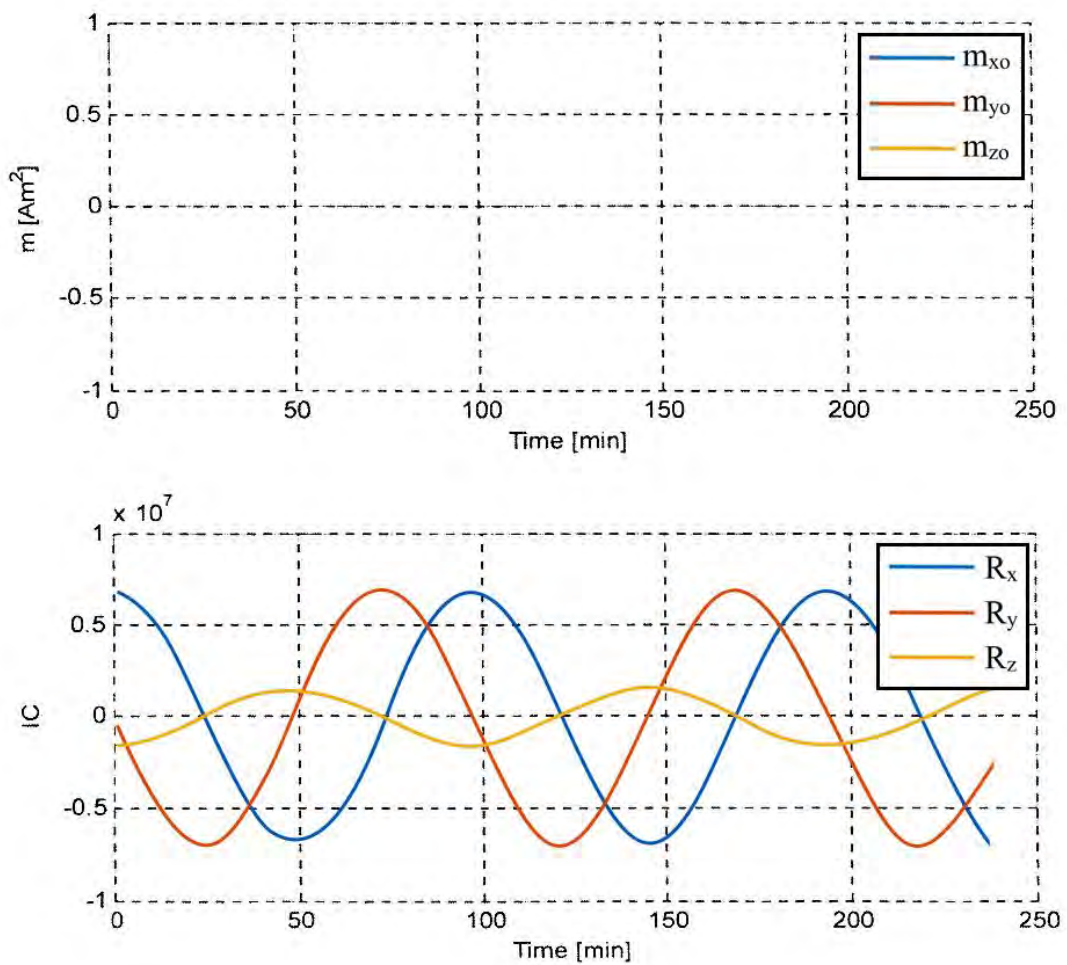


Рисунок 1.11.4. Додаткові моменти збурення та положення орбіти

Якщо задати момент збурення $m = (0 \ 0 \ 1,5)^T$, отримаємо:

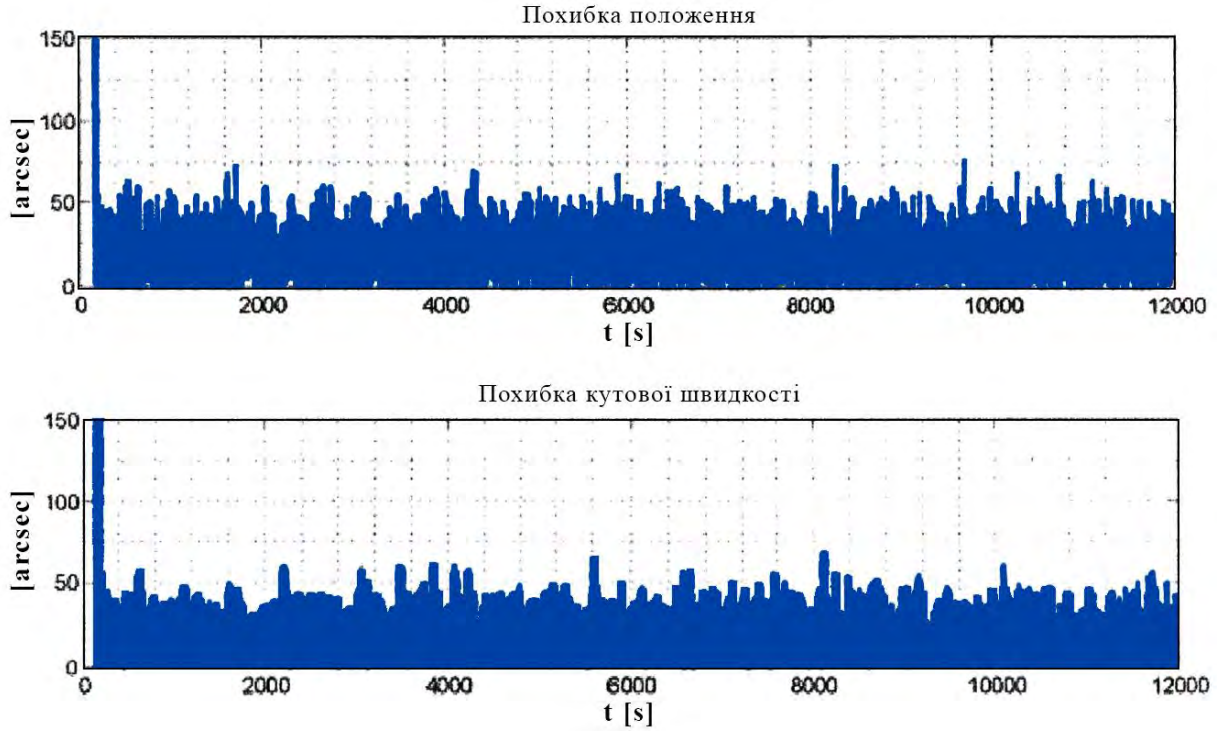


Рисунок 1.11.5. Похибки положення та кутової швидкості в момент збурення

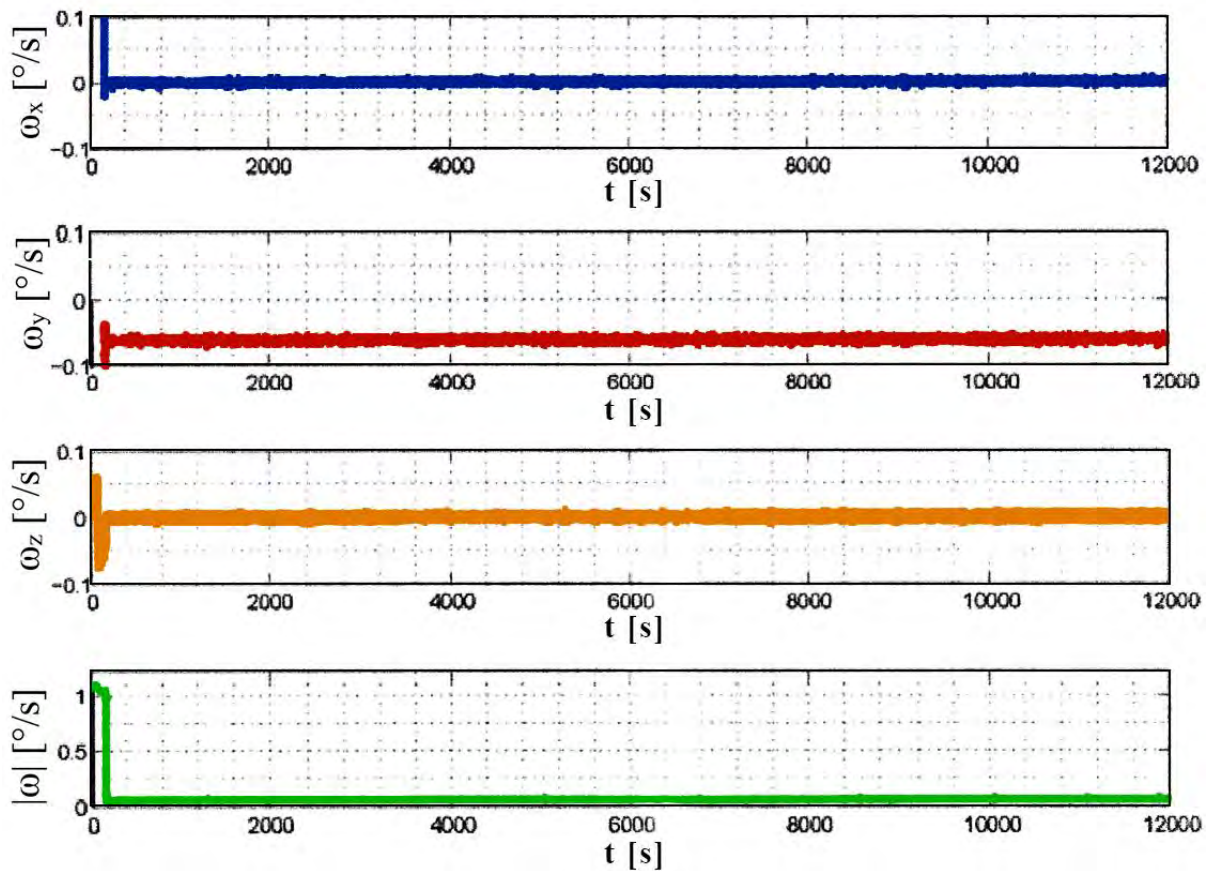


Рисунок 1.11.6. Відношення кутової швидкості об'єкта до орбіти в момент збурення

Лінійна модель з ЛК-регулятором достатньо гасить (демфує) момент збурення, але це залежить від початкових умов положення, які показані на рисинку 1.11.7.

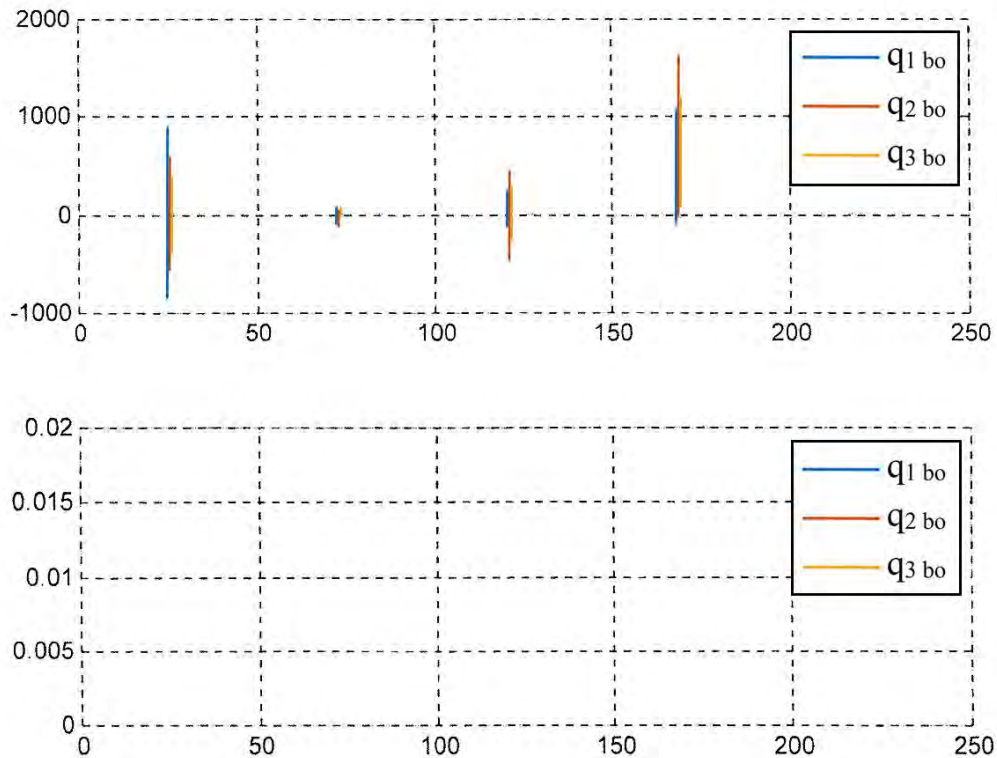


Рисунок 1.11.7. Вплив початкових умов положення нелінеаризованої та лінеаризованої моделей

Лінеаризована модель потребує грубого початкового позиціонування в межах $8,32^\circ$, щоб подальша точність була не гіршою за $0,01 \text{ }^\circ/\text{с}$. Далі модель буде слідувати по траєкторії не гірше заданої точності. Щоб використовувати такий тип управління, необхідно застосовувати грубе початкове позиціонування.

Висновки до розділу 1

У проектно-конструкторському розділі розглянута загальна структура та принцип роботи мікросупутника (МС) у штатному режимі та наведений необхідний приладовий склад. У даній роботі використаний сучасний математичний апарат кватерніонів, який ще порівнюється з описом положення кутів Ейлера. Для того, щоб виконати завдання з позиціонування в надир з точністю до $0,01 \text{ }^\circ/\text{с}$ був розроблений лінійно-квадратичний регулятор з використанням лінеаризованої моделі з вектором стану кватерніонів і кутовою швидкістю об'єкта. Було проаналізовано вплив додаткових збурюючих моментів (крім моменту магнітного поля Землі) на систему, а також вплив початкового положення мікросупутника. При проектуванні встановлено, що для збурюючих моментів регулятор має високі показники якості управління, однак лінеаризована модель вимагає грубе початкове позиціонування в межах $8,32^\circ$. Теоретичні розрахунки підтверджені моделюванням системи в середовищі MATLAB та розробкою відповідних програм у середовищі.

РОЗДІЛ 2 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП-ПРОЄКТУ «ІНТЕЛЕКТУАЛЬНА СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО УПРАВЛІННЯ МІКРОСУПУТНИКОМ»

2.1 Опис та технологічний аудит ідеї стартап-проекту

У попередньому розділі була розглянута загальна структура та принцип роботи мікросупутника в штатному режимі із наведеним необхідним приладовим складом, був розроблений лінійно-квадратичний регулятор з використанням лінеаризованої моделі з вектором стану кватерніонів і кутовою швидкістю об'єкта для виконання завдання з позиціонування в надир з точністю до $0,01^\circ/\text{с}$ та також було проаналізовано вплив збурюючих моментів, окрім магнітного моменту від поля Землі, на систему, яка була просимульована в середовищі MATLAB для підтвердження теоретичних розрахунків.

У цьому розділі буде проведено маркетинговий аналіз стартап-проекту «інтелектуальна система автоматичного управління мікросупутником», де буде проведено огляд слабких і сильних сторін, виявлено потенційних конкурентів та визначення можливості його ринкового впровадження. Алгоритм, який використаний для аналізу, наведений в [20, 21].

Ідея проекту полягає у створенні, моделюванні (симулюванні) та тестуванні інтелектуальної системи автоматичного управління мікросупутником, яка описана в таблиці 2.1.1.

Таблиця 2.1.1 показує зміст ідеї та можливі потенційні базові ринки на яких слід шукати групи потенційних клієнтів.

Таблиця 2.1.1 - Опис ідеї стартап-проєкту [17]

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувачів
Розробка інтелектуальної системи автоматичного управління мікросупутником	Орбітальні супутники Землі	Забезпечення необхідної стійкості і точності системи в невизначених умовах
	Штучні космічні апарати	Забезпечення необхідних вимог до точності керування мікросупутником
	Випробування малих супутників	Прибуток від тестів для інших розробників
	Мікросупутники зв'язку	Збереження та стабілізація кутового положення мікросупутника незалежно від зовнішніх збурень
	Випробування інших наукових розробок	Отримання прибутку від створення відповідних стендів

Запропоновано новий спосіб реалізації інтелектуальної системи автоматичного управління мікросупутником, який дозволяє забезпечити стабільну роботу КА в умовах невизначеності деяких параметрів системи та реалізує необхідну точність і запас стійкості.

Інформаційна карта стартап проєкту наведена в таблиці 2.1.2, вона включає в себе назву та авторів проєкту, термін реалізації, необхідні ресурси, описує проблематику та основні цілі.

Таблиця 2.1.2 Інформаційна картка стартап-проєкту [21]

Назва проєкту	Інтелектуальна система автоматичного управління мікросупутником
Автори	Клочко О. С., Безвесільна О. М.
Анотація	Розроблене математичне і програмне забезпечення дозволяє підбирати параметри системи управління методом чисельного моделювання за умов невизначеності зовнішніх збурень та підвищити точність системи управління
Термін реалізації	2 роки
Необхідні ресурси	Людські, фінансові
Опис проблеми, яку вирішує стартап - проєкт	Виконати завдання з позиціонування мікросупутника в надир з точністю до 0,01 °с
Ціль	Мікросупутник повинен зайняти відповідне положення на орбіті таким чином, щоб належним чином відображати поверхню Землі
Очікуваний результат	Мікросупутник буде використовуватися для багатьох важливих завдань, які включають дистанційне зондування поверхні Землі, дослідження іоносфери, екологічний моніторинг та прогнозування землетрусів

Після цього ми аналізуємо можливі техніко-економічні переваги ідеї в порівнянні з пропозиціями конкурентів [17, 21]:

- визначаємо перелік техніко-економічних властивостей і характеристик ідеї;

- визначаємо попередній спектр конкурентів (проектів-конкурентів) або товарів-замінників чи аналогічних товарів, які вже є на ринку, збираємо інформацію про значення техніко-економічних показників для ідеї власного проєкту та проектів-конкурентів згідно з переліком, визначеним вище;

- проводимо порівняльний аналіз показників: за власної ідеї визначаємо показники, які мають а) гірші значення (W, слабкий); б) аналогічні значення (N, нейтральний); в) кращі значення (S, сильний).

У таблиці 2.1.3 визначено сильні, слібкі і нейтральні характеристики ідеї проєкту.

Таблиця 2.1.3 - Визначення сильних, слабких і нейтральних характеристик ідеї проекту [17]

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів			W (слабка сторона)	N (нейтральна сторона)	S (сильна сторона)
		Мій проект	Конструкторське бюро «Южмаш»	Науково-виробниче підприємство «Hartron-Incor LTD»			
1	Вартість виробу	50 тис. дол. США	250 тис. дол. США	15 млн. дол. США	-	-	+
2	Складність інтеграції	Не-складний	Не-складний	Складний	-	+	-
3	Забезпечення стійкості	€	€	€	-	+	-
4	Точність системи	Помірна точність	Висока точність	Дуже висока точність	+	-	-
5	Застосування в різних галузях	Можливе	Допустиме	Допустиме	-	-	+
6	Строк придатності	Безмежний	Безмежний	Необмежений	-	+	-

На підставі порівняння техніко-економічних показників стартап-проекту з конкурентами, а також аналізу сильних, нейтральних і слабких сторін можна прийти до висновку, що даний проект, який спрямований на розробку інтелектуальної системи автоматичного управління мікросупутником, може конкурувати з провідними технічними організаціями України у своїй галузі.

За допомогою аудиту технолої можна реалізувати ідею створення проекту. Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту включає аналіз компонентів, що наведені у таблиці 2.1.4.

Таблиця 2.1.4 - Технологічна здійсненність ідеї проєкту [17]

№ п/п	Ідея проєкту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Розробка інтелектуальної системи автоматичного управління мікросупутником	Mathematica	Всі технології наявні	Всі технології доступні
		Maple		
		VisSim		
		Genius		
		Matlab/Simulink		
		MathCad		
		Derive		
Обрана технологія реалізації ідеї проєкту: Matlab з інструментом Simulink				

Проаналізувавши таблицю можна дійти до висновку, що даний проєкт реалізований за допомогою допомогою програмно-числової обчислювальної платформи, що використовується мільйонами інженерів та вчених для аналізу даних, для розробки алгоритмів та для створення моделей Matlab спільно з Simulink - це інтерактивний інструмент для моделювання, симулювання, для імітації і аналізу динамічних систем. У цьому випадку, завдяки наявності та доступності технології, що лежить в основі розробки продукту, гарантується подальший розвиток і вдосконалення наявних функцій та характеристик.

2.2. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

Визначимо ринкові можливості та загрози, які можуть бути використані відповідно для ринкового впровадження проєкту або навпаки, які перешкоджають його реалізації.

Це дозволяє орієнтуватися на потреби ринку, на його обсяги та можливості охоплення продукції стартап-проєкту на зазначеному ринку.

У таблиці 2.2.1 проведено аналіз попиту: наявність попиту, обсяг (кількість) та динаміка розвитку ринку.

Таблиця 2.2.1 - Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проєкту [17]

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість основних гравців, од	8
2	Загальний обсяг реалізації продаж, грн/ум.од.	35-45 млн доларів \$
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростаюча
4	Наявність обмежень для входу (характер обмежень)	Конкуренція існуючих компаній
5	Особливі вимоги стандартизації та сертифікації	Немає
6	Середня норма рентабельності у відповідній галузі (або ринку), %	9

За отриманими даними можна дійти до висновку, що конкуренція на ринку розробки систем автоматичного управління космічними апаратами середня, відсутні обмеження входу і вимоги стандартизації та сертифікації, більшість представників даної галузі почали свою діяльність у середині 20 століття. Тому, виходячи з динаміки зростаючого ринку, поява нового та сучасного продукту буде доцільною та сприятливою.

Також важливими є характеристики потенційних клієнтів, до яких входять:

- Потреби формування ринку;
- Цільова аудиторія;
- Відмінності в поведінці потенційних груп клієнтів;
- Вимоги споживача до продукту.

Таким чином, наступним кроком буде визначення групи потенційних клієнтів, що наведені в таблиці 2.2.2, їх характеристики та складання орієнтовного списку вимог до продукту для кожної групи.

Таблиця 2.2.2 - Характеристика потенційних клієнтів стартап-проєкту

[17]

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Отримання стійкої системи автоматичного управління	1. Дослідження космосу 2. Космонавтика 3. Супутниковий зв'язок	1. Спосіб використання 2. Інтеграція 3. Реалізація встановлення	1. Проста установка на готовий апарат 2. Якість 3. Легкість управління
2	Забезпечення точності, необхідної для управління кутового положення мікросупутника			
3	Забезпечення правильної роботи системи автоматичного управління за умови невизначеності			

Аналіз та огляд характеристики потенційних клієнтів продемонстрував, що цільовою аудиторією є компанії, що займаються розробкою апаратів та обладнання для дослідження космосу, супутникового зв'язку та супутників. Різниця в поведінці потенційних груп клієнтів полягає в тому, що у кожній цільовій аудиторії свій спосіб, інтеграція та впровадження системи автоматичного управління на борту КА (космічного апарату), до дуже важливих вимог продукту відноситься якість і простота встановлення.

При впровадженні інтелектуальної системи автоматичного управління всі зазначені вимоги та фактори повинні бути дотримані для того, щоб система успішно вийшла на ринок, але при її застосуванні є певні загрози, що вказані в таблиці 2.2.3. Загрози - це фактори, що можуть знизити обсяг

продажів проекту або рівень прибутку в майбутньому. Збільшення витрат також відноситься до загроз, тому що впливає на зменшення прибутку.

Таблиця 2.2.3 - Фактори загроз [17]

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Велика конкуренція	Наявність аналогічного товару на ринку	Відкоригувати вихідні параметри системи
2	Відсутність відповідності необхідної точності	Неможливість забезпечити задану точність	Відмова від договору з потенційним клієнтом
3	Чорний піар	Зменшення клієнтської бази	Рекламодавець. Спростування
4	Випуск програмного забезпечення	Розголошення конфіденційної інформації про розробку	Розшук злочинців, їх покарання та відшкодування збитків
5	Застосування для погано-сконструйованих КА	Неправильне використання системи	Підтвердження некомпетентності та невідповідності компанії

Аналіз та огляд ринкового середовища, а конкретно факторів загроз, продемонстрував, що найбільшу загрозу для компанії становить невідповідність очікуваної точності та випуск програмного забезпечення, що має серйозні наслідки, і в цьому випадку залишається лише відмова від договору з клієнтом та компенсація збитків.

На відміну від вищезазначеного, стартап проект розробки інтелектуальною системою автоматичного управління містить перелік можливостей для просування та покращення ринкової ситуації, що наведені в таблиці 2.2.4. Можливості - це чинники, що дозволяють стартап-проекту збільшити продажі або прибуток. Зниження витрат та робота з витратами також пов'язані з можливостями компанії, тому що вони безпосередньо мають вплив на норму прибутку.

Таблиця 2.2.4 - Фактори можливостей [17, 20]

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Присутність виробників радянського походження	Вільний ринок від теперішніх виробників	Позиціонування себе нинішньою компанією
2	Надання всіх необхідних інструментів для подальшого розвитку та вдосконалення	Відкритий доступ до засобів розробки	Постійний розвиток системи
3	Міжнародний ринок	Збільшення обсягу продажів	Міжнародна реклама
4	Отримання державної підтримки та фінансування	Збільшення команди та функцій системи	Інвестування отриманих коштів у розвиток стартап-проєкту
5	Покращення показників щодо точності	Вдосконалення методів реалізації	Пошук нових клієнтів із підвищеними вимогами до точності

Аналіз та огляд факторів можливостей стартап-проєкту встановлює, що зростання ринку можливе через позиціонування стартапу як сучасного та прогресивного продукту, а завдяки державному фінансуванню можна досягти швидкого прогресу на рівні вихідних характеристик системи. А в разі підвищення точності вихідних характеристик, шляхом винаходу вдосконалених методів впровадження інтелектуальної системи автоматичного управління, буде здійснюватися пошук нових споживачів та клієнтів, яких будуть задовільняти нові показники.

Після цього проведемо аналіз пропозиції та визначаємо основні характеристики ринкової конкуренції, що наведлі в таблиці 2.2.5. Конкуренція - суперництво суб'єктів ринкової економіки за кращі умови виробництва, вигідне становище на ринку тощо. Конкуренти – це компанії, що працюють на одних ринках, мають однакову цільову аудиторію та надають схожий продукт чи послугу.

Таблиця 2.2.5 - Ступеневий аналіз конкуренції на ринку [17]

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
Локальна конкуренція	Конкуренти з однієї країни	Розвиток в українському ринку
Товарно-видова конкуренція	Конкуренція між системами, що належать до одного виду	Впровадження кращої та якісної системи
Олігополістична конкуренція	Галузь переважно конкурентна, але є явні лідери	Складність з виходом на міжнародний ринок
Нецінова конкуренція	Товар не надто дорогий	Просування завдяки кращим характеристикам
Внутрішньогалузева конкуренція	Конкуренцію можна спостерігати лише у сфері космонавтики	Розвиток односторонніх систем
Немарочна конкуренція	«Бренд» не має вплив	Економія великих коштів, щоб створити відомий бренд або марку

Поетапний аналіз ринкової конкуренції показав, що, незважаючи на конкуренцію лідерів, конкуренція в запропонованому проекті виявляється тільки в рамках однієї галузі, присутня можливість для розвитку та просування на території України. Можливими кроками компанії для підвищення конкурентоспроможності є покращення характеристик і якості інтелектуальної системи автоматичного управління, заощаджуючи ресурси для створення відомого бренду.

Проаналізувавши характеристики ринку, розберемо більш детально умови конкуренції у сфері космічних досліджень та зв'язку, що продемонстровані в таблиці 2.2.6.

Таблиця 2.2.6 - Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером [17]

	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
Складові аналізу	1. КБ «Южмаш» 2. КП ЦКБ «Арсенал» 3. НВП «Hartron-Incor LTD»	Мала кількість компаній-виробників КА	Укладено довгострокові контракти на постачання	Торгова марка, ЗМІ	Кращі вихідні характеристики та функції, якість системи
Висновки	Конкуренція не є інтенсивною, оскільки конкуренти зосереджені на виконанні укладених контрактів на поставку	Є можливість виходу на ринок завдяки цінній політиці та впровадженню нового продукту	Здебільшого, постачальники не диктують умови співпраці	Зазвичай замовники визначають умови співпраці, а конкретно необхідні вихідні дані системи	Товари-замінники не мають впливу на установлення меж роботи ринку

Поетапний аналіз ринкової конкуренції показав, що незважаючи на наявність конкурентів, даний проєкт має можливість вийти на український ринок, тому що заявки на постачання систем автоматичного управління не забезпечують потрібного рівня, а товари-замінники не мають впливу на установлення меж роботи ринку. Конкуренція не є інтенсивною, оскільки конкуренти зосереджені на виконанні укладених контрактів на поставку уже з існуючими клієнтами.

Згідно усіх аналізів визначається і обґрунтовується перелік факторів конкурентоспроможності стартап-проєкту, які показані в таблиці 2.2.7, щодо існуючого ринку та фактичної ситуації в ньому, що дає можливість для більш реального та дійсного аналізу.

Таблиця 2.2.7 - Обґрунтування факторів конкурентоспроможності [17]

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Сучасні методи реалізації	Впровадження системи автоматичного управління з прогресивними методами вирішення задач орієнтації КА
2	Потреби споживачів	Потреби споживачів визначають необхідність розробки проекту
3	Технічне обслуговування	Технічна допомога і консультації
4	Високі якісні показники	Отримані показники якості також можна перевірити на практиці
5	Ціна і собівартість продукції	Не завищена, конкурентоспроможна ціна

Виходячи з наведених вище результатів, можна прийти до висновку та виділити найважливіші фактори конкурентоспроможності даного проекту:

- Ціна і собівартість продукції;
- Сучасні методи реалізації;
- Високі якісні показники.

Зробимо порівняльний аналіз сильних і слабких сторін продукту з товарами-конкурентами та надамо оцінку кожному з них, щоб отримати якісну оцінку конкурентоспроможності даного стартап-проекту проведено порівняння з обраним прямим товаром-конкурентом, що продемонстровано в таблиці 2.2.8.

Таблиця 2.2.8 - Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін [17]
«Інтелектуальної системи автоматичного управління мікросупутником»

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг товарів-конкурентів у порівнянні з КП ЦКБ «Арсенал»						
			-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Потреби споживачів	16				+			
2	Технічне обслуговування	14			+				
3	Ціна і собівартість продукції	17						+	
4	Сучасні методи реалізації	18						+	
5	Високі якісні показники	14		+					

З таблиць 2.2.7 і 2.2.8 видно, що фактори конкурентоспроможності характеризують високу конкурентоспроможність з компаніями-лідерами на ринку, що представляють систему подібного призначення. Основною перевагою та основним результатом розробки продукту є використання сучасних методів та фіксована ціна продукції, а слабкою стороною можна вважати якісні показники продукту, які потребують подальших покращень та розвитку, за рахунок більш точного підбору параметрів відповідних функцій, які безпосередньо визначають точність отриманої системи.

Важливим кроком в аналізі ринкових можливостей є застосування SWOT-аналізу.

SWOT-аналіз є одним із найпоширеніших методів аналізу, який дозволяє комплексно оцінити сильні та слабкі сторони компанії, а також можливості і загрози, що на неї можуть впливати.

На основі отриманих даних щодо конкурентоспроможності та якості даного стартап-проекту зробимо загальний аналіз, який дає можливість повністю описати можливості та загрози, а також слабкі та сильні сторони, що продемонстровані в таблиці 2.2.9.

Таблиця 2.2.9 - SWOT- аналіз стартап-проекту [17]

<p>Сильні сторони:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Забезпечення стабільності 2. Вартість виробу 3. Ціна і собівартість продукції 4. Застосування в інших сфер 5. Сучасні методи реалізації 	<p>Слабкі сторони:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Складність інтеграції 2. Показники точності системи
<p>Можливості:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Присутність виробників радянського походження; 2. Міжнародний ринок; 3. Покращення показників щодо точності; 4. Надання всіх необхідних інструментів для подальшого розвитку та вдосконалення; 5. Отримання державної підтримки та фінансування. 	<p>Загрози:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Велика конкуренція; 2. Чорний піар; 3. Застосування для погано-сконструйованих КА; 4. Випуск програмного забезпечення; 5. Застосування на погано спроектованих космічних апаратах.

SWOT-аналіз показує, що стартап-проект має більше позитивних якостей, які дозволяють перекривати слабкі сторони. Беручи до уваги можливості та загрози, можна прийти до висновку, що дальший розвиток проекту матиме більше шансів на успішний результат.

За допомогою SWOT-аналізу розробимо альтернативи ринкового впровадження даного стартап-проекту, що показані в таблиці 2.2.10.

Таблиця 2.2.10 - Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту [17]

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Стратегія компенсації слабких сторін стартапу існуючими ринковими можливостями	75 %	2 - 3 місяці
2	Стратегія нейтралізації ринкових загроз сильними сторонами стартапу	40 %	4 - 6 місяців
3	Стратегія виходу з ринку	55%	6 - 10 місяців

Серед зазначених альтернатив виберемо стратегію компенсації слабких сторін стартап-проекту існуючими ринковими можливостями, тому що це має найкоротший час впровадження та найвищу ймовірність одержаних ресурсів. Інші альтернативи не відповідають достатнім вимогам.

2.3. Розроблення ринкової стратегії та маркетингової програми проекту

Першим кроком у створенні ринкової стратегії є визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів, що представлені в таблиці 2.3.1.

Таблиця 2.3.1 - Вибір цільових груп потенційних споживачів [17]

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Авіаційна промисловість	+	1 шт./рік	Висока	Складно -
2	Космічна промисловість	+	2 шт./рік	Середня	Легко +
Цільовою групою була обрана космічна галузь					

Виходячи з аналізу потенційних груп споживачів обрана космічна галузь (промисловість), тому що даний стартап-проект вузькоспрямований і напрямлений на вирішення завдань для замовників, які займаються розробкою орбітальних космічних апаратів (КА). Споживачі даного стартап-проекту готові до використання та впровадження у своїх розробках з орієнтовною потребою у 2 шт./рік. Авіаційна галузь (промисловість) не була обрана як цільова група, тому що увійти в цей сегмент ринку досить складно і є велика конкуренція.

Щоб забезпечити попит і гарантувати успішне входження в конкурентне середовище, необхідно розробити базову стратегію розвитку стартап-проекту, що наведена у таблиці 2.3.2, в обраному сегменті ринку.

Таблиця 2.3.2 - Визначення базової стратегії розвитку [17]

№ п/п	Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
1	Демонстрація і тестування системи потенційним клієнтам	Недиференційований маркетинг (розподіл)	Провідні методи вирішення завдань у актуальних системах	Стратегія концентрованого зростання

Обрано недиференційований розподіл для обраної альтернативи розвитку стартап-проекту, тому що він базується на процесі агрегації ринку, тобто ринок розглядається як єдина однорідна сукупність споживачів, а концентроване зростання як основна стратегія розвитку. Оскільки дана стратегія визначає, що компанія гарантує більше охоплення ринку за рахунок розвитку та реалізації інноваційних технологій.

Виберемо стратегію конкурентної поведінки, що наведена в таблиці 2.3.3, а конкретно метод довгострокової дії стартап-проекту в боротьбі з конкурентами, що базується на підвищенні якості товарів, зниженню витрат, диференціації продукту, виходу на нові ринки, щоб отримати конкурентні переваги.

Таблиця 2.3.3 - Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

[17]

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
1	Звичайно не перший на ринку	Компанія відбирає існуючих клієнтів у конкурентів і прагне знайти нових	Характеристики продукту проекту унікальні, тому мають перевагу і не будуть скопійовані в конкурентів	Стратегія фокусування

На основі потреб споживачів від обраного сегмента до постачальника та продукту, а також залежно від стратегії розвитку та стратегії конкурентної поведінки розробиться стратегія фокусування, що визначається у спеціалізації та концентрації діяльності, що враховує потреби конкретного сегмента без орієнтації на весь ринок, що веде до активного розвитку стартап-проекту та концентрації на покращенні якості початкових функцій. Крім того, завдяки унікальним особливостям стартап-проекту, які можуть виділити його на ринку та отримати унікальні пропозиції порівняно з іншими виробниками систем автоматичного управління.

У розробці ринкової стратегії і маркетингової програми стартап-проекту має бути визначення стратегії позиціонування, яка наведена в таблиці 2.3.4, що визначає вимоги до товару та цільової аудиторії, основну стратегію розвитку та найважливіші конкурентні характеристики продукту.

Таблиця 2.3.4 - Визначення стратегії позиціонування [17]

№ п/п	Вимоги до продукта цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентні позиції стартап- проекту	Відбір асоціацій, яким необхідно сформува ти комплексну позицію у власному проекті (три ключові моменти)
1	Стійкість, точність та ціна	Поліпшити вихідні характеристики системи	Конкурентна ціна, забезпечення стійкості	Точність, стійкість та космос

Для визначення стратегії позиціонування були вибрані вимоги до продукту цільової аудиторії – це стійкість, точність та ціна. Сформульовано основну стратегію розвитку, а саме покращення вихідних характеристик системи. Основні асоціації стартап-проекту були обрані, виходячи з вимог цільової аудиторії, що формують комплексну позицію стартап-проекту, і ключових понять, які найкраще описують його мету – це точність, стійкість та космос.

2.4 Організація реалізації стартап-проєкту

При розробці маркетингової програми початком є розробка маркетингової концепції продукту, що отримає споживач. В таблиці 2.4.1 наведені результати аналізу конкурентоспроможності продукту, що визначає потреби, формулює вигоду представленого продукту та характеризує найважливіші переваги, які необхідно створити для підвищення конкурентності щодо існуючих конкурентів.

Таблиця 2.4.1 - Визначення ключових переваг концепції потенційного товару [17]

№ п/п	Потреба	Перевага, яку пропонує товар	Основні переваги перед конкурентами (існуючими або створеними)
1	Легкість в інтеграції	Досить зрозумілий підхід встановлення системи	Інструкція для послідовності устанавлення системи
2	Зручне управління	Проста взаємодія з продуктом	Чіткість у використанні

Для визначення ключових переваг концепції продукту обрані потреби, пропоновані товаром - легкість інтеграції та зручне управління, що забезпечують досить зрозумілий підхід встановлення системи та просту взаємодію з продуктом. Ці переваги є важливими аспектами конкурентного ринку, тому що вони дозволяють нам відрізнити нашу систему автоматичного управління від інших систем.

Важливим моментом у реалізації стартап-проекту є опис трьох рівнів моделі продукту, що наведені в таблиці 2.4.2.

Таблиця 2.4.2 - Опис трьох рівнів моделі товару [17]

Рівні товару	Сутність і складові		
1. Товар за задумом	Забезпечення стабільності управління кутового положення мікросупутника при вхідних зовнішніх збуреннях		
2. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики	М/Нм	Вр/Тх /Тл/Е/Ор
	1. Довговічність	1. Нематеріальна	1. Технічна властивість
	2. Стійкість	2. Нематеріальна	2. Технологічна властивість
	3. Ціна	3. Матеріальна	3. Технологічна властивість
	4. Точність	4. Нематеріальна	4. Економічна
	5. Складність встановлення	5. Нематеріальна	5. Технічна властивість
Якість: стандарти та результати симулювання			
Пакування: програмне забезпечення записане на вінчестер			
Марка: « Robust Regression Functions»			
3. Товар із підкріпленням	До продажу: вимагає опису умов експлуатації та характеристик КА, на якому він буде використовуватися		
	Після продажу: технічна консультаційна підтримка клієнтів		
Завдяки цьому потенційний продукт буде захищений від копіювання: патент і комерційна таємниця			

Проект передбачає розробку інтелектуальної системи автоматичного управління, призначеної для використання на КА. Перед продажем клієнти повинні надати інформацію про умови експлуатації та технічні характеристики КА, а після продажу клієнтам надається технічна підтримка. Проект захищений від копіювання завдяки патенту і комерційній таємниці, яка визначена в договорі про співпрацю.

Далі проведемо організацію економічної сторони продукту, тобто визначення меж і встановлення ціни, яка визначатиметься залежно від ринкової пропозиції та загальної вартості товару, які наведені в таблиці 2.4.3.

Таблиця 2.4.3 - Визначення меж встановлення ціни [17]

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня і нижня межі встановлення ціни на товар
1	від 30000 \$	від 55000 \$	90000 \$	35000 – 45000 \$

Провівши аналіз цін на товари-замінники (від 30 тисяч \$), товари-аналоги (від 55 тисяч \$) і рівень доходу цільової групи споживачів (90 тисяч \$), було вирішено, що нижня та верхня межі ціни розробленої системи складатимуть 35 000 тисяч \$ та 45 тисяч \$, що дає цінову перевагу над конкурентами і не робить стартап-проект збитковим.

Стартап-проект - це створення бізнес-моделі комерціалізації науково-технічних розробок. Побудова конкурентної на ринку бізнес-моделі є ефективним інструментом вирішення поставлених у роботі задач і представляє структуру найважливіших елементів бізнес-проекту та є джерелом інноваційних ідей і підходів, які можуть бути застосовані в унікальному поєднанні компонентів. У таблиці 2.4.4 представлено структуру бізнес-моделі інтелектуальної системи для автоматичного управління мікросупутником.

Таблиця 2.4.4 - Структура бізнес моделі обладнання (технології) [21]

<p>Ключові партнери: Analog Devices, Maxim Integrated Products, Linear Technology, Renesas Electronics, Microchip Technology, Infineon Technologies</p>	<p>Ключові види діяльності</p> <ol style="list-style-type: none"> 1.Реалізація інтелектуальної системи автоматичного управління 2.Надання підтримки до власної інтелектуальної системи 3.Ремонтні послуги власної системи 	<p>Цінність пропозиції</p> <p>1.Пропозиція на ринку цінна, оскільки існуючі аналоги не мають того рівня автоматизації та зручності, що доступно у нашій інтелектуальній системі. А використання автоматичного управління, взагалі, робить продукт унікальним.</p>	<p>Взаємовідносини з клієнтами</p> <p>1. Клієнти отримуватимуть весь спектр послуг, від поставки новітнього обладнання до його налагодження та налаштування, а також навчання спеціалістів для роботи.</p>	<p>Споживчі сегменти</p> <p>1. Державні установи та приватні компанії, що займаються дистанційним зондуванням поверхні Землі, дослідженням іоносфери, екологічним моніторингом та прогнозуванням землетрусів.</p>
	<p>Ключові ресурси</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Мікросупутник 2. Програмне забезпечення 3. Монтажні елементи 4. Конструктивні елементи 		<p>Канали збуту</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Продаж на власній торговій платформі. 2. Доступність покупки через інтернет 	
<p>Структура собівартості</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Витрати разові (капітальні): Дослідження, розробка креслень та документації 2. Витрати постійні: придбання складових до системи 3. Витрати змінні: Вартість обслуговування інтернет-сайту, вартість комунальних платежів. 			<p>Потоки надходження доходу.</p> <p>Дохід від продажу розробленої системи, показ реклами на власному сайті.</p>	

Складемо календарний план-графік підготовки стартапу, який наведений в таблиці 2.4.5.

Таблиця 2.4.5 - Календарний план-графік підготовки стартапу

Стадія стартапу	Період запуску (за місяцями з початку підготовки проєкту)					Вартість стадії, \$
	1	2	3	4	5	
Передпосівна	01.09.22 01.11.22					-
Посівна		01.11.22 01.01.23				7500
Прототипування			01.01.23 10.09.23			7500
Закрита бета-версія				10.09.23 01.09.24		15000
Ведення бізнесу					01.09.24	20000
Разом						50000

Отже, з таблиці 2.4.5 можемо зробити висновок, що на реалізацію проєкту знадобиться 2 роки та 50 тисяч \$. Найбільш дорогим етапом є введення бізнесу через його довготривалість.

В умовах збільшення та зростання конкуренції на ринку різноманітної продукції виражається зміщення витрат товаровиробників на виключно виробничо-технічні проблеми та на проблеми збуту. Фахівці, які працюють у цій галузі, у своїй роботі наголошують на впливі системи збуту на усі сфери діяльності компанії, важливості вибору раціональних форм розподілу товарів і каналів руху товарів. З маркетингової точки зору метою збутової діяльності компанії є не тільки безпосередній продаж продукції, а й задоволення платіжного попиту покупців. З огляду цих визначень, необхідно розробити формування системи збуту стартап-проєкту, що наведена в таблиці 2.4.6.

Таблиця 2.4.6 - Формування системи збуту [17]

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які повинен виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Замовники купують товар виключно у компанії-розробника	- Отримати дані про умови роботи системи - Створення зворотного зв'язку для перевірки правильності роботи системи	Канал нульового рівня (виробник продає товар прямо клієнту)	Через сайт виробника

Під час формування системи збуту стартап-проекту визначено, що клієнти (замовники) звертаються прямо до компанії-розробника, щоб отримати необхідну продукцію, системою збуту у такому випадку є сайт виробника. Важливою функцією збуду - це зворотній зв'язок від клієнтів для розуміння правильності виконання поставленої роботи, яка виконується в залежності від заданих умов роботи системи.

При визначенні маркетингової реалізації продукту важливою характеристикою є вибір концепції маркетингових комунікацій, що наведена в таблиці 2.4.7. Маркетингові комунікації - процес, за допомогою якого інформація про продукт доводиться до цільової аудиторії. До інструментів маркетингових комунікацій може належати реклама, прямий маркетинг, спонсорство, персональний продаж.

Таблиця 2.4.7 - Концепція маркетингових комунікацій [17]

№ п/п	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали зв'язку, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, вибрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1	З сайту виробника клієнти дізнаються про нові продукти, рекомендації та популярні пропозиції від виробника	Інтернет та соціальні мережі	Стабільність, точність та доступна ціна	Поширення інформації про товар. Поширення характеристик товару.	Список доступних вихідних характеристик системи. Науково-професійний стиль. Зайняти позицію в ролі перспективної компанії.

Аналізуючи специфіку поведінки цільових клієнтів, обрано наступну концепцію рекламного звернення:

1. Список доступних вихідних характеристик системи;
2. Науково-професійний стиль;
3. Зайняти позицію в ролі перспективної компанії.

До каналів комунікацій, через які будуть користуватися цільові клієнти, обрано інтернет та соціальні мережі. Мета рекламного повідомлення полягає в тому, щоб поширити інформацію та характеристики про даний товар.

Висновки до розділу 2

Після загального аналізу ідеї стартап-проекту можна зробити загальний висновок.

В даний час на ринку систем автоматичного управління космічними апаратами є середня кількість конкурентів і постійний попит, а оскільки є можливість відслідковувати динаміку зростання ринку, це дозволяє просувати проект на ринку.

Оцінюючи наявність зацікавлених потенційних груп споживачів і низький рівень конкуренції, успішне виведення проекту на ринок може бути виправдано його подальшим розвитком, а в деяких випадках навіть виходом на міжнародний ринок, що в цілому буде популяризувати проект.

Було підготовлено SWOT-аналіз, який включає оцінку сильних і слабких сторін, а також фактори можливостей і загроз, що дає зрозуміти, що в нашому стартап-проекті сильні сторони перебивають слабкі сторони, а можливості є домінуючими над його загрозами.

Найбільш успішною альтернативою реалізації стартап-проекту інтелектуальної системи автоматичного управління мікросупутником є орієнтація на потенційний сегмент користувачів, а також постійний розвиток і вдосконалення вихідних характеристик системи, що дозволить справити позитивне перше враження про продукт і забезпечили швидкий початок подальшого просування до більших ніш.

Перевага цього продукту полягає в тому, що він індивідуально налаштовується під кожний космічний апарат, щоб забезпечити необхідні запаси стійкості та точності, що забезпечує чудову продуктивність навіть за умов невизначеності та вхідних зовнішніх збурень.

Даний продукт показує себе як перспективне і сучасне рішення, тому підходящим інструментом для поширення інформації про продукцію компанії буде інтернет, а особливо соціальні мережі, а краще сайт виробника.

За допомогою цього проект зможе інформувати потенційних клієнтів про інновації та надавати інформацію про загальнодоступні основні характеристики системи управління.

Майбутній розвиток продукту буде раціональним рішенням з точки зору охоплення значно більшої кількості сегментів ринку, який вимагає кращих вихідних показників від систем автоматичного управління.

Виходячи з аналізу стартап-проекту «Інтелектуальна система автоматичного управління мікросупутником», то він має позитивні перспективи для подальшого виходу на ринок як новий високоякісний продукт, що здатний зайняти нішу в сегменті розробки систем управління в сфері космічного будівництва.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Малі космічні апарати стають дедалі популярнішими завдяки нижчим витратам на виробництво і запуску при збереженні функціональності. Крім того, виробництво таких апаратів займає менше часу. Правильна робота всіх підсистем апарату забезпечує надійну і безвідмовну його роботу. Підсистема орієнтації і стабілізації для супутника - це надзвичайно важлива та дуже складна частина системи. Для надійного і точного функціонування підсистеми необхідно, щоб всі її компоненти працювали коректно і злагоджено, про що потрібно подбати вже на етапі розробки, а при тестуванні космічного апарату своєчасно спостерігати, виявляти й усувати можливі потенційні проблеми і недоліки.

У магістерській дисертації розглянута загальна структура та принцип роботи мікросупутника (МС) у штатному режимі та наведений необхідний приладовий склад. У даній роботі використаний сучасний математичний апарат кватерніонів, який ще порівнюється з описом положення кутів Ейлера. Для того, щоб виконати завдання з позиціонування в надир з точністю до $0,01 \text{ }^\circ/\text{с}$ був розроблений лінійний квадратичний регулятор з використанням лінеаризованої моделі з вектором стану кватерніонів і кутовою швидкістю об'єкта. Було проаналізовано вплив додаткових збурюючих моментів (крім моменту магнітного поля Землі) на систему, а також вплив початкового положення мікросупутника. При проектуванні встановлено, що для збурюючих моментів регулятор має високі показники якості управління, однак лінеаризована модель вимагає грубе початкове позиціонування в межах $8,32^\circ$. Теоретичні розрахунки підтверджені моделюванням системи в середовищі MATLAB та розробкою відповідних програм у середовищі.

Було проведено огляд та аналіз стартап-проєкту, під час якого сильні сторони перекривають слабкі сторони проєкту, а можливості є домінуючими над його загрозами. Під час аналізу ринку визначено середній рівень конкуренції та високу динаміку, яка позитивно впливає на впровадження

продукту в конкурентне середовище. Серед визначених переваг: використання перспективних методів розробки, забезпечення необхідного значення запасу стійкості та точності, що адаптуються індивідуально під кожен космічний апарат, так же рівень вартості умовної одиниці якщо порівнювати з конкуруючими товарами. Як підсумок, встановлено, що даний стартап-проект перспективний для подальшого впровадження та виходу на ринок.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Satellite pioneer joins Morehead State's space science faculty [Електронний ресурс] // European Space Agency – Режим доступу до ресурсу: <http://www2.moreheadstate.edu/news/release.aspx?id=49994>.
2. Educational Payload on the Vega Maiden Flight – Call for CubeSat Proposals [Електронний ресурс] // European Space Agency. – 2008. – Режим доступу до ресурсу: http://esamultimedia.esa.int/docs-/LEXEC/CubeSat_CFP_issue_1_rev_1.pdf. – 13 С.
3. Kovalenko E. / Development and launch of the first Ukrainian nanosatellite —POLYTAN-1 // Kovalenko E. // YSF-2015, International young scientist's forum of applied physics. – 2015. – С. 27.
4. Коваленко Є. Ю. Енергоефективне керування електроживленням систем наносупутників: дис. канд. техн. наук: 05.09.03 / Коваленко Євген Юрійович – Київ – 160 с.
5. Наносупутник - Патент України на корисну модель / [Б. М. Рассамакін, М. Ф. Байсков, Є. Ю. Коваленко та ін.], 25.09.2014, №93098.
6. Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов. Киев Наукова думка, 2006, 240с.
7. Wang, P., & Shtessel, Y. (1998). Satellite attitude control using only magnetic torques. In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Boston, USA.
8. Wisniewski R. Satellite Attitude Control Using Only Electromagnetic Actuation. Aalborg University: Department of Control Engineering, 1997. - 150 p.
9. Wisniewski, R., & Blanke, M. (1999). Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient. Automatica, 35(7), 1201-1214.
10. Kristian Svartveit “Attitude determination of NCUBE satellite”, Department of Engineering Cybernetics, June,2003. -140с.

11. Pittelkau, M. (1993). Optimal periodic control for spacecraft pointing and attitude determination. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 16(6), 1078 C.
12. Lovera, M., De Marchi, E., & Bittanti, S. (2002). Periodic attitude control techniques for small satellites with magnetic actuators. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 10(1), 90-95.
13. Lizarralde, F., & Wen, J. T. (1996). Attitude control without angular velocity measurement: A passivity approach. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 41(3), 468-472.
14. Krogh K., Shreder E. Attitude determination for AAU CuberSat // Aalborg University: Department of Control Engineering. - 2002. - P. 133.
15. Wen, J. T.-Y., & Kreutz-Delgado, K. (1991). The attitude control problem. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 36(10), 1148-1162.
16. Розроблення стартап-проекту [Електронний ресурс]: Методичні рекомендації до виконання розділу магістерських дисертацій для студентів інженерних спеціальностей / За заг. ред. О.А. Гавриша. – Київ: НТУУ «КПІ», 2016. – 28 с
17. Гавриш, О. А. Розробка стартап-проектів. Конспект лекцій [Електронний ресурс]: навчальний посібник для студентів спеціальностей 151 – «Автоматизація та комп'ютерно інтегровані технології» та 152 – «Метрологія та інформаційно вимірювальна техніка» / О. А. Гавриш, К. О. Бояринова, К. О. Копішинська ; КПІ ім. Ігоря Сікорського. – Електронні текстові данні (1 файл: 2,88 Мбайт). – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. – 188 с.
18. Безвесільна О. М. Авіаційні гравіметричні системи та гравіметри: монографія / О. М. Безвесільна. – Житомир: ЖДТУ, 2007. – 604 с.
19. Пат. 109746 Україна. Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння / О.М. Безвесільна, А.Г. Ткачук, Л.О. Чепюк //Опубл. 25.09.2015, Бюл. № 18.

20. Безвесільна О. М. Прецизійний приладовий навігаційний комплекс та його чутливі елементи. Монографія / Безвесільна О.М. – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, ДП НВЦ «Пріоритети», 2019. – 451 с.
21. Безвесільна О.М. Моделювання впливу параметрів збурень на роботу двоканального п'єзоелектричного гравіметра / О.М. Безвесільна, Ю.В. Киричук, Н.М. Назаренко // Вісник Вінницького політехнічного інституту. –2021. – № 1 (154). – С. 21-28. <https://doi.org/10.31649/1997-9266-2021-154-1-21-28>.