

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

**Навчально-науковий інститут телекомунікаційних систем
Кафедра телекомунікацій**

«На правах рукопису»

УДК 629.78

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

_____ Сергій КРАВЧУК

«___» _____ 2024 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Інженерія та програмування
інфокомунікацій»
зі спеціальності 172 «Телекомунікації та радіотехніка»
на тему: «Розроблення комплексу лабораторних робіт для дисципліни
«Супутникові системи» на основі програмного пакету Satellite Communication
Toolbox середовища MatLab»**

Виконав:

студент II курсу, групи ТЗ-22мп

Дикий Олексій Ігорович _____

Керівник:

Доцент кафедри ТК НН ІТС, к.т.н.

Авдєєнко Г.Л. _____

Консультант з I-VI розділів:

Професор кафедри ТК НН ІТС, к.т.н.

Наритник Т.М. _____

Рецензент:

Доцент кафедри ЕКІР НН ІТС, к.т.н.

Осипчук С.О. _____

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

Студент _____

Київ – 2024 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий інститут телекомунікаційних систем
Кафедра телекомунікацій

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 172 «Телекомунікації та радіотехніка»

Освітньо-професійна програма «Інженерія та програмування інфокомунікацій»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Сергій КРАВЧУК

«__» _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Дикому Олексію Ігоровичу

1. Тема дисертації «Розроблення комплексу лабораторних робіт для дисципліни «Супутникові системи» на основі програмного пакету Satellite Communication Toolbox середовища MatLab», науковий керівник дисертації Авдеєнко Гліб Леонідович, к.т.н., затверджені наказом по університету від «31» жовтня 2023 р. № 5075-с.
2. Термін подання студентом дисертації 05.01.2024 р.
3. Об'єкт дослідження: Системи супутникового зв'язку та їх технічні характеристики.
4. Предмет дослідження: моделювання системи супутникового зв'язку на основі програмного пакету Satellite Communication Toolbox середовища MatLab.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити: Розробка структури комплексу лабораторних робіт з використанням Satellite Communication Toolbox. Вибір конкретних тем для кожної лабораторної роботи з урахуванням актуальних аспектів супутникових систем. Розробка методичних матеріалів для викладачів та студентів, включаючи описи завдань та критерії їх оцінювання. Створення візуалізаційних засобів для ілюстрації різних аспектів супутникових систем. Проведення експериментів та валідація розроблених лабораторних робіт на

практиці. Підготовка остаточної документації, включаючи звіти, методичні пояснення та висновки щодо ефективності використання розроблених лабораторних робіт.

6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу: схеми та діаграми Графічні представлення супутникових систем,, екрани програмного забезпечення Знімки екранів з використанням Satellite Communication Toolbox в середовищі MATLAB під час виконання лабораторних робіт , графіки та графи Результати моделювання та аналізу супутникових систем. Перелік назви слайдів : сценарій супутника для 1 лабораторної роботи в satellite Scenario Viewer, пролітання супутників над містом Київ, Satellite Scenario Viewer показано зв'язок між супутниками та земними станціями, часові інтервали встановлення сеансів зв'язку , орбіти та зв'язок зі станціями усіх груп супутників

7. Орієнтовний перелік публікацій:

8 Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище , ініціали та посада консультанта	Підпис , дата	
		Завдання видав	Завдання прийняв
1	Наритник Т. М. Професор кафедри ТК	01.05.2023	01.06.2023
2	Наритник Т. М. Професор кафедри ТК	01.06.2023	01.07.2023
3	Наритник Т. М. Професор кафедри ТК	01.07.2023	01.08.2023
4	Наритник Т. М. Професор кафедри ТК	01.08.2023	01.09.2023
5	Наритник Т. М. Професор кафедри ТК	01.09.2023	01.10.2023

9. Дата видачі завдання 01.10.2022

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Отримання завдання та пророблення концепції усієї роботи	01.10.2022-30.04.2023	виконано
2	Лабораторна робота №1	01.05.2023-31.05.2023	виконано
3	Лабораторна робота №2	01.06.2023-30.06.2023	виконано
4	Лабораторна робота №3	01.07.2023-31.07.2023	виконано
5	Лабораторна робота №4	01.08.2023-30.08.2023	виконано
6	Лабораторна робота №5	01.09.2023-30.09.2023	виконано

Студент

Науковий керівник

Олексій ДИКИЙ

Гліб АВДЄЄНКО

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація містить: 96 сторінок, 32 рисунків, 10 посилань.

Актуальність Розробка серії експериментальних робіт за напрямом «Супутникові системи» на базі програмного комплексу Satellite Communication Toolbox в середовищі MatLab є важливим кроком у поглибленні уявлень студентів про цю галузь.

Враховуючи швидкий розвиток супутникових технологій та їх важливість у сучасному світі, вивчення цієї галузі та розробка відповідної експериментальної роботи допоможе студентам отримати практичні навички та ознайомитися з принципами супутникових систем. Допоможе вам глибше зрозуміти.

Робота в цьому проекті може сприяти розробці рішень для проектування, моделювання та аналізу супутникових систем і матиме значення для подальшого вдосконалення та розвитку в цій галузі.

Об'єктом дослідження для магістерської дисертації "Розроблення комплексу лабораторних робіт для дисципліни «Супутникові системи» на основі програмного пакету Satellite Communication Toolbox середовища MatLab" є сама тема "Супутникові системи". Об'єкт дослідження - це самі супутникові системи та їх характеристики, технології, принципи функціонування, методи аналізу та моделювання, які використовуються для передачі даних через супутникові зв'язки. Основна увага зосереджується на розробці комплексу лабораторних робіт з використанням програмного пакету Satellite Communication Toolbox у середовищі MatLab для кращого розуміння та дослідження цих систем.

Ключові слова: MatLab, супутникові системи ,супутник.

ABSTRACT

The Master's dissertation comprises 96 pages, 32 figures, and 10 references.

Relevance: The development of a series of experimental works focusing on "Satellite Systems" utilizing the Satellite Communication Toolbox software in the MatLab environment is a significant step in enhancing students' understanding of this field.

Considering the rapid advancement of satellite technologies and their importance in the modern world, studying this field and creating corresponding experimental work will aid students in acquiring practical skills and familiarizing themselves with the principles of satellite systems. It will assist in obtaining a deeper understanding.

The work in this project can contribute to the development of solutions for the design, modeling, and analysis of satellite systems and holds significance for further improvements and advancements in this field.

The subject of investigation for the Master's dissertation "Development of a series of laboratory works for the discipline 'Satellite Systems' based on the Satellite Communication Toolbox software in the MatLab environment" is the topic itself - "Satellite Systems." The object of research is the satellite systems themselves, their characteristics, technologies, operational principles, and the methods used for data transmission through satellite communications. The primary focus is on developing a series of laboratory works using the Satellite Communication Toolbox software in the MatLab environment to better understand and explore these systems.

Key words: MatLab, satellite systems, satellite.

ЗМІСТ

ВСТУП	8
РОЗДІЛ 1 ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №1 "МОДЕЛЮВАННЯ ТА ВІЗУАЛІЗАЦІЯ СЦЕНАРІЇВ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ З ВИКОРИСТАННЯМ SATELLITE COMMUNICATION TOOLBOX.....	11
1.1 Мета лабораторної роботи.....	11
1.2 Завдання на лабораторну роботу.....	11
1.3 Основні теоретичні відомості.....	12
1.4. Порядок виконання роботи.....	25
Висновки до розділу 1.....	28
РОЗДІЛ 2 ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №2 «МОДЕЛЮВАННЯ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ ЗА ДОПОМОГОЮ ПРОГРАМНОГО ПАКЕТУ SATELLITE COMMUNICATION TOOLBOX В СЕРЕДОВИЩІ MATLAB».....	29
2.1 Мета лабораторної роботи.....	29
2.2 Завдання на лабораторну роботу.....	29
2.3 Основні теоретичні відомості.....	29
2.4 Порядок виконання роботи.....	31
2.5 Завдання	36
Висновки до розділу 2	37
РОЗДІЛ 3 ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №3"ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАСОБІВ КОМУНІКАЦІЇ МІЖ ЗЕМНИМИ СТАНЦІЯМИ ТА СУПУТНИКАМИ ЗА ДОПОМОГОЮ SATELLITE COMMUNICATION TOOLBOX У СЕРЕДОВИЩІ MATLAB".....	38
3.1Мета лабораторної роботи.....	38
3.2 Завдання на лабораторну роботу.....	38
3.3 Основні теоретичні відомості.....	39
3.4 Порядок виконання	42
Висновки до розділу 3.....	52
РОЗДІЛ 4 ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №4"АНАЛІЗ ДОСТУПУ ДО СУПУТНИКІВ ТА ОРБІТАЛЬНИХ ОБ'ЄКТІВ У СИСТЕМІ.....	54
4.1 Мета лабораторної роботи.....	54
4.2 Завдання на лабораторну роботу.....	54
4.3 Основні теоретичні відомості.....	54
4.4 Порядок виконання роботи.....	56
Висновки до розділу 4.....	60

РОЗДІЛ 5 ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №5 "МОДЕЛЮВАННЯ СУЗІР'ІВ СУПУТНИКІВ З ВИКОРИСТАННЯМ ЕФЕМЕРИДНИХ ДАНИХ ЗА ДОПОМОГОЮ SATELLITE COMMUNICATION TOOLBOX У СЕРЕДОВИЩІ MATLAB".....	59
5.1 Мета лабораторної роботи.....	59
5.2 Завдання на лабораторну роботу.....	59
5.3 Основні теоретичні відомості.....	61
5.4 Порядок виконання роботи.....	62
Висновки до розділу 5.....	77
РОЗДІЛ 6 СТАРТАП ПРОЕКТ.....	78
6.1 Опис ідеї стартап-проекту.....	78
6.2 Технологічний аудит ідеї проекту	81
Висновок до розділу 6.....	87
ВИСНОВКИ	97
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ	91
ДОДАТОК А Варіанти завдань для виконання ЛР №1.....	91
ДОДАТОК Б Варіанти завдань для виконання ЛР №2.....	94
ДОДАТОК В Варіанти завдань для виконання ЛР №3.....	96
ДОДАТОК Г Варіанти завдань для виконання ЛР №4.....	97
ДОДАТОК Д Варіанти завдань для виконання ЛР №5.....	99
ДОДАТОК Е Контрольні запитання та вимоги до оформлення протоколів лабораторних робіт.....	107

ВСТУП

Актуальність

Розробка комплексу лабораторних робіт за напрямом «Супутникові системи» на базі програмного комплексу Satellite Communication Toolbox в середовищі MATLAB є важливою з наступних причин:

Для їх ефективного застосування потрібні не тільки знання, а й практичний досвід.

Satellite Communication Toolbox надає студентам практичні інструменти для моделювання та аналізу супутникових систем.

Останні технологічні розробки: Супутникові системи стають все більш важливими в сучасному світі.

Розуміння того, як працює і функціонує інструментарій супутникового зв'язку, допоможе підготувати професіоналів у цій галузі.

Використання в освіті: Використання сучасних програмних засобів у навчальному процесі сприяє підвищенню ефективності підготовки та підвищення кваліфікації професійних кадрів.

Практичність і цінність застосування: Лабораторія , зосереджена на практичному використанні інструментів супутникового зв'язку, допомагає студентам розвивати навички використання високотехнологічних інструментів, необхідних для майбутньої кар'єри в галузі зв'язку та супутникових технологій.

Тому розвиток досліджень у цій лабораторії є важливим кроком у підготовці кваліфікованих спеціалістів у галузі супутникових систем та сприяє успішному розвитку та використанню найсучасніших технологій.

Мета та завдання

Метою цього дослідження є розроблення та впровадження в освітні програми комплексу з п'яти лабораторних робіт, які нададуть студентам практичні навички у моделюванні, візуалізації та аналізі супутникових систем. Кожна з цих лабораторних робіт охоплює важливі аспекти сучасних супутникових технологій.

Об'єктом дослідження для магістерської дисертації "Розроблення комплексу лабораторних робіт для дисципліни «Супутникові системи» на основі програмного пакету Satellite Communication Toolbox середовища MatLab" є сама тема "Супутникові системи". Об'єкт дослідження - це самі супутникові системи та їх характеристики, технології, принципи функціонування, методи аналізу та моделювання, які використовуються для передачі даних через супутникові зв'язки. Основна увага зосереджується на розробці комплексу лабораторних робіт з використанням програмного пакету Satellite Communication Toolbox у середовищі MatLab для кращого розуміння та дослідження цих систем.

Предмет дослідження - моделювання системи супутникового зв'язку на основі програмного пакету Satellite Communication Toolbox середовища MatLab

Для вирішення завдань магістерської роботи був використаний наступний метод дослідження. Аналіз літературних джерел:

Проведено систематичний огляд науково-методичних джерел щодо супутникових систем, моделювання та аналізу.

Експериментальне моделювання: Пакет Satellite Communication Toolbox в середовищі MATLAB використовувався для створення експериментальних робіт, які дозволяють емулювати та візуалізувати сценарії супутникових систем та аналізувати їх характеристики та можливості.

Методи комп'ютерного моделювання: Впровадження комп'ютерного моделювання дозволило створити реалістичне моделювання різних аспектів супутникових систем та проаналізувати їх параметри.

Експертний огляд: Проконсультуйтеся та обговоріть результати з експертами в галузі супутникових технологій і систем зв'язку, щоб перевірити точність методології та отриманих даних.

Статистичний аналіз: Для обробки та порівняння результатів проведених експериментів використовувалися статистичні методи, що дозволило зробити відповідні висновки з отриманих даних.

Комплексний аналіз і порівняння: Отримані результати були оцінені та порівняні з відомими стандартами та існуючими розробками в галузі супутникових технологій і систем зв'язку.

Зміст лабораторних робіт

Лабораторна робота №1 "Моделювання та візуалізація сценаріїв супутникових систем з використанням Satellite Communication Toolbox" - ця лабораторна робота надає можливість студентам вивчити процес моделювання супутникових систем і їхню візуалізацію для різних сценаріїв.

Лабораторна робота №2 "Моделювання супутникових систем за допомогою програмного пакету Satellite Communication Toolbox в середовищі MATLAB" - ця лабораторна робота зосереджена на дослідженні супутникових систем з використанням Satellite Communication Toolbox, надаючи можливість вивчити їхню поведінку в реальних умовах.

Лабораторна робота №3 "Дослідження засобів комунікації між земними станціями та супутниками за допомогою Satellite Communication Toolbox у середовищі MATLAB" - ця лабораторна робота розглядає можливості комунікації між земними станціями та супутниками, допомагаючи студентам зрозуміти технічні аспекти зв'язку.

Лабораторна робота №4 "Аналіз доступу до супутників та орбітальних об'єктів у системі" - ця робота спрямована на вивчення доступу до супутників та орбітальних об'єктів, розглядаючи технічні та просторові аспекти.

Лабораторна робота №5 "Моделювання сузір'їв супутників з використанням ефемеридних даних за допомогою Satellite Communication Toolbox у середовищі MATLAB" - ця робота дозволяє студентам вивчити рух супутників у просторі та їхню взаємодію зі сузір'ями, використовуючи ефемеридні дані.

Розроблення та вивчення цього комплексу лабораторних робіт нададуть студентам можливість здобути глибокі знання та практичні навички у сфері супутникових систем, що є важливим кроком у їхній професійній підготовці та розвитку.

РОЗДІЛ 1

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №1 "МОДЕЛЮВАННЯ ТА ВІЗУАЛІЗАЦІЯ СЦЕНАРІЇВ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ З ВИКОРИСТАННЯМ SATELLITE COMMUNICATION TOOLBOX"

У цьому розділі розкривається сутність виконання першої лабораторної роботи: формулюється мета та завдання роботи, розглядаються основні теоретичні відомості, пов'язані з орбітальним рухом супутників, представлено алгоритм створення земних станцій.

1.1 Мета лабораторної роботи

Метою лабораторної роботи є:

- 1) Ознайомлення студентів з процесом створення сценарію супутникової системи та візуалізацією цього сценарію у переглядачі сценаріїв.
- 2) Практичне застосування знань про супутникові системи, управління супутниками та використання програмного пакету Satellite Communication Toolbox.
- 3) Розширення своїй навиків у моделюванні супутникових систем, аналізі орбітальних характеристик та візуалізації сценаріїв, що підготує їх до реальних задач в галузі супутникового зв'язку та навігації.

1.2 Завдання на лабораторну роботу

1. Завдання на лабораторну роботу полягає у створенні сценарію супутникової системи з використанням супутників (варіант = ваш номер у списку групи) та візуалізації цього сценарію у переглядачі сценаріїв. Кожна група студентів повинна створити свою власну супутникову систему, враховуючи кількість людей у групі. Кожен студент має виконати варіант, який відповідає його номеру у групі, та назвати супутник своїм прізвищем. Написати висновки

2. Для роботи з програмним пакетом Satellite Communication Toolbox необхідно встановити Matlab версії не нижче 2021b.

3. Повторити вимоги правил техніки безпеки при роботі з електроприладами.
4. Відповісти на контрольні запитання.

1.3 Основні теоретичні відомості

1.3.1 Незбурений рух ШСЗ

1.3.1.1. Умови незбуреного руху ШСЗ

Закони незбуреного руху ШСЗ справедливі при наступних умовах [1]:

- Гравітаційне поле створюється точкою, розташованою в центрі Землі, маса якої значно перевищує масу самого ШСЗ.
- Рух ШСЗ не піддається впливу жодних сил, що можуть викликати збурення (такі як гравітація від Сонця чи Місяця, нерівномірна розподілена маса Землі і атмосфера).

Ці закони були відкриті завдяки аналізу спостережень за рухом планет, проведених німецьким астрономом Кеплером у 16-17 століттях. Вони також випливають з рішення задачі "двох тіл" в механіці, яке було розглянуте вченими Ньютоном, Бернуллі та Ейлером. Рівняння руху в інерційній системі координат X, Y, Z

$$m \frac{dV}{dt} = F = \frac{GmM}{r^2}, \quad \text{де} \quad \frac{dV}{dt} = \frac{d^2X}{dt^2} + \frac{d^2Y}{dt^2} + \frac{d^2Z}{dt^2}, \quad (1.1)$$

включає гравітаційну константу G та гравітаційний параметр Землі, і визначає швидкість і траєкторію руху ШСЗ відповідно до початкових умов при відповідних початкових умовах, дає змогу визначати швидкість і параметри траєкторії руху. У цьому рівнянні G – гравітаційна постійна, $GM = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравітаційний параметр Землі.

1.3.1.2. Закони Кеплера

Закони Кеплера – це три фундаментальні закони, сформульовані Йоганном Кеплером в кінці 16 та на початку 17 століття, які описують рух планет навколо Сонця. Ці закони відіграли важливу роль у розвитку астрономії та стали основою сучасного розуміння руху небесних тіл. Ось короткий огляд цих законів:

1. Перший закон Кеплера (закон еліпсі): Кожна планета рухається по еліпсу, в якому Сонце знаходиться в одному з фокусів цього еліпса. Цей закон визначає форму орбіт, по яким рухаються планети. (рис. 2.1).

Наслідки: 1) ШСЗ може перебувати тільки в тій площині, що проходить через центр (мас) Землі. 2) Розташування площини орбіти і її форма незмінні в часі й просторі.

2. Радіус-вектор $\vec{r}(t)$, проведений із центра Землі до орбіти, за рівні проміжки часу ΔT “замітає” рівні площі: $S_1 = S_2 = S_3$.

Наслідок: Для даної орбіти, зі збільшенням висоти ШСЗ над Землею його швидкість зменшується, а тривалість сеансу зв'язку між земними станціями зростає.

3. Відношення квадратів періодів T обертання двох ШСЗ навколо Землі дорівнює відношенню кубів їхніх середніх відстаней від центра Землі (тобто кубів більших півосей a їхніх орбіт,

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}; \text{ а також } \frac{T_1^2}{T_3^2} = \frac{a_1^3}{a_3^3}.$$

$$\text{Звідки випливає, що } \frac{T_1^2}{a_1^3} = \frac{T_2^2}{a_2^3} = \frac{T_3^2}{a_3^3} = \frac{(2\pi)^2}{GM} = 9,90427 \cdot 10^{-14} \text{ с}^2/\text{м}^3. \quad (1.2)$$

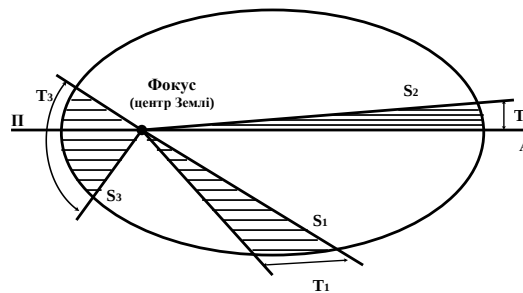


Рис. 1.1. Пояснення другого закону Кеплера

Тому даний закон можна сформулювати інакше:

Квадрат періоду T обертання ШСЗ навколо Землі пропорційний кубу великої півосі його орбіти $T_2 = 9,90427 \cdot 10^{-14} a^3$.

1.3.2 Параметри еліптичної орбіти ШСЗ

Параметри еліптичної орбіти та розташування ШСЗ на ній (точка S на рис. 2.2, її радіус-вектор $-\vec{r}(t)$) характеризуються різними параметрами. Ось їх опис:

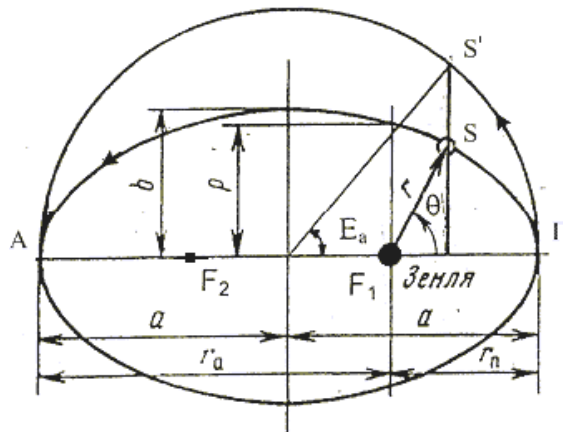


Рис. 1.2 Параметри орбіти ШСЗ

Параметри, що характеризують форму орбіти:

- F_1 та F_2 - фокуси еліпса, де центр Землі співпадає з фокусом F_1 ;
- A та Π - апогей та перигей орбіти, що представляють найвіддаленішу і найближчу точки орбіти відносно F_1 та F_2 . Лінія, що їх з'єднує, називається лінією апсид;
- a и b – велика й мала півосі еліпса;
- $2c$ – фокусна відстань (відстань між F_1 та F_2 , на малюнку не показана);
- r – радіус-вектор ШСЗ, який проведений із F_1 до будь-якої точки орбіти (r_a и r_n – відстані від центра Землі до точок апогею й перигею);
- $e = 2c/2a$ – ексцентриситет орбіти (відношення фокусної відстані до великої осі еліпса). Ексцентриситет визначає форму орбіти;
- p – фокальний параметр орбіти, довжина перпендикуляра, проведеного з фокуса до перетину з орбітою.

Параметри, що визначають розташування ШСЗ (точки S) на орбіті

Θ - істинна аномалія, кут у площині орбіти між напрямками на перигей і на ШСЗ. Вимірюється від 0° до 360° за напрямком руху ШСЗ.

– E_a – ексцентрична аномалія, кут між лініями, що виходять із центра еліптичної орбіти, одна з яких спрямована на точку P, а інша - на точку S' (перетин умовної кругової орбіти та перпендикуляра до лінії апсид, проведеного через точку S в даний момент часу). Параметри Θ та E_a пов'язані між собою:

$$\Theta = \arctg \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \cdot \tg \frac{E}{2} \right); \quad \cos \Theta = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E}. \quad (1.3)$$

Параметри розташування площини орбіти ШСЗ в просторі:

– Висхідний вузол (В) - це точка, де площина орбіти ШСЗ перетинає екваторіальну площину, коли ШСЗ рухається з південної небесної півсфери в північну. Лінія, яка з'єднує висхідний та спадний вузли, називається лінією вузлів. (см. рис. 1.3);

– Спадний вузол (Н) - це точка, де площина орбіти ШСЗ перетинає екваторіальну площину, коли ШСЗ рухається з північної небесної півсфери в південну. (рис. 1.3). Лінію ВН називають лінією вузлів;

– i – нахилення орбіти (рис.1.3) – це кут між площиною орбіти і екваторіальною площиною. Він вимірюється проти годинникової стрілки, якщо дивитися з точки В, і може мати значення від 0° до 180° .

– λ_0 – довгота висхідного вузла. - це кут в екваторіальній площині між напрямком від центра Землі до грінвічського меридіана і напрямком до висхідного вузла В. (рис.1.4). Кут λ_0 вимірюється проти годинникової стрілки, якщо дивитися з північного полюса N, і може мати значення від 0° до 360° .

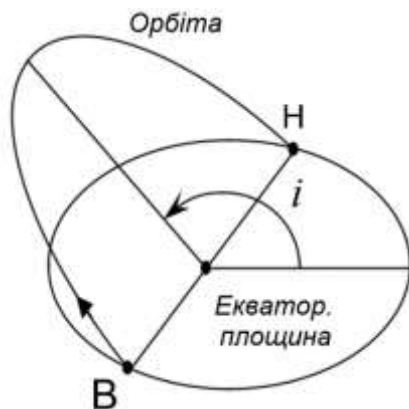


Рис. 1.3. Нахил орбіти

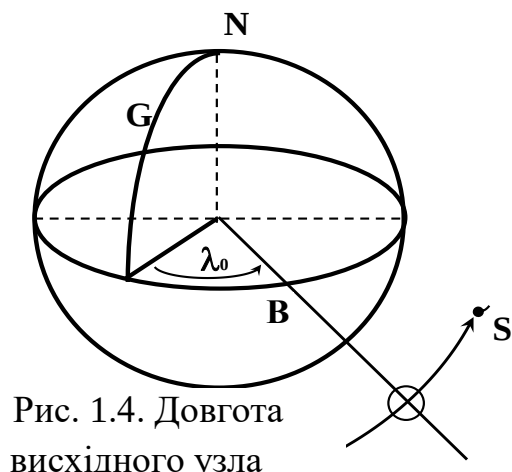


Рис. 1.4. Довгота висхідного узла

Параметр, що вказує на розташування площини орбіти:

– ω – аргумент перигею – кут в площині орбіти між напрямком від центра Землі до точки висхідного вузла B і напрямком до перигею. Вимірюється в напрямку руху ШСЗ від висхідного вузла B і може змінюватися в діапазоні від 0° до 360° .

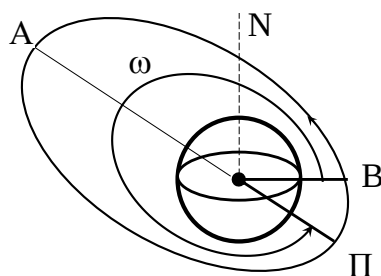


Рис. 1.5. Аргумент перигея

Ефемериди ШСЗ – прогнозовані значення координат ШСЗ у топоцентричній системі для заданих моментів часу. Вони використовуються ЗС, а також вимірювальними засобами, для попереднього наведення їхніх антен на точку розташування ШСЗ.

1.3.3 Характеристики орбітального руху ШСЗ

1.3.3.1 Швидкість незбуреного руху ШСЗ по круговій орбіті

Швидкість (рис. 2.6, орбіта 3) визначається з рівності сил: відцентрової $F_{\text{ЦБ}}$ і доцентрової $F_{\text{ЦС}}$ (сили земного тяжіння):

$$F_{\text{ЦБ}} = \frac{m \cdot V^2}{r} = F_{\text{ЦС}} = G \frac{m \cdot M}{r^2}. \quad (1.4)$$

Звідси: $V_{\text{кр}}^2 = \frac{GM}{r}$ або

$$V_{\text{кр[км/с]}} = \sqrt{\frac{GM}{r}} \approx \frac{631}{\sqrt{r_{\text{[км]}}}}. \quad (1.5)$$

Тут:

$V_{\text{кр}}$ - швидкість руху супутника по круговій орбіті радіуса r .

$M = 5,974 \cdot 10^{24} \text{ кг}$ – маса Землі,

m – маса ШСЗ,

$G = 6,672 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3/(\text{кг} \cdot \text{с}^2)$ – гравітаційна постійна,

$GM = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравітаційний параметр Землі,

$r = R + H$ – відстань між центром Землі та ШСЗ.

З $V_{\text{кр}} = 631/\sqrt{r}$ слідує, що:

– зі збільшенням відстані r швидкість $V_{\text{кр}}$ вільного польоту ШСЗ зменшується;

– при $H = 0$, тобто при $r = R = 6370 \text{ км}$ (в цьому випадку траєкторія ШСЗ проходить безпосередньо по поверхні ідеальної Землі) $V_{\text{кр}} = 7,91 \text{ км/с}$.

Це значення швидкості називають першою космічною.

Період обертання ШСЗ по круговій орбіті:

$$T_{\text{[с]}} = \frac{2\pi r}{V} = \frac{2\pi r}{\sqrt{GM/r}} \approx 0,01 \cdot \sqrt{r_{\text{[км]}}^3}. \quad (1.6)$$

Якщо $r = R$, то $T = T_0 = 0,01\sqrt{6370^3} = 5096\text{с} = 84,93\text{хвилини}$.

Звідси витікає, що період обертання ШСЗ не може бути меншим однієї години 25 хвилин.

1.3.3.2 Рух ШСЗ по еліптичній орбіті

Взаємозв'язок параметрів еліптичної орбіти. У загальному виді рішення рівняння руху КА в центральному полі тяжотіння Землі має вигляд

$$r = p / (1 + e \cos \theta). \quad (1.7)$$

З (1.7) видно, що при $\Theta = \Theta(t)$ відстань r є функцією часу $r = r(t)$.

Параметри p і e мають власні характерні значення для еліптичних, параболічних та гіперболічних орбіт.

У випадку еліптичної орбіти $p = a(1 - e^2)$, а $e = c/a < 1$. Тому при будь-якому значенні Θ в межах $0 \dots 360^\circ$ величина r залишається кінцевою, ШСЗ як бы “прив’язаний” до Землі і не може “відірватися” від неї:

$$\text{– якщо } \Theta = 0, \text{ то значення } r = r_{\Pi} = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e} = a \cdot (1 - e),$$

$$\text{– якщо } \Theta = \pi, \text{ то значення } r = r_A = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 - e} = a \cdot (1 + e).$$

$$\text{Звідси виходить, що } \frac{r_{\Pi}}{r_A} = \frac{1 - e}{1 + e}.$$

Швидкість руху ШСЗ по еліптичній орбіті. Для линейной (касательной) скорости движения ИСЗ по эллиптической орбите справедливы выражения (приводятся без вывода):

Для лінійної (дотичної) швидкості руху ШСЗ по еліптичній орбіті (рис. 2.6, траєкторія 4) справедливі вирази:

$$V = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}, \quad V = V_{KP} \cdot \sqrt{\frac{1 + 2e \cos \theta + e^2}{1 - e^2}}. \quad (1.8)$$

Тут V_{KP} – швидкість руху ШСЗ по кругій орбіті радіуса a .

1.3.3.3. Залежність форми орбіти від початкової швидкості

Ексцентриситет параболи $e = 1$. Тому з $r = p / (1 + e \cos \theta)$ виходить, що при $\Theta(t) \rightarrow \pi$ значення $r(t) \rightarrow \infty$.

При параболічній, називаною також другою космічною швидкістю (швидкістю “відриву” від Землі, рис.1.6, орбіта 5), КА переборює силу тяжіння Землі. На висоті H значення параболічної швидкості

$$V_{\text{ПАР}} = \sqrt{2} \cdot V_{\text{КР}} = \sqrt{2} \frac{631}{\sqrt{6370 + H}}. \quad (1.9)$$

На поверхні Землі вона складає $V_{\text{ПАР}} = \sqrt{2} \frac{631}{\sqrt{6370}} = 11,2 \text{ км/с}$.

Швидкості $V > V_{\text{ПАР}}$ називають гіперболічними. Для гіперболе $e > 1$, тому для них $r(t) \rightarrow \infty$ при кутах $\Theta(t) < \pi$. Асимптоти гіперболічних траєкторій – прямі лінії.

Залежність характеру руху КА від його початкової горизонтальної швидкості V_i (вертикальна дорівнює нулю) у точці на деякій висоті H над Землею ілюструється рис.1.6 (цифри в позначенні орбіт відповідають порядковим індексам при швидкостях, зазначених у табл. 1.1).[3]

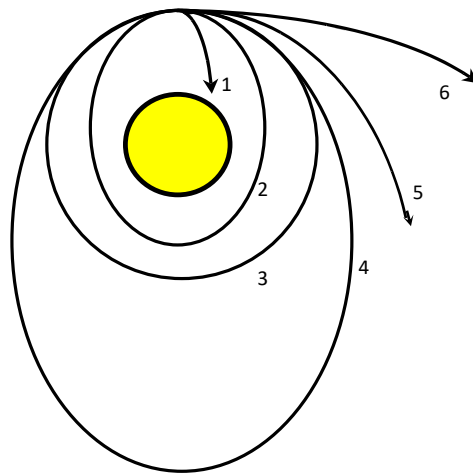


Рис. 1.6. Форми орбіт ШСЗ

$$(V_1 < V_2 < V_3 < V_4 < V_5 < V_6)$$

Початкова швидкість	Значення швидкості	Характер руху ШСЗ
V_1	$V_1 < V_2$	ШСЗ падає на Землю
V_2	$V_2 = V_{\text{э}} = V_A = V_{\text{кр}} \sqrt{(1-e)/(1+e)} < V_{\text{кр}}$	Еліптична орбіта з апогеєм в даній точці
V_3	$V_3 = V_{\text{кр}} = 630/\sqrt{R+H}$	Кругова орбіта
V_4	$V_4 = V_{\text{э}} = V_{\text{п}} = V_{\text{кр}} \sqrt{(1+e)/(1-e)} > V_{\text{кр}}$	Еліптична орбіта з перигеєм в даній точці
V_5	$V_5 = V_{\text{ПАР}} = \sqrt{2}V_{\text{кр}}$	Параболічна траєкторія; ШСЗ переборює притяжіння Землі
V_6	$V_6 = V_{\text{ГИПЕРБ}} > V_{\text{ПАР}}$	Гіперболічна траєкторія; відрив від Землі більш різкий, ніж при параболічній траєкторії

1.3.4 Види орбіт, що використовуються в ССП

1.3.4.1. Класифікація орбіт

Орбіти ШСЗ класифікуються за наступними ознаками:

- за формою – кругові ($e = 0$) та еліптичні ($0 < e < 1$);
- за нахилом:
 - екваторіальні ($i = 0^\circ$),
 - похилі ($0^\circ < i < 90^\circ$; $90^\circ < i < 180^\circ$),
 - полярні ($i = 90^\circ$);
- за висотою H (за періодом обертання T):
 - маловисотні (LEO), $H < 1500$ км, $T < 4$ ч,
 - середньовисотні (MEO), $5000 < H < 15000$ км, $4 < T < 12$ ч,
 - високоеліптичні (HEO), $H_A > 35000$ км, $T > 12$ ч,
 - геостаціонарні (GEO), $H = 36000$ км, $T = 24$ ч;
- за напрямком обертання:
 - прямі – за напрямком обертання Землі,
 - зворотні (рух проти напрямку обертання Землі);

- за синхронізмом обертання ШСЗ і Землі:
 - синхронні $T_{\text{ШСЗ}} = T_3 / n$, где $n = 1, 2, \dots$,
 - асинхронні $T_{\text{ШСЗ}} \neq T_3 / n$;
 - сонячно-синхронні – ШСЗ з'являється над певною ділянкою місцевості в той самий час доби. Такі орбіти, зокрема, використовуються в системах дистанційного зондування Землі.

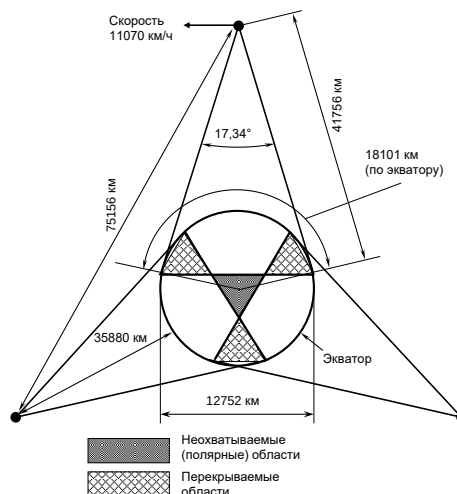
1.3.4.2 Геостационарна орбіта (GEO)

Геостационарна орбіта або GEO належить до категорії кругових, високих, прямих і синхронних орбіт. У цій орбіті кутові швидкості обертання ШСЗ і Землі є однаковими. З точки зору спостерігача на Землі такий штучний супутник залишається стаціонарним на певному місці над поверхнею планети, тому його іменують геостационарним (або GEOs).

Параметри GEO: Нахилення $i = 0$, $e = 0$; висота $H = 35786$ км; період обертання $T = 23$ год. 56 хв. 04 с (зоряна доба); геосинхронна швидкість $V_{\text{GEO}} = 3,075$ км/с.

Нерухомість GEOs відносно Землі забезпечує:

- Забезпечення можливості цілодобового обслуговування близько 1/3 земної поверхні, залишаючи поза обслуговуванням приполярні райони.
- Забезпечення майже глобального зв'язку на широтах від -70° до $+70^\circ$ за допомогою трьох супутників, розташованих на відстані 120° по довготі. (рис. 1.7);
- Відсутність необхідності в переходах з одного супутника на інший при зміні їх положення на небосхилі, що спрощує системи наведення антен і автосупроводження супутників;
- Забезпечення стійкої та високоякісної якості зв'язку завдяки майже постійному рівню сигналу на приймальних антенах і мінімальному впливу ефекту Доплера;
- Спрощення управління супутниками за допомогою обмеженого наземного обладнання.



1.7. Глобальний зв'язок з використанням трьох ШСЗ

Проте, геостаціонарні супутники (GEOs) не можуть забезпечити покриття для обслуговування районів, розташованих близько до полюсів. Запуск GEOs для покриття цих районів стає складним та витратним завданням. Крім того, орбіта GEO вже досить щільно заселена і обмежена кількістю доступних позицій, тому розміщення нових супутників на GEO може бути проблематичним.

Підвищують ефективність використання GEO: Розташовуючи кілька супутників GEO на одній орбітальній позиції, які працюють у різних частотних діапазонах, що дозволяє ефективніше використовувати доступний "слот" на орбіті; Використання просторового та поляризаційного розділення сигналів для зменшення впливу спотворень та перешкод на орбіті; Встановленням жорстких стандартів для точності утримання супутників GEO на їхній номінальній позиції, що допомагає забезпечити стабільну роботу системи зв'язку.

1.3.4.3. Еліптична орбіта ШСЗ “Молнія”

По класифікації орбіта ШСЗ “Молнія” – еліптична, похила, висока, пряма, сонячно-синхронна. Її параметри:

Її параметри:

Нахилення $i = 63^{\circ}26'$; висота апогею $HA = 40\,000$ км; висота перигею $HP = 500$ км; період обертання $T = 12$ год, аргумент перигею $\omega = 280^{\circ}$; довгота висхідного вузла $\lambda = 68^{\circ}$.

Штучний супутник Землі (ШСЗ) здійснює два оберти навколо Землі за одну сонячну добу. Його вихідна точка знаходиться на східній півкулі, і цю позицію називають основною. Апогей (найвища точка орбіти) ШСЗ розташований над півостровом Таймир.

На рисунку 1.8 показана траєкторія підсупутникової точки у залежності від часу та довготи λ . Завдяки великій висоті апогею, сесія зв'язку в північній півкулі може тривати до 8 годин, оскільки кутове положення ШСЗ мало змінюється (лише на 10°). У той же час, час перебування над південною півкулею дуже короткий і становить менше години.

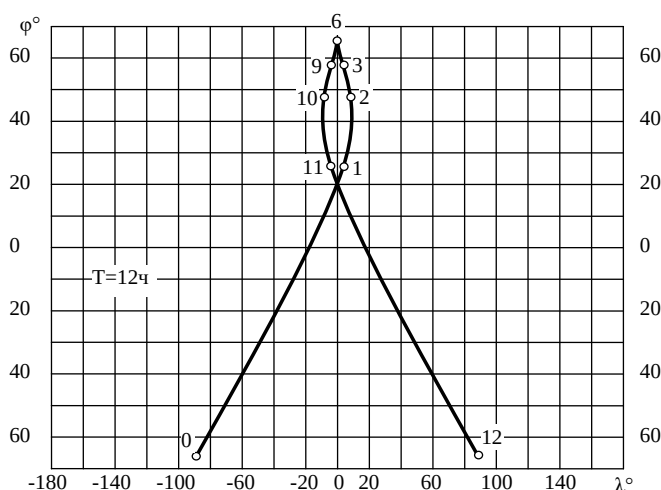


Рис. 1.8. Траєкторія підсупутникової точки ШСЗ “Молнія”

Вихід з висхідним вузлом у Західній півкулі означає, що основна точка орбіти знаходиться на заході планети. Апогей (найвища точка орбіти) розташований над Канадою.

Через витягнуту форму орбіти, сесія зв'язку в північній півкулі може тривати близько 8 годин (частіше використовується 6 годин), оскільки ШСЗ знаходиться над цією областю протягом цього часу. У той же час, перебування над південною півкулею значно коротше.

1.3.4.4 Еволюція параметрів орбіт

Земля являє собою геоїд, сплюснений з полюсів. Екваторіальний радіус $R = 6378$ км (на 22,1 км більше, ніж полярний). Причинами збурювання вільного руху ШСЗ є вплив несферичності Землі й нерівномірного розподілу густини її маси. Несферичність Землі викликає зміну довготи λ висхідного вузла на величину $\Delta\lambda \approx \cos i$.

Звідси випливає, що довгота λ не буде змінюється тільки при $i = \pi/2$, тобто при використанні полярних орбіт. Пояснює це явище рис. 2.9.

Зміщення траєкторії ШСЗ до заходу поблизу екватора в районі розрахункового висхідного вузла і до сходу поблизу спадного вузла пояснюється впливом "екваторіального горба". Цей ефект виникає через більшу силу притягання між ШСЗ та Землею у районі екватора.

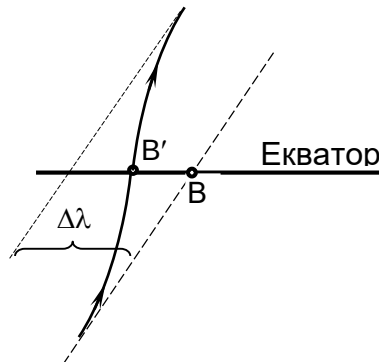


Рис. 1.9. Зміщення довготи висхідного вузла В

У зв'язку з цим, площина орбіти ШСЗ постійно повертається навколо лінії апсид (місця на орбіті, де вона найближча до Землі і де найвища) на кожному оберті на певний кут, який позначається як $\Delta\lambda$.

Крім того, несферичність Землі також впливає на аргумент перигею (кут між лініями, що виходять із центра орбіти та точкою перигею) і змінює його значення.

$$\Delta\Theta \approx (5\cos^2 i - 1). \quad (1.10)$$

З виразу $(5\cos^2 i - 1) = 0$ видно, що при $\cos i = \sqrt{1/5} \approx 0,4$ аргумент перигею (положення лінії апсид) залишається незмінним при значеннях косинуса кута нахилу орбіти,

які відповідають кутам нахилу орбіт $i = 63^{\circ}26'$ та $116^{\circ}34'$. У цих двох випадках лінія апсид не змінює свого положення. Проте в інших випадках лінія апсид повертається в площині орбіти. Наприклад, полярні орбіти повертаються у своїй площині проти руху ШСЗ, тоді як екваторіальні орбіти (не геостационарні) повертаються по напрямку руху ШСЗ.

1.4 Порядок виконання роботи

1. Запускаємо Matlab. Створюємо новий скрипт (файл з розширенням *.m), обравши пункт меню «HOME – New script» (Рис.1.10).



Рис. 1.10 Панель інструментів Matlab

1. Встановлюємо початковий час моделювання (наприклад, 10 червня 2023 року о 12:00 за UTC) за допомогою наступного коду

```
startTime = datetime(2023,6,10,12,00,0);
```

2. Встановлюємо час закінчення симуляції, додавши 8 годин до початкового часу, що заданий змінною startTime у першому рядку.

```
stopTime = startTime + hours(8);
```

3. Встановлюємо часовий інтервал між вимірами в сценарії супутникової системи. У данному прикладі, виміри проводяться кожну хвилину.

```
sampleTime = 60;
```

4. Створюємо об'єкт сценарію супутникової системи за допомогою функції satelliteScenario. Він приймає початковий час, час закінчення та часовий інтервал вимірювання.

```
sc = satelliteScenario(startTime,stopTime,sampleTime);
```

5. Відкриваємо вікно переглядача сценарію супутникової системи, де можна візуально переглянути та аналізувати сценарій.

```
satelliteScenarioViewer(sc);
```

6. З наступних рядків (починаючи з semiMajorAxis = 6922000;) розпочинається задання параметрів супутника. Для супутника визначаються параметри його

орбіти, такі як напівосновна вісь (semiMajorAxis), ексцентриситет (eccentricity), нахил (inclination) Довгота висхідного узла (rightAscensionOfAscendingNode), аргумент перигею (argumentOfPeriapsis) та істинна аномалія (trueAnomaly).

```
semiMajorAxis = 6922000;  
eccentricity = 0.0001234;  
inclination = 53.0603;  
rightAscensionOfAscendingNode = 8.8092;  
argumentOfPeriapsis = 65.0144;  
trueAnomaly = 86.9658;
```

8. Створення першого супутника з заданими параметрами. "Name" - Ім'я супутника, в даному випадку "Sat 2688".

```
"Name","Sat 2688", ...
```

"OrbitPropagator" - Метод розрахунку орбіти супутника. У цьому випадку використовується метод двох тіл Кеплера (two-body-keplerian).

```
"OrbitPropagator","two-body-keplerian");
```

semiMajorAxis - Велика піввісь орбіти супутника, в даному випадку 6922000 метрів.

```
semiMajorAxis = 6922000;  
eccentricity - Ексцентриситет орбіти супутника, в даному випадку 0.0001214.  
eccentricity = 0.0001214;
```

inclination - Нахил орбіти супутника, в даному випадку 52.0504 градусів.

```
inclination = 52.0505;
```

rightAscensionOfAscendingNode Довгота висхідного узла супутника, в даному випадку 8.9103 градусів.

```
rightAscensionOfAscendingNode = 8.9103;
```

argumentOfPeriapsis - Аргумент перигею орбіти супутника, в даному випадку 68.7056 градусів.

```
argumentOfPeriapsis = 68.7056;
```

trueAnomaly - Справжня аномалія орбіти супутника, в даному випадку 83.3211 градусів.

```
trueAnomaly = 83.3211;
```

Отже, цей код дозволяє створювати сценарій супутникової системи з одним супутником та візуалізувати його у переглядачі сценаріїв.

Код в цілому

```
startTime = datetime(2023,6,10,12,00,0);
stopTime = startTime + hours(8);
sampleTime = 60;
sc = satelliteScenario(startTime,stopTime,sampleTime);
satelliteScenarioViewer(sc);
semiMajorAxis = 6922000;
eccentricity = 0.0001234;
inclination = 53.0603;
rightAscensionOfAscendingNode = 8.8092;
argumentOfPeriapsis = 65.0144;
trueAnomaly = 86.9658;
mwSat1 = satellite(sc, ...
    semiMajorAxis, ...
    eccentricity, ...
    inclination, ...
    rightAscensionOfAscendingNode, ...
    argumentOfPeriapsis, ...
    trueAnomaly, ...
    "Name","Sat 2688", ...
    "OrbitPropagator","two-body-keplerian");
```

Після запуску коду з'явиться наступне вікно (рис.1.11)



Рис.1.11 Сценарій супутника для лабораторної роботи в satellite Scenario Viewer

Студент може побачити як поводить ся супутник у реальному часі, та змінювати параметри аби подивитись як зміниться орбіта .

Висновки

В цьому розділі відбулося ознайомлення студентів з процесом створення сценарію супутникової системи та візуалізацією цього сценарію у переглядачі сценаріїв. Практичне застосування знань про супутникові системи, управління супутниками та використання програмного пакету Satellite Communication Toolbox. Розширення свої навиків у моделюванні супутникових систем, аналізі орбітальних характеристик та візуалізації сценаріїв, що підготує їх до реальних задач в галузі супутникового зв'язку та навігації.

РОЗДІЛ 2

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №2 «МОДЕЛЮВАННЯ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ ЗА ДОПОМОГОЮ ПРОГРАМНОГО ПАКЕТУ SATELLITE COMMUNICATION TOOLBOX В СЕРЕДОВИЩІ MATLAB»

У цьому розділі нами буде змодельовано комунікаційної лінії між супутником та наземною станцією, яку було зроблено в розділі 1.

2.1 Мета лабораторної роботи

Метою лабораторної роботи є:

- 1) Моделювання та дослідження супутникової комунікації з використанням програмного пакету Satellite Communication Toolbox.
- 2) Створення передавача та приймача для супутника
- 3) Створення Гаусових антен для цих об'єктів та наземної станції.

2.2 Завдання на лабораторну роботу

- 1) Моделювання комунікаційної лінії між супутником та наземною станцією.
- 2) Ознайомитися з процесом створення та налаштування супутникової комунікації з використанням Satellite Communication Toolbox.
- 3) Відповісти на контрольні запитання.

2.3 Основні теоретичні відомості

Гімбал (Gimbal) - це механічна система, яка дозволяє об'єкту зберігати свою орієнтацію в просторі незалежно від руху оточуючого середовища. Гімбали використовуються для стабілізації і управління орієнтацією об'єкта у трьох основних напрямках:

Крен (Roll): Це орієнтація об'єкта вздовж горизонтальної осі. Гімбали дозволяють об'єкту підтримувати постійний кут крену незалежно від зовнішніх впливів, таких як обертання чи горизонтальні рухи.

Тангаж (Pitch): Це орієнтація об'єкта вздовж вертикальної осі. Гімбал допомагає об'єкту підтримувати постійний кут тангажу, що важливо, наприклад, для точного спрямування об'єкта вгору чи вниз.

Риск (Yaw): Це обертання об'єкта навколо своєї власної осі. Гімбал дозволяє управляти орієнтацією об'єкта у площині риску.

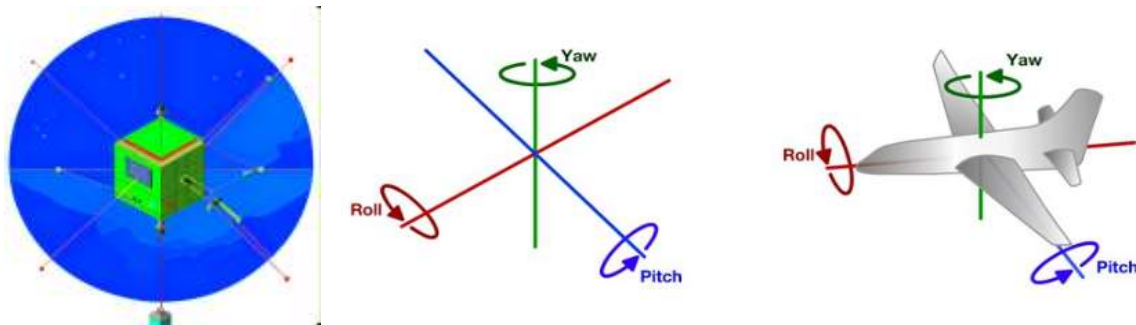


Рис 2.1 схематичне зображення осі у трьох основних напрямках

Гімбали складаються з набору взаємопов'язаних об'єктів, які можуть обертатися навколо своїх власних осей. Вони зазвичай мають дві або більше ступенів свободи руху. Гімбали можуть бути використані в різних пристроях і системах, де потрібна стабілізація і точне управління орієнтацією, таких як аерокосмічні апарати, камери для аерозйомки, літаки, дрони, оптичні прилади та інше.

Головна перевага гімбалів полягає в їхній здатності забезпечувати стабільну платформу для приладів або обладнання, що мають залишатися орієнтованими у просторі, навіть коли основний носій зазнає руху чи обертання. Це дозволяє отримувати стабільні і точні вимірювання та спостереження в різних областях науки і технологій.

2.4 Порядок виконання роботи

1 Створюємо об'єкт гімбала для передавача супутника mwSat1. Гімбал встановлюється в позицію з координатами [0;1;2].

```
gimbalMWSat1Tx = gimbal(mwPSat1,  
    "MountingLocation",[0;1;2]);
```

2 Створюємо об'єкт гімбала для приймача супутника mwSat1. Гімбал встановлюється в позицію з координатами [0;-1;2].

```
gimbalMWSat1Rx = gimbal(mw Sat1,  
    "MountingLocation",[0;-1;2]);
```

3 Створюємо об'єкт приймача для супутника mwSat1. Приймач встановлюється на позицію з координатами [0;0;1] і встановлюємо параметри відношення коефіцієнту підсилення приймальної антени до шуму (GainToNoiseTemperatureRatio) рівне 3 дБК і необхідне відношення сигнал-шум (RequiredEbNo) рівне 4 дБ.

```
mwSat1Rx = receiver(gimbal Sat1Rx, "MountingLocation",[0;0;1],  
    "GainToNoiseTemperatureRatio",3, "RequiredEbNo",4);
```

4 Створюємо об'єкт гаусової антени для приймача супутника mw Sat1. Діаметр антени встановлюється на значення 0.5 м

```
gaussianAntenna(mwSat1x, "DishDiameter",0.5);
```

5 Створюємо об'єкт передавача для супутника mwSat1. Передавач встановлюється на позицію з координатами [0;0;1] і має встановлені параметри частоти (Frequency) яка рівна 30e9 (30 гігагерц) та потужності (Power) рівна 15 децибелових ват (дБВт).

```
mwSat1Tx = transmitter(gimbalMWSat1Tx, "MountingLocation",[0;0;1],  
    "Frequency",30e9, "Power",15);
```

6 Створюємо об'єкт гаусової антени для передавача супутника mw Sat1. Діаметр антени встановлюється на значення 0.5 м[1].

```
gaussianAntenna(mw Sat1x, "DishDiameter",0.5);
```

7 Встановлюємо широту (в градусах) для земної станції mwKyiv, яка розташована у Києві.

```
latitude = 50.467;
```

8 Встановлюємо довготу (в градусах) для земної станції mwKyiv, яка розташована у Києві.

longitude = 30.517;

9 Створюємо об'єкт земної станції mwKyiv з використанням встановлених значень широти, довготи та назви " Kyiv" для станції.

mwKyiv = groundStation(sc, latitude, longitude, "Name"," Kyiv");

У кодi були створені наступні об'єкти:

- Супутник mwSat1 з вказаними орбітальними параметрами.
- Гімбальна система gimbalMWSat1Tx для передавача супутника mw Sat1.
- Гімбальна система gimbalMWSat1Rx для приймача супутника mw Sat1.
- Приймач супутника mwSat1x з встановленими параметрами, такими як відношення коефіцієнту підсилення до шумової температури (добротність антени супутника) та потрібне відношення енергії сигналу до спектральної щільності гаусівського шуму (відношення «сигнал/шум») – Eb/N0.
- Гаусова антена для приймача mwSat1Rx з вказаним діаметром антени.
- Передавач mw Sat1x з встановленими параметрами, такими як частота та потужність.
- Гаусова антена для передавача mwSat1Tx з вказаним діаметром антени.
- Земна станція mwKyiv з встановленими координатами широти та довготи.

Ці об'єкти інтегруються в сценарій супутникової системи, що дозволяє моделювати комунікацію між супутником та наземною станцією. Ця лабораторна робота дозволить студентам ознайомитися з процесом створення та налаштування супутникової комунікації з використанням Satellite Communication Toolbox.

Перематування часу можете робити завдяки повзунку , що зображено на скріншоті



Рис 2.2 Частина інтерфейсу , що дозволяє змінювати швидкість плину часу

Код в цілому

```

startTime = datetime (2023,6,10,12,00,0);
stopTime = startTime + hours(200);
sampleTime = 60;
sc = satelliteScenario(startTime,stopTime,sampleTime)
satelliteScenarioViewer(sc);
semiMajorAxis = 6922000;
eccentricity = 0.0001234;
inclination = 53.0603;
rightAscensionOfAscendingNode = 8.8092;
argumentOfPeriapsis = 65.0144;
trueAnomaly = 86.9658;

mwsat1 = satellite(sc, ...
    semiMajorAxis, ...
    eccentricity, ...
    inclination, ...
    rightAscensionOfAscendingNode, ...
    argumentOfPeriapsis, ...
    trueAnomaly, ...
    "Name", " Sat 2688", ...
    "OrbitPropagator", "two-body-keplerian");

```

```

semiMajorAxis = 7171950;
eccentricity = 0.0001214;
inclination = 52.0505;
rightAscensionOfAscendingNode = 8.8192;
argumentOfPeriapsis = 68.7056;
trueAnomaly = 83.3211;

mwsat2 = satellite(sc, ...
    semiMajorAxis, ...
    eccentricity, ...
    inclination, ...
    rightAscensionOfAscendingNode, ...
    argumentOfPeriapsis, ...
    trueAnomaly, ...
    "Name", "Sat 2672", ...
    "OrbitPropagator", "two-body-keplerian");
gimbalSat1Tx = gimbal(mwsat1, ...
    "MountingLocation", [0;1;2]);
gimbalSat2Tx = gimbal(mwsat2, ...
    "MountingLocation", [0;1;2]);
gimbalSat1Rx = gimbal(mwsat1, ...
    "MountingLocation", [0;-1;2]);
gimbalSat2Rx = gimbal(mwsat2, ...
    "MountingLocation", [0;-1;2]);
mwsat1Rx = receiver(gimbalSat1Rx, ...
    "MountingLocation", [0;0;1], ...
    "GainToNoiseTemperatureRatio", 3, ...
    "RequiredEbNo", 4);
mwsat2Rx = receiver(gimbalSat2Rx, ...
    "MountingLocation", [0;0;1], ...

```

```

        "GainToNoiseTemperatureRatio",3, ...
        "RequiredEbNo",4);
gaussianAntenna(mwsat1Rx, ...
    "DishDiameter",0.5);
gaussianAntenna(mwsat2Rx, ...
    "DishDiameter",0.5);
mwsat1Tx = transmitter(gimbalSat1Tx, ...
    "MountingLocation",[0;0;1], ...
    "Frequency",30e9, ...
    "Power",15);
mwsat2Tx = transmitter(gimbalSat2Tx, ...
    "MountingLocation",[0;0;1], ...
    "Frequency",27e9, ...
    "Power",15);
gaussianAntenna(mwsat1Tx, ...
    "DishDiameter",0.5);
gaussianAntenna(mwsat2Tx, ...
    "DishDiameter",0.5);
latitude = 50.467;
longitude = 30.517;
gs1 = groundStation(sc, ...
    latitude, ...
    longitude, ...
    "Name","Київ");
latitude = 41.7339946;
longitude = 21.7939122;

```

Завдання на лабораторну роботу

Для виконання даного завдання студентом будуть створенні земні станції, які будуть розташовані на землі. Та чекати супутника таким чином, щоб він пролетів прямо над певним містом.

Таким чином, студент зможе створити реалістичну симуляцію, де супутник буде проходити прямо над вибраним містом, що дозволить нам вивчати та аналізувати його поведінку та комунікаційні можливості з земною станцією. Як показано на (Рис 2.3,Рис 2.4) нижче.

Для кожного супутника можна робити окреме зображення всього екрану.



Рис 2.3 Пролітання супутників над містом Київ.



Рис 2.4 Пролітання супутників через деякий час .

Висновки

Після закінчення лабораторної роботи студент має навчитись моделюванню та дослідженню супутникової комунікації з використанням програмного пакету Satellite Communication Toolbox. Створення передавача та приймача для супутника

Створення Гаусових антен для цих об'єктів та наземної станції.

РОЗДІЛ 3

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №3 "ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАСОБІВ КОМУНІКАЦІЇ МІЖ ЗЕМНИМИ СТАНЦІЯМИ ТА СУПУТНИКАМИ ЗА ДОПОМОГОЮ SATELLITE COMMUNICATION TOOLBOX У СЕРЕДОВИЩІ MATLAB"

На основі розділів 1 та 2 зробити лінію зв'язку між земними станціями за допомогою групи супутників .

3.1 Мета лабораторної роботи:

Метою лабораторної роботи є ознайомлення студентів з використанням засобів Satellite Communication Toolbox у середовищі MATLAB для симуляції та аналізу зв'язку між земними станціями та супутниками. Дослідити різні змінні та параметри для визначення оптимальних умов зв'язку.

3.2 Завдання на лабораторну роботу

1. Розуміння структури та функцій коду для симуляції радіозв'язку між земними станціями та супутниками.

2. Зміна параметрів орбітальних характеристик супутників (наприклад, висота орбіти, ексцентриситет, нахил орбіти) та орбітальних параметрів земних станцій (широта, довгота) для аналізу їх впливу на якість зв'язку.

3. Визначення відповідних параметрів антен для передавачів та приймачів та аналіз їх впливу на радіозв'язок (наприклад, діаметр антени, потужність передавача).

4. Визначення відповідних параметрів кута нахилу та місця розташування гімбалів для аналізу впливу орієнтації антен на якість зв'язку.

5. Вивчення вихідних даних симуляції та аналіз параметрів, таких як співвідношення сигнал/шум (E_b/N_0) та енергетичний запас лінії радіозв'язку.

6. Відповісти на контрольні запитання.

7. Зробити скріншоти супутника геостаціонарної орбіти GEO .

3.3 Основні теоретичні відомості

3.3.1 Основні теоретичні відомості

Зв'язок у вимірювальному та технічному контексті відноситься до інтервалу часу або простору, в якому можлива передача інформації, сигналів, даних або сигналів на спільний носій або по спільному каналу між двома або більше пристроями, системами або точками з'єднання. Інтервал зв'язку може бути виміряний в різних одиницях, залежно від контексту, але загальною метрикою є час або відстань.

Основні аспекти інтервалу зв'язку:

Часовий інтервал: Це вимірювання, яке визначає, як часто інформація передається між пристроями. Наприклад, частота оновлення даних у сенсорних мережах може бути кожну секунду, хвилину або годину.

Просторовий інтервал: Це відстань, на яку може бути передана інформація. Наприклад, дальnobійні радіосистеми можуть забезпечувати зв'язок на відстань в кілька сотень або навіть тисяч кілометрів.

Пропускна здатність: Це кількість інформації, яку можна передати протягом певного часового інтервалу. Вимірюється, наприклад, у бітах на секунду (bps) для цифрового зв'язку.

Латентність: Це затримка між моментом відправки сигналу і моментом його отримання. Латентність важлива для реакції в реальному часі, наприклад, у відеодзвінках чи іграх.

Шум і завади: Інтервал зв'язку може бути супроводжуваний різними видами шумів і завад, що можуть впливати на якість передачі інформації. Забезпечення якості зв'язку в умовах шуму є важливим завданням[9].

Топологія: Важливо також враховувати топологію мережі або шлях передачі сигналу. Вона може бути прямолінійною, деревоподібною тощо, і впливати на швидкість та надійність зв'язку.

Залежно від конкретного застосування та технічних можливостей, інтервал зв'язку може змінюватися від невеликого проміжку в межах внутрішньої мережі до зв'язку на далекі відстані через супутники або мережі мобільного зв'язку.

Розуміння і відповідне налаштування інтервалу зв'язку є важливим аспектом при розробці та впровадженні будь-яких комунікаційних систем.

3.3.2 Енергетичний запас

Енергетичний запас (маржа лінку) - це важливий параметр в області комунікаційних систем і цифрового зв'язку, який вказує на різницю між рівнем сигналу та шуму на приймачі та необхідним рівнем сигналу для успішної передачі даних.

Основні компоненти та аспекти енергетичного запасу:

Сигнал/Шум (S/N) на приймачі: Це відношення між потужністю корисного сигналу (сигналом, який ми намагаємося передати) та рівнем шуму (небажаними електромагнітними змішувачами чи завадами) на приймачі. Вимірюється це в децибелах (dB)[5].

Необхідний сигнал/шум (Required S/N) або необхідний E_b/N_0 : Це мінімальний рівень сигналу в порівнянні з шумом, який потрібний для успішної передачі даних в конкретній системі. Зазвичай визначається на основі конкретних стандартів чи технічних вимог.

Маржа лінку (Енергетичний запас радіолінії): Це різниця між відношенням "сигнал/шум" (E_b/N_0) на вході приймача та мінімально необхідним відношенням «сигнал/шум» $(E_b/N_0)_{\min}$ на вході приймача.

Формула для обчислення маржі лінку виглядає так:

$$\text{Маржа лінку} = (E_b/N_0) - (E_b/N_0)_{\min}, \text{ дБ}$$

Ця величина може бути виражена в децибелах (dB) і вказує, наскільки вхідний сигнал потужний за енергетичним рівнем порівняно з вимогами системи.

Позитивний енергетичний запас: Якщо енергетичний запас позитивна, це означає, що рівень сигналу на приймачі перевищує необхідний рівень для надійної передачі даних. Це вказує на те, що зв'язок має достатню якість і, ймовірно, може забезпечити додаткову пропускну здатність, що може бути використана для інших цілей.

Важливість енергетичного запасу: Енергетичний запас є важливим показником, оскільки вона дозволяє визначити, наскільки надійно працює комунікаційна система. Більша маржа лінку вказує на більшу стійкість до шуму та інтерференції та, отже, кращу якість зв'язку.

Використання енергетичного запасу: енергетичний запас можна використовувати для покращення ефективності зв'язку. Наприклад, якщо маржа лінку дуже велика, можна зменшити потужність передачі сигналу або збільшити швидкість передачі даних, щоб економити енергію або використовувати пропускну здатність мережі ефективніше.

Загалом, маржа лінку визначається важливим параметром, що впливає на надійність та якість зв'язку в будь-якій комунікаційній системі, і вона використовується для забезпечення стійкості і надійності передачі даних.

3.3.3 Satellite Scenario Viewer

Satellite Scenario Viewer - це інструмент, який дозволяє користувачам відстежувати рух супутників на основі різних сценаріїв. Він може бути використаний для аналізу роботи супутникових систем у різних умовах і для визначення оптимальних параметрів траєкторій супутників[1].

Основні можливості Satellite Scenario Viewer можуть включати в себе:

Відображення траєкторій супутників: Інструмент може показувати рух супутників у реальному часі або у заданий момент часу. Він може відображати траєкторії супутників на графіках або картах.

Симуляція руху: Інструмент може надавати можливість симулювати рух супутників в різних сценаріях. Це дозволяє користувачам аналізувати, як супутники будуть реагувати на різні умови, такі як зміни орбіти, впливи гравітації тощо.

Аналіз покриття: Інструмент може надавати засоби для аналізу покриття, яке забезпечують супутники. Це важливо для планування супутникових комунікацій, навігації та інших застосувань.

Визначення оптимальних параметрів: Користувачі можуть використовувати інструмент для визначення оптимальних параметрів місця розташування супутників, орбіт, кутових швидкостей і т. д.

Візуалізація даних: Інструмент може надавати засоби візуалізації даних про супутники та їх рух для зручного аналізу.

Зазвичай такі інструменти використовуються в сферах, пов'язаних з супутниковими системами, такими як супутникова навігація, телекомунікації, наукові дослідження, військові додатки та інші галузі, де важлива точність та передбачуваність руху супутників.

Для отримання більш точної інформації щодо Satellite Scenario Viewer, я рекомендую звертатися до офіційного документації, виробника програми або конкретного джерела, яке надає цей інструмент.

3.4 Порядок виконання роботи

1. Створюється земна станція "Ground Station 2" (gs2) за допомогою функції `groundStation`. Задаються параметри її розташування - широта та довгота.
2. Створюються механічні гімбали для земної станції "Ground Station 1" (gs1) та "Ground Station 2" (gs2) за допомогою функції `gimbal`. Задаються параметри механічних гімбалів, такі як кут нахилу та місце розташування.
3. Створюються передавач (gs1Tx) та приймач (gs2Rx) для "Ground Station 1" (gs1) та "Ground Station 2" (gs2) відповідно. Приймачам та передавачам задаються параметри, такі як частота, потужність, діаметр антени тощо. Функція `gaussianAntenna` використовується для задання антен з гаусівським розподілом діаграми напрямку.
4. Здійснюється налаштування з'єднання між об'єктами (земними станціями та супутниками) за допомогою функції `pointAt`. Задаються параметри кута нахилу та місця розташування гімбалів для кожного з'єднання.
5. Створюється зв'язок (lnk) між земними станціями та супутниками за допомогою функції `link`. Задаються передавачі та приймачі для кожного з'єднання.
6. Відтворюється сценарій комунікації за допомогою функції `play`.

7. Розраховується співвідношення сигнал/шум (E_b/N_0) для зв'язків за допомогою функції `ebno`.
- Будується графік залежності запасу лінії зв'язку від часу.
8. Створюється земна станція "Ground Station 2" (`gs2`) за допомогою функції `groundStation`. Задаються параметри її розташування - широта та довгота.
9. Створюються механічні гімбали для земної станції "Ground Station 1" (`gs1`) та "Ground Station 2" (`gs2`) за допомогою функції `gimbal`. Задаються параметри механічних гімбалів, такі як кут нахилу та місце розташування.
10. Створюються передавач (`gs1Tx`) та приймач (`gs2Rx`) для "Ground Station 1" [`gs1`] та "Ground Station 2" (`gs2`) відповідно. Приймачам та передавачам задаються параметри, такі як частота, потужність, діаметр антени тощо. Функція `gaussianAntenna` використовується для задання антен з гаусівським розподілом діаграми напрямку.
11. Здійснюється налаштування з'єднання між об'єктами (земними станціями та супутниками) за допомогою функції `pointAt`. Задаються параметри кута нахилу та місця розташування гімбалів для кожного з'єднання.
12. Створюється зв'язок (`lnk`) між земними станціями та супутниками за допомогою функції `link`. Задаються передавачі та приймачі для кожного з'єднання.
13. Відтворюється сценарій комунікації за допомогою функції `play`.
14. Розраховується співвідношення сигнал/шум (E_b/N_0) для зв'язків за допомогою функції `ebno`.
15. Будується графік залежності запасу лінії зв'язку від часу.

```
satelliteScenario with properties:
    StartTime: 10-Jun-2023 12:00:00
    StopTime: 17-Jun-2023 12:00:00
    SampleTime: 60
    AutoSimulate: 1
    Satellites: [1x0 matlabshared.satellitescenario.Satellite]
    GroundStations: [1x0 matlabshared.satellitescenario.GroundStation]
    Viewers: [0x0 matlabshared.satellitescenario.Viewer]
    AutoShow: 1
```

ans =

9x8 table

Source	Target	IntervalNumber	StartTime	EndTime
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	1	10-Jun-2023 13:21:00	10-Jun-2023 13:30:00
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	2	10-Jun-2023 15:06:00	10-Jun-2023 15:08:00
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	3	11-Jun-2023 16:32:00	11-Jun-2023 16:35:00
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	4	14-Jun-2023 07:51:00	14-Jun-2023 08:00:00
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	5	14-Jun-2023 09:31:00	14-Jun-2023 09:42:00
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	6	14-Jun-2023 11:17:00	14-Jun-2023 11:21:00
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	7	15-Jun-2023 12:42:00	15-Jun-2023 12:47:00
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	8	15-Jun-2023 14:21:00	15-Jun-2023 14:32:00
"Ground Station 1 Transmitter"	"Ground Station 2 Receiver"	9	15-Jun-2023 16:03:00	15-Jun-2023 16:08:00

Рис 3.1 інформація про інтервали зв'язку між джерелом та приймачем

Рис 3.1 містить інформацію про інтервали зв'язку між джерелом (Source) та приймачем (Target). Таблиця містить наступні стовпці:

Source: Назва джерела, яке починає передавати сигнал.

Target: Назва приймача, який отримує сигнал.

IntervalNumber: Номер інтервалу зв'язку.

StartTime: Час початку інтервалу зв'язку.

EndTime: Час закінчення інтервалу зв'язку.

Duration: Тривалість інтервалу зв'язку.

StartOrbit: Номер стартової орбіти, на якій починається інтервал зв'язку.

EndOrbit: Номер останньої орбіти, на якій закінчується інтервал зв'язку.

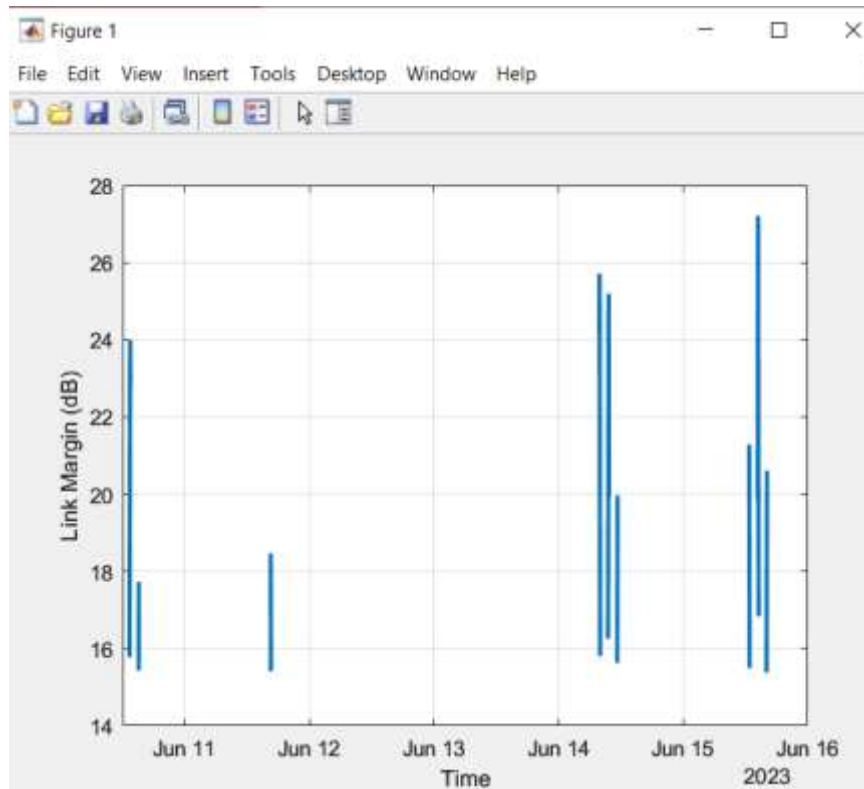


Рис3.2 Маржа лінку на приймачі

Маржа лінку на приймачі - це різниця між відношенням енергії на біт до спектральної густини шуму (E_b/N_0) на приймачі та його необхідним E_b/N_0 (Required E_b/N_0). Для успішного встановлення лінку маржа повинна бути позитивною на всіх приймачах. Чим вище маржа лінку, тим краща якість лінку. Для обчислення маржі лінку на останньому вузлі, тобто на приймачі земної станції 2, скористайтесь функцією `ebno`, щоб отримати історію E_b/N_0 на приймачі земної станції 2, і відніміть його необхідний E_b/N_0 з цієї величини, щоб отримати маржу лінку. Також використайте функцію `plot` для побудови графіку обчисленої маржі лінку.

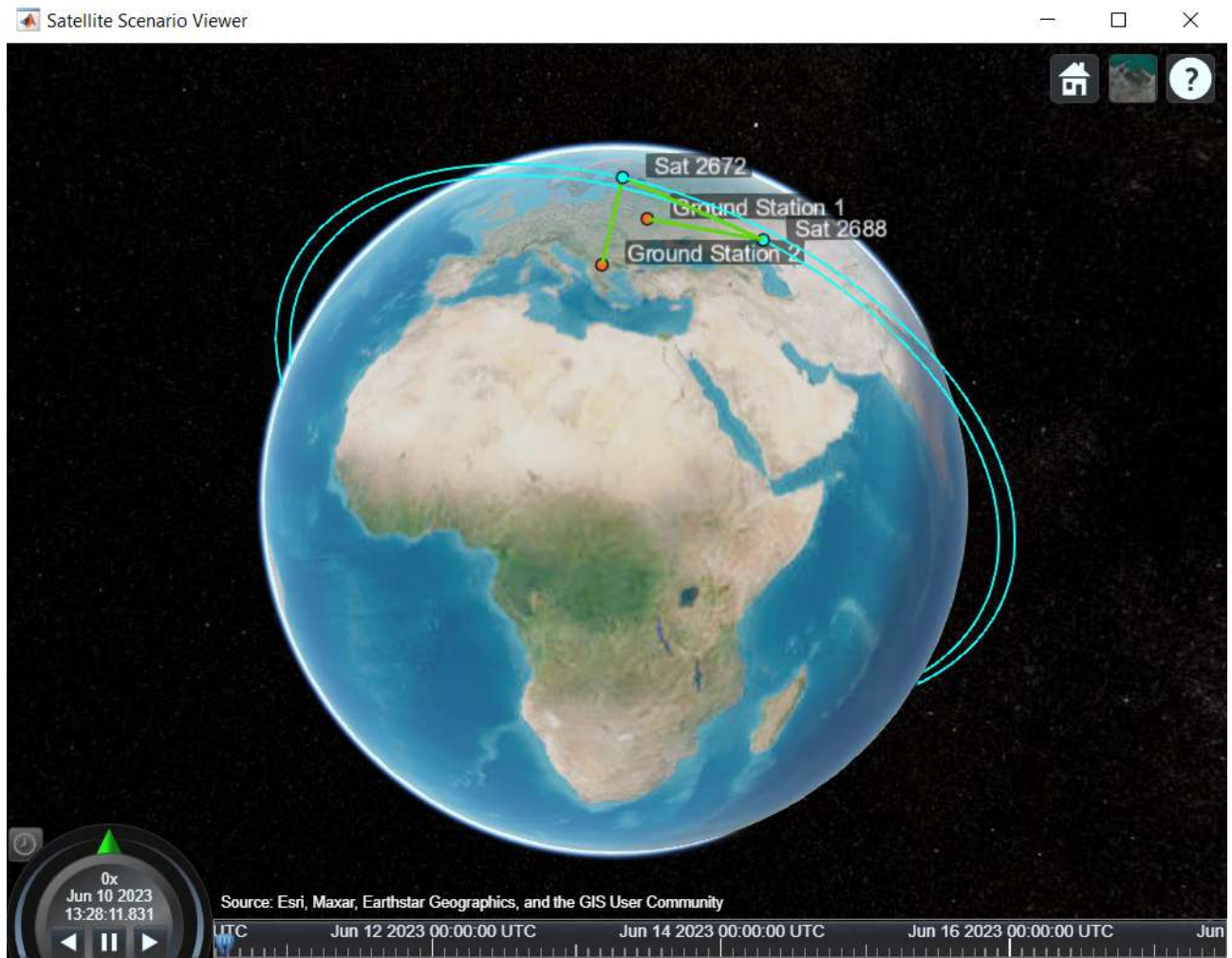


Рис 3.3 Satellite Scenario Viewer показано зв'язок між супутниками та земними станціями

Засіб Satellite Scenario Viewer - це потужний інструмент, який допомагає візуалізувати та аналізувати сценарій комунікації між джерелами (наприклад, земною станцією) та приймачами (супутниками). Оновлюючись автоматично, він відображає увесь сценарій та підтверджує правильне налаштування комунікаційних посилань.

Коли сценарій налаштований і запущений, Satellite Scenario Viewer відображає графічне представлення усіх джерел і приймачів на карті. Зелені лінії, які з'єднують джерела та приймачі, вказують на наявність діючих посилань, і підтверджують, що ці посилання закриті і працюють вірно.

Крім того, Satellite Scenario Viewer надає можливість спостерігати за змінами в посиланнях та комунікаційних інтервалах, що дозволяє оперативно аналізувати

зв'язок між джерелами та приймачами. Візуальне підтвердження зелених ліній є важливим інструментом для перевірки правильності сценарію та впевненості в його налаштуванні.

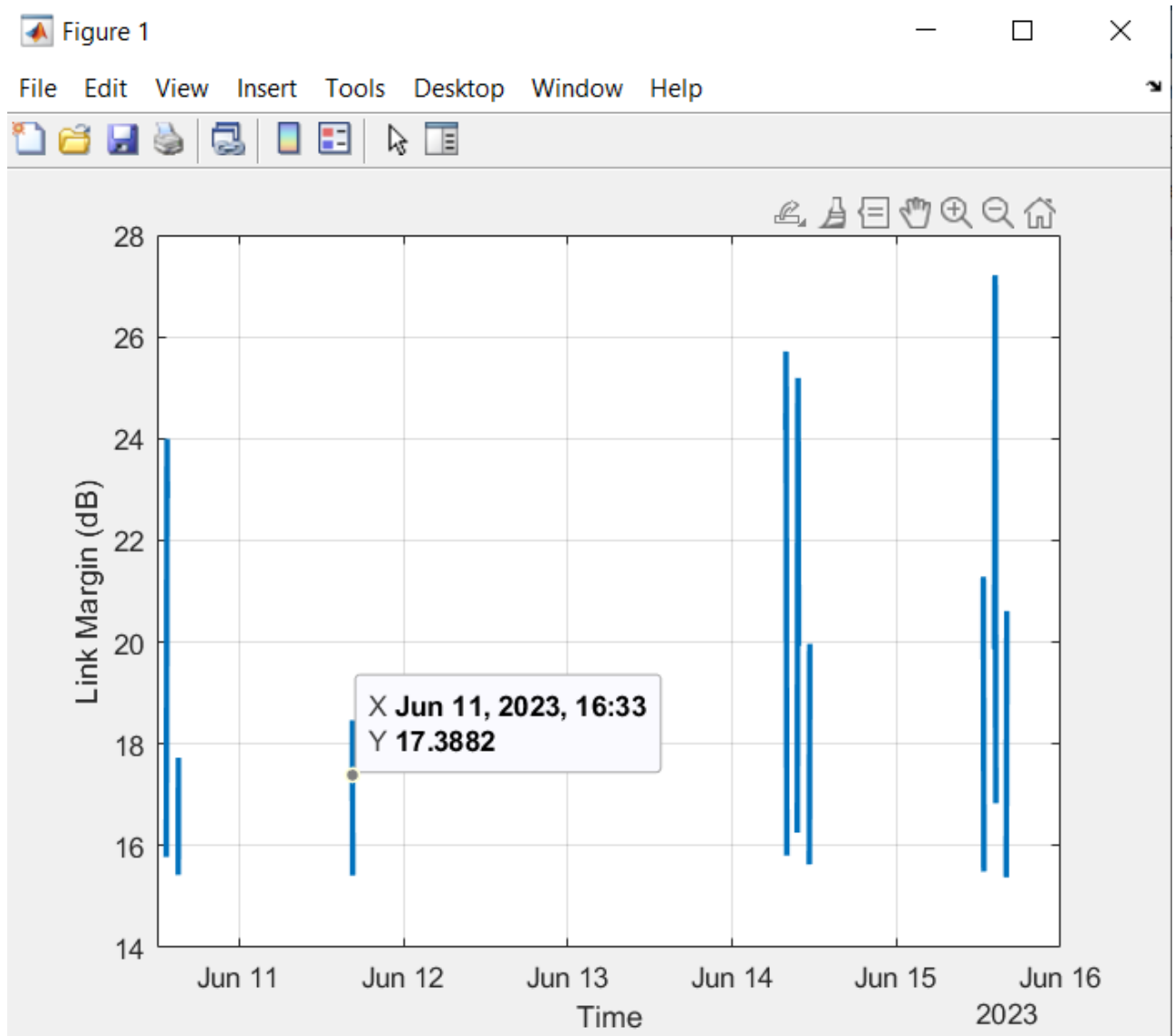


Рис 3.4 Часові інтервали встановлення сеансів зв'язку

Також, після виконання сценарію, ви можете переглянути результати у засобі Satellite Scenario Viewer, який автоматично оновлюється, щоб відобразити весь сценарій. Зелені лінії на графіку позначають успішні посилення та підтверджують, що лінки закриті і якість лінку задовольняє вимогам.

Код в цілому :

```
startTime = datetime (2023,6,10,12,00,0);
```

```

stopTime = startTime + days(7);
sampleTime = 60;
sc = satelliteScenario(startTime,stopTime,sampleTime)
satelliteScenarioViewer(sc);
semiMajorAxis = 6922000;
eccentricity = 0.0001234;
inclination = 53.0603;
rightAscensionOfAscendingNode = 8.8092;
argumentOfPeriapsis = 65.0144;
trueAnomaly = 86.9658;
sat1 = satellite(sc, ...
    semiMajorAxis, ...
    eccentricity, ...
    inclination, ...
    rightAscensionOfAscendingNode, ...
    argumentOfPeriapsis, ...
    trueAnomaly, ...
    "Name", "Sat 2688", ...
    "OrbitPropagator", "two-body-keplerian");
semiMajorAxis = 7171950;
eccentricity = 0.0001214;
inclination = 52.0505;
rightAscensionOfAscendingNode = 8.8192;
argumentOfPeriapsis = 68.7056;
trueAnomaly = 83.3211;

sat2 = satellite(sc, ...
    semiMajorAxis, ...
    eccentricity, ...
    inclination, ...

```

```

    rightAscensionOfAscendingNode, ...
    argumentOfPeriapsis, ...
    trueAnomaly, ...
    "Name", "Sat 2672", ...
    "OrbitPropagator", "two-body-keplerian");
gimbalSat1Tx = gimbal(sat1, ...
    "MountingLocation", [0;1;2]);
gimbalSat2Tx = gimbal(sat2, ...
    "MountingLocation", [0;1;2]);
gimbalSat1Rx = gimbal(sat1, ...
    "MountingLocation", [0;-1;2]);
gimbalSat2Rx = gimbal(sat2, ...
    "MountingLocation", [0;-1;2]);
sat1Rx = receiver(gimbalSat1Rx, ...
    "MountingLocation", [0;0;1], ...
    "GainToNoiseTemperatureRatio", 3, ...
    "RequiredEbNo", 4);
sat2Rx = receiver(gimbalSat2Rx, ...
    "MountingLocation", [0;0;1], ...
    "GainToNoiseTemperatureRatio", 3, ...
    "RequiredEbNo", 4);
gaussianAntenna(sat1Rx, ...
    "DishDiameter", 0.5);
gaussianAntenna(sat2Rx, ...    "DishDiameter", 0.5);
sat1Tx = transmitter(gimbalSat1Tx, ...
    "MountingLocation", [0;0;1], ...
    "Frequency", 30e9, ...
    "Power", 15);
sat2Tx = transmitter(gimbalSat2Tx, ...
    "MountingLocation", [0;0;1], ...

```

```

        "Frequency",27e9, ...
        "Power",15);
gaussianAntenna(sat1Tx, ...
    "DishDiameter",0.5);
gaussianAntenna(sat2Tx, ...
    "DishDiameter",0.5);
latitude = 50.467;
longitude = 30.517;
gs1 = groundStation(sc, ...
    latitude, ...
    longitude, ...
    "Name","Ground Station 1");
latitude = 41.7339946;
longitude = 21.7939122;
gs2 = groundStation(sc, ...
    latitude, ...
    longitude, ...
    "Name","Ground Station 2");
gimbalGs1 = gimbal(gs1, ...
    "MountingAngles",[0;180;0], ...
    "MountingLocation",[0;0;-5]);
gimbalGs2 = gimbal(gs2, ...
    "MountingAngles",[0;180;0], ...
    "MountingLocation",[0;0;-5]);
gs1Tx = transmitter(gimbalGs1, ...
    "Name","Ground Station 1 Transmitter", ...
    "MountingLocation",[0;0;1], ...
    "Frequency",30e9, ...
    "Power",30);
gaussianAntenna(gs1Tx, ...

```

```

    "DishDiameter",2);
gs2Rx = receiver(gimbalGs2, ...
    "Name","Ground Station 2 Receiver", ...
    "MountingLocation",[0;0;1], ...
    "GainToNoiseTemperatureRatio",3, ...
    "RequiredEbNo",1);
gaussianAntenna(gs2Rx, ...
    "DishDiameter",2);
pointAt(gimbalGs1,sat1);
pointAt(gimbalSat1Rx,gs1);
pointAt(gimbalSat1Tx,sat2);
pointAt(gimbalSat2Rx,sat1);
pointAt(gimbalSat2Tx,gs2);
pointAt(gimbalGs2,sat2);
lnk = link(gs1Tx,sat1Rx,sat1Tx,sat2Rx,sat2Tx,gs2Rx);
linkIntervals(lnk)
play(sc);
[e, time] = ebno(lnk);
margin = e - gs2Rx.RequiredEbNo;
plot(time,margin,"LineWidth",2);
xlabel("Time");
ylabel("Link Margin (dB)");
grid on;

```

Також, після виконання сценарію, студент може переглянути результати у засобі Satellite Scenario Viewer, який автоматично оновлюється, щоб відобразити весь сценарій. Зелені лінії на графіку позначають успішні посилення та підтверджують, що лінки закриті і якість лінку задовольняє вимогам.

Висновки

Після завершення розділу 3 студенти мають змогу дослідити різні змінні та параметри для визначення оптимальних умов зв'язку з використанням засобів Satellite Communication Toolbox у середовищі MATLAB для симуляції та аналізу зв'язку між земними станціями та супутниками.

РОЗДІЛ 4

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №4 "АНАЛІЗ ДОСТУПУ ДО СУПУТНИКІВ ТА ОРБІТАЛЬНИХ ОБ'ЄКТІВ У СИСТЕМІ"

У цій лабораторній роботі на основі програмного пакету Satellite Communication Toolbox середовища MatLab та розділів 1-3 студента буде навчено визначення географічного об'єкту для зйомки супутником, відповідно до вказівок вашого варіанту.

4.1. Мета лабораторної роботи

Метою лабораторної роботи є:

- 1) Ознайомлення студентів з процесом відстеження супутника та аналізу доступності його зв'язку зі спостережувальною станцією на землі.
- 2) Проведення зміни географічних параметрів для спостереження, розпочинати слідкування за супутником та побудову графіка доступності сполучення на основі аналізу даних відстеження.
- 3) Отримання студентами практичного досвіду роботи з інструментами для супутникового зв'язку та зрозуміти важливість аналізу доступності зв'язку у реальних сценаріях.

4.2 Завдання на лабораторну роботу

- 1) Завдання на лабораторну роботу полягає у виборі географічного об'єкту для зйомки супутником, відповідно до вказівок вашого варіанту.
- 2) Відстеження обраного супутника.
- 3) Відповісти на контрольні запитання.

4.3 Основні теоретичні відомості

Процес завантаження даних супутників з файлу TLE (Two-Line Element) за допомогою функції `satellite` зазвичай використовується для створення та аналізу об'єктів на орбіті, таких як супутники.

Опис теоретичних кроків та даних, пов'язаних із завантаженням супутників з файлу TLE:

Two-Line Element Set (TLE): Дволінійний набір елементів (TLE) - це формат, який використовується для представлення параметрів орбіти супутників. Він складається з двох рядків тексту, які містять інформацію про орбіту супутника, таку як його назва, номер каталогу, параметри орбіти і т. д.

Функція `satellite()`: Функція `satellite` в MATLAB (або аналогічних мовах програмування) дозволяє завантажувати та аналізувати дані супутників з файлу TLE. Вона може бути використана для створення об'єкту, який представляє певний супутник на орбіті.

Завантаження файлу TLE: Першим кроком є завантаження файлу TLE, який містить інформацію про супутники. Зазвичай це текстовий файл з розширенням `.tle`, який можна отримати з різних джерел, таких як космічні агентства або ресурси, які спеціалізуються на даних супутників.

Парсинг і аналіз TLE: Функція `satellite()` парсить і аналізує дані з файлу TLE, виділяючи інформацію про кожен супутник, включаючи його орбітальні параметри, ім'я і номер каталогу. Слово "парсинг" (англійською "parsing") в контексті обробки даних і програмування означає аналіз текстового або символьного входу з метою виділення конкретних компонентів або інформації з цього входу.

Створення об'єкта супутника: На основі аналізованих даних функція `satellite()` створює об'єкт супутника, який може бути використаний для подальшого аналізу та обчислень, таких як прогнозування позиції супутника на орбіті.

Аналіз та використання: З отриманим об'єктом супутника можна виконувати різні операції, такі як визначення позиції супутника в певний момент часу, обчислення його швидкості, визначення часу обходу орбіти і багато іншого.

Візуалізація даних: Отримані дані можуть бути візуалізовані за допомогою графіків чи географічних карт для покращення розуміння положення та руху супутника.

Такий підхід дозволяє інженерам та науковцям аналізувати та використовувати дані супутників для різних цілей, включаючи навігацію, комунікації, астрономію та інші застосування в космосі.

4.4 Порядок виконання роботи

1 Встановлюємо початковий час, кінцевий час та відліковий інтервал симуляції.

2 Створюємо сценарій за допомогою функції `satelliteScenario`, що охоплює вказаний часовий проміжок.

3 Завантажуємо дані супутників з файлу TLE (Two-Line Element) за допомогою функції `satellite`.

4 Створюємо камеру для кожного супутника з кутом огляду 90 градусів.

5 Створюємо земну станцію з вказаними координатами (широта і довгота) та мінімальним кутом підйому.

6 За допомогою функції `access` створюємо об'єкти доступності для кожної камери та земної станції.

7 Використовуємо `satelliteScenarioViewer`, щоб візуалізувати сценарій з аспектами доступності.

8 Встановлюємо різні параметри відображення об'єктів сценарію.

9 Виконуємо аналіз доступності зв'язку між кожною камерою та земною станцією.

10 Здійснюємо логічну операція OR для статусів доступності кожної камери та земної станції, щоб отримати узагальнений статус доступності.

11 Будуємо графік статусу доступності відносно часу.

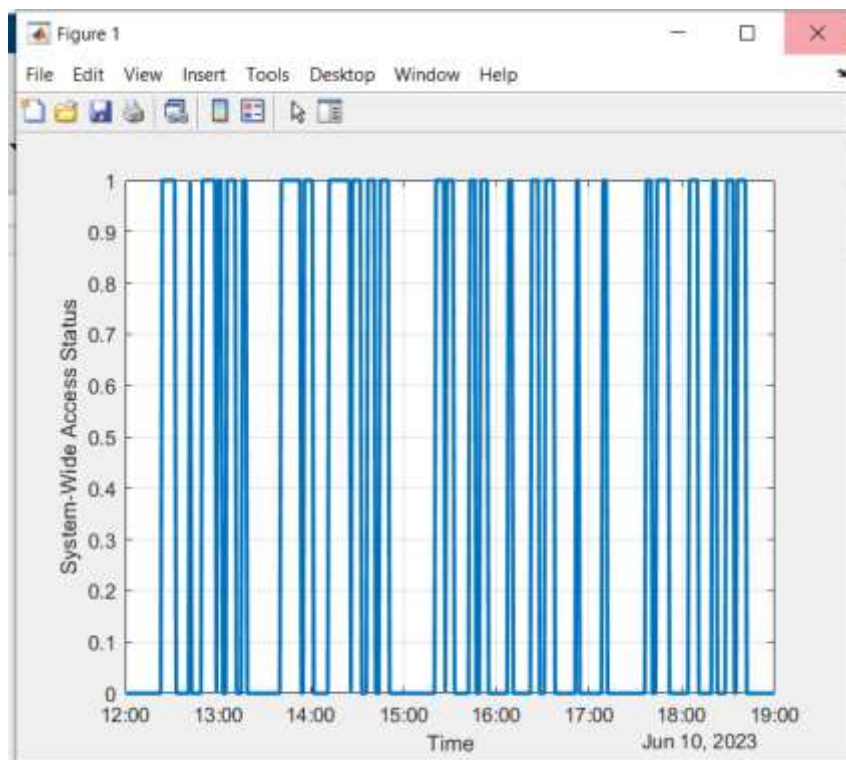


Рис 4.1 Графік статусу доступності відносно часу.

12 Розрахуємо загальна тривалість доступності зв'язку, відсоток часу доступності відносно загальної тривалості сценарію.

ans =

37x8 table

Source	Target	IntervalNumber	StartTime	EndTime	Duration	StartOrbit	EndOrbit
"Satellite 1 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 10:05:00	10-Jun-2023 10:10:00	300	4	4
"Satellite 6 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 15:21:00	10-Jun-2023 15:26:00	300	2	3
"Satellite 6 Camera"	"Kris"	2	10-Jun-2023 17:09:00	10-Jun-2023 17:11:00	120	4	4
"Satellite 7 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 16:32:00	10-Jun-2023 16:37:00	300	3	3
"Satellite 7 Camera"	"Kris"	2	10-Jun-2023 18:20:00	10-Jun-2023 18:22:00	120	4	4
"Satellite 8 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 17:44:00	10-Jun-2023 17:49:00	300	4	4
"Satellite 21 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 12:53:00	10-Jun-2023 12:58:00	300	1	1
"Satellite 22 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 14:12:00	10-Jun-2023 14:17:00	300	2	2
:	:	:	:	:	:	:	:
"Satellite 36 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 12:25:00	10-Jun-2023 12:29:00	240	1	1
"Satellite 37 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 13:06:00	10-Jun-2023 13:11:00	300	1	1
"Satellite 37 Camera"	"Kris"	2	10-Jun-2023 18:29:00	10-Jun-2023 18:33:00	240	4	4
"Satellite 38 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 13:56:00	10-Jun-2023 14:00:00	240	2	2
"Satellite 38 Camera"	"Kris"	2	10-Jun-2023 15:43:00	10-Jun-2023 15:46:00	180	3	3
"Satellite 39 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 13:42:00	10-Jun-2023 13:47:00	300	1	2
"Satellite 39 Camera"	"Kris"	2	10-Jun-2023 15:30:00	10-Jun-2023 15:32:00	120	3	3
"Satellite 40 Camera"	"Kris"	1	10-Jun-2023 14:27:00	10-Jun-2023 14:32:00	300	2	2

[Display all 37 rows.](#)

Рис 4.2 Загальна тривалість доступності зв'язку



Рис 4.3 Зона покриття одного супутника

Код в цілому

```

startTime = datetime (2023,6,10,12,00,0);
stopTime = startTime + hours(7);
sampleTime = 60;
sc = satelliteScenario(startTime,stopTime,sampleTime)
tleFile = "leoSatelliteConstellation.tle";
sat = satellite(sc,tleFile)
names = sat.Name + " Camera";
cam = conicalSensor(sat,"Name",names,"MaxViewAngle",100)
name = "Київ";
minElevationAngle = 25;
latitude = 50.4501;
longitude = 30.5234;
geoSite = groundStation(sc, ...
    "Name",name, ...
    "Longitude", longitude, ...
    "MinElevationAngle",minElevationAngle)
ac = access(cam,geoSite);
ac (1)
v = satelliteScenarioViewer(sc,"ShowDetails",false);
sat(4).ShowLabel = true;

```

```

geoSite.ShowLabel = true;
show(sat(4));
fov = fieldOfView(cam([cam.Name] == "Satellite 28 Camera"))
ac.LineColor = 'red';
accessIntervals(ac)
play(sc);
for idx = 1:numel(ac)
    [s,time] = accessStatus(ac(idx));
    if idx == 1
        systemWideAccessStatus = s;
    else
        systemWideAccessStatus = or(systemWideAccessStatus,s);
    end
end
plot(time,systemWideAccessStatus,"LineWidth",2);
grid on;
xlabel("Time");
ylabel("System-Wide Access Status");
n = nnz(systemWideAccessStatus)
systemWideAccessDuration = n*sc.SampleTime
scenarioDuration = seconds(sc.StopTime - sc.StartTime)
systemWideAccessPercentage =
(systemWideAccessDuration/scenarioDuration)*100
pointAt(sat,geoSite);

```

Висновки

По завершенню розділу 4 Студент буде Ознайомлений з процесом відстеження спутника та аналізу доступності його зв'язку зі спостережувальною станцією на землі. Проводити зміни географічних параметрів для спостереження, розпочинати слідування за спутником та побудову графіка доступності сполучення на основі аналізу даних відстеження.

РОЗДІЛ 5

ЛАБОРАТОРНА РОБОТА №5 "МОДЕЛЮВАННЯ СУЗІР'ІВ СУПУТНИКІВ З ВИКОРИСТАННЯМ ЕФЕМЕРИДНИХ ДАНИХ ЗА ДОПОМОГОЮ SATELLITE COMMUNICATION TOOLBOX У СЕРЕДОВИЩІ MATLAB"

В останньому розділі студенти на основі програмного пакету Satellite Communication Toolbox середовища MatLab закріплюють знання з розділів 1-4. та ознайомляться з принципами роботи системи сполучення з ГНСС-спутниками.

5.1 Мета лабораторної роботи:

Вивчення принципів та інструментів супутникового зв'язку: Студенти ознайомляться з інструментами Satellite Communication Toolbox та принципами роботи системи сполучення з ГНСС-спутниками.

Моделювання конфігурації констеляції GALILEO: Студенти будуть створювати модель констеляції GALILEO з 24 супутників із заданими орбітальними параметрами.

Аналіз доступності зв'язку: Студенти будуть досліджувати доступність зв'язку між різними географічними точками (Київ, Вашингтон, Пекін) та супутниками GALILEO, використовуючи різні критерії доступності.

Аналіз та візуалізація результатів: Студенти проведуть аналіз результатів у вигляді графіків доступності та кількості супутників у видимості, а також побудують звіт з отриманими даними.

5.2 Завдання на лабораторну роботу

Етап 1: Підготовка

Запуск і налаштування середовища MATLAB з Satellite Communication Toolbox.

Завантаження даних орбітальних параметрів для супутників GALILEO (або використання заздалегідь підготовлених даних).

Етап 2: Моделювання констеляції GALILEO

Створення сценарію сполучення (satelliteScenario) для вказаного періоду часу (24 години), використовуючи параметри констеляції GALILEO.

Моделювання траєкторій супутників GALILEO (satellite) на цей часовий період.

Етап 3: Аналіз доступності сполучення

Створення станцій земної апаратури (groundStation) для різних географічних точок (Київ, Вашингтон, Пекін) з вказаною мінімальною кутовою висотою (мінімальним кутом підйому).

Визначення доступності зв'язку між цими станціями і супутниками GALILEO (access) для кожної станції окремо.

Етап 4: Оптимізація мережі сполучення

Оцінка якості зв'язку та кількості супутників, видимих для кожної станції, в залежності від часу.

Можливо, оптимізація розташування одного або декількох спостережувальних пунктів для покращення доступності сполучення (за бажанням).

Етап 5: Візуалізація та аналіз результатів

Побудова графіків та діаграм доступності зв'язку для кожної географічної точки.

Відображення кількості супутників, видимих в кожному момент часу, та змін у цьому показнику протягом доби.

Виведення статистичних даних, таких як загальна кількість інтервалів доступності, середня тривалість цих інтервалів, максимальна та мінімальна кількість видимих супутників і т. д.

Етап 6: Звіт

Етап 6: Підготовка звіту Підготовка звіту, включаючи опис методології, отримані результати, висновки та рекомендації щодо оптимізації мережі сполучення для різних географічних точок

5.3 Основні теоретичні відомості

5.3.1. Ефемериди

Ефемериди - це таблиці або дані, які містять інформацію про позиції небесних об'єктів (наприклад, планети, супутники, зірки) на різні моменти часу. Ці дані детально описують рух об'єктів у просторі і часі.

Історія: Використання ефемерид має давні корені. Перші ефемериди були розроблені астрономами для передбачення руху планет та інших небесних тіл. Сьогодні ефемериди включають в себе деталізовані дані і використовуються в багатьох галузях, включаючи астронавігацію, астрофізику, астрономію, супутникову навігацію та інше.

Інформація, яку вони містять: Ефемериди зазвичай включають в себе наступну інформацію:

Координати: Точні тривимірні координати об'єкта в просторі (зазвичай в системі координат ІСК, інерціальної системи координат).

Швидкість: Швидкість об'єкта у трьох вимірах, яка також змінюється з часом.

Час: Час, для якого надаються координати та швидкості. Цей час може бути вказаний в UTC (універсальний координований час) або Юліанський день.

Призначення:

Астрономія: Астрономи використовують ефемериди для точного прогнозу руху небесних об'єктів та планування астрономічних спостережень.

Астрофізика: Для дослідження космічних явищ та розуміння фізичних процесів в космосі.

Астронавігація: Визначення положення та маршруту космічних апаратів і супутників.

Супутникова навігація: Забезпечення точності GPS та інших супутникових систем.

Створення: Ефемериди можна розраховувати за допомогою математичних моделей та спостережень астрономічних об'єктів. Деякі агентства та організації,

такі як NASA, розробляють та публікують ефемериди для відкритого використання.

Важливість: Ефемериди є критичними для планування та виконання космічних місій, навігації в морському та повітряному транспорті, астрономічних спостережень та досліджень всесвіту. Вони допомагають визначити точне положення об'єктів у просторі і часі.

Узагальнюючи, ефемериди - це детальна інформація про рух небесних об'єктів, яка має велике значення в астрономії, навігації та космічних дослідженнях.

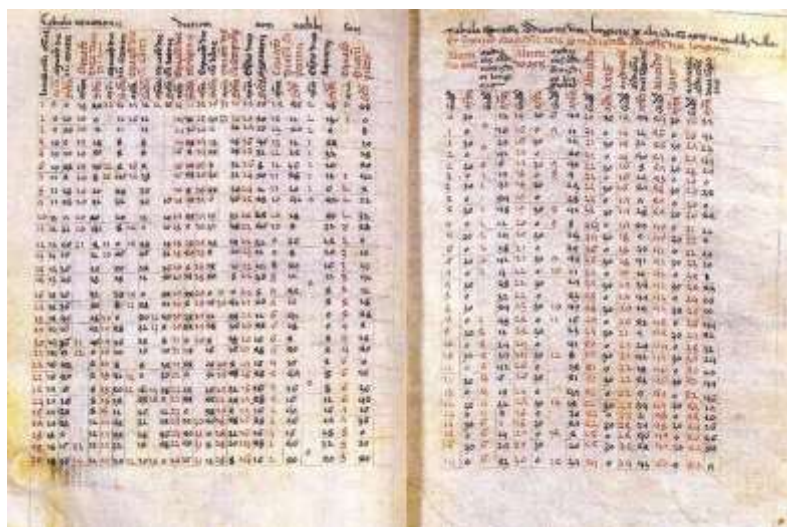


Рис 5.1 Альфонсові таблиці –ефемериди, складені в Толедо між 1252 і 1270 роком на підставі методів Птолемея під патронажем короля Альфонсо X

5.3.2. Сузір'я Уокера-Дельта

"Сузір'я Уокера-Дельта" у контексті данної лабораторної роботи вказує на певну розкладку або розташування супутників у супутниковій системі, аналогічну Глобальній навігаційній супутниковій системі (GNSS), такі як GPS або Галілео.

Зазвичай в супутникових системах, таких як GNSS, супутники розташовані в певних орбітах, формуючи сузір'я або констеляцію супутників. "Сузір'я Уокера-Дельта" може вказувати на конкретну конфігурацію цих супутників, їх орбіти і розташування на природній або емуляваній орбіті.

Це поняття важливе для проектування і розгортання супутникових систем, оскільки розташування супутників впливає на їхню ефективність і забезпечує покриття на поверхні Землі. У контексті GNSS це може включати розташування супутників на різних орбітах для забезпечення широкого покриття навігації на Землі.

5.4 Порядок виконання роботи

1 Початкові умови

```
mission.StartDate = datetime(2020, 11, 30, 22, 23, 24);  
mission.Duration = hours(24);
```

2 Сузір'я в цьому прикладі є сузір'ям Уокера-Дельти, змодельованим подібно до Галілея, європейського сузір'я GNSS (глобальної навігаційної супутникової системи). Сузір'я складається з 24 супутників на середній навколоземній орбіті (MEO). Елементи кеплерівської орбіти супутників на епоху дати початку місії:

```
mission.ConstellationDefinition = table( ...  
    29599000 * ones(24,1), ...           % Велика півісь  
(m)  
    0.0005 * ones(24,1), ...             % Ексцентриситет  
    56 * ones(24,1), ...                 % Нахил (град)  
    350 * ones(24,1), ...                 % Пряме сходження  
    висхідного вузла (град)  
    sort(repmat([0 120 240], 1,8))', ... % Аргумент  
    периапсису (град)  
    [0:45:315, 15:45:330, 30:45:345]', ... % Справжня  
    аномалія (град.)  
    'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", ...  
    "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

24x6 table

a (m)	e	i (deg)	Ω (deg)	ω (deg)	ν (deg)
2.96e+07	0.0005	56	350	0	0
2.96e+07	0.0005	56	350	0	45
2.96e+07	0.0005	56	350	0	90
2.96e+07	0.0005	56	350	0	135
2.96e+07	0.0005	56	350	0	180
2.96e+07	0.0005	56	350	0	225
2.96e+07	0.0005	56	350	0	270
2.96e+07	0.0005	56	350	0	315
:	:	:	:	:	:
2.96e+07	0.0005	56	350	240	30
2.96e+07	0.0005	56	350	240	75
2.96e+07	0.0005	56	350	240	120
2.96e+07	0.0005	56	350	240	165
2.96e+07	0.0005	56	350	240	210
2.96e+07	0.0005	56	350	240	255
2.96e+07	0.0005	56	350	240	300
2.96e+07	0.0005	56	350	240	345

[Display all 24 rows.](#)

Рис 5.2 Дані про положення та швидкість для всіх супутників

3 Завантажити дані часового ряду ефемерид

Об'єкти часового ряду містять дані про положення та швидкість для всіх 24 супутників у сузір'ї. Дані посилаються на Міжнародну наземну систему відліку (ITRF), яка є орієнтованою на Землі фіксованою системою координат (ECEF). Дані були згенеровані за допомогою блоку Aerospace Blockset Orbit Propagator.

```
mission.Ephemeris = load("SatelliteScenarioEphemerisData.mat",
    "TimeseriesPosITRF", "TimeseriesVelITRF");
mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF
mission.Ephemeris.TimeseriesVelITRF
```

4 Завантажте супутникові ефемериди в об'єкт satelliteScenario

Створіть об'єкт супутникового сценарію для аналізу.

```
scenario = satelliteScenario(mission.StartDate,
    mission.StartDate + hours(24), 60);
```

5 Використайте супутниковий метод, щоб додати всі 24 супутники до супутникового сценарію з об'єктів часового ряду позиції та швидкості ECEF. У цьому прикладі використовується інформація про положення та швидкість; однак супутники також можна додавати лише з даних про місцезнаходження, а потім оцінювати стани швидкості. Доступні рамки координат для пари ім'я-значення `CoordinateFrame`: «ECEF», «Inertial» і «Geographic». Якщо об'єкт часового ряду містить значення для `ts.TimeInfo.StartDate`, метод використовує це значення як епоху для об'єкта часового ряду. Якщо `StartDate` не визначено, метод використовує дату початку сценарію за замовчуванням.

```
sat = satellite(scenario, mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF,  
mission.Ephemeris.TimeseriesVelITRF, ...  
    CoordinateFrame="ecef", Name="GALILEO " + (1:24))  
disp(scenario)
```

6 Крім того, супутники також можна додати як ефемериди до супутникового сценарію у вигляді розкладу, таблиці або `tscollection` MATLAB. Наприклад, на (Рис 5.3) показано розклад, що містить перші 3 супутники об'єкта часового ряду позицій у попередньому розділі, відформатований для використання з об'єктами `satelitScenario`.

Супутники представлені змінними (заголовками стовпців). Кожен рядок містить вектор позиції, пов'язаний із властивістю `Time` рядка.

```
timetable(...  
datetime(getabstime(mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF),  
Locale="en_US"), ...  
squeeze(mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF.Data(1,:,:))', ...  
squeeze(mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF.Data(2,:,:))', ...  
squeeze(mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF.Data(3,:,:))', ...  
VariableNames=["Satellite_1", "Satellite_2", "Satellite_3"])
```

ans =

57x3 timetable

Time	Satellite_1			Satellite_2			Satellite_3		
30-Nov-2020 22:23:24	1.0249e+07	-2.2904e+07	-4.2009e+06	2.3678e+07	-1.075e+07	1.4119e+07	1.5239e+07	7.7076e+06	2.4177e+07
30-Nov-2020 22:23:38	1.0252e+07	-2.2898e+07	-4.1563e+06	2.3662e+07	-1.0735e+07	1.4150e+07	1.5214e+07	7.7334e+06	2.4184e+07
30-Nov-2020 22:24:53	1.0268e+07	-2.2927e+07	-3.933e+06	2.3584e+07	-1.0663e+07	1.434e+07	1.5088e+07	7.6627e+06	2.4222e+07
30-Nov-2020 22:31:05	1.0326e+07	-2.3055e+07	-2.8121e+06	2.3185e+07	-1.028e+07	1.5243e+07	1.4466e+07	8.5229e+06	2.4378e+07
30-Nov-2020 22:48:39	1.0326e+07	-2.3223e+07	3.9182e+05	2.3005e+07	-8.9966e+06	1.7821e+07	1.2799e+07	1.0506e+07	2.4539e+07
30-Nov-2020 23:08:30	1.0076e+07	-2.3079e+07	3.9982e+06	2.0443e+07	-7.2057e+06	1.5943e+07	1.1124e+07	1.2894e+07	2.4217e+07
30-Nov-2020 23:28:27	1.7624e+07	-2.2538e+07	7.5358e+06	1.9321e+07	-5.0678e+06	2.1838e+07	9.7076e+06	1.5379e+07	2.3362e+07
30-Nov-2020 23:50:59	1.4968e+07	-2.1429e+07	1.1328e+07	1.7977e+07	-2.3021e+06	2.34e+07	8.4636e+06	1.8183e+07	2.1782e+07
⋮									
01-Dec-2020 19:21:02	-2.8668e+07	4.5497e+06	5.8986e+06	-2.5532e+07	-8.0181e+06	-1.2673e+07	-7.4974e+06	-1.5908e+07	-2.3813e+07
01-Dec-2020 19:49:12	-2.9216e+07	4.7874e+06	7.7601e+05	-2.3025e+07	-8.0821e+06	-1.6765e+07	-3.3882e+06	-1.6223e+07	-2.4525e+07
01-Dec-2020 20:17:21	-2.8884e+07	4.8747e+06	-4.3374e+06	-1.9933e+07	-8.6149e+06	-2.0122e+07	6.514e+05	-1.7077e+07	-2.4160e+07
01-Dec-2020 20:45:30	-2.7736e+07	4.6589e+06	-9.2622e+06	-1.6468e+07	-9.7081e+06	-2.2601e+07	4.4222e+06	-1.8409e+07	-2.2748e+07
01-Dec-2020 21:13:40	-2.5907e+07	3.9405e+06	-1.3703e+07	-1.2874e+07	-1.1397e+07	-2.4093e+07	7.0748e+06	-2.008e+07	-2.0336e+07
01-Dec-2020 21:41:50	-2.3588e+07	2.595e+06	-1.7703e+07	-8.3942e+06	-1.3633e+07	-2.4531e+07	1.0285e+07	-2.10e+07	-1.7034e+07
01-Dec-2020 22:10:00	-2.1008e+07	5.6767e+05	-2.0849e+07	-6.2305e+06	-1.6299e+07	-2.3890e+07	1.2315e+07	-2.2644e+07	-1.2985e+07
01-Dec-2020 22:23:24	-1.976e+07	-6.3127e+05	-2.2032e+07	-4.9269e+06	-1.7665e+07	-2.3223e+07	1.2783e+07	-2.4378e+07	-1.0849e+07

Рис 5.3 Розклад, що містить 3 супутники

7 Встановіть графічні властивості для супутників

Встановіть супутник в одній площині орбіти, щоб мати однаковий колір орбіти

```
set(sat(1:8), MarkerColor="#FF6929");
set(sat(9:16), MarkerColor="#139FFF");
set(sat(17:24), MarkerColor="#64D413");
orbit = [sat(:).Orbit];
set(orbit(1:8), LineColor="#FF6929");
set(orbit(9:16), LineColor="#139FFF");
set(orbit(17:24), LineColor="#64D413");
```

8 Додайте наземні станції до сценарію

Щоб надати точні дані про місцезнаходження, місце на Землі повинно мати доступ принаймні до 4 супутників у сузір'ї в будь-який момент часу. У цьому прикладі використовуйте три місця, щоб порівняти загальний доступ до сузір'я протягом 1-денного вікна аналізу для різних регіонів Землі:

```
gsUA = groundStation(scenario, 50.4501, 30.5234, ...
    MinElevationAngle=10, Name="Київ");
gsUA.MarkerColor = "red";
gsUS = groundStation(scenario, 38.8951, -77.0364, ...
```

```

MinElevationAngle=10, Name="Вашингтон");
gsUS.MarkerColor = "red";
gsCN = groundStation(scenario, 39.9042, 116.4074, ...
    MinElevationAngle=10, Name="Пекін");
gsCN.MarkerColor = "red";

```

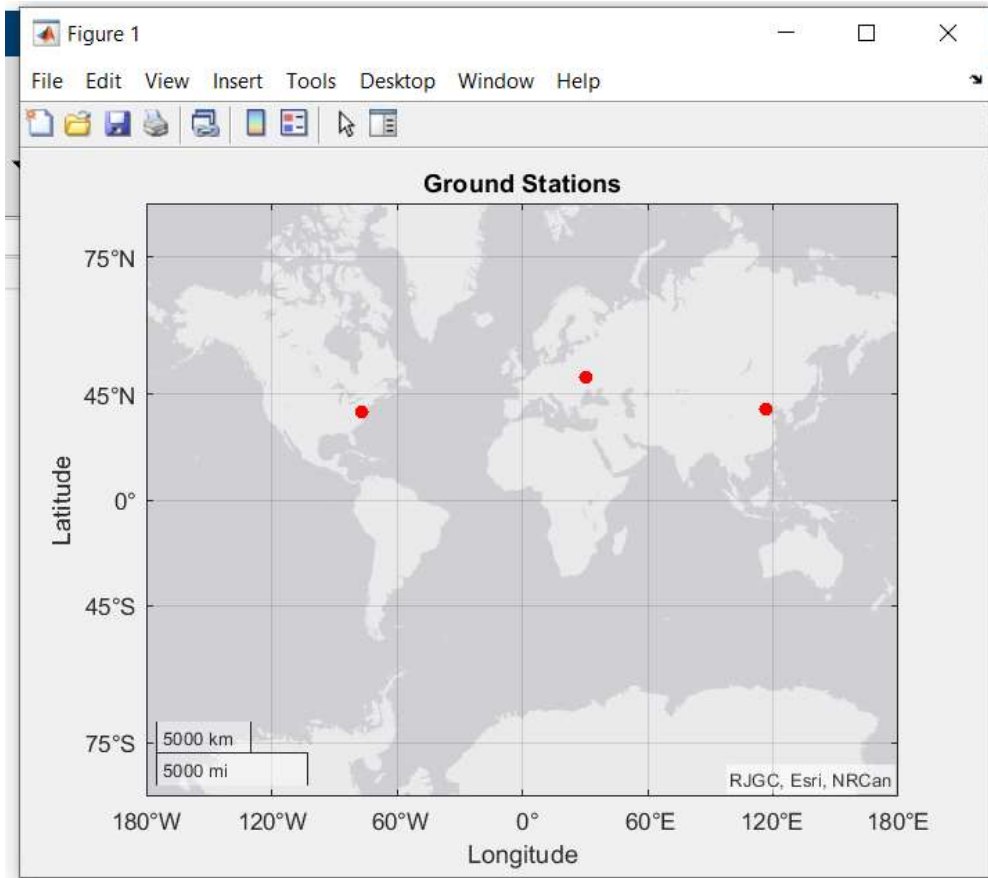


Рис 5.4 Місцезнаходження земних станцій

9 Обчислення доступу наземної станції до супутника (пряма видимість)

Розрахуйте доступ прямої видимості між наземними станціями та кожним окремим супутником за допомогою методу доступу.

```

accessUS = access(gsUA, sat);
accessDE = access(gsUS, sat);
accessIN = access(gsCN, sat);

```

10 Встановіть кольори доступу відповідно до кольорів орбітальної площини, призначених раніше у прикладі.

```

set(accessUA, LineWidth="1");
set(accessUA(1:8), LineColor="#FF6959");

```

```
set(accessUA(9:16), LineColor="#135FFF");  
set(accessUA(17:24), LineColor="#63D413");
```

```
set(accessUS, LineWidth="1");  
set(accessUS(1:8), LineColor="#FF6959");  
set(accessUS(9:16), LineColor="#135FFF");  
set(accessUS(17:24), LineColor="#63D413");  
set(accessCN, LineWidth="1");  
set(accessCN(1:8), LineColor="#FF6959");  
set(accessCN(9:16), LineColor="#135FFF");  
set(accessCN(17:24), LineColor="#63D413");
```

11 Перегляньте таблицю повного доступу між кожною наземною станцією та всіма супутниками в сузір'ї у вигляді таблиць(Рис 5.5, Рис 5.6, Рис 5.7). Сортуйте інтервали доступу за часом початку інтервалу. Супутники, додані з даних ефемерид, не відображають значення для StartOrbit і EndOrbit.

```
intervalsUA = accessIntervals(accessUA);  
intervalsUA = sortrows(intervalsUA, "StartTime", "ascend")  
intervalsUS = accessIntervals(accessUS);  
intervalsUS = sortrows(intervalsUS, "StartTime", "ascend")  
intervalsCN = accessIntervals(accessCN);  
intervalsCN = sortrows(intervalsCN, "StartTime", "ascend")
```

IntervalDB =

11=0 table

Source	Target	IntervalNumber	StartTime	EndTime	Duration	StartOrbit	EndOrbit
"Rus"	"GALILEO 11"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 16:32:00	17000	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 12"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 17:51:00	23060	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 13"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 16:31:00	16620	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 17"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 15:05:00	11100	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 16"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 20:35:00	30900	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 19"	1	30-Nov-2020 12:00:00	01-Dec-2020 01:00:00	46000	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 3"	1	30-Nov-2020 12:50:00	01-Dec-2020 04:47:00	57420	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 3"	1	30-Nov-2020 13:18:00	01-Dec-2020 02:33:00	47640	NaN	NaN
1	1	1	1	1	1	1	1
"Rus"	"GALILEO 13"	2	01-Dec-2020 09:26:00	01-Dec-2020 12:00:00	23640	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 22"	2	01-Dec-2020 06:00:00	01-Dec-2020 11:13:00	18300	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 6"	1	01-Dec-2020 07:15:00	01-Dec-2020 09:44:00	9940	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 15"	2	01-Dec-2020 07:26:00	01-Dec-2020 12:00:00	16440	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 12"	2	01-Dec-2020 09:14:00	01-Dec-2020 12:00:00	12560	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 16"	3	01-Dec-2020 09:09:00	01-Dec-2020 12:00:00	10260	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 11"	2	01-Dec-2020 10:31:00	01-Dec-2020 12:00:00	4140	NaN	NaN
"Rus"	"GALILEO 17"	2	01-Dec-2020 11:14:00	01-Dec-2020 12:00:00	2760	NaN	NaN

Display all 31 rows.

Рис.5.5 Таблица полного доступа між наземною «Київ» станцією та супутниками в сузір'ї

IntervalDB =

12=0 table

Source	Target	IntervalNumber	StartTime	EndTime	Duration	StartOrbit	EndOrbit
"Washington"	"GALILEO 3"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 12:32:00	1820	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 6"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 16:18:00	15280	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 7"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 16:16:00	16880	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 8"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 11:00:00	3600	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 10"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 16:02:00	17020	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 11"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 15:19:00	37140	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 17"	1	30-Nov-2020 12:18:00	30-Nov-2020 22:13:00	35440	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 12"	1	30-Nov-2020 13:06:00	01-Dec-2020 04:20:00	63880	NaN	NaN
1	1	1	1	1	1	1	1
"Washington"	"GALILEO 16"	1	01-Dec-2020 04:17:00	01-Dec-2020 16:05:00	5360	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 12"	2	01-Dec-2020 04:42:00	01-Dec-2020 09:25:00	15900	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 12"	2	01-Dec-2020 05:46:00	01-Dec-2020 12:00:00	32460	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 22"	1	01-Dec-2020 06:49:00	01-Dec-2020 09:09:00	8000	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 7"	2	01-Dec-2020 06:50:00	01-Dec-2020 12:00:00	15080	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 11"	3	01-Dec-2020 07:12:00	01-Dec-2020 12:00:00	16620	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 10"	4	01-Dec-2020 09:09:00	01-Dec-2020 12:00:00	9120	NaN	NaN
"Washington"	"GALILEO 6"	2	01-Dec-2020 09:07:00	01-Dec-2020 12:00:00	7300	NaN	NaN

Display all 31 rows.

Рис.5.6 Таблица полного доступа між наземною «Вашингтон» станцією та супутниками в сузір'ї

IntervalDB =

10=0 table

Source	Target	IntervalNumber	StartTime	EndTime	Duration	StartOrbit	EndOrbit
"Beijing"	"GALILEO 1"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 14:42:00	9720	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 3"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 18:07:00	23820	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 3"	1	30-Nov-2020 12:00:00	01-Dec-2020 03:02:00	54160	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 13"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 13:49:00	4300	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 19"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 18:47:00	28420	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 20"	1	30-Nov-2020 12:00:00	30-Nov-2020 18:47:00	20120	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 01"	1	30-Nov-2020 12:42:00	30-Nov-2020 19:02:00	18200	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 6"	1	30-Nov-2020 18:41:00	01-Dec-2020 03:48:00	40020	NaN	NaN
1	1	1	1	1	1	1	1
"Beijing"	"GALILEO 3"	2	01-Dec-2020 07:28:00	01-Dec-2020 08:47:00	4740	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 6"	2	01-Dec-2020 07:32:00	01-Dec-2020 12:30:00	16200	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 3"	2	01-Dec-2020 08:23:00	01-Dec-2020 12:00:00	13880	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 13"	2	01-Dec-2020 08:40:00	01-Dec-2020 12:00:00	12000	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 11"	1	01-Dec-2020 07:41:00	01-Dec-2020 12:43:00	10920	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 0"	2	01-Dec-2020 09:44:00	01-Dec-2020 12:00:00	9040	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 1"	2	01-Dec-2020 11:39:00	01-Dec-2020 12:00:00	1260	NaN	NaN
"Beijing"	"GALILEO 13"	2	01-Dec-2020 11:52:00	01-Dec-2020 12:00:00	800	NaN	NaN

Display all 30 rows.

Рис.5.7 Таблица полного доступа між наземною «Пекін» станцією та супутниками в сузір'ї

12 Переглянути супутниковий сценарій

Відкрийте вікно тривимірного перегляду сценарію. Вікно перегляду містить усі 24 супутники та три наземні станції, визначені раніше в цьому прикладі. Між кожною наземною станцією та супутником проходить лінія протягом відповідних інтервалів доступу. Щоб приховати деталі супутників і наземних станцій, установіть для пари ім'я-значення ShowDetails значення false. Показати супутникові орбіти та мітки для розташування наземних станцій.

```
viewer3D = satelliteScenarioViewer(scenario, ShowDetails=false);  
show(sat.Orbit);  
gsUA.ShowLabel = true;  
gsUA.LabelFontSize = 11;  
gsUS.ShowLabel = true;  
gsUS.LabelFontSize = 11;  
gsCN.ShowLabel = true;  
gsCN.LabelFontSize = 11;
```

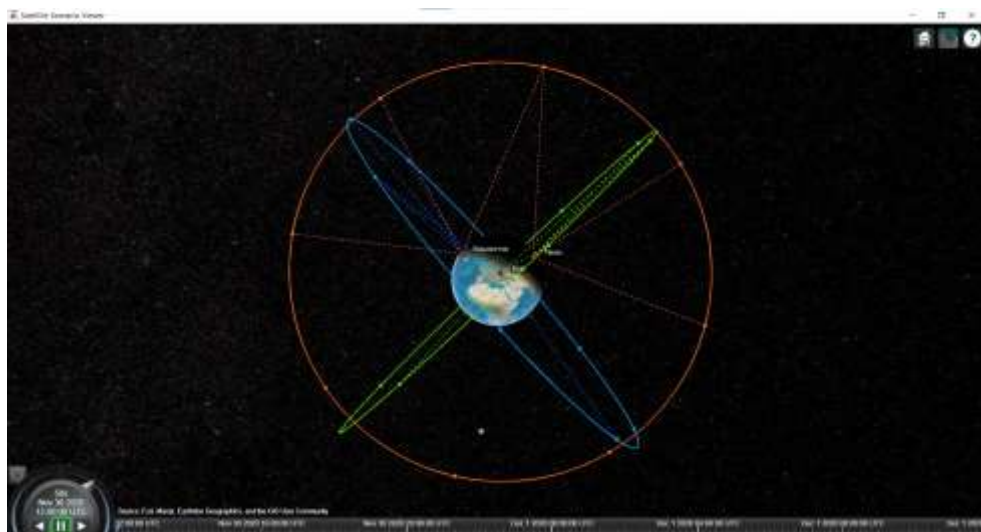


Рис 5.8 Орбіти та зв'язок зі станціями усіх груп супутників

13 Порівняйте доступ між наземними станціями

Обчисліть статус доступу між кожним супутником і наземною станцією за допомогою методу `accessStatus`. Кожен рядок вихідного масиву відповідає супутнику в сузір'ї. Кожен стовпець відповідає часовим крокам у сценарії. Значення `True` вказує на те, що супутник може отримати доступ до літака в цей

конкретний час. Другий вихід `accessStatus` містить часові кроки сценарію. Побудуйте загальний доступ для кожної наземної станції протягом одноденного вікна аналізу.

```
[statusUA, timeSteps] = accessStatus(accessUA);
statusUS = accessStatus(accessUS);
statusCN = accessStatus(accessCN);
statusUA = sum(statusUA, 1);
statusUS = sum(statusUS, 1);
statusCN = sum(statusCN, 1);
```

```
subplot(3,1,1);
stairs(timeSteps, statusUA);
title("Київ to GALILEO")
ylabel("# of satellites")
subplot(3,1,2);
stairs(timeSteps, statusUS);
title("Вашингтон to GALILEO")
ylabel("# of satellites")
subplot(3,1,3);
stairs(timeSteps, statusCN);
title("Пекін to GALILEO")
ylabel("# of satellites")
```



Рис 5.9 Статус доступу між кожним супутником і наземною станцією
14 Зберіть показники інтервалу доступу для кожної наземної станції в таблицю для порівняння Рис 5.10.

```
statusTable = [table(height(intervalsUA), height(intervalsUS),
height(intervalsCN)); ...
table(sum(intervalsUA.Duration)/3600,
sum(intervalsUS.Duration)/3600, sum(intervalsCN.Duration)/3600);
...
table(mean(intervalsUA.Duration/60),
mean(intervalsUS.Duration/60), mean(intervalsCN.Duration/60));
...
table(mean(statusUA, 2), mean(statusUS, 2), mean(statusCN,
2)); ...
table(min(statusUA), min(statusUS), min(statusCN)); ...
table(max(statusUA), max(statusUS), max(statusCN))];
```

```

statusTable.Properties.VariableNames = ["Київ", "Вашингтон",
"Пекін"];
statusTable.Properties.RowNames = ["Total # of intervals",
"Total interval time (hrs)",...
    "Mean interval length (min)", "Mean # of satellites in
view", ...
    "Min # of satellites in view", "Max # of satellites in
view"];
statusTable

```

```
statusTable =
```

6×3 [table](#)

	Київ	Вашингтон	Пекін
Total # of intervals	31	32	30
Total interval time (hrs)	171.28	167.55	166.53
Mean interval length (min)	331.52	314.16	333.07
Mean # of satellites in view	7.1534	6.9986	6.9549
Min # of satellites in view	5	5	6
Max # of satellites in view	10	9	9

Рис.5.10 Показники інтервалу доступу для кожної наземної станції

Код в цілому

```

mission.StartDate = datetime(2020, 11, 30, 12, 00, 0);
mission.Duration = hours(24);
mission.ConstellationDefinition = table( ...
    29599800 * ones(24,1), ...
    0.0003 * ones(24,1), ...
    60 * ones(24,1), ...
    90 * ones(24,1), ...
    sort(repmat([0 180 360], 1,8))', ...
    [0:60:420, 15:60:435, 30:60:450]', ...
    'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", ...
    "Ω (deg)", "w (deg)", "v (deg)"]);

```

```

mission.ConstellationDefinition
mission.Ephemeris = load("SatelliteScenarioEphemerisData.mat",
    "TimeseriesPosITRF", "TimeseriesVelITRF");
mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF
mission.Ephemeris.TimeseriesVelITRF
scenario = satelliteScenario(mission.StartDate,
mission.StartDate + hours(24), 60);
sat = satellite(scenario, mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF,
mission.Ephemeris.TimeseriesVelITRF, ...
    CoordinateFrame="ecef", Name="GALILEO " + (1:24))
disp(scenario)
timetable(...
datetime(getabstime(mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF),
Locale="en_US"), ...
squeeze(mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF.Data(1,:,:))', ...
squeeze(mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF.Data(2,:,:))', ...
squeeze(mission.Ephemeris.TimeseriesPosITRF.Data(3,:,:))',...
VariableNames=["Satellite_1", "Satellite_2", "Satellite_3"])
set(sat(1:8), MarkerColor="#FF6959");
set(sat(9:16), MarkerColor="#135FFF");
set(sat(17:24), MarkerColor="#64D413");
orbit = [sat(:).Orbit];
set(orbit(1:8), LineColor="#FF6959");
set(orbit(9:16), LineColor="#135FFF");
set(orbit(17:24), LineColor="#63D413");
gsUA = groundStation(scenario, 50.4501, 30.5234, ...
    MinElevationAngle=10, Name="Київ");
gsUA.MarkerColor = "red";
gsUS = groundStation(scenario, 38.8951, -77.0364, ...
    MinElevationAngle=10, Name="Вашингтон");

```

```

gsUS.MarkerColor = "red";
gsCN = groundStation(scenario, 39.9042, 116.4074, ...
    MinElevationAngle=10, Name="Пекин");
gsCN.MarkerColor = "red";
figure
geoscatter([gsUA.Latitude gsUS.Latitude gsCN.Latitude], ...
    [gsUA.Longitude gsUS.Longitude gsCN.Longitude], "red",
    "filled")
geolimits([-75 75], [-180 180])
title("Ground Stations")
accessUA = access(gsUA, sat);
accessUS = access(gsUS, sat);
accessCN = access(gsCN, sat);
set(accessUA, LineWidth="1");
set(accessUA(1:8), LineColor="#FF6959");
set(accessUA(9:16), LineColor="#135FFF");
set(accessUA(17:24), LineColor="#63D413");
set(accessUS, LineWidth="1");
set(accessUS(1:8), LineColor="#FF6959");
set(accessUS(9:16), LineColor="#135FFF");
set(accessUS(17:24), LineColor="#63D413");
set(accessCN, LineWidth="1");
set(accessCN(1:8), LineColor="#FF6959");
set(accessCN(9:16), LineColor="#135FFF");
set(accessCN(17:24), LineColor="#63D413");
intervalsUA = accessIntervals(accessUA);
intervalsUA = sortrows(intervalsUA, "StartTime", "ascend")
intervalsUS = accessIntervals(accessUS);
intervalsUS = sortrows(intervalsUS, "StartTime", "ascend")
intervalsCN = accessIntervals(accessCN);

```

```

intervalsCN = sortrows(intervalsCN, "StartTime", "ascend")

viewer3D = satelliteScenarioViewer(scenario, ShowDetails=false);

    show(sat.Orbit);
    gsUA.ShowLabel = true;
    gsUA.LabelFontSize = 11;
    gsUS.ShowLabel = true;
    gsUS.LabelFontSize = 11;
    gsCN.ShowLabel = true;
    gsCN.LabelFontSize = 11;
[statusUA, timeSteps] = accessStatus(accessUA);
statusUS = accessStatus(accessUS);
statusCN = accessStatus(accessCN);
statusUA = sum(statusUA, 1);
statusUS = sum(statusUS, 1);
statusCN = sum(statusCN, 1);
subplot(3,1,1);
stairs(timeSteps, statusUA);
title("Київ to GALILEO")
ylabel("# of satellites")
subplot(3,1,2);
stairs(timeSteps, statusUS);
title("Вашингтон to GALILEO")
ylabel("# of satellites")
subplot(3,1,3);
stairs(timeSteps, statusCN);
title("Пекін to GALILEO")
ylabel("# of satellites")
statusTable = [table(height(intervalsUA), height(intervalsUS),
height(intervalsCN)); ...

```

```

    table(sum(intervalsUA.Duration)/3600,
sum(intervalsUS.Duration)/3600, sum(intervalsCN.Duration)/3600);
...
    table(mean(intervalsUA.Duration/60),
mean(intervalsUS.Duration/60), mean(intervalsCN.Duration/60));
...
    table(mean(statusUA, 2), mean(statusUS, 2), mean(statusCN,
2)); ...
    table(min(statusUA), min(statusUS), min(statusCN)); ...
    table(max(statusUA), max(statusUS), max(statusCN));
statusTable.Properties.VariableNames = ["Київ", "Вашингтон",
"Пекін"];
statusTable.Properties.RowNames = ["Total # of intervals",
"Total interval time (hrs)",...
    "Mean interval length (min)", "Mean # of satellites in
view", ...
    "Min # of satellites in view", "Max # of satellites in
view"];
statusTable

```

Висновки

Після закінчення 5 розділу студент ознайомиться з принципами роботи системи сполучення з ГНСС-спутниками. Навчиться Моделюванню конфігурації констеляції GALILEO Аналіз доступності зв'язку студенти будуть досліджувати доступність зв'язку між різними географічними та спутниками GALILEO, використовуючи різні критерії доступності. Аналізувати та візуалізувати результати моделювання

РОЗДІЛ 6

СТАРТАП ПРОЕКТ

6.1 Опис ідеї стартап-проекту

Опис ідеї стартап-проекту полягає в описі змісту ідеї, можливих напрямків застосування, основних характеристик проекту, потенційних користувачів та проведенні порівняльного аналізу з конкурентами в галузі, визначенні його сильних та слабких сторін. Ця інформація представлена у вигляді таблиць та наведена нижче (табл. 6.1-6.2).

Таблиця 6.1

Опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Зміст ідеї : «ОрбітоЛінк» — це інноваційна платформа, яка використовує супутникові технології для побудови комунікаційних мереж у важкодоступних або віддалених місцях. Забезпечити стабільне з'єднання, навіть якщо інших мереж недостатньо або їх немає.	Допомога екстреним службам у важкодоступних місцях.	Координація швидких та ефективних протидій у кризових ситуаціях.
	Розвиток точного землеробства: Оптимізація зрошення, внесення добрив і управління культурами за допомогою супутникових даних.	Зв'язок у віддалених районах: Зв'язок і доступ до Інтернету в місцях, де інші мережі не можуть надати такі послуги.
	Моніторинг сільських територій для підвищення продуктивності.	Збільшення врожайності завдяки точному моніторингу та контролю процесів вирощування.

Аналіз можливих техніко-економічних переваг ідеї включає визначення переліку техніко-економічних характеристик і характеристик ідеї, визначення попередніх конкурентних кіл та порівняльний аналіз показників (табл. 6.2).

Нами буде порівняно запропоновану систему з конкуруючими системами, визначаючи сильні, слабкі та нейтральні характеристики проекту .

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту.

No п/п	Техніко- економічні характери- сти	(потенційні) товари/концепції конкурентів		W (слабка сторона)	N (нейтральна сторона)	S (сильна сторона)
		Мій проект	Аналоги			
1	Фінансові труднощі	Складно	Нейтрально	Впровадження та підтримка супутникових мереж може потребувати значних інвестицій і витрат.		
2	Масштабованість	Висока	Висока		Це може бути перевагою, але залежно від потреб ринку та змін у технології масштабованість може бути як перевагою, так і недоліком.	

3	Інновації	Висока	Висока	Розробка та підтримка супутникових систем може вимагати висококваліфікованого персоналу та високотехнологічного обладнання.		Використання супутникових технологій для зв'язку у важкодоступних районах є інноваційним і допомагає для багатьох галузей промисловості.
4	Юридичні обмеження	Високі	Високі	Деякі країни можуть мати унікальні вимоги щодо використання супутникового зв'язку, що може створити проблеми під час реалізації проектів у всьому світі.		
5	Надійність	Висока	Низька			Забезпечує стабільний зв'язок навіть у ситуаціях, коли інші мережі можуть бути відсутні.

6.2 Технологічний аудит ідеї проекту

В табл. 6.3 було проведено аналіз реалізації проекту, в який входять поширені доступні технології, що є у відкритому доступі.

З аналізу усіх складових, було зроблено висновок, що є можливою технічна реалізація проекту. Для реалізації потрібно лише найняти відповідний персонал.

Таблиця 6.3

Технологічна здійсненність проекту.

No п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Якісний зв'язок у будь якій точці покриття	Супутниковий зв'язок	Технології є, але потрібно створювати та запускати власні	Технологія є не доступною для усіх , крім розробників
		Найняти команду технічних спеціалістів для розроблення супутника	Технології є доступними та стосуються виключно найму персоналу	Технологія є доступною
		Найняти команду юристів	Технології є доступними та стосуються виключно найму персоналу	Технологія є доступною
Обрана технологія реалізації ідеї проекту: Найняти команду технічних спеціалістів для створення супутників Найняти команду юристів Створити супутники				

Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Таблиця 6.4

Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проекту.

№ п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од.	3

2	Загальний обсяг прибутку, ум.од	800 млн
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Обмеження для входу	Необхідність початкового капіталу

Таблиця 6.5

Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту.

№ п/п1	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1	Надійний зв'язок	Підприємці. Військові	Забезпечення можливості попередження відстеження місцезнаходження	Надійність використання, строки роботи. Захищеність від взлому

Таблиця 6.6

Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Недостатність стартового капіталу	Неможливість подолання бар'єру виходу на ринок через недостатність стартового капіталу.	Залучення інвесторів
2	Наявність конкуренції	Неможливість подолання бар'єру виходу на ринок через конкуренцію в галузі.	Орієнтація на здобуття конкурентної переваги шляхом покращення якості продукту

Таблиця 6.7

Фактори можливостей

	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Поширення програмно-апаратного	Подання рішення на ринок у вигляді готового програмно-	Одноразова розробка продукту та підтримка

	продукту	апаратного продукту.	забезпечують однакову кількість витрат на розробку, незалежно від кількості користувачів. Тобто, витрати стабільні, дохід – зростає.
--	----------	----------------------	--

Таблиця 6.8

Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
Тип конкуренції – обмежена	Конкуренція характерна для галузі з високим ступенем монополізації.	Розширення номенклатури послуг і сфер інтеграції для збільшення числа користувачів і клієнтів
За рівнем конкурентної боротьби - інтернаціональний	Конкурентна боротьба ведеться на міжнародному рівні.	Постійний розвиток технічного оснащення
Конкуренція за видами товарів: - товарно-родова	Між різними видами товарів, які можуть виконувати подібні функції.	Розширення можливостей застосування запропонованої системи

Таблиця 6.9

Обґрунтування факторів конкурентоспроможності.

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
-------	-------------------------------	---

1	Цінотворення інструменту	Чим вигіднішою є ціна для споживача, тим вірогідніше його вибір.
2	Репутація виробника	Якщо компанія має бездоганну репутацію, то рівень довіри до неї зростає.
3	Якість	Продукт демонструє досить вдалі результати під час експериментальних випробувань

Таким чином, за результатами аналізу ми можемо побачити, що характеристики продукту, запропоновані вище, дуже близькі до потенційних споживачів, що робить цей проект конкурентоспроможним.

Таблиця.6.10

SWOT - аналіз стартап-проекту.

Сильні сторони: економічна ефективність системи	Слабкі сторони: час для завоювання позицій на ринку
Можливості: подання рішення на ринок у вигляді готового програмно-апаратного продукту	Загрози: вихід з ладу компонентів мережі, виїзд спеціалістів підтримки для заміни

Таблиця.6.11

Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту.

№ п/п	Альтернатива (орієнтовний комплекс заходів) ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Проведення рекламної кампанії	Низька 15 %	3 роки

Розроблення ринкової стратегії проекту

Таблиця.6.12

Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ 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	Державні установи	Середня	Високий	Низька	Низька
2	Приватні установи	Середня	Високий	середня	середня
Які цільові групи обрано: за результатами аналізу обрано приватні та державні.					

Таблиця.6.13

Визначення базової стратегії розвитку.

№ 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	ні	Буде робити обидва варіанти	Так, кращі принципи побудови мереж	Стратегія виклику лідера

Таблиця.6.14

Визначення стратегії позиціонування.

№ п/п	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові Конкурентоспромо жні позиції власного стартап-проекту	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію власного проекту
1	Якість зв'язку	спеціаліза ції	Якість	Якість
2	Підтримка	спеціаліза ції	Надійність	Надійність, підтримка

Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Таблиця.6.15

Визначення ключових переваг концепції потенційного товару.

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Потреба у захисті інформації	Забезпечує зашифровану передачу даних	Не можливість перехопити данні у режимі «військовий»
2	Потреба у передачі великої кількості даних	Майже не обмежену пропускну здатність	Висока швидкість у передачі великої кількості даних у режимі «підприємець»

Таблиця.6.16

Опис трьох рівнів моделі товару.

Рівні товару	Сутність та складові
I. Товар за задумом	Система зв'язку для віддалених регіонів
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики
	Забезпечення відстеження критичних показників
	Пакування: відсутнє оскільки це система
III. Товар із підкріпленням	До продажу: надання документації
	Після продажу: підтримка
За рахунок чого потенційний товар буде захищено від копіювання: патент	

Таблиця.6.17

Визначення меж встановлення ціни.

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги
1	Від 4 000 - 80 000	Високий або середній

Таблиця.6.18

Формування системи збуту.

№ п/п	Специфіка закупівельної поведінки цілових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
1	Мінімальна кількість посередників	Підтримка споживачів	Міжнарод на	Доставка готової системи або передача алгоритму

Визначимо концепцію маркетингових комунікацій за допомогою побудови наступної таблиці (табл. 6.19).

Таблиця.6.19

Концепція маркетингових комунікацій

№ п/п	Специфіка поведінки цілових клієнтів	Канали комунікації, якими користують ся цілові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціону вання	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
1	Вимоги до зручності використа ння	Інтернет	Пропускна здатність, захищеність	Надання якогого повної інформації про можливості та переваги системи	Рекламне повідомлення має демонструвати основні визначені переваги проекту.

Висновок

За підсумками дослідження було встановлено, що ідея створення продукту на основі мережі для моніторингу має потенціал на ринку. Відзначені сильні та слабкі сторони розробленого продукту, проведено аналіз конкурентів. Рекомендовано розробку комплексної стратегії виходу на ринок, включаючи позиціонування, рекламу та цінову політику для різних груп користувачів. Також визначено доцільність доопрацювання продукту до готового рішення, що персоналізується технічною підтримкою при інтеграції під кінцевого замовника. На підставі цього аналізу було встановлено високу ймовірність вдалого виходу продукту на ринок.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ ПО РОБОТІ

У цій магістерській роботі був розроблений комплекс лабораторних робіт для дисципліни "Супутникові системи" на основі програмного пакету Satellite Communication Toolbox у середовищі MATLAB. Кожна з п'яти лабораторних робіт була створена з метою надання студентам глибоких знань та практичних навичок у сфері супутникових технологій.

У першій лабораторній роботі вивчалось моделювання та візуалізація сценаріїв супутникових систем з використанням Satellite Communication Toolbox. Друга лабораторна робота зосереджувалася на дослідженні супутникових систем за допомогою цього програмного пакету в середовищі MATLAB. Третя лабораторна робота дозволяла вивчити засоби комунікації між земними станціями та супутниками. У четвертій лабораторній роботі проводився аналіз доступу до супутників та орбітальних об'єктів у системі. У п'ятій лабораторній роботі студенти мали можливість моделювати сузір'я супутників з використанням ефемеридних даних.

Отримані результати свідчать про успішне досягнення поставлених завдань. Комплекс лабораторних робіт надає студентам можливість практично застосовувати теоретичні знання у сфері супутникових систем. Кожна лабораторна робота дозволяє зануритися у конкретний аспект роботи супутникових систем, що розширює їхні знання та навички у цій галузі.

Розроблений комплекс лабораторних робіт може бути використаний як навчальний матеріал для студентів, що вивчають супутникові системи та технології. Його впровадження у навчальний процес сприятиме поглибленню розуміння принципів функціонування супутникових систем та надасть практичний досвід роботи з високотехнологічним програмним забезпеченням, що є ключовим у сучасній індустрії супутникових технологій.

Отже, результати цієї роботи вказують на важливість і актуальність вивчення супутникових систем у вищих навчальних закладах та підкреслюють значення практичних лабораторних занять для підготовки кваліфікованих фахівців у цій галузі.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

Перелік посилань до Розділу 1

Електронні ресурси.

- 1 Орбітальні елементи Елементи орбіти супутників у сценарії 2021 b-
<https://www.mathworks.com/help/satcom/ref/matlabshared.satellitescenario.satellite.orbitalelements.html>
- 2 <https://ela.kpi.ua/bitstream/123456789/42150/1/Bykov>

Перелік посилань до Розділу 3

- 3 Ліпатов А.О., Могильченко М.О., Коломицев М.О. Основи супутникових телекомунікаційних систем. Навч. посіб./ Під ред. А.О. Ліпатова. 2-е вид. –К:ІТС НТТУ «КПІ», 2013 – 260с. (електронна версія)

Електронні ресурси.

- 4 <https://la.mathworks.com/help/aerotbx/ug/satellitescenario.satellite.html>

Перелік посилань до Розділу 4

- 5 "Orbital Mechanics for Engineering Students" by Howard D. Curtis"

- 6 " Introduction to Space Dynamics" by William Tyrrell Thomson

Електронні ресурси.

- 7 Satellite Constellation Access to Ground Station
<https://es.mathworks.com/help/aerotbx/ug/satellite-constellation-access-to-a-ground-station.html>

Перелік посилань до Розділу 5

- 8 "Navigation Signal Processing for GNSS Software Receivers" by Thomas Pany

- 9 Understanding GPS Principles and Applications Elliott D. Kaplan Christopher J. Hegarty

Електронні ресурси.

- 10 Modeling Satellite Constellations Using Ephemeris Data
<https://es.mathworks.com/help/aerotbx/ug/modeling-satellite-constellations-using-ephemeris-data.html>

Додаток А

Варіанти завдань для лабораторної роботи №1

Якщо ви виконуєте завдання самотужки вам потрібно створити 2 супутника: 1-супутник з прикладу , 2-ваш варіант.

Якщо ви виконуєте завдання групою кількість супутників = кількості людей у бригаді

Таблиця.7.1

Варіанти до 1 лабораторної роботи

№з/п	Велика піввісь орбіти (semiMajorAxis),м	Ексцентриситет орбіти (eccentricity)	Нахил орбіти (inclination), град	Довгота висхідного вузла (rightAscensionOfAscendingNode), град	Аргумент перигея (argumentOfPerapsis), град	Справжня аномалія (trueAnomaly), град
Варіант №1	7000000	0.1	30	45	90	180
Варіант №2	6500000	0.2	60	120	45	270
Варіант №3	7500000	0.05	15	90	180	90
Варіант №4	6000000	0.3	45	30	0	360
Варіант №5	8000000	0.15	75	180	270	45

Варіант №6	6700000	0.25	20	60	135	180
Варіант №7	7200000	0.1	50	135	225	270
Варіант №8	6800000	0.2	10	75	315	90
Варіант №9	7600000	0.05	40	100	45	360
Варіант №10	6300000	0.3	70	150	180	90
Варіант №11	7800000	0.15	25	210	270	45
Варіант №12	6900000	0.25	55	300	0	180
Варіант №13	7100000	0.12	35	55	120	270
Варіант №14	6400000	0.22	65	130	90	180
Варіант №15	7700000	0.07	20	85	190	90
Варіант №16	5900000	0.28	40	25	270	360
Варіант №17	8200000	0.18	80	170	315	45
Варіант №18	6600000	0.25	15	95	225	90
Варіант №19	7300000	0.08	25	65	150	180

Продовження таблиці.7.1

Варіант №20	6200000	0.18	55	125	270	90
Варіант №21	7800000	0.12	30	80	210	45
Варіант №22	6700000	0.22	65	140	180	360
Варіант №23	8000000	0.15	10	90	45	270
Варіант №24	6400000	0.3	50	170	270	180
Варіант №25	7200000;	0.25	35	100	320	90

Додаток Б

Варіанти завдань для лабораторної роботи №2

Якщо ви виконуєте завдання самотужки вам потрібно створити 1 наземну станцію.

Якщо ви виконуєте завдання групою наземні станції = вашим варіантам

Таблиця.8.1

Варіанти до 2 лабораторної роботи

№з/п	Країна (Назва міста)	Координата 1	Координата 2
Варіант №1	Китай (Пекін)	39.9042° N	116.4074° E
Варіант №2	Індія (Делі)	28.7041° N	77.1025° E
Варіант №3	США (Нью-Йорк)	40.7128° N	-74.0060° W
Варіант №4	Індонезія (Джакарта)	-6.2088° S	106.8456° E
Варіант №5	Пакистан (Карачі)	24.8607° N	67.0011° E
Варіант №6	Бразилія (Сан-Паулу)	-23.5505° S	-46.6333° W
Варіант №7	Нігерія (Лагос)	6.5244° N	3.3792° E
Варіант №8	Бангладеш (Дакка)	23.8103° N	90.4125° E
Варіант №9	Росія (Москва)	55.7558° N	37.6176° E
Варіант №10	Мексика (Мехіко)	19.4326° N	-99.1332° W
Варіант №11	Японія (Токіо)	35.6895° N	139.6917° E
Варіант №12	Ефіопія (Аддис-Абеба)	9.1450° N	40.4897° E
Варіант №13	Філіппіни (Маніла)	14.5995° N	120.9842° E
Варіант №14	Єгипет (Каїр)	30.0444° N	31.2357° E
Варіант №15	В'єтнам (Ханой)	21.0285° N	105.8542° E
Варіант №16	Конго (Кіншаса)	-4.4419° S	15.2663° E
Варіант №17	Іран (Тегеран)	35.6892° N	51.3890° E
Варіант №18	Туреччина (Стамбул)	41.0082° N	28.9784° E
Варіант №19	Германія (Берлін)	52.5200° N	13.4050° E

Продовження таблиці.8.1

Варіант №20	Таїланд (Бангкок)	13.7563° N	100.5018° E
Варіант №21	Франція (Париж)	48.8566° N	2.3522° E
Варіант №22	Велика Британія (Лондон)	51.5074° N	-0.1278° W
Варіант №23	Італія (Рим)	41.9028° N	12.4964° E
Варіант №24	ПАР (Йоганнесбург)	-26.2041° S	28.0473° E
Варіант №25	Колумбія (Богота)	4.7110° N	-74.0721° W

Додаток В

Варіанти завдань для лабораторної роботи №3

Завдання на лабораторну роботу "Аналіз маржі лінку у системі супутникового зв'язку з використанням Satellite Communication Toolbox у середовищі MATLAB":

1. Задайте орбітальні характеристики для супутників які були створені у лабораторній роботі 2: `semiMajorAxis`, `eccentricity`, `inclination`, `rightAscensionOfAscendingNode`, `argumentOfPeriapsis`, `trueAnomaly`.

Використовуйте Satellite Communication Toolbox для створення об'єктів супутників і відобразіть їх траєкторії у засобі Satellite Scenario Viewer.

2. Створіть дві наземні станції які були створені у лабораторній роботі 2 (якщо станцій більше двох залиште 2 довільні) з заданими координатами `latitude` та `longitude`. Використовуйте гімбали для направлення антен на супутники та земельні станції один на одного.

3. Задайте параметри антен для приймачів та передавачів на супутниках та наземних станціях. Визначте маржу лінку для кожного з'єднання, що охоплює приймачі та передавачі.

4. Використовуйте функцію `ebno` для отримання історії `Eb/No` на приймачі однієї земельної станції. Обчисліть маржу лінку як різницю між `Eb/No` та `RequiredEbNo` на приймачі.

5. Візуалізуйте результати, використовуючи функцію `plot` для побудови графіка залежності маржі лінку від часу.

6. Зробіть висновки про якість зв'язку на кожному з'єднанні та оцініть ефективність системи супутникового зв'язку.

7. Під час виконання лабораторної роботи використовуйте Satellite Communication Toolbox та Satellite Scenario Viewer у середовищі MATLAB для зручного та ефективного аналізу та візуалізації результатів.

8. Створіть та зробіть скріншоти супутника на геостаціонарній орбіті (GEO).

Додаток Г

Варіанти завдань для лабораторної роботи №4

Студенту необхідно створити наземну станцію з координатами із лабораторної роботи 2, та почати слідкувати за супутником (номер супутника = номеру студента у списку групи) .

Додаток Д
Варіанти завдань для лабораторної роботи №5

Варіант 1

Київ, Україна: Широта: 50.4501 градусів північної широти Довгота: 30.5234 градусів східної довготи Вашингтон,

США: Широта: 38.8951 градусів північної широти Довгота: -77.0364 градусів західної довготи

Токіо, Японія: Широта: 35.682839 градусів північної широти Довгота: 139.759455 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0005 * ones(24,1), 56 * ones(24,1), 350 * ones(24,1), sort(repmat([0 120 240], 1,8))', [0:45:315, 15:45:330, 30:45:345]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 2

Лондон, Велика Британія: Широта: 51.509865 градусів північної широти Довгота: -0.118092 градусів західної довготи

Париж, Франція: Широта: 48.856613 градусів північної широти Довгота: 2.352222 градусів східної довготи

Мексико, Мексика: Широта: 19.432608 градусів північної широти Довгота: -99.133209 градусів західної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0002 * ones(24,1), 45 * ones(24,1), 30 * ones(24,1), sort(repmat([0 60 120], 1,8))', [0:30:210, 15:30:225, 30:30:240]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 3

Ріо-де-Жанейро, Бразилія: Широта: -22.906847 градусів південної широти Довгота: -43.172897 градусів західної довготи

Сідней, Австралія: Широта: -33.868820 градусів південної широти Довгота: 151.209296 градусів східної довготи

Каптовн, Південна Африка: Широта: -33.924870 градусів південної широти Довгота: 18.424056 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0003 * ones(24,1),  
60 * ones(24,1), 90 * ones(24,1), sort(repmat([0 180 360], 1,8))', [0:60:420, 15:60:435,  
30:60:450]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 4

Рим, Італія: - Широта: 41.902782 градусів північної широти - Довгота: 12.496366 градусів східної довготи

Берлін, Німеччина: Широта: 52.520008 градусів північної широти Довгота: 13.404954 градусів східної довготи

Сідней, Австралія: Широта: -33.868820 градусів південної широти Довгота: 151.209296 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0004 * ones(24,1),  
75 * ones(24,1), 180 * ones(24,1), sort(repmat([0 90 180], 1,8))', [0:75:525, 15:75:540,  
30:75:555]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 5

Нью-Йорк, США: - Широта: 40.712776 градусів північної широти - Довгота: - 74.005974 градусів західної довготи

Лос-Анджелес, США: Широта: 34.052235 градусів північної широти Довгота: - 118.243683 градусів західної довготи

Сантьяго, Чилі: Широта: -33.448891 градусів південної широти Довгота: - 70.669265 градусів західної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0006 * ones(24,1), 30
* ones(24,1), 270 * ones(24,1), sort(repmat([0 45 90], 1,8))', [0:15:105, 15:15:120,
30:15:135]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 6

Каїр, Єгипет: - Широта: 30.044420 градусів північної широти - Довгота: 31.235712
градусів східної довготи

Торонто, Канада: Широта: 43.653225 градусів північної широти Довгота: -
79.383186 градусів західної довготи

Сідней, Австралія: Широта: -33.868820 градусів південної широти Довгота:
151.209296 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0007 * ones(24,1), 90
* ones(24,1), 90 * ones(24,1), sort(repmat([0 135 270], 1,8))', [0:30:210, 15:30:225,
30:30:240]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 7

Москва, Росія: - Широта: 55.755825 градусів північної широти - Довгота:
37.617611 градусів східної довготи

Сідней, Австралія: Широта: -33.868820 градусів південної широти Довгота:
151.209296 градусів східної довготи

Найробі, Кенія: Широта: -1.286389 градусів південної широти Довгота: 36.817223
градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0008 * ones(24,1),
120 * ones(24,1), 180 * ones(24,1), sort(repmat([0 180 360], 1,8))', [0:60:420,
15:60:435, 30:60:450]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)",
"v (deg)"]);
```

Варіант 8

Делі, Індія: - Широта: 28.613939 градусів північної широти - Довгота: 77.209023 градусів східної довготи

Ріо-де-Жанейро, Бразилія: Широта: -22.906847 градусів південної широти Довгота: -43.172897 градусів західної довготи Бангкок,

Таїланд: Широта: 13.756331 градусів північної широти Довгота: 100.501762 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0009 * ones(24,1),  
150 * ones(24,1), 270 * ones(24,1), sort(repmat([0 90 180], 1,8))', [0:75:525, 15:75:540,  
30:75:555]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 9

Гонконг, Китай: - Широта: 22.396427 градусів північної широти - Довгота: 114.109497 градусів східної довготи

Дубай, Об'єднані Арабські Емірати: Широта: 25.276987 градусів північної широти Довгота: 55.296249 градусів східної довготи

Кейптаун, Південна Африка: Широта: -33.924868 градусів південної широти Довгота: 18.424055 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0005 * ones(24,1),  
45 * ones(24,1), 45 * ones(24,1), sort(repmat([0 60 120], 1,8))', [0:30:210, 15:30:225,  
30:30:240]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 10

Токіо, Японія: - Широта: 35.682839 градусів північної широти - Довгота: 139.759455 градусів східної довготи

Будапешт, Угорщина: Широта: 47.497913 градусів північної широти Довгота: 19.040236 градусів східної довготи

Мехіко, Мексика: Широта: 19.432608 градусів північної широти Довгота: -99.133209 градусів західної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0006 * ones(24,1),  
60 * ones(24,1), 60 * ones(24,1), sort(repmat([0 120 240], 1,8))', [0:45:315, 15:45:330,  
30:45:345]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 11

Сан-Франциско, Сполучені Штати Америки: - Широта: 37.774929 градусів північної широти - Довгота: -122.419416 градусів західної довготи

Сідней, Австралія: Широта: -33.868820 градусів південної широти Довгота: 151.209296 градусів східної довготи

Каптаун, Південна Африка: Широта: -33.924868 градусів південної широти Довгота: 18.424055 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0007 * ones(24,1), 75  
* ones(24,1), 75 * ones(24,1), sort(repmat([0 180 360], 1,8))', [0:60:420, 15:60:435,  
30:60:450]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 12

Даллас, Сполучені Штати Америки: - Широта: 32.776664 градусів північної широти - Довгота: -96.796988 градусів західної довготи

Рим, Італія: Широта: 41.902784 градусів північної широти Довгота: 12.496365 градусів східної довготи

Сідней, Австралія: Широта: -33.868820 градусів південної широти Довгота: 151.209296 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0008 * ones(24,1),  
90 * ones(24,1), 90 * ones(24,1), sort(repmat([0 45 90], 1,8))', [0:15:105, 15:15:120,  
30:15:135]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 13

Буенос-Айрес, Аргентина: - Широта: -34.611765 градусів південної широти - Довгота: -58.417561 градусів західної довготи

Лондон, Велика Британія: Широта: 51.507351 градусів північної широти Довгота: -0.127758 градусів західної довготи

Москва, Росія: Широта: 55.755825 градусів північної широти Довгота: 37.617611 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0009 * ones(24,1),  
105 * ones(24,1), 105 * ones(24,1), sort(repmat([0 135 270], 1,8))', [0:30:210,  
15:30:225, 30:30:240]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)",  
"v (deg)"]);
```

Варіант 14

Карачі, Пакистан: - Широта: 24.860735 градусів північної широти - Довгота: 67.001136 градусів східної довготи

Нью-Йорк, Сполучені Штати Америки: Широта: 40.712776 градусів північної широти Довгота: -74.005974 градусів західної довготи

Перт, Австралія: Широта: -31.950527 градусів південної широти Довгота: 115.860457 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0005 * ones(24,1),  
120 * ones(24,1), 120 * ones(24,1), sort(repmat([0 60 120], 1,8))', [0:45:315, 15:45:330,  
30:45:345]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 15

Мумбаї, Індія: - Широта: 19.076090 градусів північної широти - Довгота: 72.877426 градусів східної довготи

Лос-Анджелес, Сполучені Штати Америки: Широта: 34.052235 градусів північної широти Довгота: -118.243683 градусів західної довготи

Шанхай, Китай: Широта: 31.230416 градусів північної широти Довгота: 121.473701 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0006 * ones(24,1),
135 * ones(24,1), 135 * ones(24,1), sort(repmat([0 90 180], 1,8))', [0:60:420, 15:60:435,
30:60:450]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 16

Бомбей, Індія: - Широта: 18.938771 градусів північної широти - Довгота: 72.835335 градусів східної довготи

Чікаго, Сполучені Штати Америки: Широта: 41.878113 градусів північної широти
Довгота: -87.629799 градусів західної довготи

Сінгапур: Широта: 1.352083 градусів південної широти Довгота: 103.819836
градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0007 * ones(24,1),
150 * ones(24,1), 150 * ones(24,1), sort(repmat([0 180 360], 1,8))', [0:75:525,
15:75:540, 30:75:555]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)",
"v (deg)"]);
```

Варіант 17

Ріо-де-Жанейро, Бразилія: - Широта: -22.906847 градусів південної широти -
Довгота: -43.172897 градусів західної довготи

Торонто, Канада: Широта: 43.651070 градусів північної широти Довгота: -
79.347015 градусів західної довготи

Дубай, ОАЕ: Широта: 25.276987 градусів північної широти Довгота: 55.296249
градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0008 * ones(24,1),
165 * ones(24,1), 165 * ones(24,1), sort(repmat([0 45 90], 1,8))', [0:15:105, 15:15:120,
30:15:135]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 18

Мумбаї, Індія: - Широта: 19.076090 градусів північної широти - Довгота: 72.877426 градусів східної довготи

Торонто, Канада: Широта: 43.651070 градусів північної широти Довгота: - 79.347015 градусів західної довготи

Абу-Дабі, ОАЕ: Широта: 24.453884 градусів північної широти Довгота: 54.377343 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0009 * ones(24,1),  
180 * ones(24,1), 180 * ones(24,1), sort(repmat([0 135 270], 1,8))', [0:30:210,  
15:30:225, 30:30:240]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)",  
"v (deg)"]);
```

Варіант 19

Гонконг: - Широта: 22.396428 градусів північної широти - Довгота: 114.109497 градусів східної довготи

Мельбурн, Австралія: Широта: -37.813628 градусів південної широти Довгота: 144.963058 градусів східної довготи

Париж, Франція: Широта: 48.856613 градусів північної широти Довгота: 2.352222 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0005 * ones(24,1),  
195 * ones(24,1), 195 * ones(24,1), sort(repmat([0 60 120], 1,8))', [0:45:315, 15:45:330,  
30:45:345]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 20

Сідней, Австралія: - Широта: -33.868820 градусів південної широти - Довгота: 151.209296 градусів східної довготи

Кейптаун, Південна Африка: Широта: -33.924868 градусів південної широти Довгота: 18.424055 градусів східної довготи

Токіо, Японія: Широта: 35.682839 градусів північної широти Довгота: 139.759455 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0006 * ones(24,1),  
210 * ones(24,1), 210 * ones(24,1), sort(repmat([0 90 180], 1,8))', [0:60:420, 15:60:435,  
30:60:450]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 21

Мадрид, Іспанія: - Широта: 40.416775 градусів північної широти - Довгота: - 3.703790 градусів західної довготи

Рим, Італія: Широта: 41.902783 градусів північної широти Довгота: 12.496366 градусів східної довготи

Стокгольм, Швеція: Широта: 59.329323 градусів північної широти Довгота: 18.068581 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0007 * ones(24,1),  
225 * ones(24,1), 225 * ones(24,1), sort(repmat([0 180 360], 1,8))', [0:75:525,  
15:75:540, 30:75:555]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)",  
"v (deg)"]);
```

Варіант 22

Амстердам, Нідерланди: - Широта: 52.367573 градусів північної широти - Довгота: 4.904138 градусів східної довготи

Бангкок, Таїланд: Широта: 13.756331 градусів північної широти Довгота: 100.501765 градусів східної довготи

Сідней, Австралія: Широта: -33.868820 градусів південної широти Довгота: 151.209296 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0008 * ones(24,1),  
240 * ones(24,1), 240 * ones(24,1), sort(repmat([0 45 90], 1,8))', [0:15:105, 15:15:120,  
30:15:135]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 23

Пекін, Китай: - Широта: 39.9042 градусів північної широти - Довгота: 116.4074 градусів східної довготи

Станбул, Туреччина: Широта: 41.0082 градусів північної широти Довгота: 28.9784 градусів східної довготи

Буенос-Айрес, Аргентина: Широта: -34.6118 градусів південної широти Довгота: -58.4173 градусів західної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0009 * ones(24,1),  
255 * ones(24,1), 255 * ones(24,1), sort(repmat([0 135 270], 1,8))', [0:30:210,  
15:30:225, 30:30:240]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)",  
"v (deg)"]);
```

Варіант 24

Лондон, Велика Британія: - Широта: 51.5074 градусів північної широти - Довгота: -0.1278 градусів західної довготи

Лісабон, Португалія: Широта: 38.7223 градусів північної широти Довгота: -9.1393 градусів західної довготи

Кіото, Японія: Широта: 35.0116 градусів північної широти Довгота: 135.7681 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0005 * ones(24,1),  
270 * ones(24,1), 270 * ones(24,1), sort(repmat([0 60 120], 1,8))', [0:45:315, 15:45:330,  
30:45:345]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Варіант 25

Каїр, Єгипет: - Широта: 30.0444 градусів північної широти - Довгота: 31.2357 градусів східної довготи

Марракеш, Марокко: Широта: 31.6295 градусів північної широти Довгота: -7.9811 градусів західної довготи

Кейптаун, Південна Африка: Широта: -33.9249 градусів південної широти Довгота: 18.4241 градусів східної довготи

```
mission.ConstellationDefinition = table(29599800 * ones(24,1), 0.0006 * ones(24,1),  
285 * ones(24,1), 285 * ones(24,1), sort(repmat([0 90 180], 1,8))', [0:60:420, 15:60:435,  
30:60:450]', 'VariableNames', ["a (m)", "e", "i (deg)", "Ω (deg)", "ω (deg)", "v (deg)"]);
```

Додаток Е

Контрольні запитання та вимоги до оформлення протоколів лабораторних робіт

Вимоги до оформлення звіту лабораторної роботи

Звіт з лабораторної роботи повинен містити:

- титульний лист з назвою лабораторної роботи;
- мету лабораторної роботи;
- порядок виконання роботи;
- Скріншот з створеним супутником
- Висновки
- Відповіді на контрольні запитання.ї

Контрольні питання до лабораторної роботи №1

1 Сформулюйте закони Кеплера стосовно руху ШСЗ і вкажіть їх використання.

2 Перелічіть й поясніть параметри, що характеризують форму орбіти ШСЗ, її розташування в просторі й місцезнаходження супутника на орбіті.

3 Яка версія MATLAB потрібна для роботи для використання Satellite Communication Toolbox

4 Які основні характеристики супутника для його моделювання

Контрольні питання до лабораторної роботи №2

1 Що таке гімбал.

2 У яких трьох основних напрямках гімбали використовуються для стабілізації і управління орієнтацією об'єкта?

3 Основні переваги гімбалів.

Контрольні питання до лабораторної роботи №3

1 Що таке геостаціонарна орбіта.

- 2 Які особливості притаманні геостаціонарній орбіті.
- 3 Що таке Satellite Scenario Viewer.
- 4 Основні можливості Satellite Scenario Viewer.
- 5 Основні компоненти та аспекти маржі лінку

Контрольні питання до лабораторної роботи №4

- 1 Які кроки та данні, пов'язані із завантаженням супутників з файлу TLE.
- 2 Що таке Two-Line Element Set (TLE).
- 3 Чому у графіка System-wide Access є лише 2 можливих варіанти (максимальне та нуль).

Контрольні питання до лабораторної роботи №5

- 1 Що та ефемериди?
- 2 Інформація, яку може містити ефемерида
- 3 Сузір'я Уокера-Дельта що це?