МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ

КАФЕДРА АЕРОНАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

д-р техн. наук, проф.

_____ В.Ю. Ларін

«_____»_____20___ р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ

«СИСТЕМИ АЕРОНАВІГАЦІЙНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ»

Тема: «Модель системи навігації на базі низькоорбітальних супутникових систем»

Виконала: **_____ Н.В. Максименко**

Керівник: д-р техн. наук, проф. **_____ В.В. Конін**

Нормоконтролер: **_____ Т.Ф. Шмельова**

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра аеронавігаційних систем
Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
ОПП «Системи аеронавігаційного обслуговування»

ЗАТВЕРДЖУЮ
Завідувач кафедри
Ларін В.Ю.
_____
«_____» _____20__р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи (проекту)

_____Максименко Наталія Віталіївна_____

1. Тема дипломної роботи: «Модель системи навігації на базі низькоорбітальних супутникових систем »

затверджена наказом ректора від 20.09.2022 р. № 1594/ст.

2. Термін виконання роботи: з 1.09.2022 по 20.11.2022

3. Вихідні дані до роботи: альманах низькоорбітальних супутникових систем у форматі YUMA. Отриманий після обробки інформація застосовується в середовищі Matlab для обрахунку і візуального (графічного) представлення різноманітних параметрів.

4. Зміст пояснювальної записки:

- огляд методів і систем супутникової навігації;
- представлення моделі низькоорбітальної супутникової навігаційної системи;
- створення комп'ютерної програма для дослідження моделі космічного сегмента низькоорбітальної системи навігації;
- дослідження низькоорбітальних супутникових систем для навігації.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: дані пояснювальних матеріалів, рисунки результатів проведених досліджень, таблиці, додатки.

6. Календарний план–графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Вибір напрямку дослідження.	01.09.22 р. – 15.09.22 р.	Виконала:
2	Огляд методів і систем супутникової навігації.	15.09.22 р. – 22.09.22 р.	Виконала:
3	Представлення моделі низькоорбітальної супутникової навігаційної системи.	22.09.22 р. – 06.10.22 р.	Виконала:
4	Огляд загальних характеристик низькоорбітальних навігаційних супутникових систем.	06.10.22 р. – 10.10.22 р.	Виконала:
5	Створення комп'ютерної програма для дослідження моделі космічного сегмента низькоорбітальної системи навігації.	10.10.22р. – 15.10.22 р.	Виконала:
6	Дослідження низькоорбітальних супутникових систем для навігації.	15.10.22р. – 15.11.22р.	Виконала:
7	Оформлення пояснювальної записки та інших документів.	15.11.22 р. – 18.11.22 р.	Виконала:
8	Підготовка документів та презентації.	18.11.22 р. – 20.11.22 р.	Виконала:

7. Дата видачі завдання: "01" вересня 2022 р.

Керівник дипломної роботи (проекту): _____ Конін В.В.
(підпис керівника) (П.І.Б)

Завдання прийняв до виконання: _____ Максименко Н.В.
(підпис випускника) (П.І.Б)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи магістра «Модель системи навігації на базі низькоорбітальних супутникових систем»: 108 с., 33 рис., 9 табл., 2 дод., 56 джерела.

Об'єкт дослідження: низькоорбітальні супутникові системи.

Мета роботи: дослідити можливості застосування низькоорбітальних супутникових систем для навігації.

Мета дослідження: оцінити точність позиціонування, щоб допомогти існуючим глобальним навігаційним супутниковим системам (GNSS), зокрема, у складних умовах, використовувати сигнали, створені додатковою навігацією.

У першому розділі дипломної роботи наведено інформацію про низькоорбітальні супутникові системи, їх переваги серед інших, приклади супутникових систем та характеристики космічного угрупування.

У другому розділі розглянуто структуру низькоорбітальних супутникових систем, та структуру визначення координат за допомогою псевдодальномірного методу та геометричного фактор, а також інші фактори впливу на позиціювання. Описаний альманах в форматі YUMA.

У третьому розділі описано всі компоненти програми для дослідження моделі космічного сегмента низькоорбітальної системи навігації.

У четвертому розділі проведені дослідження низькоорбітальних супутникових систем. Наведене керівництво та план досліджень.

НИЗЬКООРБІТАЛЬНІ СУПУТНИКОВІ СИСТЕМИ, АЛЬМАНАХ, ГЕОМЕТРИЧНИЙ ФАКТОР, ПСЕВДОДАЛЬНІСТЬ, ТОЧНІСТЬ.

АРКУШ ЗАУВАЖЕНЬ

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ 8

ВСТУП..... 10

РОЗДІЛ 1. МЕТОДИ І СИСТЕМИ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ 12

1.1 Опис навколоземних орбіт 12

1.2 Огляд низькоорбітальних супутникових систем 14

1.3 Технічне облуговування сузір'їв 21

1.4 Сценарій розвитку супутників LEO для майбутніх автономних транспортних засобів 25

1.5 Параметри LEO 28

Висновок до розділу 1 33

РОЗДІЛ 2. МОДЕЛЬ НИЗЬКООРБІТАЛЬНОЇ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ 34

2.1 Структура низькоорбітальних супутникових систем 34

2.2 Алгоритми оцінювання позиції та геометричного фактора 39

2.3 Альманах YUMA..... 45

2.4 Модель для дослідження низькоорбітальних супутникових навігаційних систем 48

Висновок до розділу 2 49

РОЗДІЛ 3. КОМП'ЮТЕРНА ПРОГРАМА ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ МОДЕЛІ КОСМІЧНОГО СЕГМЕНТА НИЗЬКООРБІТАЛЬНОЇ СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ 51

3.1 Створення альманаху низькоорбітальних супутникових систем у стандартному форматі YUMA 51

3.2 Пакет програм 2022_Diplom_Space_LEO для дослідження можливостей навігації за низькоорбітальними супутниковими системами..... 55

Висновок до розділу 3 60

РОЗДІЛ 4. ДОСЛІДЖЕННЯ НИЗЬКООРБІТАЛЬНИХ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ ДЛЯ НАВІГАЦІЇ..... 61

4.1 Керівництво та план досліджень 61

4.2 Дослідження низькоорбітальної супутникової системи Globalstar 61

4.3 Дослідження низькоорбітальної супутникової системи OneWeb..... 66

4.4 Дослідження низькоорбітальної супутникової системи Iridium-Next... 69

4.5 Дослідження низькоорбітальної супутникової системи Starlink 73

Висновок до розділу 4 77

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ 79

РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА 84

ВИСНОВКИ ДО ДИПЛОМНОЇ РОБОТИ 91

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ 93

ДОДАТОК А..... 98

ДОДАТОК Б 100

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

5G –5th Generation – п'яте покоління мобільних мереж

ASCII – American Standard Code for Information Interchange – американський стандартний код для інформаційного обміну

CDMA – Code Division Multiple Access – множинний доступ з кодовим розділенням каналів

C/N – співідношення сигналу до шуму

DOP – dilution of precision – погіршення точності

ECEF – Earth-centered, Earth-fixed coordinate system – геоцентрична система координат

GCC – gateway control center – центр управління шлюзом

GDOP – geometric dilution of precision – геометричне фактор погіршення точності

GEO – geostationary orbit – геостаціонарна орбіта

GGS – gateway ground station – наземна станція шлюзу

GPS – Global Positioning System – глобальна система позиціювання

GNSS – глобальні навігаційні супутникві системи

HDOP – horizontal dilution of precision – горизонтальне погіршення точності

HF – High Frequency – висока частота

IoT – internet of things – інтернет речей

LEO – low Earth orbit – низька навколоземна орбіта

MEO – Mean Earth Orbit – середня навколоземна орбіта

NCC – network control center – центр управління мережою

NORAD – North American Aerospace Defense Command

PDOP – position (3D) dilution of precision – позиційне погіршення точності

PNT – Position, Navigation, and Timing – Позиціонування, навігація та час

SATCAT – Satellite Catalog – каталог супутників

SoC – streets of coverage – сузір'я з вуличним покриттям

TDOP – time dilution of precision – часове погіршення точності

UHF – Ultra high frequency – надвисока частота

VDOP – vertical dilution of precision – вертикальне погіршення точності

VHF – very high frequency – дуже висока частота

АК – абоненські комунікатори

ГНСС – глобальна навігаційна супутникова систем

МКС – Міжнародна космічна станція

НС – наземна станція

ПЗ- 90 – відносна геоцентрична система координат

ВСТУП

Враховуючи велику кількість супутників LEO та їх потужність сигналу, можливо використовувати, щоб допомогти існуючим глобальним навігаційним супутниковим системам (GNSS), зокрема, у складних умовах, використовувати сигнали. Додавання супутників LEO до позиціонування не тільки збільшить точність, особливо в районах з обмеженою видимістю супутників GNSS, але також дозволяє позиціонування в умовах глибокого загасання, у тому числі в приміщенні.

Великі угруповання низькоорбітальних супутників вже заповнили небо тисячами недорогих високотехнологічних космічних апаратів, забезпечуючи широкосмуговий зв'язок у точках земної кулі, де цей зв'язок є вкрай необхідним, при цьому вони будуть передавати дані, голосові повідомлення та відео мільйонам людей, що живуть як у густонаселених, так і в віддалених районах нашої планети.

Безпосередня близькість LEO до Землі робить його корисним з кількох причин. Це орбіта, яка найчастіше використовується для супутникових зображень, оскільки знаходження поблизу поверхні дозволяє їй робити фото з більш високою роздільною здатністю. Супутники зв’язку на LEO часто працюють як частина великої комбінації або сузір’я кількох супутників, щоб забезпечити постійне покриття. Щоб збільшити охоплення, іноді сузір’я, що складаються з кількох однакових або подібних супутників, запускаються разом, щоб створити «мережу» навколо Землі. Це дозволяє їм одночасно охоплювати великі території Землі, працюючи разом.

Актуальність дослідження. З огляду на те, що системи, подібні до GPS, піддаються впливу навмисних і ненавмисних завад, мають низький рівень сигналу поблизу поверхні землі тема дипломної роботи "Модель системи навігації на базі низькоорбітальних супутникових систем" є своєчасною й актуальною.

Мета магістерської роботи полягає в дослідженні можливості створення системи навігації із застосування низькоорбітальних супутникових систем

зв'язку. Завданнями роботи є виконання аналітичного огляду низькоорбітальних супутникових систем, створення математичної моделі космічного сегмента, програмного забезпечення та методами математичного моделювання проведення дослідження можливості використання низькоорбітальних супутникових систем зв'язку для навігації.

Об'єкт дослідження - глобальні навігаційні супутникові системи.

Предмет дослідження - навігація з використанням низькоорбітальних супутникових систем зв'язку.

Методи дослідження. Моделювання орбітальних характеристик і доступності навігації із застосуванням низькоорбітальних супутникових систем зв'язку в середовищі MatLab.

Наукова новизна отриманих результатів. Розроблено модель космічної складової низькоорбітальної супутникової системи навігації, яка дає змогу оцінювати можливість застосування подібних систем для оцінювання позиції за критеріями доступності супутників і геометричного фактору.

Практичне значення отриманих результатів. Програмні продукти, розроблені в магістерській роботі, можуть бути використані при проектуванні навігаційних систем, основними складовими яких є низькоорбітальні супутники зв'язку.

Особистий внесок випускника полягає в отриманні нових даних про орбітальні характеристики та геометричний фактор систем Globalstar, Iridium-Next, OneWeb, Starlink при використанні їх з метою навігації.

Апробація отриманих результатів: всеукраїнська науково-технічна конференція «Сталий розвиток системи зв’язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», AVIA-2021 : Proceedings of the Fifteenth International Scientific Conference

Публікації: «Поточний стан орбітального сузір’я китайських навігаційних супутників BEIDOU», «Experimental research and modeling of the parameters of the Quasi-Zenith Satellite System in Ukraine».

РОЗДІЛ 1. МЕТОДИ І СИСТЕМИ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ

1.1 Опис навколоземних орбіт

Існує три типи навколоземних орбіт: висока навколоземна орбіта (GEO), середня навколоземна орбіта (MEO) та низька навколоземна орбіта (LEO).

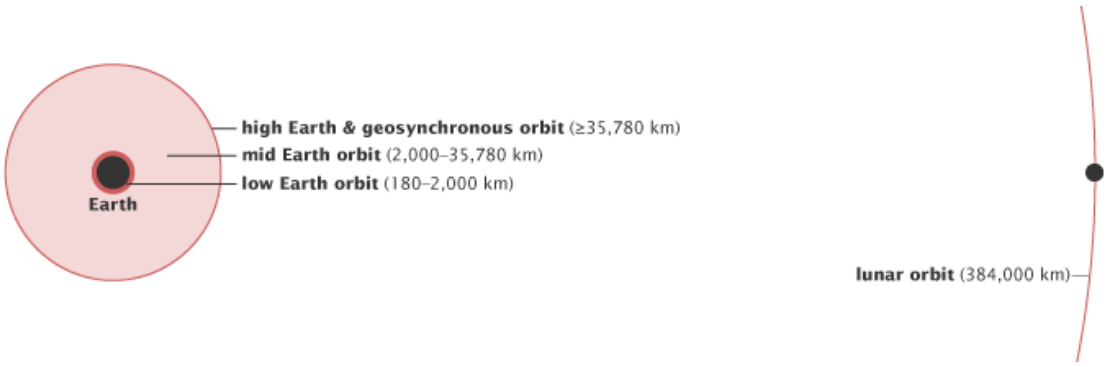


Рисунок 1.1 – Висота навколоземних орбіт [1]

Висока навколоземна орбіта. Коли супутник досягає рівно 42 164 кілометрів від центру Землі (близько 36 000 кілометрів від поверхні Землі), він потрапляє у своєрідну "точку", в якій його орбіта збігається з обертанням Землі. Оскільки супутник рухається по орбіті з тією ж швидкістю, з якою обертається Земля, супутник, здається, залишається на місці в межах однієї довготи, хоча він може дрейфувати з півночі на південь. Ця особлива, висока навколоземна орбіта називається геостаціонарна. Супутники в GEO охоплюють великий діапазон Землі, тому лише три супутники на однаковій відстані можуть забезпечити майже глобальне покриття. Це пояснюється тим, що коли супутник знаходиться на такій відстані від Землі, він може одночасно охопити великі ділянки. Це схоже на можливість побачити більше карти з відстані метра, ніж якби ви були в сантиметрі від неї. Отже, щоб побачити всю Землю одночасно з GEO, потрібно набагато менше супутників, ніж на меншій висоті [2].

Супутник на круговій геостаціонарній орбіті безпосередньо над екватором (ексцентриситет і нахил дорівнюють нулю) матиме геостаціонарну орбіту, яка взагалі не рухається відносно землі. Вона завжди знаходиться безпосередньо над одним і тим же місцем на поверхні Землі [1, 2].

Середня навколоземна орбіта. Ближче до Землі супутники на середній навколоземній орбіті рухаються швидше. Майже кругова орбіта (низький

ексцентриситет) на відстані 26 560 кілометрів від центру Землі (приблизно 20 200 кілометрів над поверхнею) [1]. Супутнику на такій висоті потрібно 12 годин, щоб завершити орбіту. Коли супутник рухається, Земля обертається під ним. За 24 години супутник щодня перетинає ті самі дві точки на екваторі. Ця орбіта є послідовною та дуже передбачуваною. Також, часто використовують MEO для навігаційних супутників, наприклад європейська система Galileo. Galileo забезпечує навігаційний зв'язок по всій Європі та використовується для багатьох типів навігації. Galileo використовує групу супутників, щоб забезпечити охоплення великих частин світу одночасно.

Низька навколоземна орбіта. Низька навколоземна орбіта— це, як випливає з назви, орбіта, яка знаходиться відносно близько до поверхні Землі. Зазвичай вона знаходиться на висоті менше 1000 км, але може бути лише 160 км над Землею, що є низьким показником порівняно з іншими орбітами, але все ще дуже далеко над поверхнею Землі [1-3]. Для порівняння, більшість комерційних літаків не літають на висоті, що перевищує приблизно 14 км, тому навіть найнижчий LEO більш ніж у десять разів перевищує цю висоту. На відміну від супутників на GEO, які завжди повинні обертатися вздовж екватора Землі, супутники LEO не завжди повинні слідувати певним шляхом навколо Землі однаково – їхня площина може бути нахилена. Це означає, що на LEO є більше доступних маршрутів для супутників, що є однією з причин, чому LEO є дуже часто використовуваною орбітою. Перевага LEO серед інших орбіт [3]:

- оскільки вона знаходиться близько до Землі, супутники, запущені на низькоорбітальну орбіту, забезпечують кращий рівень сигналу. Отже, для передачі потрібно менше енергії (близько 1 Вт);
- має найменшу затримку поширення (близько 10 мс) у порівнянні з іншими орбітами через близькість до Землі. Завдяки меншій затримці вона може використовуватися для критично важливих додатків, що працюють в режимі реального часу;
- відсутність необхідності в громіздкому приймальному обладнанні завдяки більш високому співвідношенню сигнал/шум (C/N);

• недороге супутникове обладнання є доступним для наземних станцій;

• краще повторне використання частот може бути досягнуто завдяки меншим розмірам.

1.2 Огляд низькоорбітальних супутникових систем

Діапазони супутникових частот. Враховуючи різноманітність смуг частот супутникового зв'язку, які можуть бути використані, були розроблені позначення, щоб їх можна було легко віднести до певного діапазону. Більш високі частотні діапазони, як правило, надають доступ до більш широкої смуги пропускання, але вони також більш схильні до погіршення сигналу через "дощове згасання" (поглинання радіосигналів атмосферним дощем, снігом або льодом) [2,4]. Через збільшення використання супутників, їх кількості та розміру, перевантаження стало серйозною проблемою в нижніх частотних діапазонах. Вивчаються нові технології, які дозволять використовувати більш високі діапазони.

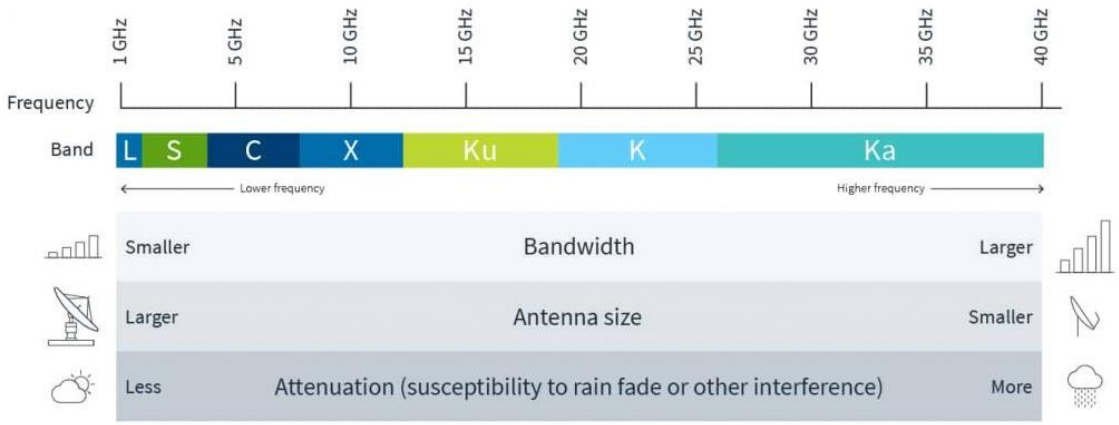


Рисунок 1.2 – Властивості супутникового спектру [4]

Діапазони супутникових частот: L-діапазон (1-2 ГГц), S-діапазон (2-4 ГГц), C-діапазон (4-8 ГГц), X-діапазон (8-12 ГГц), Ku-діапазон (12-18 ГГц), Ka-діапазон (26-40 ГГц) [4].

L-діапазон (1-2 ГГц). Оператори глобальної системи позиціонування (GPS), а також супутникові мобільні телефони, такі як Iridium; Inmarsat, що забезпечують зв'язок на морі, суші та в повітрі; супутникове радіо WorldSpace.

S-діапазон (2-4 ГГц). Метеорологічний радар, радар надводних кораблів, а також деякі супутники зв'язку, особливо супутники НАСА для зв'язку з МКС і шатлами "Спейс Шаттл". У травні 2009 року Європейська комісія надала компаніям Inmarsat і Solaris mobile (спільне підприємство Eutelsat і Astra) по 2×15 МГц у S-діапазоні.

C-діапазон (4-8 ГГц). В основному використовується для супутникового зв'язку, для мереж супутникового телебачення або для передачі необроблених супутникових сигналів. Зазвичай використовується в районах, де випадають тропічні опади, оскільки він менш схильний до затухання від дощу, ніж Ku-діапазон (оригінальний супутник Telstar мав транспондер, що працював у цьому діапазоні, який використовувався для передачі першого прямого трансатлантичного телевізійного сигналу в 1962 році).

X-діапазон (8-12 ГГц). Переважно використовується військовими. Застосовується в радіолокації, включаючи безперервно-хвильову, імпульсну, однополяризаційну, двополяризаційну, радіолокацію з синтезованою апертурою і фазовані решітки. Піддіапазони частот РЛС X-діапазону використовуються в цивільних, військових та урядових установах для моніторингу погоди, управління повітряним рухом, управління рухом морських суден, відстеження об'єктів оборони та визначення швидкості руху транспортних засобів для правоохоронних органів.

Ku-діапазон (12-18 ГГц). Використовується для супутникового зв'язку. В Європі низхідний канал Ku-діапазону використовується в діапазоні від 10,7 ГГц до 12,75 ГГц для супутникових служб прямого мовлення, таких як Astra.

Ka-діапазон (26-40 ГГц). Супутники зв'язку для зйомки з близької відстані з високою роздільною здатністю, висхідна лінія зв'язку в діапазонах 27,5 ГГц і 31 ГГц, радари ближнього наведення на військові літаки.

Система Orbcomm. Це система двостороннього зв'язку з широкою зоною покриття, яка використовує угруповання низькоорбітальних супутників. Система Orbcomm складається з трьох основних компонентів: абонентські засоби зв'язку (користувачі), наземний сегмент (шлюзи) та космічний сегмент (сузір'я супутників), які коротко розглядаються далі [5].

Абонентські комунікатори (АК): Існує декілька типів АК. Абонентські комунікатори Orbcomm для фіксованої передачі даних використовують недорогу, дуже високу частотну (VHF) електроніку. АК для мобільного двостороннього обміну повідомленнями є ручним, автономним пристроєм[5, 6].

Наземний сегмент: Наземний сегмент складається з центрів управління шлюзом (GCCs), наземних станцій шлюзу (GESs), та центру управління мережею (NCC). GCC забезпечує комутаційні можливості для з'єднання мобільних АК з наземними клієнтськими системами через стандартні режими зв'язку. GES з'єднують наземний сегмент з космічним. Основними функціями GESs є відстежують і контролюють супутники на основі орбітальної інформації від

GCC і передають на супутники і приймають від супутників, GCC, або NCC. NCC відповідає за управління елементами мережі Orbcomm і шлюзами за допомогою телеметрії моніторингу, управління системою та системного аналізу місії.

Космічний сегмент: супутники Orbcomm використовуються для забезпечення зв'язку між АК та комутаційними можливостями в NCC або GCC.

Супутникове угрупування Orbcomm LEO. Угруповання Orbcomm при максимальній потужності налічує до 47 супутників у 7 орбітальних площинах A-G, які показані на рис. 2. Площини A, B і C нахилені під кутом 45° до екватора і кожна містить по 8 супутників на круговій орбіті на висоті приблизно 815 км. Площина D, також нахилена під кутом 45° містить 7 супутників на круговій орбіті на висоті 815 км. Площина E нахилена під кутом 0° і містить 7 супутників на круговій орбіті на висоті 975 км. Площина F нахилена під кутом 70° і містить 2 супутники на навколополярній круговій орбіті на висоті 740 км. Площина G

нахилена під кутом 108° і містить 2 супутники на навколополярній еліптичній орбіті на висоті, що змінюється від 785 км та 875 км.

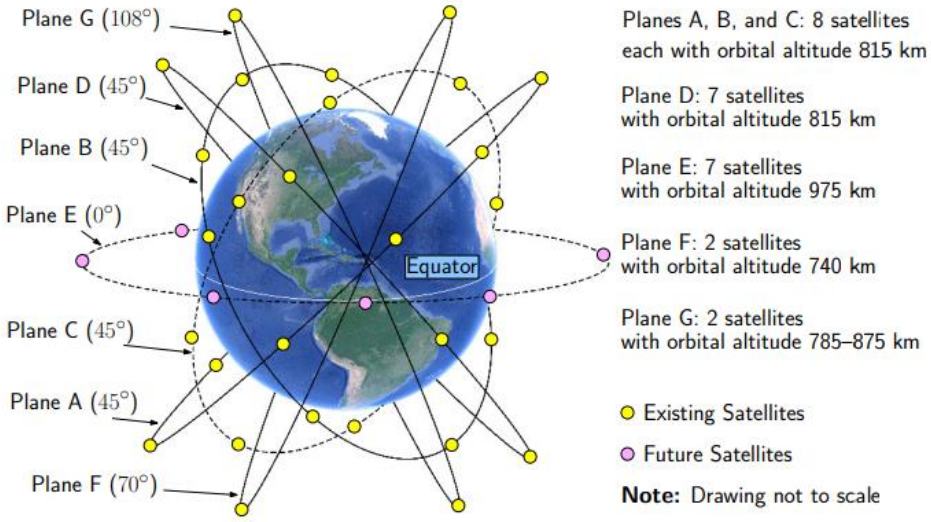


Рисунок 1.3 – Сузір'я низькоорбітальних супутників Orbcomm [5]

Система Globalstar. Globalstar надає доступні, надійні високоякісні супутникові послуги передачі голосу та даних понад 120 країнах світу. Кожен супутник Globalstar складається з антени, трапецієподібного корпусу, двох сонячних батареї і магнітометра та працює на висоті 1414 км (876 миль). Супутники розташовані у восьми орбітальних площинах по шість супутників кожна, нахилених під кутом 52°, щоб забезпечити обслуговування на Землі від 70° північної широти до 70° південної широти. Сузір'я Globalstar складається з 48 супутників LEO, з додатковими чотирма супутниками на орбіті як запасними. Програмне забезпечення системи Globalstar знаходиться на землі, а не на супутниках, що означає швидке та просте обслуговування та оновлення системи. Супутники використовують архітектуру «зігнутої труби» (схема ретрансляції сигналу, у якій наземний сигнал надсилається на супутник, який потім ретранслює сигнал назад на землю з мінімальною обробкою супутником). Під час будь-якого виклику кілька супутників передають сигнал абонента через технологію CDMA на супутникову антену на відповідному шлюзі [5]. Потім виклик маршрутизується локально через наземну телекомунікаційну систему. Шлюзи є невід’ємною частиною наземного сегменту Globalstar, який

також включає центри управління наземними операціями, центри управління супутниковими операціями і мережу даних Globalstar.

Система Iridium. Супутникове угруповання Iridium забезпечує голосовий зв'язок та передачу даних у діапазоні L для супутникових телефонів, пейджерів та інтегрованих приймально-передавальних пристроїв по всій поверхні Землі. Власником і оператором сузір'я є компанія Iridium Communications, яка додатково продає обладнання та доступ до своїх послуг. Сузір'я складається з 66 активних супутників на орбіті, необхідних для глобального покриття, і додаткових запасних супутників для обслуговування у разі відмови. Супутники розміщені на низькій навколоземній орбіті на висоті приблизно 781 кілометр (485 миль) і з нахилом 86,4° [6]. Майже полярна орбіта і зв'язок між супутниками через міжсупутникові лінії зв'язку Ka-діапазону забезпечують глобальну доступність послуг (включаючи обидва полюси, океани і повітряні шляхи), незалежно від положення наземних станцій і шлюзів. Сузір'я з 66 активних супутників має шість орбітальних площин, розташованих на відстані 30° одна від одної, по 11 супутників у кожній площині (не враховуючи запасних). Початкова концепція передбачала наявність 77 супутників, звідки і пішла назва "Іридій"; елемент іридій має атомний номер 77, а супутники нагадували модель Бора, що зображає електрони, які обертаються навколо Землі як її ядро. Цього зменшеного набору з шести площин достатньо для покриття всієї поверхні Землі в будь-який момент часу [6].

Система Starlink. Це мережа супутників SpaceX на низькій орбіті по всьому світу, які мають надавати послуги доступу до Інтернету з низькою затримкою. Попит на такі послуги буде, зокрема, з тих територій нашої планети, де доступ до наземного зв'язку зараз неможливий або значно ускладнений. Угруповання SpaceX в Ku+Ka-діапазоні складається з 4425 супутників, які розподілені по декількох групах орбіт [7, 8]. Ядро угруповання, яке розгорнуто першим, складається з 1600 супутників, рівномірно розподілених у 32 орбітальних площинах на висоті 1150 км, з нахилом 53º (голубий). Інші 2,825

супутники вторинному розгортанні будуть розподілені наступним чином [7]: 50 супутниками на висоті 1110 км і нахилом 53,8º (помаранчевий), група з 8 орбітальних площин з 50 супутників кожна на висоті 1130 км і з нахиленням 74º (фіолетовий), угруповання з 5 орбітальних площин по 75 супутників у кожній на висоті 1275 км і нахиленням 81º (чорний), та угруповання з 6 орбітальних площин з 75 супутниками в кожній на висоті 1 325 км і нахиленням 70º (жовтий).

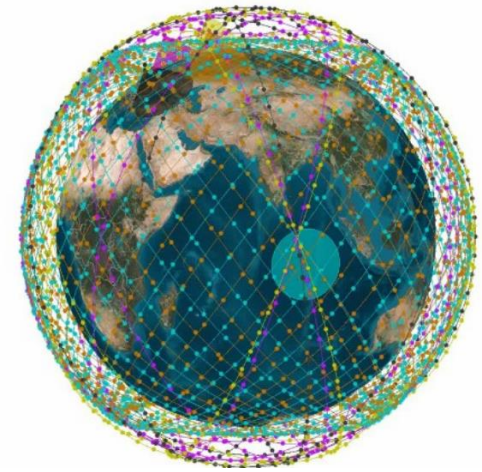


Рисунок 1.4 – Схему розташування мегасузір'я компанії SpaceX. Різні набори орбіт представлені різними кольорами [7]

Система OneWeb. Сузір'я OneWeb у Ku+Ka діапазоні складається з 720 супутників у 18 кругових орбітальних площинах на висоті 1 200 км, кожна площина нахилена під кутом 87º. На рис. 1.4, показана схема угруповання схему сузір'я системи OneWeb [8].

Рисунок 1.5 – Схема сузір'я для системи OneWeb [8]

Кожен супутник матиме корисне навантаження у вигляді зігнутої труби з 16 ідентичними, некерованими, високо еліптичними абонентськими променями.

Площа цих променів гарантує, що будь-який користувач буде в межах прямої видимості принаймні одного супутника з кутом підйому більше 55 градусів. Більше того, кожен супутник матиме дві шарнірно закріплені керовані шлюзові антени, одна з яких буде активною, а інша виконувати функції резервної та передавальної антени. Кожен абонентський промінь матиме один канал в Ku-діапазоні, який буде зіставлений з каналом у Ка-діапазоні. Канали у зворотному напрямку матимуть смугу пропускання 125 МГц, в той час як канали в прямому напрямку – 250 МГц.

Таблиця 1.1 – Характеристики навігаційних систем

Навігаційна система	Кількість супутників	Орбітальні характеристики	Діапазон	Маса супутника (кг)
OneWeb	720	1200 км 87,9°	Ku/Ka	386
SpaceX	4425	1,150км 53° 1,110км 53,8° 1,130 км 74° 1,275 км 81° 1,325 км 70°	Ku/Ka	145
Orbcomm	47	815 км 45° 975 км 0° 740 км 70° 725-845 км 108°	S	172
Iridium	66	781 км 86,4°	K	689
Globalstar	48	1414 км 52°	S/L	700

1.3 Технічне облуговування сузір’їв

Орбітальні збурення. Елементи орбіти під впливом збурень призводять до коливальних елементів. Ці збурення викликані ексцентриситетом Землі, опором атмосфери, тиском сонячної радіації та ефектами третього тіла. Ці залежні від часу коливальні елементи змінюються по-різному для супутників у різних точках орбітальних площин. Це призводить до відносного дрейфу між кожним супутником, який змінює структуру сузір'їв і покриття землі з часом. Відстань Sat у площині та відстань між площиною та площиною RAAN змінюються з часом, що вимагає маневрів для корекції. Для LEO найбільш значущі збурення викликані с ексцентриситетом Землі, опором атмосфери та тиском сонячної радіації [9].

Станційне утримання. Підтримка станції означає утримання супутників у просторі в межах визначених допусків за допомогою або абсолютного утримання станції, де положення підтримується відносно центральної системи відліку тіла, або відносного утримання станції, де положення супутника підтримується відносно положення. Початкові відмінності в орбітах супутника і накопичені з часом збурення порушують геометрію сузір’я і вимагають маневрів утримання станції. Збурення на орбіті є короткими періодичними, тривалими періодичними та непостійними, причому кожне з них потребує різної компенсації за допомогою орбітальних маневрів на колії або через колію [11]. У порівнянні з відносним утриманням станції є апріорними оцінками позиції супутника, більш надійним контролем, меншими вимогами до палива, меншою складністю та витратами. Також підкреслити, що для автономного утримання станції абсолютне збереження краще, оскільки воно реалізується з більшою послідовністю малих маневрів, а не кілька невеликих імпульсивних маневрів. Утримання станції можна досягти за допомогою маневрів з низькою тягою або імпульсивних маневрів. Як схеми обслуговування, так і силові установки широко вивчаються для сузір'їв LEO [10, 11].

Космічна радіація. Однією з головних проблем електроніки в космосі є іонізуюче випромінювання, яке порушує або руйнує напівпровідники [12]. Основними джерелами випромінювання в космосі є: галактичні космічні промені, сонячні протонні події та випромінювання, захоплене в магнітному полі Землі. Вплив цього випромінювання на супутникову платформу та підсистеми можна згрупувати так [13]:

- супутникове заряджання та внутрішня зарядка (SCIC) : це накопичення заряду на зовнішній поверхні супутника або на внутрішніх поверхнях. Це викликає потенційні відхилення між поверхнями космічного корабля та навколишньою плазмою, що призводить до аномалій, пов'язаних із електростатичними розрядами (ESD).
- ефекти одиничної події (SEE) : Ефекти окремих подій спричинені впливом високоенергетичної електроніки підсистем, чутливої до заряджених частинок.
- загальна доза іонізації (TID) і пошкодження зміщенням (DD) : загальна доза іонізації відноситься до енергії, що виробляється при проходженні електронів і протонів через матеріали, що призводить до деградації.

Щоб витримувати радіаційне середовище, електронні компоненти повинні бути спеціально розроблені та кваліфіковані для умов високої радіації (радіаційне зміцнення), що робить компоненти дуже дорогими. Останнім часом використання незагартованих компонентів зростає, щоб задовольнити ціновий тиск. Радіація в навколоземному просторі була зосереджена в так званих радіаційних поясах, починаючи з висоти близько 1500 км до 2000 км. Тому, виходячи з робочої висоти та регіону SCIC, розробник супутника може оцінити TID для вибору компонентів і пристрою радіаційного екранування та захисту. Другою за величиною групою була SEE, тоді як руйнування поверхні внаслідок радіаційного пошкодження, особливо для сонячних батарей, утворила третю групу зареєстрованих аномалій. Оскільки рівень випромінювання та його тип залежать від параметрів орбіти, оптимізація електроніки супутника залежить від конструкції орбіти [12, 13].

Заміна супутника. Вихід з ладу одного або кількох супутників може призвести до погіршення послуги для сузір’я, яка забезпечує глобальне покриття. У такому випадку наявність запасних супутників і хороша стратегія заміни є частинами конструкції сузір’я, щоб переконатися, що у випадку виходу з ладу або завершення роботи супутника заміна буде розгорнута без значних затримок [14].

У разі сузір'їв навігаційно-комунікаційних супутників безперервне обслуговування і надійність досягаються за рахунок перенаселення сузір'я одним або двома додатковими супутниками на орбітальну площину. Був запропонований підхід до управління запасами для заміни супутників мега-сузір'я, оскільки традиційні резервні стратегії неможливо застосувати через обмежену масштабність. Стратегія реалізує запчастини як ланцюжок постачання з наземним обладнанням як постачальниками, орбітами супутникової стоянки як складами та орбітальними запчастинами в літаку як роздрібними продавцями, щоб мінімізувати витрати на запасну стратегію [15, 16]. Можливість обслуговування та надійність супутника визначають вибір стратегії заміни.

Вихід з орбіти наприкінці терміну служби. На додаток до технічного обслуговування протягом терміну дії місії, видалення супутників з їх орбіти у разі відмови або припинення. Після закінчення терміну служби супутник повинен виконати вимогу щодо утилізації, щоб знову потрапити в атмосферу протягом 25-річного обмеження [18]. Це обмеження реалізовано в національному законодавстві, щоб зменшити накопичення орбітального сміття та зменшити ризик зіткнення. Більше того, непрацюючий супутник у мега сузір’ї може становити загрозу для самого сузір’я через ризик зіткнення. Якщо 25-річне обмеження не може бути задоволено, розробники місії повинні використовувати альтернативні стратегії утилізації. До них належать [17]:

- неконтрольований повторний вхід, коли час загасання супутника зменшується шляхом фізичної зміни відношення площі його до маси. Це

найбільш рентабельна схема утилізації. Іноді ця схема може спочатку вимагати одного або кількох маневрів для полегшення розпаду;

• контрольований повторний вхід, коли орбітальний маневр виконується, щоб викликати контрольований орбітальний розпад і вигоряння в атмосфері. Для цього супутнику буде потрібно підтримувати позицію та мати рухову систему для виходу з орбіти. Це також вимагало б, щоб маневри були включені в проект із бюджетом палива, що призведе до збільшення маси платформи та загальних витрат [18];

• розміщення орбіти кладовища, де супутник(и) маневрують на орбіту кладовища, визначено через відсутність його цінності для космічних місій. Це характерно для супутників GEO та MEO. Дизайн місії для сузір’я LEO вимагатиме включення стратегії для супутників [17, 18].

Космічне сміття. Розробляючи сузір'я супутників, слід також розглянути потенційні проблеми пов'язані з космічним сміттям. Велика кількість супутників на певній орбітальній висоті збільшує ризик зіткнення цих супутників один з одним. Зіткнення орбітального супутника може утворити хмару сміття, що може зробити ще більше супутників нефункціональними та погіршити функціональність космічного сегмента. Зіткнення з супутниками, що належать іншим власникам, також може призвести до зобов'язань з важкими економічними наслідками. Навіть коли зіткнень можна уникнути за допомогою маневрів, часте маневрування збільшує експлуатаційні витрати і вимагатиме витратних матеріалів на орбіті. Тому ризик зіткнення та необхідні маневри уникнення слід оцінити для космічного сегмента [18].

Для оцінки ризику зіткнення, як правило, оцінюється річна ймовірність зіткнення з великим космічним об’єктом, а також тривалість життя на орбіті. Оцінка вимагає цінування площі проекції супутника, орбітальних параметрів супутника та дати запуску супутника. Аналіз ризику зіткнення зазвичай виконується з використанням прогнозної моделі бази даних космічних об’єктів та космічного сміття. Та сама база даних потрібна для оцінки бюджету

маневру уникнення зіткнення. Наприклад, Європейське космічне агентство (ESA) надає базу даних MASTER (Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference) та пакет програм DRAMA (Оцінка ризику уламків та аналіз їх пом'якшення) для цього завдання [19]. Оптимізація космічного сегмента для уникнення космічного сміття є складним завданням.

1.4 Сценарій розвитку супутників LEO для майбутніх автономних транспортних засобів

Автономний транспортний засіб або автопілот — це транспортний засіб, який функціонує сам і виконує необхідні функції з мінімальним (або без) втручанням людини завдяки своїй здатності відчувати оточення. Існує шість рівнів автоматизації: рівень 0 відноситься до випадку відсутності автоматизації, коли транспортний засіб повністю залежить від водія-людини, а рівень 5 відноситься до випадку повної автоматизації, коли транспортний засіб повністю незалежний у всіх випадках і не потребує втручання людини [20-22]. Більшість реалістичних автономних транспортних засобів сьогодні знаходяться між рівнями 2 і 4.

Для автономних транспортних засобів поняття високошвидкісних сценаріїв охоплює будь-який випадок, який має справу з високими швидкостями незалежно від їхньої сфери. Високошвидкісний футляр може бути настільки ж простим, як забезпечення стільникового з'єднання з мобільними пристроями всередині швидкого поїзда, який рухається понад 250 км/год, або може бути настільки ж складним, як потреба в миттєвому бездротовому зв'язку між різними високошвидкісними БПЛА в польоті, щоб уникнути зіткнення [21].

Якщо ми прагнемо досягти повної автоматизації у високошвидкісних випадках, майбутні мережі автономних транспортних засобів матимуть суворі вимоги щодо комунікацій, позиціювання та характеристик датчиків, яким ще не повністю відповідають поточні технології стільникового зв'язку та IoT. Резюме цих суворих вимог наведено в таблиці 1.2 разом із прикладами досліджень з літератури, які певною мірою вирішують ці проблеми та пропонують

різноманітні рішення для них. Також легко побачити, що вимоги, наведені в таблиці 1.2 , можна сприймати як межі для задач оптимізації [20].

Таблиця 1.2 – Вимоги до зв'язку (C), позиціонування (P) і датчиків (S) для автономних транспортних засобів

Вимога	Домен	Діапазони	Приклади відповідних посилань
Високий діапазон для підтримки мобільності	C	0 – 1000 км/год	оцінка повітряної швидкості БПЛА [23]; огляд методів синтезу датчиків для всіх швидкісних автономних транспортних засобів [24]
Висока точність позиціонування	P,S	0,1-10 м	позиціонування на основі 5G [25]; показники позиціонування в комунікаціях стільникового зв’язку транспортний засіб до всього [26]; точність, необхідна для повністю автономного водіння [27]
Висока пропускна здатність	C	0,1-50,000 Гбіт/с	зв'язок повітря-земля для літальних апаратів [28]
Низькі затримки	C,P,S	1-30мс	затримки LEO порівняно з затримками наземної мережі [29]
Високе покриття	C,P,S	>90%	дизайн глобального покриття [30, 31]; Сузір'я CubeSat дизайн для IoT [32]
Екологічна карта	P, S	N/A	виявлення викраденого літака за допомогою дистанційного зондування [33]; інтегрована транспортна мережа Космос-Повітря-Земля [34]

Однак також важливо обговорити існуючі обмеження високошвидкісних сценаріїв для автономних транспортних засобів. Одним з обмежень у сучасних

наземних технологіях з точки зору автономних транспортних послуг є вимога повсюдного та безперебійного покриття, яке має бути якомога близьким до 100 %.

Інший дуже важливий аспект, який стає ще більш значущим у високошвидкісних сценаріях через час/затримки та обмеження обчислень, - це аспект безпеки. Аспекти безпеки дуже широкі і, як правило, не є частиною оптимізації дизайну космічних або наземних сегментів, оскільки існує багато рішень безпеки. Етап проектування, наприклад, використання багатосистемних багато частотних приймачів, використання різних методів шифрування або сигналів автентифікації тощо. Хоча глибоко усвідомлюється важливість забезпечення високих механізмів безпеки для цілей зв'язку, зондування та позиціонування в автономному транспортуванні, не можливо розглядати аспекти безпеки як звичайні параметри оптимізації, а отже, частина безпеки розглядається як поза межами поточного дослідження. Крім того, ще одним аспектом оптимізації, який безпосередньо стосується безпеки, є управління ресурсами [22]. Взагалі кажучи, заходи безпеки вимагають власної частки обчислювальних ресурсів, тому будь-яка оптимізація, яка обробляє управління ресурсами в системі LEO, повинна враховувати вимоги можливих додатків безпеки, навіть якщо так коротко, як лише поріг або резерв. Такий поріг зазвичай легко визначити як додаткову межу в задачі оптимізації.

Подібним, заснованим на сценарії обмеженням, яке часто виникає в супутникових системах LEO, є проблема передачі супутників (тобто, зміна підключення кінцевого користувача з одного супутника на інший), що сильно впливає на вимоги автономних транспортних систем з точки зору затримки, пропускна здатність і точність [36]. Через малу орбітальну висоту (200–2000 км) сузір’їв супутники LEO рухаються з більшою швидкістю (тобто, 7.5км/с на висоті 600 км), ніж супутники MEO та GEO [35, 36]. Це фактично означає, що для будь-якого конкретного автономного транспортного засобу супутник доступний лише протягом кількох хвилин, перш ніж буде потрібно передача, навіть якщо сузір’я LEO достатньо щільна, щоб забезпечити 100% покриття для

цікавої області. Частота, з якою відбуваються передачі, динамічно змінюється під час руху транспортного засобу, і це може сильно вплинути на затримку, пропускну здатність і точність, особливо в сценаріях високошвидкісного руху з протилежними напрямками щодо руху супутника [37, 38].

1.5 Параметри LEO

Дворядковий формат набору елементів NORAD [39]. Дані для кожного супутника складаються з трьох рядків у такому форматі:

AAAAAAAAAAAAAAAAAAAA
1 NNNNNU NNNNNAAA NNNNN.NNNNNNNN +.NNNNNNNN +NNNNN-N +NNNNN-N N NNNNN
2 NNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NNNNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NN.NNNNNNNNNNNNNN

Рядок 0 — це ім’я з двадцяти чотирьох символів (для відповідності довжині імені в NORAD SATCAT). Рядки 1 і 2 є стандартним дворядковим форматом набору орбітальних елементів, ідентичним тому, що використовується NORAD і ASA.

Таблиця 1.3 – Опис першого рядка

Рядок 1		
Поле	Колонка	Опис
1.1	01	Номер рядка даних елемента
1.2	03-07	Номер супутника
1.3	08	Класифікація (U=Unsclassified)
1.4	10-11	Міжнародне позначення (дві останні цифри року запуску)
1.5	12-14	Міжнародне позначення (номер запуску року)
1.6	15-17	Міжнародне позначення (частина запуску)
1.7	19-20	Рік епохи (дві останні цифри року)
1.8	21-32	Епоха (День року і дробова частина доби)
1.9	34-43	Перша похідна за часом середнього руху
1.10	45-52	Друга похідна середнього руху за часом

Продовження таблиці 1.3 [39]

1.11	54-61	Термін перетягування BSTAR (припускається початкова десяткова точка)
1.12	63	Тип ефемерид
1.13	65-68	Номер елемента
1.14	69	Контрольна сума (за модулем 10) (літери, пробіли, крапки, знаки плюс = 0; знаки мінус = 1)

Таблиця 1.4 – Опис другого рядка [39]

Рядок 2		
Поле	Колонка	Опис
2.1	01	Номер рядка даних елемента
2.2	03-07	Номер супутника
2.3	09-16	Нахил [градуси]
2.4	18-25	Пряме сходження висхідного вузла [градуси]
2.5	27-33	Ексцентриситет (передбачається десяткова кома)
2.6	35-42	Аргумент перигею [градуси]
2.7	44-51	Середня аномалія [градуси]
2.8	53-63	Середній рух [обертів на день]
2.9	64-68	Число оборотів в епоху [Об.]
2.10	69	Контрольна сума (за модулем 10)

Стовпець 1 кожного рядка дворядкового набору елементів вказує номер рядка (і, отже, формат). Наступне поле в кожному рядку вказує номер супутника

— фактично, каталожний номер NORAD — об’єкта, для якого дані. Каталожний номер NORAD — це унікальний ідентифікатор, який NORAD присвоює кожному штучному супутнику на навколоземній орбіті в своєму SATCAT (Каталозі супутників). Для дійсного дворядкового набору елементів поля 1.2 і 2.2 мають бути ідентичними. Як згадувалося вище, поле 1.3 вказує на клас безпеки даних — усі загальнодоступні дані матимуть літеру «U» у цьому полі, щоб позначити несекретні дані.

Наступні три поля — поля з 1.4 по 1.6 — визначають міжнародне позначення об’єкта. Цей ідентифікатор є додатковим унікальним позначенням, присвоєним Всесвітнім центром даних-А для ракет і супутників відповідно до міжнародного договору (Конвенція про реєстрацію об’єктів, запущених у космос) 1975 року. Наступні два поля (поля 1.7 і 1.8) разом визначають час відліку для набору елементів і разом називаються епохою. Поле 1.7 – це двозначний рік, а поле 1.8 – день цього року. Епоха визначає час, до якого посилаються всі змінні в часі поля в наборі елементів. Поле 1.9 представляє першу похідну від середнього руху, поділеного на два, в одиницях обертів на день, а поле 1.10 представляє другу похідну середнього руху, поділеного на шість, в одиницях обертів на день. Разом ці два поля дають картину другого порядку того, як середній рух змінюється з часом. Однак ці два поля не використовуються орбітальними моделями SGP4/SDP4 (тільки простішою моделлю SGP) і, отже, не служать реальній меті. Поля 1.10 і 1.11 мають дещо інший формат, ніж інші поля. Зокрема, вони використовують модифікований експоненціальний запис із неявною початковою десятковою крапкою. Ця конвенція успадкована від FORTRAN, де всі такі числа коливаються від 0 до менше 1. Перші шість стовпців кожного поля представляють мантису, а останні два представляють експоненту. Наприклад, значення -12345-6 відповідає $-0{,}12345 \times 10^{-6}$. Кожне з цих двох полів може бути порожнім, що відповідає нульовому значенню.

Поле 1.12 представляє тип ефемерид (тобто модель орбіти), що використовується для створення даних. Звіт № 3 про космічний трек пропонує

наступні призначення: 1=SGP, 2=SGP4, 3=SDP4, 4=SGP8, 5=SDP8. Однак це значення використовується лише для внутрішнього аналізу — усі розподілені набори елементів мають нульове значення та генеруються з використанням орбітальної моделі SGP4/SDP4 (у відповідних випадках).

Поле 1.13 представляє номер набору елементів. Зазвичай це число збільшується щоразу, коли створюється новий набір елементів. Однак на практиці це відбувається не завжди. Коли операції перемикаються між основним і резервним центрами управління простором, іноді номери наборів елементів розходяться, при цьому деякі номери використовуються повторно, а інші пропускаються. На жаль, через це важко визначити, чи є у вас усі набори елементів для певного об’єкта.

Останній стовпець у кожному рядку (поля 1.14 і 2.10) представляє контрольну суму за модулем 10 даних у цьому рядку. Щоб обчислити контрольну суму, просто додайте значення всіх чисел у кожному рядку, ігноруючи всі літери, пробіли, крапки та знаки плюса, і призначте значення 1 усім знакам мінус. Контрольна сума - це остання цифра цієї суми. Хоча це дуже проста процедура перевірки помилок, вона має виявити 90 відсотків усіх помилок. Однак багато помилок все ще можуть проскочити. Щоб усунути їх, усі дані, опубліковані на сайті CelesTrak, не лише проходять перевірку контрольної суми, але також повинні пройти перевірку формату та діапазону (як описано в цій статті).

Рядок 2 складається переважно із середніх елементів, розрахованих за допомогою орбітальної моделі SGP4/SDP4. Визначення для полів з 2.3 по 2.8 можна побачити в таблиці 2 нижче. Усі поля 2.3, 2.4, 2.6 і 2.7 мають одиниці вимірювання градусів і можуть варіюватися від 0 до 360 градусів — поле 2.3 (нахил) досягає лише 180 градусів. Ексцентриситет (поле 2.5) є без одиничним значенням із передбачуваною десятковою комою. Наприклад, значення 1234567 відповідає ексцентриситету 0,1234567. Середній рух (поле 2.8) вимірюється в обертах за добу.

Останнім полем у рядку 2, перед контрольною сумою, є номер обороту. Оскільки існує кілька угод щодо визначення кількості обертів, це поле також має певне уточнення. Відповідно до конвенції NORAD, оберт починається, коли супутник знаходиться у висхідному вузлі своєї орбіти, а оберт – це період між послідовними висхідними вузлами. Період від запуску до першого висхідного вузла вважається Rev 0, а Rev 1 починається, коли досягається перший висхідний вузол. Оскільки багато наборів елементів генеруються з епохами, які розміщують супутник біля його висхідного вузла, важливо відзначити, чи досяг супутник висхідного вузла під час обчислення наступних чисел обертів.

Загалом, будь-яке число, менше максимального розміру поля, може бути доповнене пробілами або нулями на початку. Іншими словами, епоха може бути представлена як 98001,12345678 або 98 1,12345678, або нахил може бути представлений як 28,1234 або 028,1234. Конвенція використовує початкові нулі для полів 1.5 і 1.8 і початкові пробіли в інших місцях, але обидва є дійсними.

Очевидно, існує кілька обмежень щодо поточного дворядкового формату. По-перше, це необхідність чотиризначного року в полях 1.4 і 1.7. Далі, існує потреба у більш надійній формі перевірки помилок — можливо, 16-бітній CRC. Таку контрольну суму можна застосувати до обох рядків разом, не лише виявляючи помилки в даних, але й невідповідні рядки 1 і 2. Якщо такі зміни були внесені, також може бути розумним збільшити розмір поля для номера каталогу до шести або семи цифри для підтримки можливої каталогізації меншого сміття.

Формат міжнародного позначення, здається, достатній для досяжного майбутнього, з чотиризначним роком, до 999 запусків (найбільше, що мали на сьогоднішній день за один рік, було 129 у 1984 році) і до 13 824 одиниць (рекорд). тримач сьогодні 1994-029 з 672 шт.). Звичайно, каталогізація меншого сміття, яке ми, можливо, не зможемо співвідносити з початковим запуском, все ще створює потенційні проблеми.

Висновок до розділу 1

Базуючись на темі вибору, в першому розділі проведено опис навколоземних орбіт, а саме виділена одна з них - LEO. Описані переваги досліджуваної навколоземної орбіти.

Розглянуто технічне обслуговування, а саме: орбітальне збурення (обумовлене ексцентриситетом Землі), станційне утримання, космічна радіація (являється однією з головних проблем для космічного апарату), заміна супутників (якщо не має запасного, який починає функціонувати одразу, то може виявитися проблемою з конфігурацією), космічне сміття (нажаль, є дуже важливою проблемою на орбіті).

Узагальнено описано системи такі як: OneWeb, Orbcomm, Starlink, Iridium, Globalstar, визначено їх пріоритетність. Також розглянуто сценарій розвитку супутників LEO для майбутніх транспортних засобів (автопілотів), наведені вимоги щодо комунікації та саме головне до позиціювання.

Приведений опис дворядкового формату набору елементів, надана характеристика всіх елементів.

РОЗДІЛ 2. МОДЕЛЬ НИЗЬКООРБІТАЛЬНОЇ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

2.1 Структура низькоорбітальних супутникових систем

Типова структура LEO має три сегментну архітектуру [2]:

• наземний сегмент включає інфраструктуру наземної станції (НС), яка служить блоком керування супутниковою групою та керує внутрішніми параметрами;

• космічний сегмент включає сузір'я супутника (а також сигнали, що поширюються від супутника до землі);

• сегмент користувача відноситься до будь-яких і всіх програм, які обслуговує система (наприклад, стільникові мережі, програми PNT, транспорт, БПЛА тощо), а також будь-який приймач LEO.

Космічний сегмент складається із супутників у небі. У сузір'ях LEO ці супутники можуть нести всенаправлені або спрямовані антени. Останній випадок є найбільш поширеним у мега-сузір’ях LEO у наш час, і це той, де кожен супутниковий діапазон може обслуговувати певного кінцевого користувача [1].

Наземний сегмент містить супутникову мережу НС і доповнюється низкою НС, розміщених по всій Землі, з основними завданнями моніторингу, управління та контролю платформ і сигналів, що посилаються супутниками. Наземний елемент зазвичай не взаємодіє з сегментом користувача, а лише з сегментом простору. І останнє, але не менш важливе, сегмент користувачів включає всі користувацькі пристрої з підтримкою LEO чипсету; такі пристрої можуть обслуговувати безліч програм, які потребують комунікаційних, навігаційних та/або сенсорних можливостей. Вбудовані чипсети LEO на таких користувацьких пристроях також можуть підтримувати інтеграцію з іншими наборами мікросхем, такими як чипсети 5G, набори мікросхем IoT або інерціальні навігаційні датчики (INS). У випадку сузір’їв спостереження Землі мережа НС використовується в основному для завантаження даних датчиків.

Оскільки система типу GPS зарекомендували себе з позитивної сторони я обираю такого ж типу за винятком космічного сегменту.

Космічний сегмент складається з угруповання супутників, що передають радіочастотні сигнали користувачам. Основними елементами, що становлять інтерес для реалізації космічного сегмента, є супутникова платформа, бортові прилади та конструкція сузір'я [39]. Далім представлено міркування щодо супутникової платформи і навігаційного корисного навантаження.

Платформи. Супутникові платформи - це конструкції, на яких монтується корисне навантаження і вся наукова апаратура. Основні підсистеми малої супутникової платформи є система управління та обробки даних, система управління положенням орбітою, система електроживлення, система терморегулювання, система електроживлення, механічну конструкцію, а також систему телеметрії, стеження і управління [39]. Ефективність і якість роботи підсистем в основному залежать від ваги, яку може нести платформа. Незважаючи на те, що більш важкі платформи мають великі переваги, вони, як правило, вимагають спеціальних пусків для виведення маси супутника на необхідну орбіту. Ці спеціальні запуски уповільнюють реалізацію всієї місії і, перш за все, значно збільшують загальну вартість місії [40]. Цільові запуски можуть коштувати понад 10 мільйонів євро. З іншого боку, менші супутники можна нести як вторинне корисне навантаження, що забезпечує значне зниження вартості.

Конструкція антени. На конструкцію супутникової антени великий вплив мають наступні критерії: частотний діапазон, що використовується під час передач (L-діапазон, C-діапазон, Ku-діапазон і т.д.), максимальна випромінювана потужність, енергоспоживання, розмір супутника та бажана зона покриття на один супутник [41].

До дротових антен відносяться монополюси, диполі, гвинтові антен, гвинтових антен. Ці антени зберігаються в складеному стані і розгортаються після запуску, оскільки вони, як правило, розміщуються зовні. Дротові антени особливо поширені для високих частот (HF), дуже високих частот (VHF) і надвисокочастотних (UHF) застосувань, де довжина хвилі довша. Ці антени

легко будуються і забезпечують хорошу ефективність випромінювання у відносно невеликому об'ємі за стриманою ціною.

Рефлекторні антени пропонують високий коефіцієнт посилення, високу спрямованість, і хорошу роздільну здатність, але вони мають підвищену механічну складність. Ці антени є зовнішніми і розгортаються після запуску. Рефлекторні антени зазвичай використовуються в C-, X-, Ku- і Ka/K-діапазонах. Крім того, вони можуть використовуватися в багатодіапазонних і багатопроменевих додатках. Основними недоліками цих антен є те, що вони, як правило, громіздкі (особливо на низьких частотах) і важкі, що ускладнює частотах) і важкі, що ускладнює їх інтеграцію в малогабаритні супутники [42]. Ці антени складаються під час запуску і розгортаються після досягнення орбіти.

Мембранні антени - це тонкі антени на тканинній основі, які можуть складатися під час запуску і можуть поміщатися в невеликі супутники. Мембранні антени зазвичай використовуються для частот в діапазоні від UHF до K-діапазону [43].

Рупорні антени особливо корисні на високих частотах діапазонах, починаючи з K-діапазону, але також можуть використовуватися і в більш низькочастотних діапазонах [44].

Патч-антени є одними з найбільш використовуваних антен тому що вони прості у виготовленні, мають низький профіль і низьку вартість і легко інтегруються. Патч-антени зазвичай використовуються в S-, C- і X-діапазонах, забезпечуючи типовий коефіцієнт посилення в діапазоні від 4,8 до 30,5 dBi [45].

Годинник на борту. Космічні навігаційні системи покладаються на стабільний атомний годинник для визначення просторово-часової системи відліку. Вони застосовуються в усьому світі, оскільки космічні системи дозволяють синхронізувати електронні пристрої на землі у великих регіонах. Основним викликом є потреба у стабільних та безперервних частотах. Якщо годинниковий час недостатньо стабільний, або якщо його частотні дрейфи непередбачувані, псевдо діапазони накопичують значні помилки. Якщо припустити, що точність 1 м необхідна точність вимірювань псевдодальностей,

для сигналів, що поширюються зі швидкістю світла, необхідна часова невизначеність 3 нс. швидкості світла. Атомні годинники, що використовуються сьогодні в якості еталонних для застосувань PNT, є занадто великими і споживають занадто багато енергії для використання в малих LEO. Для подолання цієї проблеми останні досягнення в галузі фотоніки та мікро електромеханічних систем показали можливість створення малопотужних і малогабаритних атомних годинників [46].

Проектування супутникових угруповань. Для того, щоб оцінити якість низькоорбітальної навігації, вибираємо два критерії: точність визначення координат та геометричний фактор. Сузір'я складаються з декількох супутників, розміщених в різних орбітальних площинах для досягнення необхідного покриття для спільного застосування. Орбітальні площини в межах сузір'я розділені прямими кутами сходження відносно опорної площини, і розгортаються на основі орбітальних параметрів. Параметри орбіти включають висоту, нахил, ексцентриситет, кількість площин орбіти та кількість супутників на кожній площині. На рис. 2.1 показані основні параметри для проектування сузір'я.

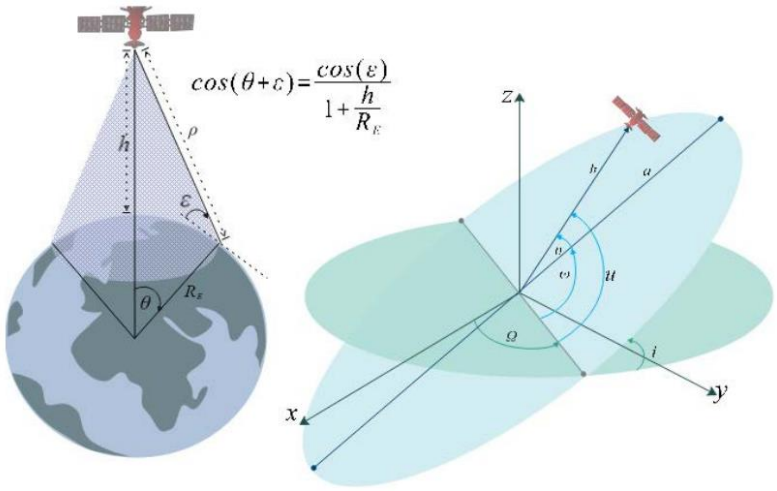


Рисунок – 2.1 Геометрія покриття та параметри орбіти: ε-кут піднесення конуса огляду супутника, h - висота супутника, R_E радіус Землі радіус Землі, θ - центральний кут покриття. Велика піввісь a, ексцентриситет e, нахил i, аргумент перигею ω, праве сходження висхідного вузла Ω, та середня аномалія M - параметри орбіти [47]

Для визначення найкращої конструкції для конкретного застосування необхідно оптимізувати параметри орбіти відповідно до вимог задачі. Для спеціальних систем LEO основною вимогою є забезпечення безперервного 4-кратного глобального покриття (мінімум 4 супутники в полі зору в будь-який час і в будь-якому місці). Однак, існують й інші варіанти, які представлені нижче [47]:

- Вулиця покриття. Сузір'я з вуличним покриттям (SoC) складаються із супутників, що перебувають в орбітальних площинах з однаковою висотою і нахилом. Покриття визначається кількістю супутників, розподілом фази в площині та відстанню між площинами [48];
- Сузір'я Дрейма. У сузір'ях Дрейма використовуються еліптичні орбітальні площини з однаковим періодом і нахилом. У цій конфігурації може бути використаний широкий діапазон орбітальних параметрів орбіти, що забезпечує ширші можливості проектування сузір'їв. У порівнянні з сузір'ями з круговими або близькими до кругових орбітами, еліптичні орбіти потребують меншої кількості супутників для покриття [49].
- Квіткове сузір'я. Квіткові сузір'я визначають в системі відліку, що обертається. Більшість квіткових конфігурацій симетричні, супутники мають однакові напіввелику вісь, ексцентриситет, нахил і аргумент перигею. Розподіл по орбітах набувається через варіації середньої аномалії та RAAN. Конфігурації сузір'їв квітки існують у вигляді двовимірної і тривимірної ґратчастої квітки, а також у вигляді двовимірної і тривимірної намистової квітки. Квіткові сузір'я складніші в реалізації, але забезпечують краще покриття [50].

Крім параметрів орбіти, проектування сузір'я також включає в себе вибір топології з основною метою максимізації ефективності при мінімізації загальних вартості системи. Дельта Уокера зазвичай є кращою топологією для ГНСС систем, оскільки вона забезпечує симетричне покриття користувача на місцевості. Незважаючи на те, що багато сузір'їв LEO використовують схему Вокера, геодезичне позиціонування є другорядним застосуванням у сучасних сузір'ях LEO. Сучасні сузір'я LEO здебільшого використовують як SoO, тому до

конструкції сузір'я не висувають навігаційних вимог. Кілька варіантів уже розроблених сузір'їв, які зазвичай використовують у позиціонуванні ці сузір'я LEO, включно з Globalstar, Orbcomm, Iridium і Iridium NEXT, спочатку були розроблені для зв'язку, однак, вони знайшли широке застосування в позиціонуванні SoO.

2.2 Алгоритми оцінювання позиції та геометричного фактора

Необхідно отримати рішення навігаційної задачі, простіше кажучи, визначити координати нашої позиції із застосуванням низькоорбітальних супутникових систем. Припускаємо, що методи отримання рішення і для традиційної навігації і для навігації із застосуванням низькоорбітальних супутників принципово не повинні відрізняться. Для розв'язання навігаційної задачі буде використовувати псевдодалекомірний метод. Як правило, цей метод застосовується практично у всіх супутникових навігаційних системах. Вхідними даними для розв'язання навігаційної задачі є поточний час, координати (ефемериди) навігаційних супутників, псевдодальності мінімум до 4 супутників. Крім того, для оцінки якості отриманого рішення можна використовувати геометричний фактор.

Ідея псевдодалекомірного методу полягає у визначенні відстаней між навігаційними супутниками та споживачем і подальшим розрахунком координат споживача. Якщо координати споживача оцінюються за допомогою однієї супутникової навігаційної системи, то за одномоментних розрахунків трьох координат і розбіжності шкал часу супутника і приймача (чотири невідомих) псевдодалекомірним методом необхідно знати відстані між споживачем і мінімум чотирма навігаційними супутниками. Ці відстані вимірюються між фазовими центрами передавальної антени навігаційного супутника і приймальної антени споживача і застосовують для формування чотирьох рівнянь, за допомогою яких і проводять оцінку значень трьох координат і розбіжності шкал часу.

Вимірювання псевдодальності. Псевдодальність є однією з головних вимірювальних інформацій, необхідних для визначення координат споживача. Виміряна псевдодальність до і-го супутника виражається співвідношенням:

$$PR_i = c(t_{\text{пр}} - t_i), \tag{2.1}$$

де c - швидкість світла; $t_{\text{пр}}$- час у приймачі, на який проводяться вимірювання; ti - час випромінювання фрагмента сигналу і-го супутника, який приймається приймачем.

Розрізняють кодову і фазову псевдодальності. Кодова псевдодальність оцінюється через відліки псевдовипадкових кодів супутників, фазова - через цілі та дробові складові довжини хвилі несучої частоти. Рівняння псевдодальності від споживача до і-го супутника має вигляд:

$$PR_i = c * \Delta t_i, \tag{2.2}$$

де PR_i −виміряна псевдовідстань до і – го навігаційного супутника, Δt_i- час розповсюдження сигналу, с- швидкість світла розповсюдження електро – магнітних хвиль в просторі.

$$PR_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y)^2 + (z - z_i)^2} + h, \tag{2.3}$$

де x, y, z – невідомі, які потрібно визначити, де h - похибка вимірювання псевдовідстані через розбіжність шкал часу навігаційного супутника та апаратури споживача. Результатом розв'язання системи за i = 1, 2, 3, 4 є координати споживача x, y, z і розбіжність шкал часу мережі навігаційних супутників та апаратури споживача h. Розбіжність шкал часу мережі навігаційних супутників і годинників апаратури споживача не є єдиним джерелом помилок під час визначення псевдодальностей.

$$PR_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y)^2 + (z - z_i)^2} + h + \Delta_i, \tag{2.4}$$

де Δ_i- похибки визначення псевдодальності до і-го супутника через похибки передбачення ефемерид, похибки частотно-часового забезпечення, похибки швидкості поширення радіохвиль у тропосфері й іоносфері, похибок через багатопроменеве, шумів приймального каналу апаратури споживача і похибок

через природні та навмисні перешкоди, поширення сигналів навігаційних супутників у місці приймання.

Ефемеридні похибки пов'язані з неточністю визначення параметрів орбіт навігаційних супутників, а також із непередбачуваним зміщенням положення супутників на орбіті через випадкові чинники. За різними оцінками величина ефемеридної похибки досягне 0,6 ... 10 м. Ефемеридні похибки залежать від часу, що минув від моменту закладання ефемерид наземним центром управління. Так, наприклад, якщо розраховувати місце розташування користувача за даними альманаху, то похибка (одна σ) - 900 м у можлива при віці даних альманаху добу, 1200 м - 7 діб; 3600 м - 2 тижні.

Тропо- та іоносферні похибки. Відомо, що земна куля оточена атмосферою. Атмосфера переважно заповнена зарядженими частинками, захопленими магнітним полем Землі. Якщо магнітне поле незбурене, то верхня межа атмосфери знаходиться на висоті 2-3 земних радіусів (радіус Землі = 6 378 136 м у системі координат ПЗ 90.). При збуреному магнітному полі верхня межа атмосфери зміщується до 20 радіусів Землі. При оцінці похибок через поширення електромагнітних хвиль в атмосфері останню поділяють на 2 області: тропосферу до висот 10 км у середніх широтах, до 20 км - в екваторіальних, до 7 км - у полярних та іоносферу - ту частину, яка знаходиться за тропосферою. Іоносфера характеризується наявністю великої кількості вільних зарядів електронів та іонів. Природно, що під час проходження електромагнітних хвиль через атмосферу їхня швидкість уздовж траси "навігаційний супутник-споживач" відрізняється від швидкості світла у вільному просторі. Ця відмінність у швидкості й призводить до помилок під час проведення навігаційних визначень. Зміни швидкості поширення електромагнітних хвиль під час проходження їх через атмосферу зумовлені зміною та неоднорідністю діелектричної проникності атмосфери та поглинанням енергії. Однак характер тропосферних та іоносферних похибок різний. Тому в супутникових навігаційних системах використовують дві моделі: тропо-та іоносферну.

Застосування тропосферної моделі дає змогу оцінювати затримку сигналу з похибками кілька наносекунд (без моделі - десятки наносекунд). Аналогічні результати отримують і під час використання іоносферної моделі. Іоносферні похибки зменшують кількома методами: моделюванням траси "супутник-споживач", двочастотними вимірюваннями часу проходження сигналу, надлишковими одночастотними вимірюваннями. Похибки за рахунок шумів визначаються якісними рішеннями, закладеними в апаратуру споживача, методами обробки сигналів. Ці похибки залежать від характеристик антенно-фідерного тракту, приймача, кореляторів та інших складових. У високоякісній апаратурі споживача порядок цих величин визначається одиницями метрів.

Похибки, зумовлені перешкодами, - один із найсерйозніших видів похибок. Завади можуть бути природними і спеціально організованими. Природні перешкоди пов'язані з певною електромагнітною обстановкою в зоні приймання сигналів навігаційних супутників. Зниження цього виду перешкод до прийнятних розмірів регламентується правилами стандартів з електромагнітної сумісності. Спеціально організовані завади - це радіосигнали, які навмисне створюють у зоні приймання корисних сигналів для їхнього спотворення. Одним із дієвих методів боротьби зі спеціально організованими перешкодами є їх просторова фільтрація. Для просторової фільтрації застосовується спеціальна антена (адаптаційна антенна решітка), яка пригнічує сигнал завади і не впливає на корисні сигнали навігаційних супутників. Похибки через багатопроменеве поширення виникають тому, що антена приймача оточена різними предметами. В апертуру антени, крім сигналу, що безпосередньо приходить із навігаційного супутника, надходять і перевідбиті сигнали від навколишніх предметів. У результаті на вході приймача створюється додатковий "шум", що збільшує похибки оцінки координат. Можна виділити три методи зменшення похибок через багатопроменеве поширення: встановлення антени в ретельно вивченому місці в точках, де приймання багатопроменевих сигналів неможливий або їхня інтенсивність мала; формування спеціальних діаграм спрямованості приймальних антен; застосування спеціальних методів обробки даних.

Похибки частотно-часового забезпечення зводяться до мінімуму завдяки застосуванню високоточних бортових елементів часу і частоти. Проте в апаратурі споживача проводиться облік відходів частоти і часу навігаційних супутників [51].

Аналогічно з будь-яким іншим бездротовим позиціонуванням на основі сигналу, сигнали LEO можуть використовувати вимірювання на основі часу, кута, потужності або доплерівські вимірювання для того, щоб сформувати позиціювання для позиціонування приймача, розташованого на Землі. Принципи, засновані на часі, слідують загальним правилам позиціонування на основі ГНСС, з основною відмінністю в тому, що бортовий годинник супутників LEO є набагато менш стабільним, ніж бортовий годинник ГНСС, і тому необхідний бортовий приймач ГНСС для того, щоб виконати синхронізації часу між супутниками LEO. Кутове позиціонування для LEO досі було дуже мало вивчено, але воно заслуговує на подальше вивчення, оскільки варто продовжити дослідження, оскільки більшість передавачів LEO мають багатоантенні решітки і мають потенціал для точного вимірювання кута вильоту. Доплерівське позиціонування ґрунтується на вимірюванні доплерівського зсуву частоти від кількох супутників і об'єднання вимірювань у нелінійну систему рівнянь, яку можна розв'язати наприклад, за допомогою розширеної фільтрації Калмана. Швидка варіація доплерівської частоти через високу швидкості супутників LEO робить доплерівські вимірювання основним джерелом інформації про позиціонування, яка може бути отримана навіть без демодуляції прийнятого сигналу. Оскільки безперервне відстеження супутникового сигналу не є необхідним для позиціонування на основі доплерівських вимірювань, то для отримання доплерівського сигналу необхідно лише сильного сигналу для отримання необхідних вимірювань. Наслідком цього є низька складність обробки, що означає також скорочення часу для отримання рішення з позиціонування, якщо позиції супутників відомі й вимоги до точності не є жорстким. У будь-якій супутниковій системі позиціонування на результуючу похибку позиціонування впливає відносна геометрія між передавачем та

приймачем. Це явище називається DOP. Вимірювання DOP можуть бути виражені як:

- HDOP - горизонтальна DOP;
- VDOP - вертикальна DOP;
- PDOP - позиційна (3D) DOP;
- TDOP - часова DOP;
- GDOP - геометрична DOP.

Геометричне фактор погіршення точності (GDOP) [52-54]. Під час визначення положення приймач обчислює відстань до різних супутників. Приймач вимірює відстань, спостерігаючи різницю в часі між приходом і відходом сигналу. Виміряна відстань відома як псевдовідстань. У загальному випадку псевдовідстані розглядається як добуток різниці в часі та швидкості світла у вільному просторі. Точність будь-якого навігаційного рішення залежить від двох чинників - якості виміряних значень і геометрії супутника, якість визначається коефіцієнтом (σ^2), геометрію задає матриця спостережень. Коваріація положення задається таким чином:

$$E[\Delta\, \hat{u}\, \Delta\, \hat{u}\ ] = \sigma^2 (H^T H)^{-1}, \tag{2.5}$$

де $(H^T H)^{-1}$ – GDOP матриця, GDOP розраховується на основі матриці спостереження.

Скалярне значення GDOP розраховується як:

$$\text{GDOP} = \sigma^{-1}(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_{ct}^2) \tag{2.6}$$

GDOP розраховується як квадратний корінь з зворотньої велечини (HH^T):

$$\text{GDOP} = \sqrt{Tr(H * H^T)^{-1}} \tag{2.7}$$

Матриця спостережень в термінах кутів підйому та азимутальних кутів має вигляд:

$$H = \begin{vmatrix} cos\ e1 * sin\ a1 & cos\ e1 * cos\ a1 & sin\ e1 & 1 \\ cos\ e2 * sin\ a2 & cos\ e2 * cos\ a2 & sin\ e2 & 1 \\ cos\ e3 * sin\ a3 & cos\ e3 * cos\ a3 & sin\ e3 & 1 \\ cos\ e4 * sin\ a4 & cos\ e4 * cos\ a4 & sin\ e4 & 1 \end{vmatrix},$$

де e і a – кути підйому та азимутальні кути супутників по відношення до розташування приймача.

Таблиця 2.1 - Оцінка GDOP

GDOP	Оцінка
1	Ідеально
2-4	Відмінно
4-6	Добре
6-8	Помірно
8-20	Задовільно
20-50	Погано

Як випливає з наведених вище співвідношень, для оцінювання позиції споживача потрібно знати координати супутників і псевдоввідстаней. У даній роботі псевдовідстані задаються розрахунковим шляхом, а координати супутників будемо оцінювати через ефемериди, отримані через альманах у форматі YUMA. Формат YUMA визначає ASCII-повідомлення, що містить елементи альманаху кожного супутника GPS, необхідні для поширення орбіти супутника. Дані GPS почали зберігатися у форматі YUMA після 1990 року і використовувалися в програмному забезпеченні орбітального аналізу для побудови графіків орбіт супутникового угруповання GPS.

2.3 Альманах YUMA

Четвертий та п'ятий підкадри навігаційного повідомлення містять компоненти супутникового альманаху. Кожен кадр містить лише 1/25 частину всього альманаху. Приймач повинен обробити дані 25 повних кадрів, щоб отримати повне повідомлення альманаху, розмір якого становить 15000 біт. За такої швидкості для отримання всього альманаху з одного супутника потрібно 12,5 хвилин. У разі порушення можливості регулярно проводити оновлення, дані із супутників оновлюються, як правило, кожні 24 години, при цьому завантажуються дані за 60 днів. Як правило, оновлення містять ефемериди, а нові альманахи завантажуються рідше. Сегмент управління гарантує, що під час

нормальної роботи нові альманахи завантажуються принаймні кожні 6 днів. Фактично, з форматами SEM і Yuma, на сайті CelesTrak щодня публікують серії супутникових альманахів GPS, які випускає 2-га ескадрилья космічних операцій і Навігаційний центр Берегової охорони США [55]. У табл. 2.2 наведено інтерпретацію кожного параметра в альманасі Yuma1.

Таблиця 2.2 – Формат альманаху YUMA

Дані альманаха	Пояснення
Week 130 almanac for PRN-01	Альманах 130 тижня для супутника 1.
ID: 01	Індефікаційний номер супутника .
Health: 000	Здоров'я супутника (якщо 000 здоровий, 001-ні).
Time of Applicability(s): 503808.0000	Час заданий альманаха с початку тижня (с). Кількість секунд перебування на орбіті, коли був згенерований альманах. Своєрідна мітка часу.
Orbital Inclination(rad): 9.676626447E-001	Кут нахилу орбіти супутника (радіан).
Rate of Right Ascen(r/s): -7.806039439E-009	Швидкість зміни кута прямого сходження(радіан/м).
SQRT(A) (m^1/2): 5153.637695	Корінь квадратний з великою піввісі орбіти супутника($м^{0,5}$). Визначається як вимір від центру орбіти до точки апогею або точки перигею.
Right Ascen at TOA(rad): -1.051855794E+000	Довгота висхідного вузла орбіти супутника на тижневу епоху, кутовий вимір від точки весняного рівнодення (радіан).
Argument of Perigee(rad): -1.704181124E+000	Аргумент перигею. Кутовий вимір вздовж орбітальної траєкторії від висхідного вузла до точки перигею (радіан).

Продовження таблиці 2.2

Mean Anom(rad): 1.869637581E+000	Середня аномалія, кут (дуга), пройдений за довготою висхідного вузла (значення = 0±180 градусів). Якщо значення перевищує 180 градусів, для знаходження середньої аномалії необхідно відняти 360 градусів (радіан).
Af0(s): 2.174377441E-004	Коефіцієнти корекції шкал часу (с).
Af1(s/s): 3.637978807E-012	
week: 130	Поточний тиждень

Аналіз точності альманаху. У табл. 2.3 наведено алгоритм, за яким приймач обчислює вектор положення супутника в загально земній системі координат (ECEF) за альманахом супутників.

Таблиця 2.3 – Розрахунок вектора положення ECEF супутника

$\mathrm{a} = (\sqrt{\mathrm{a}})^2$	Орбітальна піввісь
$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$	Середня швидкість, $\mu =$ 398600 ∗ 10^8 (m^3/s^2)
$t_k = t - t_{oa} + (CurWeek - Week) * 604800.0$	Епоха альмаху (час)
$M_k = M_0 + n * t_k$	Середня аномалія
$M_k = E_k - e * \sin(E_k)$	Ексцентрична аномалія
$v_k = tan^{-1}\frac{\sqrt{1-e^2}\sin(E_k)/(1-ecos(E_k))}{(\cos(E_k)-e)/(1-ecos(E_k))}$	Істинна аномалія
$\phi_k = v_k + \omega$	Аргумент широти місця
$r_k = a(1 - e * cos(E_k))$	Радіус орбіти
$\begin{cases} x_p = r_k * \cos(\phi_k) \\ y_p = r_k * \sin(\phi_k) \end{cases}$	Координата x та y в орбітальній площині
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega_e}) * t_k - \dot{\Omega}_e * \mathrm{t}_{oa}$	Відкорегована довгота вузла
$\begin{cases} x_k = x_p * \cos(\Omega_k) - y_p * \cos(i) * \sin(\Omega_k) \\ y_k = x_p * \sin(\Omega_k) + y_p * \cos(i) * \mathrm{cossin}(\Omega_k) \\ z_k = y_p * \sin(\mathrm{i}) \end{cases}$	Координати x, y та z у системі координат ECEF

де CurWeek і t - поточний час у вигляді тижнів і секунд; e - кутова швидкість обертання Землі.

За даними табл. 2.3, можна розрахувати просторове положення кожного супутника. В даному випадку за еталон просторового положення приймається продукт IGS Final з високою точністю [55]. Для інтервалу ефемерид IGS становить 15 хвилин, положення кожного супутника GPS розраховується кожні 15 хвилин. При цьому процес дозволяє ефективно уникнути похибки від інтерполяції. По-перше, x-, y- і z-координати ECEF обчислюються з альманаху супутників GPS тобто з першого по третій день 1805-го GPS тижня, потім віднімають ECEF x-, y- та z-координати точних ефемерид IGS [56].

Як було показано в розділі 1 дворядковий формат низькоорбітальних супутників не збігається з форматом YUMA. Збігаються тільки такі параметри: номер супутника, кут нахилу орбіти супутника, середня аномалія, аргумент перигею, та різниця в них, що в форматі YUMA величини вимірюються в радіанах, а в дворядковому форматі низькоорбітальних супутників в градусах.

2.4 Модель для дослідження низькоорбітальних супутникових навігаційних систем

Ґрунтуючись на вищевикладеному, модель для дослідження низькоорбітальних навігаційних супутникових систем у роботі подається так. Навігаційну задачу (оцінювання координат позиції споживача) під час застосування псевдодалекомірного методу можна розв'язати, якщо в прямій видимості розташовано щонайменше чотири супутники, координати яких на момент оцінювання відомі та виміряно псевдодальності до кожного супутника.

Для визначення координат низькоорбітальних супутникових систем використовуватимемо так само як і в GPS кеплерівські елементи орбіт супутників. Ці параметри отримаємо шляхом перетворення даних дворядкового формату, наведеного вище, у формат YUMA. Потім за формулами, які запрограмовані, обчислюються координати низькоорбітальних супутників на будь-який момент часу. Оскільки, невідомо реальні дані щодо псевдодальностей до низькоорбітальних супутників, то вони задані штучно як геометричні дальності між позицією споживача і координатами відповідного супутника. Для досліджень це цілком достатньо, оскільки за допомогою моделювання буде

отримано відповіді на доступність низькоорбітальних супутників, геометричний фактор і буде показано принципову можливість застосування низькоорбітальних супутникових систем для навігації. Блок-схему моделі для дослідження низькоорбітальних супутникових систем зображено на рис. 2.2.

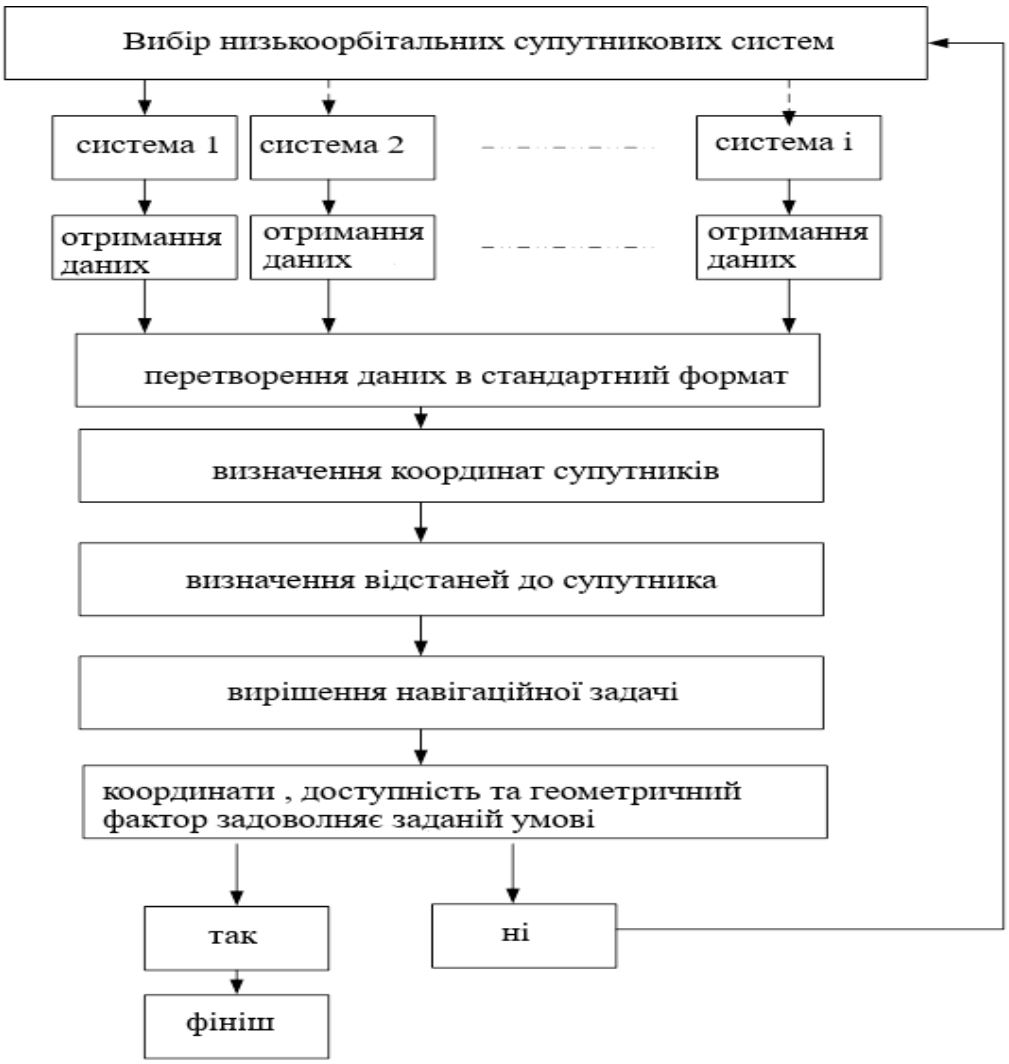


Рисунок 2.2 – Блок-схема моделі для дослідження низькоорбітальних супутникових систем

Висновок до розділу 2

Отже в другому розділі описано структура низькоорбітальних супутникових систем, а саме розглянуто космічний сигмент. Для оцінки якості низькоорбітальної навігації, обрали два критерії: точність визначення координат та геометричний фактор. Розглянуто супутникові платформи і навігаційне корисне навантаження. Приділено велику увагу до алгоритму оцінювання позиції та геометричного фактора, побудована блок-схема, зазначино

псевдодальномірний спосіб визначення координат. Детально розглянуто альманах в форматі YUMA, розписано та пояснено всі компоненти, також проведено аналіз точності альманаху через описані формули. Визначено збіг та розбіг між дворядковий формат низькоорбітальних супутників та формат YUMA.

РОЗДІЛ 3. КОМП'ЮТЕРНА ПРОГРАМА ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ МОДЕЛІ КОСМІЧНОГО СЕГМЕНТА НИЗЬКООРБІТАЛЬНОЇ СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ

3.1 Створення альманаху низькоорбітальних супутникових систем у стандартному форматі YUMA

Компоненти пакета програм 2021_Leo для створення альманаху низькоорбітальних супутникових систем у форматі YUMA наведено на рис. 3.1.

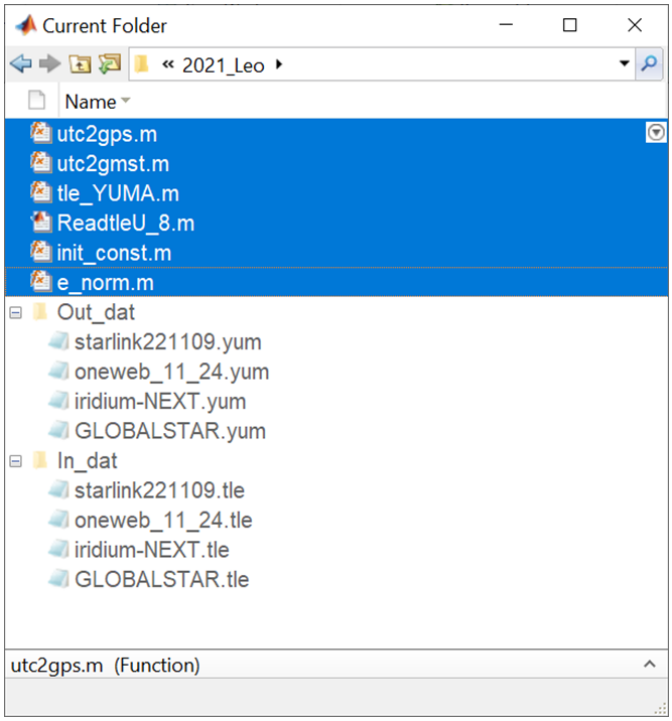


Рисунок 3.1- Функції та файли пакета програм 2021_Leo

Лістинг керуючої програми ReadtleU_8.m наведемо в додатку А. Пакет складається з управляючої програми ReadtleU_8.m; функції tle_YUMA.m, що зчитує дані дворядкового формату tle та переводить їхні числові значення у значення формату YUMA; функції utc2gps.m, utc2gmst.m, що перетворять час формату tle на час GPS; функції init_const.m, де зібрано константи, що виконуються; функції e_norm.m, що унормовує вихід десяткових цифр. Вхідні дані у форматі tle записуються в папку In_dat. У дипломній роботі це файли:

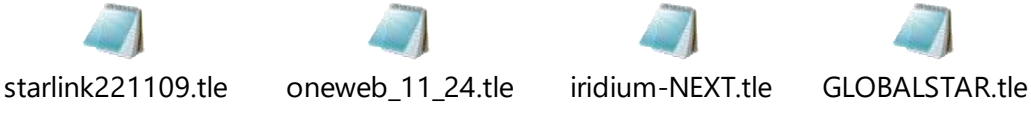


Рисунок 3.2 – Файли в форматі tle

Вихідні дані в форматі YUMA записуються в папку Out_dat:

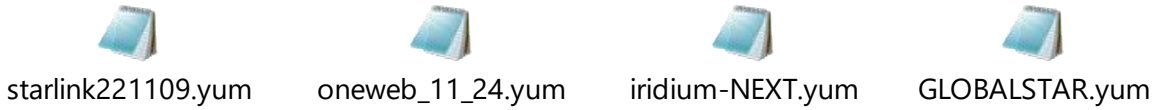


Рисунок 3.3 – Файли в форматі YUMA

Для читання файлів GLOBALSTAR, STARLINK, ONEWEB, IRIDIUM- Next у функції tle_YUMA.m застосовано процедури:

Таблиця 3.1 – Функції для читання файлів

elseif strcmp(sat_type,'GLOBALSTAR') == 1
tmp = txt_data{2}(line_num);
svn = str2double(tmp{1}(2 : end));
prn = svn ;

elseif strfind(sat_type, 'STARLINK-')
elseif contains(sat_type, 'STARLINK-')
tmp =(erase(sat_type, 'STARLINK-'));
svn = str2double(tmp{1}(1:end));
prn = svn ;

elseif contains(sat_type, 'ONEWEB-')
tmp =(erase(sat_type, 'ONEWEB-'));
svn = str2double(tmp{1}(1:end));
prn = svn ;

elseif strcmp(sat_type,'IRIDIUM') == 1
tmp = txt_data{2}(line_num);
svn = str2double(tmp{1}(1:end));
prn = svn;% - 700 +37;

У керуючій програмі ReadtleU_8.m передбачено можливість роботи з файлами будь-якої системи GLOBALSTAR, STARLINK, ONEWEB, IRIDIUM-Next. Для цього потрібно розблокувати відповідну пару рядків, як показано у фрагменті програми для starlink221109.tle.

Таблиця 3.2 – Рядки для запису в форматі YUMA для чотирьох навігаційних систем

GLOBALSTAR	fil = 'In_dat/GLOBALSTAR.tle'}; fw = fopen('Out_dat/GLOBALSTAR.yum','Wt');
IRIDIUM-NEXT	fil = {'In_dat/iridium-NEXT.tle'}; f = fopen('Out_dat/iridium-NEXT.yum','Wt');
STARLINK	fil = {'In_dat/starlink221109.tle'}; fw = fopen('Out_dat/starlink221109.yum','Wt');
ONEWEB	fil = {'In_dat/oneweb_11_24.tle'}; fw = fopen('Out_dat/oneweb_11_24.yum','Wt').

Кількість супутників у файлі starlink221109.tle становить 3275, яка визначається в рядку SizPRN = size(PRN,1). У циклі зчитується і перетворюється, згідно з форматом YUMA, структура альманаху:

```
for i = 1:SizPRN
alm(i).PRN = aa(i,1);
alm(i).health = 0;
alm(i).ecc = aa(i,2);
alm(i).sqrtA = aa(i,6);
alm(i).omega0 = aa(i,7);
alm(i).omega = aa(i,8);
alm(i).M0 = aa(i,9);
alm(i).t0a = aa(i,3);
alm(i).incl_angle = aa(i,4);
alm(i).omega_dot = 0;% aa(i,10);
alm(i).af0 = 0;%aa(i,11);
alm(i).af1 = 0;% aa(i,12)*10^(-9);
alm(i).week = aa(i,13).
```

Потім, за допомогою стандартної програми fprintf, виконується запис альманаху у форматі YUMA. Наприклад, запис заголовка та номера супутника має вигляд:

```
if alm(i).PRN < 10
fprintf(fw,'**** Week %i almaNAU for PRN-0%i **********\n',alm(i).week, alm(i).PRN);
fprintf(fw,'ID:                    0%i\n',alm(i).PRN);
else
fprintf(fw,'**** Week %i almaNAU for PRN-%i **********\n',alm(i).week, alm(i).PRN);
if alm(i).PRN < 38 || alm(i).PRN > 61
fprintf(fw,'ID:                    %i\n',alm(i).PRN);
else
fprintf(fw,'ID:                    %i\n',alm(i).PRN);
end
```

У форматі YUMA ці два рядки будуть представлені так:

```
**** Week 2235 almaNAU for PRN-5297 **********
ID:  5297.
```

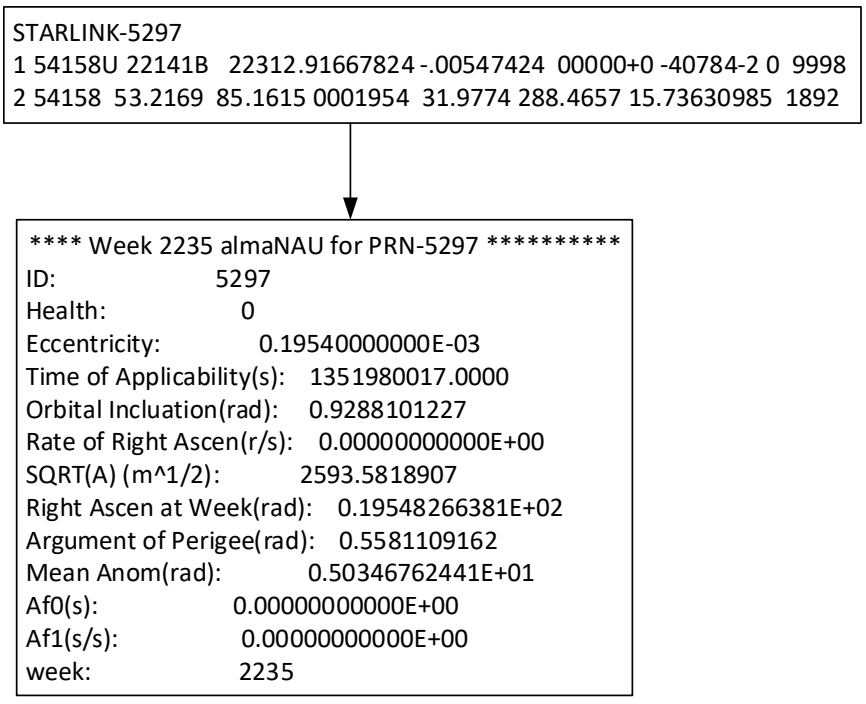


Рис.3.2 Результат перетворення для одного з 3275 супутників Starlink

3.2 Пакет програм 2022_Diplom_Space_LEO для дослідження можливостей навігації за низькоорбітальними супутниковими системами

Для дослідження будемо використовується розроблений пакет програм 2022_Diplom_Space_LEO.

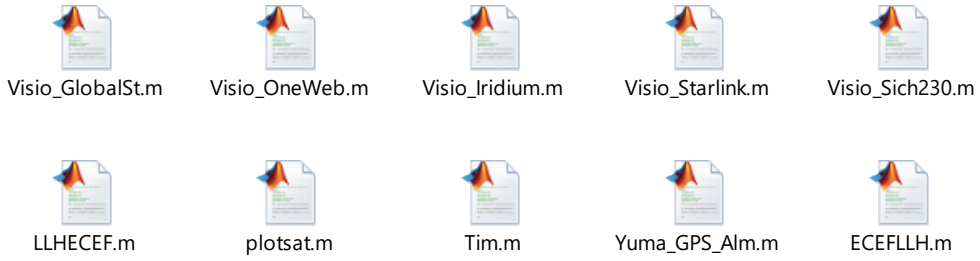


Рисунок 3.4 – Пакет програм 2022_Diplom_Space_LEO

Пакет програм 2022_Diplom_Space_LEO містить керувальні програми для дослідження систем GLOBALSTAR, OneWEB, IRIDIUM, Starlink і функції: ECEFLLH, LLHECEF для перетворення координат; Tim - робота з часом і часовими відліками; Yuma_GPS_Alm - читання даних альманаху YUMA; plotsat - графічне зображення діаграми видимості супутників. Також до пакета входить папка In_date, у яку записуються дані альманаху у форматі YUMA досліджуваної низькоорбітальної супутникової системи. Зміст In_date для дослідження в цій роботі показано на рис. 3.4.

Рис. 3.5 - Вміст папки In_date

Фрагмент файлу (супутник із номером 97) GLOBALSTAR.yum має такий вигляд:

**** Week 2166 almaNAU for PRN-97 **********

ID: 97

Health: 0

Eccentricity: 0.68900000000E-04

Time of Applicability(s): 1310004817.0000

Orbital Incluation(rad): 0.9076829121

Rate of Right Ascen(r/s): 0.00000000000E+00

SQRT(A) (m^1/2): 2791.3681180

Right Ascen at Week(rad): 0.69885964897E+00

Argument of Perigee(rad): 1.3430168968

Mean Anom(rad): 0.49418160012E+01

Af0(s): 0.00000000000E+00

Af1(s/s): 0.00000000000E+00

week: 2166.

Керуючі програми побудовані за одним принципом. Лістинг однієї з програм наведено в додатку Б. Далі, виділено принципові особливості керуючої програми Visio_Starlink. m.

Рядки 4 - 80 містять мінімально необхідний обсяг відомостей про програму. Програма розраховує систему Visio_Starlink.

Вхідні дані: файл альманаху у форматі Yuma; дані про початок відліку часу "d2", d2='місяць/день/рік'; h=година; min=хвилина; s=секунда; координати позиції приймача -lat (широта в радіанах), lon (довгота в радіанах); hr (висота в метрах); крок, з яким будуть розраховуватися параметри (step, секунди); кількість точок (L), у яких будуть розраховуватися параметри, L=12*3600/step, L читається так: кількість годин (наприклад, 12), число секунд у годині (3600) поділене на крок (step).

Постійні: швидкість обертання Землі (під час перемикання цього параметра змінюється), зображення орбіт на графіку:

OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;

OMEGAeDOT= 0;

Радіуси земного еліпсоїда:

A_WGS84=6378137.0;

B_WGS84=6356752.314;

Постійні:

mu=398600500000000;

F_CONST = 4.442807633E-10;

Re = 6378136.

Рядок 36 – Dat='In_Date/starlink221109.yum', вписується ім'я файлу альманаху досліджуваної системи, який розміщено в папці In_Date. У наведеному прикладі це альманах низькоорбітальної системи Starlink - starlink221109.yum.

Рядки 37, 38 – d2='11/09/2022' , вписуються дані про початок старту (місяць, день, рік), h= 12.0; min=05.0; s=0.0 (година, хвилини, секунди).

Рядки 42 – 44 - координати точки, з якої спостерігаються супутники:

lat = 0.88032730015257, 50 градусів 26хвилин 20.54 секунд (широта),

lon = 0.53109641675259, 30 градусів 25 хвилин 46.4995 секунд (довгота),

hr=187.488, метр (висота).

У рядки 48 – 51 записуються коефіцієнти матриці перетворення координат, необхідні для розрахунку геометричних факторів у топоцентричній системі координат:

coslon = cos(lon); sinlon = sin(lon);

coslat = cos(lat); sinlat = sin(lat);

Fmatr = [-sinlon coslon 0 0;

-sinlat*coslon -sinlat*sinlon coslat 0;

coslat*coslon coslat*sinlon sinlat 0;

0 0 0 1],

де lat і lon широта і довгота, зазначені в рядках 42 і 43 відповідно.

У рядку 53 вказується кут маски в градусах – mask = 15.

У рядку 57 вказується кількість відліків. Див. рядок 13.

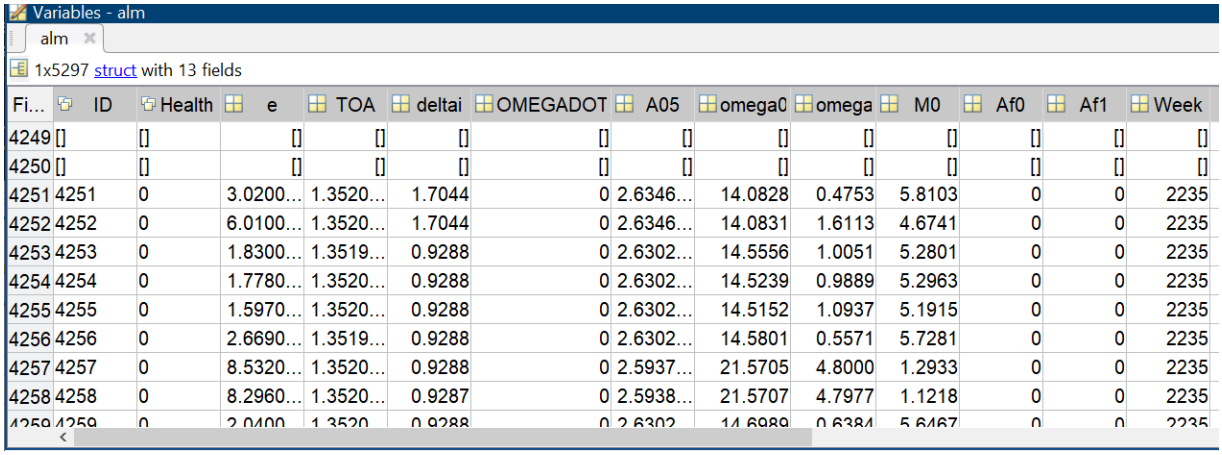
У рядку 58 записується максимальний номер супутника. Параметр береться з альманаху досліджуваної системи. Для наведеного прикладу системи Starlink

kol_ns = 5297.

У рядках 60-80 обнуляються масиви, які використовуються в програмі.

Функція Ф = zeros(a,d) повертає матрицю Ф розміром a*d, заповнену нулями.

Рядок 82 - [alm,max_kol] = Yuma_GPS_Alm(Dat); функція зчитує дані всіх супутників альманаху досліджуваної системи у вигляді:


Variables - alm

alm

1x5297 struct with 13 fields

Fi...	ID	Health	e	TOA	deltai	OMEGADOT	A05	omega0	omega	M0	Af0	Af1	Week
4249	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]
4250	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]	[]
4251	4251	0	3.0200...	1.3520...	1.7044	0	2.6346...	14.0828	0.4753	5.8103	0	0	2235
4252	4252	0	6.0100...	1.3520...	1.7044	0	2.6346...	14.0831	1.6113	4.6741	0	0	2235
4253	4253	0	1.8300...	1.3519...	0.9288	0	2.6302...	14.5556	1.0051	5.2801	0	0	2235
4254	4254	0	1.7780...	1.3520...	0.9288	0	2.6302...	14.5239	0.9889	5.2963	0	0	2235
4255	4255	0	1.5970...	1.3520...	0.9288	0	2.6302...	14.5152	1.0937	5.1915	0	0	2235
4256	4256	0	2.6690...	1.3519...	0.9288	0	2.6302...	14.5801	0.5571	5.7281	0	0	2235
4257	4257	0	8.5320...	1.3520...	0.9288	0	2.5937...	21.5705	4.8000	1.2933	0	0	2235
4258	4258	0	8.2960...	1.3520...	0.9287	0	2.5938...	21.5707	4.7977	1.1218	0	0	2235
4259	4259	0	2.0400...	1.3520...	0.9288	0	2.6302...	14.6989	0.6384	5.6467	0	0	2235

Рисунок 3.6 – Масив даних альманаху

На рис. 3.6 у верхньому рядку вказано назви параметрів, що зчитуються, у стовпчиках - значення параметрів, порожні квадратні дужки позначають відсутність супутника. Розмір цього масиву 5297*13.

Рядок 83 - max_kol = 5297 – максимальний номер супутника в альманасі.

Рядки 84 - 91 обнулення масивів.

Рядки 96-108 перевірка альманоха.

Перевіряється health (здоров'я супутника). Якщо Health = 0 супутник використовується в рішенні під відповідним номером. В іншому разі номер супутника і всі його компоненти відхиляються.

Рядки 112, 113 - nom_ns = find(nom_ns), kol = length(nom_ns), визначаються номери здорових супутників (рядок 112) і кількість супутників, яку можна використовувати під час дослідження.

Рядок 114 - [Rx,Ry,Rz] = ECEFLLH(lon, lat,hr), функція ECEFLLH(lon, lat,hr) перетворює географічні координfти в декартові, вхідні дані lon-довгота, lat-широта, h-висота; a, b-велика і мала півосі еліпсоїда, при розв'язанні навігаційної задачі (Rx=0; Ry=0; Rz=0) центр мас Землі (нульове наближення).

Рядок 117 - [week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,s).

Функція Tim(d2,h,min,s); за датою, зазначеною в рядках 37, 38 розраховує старт дослідження: номер тижня (week), за необхідності номер модифікованого

тижня (modeweek), число днів, що минули з 6 січня 1980 року (d), номер дня тижня (dweek), час GPS у секундах від початку тижня. Тиждень починається в ніч із суботи на неділю. Неділя - нульовий день. У циклі for (рядок 120), end (рядок 287) виконуються основні обчислювальні операції.

Рядок 124 - d_wn =(week - alm(i).Week); розраховується різниця розрахункового тижня і тижня альманаху.

Рядок 122 - t(j)=weeks+step*(j), розрахунок часу.

Рядок 129 - tk = t(j) + d_wn * 604800 - alm(i).TOA, розраховується поточний час з урахуванням різниці тижнів (рядок 124) і часу завдання альманаху поточного супутника alm(i).TOA.

Умова if (alm(i).A05 > 0) && (alm(i).Health == 0) (рядок 134) вимагає роботи тільки зі здоровими супутниками.

Рядки 136-144 встановлюють час протягом поточного тижня.

У рядках 146-150 для довідки наведено назви параметрів альманаху залежно від номера позиції у форматі YUMA.

Довідник по альманаху- цифра в дужках позначає порядковий номер параметра альманаху у форматі YUMA

alm(ID).ID(1); alm(ID).Health(2); alm(ID).e(3); alm(ID).TOA(4); alm(ID).deltai(5);

alm(ID).OMEGADOT(6); alm(ID).A05(7); alm(ID).omega0(8); alm(ID).omega(9);

alm(ID).M0(10); alm(ID).Af0(11); alm(ID).Af1(12); alm(ID).Week(13).

У рядках 152 - 210 запрограмовано алгоритм визначення координат кожного супутника.

Рядки 208-210

Xk(j,i) = xkk*cos(OMEGAk)-ykk*cos(ik)*sin(OMEGAk);

Yk(j,i) = xkk*sin(OMEGAk)+ykk*cos(ik)*cos(OMEGAk);

Zk(j,i) = ykk*sin(ik), у циклах заповнюються масиви координат від номерів супутників (i) і часових відліків (j).

Рядок 213 – PR(j,i) = sqrt((Xk(j,i) - Rx)^2 + (Yk(j,i) - Ry)^2 + (Zk(j,i) - Rz)^2), розрахунок масиву дальностей від номерів супутників (i) і часових відліків (j).

Рядки 218- 243 – розрахунок кутів видимості. У підсумку маємо масив кутів видимості супутників TT(j,i).

Рядки 245, 261 – розрахунок кутів азимута. У підсумку маємо масив кутів азимута в градусах AZ(j,i) і в рядку 262 масив кутів видимості EL(j,i) в градусах.

Рядки 270,287 – розраховуємо і формуємо масиви для орбітальних параметрів.

Рядки 289, 399 – побудова графіків орбітальних параметрів.

Рядок 481 – функція plotsat (90, 0) будує в полярній системі координат положення видимих супутників в позиції користувача.

Висновок до розділу 3

У розділі описана створена комп'ютерна програма для дослідження моделі космічного сегмента низькоорбітальної системи навігації. Наведено коротку характеристику пакета, що стосується розширення його функціональних можливостей і використання. Описано етапи створення альманаху низькоорбітальних супутникових систем у стандартному форматі YUMA. Наведені функції для читання файлів GLOBALSTAR, STARLINK, ONEWEB, IRIDIUM- Next у форматі YUMA.

Далі представлена робота з самою програмою для дослідження можливостей навігації за низькоорбітальними супутниковими системами. Описані всі функції, які включає програмний пакет 2022_Diplom_Space_LEO. Розібрано принципові особливості керуючої програми Visio_Starlink. m.

РОЗДІЛ 4. ДОСЛІДЖЕННЯ НИЗЬКООРБІТАЛЬНИХ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ ДЛЯ НАВІГАЦІЇ

4.1 Керівництво та план досліджень

Дослідження проводять таким чином: завантажуються дані досліджуваної системи у форматі tle, як було показано вище, із сайту https://celestrak.org/NORAD/elements/ (рис. 4.1).

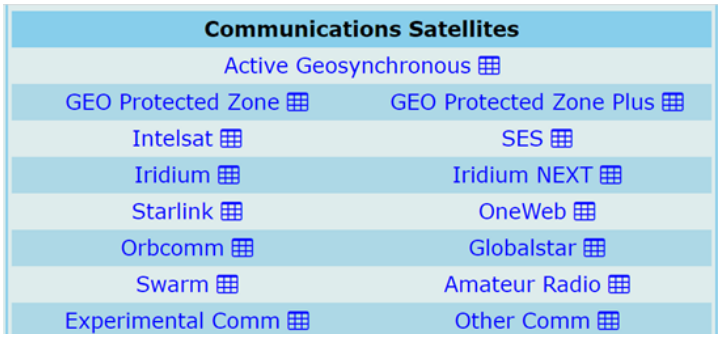


Рисунок 4.1 – Дані супутникових систем

На рис. 4.1 вказано адреси, де знаходяться бази даних для низькоорбітальних супутникових систем Globalstar, OneWeb, Iridium Next, Starlink. Отримані дані перетворюються у формат YUMA за допомогою розробленої вище програми і записуються в папку In_date пакета програм 2022_Diplom_Space_LEO. Відкривається стартовий файл досліджуваної системи і встановлюються бажані режими дослідження. Ґрунтуючись на викладеному керівництві, проведемо дослідження низькоорбітальних супутникових систем Globalstar, OneWeb, Iridium Next, Starlink.

4.2 Дослідження низькоорбітальної супутникової системи Globalstar

Для проведення дослідження у стартовий файл Visio_GlobalSt.m вводимо дані для моделювання: у рядок Dat = 'In_Date/GLOBALSTAR.yum записуємо ім'я файлу альманаху GLOBALSTAR.yum, що був підготовлений раніше та розміщений у папці In_Date; встановлюємо стартовий час h = 12.0; min = 05.0; s = 0.0 (12 годин, 5 хвилин, 0 секунд); встановлюємо координати точки, з якої спостерігаються супутники:

lat = 0.88032730015257; lon = 0.53109641675259; hr=187.488;

встановлюється mask = 5, step=60, L = 120 - кількість відліків (у годинах цей параметр дорівнює двом годинам); з альманаху встановлюємо номер останнього супутника kol_ns =97.

Зберігаємо введені дані та виконуємо файл Visio_GlobalSt.m. Аналізуємо графічні зображення, отримані в результаті роботи програми.

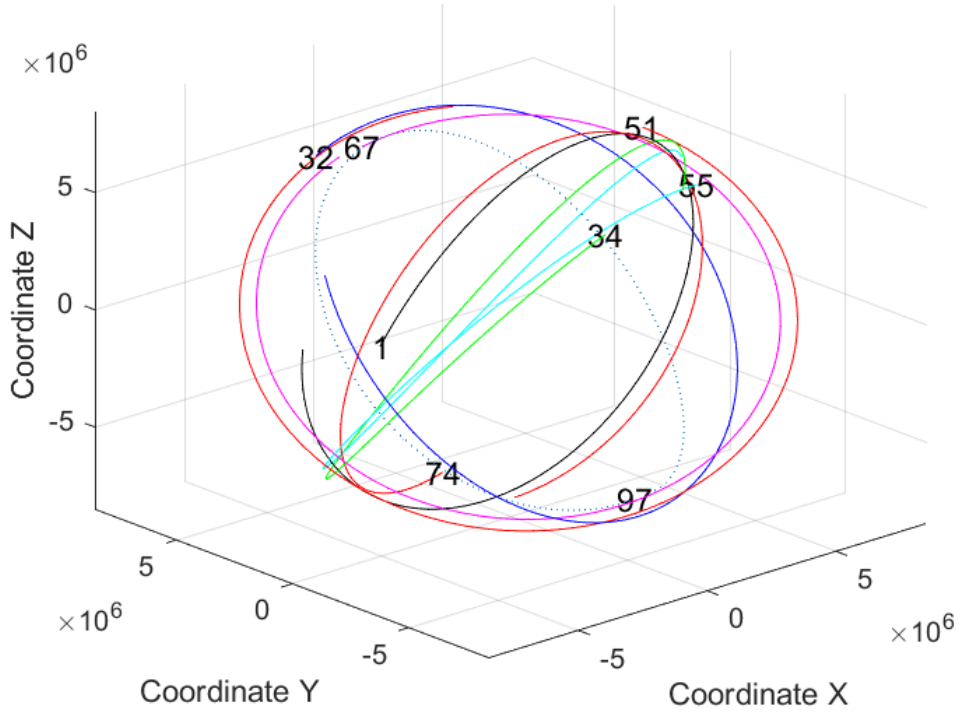


Рисунок 4.2 – Орбіти супутників на двогодинному часовому інтервалі

На рис. 4.2 зображено в тривимірному просторі орбіти супутників Globalstar, які спостерігаються з позиції, встановленої вище на часовому інтервалі, що дорівнює двом годинам. Цифрами позначено номери супутників, що відповідають номерам альманаху GLOBALSTAR.yum. Як випливає з рис. 4.2 у зоні видимості можуть перебувати до 8 супутників.

Діаграму видимості супутників зображено на рис. 4.3.

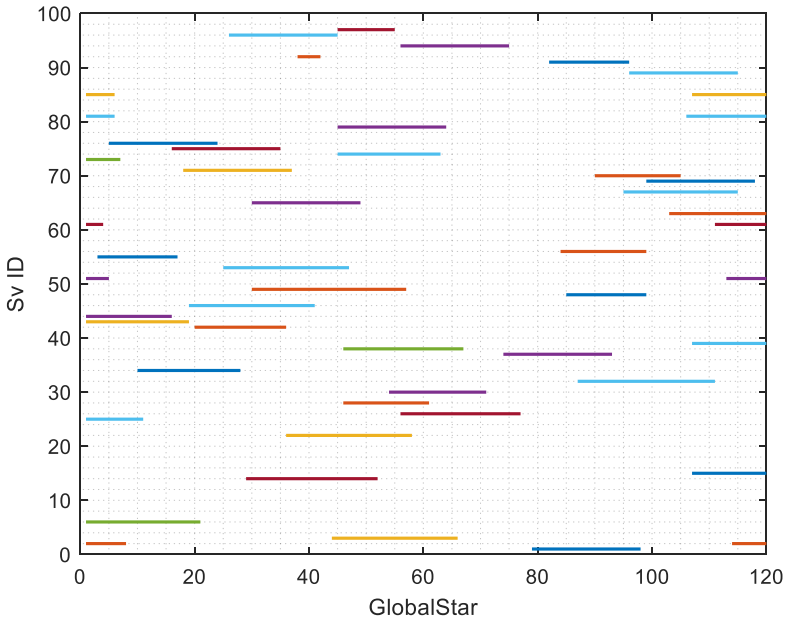
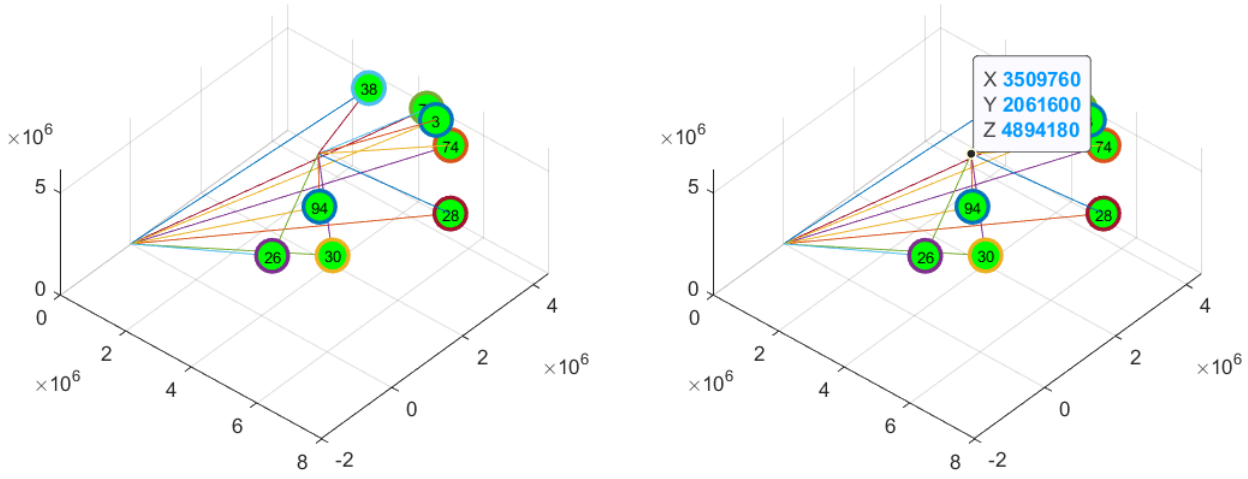


Рисунок 4.3 – Діаграма видимості супутників

На рис. 4.3 по горизонтальній осі відкладено часові відліки, по вертикальній осі номери супутників, горизонтальні лінії позначають інтервал часу, протягом якого супутник перебуває в зоні видимості. Якщо провести лінію паралельну вертикальній осі, то її перетин із горизонтальною лінією супутника означатиме, що на даному часовому відліку супутник перебуває в зоні видимості.



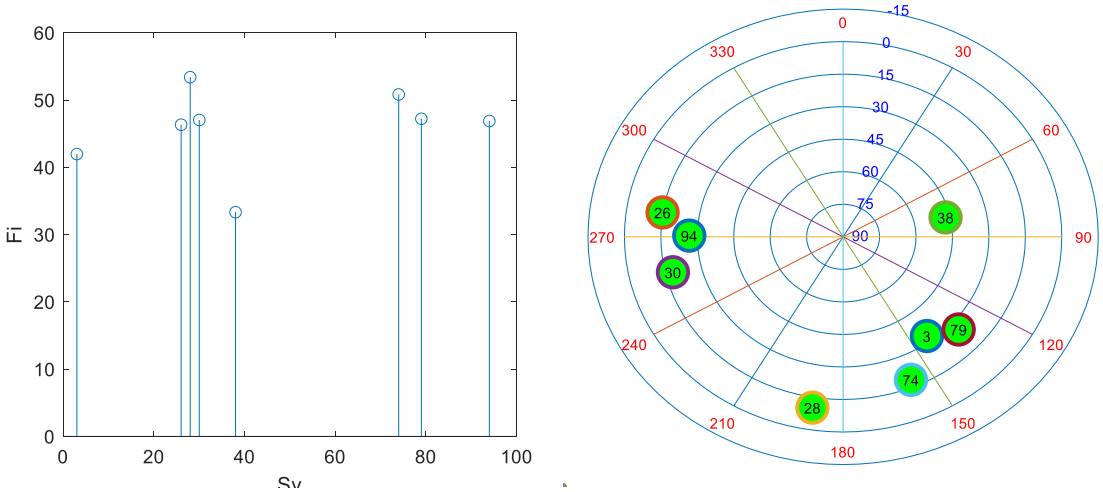
а б

Рисунок 4.4 – Розташування супутників відносно позиції користувача

На рис. 4.4 показано розташування супутників на першому відліку щодо позиції користувача. Координати користувача позначені на рис. 4.4, б. Пари ліній

від кожного супутника на рис. 4.4 спрямовані в центр мас Землі та в центр позиції.

Діаграми спостережуваних супутників на момент першого відліку зображено на рис. 4.5.



а б

Рисунок 4.5 – Діаграма супутників які спостерігаються

На рис. 4.5, а по горизонтальній осі відкладено номери супутників, по вертикальній - значення кутів між парами ліній, про які йшлося під час опису рис. 4.4. Зауважимо, що вище наведено фінальні результати дослідження, яким передували різні часові інтервали протягом доби.

Крім графічного матеріалу у вікно Command Window MatLab виводяться розраховані координати позиції користувача:

COOR =

1.0e+06 *

3.509757582541965

2.061599227160000

4.894180949796781

-0.000000000000002.

Точність визначення координат користувача:

TOL =

-0.022260379046202

-0.017629730748013

-0.037261511199176.

Геометричний фактор:

GPHVT_DOP =

6.004868407671318 – GDOP

5.365005694457225 – PDOP

4.43701440406632176 – HDOP

3.015988935141667 – VDOP

2.697250172284843 – TDOP.

Отримані результати показали, що є принципова можливість використовувати систему Globalstar для навігації.

Чисельні значення наведених вище даних розташовані в панелі Workspase.

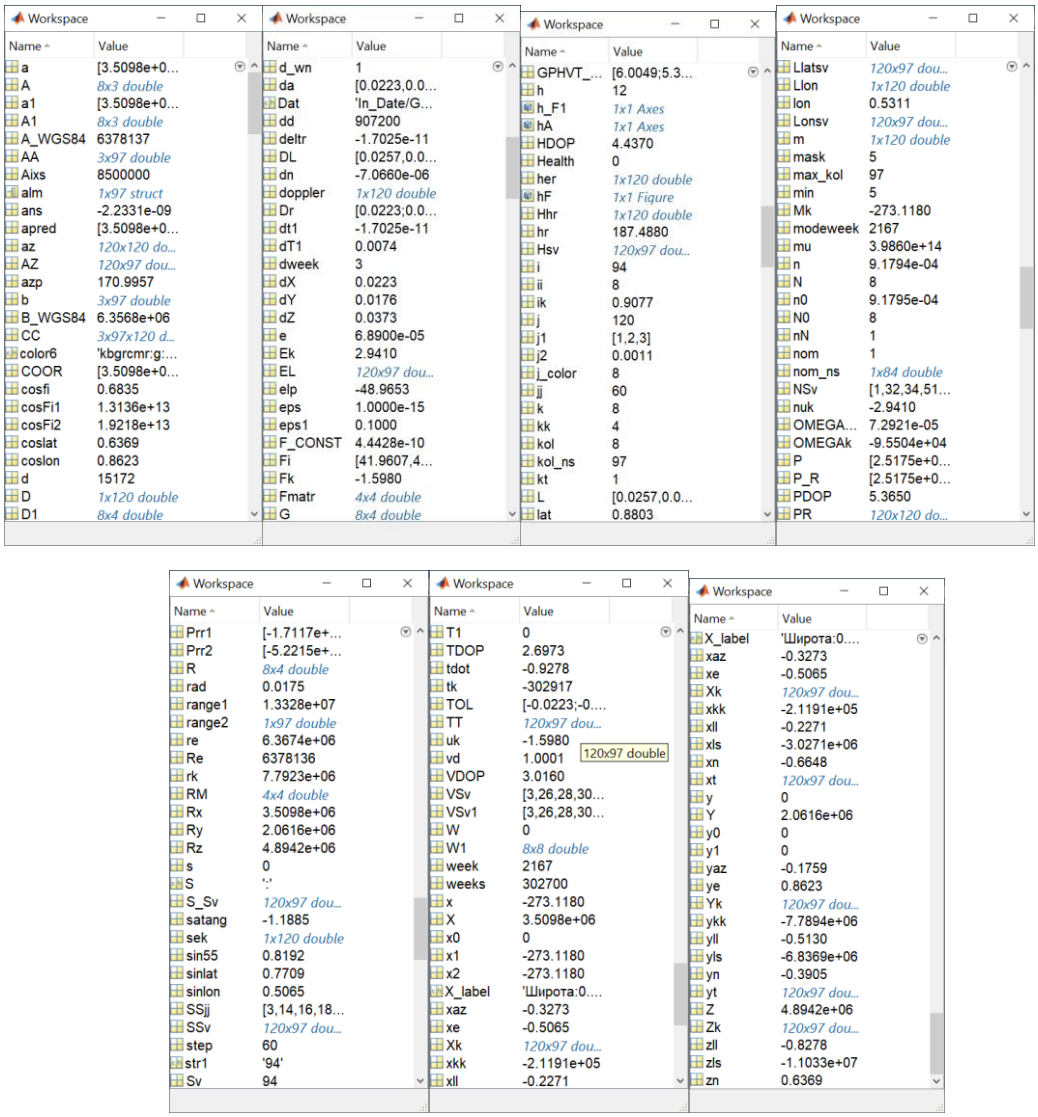


Рисунок 4.6 – Панель Workspase

4.3 Дослідження низькоорбітальної супутникової системи OneWeb

Для проведення дослідження у стартовий файл Visio_ OneWeb.m вводимо дані для моделювання: у рядок Dat = 'In_Date/ OneWeb.yum записуємо ім'я файлу альманаху oneweb_11_24.yum, що був підготовлений раніше та розміщений у папці In_Date; встановлюємо стартовий час h = 12.0; min = 05.0; s = 0.0 (12 годин, 5 хвилин, 0 секунд); встановлюємо координати точки, з якої спостерігаються супутники: lat = 0.88032730015257; lon = 0.53109641675259; hr=187.488.

Встановлюється mask = 0, step=60, L = 120 - кількість відліків (у годинах цей параметр дорівнює двом годинам); з альманаху встановлюємо номер останнього супутника kol_ns =388.

Зберігаємо введені дані та виконуємо файл Visio_OneWeb.m. Аналізуємо графічні зображення, отримані в результаті роботи програми.

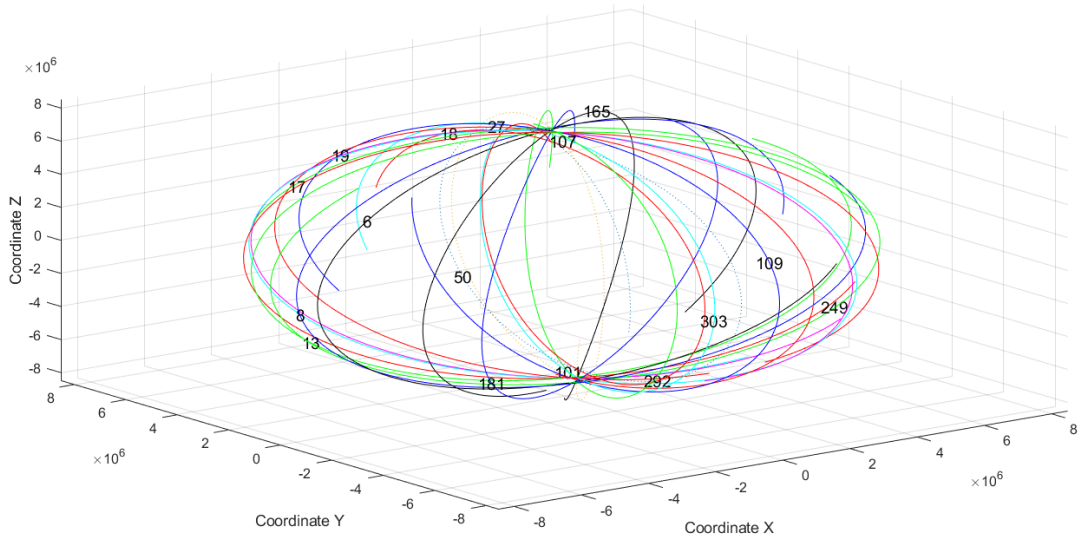


Рисунок 4.7 – Орбіти супутників на двогодинному часовому інтервалі

На рис. 4.7 зображено в тривимірному просторі орбіти супутників OneWeb, які спостерігаються з позиції, встановленої вище на часовому інтервалі, що дорівнює двом годинам. Цифрами позначено номери супутників, що відповідають номерам альманаху oneweb_11_24.yum. Як випливає з рис. 4.7 у зоні видимості можуть перебувати до 16 супутників.

На рис. 4.8 по горизонтальній осі відкладено часові відліки, по вертикальній осі номери супутників, горизонтальні лінії позначають інтервал часу, протягом

якого супутник перебуває в зоні видимості. По рисунку можна визначити в який час супутники перебувають в зоні видимості.

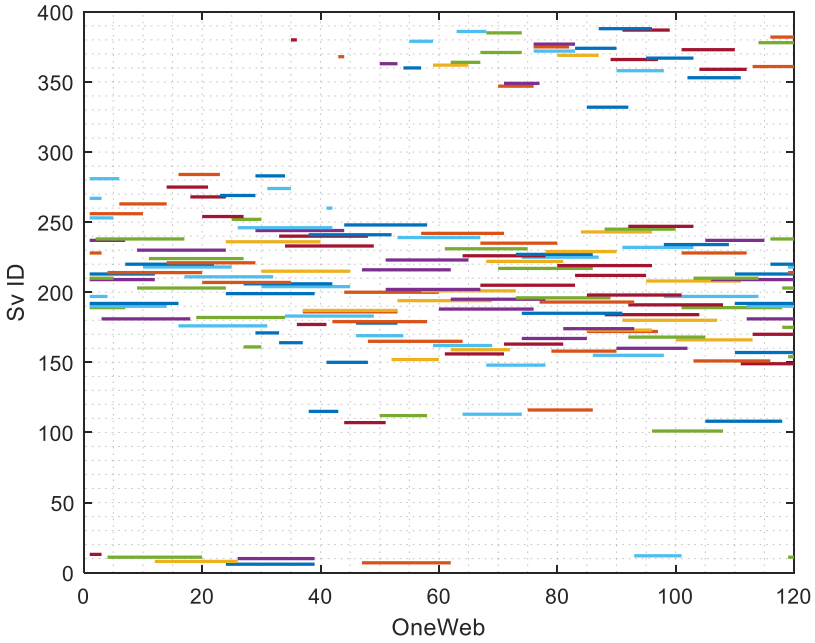
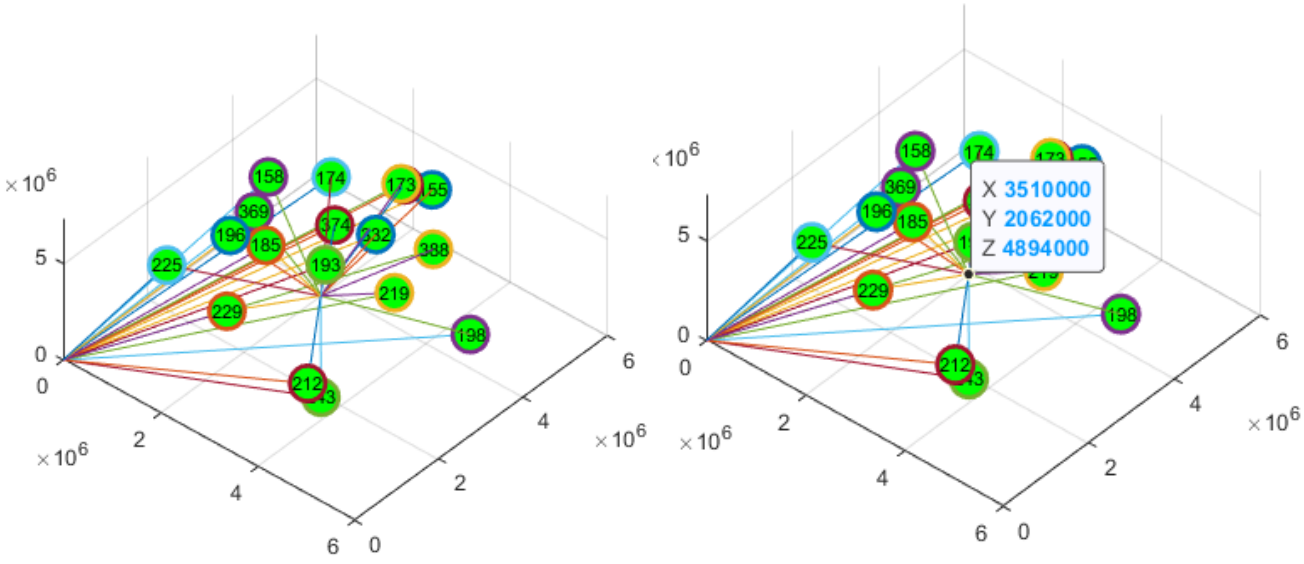


Рисунок 4.8 – Діаграма видимості супутників

На рис. 4.9 показано розташування супутників на першому відліку щодо позиції користувача. Координати користувача позначені на рис. 4.9, б. Пари ліній від кожного супутника на рис. 4.9 спрямовані в центр мас Землі та в центр позиції.



а б

Рисунок 4.9 – Розташування супутників відносно позиції користувача

Діаграми спостережуваних супутників на момент першого відліку зображено на рис. 4.10.

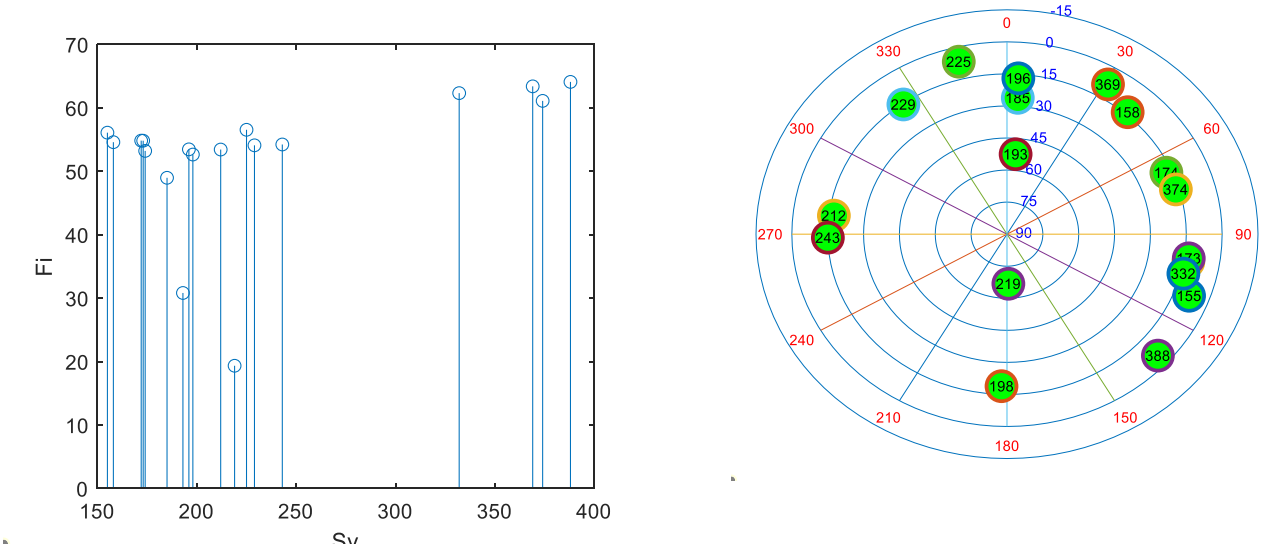


Рисунок 4.10 – Діаграма супутників які спостерігаються

На рис. 4.10, а по горизонтальній осі відкладено номери супутників, по вертикальній - значення кутів між парами ліній, про які йшлося під час опису рис. 4.9. Зауважимо, що вище наведено фінальні результати дослідження, яким передували різні часові інтервали протягом доби.

У вікні Command Window MatLab виводяться розраховані координати позиції користувача:

COOR =

1.0e+06 *

3.509757582541963

2.061599227159999

4.894180949796780

-0.000000000000000

Точність визначення координат користувача:

TOL =

-0.002841571811587

-0.002037070225924

-0.003988501615822

Геометричний факторо погіршення точності:

GPHVT_DOP =

1.375335625703332 - GDOP

1.289322109443353 - PDOP

0.798103607302921 - HDOP

1.012611541465691 - VDOP

0.478744797809144 - TDOP

Отримані результати досить не погані для вирішення навігаційних задач, геометричний фактор оцінюється як добре, тому досліджувана система може використовуватися в навігації.

4.4 Дослідження низькоорбітальної супутникової системи Iridium-Next

Для проведення дослідження у стартовий файл Visio_ Iridium.m вводимо дані для моделювання: у рядок Dat = 'In_Date/iridium-Next.yum записуємо ім'я файлу альманаху iridium-Next.yum, що був підготовлений раніше та розміщений у папці In_Date; встановлюємо стартовий час h = 12.0; min = 00.0; s = 0.0 (12 годин, 0 хвилин, 0 секунд); встановлюємо координати точки, з якої спостерігаються супутники:

lat = 0.88032730015257;

lon = 0.53109641675259;

Встановлюємо:

висоту hr=187.488;

маску видимості mask = 5;

крок відліку часу step=50;

кількість відліків L = 120;

з альманаху номер останнього супутника kol_ns =3000.

Зберігаємо введені дані та виконуємо файл Visio_ Iridium.m.

Аналізуємо графічні зображення, отримані в результаті роботи програми.

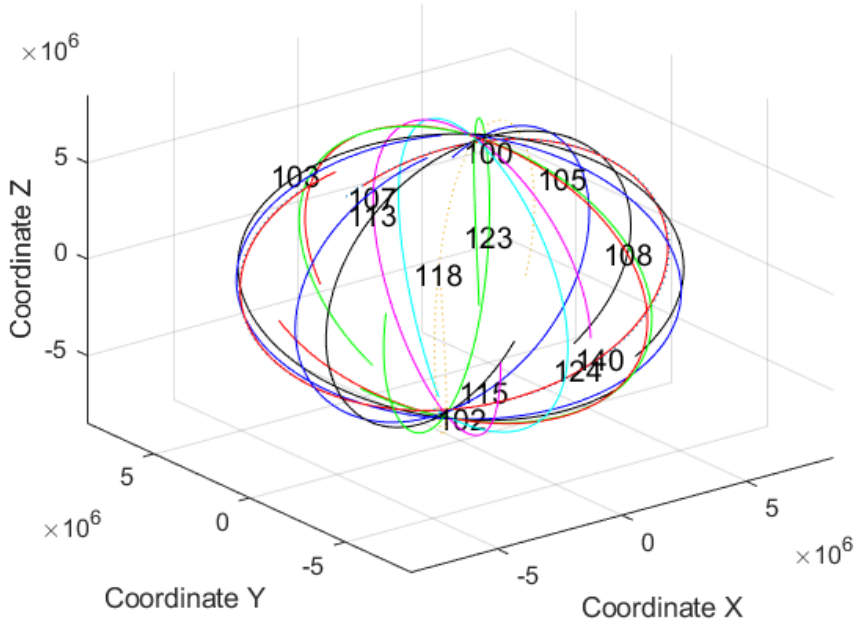


Рисунок 4.11 – Орбіти супутників на двогодинному часовому інтервалі

На рис. 4.11 зображено в тривимірному просторі орбіти супутників Iridium-Next, які спостерігаються з позиції, встановленої вище на часовому інтервалі, що дорівнює двом годинам. Цифрами позначено номери супутників, що відповідають номерам альманаху iridium-Next.yum. Як випливає з рис. 4.11 у зоні видимості можуть перебувати до 12 супутників.

Діаграму видимості супутників зображено на рис. 4.12.

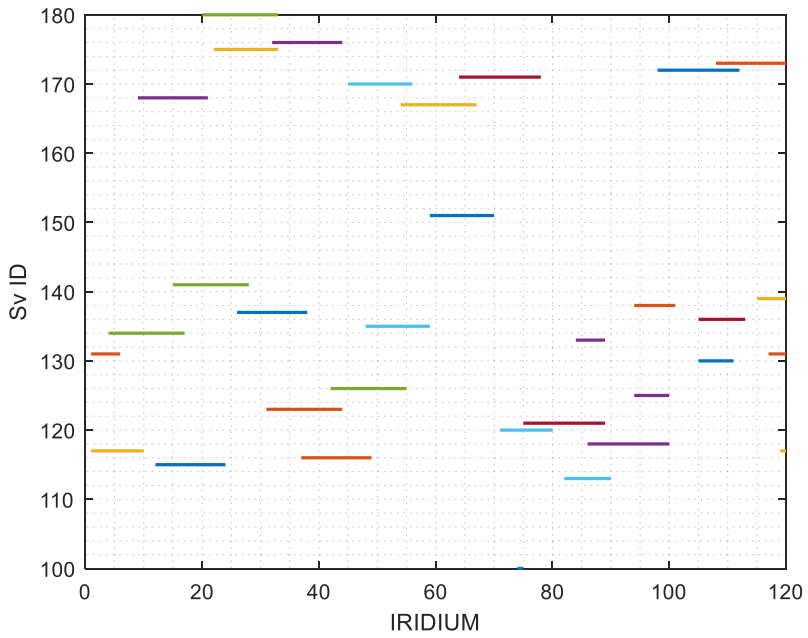
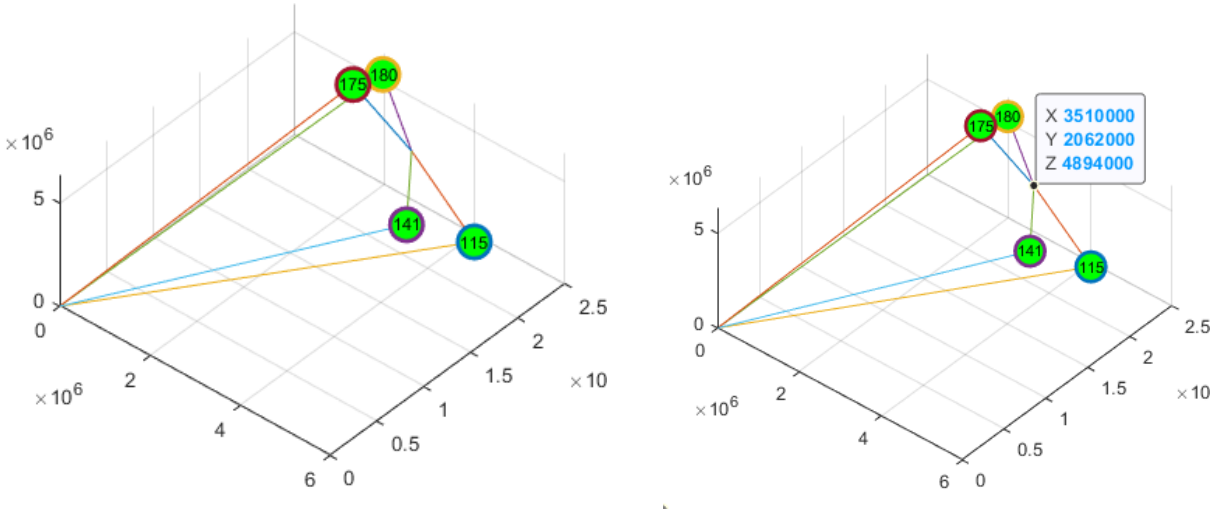


Рисунок 4.12 – Діаграма видимості супутників в продовж заданого часу

На рис. 4.12 по горизонтальній осі відкладено часові відліки, по вертикальній осі номери супутників, горизонтальні лінії позначають інтервал часу, протягом якого супутник перебуває в зоні видимості. Якщо провести лінію паралельну вертикальній осі, то її перетин із горизонтальною лінією супутника означатиме, що на даному часовому відліку супутник перебуває в зоні видимості.

На рис. 4.13 показано розташування супутників на першому відліку щодо позиції користувача. Координати користувача позначені на рис. 4.13, б. Пари ліній від кожного супутника на рис. 4.13 спрямовані в центр мас Землі та в центр позиції.



а б

Рисунок 4.13 – Розташування супутників відносно позиції користувача

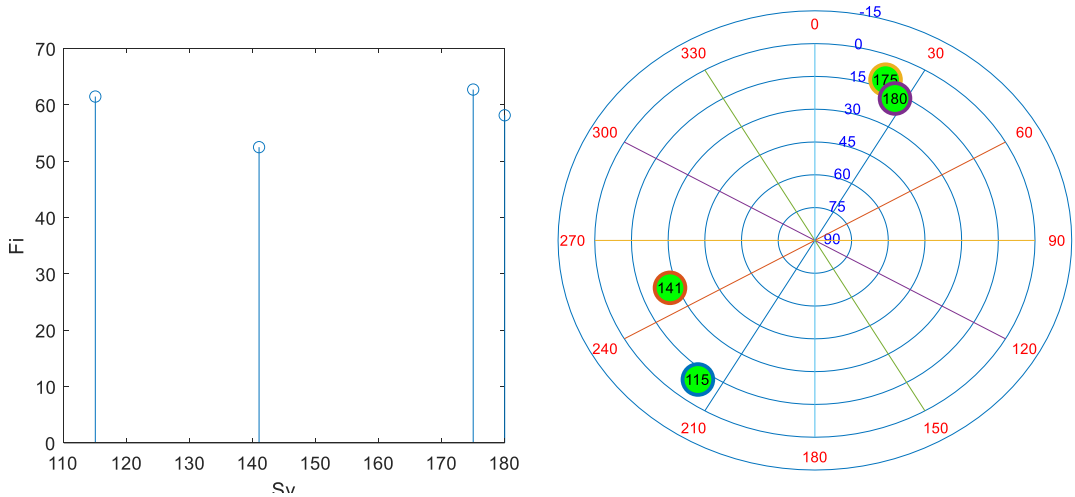


Рисунок 4.14 – Діаграми спостережуваних супутників на момент першого відліку

На рис. 4.14, по горизонтальній осі відкладено номери супутників, по вертикальній - значення кутів між парами ліній, про які йшлося під час опису рис. 4.13. Зауважимо, що вище наведено фінальні результати дослідження, яким передували різні часові інтервали протягом доби.

Крім графічного матеріалу у вікно Command Window MatLab виводяться розраховані координати позиції користувача:

COOR =

1.0e+06 *

3.509757582541963

2.061599227159999

4.894180949796780

-0.000000000000000

Точність визначення координат користувача:

TOL =

1.0e-03 *

-0.334844924509525

0.137189170345664

-0.549030490219593

Геометричний фактор:

GPHVT_DOP =

10.698819198396082 GDOP

10.564057003588278 PDOP

5.901259489505424 HDOP

8.762102305530604 VDOP

1.692758655244760 TDOP.

Отримані результати показали, що точність визначення координат користувача досить низька, та геометричні фактори дуже високі (що є не дуже добре), але це прівняно з іншими системами, а в загалом система достатньо стійка щоб використовувати в навігації.

4.5 Дослідження низькоорбітальної супутникової системи Starlink

Для проведення дослідження у стартовий файл Visio_ Starlink.m вводимо дані для моделювання: у рядок Dat = 'In_Date/ Starlink.yum записуємо ім'я файлу альманаху Starlink.yum, що був підготовлений раніше та розміщений у папці In_Date; встановлюємо стартовий час h = 12.0; min = 00.0; s = 0.0 (12 годин, 0 хвилин, 0 секунд); встановлюємо координати точки, з якої спостерігаються супутники:

lat = 0.88032730015257;

lon = 0.53109641675259;

Встановлюємо:

висоту hr=187.488;

маску видимості mask = 5;

крок відліку часу step=60;

кількість відліків L = 120;

з альманаху номер останнього супутника kol_ns =3500.

Зберігаємо введені дані та виконуємо файл Visio_ Starlink.m.

Аналізуємо графічні зображення, отримані в результаті роботи програми.

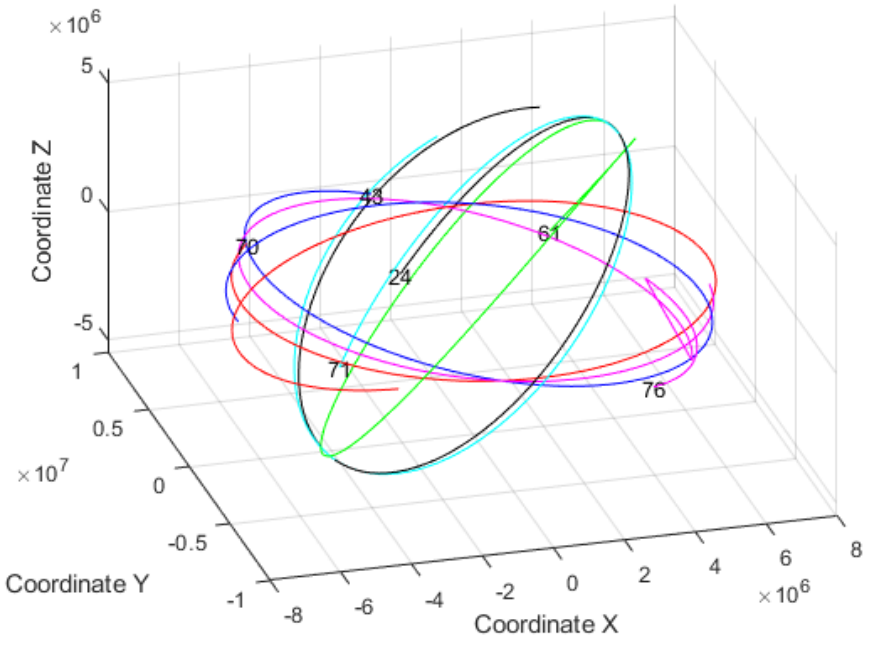


Рисунок 4.15 – Орбіти супутників на двогодинному часовому інтервалі

На рис. 4.15 зображено в тривимірному просторі орбіти супутників Starlink, які спостерігаються з позиції, встановленої вище на часовому інтервалі, що дорівнює двом годинам. Цифрами позначено номери супутників, що відповідають номерам альманаху Starlink.yum.

Діаграму видимості супутників зображено на рис. 4.16.

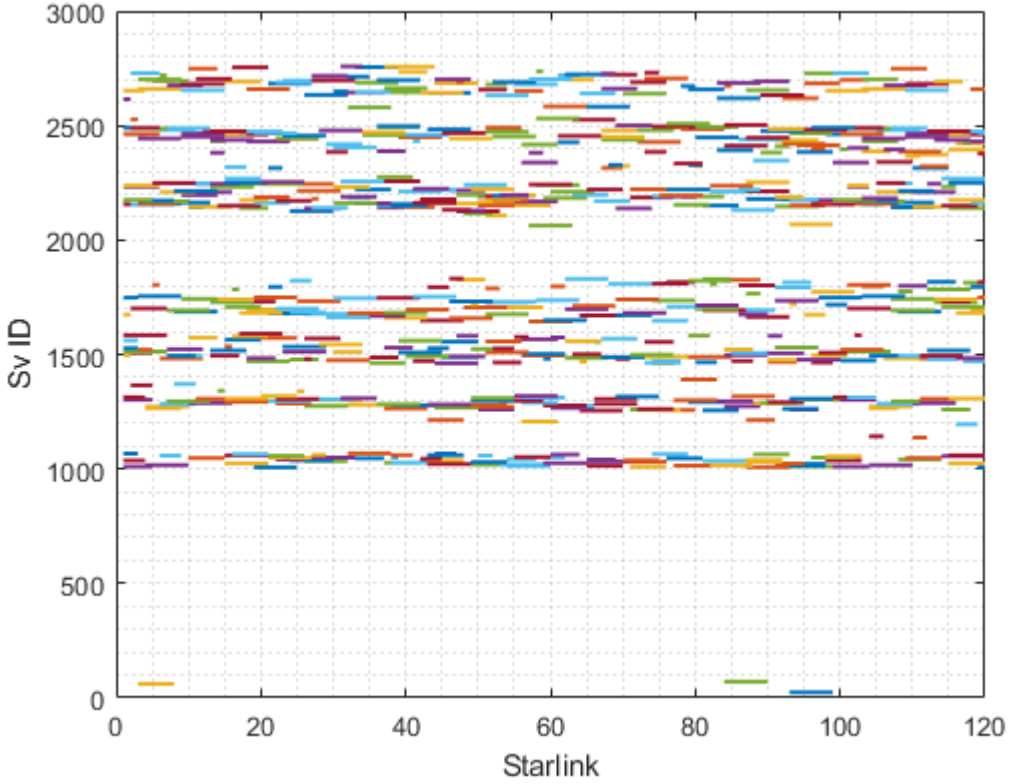
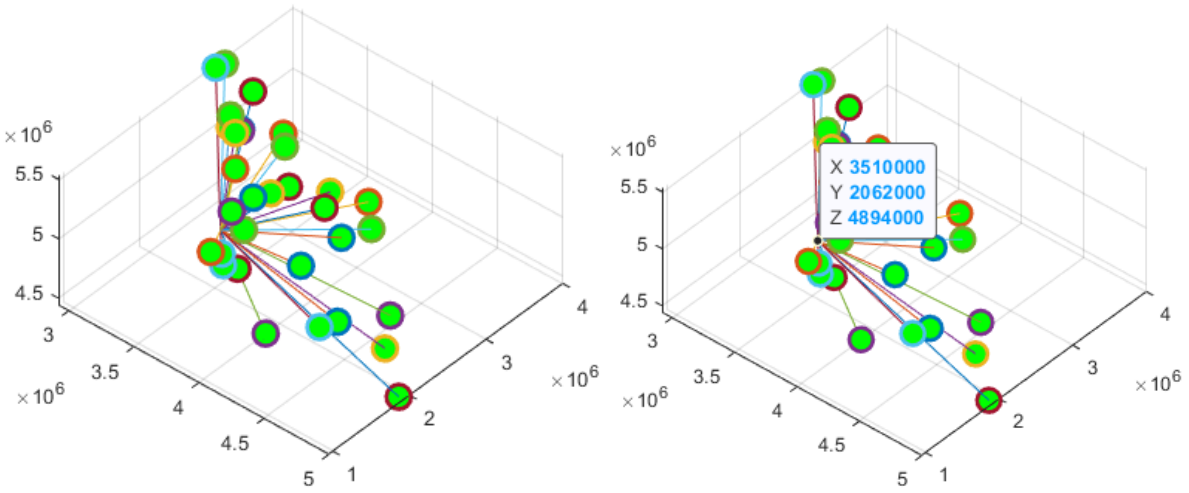


Рисунок 4.16 – Діаграма видимості супутників

На рис. 4.16 по горизонтальній осі відкладено часові відліки, по вертикальній осі номери супутників, горизонтальні лінії позначають інтервал часу, протягом якого супутник перебуває в зоні видимості. Якщо провести лінію паралельну вертикальній осі, то її перетин із горизонтальною лінією супутника означатиме, що на даному часовому відліку супутник перебуває в зоні видимості.

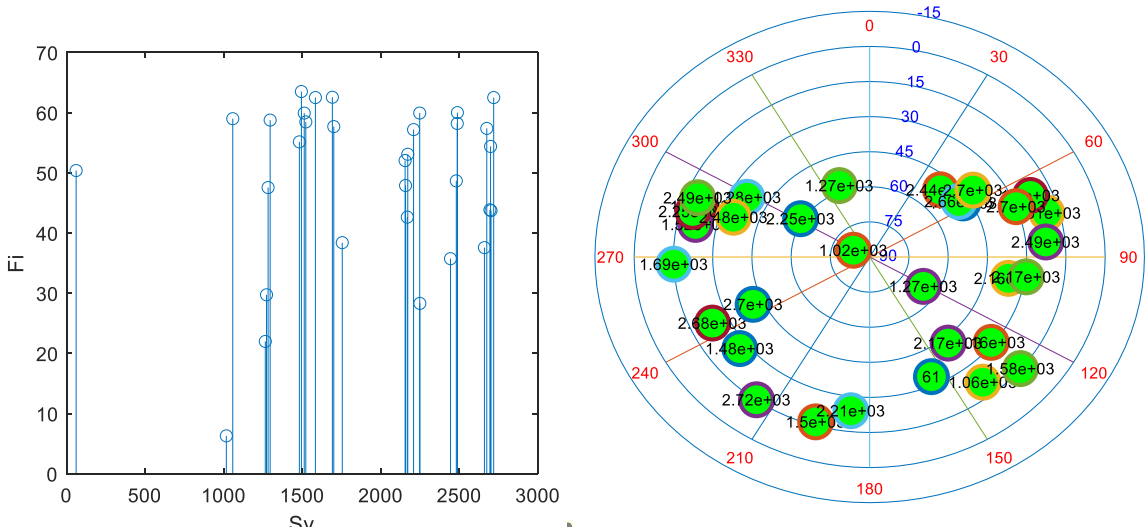
На рис. 4.17 показано розташування супутників на першому відліку щодо позиції користувача. Координати користувача позначені на рис. 4.17, б. Пари ліній від кожного супутника на рис. 4.17 спрямовані в центр мас Землі та в центр позиції.



а б

Рисунок 4.17 – Розташування супутників відносно позиції користувача

Діаграми спостережуваних супутників на момент першого відліку зображено на рис. 4.18.



а б

Рисунок 4.18 – Діаграма спостережуваних супутників

На рис. 4.18, а по горизонтальній осі відкладено номери супутників, по вертикальній - значення кутів між парами ліній, про які йшлося під час опису рис. 4.17. Зауважимо, що вище наведено фінальні результати дослідження, яким передували різні часові інтервали протягом доби.

Крім графічного матеріалу у вікно Command Window MatLab виводяться розраховані координати позиції користувача:

COOR =

1.0e+06 *

3.509757582541963

2.061599227159999

4.894180949796780

-0.00000000000

Точність визначення координат користувача:

TOL =

1.0e-04 *

-0.096415169537067

-0.055171549320221

-0.129332765936852

Геометричний фактор:

GPHVT_DOP =

1.191379543194542- GDOP

1.062858873415447-PDOP

0.790024587219812 -HDOP

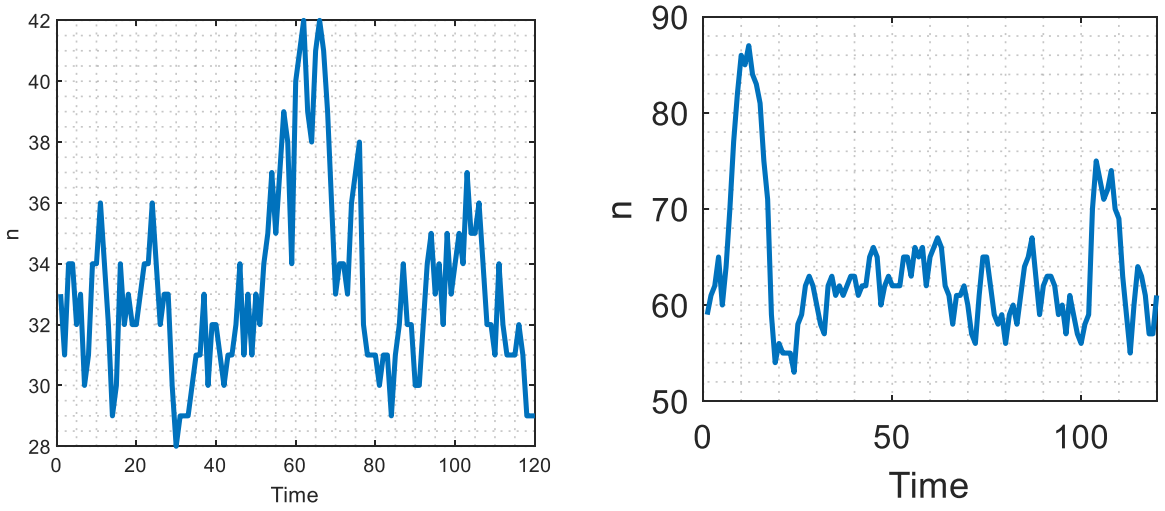
0.790024587219812 -VDOP

0.538252943461049-TDOP.

Отримані результати показали, що система Starlink розгорнута на повну, велика кількість супутників запущено в космос, тому координати розраховані досить з високою точність.

Результати про систему Starlink, наведені вище, отримані за даними на 18.09.2021 року. На цей час у системі було 1632 супутники. Starlink інтенсивно розвивається і станом на 9.11.2022 кількість супутників сягнула 3275.

На рис. 4.19 зображено тенденцію збільшення видимих супутників під час розвитку системи.



а б

Рисунок 4.19 – Видимі супутники в процесі розвитку системи Starlink: а- 18.09.2021, б - 9. 11. 2022

Як випливає з наведених результатів, кількість видимих супутників збільшилася практично в 2 рази і в точках мінімуму, і в точках максимуму. Якісна зміна інших параметрів зберігається, а кількісна істотно поліпшується.

Висновок до розділу 4

У четвертому розділі проведене дослідження низькоорбітальних супутникових систем для навігації задопомогою комп'ютерної програми, яка створена в середовищі MATLAB. Задопомогою створених пакетних программ проводилося дослідження низькоорбітальних супутникових систем: Globalstar, Starlink, Iridium Next, OneWeb.

Приводячи підсумок роботи з програмами вивидяться натупні висновки:

Супутникова система Globalstar: видимих супутників впродовж дослідженого часу достатньо для визначення координат; розраховані координати позиції користувача:

x= 3.509757582541965* 1.0e+06 ;

y= 2.061599227160000 *1.0e+06 ;

z= 4.894180949796781 *1.0e+06 .

Точність визначення координат достатньо висока. Оцінка геометричного фактору погіршення точності в нормі.

Супутникова система OneWeb: видимих супутників впродовж дослідженого часу ідеальна кількість для визначення координат; розраховані координати позиції користувача:

x= 3.509757582541963 * 1.0e+06 ;

y= 2.061599227159999 *1.0e+06 ;

z=4.894180949796780 *1.0e+06 .

Точність визначення координат достатньо висока. Оцінка геометричного фактору погіршення точності ідеальна.

Супутникова система Iridium Next: видимих супутників впродовж дослідженого часу задовільна кількість для визначення координат; розраховані координати позиції користувача:

x= 3.509757582541963* 1.0e+06 ;

y= 2.061599227159999*1.0e+06 ;

z= 4.894180949796780*1.0e+06 .

Точність визначення координат достатня. Оцінка геометричного фактору погіршення точності слабка, оскільки, розположення супутників в небі в досить незадовілній конфігурації.

Супутникова система Starlink: видимих супутників впродовж дослідженого часу ідеальна кількість, оскільки система раціонально розподілена, та за рахунок великої кількості супутників; розраховані координати позиції користувача:

x= 3.509757582541963* 1.0e+06 ; y= 2.061599227159999*1.0e+06 ;

z= 4.894180949796780*1.0e+06 .

Точність визначення координат достатньо висока. Оцінка геометричного фактору погіршення точності ідеальна. У всіх супутникових систем розрахунок координат позиції користувача співпали. Але з позицій критеріїв кількості супутників і геометричного фактор система Starlink є найбільш придатною для застосування в навігації.

РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ

Перелік небезпечних та шкідливих виробничих факторів під час технічної експлуатації об'єкта розробки. Класифікація небезпечних та шкідливих виробничих факторів приведена в ГОСТ 12.0.003-74. До них відносяться: хімічні, біологічні, психофізичні і фізичні фактори. При виконанні досліджень небезпечними і шкідливими виробничими факторами були визнані:

Можливість дотику до струмоведучих частин, які знаходяться під напругою. Електричне обладнання являє для людини велику потенційну небезпеку, тому що в процесі експлуатації чи проведення профілактичних робіт людина може торкнутися частин, які знаходяться під напругою. Специфічна небезпека електроустановок – струмоведучі провідники корпуса джерел живлення та іншого обладнання, яке опинилося під напругою в результаті ушкодження (пробою) ізоляції, які не подають яких-небудь сигналів, що попереджують людину про небезпеку.

Підвищена (улітку) чи знижена (узимку) температура, відносна вологість, швидкість руху повітря.

Шум від вентиляторів може досягати 80 дБ.

Виробничих факторів. Класифікація небезпечних засобів захисту від поразки електричним струмом приведена в ГОСТ 12.1.019-79 «Электробезопастность». На робочому місці все металеве устаткування повинне бути заземлене. Заходи виробничої санітарії. Мікроклімат виробничих приміщень – головний фактор, що визначає умови роботи. Основні параметри метеорологічних умов: температура, вологість, швидкість руху повітря і барометричний тиск впливають на людину, його теплообмін і загальний стан організму.

Метеорологічні умови забезпечуються відповідно ГОСТ 12.1.005-88 і «санітарних норм мікроклімату виробничих приміщень» №4088-86.

Природне освітлення може бути:

- бічним (через вікна в зовнішніх стінах);
- верхнім (через світлові ліхтарі в дахах);

- комбінованими.

Показники ефективності природного освітлення є коефіцієнт природного освітлення (КПО), виражений у відсотках.

$$КЕО = (E_В / E_П) \cdot 100\% \ , \qquad (5.1)$$

де $Е_В$ – освітлення в даній точці від природного джерела світла, Лк; $Е_П$ – освітлення поза приміщенням світлом усього неба, Лк.

У розглянутому приміщенні застосовується комбіноване освітлення. Використовуються люмінесцентні лампи. Їхньої переваги в порівнянні з лампами розжарення складається в наступний:

- висока світловіддача;

- кращий спектр світлових потоків;

- великий термін служби (у 2-5 разів вище);

- низька температура нагрівання поверхні трубки.

Розрахуємо потужність однієї лампи по формулі:

$$P = \frac{W \cdot S}{N \cdot n} \ , \qquad (5.2)$$

де W – необхідна потужність Вт/м^2;

S – площа приміщення м^2;

N – кількість ліхтарів;

n – кількість ламп у ліхтарі.

Схема освітлювальних приладів.У нашому випадку: W = 18.7 Вт/м^2, N = 6 шт., S = 30 м^2, n = 2 шт., $P = \frac{18.7 \cdot 30}{6 \cdot 2} = 46.8(Вт) \approx 50(Вт)$.

Адже для приміщення площею 30 м^2 необхідно 6 ліхтарів по 2 лампи потужністю 50 Вт кожна. У силу тісного взаємозв'язку зору людини з роботою мозку, освітлення впливає на центральну нервову систему. Раціональне освітлення сприяє підвищенню продуктивності і безпеки роботи і збереженню здоров'я працюючих. Одним з ефективних методів впливу на повітря для регулювання метеорологічних умов є кондиціонування повітря, що надає собою

штучну обробку повітря з метою встановлення в робочій зоні таких температур, щодо вологості і швидкості повітря, при яких зміщена загазованість. Найбільш часте кондиціонування повітря здійснюється регулюванням швидкості його руху і температури.

Розрахунок вентиляції складається у визначенні типового напору, вираженого в паскалях:

$$H = h \cdot g \cdot (\mathrm{P}_{П} - \mathrm{P}_{В}), \tag{5.3}$$

де h – висота між центром забірного отвору й отвору для викиду повітря, м;

$\mathrm{P}_{В}$ і $\mathrm{P}_{П}$ - щільність повітря відповідно усередині і поза приміщенням, кг/м^3;

g – прискорення вільного падіння, м/с^2.

Кратність повітрообміну

$$n = \frac{Q}{V_n} = 150/100 = 1.5(1/час), \tag{5.4}$$

де Q – повітрообмін через робочі приміщення, м^3/година;

V_n – обмін вентильованого робочого приміщення, м^3.

Заходи забезпечення пожежної і вибухової безпеки сервісного центр. Пожежну безпеку об'єктів народного господарства регламентує ГОСТ 12.1.004-85 ССБТ, будівельні норми і правила, міжгалузеві і галузеві правила пожежної безпеки й інші документи. У приміщеннях обов'язкова установка засобів гасіння пожеж газовими вогнегасниками. Вогнегасячими речовинами є вуглекислий газ, інертний газ. Системи попередження пожеж, а також протипожежного захисту в сукупності повинні виключати вплив на людей небезпечних факторів пожеж. Імовірність впливу вищезгаданих факторів не повинна перевищувати нормативну, котре складає 10^{-6} у рік, у розрахунку на кожну людину.

Шкідливими факторами пожежі, що впливають на організм людини є:

- відкритий вогонь і іскри;

- дим;

- маленька концентрація кисню;

- підвищена температура;

- падаючі елементи конструкцій, агрегатів і устаткування.

Пожежна та вибухова безпека кожного об’єкта визначається пожежною та вибуховою безпекою його складових частин. Імовірність виникнення пожежі на об’єкті протягом року Q(ПЗ) обчислюється по формулі (ГОСТ 12.1.004-85):

$$Q(ПЗ) = 1 - \prod_{i=1}^{n} \left[1 - Q_i(ПП)\right], \quad (5.5)$$

де Q_i(ПП) – імовірність виникнення пожеж у і-тім приміщенні протягом року;

n – кількість приміщень на об'єкті.

У нашому випадку об'єкт складається з 6 приміщень, а імовірність виникнення пожежі в кожнім приміщенні складає 10^{-7}.

Інструкція з техніки безпеки, пожежної і вибухової безпеки. Обслуговуючий персонал зобов'язаний пройти курс навчання по експлуатації, обслуговуванню і ремонту апаратури. Показати залік і одержати свідчення. Пройти інструктаж і показати залік по ТБ. Персонал належний уміти користатися протипожежними засобами.

Вимоги безпеки перед початком роботи**.** Перед початком роботи необхідно переконатися, що:

1. Немає нічого зайвого в робочій зоні;
2. Освітлення достатнє для виконання швидкого і надійного обслуговування;
3. Перевірено ізоляцію, місця з'єднання кабелів обладнання, роз‘єми;
4. Устаткування правильно підключене і заземлене.

Вимоги безпеки під час роботи:

1. Не доторкатися до струмопровідних частин;
2. Бути обережним й уважним під час виконання робіт;
3. Необхідно дотримувати правила протипожежної безпеки.

Вимоги безпеки після завершення роботи:

1. Виключити джерело живлення;

2. Навести порядок на робочому місці.

Вимоги безпеки в аварійних ситуаціях:

1. У випадку погіршення самопочуття або отримання навіть незначної травми необхідно завершити роботу, повідомити про це керівника та звернутися до лікаря;

2. Під час нещасного випадку необхідно відразу на місці надати потерпілому першу медичну допомогу, і викликати швидку;

3. Під час виникнення пожежі:

- викликати пожежну службу;
- повідомити керівника;
- за можливістю вимкнути обладнання;
- почати локалізацію джерела пожежі.

У даному розділі зроблений аналіз шкідливих виробничих факторів, їхній вплив на організм людини, і розроблені заходи для захисту обслуговуючого персоналу сервісного центру.

РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Електромагнітне поле поширюється у виді електромагнітних хвиль зі швидкістю, близької до швидкості світла. Електромагнітні коливання можуть виражатися або у величинах довжини хвиль, або у величинах частоти. Джерелами електромагнітних полів можуть бути лампові генератори високої частоти, ультрависокочастотні генератори, генератори надвисоких частот і ін.

Електромагнітний спектр від інфранизьких до надвисоких частот умовно розділяється на діапазон по частоті коливань або довжині хвилі.

Устаткування і системи, що генерують, передають і використовують електромагнітну енергію для технологічних процесів, створюють у навколишньому середовищі електромагнітні поля. Основними параметрами електромагнітних коливань є довжина хвилі, частота коливань і швидкість поширення коливань. Електромагнітне поле — сукупність як перемінного електричного, так і нерозривно з ним зв'язаного магнітного поля.

Навколо джерела випромінювання хвиль схематично можна виділити три зони: ближню — зону индукції, проміжну — зону інтерференції і далеку — зону випромінювання. Співвідношення електричної і магнітної складової в цих зонах неоднакові.

У зоні індукції працюючі піддаються впливові різних по величині електричних і магнітних полів, тому їхня інтенсивність оцінюється роздільно, величинами напруженості електричної і магнітної складової у вольтах на метр (В/м) для електричного й в амперах на метр (А/м) для магнітного поля. Ці поля мають місце при роботі з джерелами низько-, високо- і ультрависокочастотних випромінювань.

Працюючі з високочастотною апаратурою практично знаходяться в хвильовій зоні. Інтенсивність полючи оцінюється величиною щільності потоку енергії — кількістю енергії, що падає на одиницю поверхні, і виражається у ватах на квадратний метр (Вт/м^2) або в мілі- і мікроватах на квадратний сантиметр (мвт/см^2, мкВт/см^2).

Істотне гігієнічне значення мають супутні фізичні і хімічні фактори виробничого середовища, обумовлені як роботою генераторних схем, так і технологічними процесами, заснованими на використанні електромагнітної енергії.

Джерела електромагнітних полів. Широке застосування знаходять різні лінії електропередач (ЛЕП), призначені для передачі і розподілу енергії на далекі відстані.

Величини напруженості електричного поля і струму зсуву для людини, що знаходиться в електричному полі при роботі на високовольтних підстанціях і повітряних лініях, коливаються в широких межах від 2 до 45 Ут/м і від 6 до 570 мка в залежності від характеру джерела випромінювання і від напруги.

Джерелами енергії високої й ультрависокої частоти є лампові генератори. Робочим елементом при індукційному нагріванні є плавильний або гартівний контур (індуктор), при діелектричному нагріванні — пластини конденсаторів. Індукційне нагрівання використовується для високочастотної плавки металу, термообробки заготівель, деталей елементів электровакуумных приладів, металевих виробів. Енергія електромагнітних полів індуктора застосовується для одержання плазменного стану речовини. Потужності установок різні, діапазон частот від 60 кгц до 20 Мгц. Джерелами випромінювання електромагнітних хвиль у виробниче приміщення можуть бути робочі елементи Вч-установок: плавильні або гартівні індуктори, шини, що підводять Вч-энергию, Вч-трансформаторы, а також різні елементи генераторів, включені в ланцюзі струму високої частоти (індукційні котушки коливальних контурів, котушки зворотного зв'язку, батареї конденсаторів, анодні дроселі, аноди ламп, деякі вимірювальні прилади).

Електромагнітна енергія низької частоти 1 — 12 кГц широко використовується в промисловості для індукційного нагрівання з метою загартування, плавки, нагрівання металу. Робочі індуктори, окремі ділянки фідерних ліній машинних установок потужністю до 500 кВт не мають пристроїв, що екранують, і є джерелами випромінювання електромагнітної енергії. При

термічній обробці металу інтенсивність магнітного поля складають 500 — 750 А/м; сталевари і нагрівальники піддаються комбінованій дії магнітного поля, шуму, променистої енергії.

Енергія імпульсного електромагнітного поля низьких частот застосовується для штампування, прессовки, для з'єднання різних матеріалів, лиття й ін.

Високі рівні напруженості електромагнітного поля створюються елементами Вч-систем, засосовуваних у електровакуумної промисловості для прогріву анода і катода ламп.

При діелектричному нагріванні (сушіння вологих матеріалів, склейка деревини, нагрівши, зварювання, термофіксація, плавка термореактивних матеріалів, у тому числі пластмас) використовуються установки в діапазоні частот від 3 до 150 МГц, потужністю від 1 до 30 кВт, що створюють при своїй роботі в ряді випадків значну напруженість полючи по електричній складові.

Значні величини напруженості електричної складової (до 150 В/м) визначаються на робочих місцях операторів при точковому зварюванні на установках ДКВ-2 у випадку розміщення їх в екранованих кабінах і ін.

Роботи з джерелами ультрависоких частот виконуються в радіозв'язку, радіомовленні, медицині, телебаченні: при конструюванні і досвідченій експлуатації радіопередаючих пристроїв, при експлуатації передавачів на передавальних радіо- і телецентрах, у фізіотерапевтичних кабінетах для діатермії і индуктотермії й ін.

Роботи з джерелом надвисокої частоти здійснюються в радіолокації, радіонавігації, радіоастрономії : у процесі відпрацьовування й іспиту блоків, вузлів макетів радіолокаційних станцій в умовах конструкторських бюро і науково-дослідних інститутів; при ремонті радіолокаційної апаратури в майстернях; при регулюванні, настроюванні, іспиті і перевірці окремих елементів вузлів і приладів СВЧ-приладів у виробничій обстановці; для цілей навігації судів різного призначення (пасажирські, транспортні, промислові, технічні, науково-дослідні); у гідрометеорологічній службі для виявлення, спостереження і визначення місця розташування хмарних систем, грозових

вогнищ; для радіорелейного зв'язку й ін. Інтенсивність опромінення знаходиться в межах припустимих величин (нижче 10 мкВт/см^2). При аварійно-ремонтних роботах інтенсивність опромінення може бути 18 — 44 мкВт/см^2.

Дія на організм. Біологічний ефект електромагнітних полів залежить від діапазону частот, інтенсивності фактора, що впливає, тривалості, характеру і режиму опромінення (постійне, аперіодичне).

Загальним у характері біологічної дії електромагнітних полів радіочастот великої інтенсивності є тепловий ефект, що може виразитися або в інтегральному підвищенні температури тіла, або у виборчому нагріванні окремих тканин або органів, причому органи і тканини недостатньо добре постачені кровоносними судинами (хрусталик очі, жовчний міхур, сечовий міхур) більш чуттєві до такого локального перегріву. Найбільш чуттєвої до впливу радіохвиль є центральна нервова і сердцевосудинної системи.

Радіочастотне опромінення більшої інтенсивності може викликати деструктивні зміни в тканинах і органах. Гострі поразки можуть бути важкими, середньої ваги і легенями. Зустрічаються ці форми досить рідко і можуть виникнути в аварійних ситуаціях і при порушенні техніки безпеки. При поразках середньої ваги й у легких випадках ступінь прояву вегетативного синдрому може варіювати від стертої до вираженої форми. Порушення в серцево-судинній системі у випадках середньої ваги відразу після опромінення можуть виявлятися ді-енцефальними кризами, приступами пароксизмальної тахікардії. Згодом зміни визначаються симптокомплексом, характерним для судинної гіпотонії, однак можливі випадки гіпертензії. Порушення крові зводяться в основному до розвитку помірного нейтрофільного лейкоцитозу.

Дані клінічних досліджень дозволяють виділити три характерних синдроми дії радіочастотних випромінювань: астенічний, астеновегетативній і діенцефальний.

При впливі Свч-випрмінювання можливий розвиток катаракти як при короткочасному опроміненні, так і при тривалому впливі невисоких рівнів ППЕ.

Профілактичні заходи. Для забезпечення безпеки робіт із пристроями, що випромінюють електромагнітну енергію використовуються організаційні, інженерно-технічні, лікувально-профілактичні засоби і міри захисту.

При проектуванні і конструюванні устаткування і технологічних процесів з використанням установок, що створюють електромагнітні поля, високих, ультра- і надвисоких частот, необхідно передбачити найбільш ефективний захист працюючих від опромінення. Ці установки повинні бути випущені і здані в експлуатацію в такому виконанні, щоб розсіювання і втрати енергії були мінімальними, а рівні опромінення на робочих місцях не перевищували вище зазначених припустимих величин. Устаткування повинне відповідати вимогам Санітарних правил при роботі з джерелами електромагнітних полів високих, ультра- і надвисоких частот.

Устаткування, що є джерелом випромінювання електромагнітних полів, повинне забезпечуватися паспортом із указівкою рівнів випромінювання для проектного режиму роботи, обмірюваного розроблювачем і виготовлювачем. У нормативно-технічній документації, так само як і в паспорті, повинні бути зазначені випадки можливого додаткового випромінювання, обумовлені вимогами технологічного процесу, і захисні пристрої, що забезпечують дотримання гігієнічних норм.

У процесі проектування і здачі в експлуатацію устаткування з метою профілактики шкідливого впливу електромагнітних полів передбачається комплекс організаційних і інженерно-технічних мір. Організаційні заходи передбачають оптимальне розташування устаткування, його планування, керування і раціональний режим праці, при яких час опромінення персоналу зводиться до мінімуму і виключається перебування працюючих у зоні підвищеного випромінювання. Навколо антенних споруджень різного призначення повинні створюватися санітарно-захисні зони.

Загальні принципи, покладені в основу інженерно-технічного захисту, зводяться до наступного. Електрогерметизація елементів схем, блоків, вузлів, установки в цілому для зниження або усунення електромагнітного

випромінювання; захист робочого місця від опромінення або видалення його на безпечну відстань від джерела випромінювання; застосування індивідуальних засобів захисту. У залежності від типу джерела випромінювання, його потужності і призначення може бути застосований один із зазначених принципів захисту або їхня комбінація.

Для захисту від впливу електричного поля 50 Гц можуть застосовуватися стаціонарні, переносні пристрої, що екранують, і індивідуальний одяг, що екранує. Стаціонарні пристрої можуть бути у виді козирків, навісів, перегородок. Козирки, виконані з металевої сітки, установлюються над робочим місцем в агрегатних шаф, шаф керування повітряними вимикачами, шухляд, приводів, роз'єднувачів, силових розподільних шаф, фільтрів приєднань і т.п.

Навіси у виді сталевих тросів, проводів, арматури встановлюються над проходами розподільних пристроїв і в місцях, з яких виробляється огляд устаткування. Перегородки — металеві провідники — установлюються вертикально посередині сусідніх осередків.

Переносні пристрої, що екранують, можуть виконуватися у виді навісів, наметів, перегородок, щитів і ін. Переносні щити доцільно застосовувати в якості знімних бічних екранів на лісах при роботах на повітряних вимикачах, на кошиках телескопічних вишок і гідропідйомників і т.п.

Заземлення пристроїв, що екранують, повинне бути забезпечено приєднанням їхній до контуру заземлення або до заземлених об'єктів приварюванням або за допомогою болтів (стаціонарні), спеціальними затисками і провідниками (переносні).

Індивідуальний захисний комплекс складається з захисного костюма, що має екран головного убору і спеціального взуття з электропровідної підошвою або виконаної цілком з электропровідної гуми. Всі елементи комплексу, що екранує, повинні бути надійно з'єднані один з одним провідниками зв'язку і додатково заземлені при низької провідності ґрунту, коли комплект ізольований від «землі». Машини, механізми на гумовому ходу, пристосування й устаткування (підвісне) також надійно заземлюються. Електромагнітне

екранування є одним з основних методів захисту від низькочастотних і радіовипромінювань. Екранування може бути повним або частковим. Для електромагнітного екранування використовуються головним чином матеріали з високою електричною провідністю (мідь, латунь, алюміній і його сплави, листові матеріали зі сталі, металеві сітки).

При експлуатації генераторів СВЧ варто застосовувати спеціальні поглиначі потужності, екранування джерел випромінювання робочого місця. Для зниження відбитої енергії в екранованих приміщеннях потрібно стіни, підлогу і потолок покривати матеріалами, що поглинають енергію. Як індивідуальні засоби захисту око від дії СВЧ-випромінювань рекомендуються спеціальні захисні окуляри, скла яких покриті тонким шаром металу (золота, диоксида олова).

Захисний одяг виготовляється з металізованої тканини і застосовується у виді комбінезонів, халатів, фартухів, курток з каптурами, із вмонтованими в них захисними окулярами (особливо при короткочасних роботах з випромінюванням понад 1000 мкВт/см^2).

Особам, що мають контакт із джерелами Свч- и УВЧ-випромінювань, надається додаткова відпустка і скорочений робочий день. Працівникам, зайнятим на регулюванні, настроюванні, іспиті й обслуговуванні генераторів сантиметрового і дециметрового діапазонів хвиль, на вимірювальних генераторах при роботі з відкритими випромінюючими системами тих же діапазонів хвиль (від 1 мм до 100 см включно), а також працівникам, що у силу виробничої необхідності змушені знаходитися в зоні опромінення в приміщенні.

ВИСНОВКИ ДО ДИПЛОМНОЇ РОБОТИ

На підставі аналізу дослідженої літератури, в першому розділі проведено огляд навколоземних орбіт. Також розглянуто характеристики низькоорбітальних супутникових систем: Orbcomm, Globalstar, Iridium, Starlink, OneWeb (приділена увага до космічного сегменту). Розглянуто технічне обслуговування сузір'їв, а саме, орбітальне збурення, станційне утримання, космічна радіація, заміна супутника, космічне сміття. Наведено декілька пунктів для їх модернізації чи усунення тих чи інших факторів. Надано пропозиції для розвитку супутників LEO для майбутніх автономних транспортних засобів. Проведено детальний розбір параметрів LEO, тобто дворядкового формату набору елементів NORAD.

У другому розділі було розглянуто структура низькоорбітальних супутникових систем. Структура є загальною для всіх супутникових систем і включає в себе: наземний сегмент, космічний сегмент, та сегмент користувача. Також у розділі розглянуто міркування щодо супутникової платформи і корисного навантаження. Наведено проектування супутникових угруповань. Для оцінки якості низькоорбітальної навігації, обрали два критерії: точність визначення координат та геометричний фактор. Розглянуто декілька топологій сузір'їв, та виявлено кращу для ГНСС – дельта Уокера, але більшість систем LEO використовує схему Вокера.

Для вирішення навігаційної задачі пропонується застосувати псевдодалекомірний метод та для оцінки якості отриманого рішення впровадити геометричний фактор.

Оскільки в роботі псевдодальності задавалися розрахунковим шляхом, то координати супутників оцінювалися за допомогою альманаху, отримані через альманах у форматі YUMA, та проведений аналіз точності альманаху. Для дослідження низькоорбітальних супутникових систем складена блок – схема.

У третьому розділі пропонується пакет програм 2022_Diplom_Space_LEO для дослідження моделі космічного сегменту низькоорбітальної системи навігації. На підставі запрограмованого пакету, описано декілька функцій:

- функція ECEFLLH - виконує перетворення координат;

- функція Tim - за даними розраховує номер тижні;

- функція LLHECEF - виконує перетворення координат;

- функції map - виконує внесення в графіки орбітального руху зображення Землі.

- функція plotsat - відображає координати у довготі та широті.

У четвертому розділі проведена робота над пакетом програм 2022_Diplom_Space_LEO, а саме, дослідження низькоорбітальних супутникових систем: Globalstar, Starlink, Iridium Next, OneWeb.

Супутникова система Globalstar: видимих супутників впродовж дослідженого часу достатньо для визначення координат; точність визначення координат достатньо висока; оцінка геометричного фактору погіршення точності в нормі.

Супутникова система OneWeb: видимих супутників впродовж дослідженого часу ідеальна кількість для визначення координат; точність визначення координат достатньо висока; оцінка геометричного фактору погіршення точності ідеальна.

Супутникова система Iridium Next: видимих супутників впродовж дослідженого часу задовільна кількість для визначення координат; точність визначення координат достатня; оцінка геометричного фактору погіршення точності слабка, оскільки, розположення супутників в небі в досить незадовілній конфігурації.

Супутникова система Starlink: видимих супутників впродовж дослідженого часу ідеальна кількість, оскільки система раціонально розподілена, та за рахунок великої кількості супутників; точність визначення координат достатньо висока; оцінка геометричного фактору погіршення точності ідеальна.

Таким чином, можна стверджувати, що супутникові системи LEO надають можливість функціонувати та надавати покриття, не гіршу ніж інші супутникові системи, в майбутньому можливо навіть кращі за своїх переваг і вдосконаленнях.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. [Електронний ресурс]. – Доступ: https://earthobservatory.nasa.gov
2. [Електронний ресурс]. – Доступ: https://www.esa.int
3. [Електронний ресурс]. – Доступ: https://www.rfwireless-world.com/Terminology/Advantages-and-Disadvantages-of-LEO-orbit.html
4. режим доступу: https://lotusarise.com/satellite-frequency-bands-upsc/
5. Супутникові системи ORBCOMM [Електронний ресурс]. – Доступ: https://www.orbcomm.com/en/networks/satellite
6. "Iridium satellites". N2yo.com. [Електронний ресурс]. – Доступ: https://www.n2yo.com/satellites
7. Order Starlink https://www.starlink.com
8. WorldVu Satellites Limited, OneWeb Ka-band NGSO constellation FCC filing SAT-LOI-20160428-00041.
9. Mishne, D. Formation Control of Satellites Subject to Drag Variations and J2 Perturbations. J. Guid. Control. Dyn. 2004, 27, 685–692.
10. Wertz, J.R. Orbit and Constellation Design and Management. Space Technology Library, Microcosm Press and Springer: Berlin, Germany, 2001.
11. Ferdowsi, A.; Challita, U.; Saad, W.; Mandayam, N.B. Robust Deep Reinforcement Learning for Security and Safety in Autonomous Vehicle Systems. In Proceedings of the 2018 21st International Conference on Intelligent Transportation Systems (ITSC), Maui, HI, USA, 4–7 November 2018; pp. 307–312.
12. Green, J.C.; Likar, J.; Shprits, Y. Impact of space weather on the satellite industry. Space Weather. 2017, 15, 804–818.
13. The Impact of the Space Environment on Space Systems [Електронний ресурс]. – Доступ: https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA376872
14. Curzi, G.; Modenini, D.; Tortora, P. Large constellations of small satellites: A survey of near future challenges and missions. Aerospace 2020, 7, 133.
15. Jakob, P.; Shimizu, S.; Yoshikawa, S.; Ho, K. Optimal Satellite Constellation Spare Strategy Using Multi-Echelon Inventory Control. J. Spacecr. Rocket. 2019, 56, 1449–1461.

16. C.Poivey. Radiation Hardness Assurance for Space Systems. In NASA Report.

17. Gogoi, B.; Kumari, A.; Nirmala, S.; Kartik, A. IRNSS Constellation Optimization: A Multi-objective Genetic Algorithm Approach. In Advances in Intelligent Systems and Computing. Springer: Singapore, 2020; Volume 1025, pp. 19.

18. [Електронний ресурс]. – Доступ: https://www.mdpi.com/2226-4310/7/9/133

19. Cornara, S.; Beech, T.; Bello-Mora, M.; Martinez de Aragon, A. Satellite Constellation Launch, Deployment, Replacement and End-of-Life Strategies. Small Satellite Conference. 1999.

20. Alkadi, R.; Alnuaimi, N.; Yeun, C.; Shoufan, A. Blockchain Interoperability in Unmanned Aerial Vehicles Networks: State-of-the-art and Open Issues. IEEE Access 2022, 10, 14463–14479.

21. Maeng, S.J.; Yapici, Y.; Guvenc, I.; Bhuyan, A.; Dai, H. Precoder Design for Physical-Layer Security and Authentication in Massive MIMO UAV Communications. IEEE Trans. Veh. Technol. 2021, 1.

22. Ralegankar, V.K.; Bagul, J.; Thakkar, B.; Gupta, R.; Tanwar, S.; Sharma, G.; Davidson, I.E. Quantum Cryptography-as-a-Service for Secure UAV Communication: Applications, Challenges, and Case Study. IEEE Access 2022, 10, 1475–1492.

23. Taxonomy and Definitions for Terms Related to Driving Automation Systems for On-Road Motor Vehicles Society of Automotive Engineers. 2021.

24. Lim, H.; Ryu, H.; Rhudy, M.B.; Lee, D.; Jang, D.; Lee, C.; Park, Y.; Youn, W.; Myung, H. Deep Learning-Aided Synthetic Airspeed Estimation of UAVs for Analytical Redundancy With a Temporal Convolutional Network. IEEE Robot.

25. Yeong, D.J.; Velasco-Hernandez, G.; Barry, J.; Walsh, J. Sensor and Sensor Fusion Technology in Autonomous Vehicles: A Review. Sensors 2021, 21, 2140.

26. Lai, Q.; Yuan, H.; Wei, D.; Wang, N.; Li, Z.; Ji, X. A Multi-Sensor Tight Fusion Method Designed for Vehicle Navigation.

27. Reid, T.G.; Chan, B.; Goel, A.; Gunning, K.; Manning, B.; Martin, J.; Neish, A.; Perkins, A.; Tarantino, P. Satellite Navigation for the Age of Autonomy. In

Proceedings of the 2020 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), Portland, OR, USA, 20–23 April 2020; pp. 342–352.

28. Garcia, A.E.; Ozger, M.; Baltaci, A.; Hofmann, S.; Gera, D.; Nilson, M.; Cavdar, C.; Schupke, D. Direct Air to Ground Communications for Flying Vehicles: Measurement and Scaling Study for 5G. In Proceedings of the 2019 IEEE 2nd 5G World Forum (5GWF), Dresden, Germany, 30 September–2 October 2019; pp. 310–315.

29. Gaber, A.; ElBahaay, M.A.; Maher Mohamed, A.; Zaki, M.M.; Samir Abdo, A.; AbdelBaki, N. 5G and Satellite Network Convergence: Survey for Opportunities, Challenges and Enabler Technologies. In Proceedings of the 2020 2nd Novel Intelligent and Leading Emerging Sciences Conference (NILES), Giza, Egypt, 24–26 October 2020; pp. 366–373.

30. Kohani, S.; Zong, P. LEO Hybrid Satellite Constellation Design Based on Multi-purpose Genetic Algorithm to Optimize Cost and Reliability of Global Coverage. Wseas Trans. Commun. 2020, 19, 71–80.

31. Deng, R.; Di, B.; Zhang, H.; Song, L. Ultra-Dense LEO Satellite Constellation Design for Global Coverage in Terrestrial-Satellite Networks. In Proceedings of the GLOBECOM 2020-2020 IEEE Global Communications Conference, Taipei, Taiwan, 7–11 December 2020; pp. 1–6.

32. Kak, A.; Akyildiz, I.F. Designing Large-Scale Constellations for the Internet of Space Things With CubeSats. IEEE Internet Things J. 2021, 8, 1749–1768.

33. Amit, R.A.; Mohan, C.K. A Robust Airport Runway Detection Network Based on R-CNN Using Remote Sensing Images. IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag. 2021, 36, 4–20.

34. Niu, Z.; Shen, X.S.; Zhang, Q.; Tang, Y. Space-air-ground integrated vehicular network for connected and automated vehicles: Challenges and solutions. Intell. Converg. Netw. 2020, 1, 142–169.

35. Juan, E.; Lauridsen, M.; Wigard, J.; Mogensen, P.E. 5G New Radio Mobility Performance in LEO-based Non-Terrestrial Networks. In Proceedings of the 2020 IEEE Globecom Workshops (GC Wkshps), Taipei, Taiwan, 7–11 December 2020.

36. Tan, L.; Yu, K.; Lin, L.; Cheng, X.; Srivastava, G.; Lin, J.C.W.; Wei, W. Speech Emotion Recognition Enhanced Traffic Efficiency Solution for Autonomous Vehicles in a 5G-Enabled Space-Air-Ground Integrated Intelligent Transportation System. IEEE Trans. Intell. Transp. Syst. 2021, 1–13.

37. Li, K.; Li, Y.; Qiu, Z.; Wang, Q.; Lu, J.; Zhou, W. Handover Procedure Design and Performance Optimization Strategy in LEO-HAP System. In Proceedings of the 2019 11th International Conference on Wireless Communications and Signal Processing (WCSP), Xi'an, China, 23–25 October 2019; pp. 1–7.

38. He, S.; Wang, T.; Wang, S. Load-Aware Satellite Handover Strategy Based on Multi-Agent Reinforcement Learning. In Proceedings of the GLOBECOM 2020-2020 IEEE Global Communications Conference, Taipei, Taiwan, 7–11 December 2020; pp. 1–6.

39. [Електронний ресурс]. – Доступ: http://www.celestrak.com/NORAD /documentation/ tle-fmt.php)

40. Space Connected. 2019. Доступ: https://audacy.space/

41. S. K. Rao, ‘‘Advanced antenna technologies for satellite communications payloads,’’ IEEE Trans. Antennas Propag., vol. 63, no. 4, pp. 1205–1217, Apr. 2015.

42. Xuanfeng Tong, Zhi Hao Jiang, Yuan Li, Fan Wu, Ronan Sauleau, Wei Hong, "Dual-Wideband Dual-Circularly-Polarized Shared-Aperture Reflectarrays With a Single Functional Substrate for K-/Ka-Band Applications", IEEE Transactions on Antennas and Propagation, vol.70, no.7, pp.5404-5417, 2022.

43. A. Babuscia, T. Choi, J. Sauder, A. Chandra and J. Thangavelautham, "Inflatable antenna for CubeSats: Development of the X-band prototype", 2016 IEEE Aerospace Conference, pp. 1-11, 2016.

44. C. A. Balanis, Antenna Theory: Analysis and Design, USA, NJ, Hoboken:Wiley-Interscience, 2005.

45. R. Sandau, "Status and trends of small satellite missions for earth observation", Acta Astronautica, vol. 66, no. 1–2, pp. 1-12, 2010.

46. H. Zhang, H. Herdian, A. T. Narayanan, A. Shirane, M. Suzuki, K. Harasaka, K. Adachi, S. Yanagimachi, and K. Okada, ‘‘29.4 ultra-lowpower atomic clock for

satellite constellation with 2.2×10−12 long-term Allan deviation using cesium coherent population trapping,'' in IEEE Int. Solid-State Circuits Conf. (ISSCC) Dig. Tech. Papers, Feb. 2019, pp. 462–464.)

47. Chobotov, V.A. Orbital Mechanics; Aiaa: Reston, VA, USA, 2002.

48. Mortari, D.; Wilkins, M.P.; Bruccoleri, C. The Flower Constellations. J. Astronaut. Sci. 2004, 52, 107–127.

49. Avendaño, M.E.; Davis, J.J.; Mortari, D. The 2-D lattice theory of Flower Constellations. Celest. Mech. Dyn. Astron. 2013, 116, 325–337.

50. Davis, J.J.; Avendaño, M.E.; Mortari, D. The 3-D lattice theory of Flower Constellations. Celest. Mech. Dyn. Astron. 2013, 116, 339–356.

51. Системы спутниковой радионавигации / В.В. Конин, В.П. Харченко; Национальный авиационный университет. - К.: Холтех, 2010. -233.

52. [Електронний ресурс]. – Доступ: https://gisgeography.com/gps-accuracy-hdop-pdop-gdop-multipath/

53. H. Benzerrouk, Q. Nguyen, F. Xiaoxing, A. Amrhar, A. V. Nebylov,and R. Landry, "Alternative PNT based on Iridium Next LEO satel-lites Doppler/INS integrated navigation system," in 2019 26th SaintPetersburg International Conference on Integrated Navigation Systems(ICINS), 2019, pp. 1–10

54. H. Benzerrouk, Q. Nguyen, F. Xiaoxing, A. Amrhar, H. Rasaee, andR. J. Landry, "LEO satellites based doppler positioning using distributednonlinear estimation," IFAC-PapersOnLine, vol. 52, no. 12, pp. 496 –501, 2019, 21st IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace.

55. J. Wertz, Mission Geometry: Orbit and Constellation Design and Management: Spacecraft Orbit and Attitude Systems. Portland, OR, USA: Microcosm Press, 2001.

56. Al-Hourani, A. Optimal Satellite Constellation Altitude for Maximal Coverage. IEEE Wirel.

ДОДАТОК А

Фрагмент вихідного коду комп’ютерної програми «Для створення альманаху низькоорбітальних супутникових систем у форматі YUMA» (виконаний у комп’ютерному середовищі програмування MATLAB)

```
fil = {'In_dat/starlink221109.tle'};%
fw = fopen('Out_dat/starlink221109.yum','Wt');
% fil = {'In_dat/oneweb_11_24.tle'};%254
% fw = fopen('Out_dat/oneweb_11_24.yum','Wt');
 aa = tle_YUMA(fil); %
 PRN = aa(:,1);
 SizPRN = size(PRN,1); %3275
 for i = 1:SizPRN
 alm(i).PRN = aa(i,1);
 alm(i).health = 0;%aa(i,2);
  alm(i).ecc = aa(i,2);
     alm(i).sqrtA = aa(i,6);
      alm(i).omega0 = aa(i,7);
       alm(i).omega = aa(i,8);
        alm(i).M0 = aa(i,9);
         alm(i).t0a = aa(i,3);
          alm(i).incl_angle = aa(i,4);
           alm(i).omega_dot = 0;% aa(i,10);
            alm(i).af0 = 0;%aa(i,11);
             alm(i).af1 = 0;% aa(i,12)*10^(-9);
              alm(i).week = aa(i,13);
 end
 %формування виводу даних альманаху в форматі YUMA
for i=1:SizPRN
   if alm(i).PRN > 0
if alm(i).PRN < 10
    fprintf(fw,'**** Week %i almaNAU for PRN-0%i **********\n',alm(i).week, alm(i).PRN);
        fprintf(fw,'ID:                 0%i\n',alm(i).PRN);
else
    fprintf(fw,'**** Week %i almaNAU for PRN-%i **********\n',alm(i).week, alm(i).PRN);
    if alm(i).PRN < 38 || alm(i).PRN > 61
        fprintf(fw,'ID:                 %i\n',alm(i).PRN);
    else
        fprintf(fw,'ID:                 %i\n',alm(i).PRN);
    end
end
```

```
 fprintf(fw,'Health:                    %i\n', alm(i).health);
strdop = e_norm(alm(i).ecc, 10);
fprintf(fw,'Eccentricity:              %s\n', strdop);
fprintf(fw,'Time of Applicability(s):    %6.4f\n',alm(i).t0a);
fprintf(fw,'Orbital Incluation(rad):     %0.10f \n',alm(i).incl_angle);
strdop = e_norm(alm(i).omega_dot, 10);
fprintf(fw,'Rate of Right Ascen(r/s):   %s\n', strdop);
fprintf(fw,'SQRT(A) (m^1/2):             %4.7f \n',alm(i).sqrtA);
strdop = e_norm(alm(i).omega0, 10);
fprintf(fw,'Right Ascen at Week(rad):   %s\n', strdop);
if alm(i).omega < 0
   fprintf(fw,'Argument of Perigee(rad):   %1.10f \n',alm(i).omega);
else
   fprintf(fw,'Argument of Perigee(rad):    %1.10f \n',alm(i).omega);
end
strdop = e_norm(alm(i).M0, 10);
fprintf(fw,'Mean Anom(rad):            %s\n', strdop);
strdop = e_norm(alm(i).af0, 10);
fprintf(fw,'Af0(s):                   %s\n', strdop);
strdop = e_norm(alm(i).af1, 10);
fprintf(fw,'Af1(s/s):                  %s\n', strdop);
fprintf(fw,'week:                      %i \n',alm(i).week);
fprintf(fw,' \n');
   end %if alm(i).PRN > 0
end %i
fclose(fw)
```

ДОДАТОК Б

Фрагмент вихідного коду комп'ютерної програми «Дослідження низькоорбітальних супутникових систем для навігації» (виконаний у комп'ютерному середовищі програмування MATLAB)

```
clc
clear all
close all
 OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
A_WGS84=6378137.0;
B_WGS84=6356752.314;
mu=398600500000000;
F_CONST = 4.442807633E-10;
 Re = 6378136;
j_color = 0;
color6(1:11) = ['B' 'R' 'G' 'K' 'B' 'R' 'o' 'o' '+' '+' '+'];
 kt=1;
color6(1:14) = ['k' 'b' 'g' 'r' 'c' 'm' 'r' ':' 'g' ':' 'b' ':' 'k' 'h'];
   %Dat = 'In_Date/gpsOnce_29-11-2019_11-41-38.alm';
Dat =  'In_Date/starlink0915.yum';
d2='11/06/2021';
h=  12.0; min=05.0; s=0.0;%

lat =  0.88032730015257;
lon = 0.53109641675259;
hr=187.488;

coslon = cos(lon); sinlon = sin(lon);
coslat = cos(lat); sinlat = sin(lat);
Fmatr = [      -sinlon         coslon           0     0;
            -sinlat*coslon -sinlat*sinlon  coslat 0;
            coslat*coslon coslat*sinlon  sinlat  0;
                  0                0            0     1];
mask = 15;
X_label=['широта' ':' num2str(lat) ';' 'довгота°' ':' num2str(lon) ';' 'висота°' ':'
num2str(hr)];
step=60;
%step=0;
L=120;
kol_ns = 3005;
nom_ns =  zeros(1, kol_ns);
SSv = zeros(L, kol_ns);
S_Sv = zeros(L, 2659)*NaN;
PR = zeros(1,L);
```

```
PDOP = zeros(1,L);
TT = zeros(1,L);
az = zeros(1,L);
doppler = zeros(1,L);
Llon = zeros(1,L);
Llat = zeros(1,L);
Hhr = zeros(1,L);
A = zeros(1,L);
 D = zeros(1,L);
 her = zeros(1,L);
m = zeros(1,L);
 sek = zeros(1,L);
 t = zeros(1,L);
    [alm,max_kol] = Yuma_GPS_Alm(Dat);
max_kol = 3005;
AZ = zeros(L,max_kol);
EL= zeros(L,max_kol);
 xt = zeros(L,max_kol);
  yt = zeros(L,max_kol);
Lonsv = zeros(L,max_kol);
Llatsv = zeros(L,max_kol);
Hsv = zeros(L,max_kol);
range2 = zeros(1, max_kol);
%nom_ns =  zeros(L,max_kol);
nom = 1;
k = 0;
i = 0;
  while ( i <  max_kol)
     i =  i+1;
     if ( i > 0)
        Health = alm(i).Health;
        if ( Health == 0)
             k = k + 1;
             nom_ns(k) = i;
          else
             k = k + 1;
            nom_ns(k) = 0;
        end
     end
end
 kol = k;
 fprintf('kol=%i \n', kol);
 nom_ns;
  nom_ns = find(nom_ns);
```

```
 kol =  length(nom_ns);
[Rx,Ry,Rz] = ECEFLLH(lon, lat,hr);
[week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,s);
for j = 1:L
   t( j )=weeks+step*(j);
   d_wn =(week - alm(i).Week);
  for k = 1 : kol
    i = nom_ns(k) ;
   if i > 0
         tk = t(j) + d_wn * 604800 - alm(i).TOA;

  dd = 302400.0 + d_wn * 604800;
if  ( alm(i).A05 > 0 ) && ( alm(i).Health == 0 )
 while (abs(tk) > dd)
   if tk > dd
      tk = tk - 604800;
   else
            if tk < -dd
       tk = tk + 604800;
            end
   end
end

%alm(ID).ID(1); alm(ID).Health(2); alm(ID).e(3); alm(ID).TOA(4);
alm(ID).deltai(5);
%alm(ID).OMEGADOT(6); alm(ID).A05(7); alm(ID).omega0(8);
alm(ID).omega(9);
%alm(ID).M0(10); alm(ID).Af0(11); alm(ID).Af1(12); alm(ID).Week(13);

   n0=sqrt((mu) / (alm(i).A05^6));
   j2 = 1082.68E-6;
    re = (A_WGS84 + B_WGS84) /  2.;
   sin55 = sin(55.0 * pi / 180.0);
   dn =  1.5 * j2 * re * re / (alm(i).A05^4 ) * (1. - 1.5 * sin55 * sin55);
   n=n0 * (1 + dn);
   Mk = alm(i).M0 + n*tk;
   e=alm(i).e;
   eps = 1.0E-15;
  y = e * sin(Mk);
  x1 = Mk;
  x = y;
  for kk = 0 : 15
     x2 = x1;
     x1 = x;
```

```
        y1 = y;
        y = Mk - (x - e * sin(x));
       if (abs(y - y1) < eps)
           break
        end
       x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
     end
      Ek = x;
      deltr = F_CONST * alm(i).e * alm(i).A05 * sin(Ek);
     dt1 =  alm(i).Af0 + alm(i).Af1 * tk + deltr;
     tk = tk - dt1;
       while (abs(tk) > dd)
      if tk > dd
         tk = tk - 604800;
      else
               if tk < -dd
          tk = tk + 604800;
               end
     end
     end
           vd = 1. - alm(i).e * cos(Ek);
   nuk =atan2(sqrt(1-alm(i).e^2)*sin(Ek) / vd,(cos(Ek)-alm(i).e) / vd);
   Ek = acos((alm(i).e+cos(nuk))/(1+alm(i).e*cos(nuk)));
    Fk =nuk + alm(i).omega;
   uk =Fk;
    ik=alm(i).deltai;
   rk =(alm(i).A05^2)*(1.0-alm(i).e*cos(Ek));
   xkk =rk*cos(uk);
   ykk =rk*sin(uk);

   OMEGAk =alm(i).omega0+(alm(i).OMEGADOT-OMEGAeDOT)*tk-
OMEGAeDOT*alm(i).TOA;

   Xk(j,i) = xkk*cos(OMEGAk)-ykk*cos(ik)*sin(OMEGAk);
   Yk(j,i) = xkk*sin(OMEGAk)+ykk*cos(ik)*cos(OMEGAk);
   Zk(j,i) = ykk*sin(ik);

   PR(j,i) = sqrt((Xk(j,i) - Rx)^2 +  (Yk(j,i) - Ry)^2 + (Zk(j,i) - Rz)^2);

   xls  = Xk(j,i) - Rx;
      yls  = Yk(j,i) - Ry;
      zls  = Zk(j,i) - Rz;
    range1 = sqrt(xls*xls+yls*yls+zls*zls);
```

```
P = sqrt(Rx * Rx +  Ry * Ry + Rz * Rz);
tdot = ( Rx*xls+Ry*yls+Rz*zls)/range1/P;

 xll = xls/range1;
    yll = yls/range1;
    zll = zls/range1;

    if  tdot >= 1.00
      b = 0.0;
    elseif  tdot <= -1.00
      b = pi;
    else
      b = acos( tdot);
    end
    satang = pi/2.0 - b;
   TT =satang;
 TT(j,i) =TT;
    xn  =-cos(lon)*sin(lat);
    yn  =-sin(lon)*sin(lat);
    zn  = cos(lat);
    xe  =-sin(lon);
    ye  = cos(lon);
    xaz    = xe*xll + ye*yll;
    yaz    = xn*xll + yn*yll + zn*zll;
if (xaz == 0) || (yaz == 0)
    az(j)= 0;
else
az(j,i) = atan2(xaz,yaz);
end
if az(j,i) < 0
    az(j,i) = az(j,i) + pi*2;
end

    AZ(j,i) =az(j,i) *180/pi …
    EL(j,i) = TT(j,i) *180/pi

if EL(j,i) > mask
   elp = (EL(j,i) - 90);
 SSv(j, k) =  nom_ns(k) ;
  S_Sv(j, k) =  nom_ns(k) ;
  azp = (AZ(j,i) + 90.0);
  rad = pi / 180;
  x0 = 0; y0 = 0;
  xt(j,i) = (elp * cos(azp * rad));
```

```
      yt(j,i) = -(elp * sin(azp * rad));
    end
    end
       end
      end

    CC( :, :, j) = [Xk(j,:); Yk(j,:); Zk(j,:)] ;
    end
       kol = 6;
     nom_ns(1:kol) = nom_ns(1:kol);
    for i=1:kol
    j_color = j_color + 1;
      if (j_color > 11 )
        j_color = 1;
      end
         S = color6(j_color);
         prn = nom_ns(i);

     hold on
    plot3(Xk(:,prn),Yk(:,prn),Zk(:,prn),S,'LineWidth',0.5);
    set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',10,'FontName','TimesNewRoman');
    xlabel('Coordinate X')
     ylabel('Coordinate Y'),
     zlabel('Coordinate Z'),grid on
     str1 = num2str( prn);
     text(Xk(j,prn),
Yk(j,prn),Zk(j,prn),str1,'FontSize',10,'FontName','TimesNewRoman','HorizontalAlig
nment','center' );
   view(-16,40)
    end
     SS_v2 = S_Sv(:,:);
  figure %2
    plot(S_Sv, 'LineWidth', 1.5 ),grid minor     xlabel('Starlink'), ylabel('Sv ID')
    for kk = 1: L

SS_v4(kk) = length(find(S_Sv(kk,:)<max_kol));
    end
   figure
   plot(SS_v4, 'LineWidth', 1.5 ),grid minor
    set(get(gcf,'CurrentAxes'),'FontSize',6,'FontName','TimesNewRoman');
     set(gcf,'Position',[800 200 245 210]) ;
   xlabel('Time')
   ylabel('n')
    figure %3
```

```
    plot(SS_v2, 'LineWidth', 1.5 ),grid minor
    xlabel('Starlink'), ylabel('Sv ID')
    xlim([1 5])
       jj = 7;
    SSv2 = find(S_Sv(jj,:)<max_kol);
    SSv1 = SSv(jj, [SSv2]);
    [VisGPS] = SSv1;
SSjj = find(SSv(jj, :));
VSv =  SSv(jj, SSjj);
    AA = CC(:, :, jj);
    N0 =  length(VSv);
   b = AA(: , :);
    VSv1 = nchoosek( VSv, N0);
    nN = size(VSv1,1);
    N = length(VSv);    A =( AA(:, VSv))';
     figure 3
A1 =( AA(:, VSv))';
    hF = figure('Position',[624 200 392 350],'Color','w');
    hA = axes('Position',[0.1 0.1 0.83 0.83], 'LineWidth', 0.5);%,'Color','w');
    for ii=1 :N
       hold on
     Sv  = VSv(ii);
     plot3(A(ii,1),A(ii, 2),A( ii, 3), 'Marker' ,'o', 'LineWidth' , 2, 'MarkerFaceColor','g',
'MarkerSize',12), grid on;
    plot3([ Rx  A(ii,1) ], [Ry  A(ii, 2) ], [Rz  A(ii,3) ]), grid on;
    str1 = num2str( Sv, 3);
    Prr1 =[ Rx-A(ii,1),  Ry- A(ii, 2),  Rz- A(ii,3) ];
    Prr2 =[ 0- A(ii,1),  0-  A(ii, 2),  0-  A(ii,3) ];
    cosFi1 = Prr1(1)*Prr2(1)+Prr1(2)*Prr2(2) +Prr1(3)*Prr2(3);
    cosFi2 = sqrt( Prr1(1)*Prr1(1)+Prr1(2)*Prr1(2) +Prr1(3)*Prr1(3))*...
       sqrt( Prr2(1)*Prr2(1)+Prr2(2)*Prr2(2) +Prr2(3)*Prr2(3));
    cosfi = cosFi1/cosFi2;
    Fi(ii) = acos(cosfi)*180/pi;
    view(41, 60)
    end
    %figure %3
      hF = figure('Position',[624 100 392 350],'Color','w');
    hA = axes('Position',[0.15 0.10 0.8 0.8]);%,'MenuBar', 'none','Color','w');
    stem(VSv, Fi);%grid minor

    xlabel('Sv')
    ylabel('Fi')
     hold off
      fclose('all')
```

```
    X=0;Y=0;Z=0; T1 =0.0;

    eps1 = 0.1;
    dX=eps1*10;
    dY=eps1*10;dZ=eps1*10;%dT1=eps1*10;
    apred=[X Y Z T1];
    da=[eps1*10 eps1*10 eps1*10 ];%eps1*10];%abs(apred)
    while da > eps1%[eps1 eps1 eps1]% eps1]
    a=[X Y Z T1];
    R = repmat(a, N, 1);
    W=0;     j1 = 1:3;  i =1 : N;
      P = sqrt((A1(i,1)-Rx).^2.+(A1(i,2)-Ry).^2....
     +(A1(i,3)-Rz).^2);
    P_R(i)=sqrt((A1(i,1)-R(1,1)).^2.+(A1(i,2)-R(1,2)).^2....
     +(A1(i,3)-R(1,3)).^2);
  D1(i,j1)=(A1(i,j1)-R(i,j1))./P(i);

D1(1:N,4)=1;
G = D1(1: N, 1:4);
L(i)=P_R(i)-P(i)';
DL = L(1:N);
Dr = (G'*W1*G)\(G'*W1*DL');
     a1=a+(Dr(1:4))';
%      a1=a+(Dr(1:3))';
    X=a1(1);
    Y=a1(2);
    Z=a1(3);
    Dr(4) =a1(4);
   %PsC€PëP±PєPë
    dX=abs(a1(1)-apred(1));
    dY=abs(a1(2)-apred(2));
    dZ=abs(a1(3)-apred(3));
     dT1=abs(a1(4)-apred(4));

    da=[dX dY dZ dT1];
%     da=[dX dY dZ];
    apred=a1;%0.45
    Dr(4);
    end
 COOR=a1' TOL = [a(1)-Rx; a(2)-Ry; a(3)-Rz]
RM = (inv((G*Fmatr)'*(G*Fmatr))) ;
GDOP = sqrt(RM(1,1)+RM(2,2)+RM(3,3)+RM(4,4));
PDOP = sqrt(RM(1,1)+RM(2,2)+RM(3,3));
 HDOP=sqrt(RM(1,1)+RM(2,2));
```

```
VDOP=sqrt(RM(3,3));
TDOP=sqrt(RM(4,4));
GPHVT_DOP = [GDOP PDOP HDOP VDOP TDOP]'

figure 5
     plotsat(90, 0)
    hold on
    for k=1:N
    i  = VSv(k);
      plot(xt(jj, i),yt(jj, i), 'Marker' ,'o','LineWidth' , 2, 'MarkerFaceColor','g',
'MarkerSize',16), grid minor
       str1 = num2str( i, 3);
    xlabel('Starlink')
      text(xt(jj, i), yt(jj,
i),str1,'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman','HorizontalAlignment','center' );

         xlabel('Starlink')
    end
    hold off

   COOR
```