

Міністерство освіти і науки України
Національний авіаційний університет

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

ШИШКОВ Федір Олександрович

УДК 629.3.072:629.7:629.783(043.5)

ДИСЕРТАЦІЯ

АВТОНОМНА НАВІГАЦІЯ СЕРВІСНИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ЗА СИГНАЛАМИ ГЛОБАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ

05.22.13 – Навігація та управління рухом

Технічні науки

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук
Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело



Ф.О. Шишков

(підпис, ініціали та прізвище здобувача)

Науковий керівник: КОНИН Валерій Вікторович, доктор технічних наук, с.н.с.

Київ – 2018

АНОТАЦІЯ

Шишков Ф.О. Автономна навігація сервісних космічних апаратів за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук (доктора філософії) за спеціальністю 05.22.13 – Навігація та управління рухом – Інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікацій НАУ України, Київ, 2018.

Сфера застосування супутникових систем розширюється кожен день. Світ неможливо уявити без сучасних супутників зв'язку, спостереження та навігації. В особливості це стосується глобальної навігаційної супутникової системи (ГНСС). Окрім стандартного наземного сервісу, існує також космічний сервіс. Радіонавігаційне поле, яке формується супутниковими системами, забезпечує штатне функціонування навігаційних приймачів на відстані до 2000 – 3000 км від поверхні Землі. Радіонавігаційне поле на відстанях 3000 – 36000 км і далі нестійке, оскільки утворюється, в основному, за рахунок випромінювання антенних систем супутників поза Землею.

У дисертації удосконалено модель радіонавігаційного поля для автономної супутникової навігації сервісних космічних апаратів на геостаціонарній орбіті у області космічного обслуговування, що дозволяє оцінювати навігаційні характеристики по сигналам, які проходять крізь основний та бокові пелюстки діаграми спрямованості антен навігаційних супутників однієї або багатьох сузір'їв ГНСС. На основі моделі створено алгоритм.

Для представлення результатів розроблено графоаналітичну модель інтегральної оцінки якості навігації на геостаціонарній орбіті при використанні сигналів ГНСС, що дозволяє відобразити значення точності та доступності для різних типових операцій, для масиву положень сервісного космічного апарату на орбіті.

Запропоновано метод моделювання навігаційних характеристик при використанні сигналів ГНСС на геостаціонарній орбіті за допомогою апаратно-програмного комплексу на поверхні Землі, що дозволяє оцінювати навігаційні характеристики у лабораторних умовах.

У роботі оцінено параметри точності та доступності для сервісних космічних апаратів у навколосемному просторі. Змодельована навігаційна ситуація на геостаціонарній орбіті за рахунок наземного апаратно-програмного комплексу. Досліджено особливості окремого використання частот L1 та L2 супутникової системи GPS для задачі навігації у космосі.

Ключові слова: ГНСС, загоризонтні супутники, радіонавігаційне поле, точність, доступність

Публікації:

1. V. Konin and F. Shyshkov, "Autonomous navigation of service spacecrafts on geostationary orbit using GNSS signals", *Radioelectronics and Communications Systems*, vol. 59, no. 12, pp. 562–566, 2016. DOI: 10.3103/S0735272716120049 (Scopus)
2. Ф. О. Шишков та В. В. Конін, «Графоаналітична модель інтегрального оцінювання якості супутникової навігації на геостационарній орбіті,» *Вісник Інженерної Академії України*, № 4, с. 21–25, 2017.
3. F. Shyshkov, V. Konin, «European geostationary navigation overlay service in Ukraine,» in *Proceedings of the National Aviation University*, v. 2, pp. 23–26, 2015.
4. V. Kharchenko, Y. Barabanov, A. Grekhov and F. Shyshkov, «Modeling of airborne collision avoidance system performance using Matlab,» *Proceedings of the National Aviation University*, no. 3, pp. 13–17, 2013. Available: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Vnau_2013_3_4. [Accessed: 13 May 2018].
5. S. Polishchuk, Y. Chynchenko and F. Shyshkov, "Aviation accidents and incidents in USA during 23rd solar cycle", *Proceedings of National Aviation University*, vol. 51, no. 2, 2012, pp. 30–34. DOI:10.18372/2306–1472.51.2153
6. V. Konin та F. Shyshkov, «Extending the Reach of SBAS Some Aspects of EGNOS Performance in Ukraine,» in *InsideGNSS*, v. January– February, pp. 50–54, 2015.
7. F. Shyshkov, O. Pogurelskiy and V. Konin, "Differences in measurements with separate use of frequencies L1 and L2 for the application of satellite navigation in near-earth space," in 2017 IEEE Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium (MRRS), Kyiv, Ukraine, August 29–31, 2017, pp. 67–70. DOI: 10.1109/MRRS.2017.8075028 (Scopus)
8. V. Konin, F. Shyshkov and O. Pogurelskiy, "Estimation of coordinates on geostationary orbit by using GNSS signals," in 2016 IEEE Radar Methods and Systems Workshop (RMSW), Kyiv, Ukraine, September 27–28, 2016, pp. 32–35. DOI: 10.1109/RMSW.2016.7778544 (Scopus)
9. V. Vasiliev, V. Konin, F. Shyshkov, S. Matvienko, L. Godunok and O. Pogurelskiy, "The navigation on the geostationary orbit using signals from global navigation satellite systems", *Abstracts of 17th Ukrainian Conference On Space Research*, August 21–25, 2017, p. 192.
10. Ф. А. Шишков и В. В. Конин, «Моделирование параметров навигации спутников на геостационарной орбите с помощью аппаратно-программного комплекса,» в 6-й Международный радиоэлектронный форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития», МРФ-2017. Конференция «Радиолокация. Спутниковая навигация. Радиомониторинг». Сб. научных трудов, Харьков, 2017, с. 187–190.

11. Ф. О. Шишков та В. В. Конін, «Дослідження супутникової навігації для космічних апаратів,» в Аерокосмічні технології в Україні: проблеми та перспективи. Тези доповідей, Київ, 2017, с.15.
12. F. Shsyhkov, V. Konin and E. Kovalevskiy, «Concept of group debris cleaning using unmanned servicing spacecraft,» Proceedings of the seventh World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, pp. 2.34–2.37, 19–21.09.2016.
13. Ф. Шишков, В. Конин и А. Погурельский, «GNSS availability on geostationary orbit,» 5-я международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее» : тезисы доклада. – Днепропетровск : КБ «Южное» , р. 82, 18 – 21.05.2015.
14. Ф. Шишков, В. Конин і О. Погурельский, «Use of GNSS for autonomous navigation on medium Earth orbits,» Авіа–2017. Матеріали XIII Міжнар. наук.-техн. конф., с. 12.25–12.29, 19–21.04.2017.
15. Ф. А. Шишков, В. В. Конин и А. С. Погурельский, «Модель для оценки доступности спутников навигационных систем для объектов на высотах до 36 000 км,» 14-а Українська Конференція з Космічних Досліджень , с. 100, 8–12.09.2014.
16. Ф. О. Шишков, В. В. Конін та О. С. Погурельский, «Тестирование модели для оценки доступности спутников навигационных систем на высотах до 36 000 км» в 14-а Українська Конференція з Космічних Досліджень, Ужгород, с. 127, 8–12.09.2014.
17. F. Shyshkov, V. Konin and O. Pogurelskiy, «Simulation of navigation satellites availability in the near-earth space,» Proceedings of the 6-th World Congress. Aviation in the XXI – st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, vol.2, pp. 3.2.26–3.2.29, 23–25.09.2014.
18. F. Shyshkov, V. Konin and O. Pogureslkiy, «Model for navigation satellite availability on various Orbits analysis,» Proceedings of the 6–th World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, vol.2, pp. 3.2.22–3.2.25, 23–25.09.2014.
19. F. Shyshkov, V. Konin and O. Pogurelskiy, «Initial analysis of space debris hazard,» Proceedings of the 6-th World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, Kyiv, vol.2, pp. 3.2.18–3.2.21, 23–25.09.2014.
20. Ф. Шишков, В. Конин и А. Погурельский, «Near-earth space navigation using over-the-horizon satellites,» 5-й Междунар. радиоэлект-ронный форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития», т.1, с. 205–206, 14–17.10.2014.

ABSTRACT

Shyshkov F.O. Autonomous navigation of service space vehicles using the signals of the global navigation satellite system. – Qualification scientific work as a manuscript.

Thesis for the degree of Candidate of Technical Sciences (Ph.D.) in specialty 05.22.13 – Navigation and traffic management – Institute of air navigation, electronics and telecommunications NAU, Kyiv, Ukraine, 2018.

The scope of satellite systems is expanding every day. The world can not be imagined without modern communication, observation and navigation satellites. In particular, this applies to global navigation satellite system (GNSS). In addition to the GNSS standard terrestrial service, there also exists a space service. The radionavigation field, which is formed by satellite systems, provides the regular operation of navigation receivers at a distance of 2000 – 3000 km from the Earth's surface. The radionavigation field at distances of 3000 – 36000 km and further up is unstable because it is formed mainly due to the radiation of antenna systems of satellites outside the Earth.

In the dissertation, the model of the radionavigation field for the autonomous satellite navigation of service space vehicles in the geostationary orbit in the field of space service is improved. This allows to evaluate the navigational characteristics of the signals passing through the main and lateral petals of the antenna pattern of the navigational satellites of one or many GNSS constellations.

To present the results, a graphic-analytic model of the integrated assessment of the quality of navigation in the geostationary orbit using the GNSS signals is developed, which allows to display the values of accuracy and availability for various typical operations, for an array of positions of the service spacecraft in orbit.

A method of modeling navigation characteristics using GNSS signals in a geostationary orbit using a hardware-software complex on the Earth's surface is proposed, which allows to evaluate the characteristics in laboratory conditions.

The work evaluates the parameters of accuracy and accessibility for service spacecraft in the near-Earth space. The navigation situation in the geostationary orbit has been simulated due to the ground hardware and software complex. The peculiarities of the separate use of frequencies L1 and L2 of the satellite GPS system for the space navigation problem are investigated.

Key words: GNSS, over-the-horizon satellites, radio navigation field, accuracy, availability

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	10
ВСТУП.....	12
РОЗДІЛ 1 АВТОНОМНА СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЯ У НАВКОЛОЗЕМНОМУ КОСМІЧНОМУ ПРОСТОРИ ДЛЯ СЕРВІСНИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ТА ПРИБИРАННЯ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ.....	20
1.1 Передмови до розробки орбітального сервісного обслуговування.....	20
1.2 Задачі орбітального сервісного обслуговування.....	22
1.3 Великі космічні об'єкти на орбіті.....	24
1.4 Космічні апарати на навколоземних орбітах.....	26
1.5 Класифікація способів вирішення навігаційної задачі у космосі.....	28
1.6 Розподіл навколоземного простору на зони обслуговування.....	30
1.7 Радіонавігаційне поле у навколоземному просторі.....	31
1.8 Геосинхронна та геостаціонарна орбіти.....	33
1.9 Розвиток супутникової навігації у космосі.....	34
1.10 Постановка задачі дослідження.....	36
РОЗДІЛ 2. МОДЕЛЬ РАДІОНАВІГАЦІЙНОГО ПОЛЯ У ЗОНІ ЗНАХОДЖЕННЯ СЕРВІСНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ.....	38
2.1 Особливості побудови складної моделі радіонавігаційного поля у навколоземному просторі.....	38
2.2 Оцінювання орбіт навігаційних супутників.....	39
2.3 Фіксація часового параметру.....	41
2.4 Визначення ефемерид супутника.....	43
2.5 Визначення кутів закриття.....	45
2.6 Діаграма спрямованості супутників ГНСС.....	48

2.7	Прийом сигналу у космічній області обслуговування.....	50
2.8	Використання різних частот	52
2.9	Принципи формування радіонавігаційного поля у космічній області обслуговування.....	54
	ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2.....	56
	РОЗДІЛ 3 АЛГОРИТМ ТА ГРАФОАНАЛІТИЧНА МОДЕЛЬ ДЛЯ ОЦІНЮВАННЯ ДОСТУПНОСТІ ТА ТОЧНОСТІ АВТОНОМНОЇ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ НА ГЕОСТАЦІОНАРНІЙ ОРБІТІ.....	57
3.1	Побудова алгоритму	57
3.2	Структура алгоритму.....	57
3.3	Функціональні особливості алгоритму.....	59
3.4	Вхідні дані алгоритму.....	61
3.5	Задіяні системи координат.....	62
3.6	Оцінювання координат сервісних космічних апаратів.....	65
3.7	Похибки оцінювання псевдодальності.....	68
3.8	Статистична обробка результатів	70
3.9	Використання мульти-ГНСС	70
3.10	Оцінювання доступності та точності.....	76
3.11	Результати роботи алгоритму.....	79
3.12	Графоаналітична модель інтегрального оцінювання якості навігації на геостаціонарній орбіті	85
	ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3.....	87
	РОЗДІЛ 4. ДОСЛІДЖЕННЯ ЯКОСТІ АВТОНОМНОЇ НАВІГАЦІЇ ДЛЯ МАСИВУ ПОЗИЦІЙ НА ГЕОСТАЦІОНАРНІЙ ОРБІТІ.....	88
4.1	Вхідні дані для оцінювання характеристик автономної навігації на геостаціонарній орбіті	88

4.2 Використання сигналів основного пелюстка ДС сузір'я GPS для знаходження місцеположення користувача	89
4.3 Використання сигналів основного пелюстка ДС сузір'я GPS та ГЛОНАСС для знаходження місцеположення користувача	97
4.4 Використання сигналів бокових та основного пелюсток сузір'я GPS для знаходження місцеположення користувача	105
4.5 Використання сигналів бокових та основного пелюсток сузір'їв GPS та ГЛОНАСС для знаходження місцеположення користувача	113
4.6 Спільне використання сузір'їв у межах основних пелюсток ДС	121
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4	124
РОЗДІЛ 5. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРИЧНОГО РОЗТАШУВАННЯ НАВІГАЦІЙНИХ СУПУТНИКІВ ПРИ ВИКОРИСТАННІ ГНСС У ЛОКАЛЬНІЙ ТОЧЦІ НА ГЕОСТАЦІОНАРНІЙ ОРБИТІ	126
5.1 Симуляція даних GPS у межах основної пелюстки діаграми спрямованості супутника для конкретної точки	126
5.2 Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС у межах основної пелюстки діаграми спрямованості супутника для конкретної точки	134
5.3 Симуляція даних GPS у межах основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості супутника для конкретної точки	141
5.4 Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС у межах основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості супутника для конкретної точки	148
5.5 Апаратно-програмний комплекс для перевірки можливостей системи	155
5.6 Моделювання параметрів навігації супутників на геостаціонарній орбіті за допомогою програмно-апаратного комплексу	156
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 5	159
ВИСНОВКИ	160

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	162
ДОДАТОК 1 – ПУБЛІКАЦІЇ АВТОРА	169
ДОДАТОК 2 – АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ	171

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

BIH	Bureau International de l'Heure
CTP	Conventional Terrestrial Pole
DOP	Dilution of precision (Фактори погіршення точності)
ECEF	Earth-centered, earth-fixed
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service
ENU	East-north-up
FPGA	Field-Programmable Gate Array (Програмована користувачем вентильна матриця)
GDOP	Geometric DOP (Геометричний фактор погіршення точності)
GEONS	GPS Enhanced Onboard Navigation System
GPS	Global Positioning System
GPST	GPS time (Час у GPS)
GSA	European Global Navigation Satellite System Agency
IRNSS	Indian Regional Navigation Satellite System
ITU	International Telecommunications Union
PDOP	Position DOP (Просторовий фактор погіршення точності)
PRN	Pseudorandom noise
QZSS	Quasi-enith Satellite System
RMS	Root mean square (Середньоквадратичне відхилення)
TOA	Time of applicability
TOW	Time of week
URE	User Equivalent Range Error (Похибка вимірювання псевдодальності користувача)
URERE	User equivalent Range Rate Error. (Похибка вимірювань зміни псевдодальності)
ГЕО	Геостационарна орбіта
ГЛОНАСС	Глобальная навигационная спутниковая система

ГНСС	Глобальна навігаційна супутникова система
ДС	Діаграма спрямованості
ЕМС	Електромагнітні сигнали
ЄКА	Європейського космічного агентства
ІКД	Інтерфейсний контрольний документ
КА	Космічні апарати
КО	Космічні об'єкти
КОО	Космічна область обслуговування
МКС	Міжнародна космічна станція
ННО	Низькі навколоземні орбіти
НОО	Наземна область обслуговування
НПК	Навігаційна похибка користувача
НС	Навігаційний супутник
ОСО	Орбітальне сервісне обслуговування
ОЖ	Строк операційного життя
СКВ	Середньоквадратичне відхилення
СККП	Системи контролю космічного простору
СКНЗУ	Система координатно-навігаційного та часового забезпечення України
СНО	Середні навколоземні орбіти
СКА	Сервісні космічні апарати
РН	Ракети- носії
РНП	Радіонавігаційне поле
ТОХ	Типова операція Х
ШПФ	Швидке перетворення Фур'є

ВСТУП

Актуальність роботи. Супутникові технології знайшли своє застосування у сферах зв'язку, телекомунікацій, забезпечення навігації, спостереження за метеорологічною ситуацією, у роботі геодезистів, моряків, у сільському господарстві, логістиці, тощо. На кінець 2017 року навколоземні орбіти вміщували більше ніж 1,700 активних супутників, більша частина яких знаходиться на низьких навколоземних орбітах (ННО). Будь-який технічний засіб має свій строк експлуатації. Після розробки нового засобу людина паралельно шукає можливості для збільшення строку його активного використання. Важко собі уявити сучасні прибори без можливості їх ремонту або обслуговування. Реалізація цієї ідеї має великий потенціал як для власників космічних апаратів (КА), так і серйозний ринковий потенціал, дозволяє замислитись про відокремлення космічного сервісу як окремого виду бізнесу.

Більше того, частина супутників, що витратили свої експлуатаційні можливості, так і залишилися на орбіті у формі зайвого сміття, становлячи небезпеку для інших супутників на цих же орбітах, або при їх виведенні на орбіту. Космічне сміття, що являє собою непрацюючі космічні апарати, або їх уламки, становить серйозну загрозу для майбутнього розвитку, та навіть існуванню космічної галузі.

Класифікація космічного сміття може відрізнитись в залежності від прикладних задач та їх впливу на людину. Але, у найпростішому випадку, ці об'єкти можна відрізнити за парами ознак: шкідливий-корисний, природний-штучний.

Як і в багатьох інших випадках значна кількість штучних корисних об'єктів стає шкідливими, практично стає сміттям. Лише 6 відсотків супутників на навколоземних орбітах перебувають у працездатному стані, тоді як приблизно 30 відсотків об'єктів на орбітах можна віднести до списаних супутників, відпрацьованих ступенів та пов'язаних з польотами об'єктів [1].

З 1961 року зареєстровано понад 250 випадків фрагментації орбітальних об'єктів, при цьому менше 10 з цих випадків пов'язано з навмисними діями, а більшість пов'язана з вибухами космічних апаратів та верхніх ступенів. Як припускається ці

випадки фрагментації породили близько 600000 об'єктів розміром більше ніж один сантиметр [1].

Головною причиною вибухів на орбіті є залишок палива, що залишається у баках супутників та відпрацьованих ступенях. Також з часом погіршується структурна порочність елементів конструкції з поступовою фрагментацією орбітальних об'єктів [1]. Також слід зазначити, що навмисне знищення супутників, яких принаймні з 1968 року до 1986 США та СРСР провели більше ніж двадцять призводить до різкого збільшення кількості космічного сміття, наприклад, знищення Китайського супутника Feng Yun 1С 11-го січня 2007 року призвело до збільшення космічного сміття на 25 відсотків (3200 уламків) [2]. Перше зіткнення двох супутників відбулося 10 лютого 2009 року, що призвело до появи 2200 уламків.

До інших факторів засмічення навколоземного простору слід віднести наслідки роботи понад 1000 ракетних твердопаливних двигунів, наслідками використання яких є пил мікронних розмірів та частинки шлаку розміром до сантиметру та більше [1], [3].

Другим за значущістю джерелом засміченості є залишки від російських супутників RORSATs (Керований супутник – Активний) в наслідок витікання і металізації теплоносія та відведення реакторів на орбіту поховання з висотою 750-1000 кілометрів [1].

Аналіз поточного стану наявності космічного сміття у навколоземному просторі, що був проведений НАСА у 2009 році, показав, що навіть якщо людство припинить запуски на навколоземну орбіту, кількість космічного сміття буде неконтрольовано зростати. Такий катастрофічний розвиток має назву Синдром Кесслера [4].

На складність ситуації також вказують постійне маневрування та навіть підготовки евакуації персоналу на міжнародній космічній станції, що пов'язані з небезпекою зіткнення з космічним сміттям [5].

Таким чином, для мінімізації ризику блокування орбіт та зменшення небезпеки зіткнення із космічним сміттям необхідно видаляти від п'ятох до десятих найбільших елементів із навколоземного простору за рік, щоб уникнути можливості створення дрібних уламків під час зіткнення. Також, як захист від створення додаткового космічного сміття, керовані космічні апарати на ННО слід вводити в

щільні шари атмосфери задля їх знищення, а космічні апарати (КА) на геостаціонарній орбіті слід виводити на так-звані орбіти «поховання», тобто на орбіти над геостаціонарною [1].

Оскільки найбільш цінні супутники знаходяться на низьких та геостаціонарних/геосинхронних орбітах, то і найбільша кількість сміття знаходиться там. Надмірна кількість сміття на низьких орбітах зумовлена нерациональним використанням космічного простору на початку покорення космосу, а також зіткнення, умисне знищення супутників (наприклад, Китай знищив метеорологічний супутник FY-1C у рамках випробувань протисупутникових ракет), що створює багато небезпечних фрагментів.

Таким чином, сучасна ГНСС повинна забезпечити можливість вирішення навігаційної задачі для КА у навколоземному просторі на всіх видах навколоземних орбіт для процесу ефективної утилізації космічного сміття, з огляду на сучасний стан його розподілу.

Сфера застосування супутникових систем розширюється кожен день. Світ неможливо уявити без сучасних супутників зв'язку, спостереження та навігації. В особливості це стосується глобальної навігаційної супутникової системи (ГНСС). На сьогодні сервіс супутникової навігації є найзручнішим та найбільш перспективним засобом з визначення об'єктами свого просторового положення та складових вектору швидкості і часу. Згідно до звіту European GNSS Agency (GSA) по ринку ГНСС [6], сфера застосування супутникової навігації охоплює все більше напрямків разом з активним розширенням ринку. ГНСС використовують як для навігації на землі, на воді та повітрі, так і у геодезії та сільському господарстві, для забезпечення навігації дронів.

Однак, окрім стандартного наземного сервісу, існує також космічний сервіс. Радіонавігаційне поле, яке формується супутниковими системами, забезпечує штатне функціонування навігаційних приймачів на відстані до 2000 - 3000 км від поверхні Землі при висоті орбіт навігаційних супутників в межах 19000 - 22000 км. Цього достатньо для навігації низькоорбітальних КА. Радіонавігаційне поле на

відстанях 3000 - 36000 км і далі нестійке, оскільки утворюється, в основному, за рахунок випромінювання антенних систем супутників поза Землею.

Одним з методів вирішення проблеми утилізації космічного мусору є створення сервісного космічного апарата (СКА), що здатний «захопити» об'єкт утилізації та перенести у заздалегідь визначене місце у широкому діапазоні висот орбіт. При цьому СКА має знати власне положення у космічному просторі. Одним із засобів визначення власного місцеположення є автономна навігація за рахунок ГНСС.

У дисертації вирішено актуальну науково-практичну задачу оцінювання характеристик автономної навігації у навколоземному космічному просторі по сигналам ГНСС для сервісних космічних апаратів, що має важливе значення при проведенні операцій орбітального сервісного обслуговування та утилізації космічного сміття.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Тема дисертаційної роботи та отримані результати відповідають проблематиці бюджетної теми, що виконувалася у Національному авіаційному університеті. Дисертаційна робота виконана згідно до плану бюджетних науково – дослідних робіт по темі № держреєстрації 0114U001602 Інв. №945– ДБ14. «Супутникова навігація космічних апаратів в нестійкому навігаційному полі в задачах утилізації космічного сміття»

Мета роботи та задачі дослідження. Метою дисертації є удосконалення моделі для оцінювання характеристик автономної навігації сервісних космічних апаратів на геостаціонарній орбіті за сигналами ГНСС.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні задачі:

1. Удосконалення математичної моделі радіонавігаційного поля для автономної навігації сервісних космічних апаратів на геостаціонарній орбіті з використанням ГНСС;
2. Розробка алгоритму оцінювання доступності та точності автономної супутникової навігації на геостаціонарній орбіті для КА;
3. Дослідження точності та доступності автономної навігації для масиву позицій КА на геостаціонарній орбіті за рахунок однієї або спільного використання

декількох ГНСС по сигналам, що проходять крізь основні та бокові пелюстки діаграми спрямованості;

4. Дослідження впливу геометричного розташування навігаційних супутників на фактори погіршення точності та навігаційні характеристики при використанні ГНСС у локальній точці на геостаціонарній орбіті;

5. Розробка та застосування апаратно-програмного комплексу для напівнатурного дослідження точності та доступності супутників на геостаціонарній орбіті за допомогою приймача на Землі.

Об'єктом дослідження є процес забезпечення навігації космічних апаратів у навколоземному просторі.

Предметом дослідження є процес забезпечення автономної навігації сервісних космічних апаратів по сигналам глобальної навігаційної супутникової системи у космічній області обслуговування.

Методи дослідження. Для вирішення поставлених у дисертації задач, а саме у процесі розробки та роботи моделі, використовувались методи статистичної радіотехніки, математичної статистики, матричне обчислення, методи обчислювальної математики та параметричного моделювання випадкових процесів. Достовірність та наукова обґрунтованість результатів підтверджувалась узгодженістю результатів теоретичних досліджень та комп'ютерного моделювання, та порівняння отриманих результатів з відомими даними незалежних дослідників та результатами вимірювань.

Наукова новизна. Здобувачем отримані наступні результати:

1. Удосконалено модель радіонавігаційного поля. Удосконалена модель дозволяє використовувати дану модель за межами наземної області обслуговування у космічній області обслуговування до геостаціонарної орбіти за умови використання загоризонтних супутників. Це дозволяє оцінювати навігаційні характеристики точності та доступності по сигналам, які проходять крізь основний та бокові пелюстки діаграми спрямованості антен навігаційних супутників одного або багатьох сузір'їв ГНСС;

2. Вперше розроблено графоаналітичну модель інтегрального оцінювання якості навігації на геостаціонарній орбіті при використанні сигналів ГНСС, що дозволяє відобразити значення точності та доступності для різних типових операцій, для масиву положень сервісного космічного апарату на орбіті;

3. Вперше розроблено метод моделювання навігаційних характеристик при використанні сигналів ГНСС на геостаціонарній орбіті за допомогою апаратно-програмного комплексу на поверхні Землі, що дозволяє оцінювати навігаційні характеристики у лабораторних умовах.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Показана принципова та технічна можливість автономної навігації у космічному просторі по сигналам ГНСС, що дозволяє використання супутникових приймачів для сервісних космічних апаратів на геостаціонарній орбіті. При цьому теоретично можливо забезпечити повну доступність навігації з точністю до 100 м при використанні двох сузір'їв ГНСС;

2. Удосконалена модель радіонавігаційного поля дозволяє оцінювати характеристики точності та доступності для сервісних космічних апаратів у навколосемному просторі. На відміну від стандартної моделі, область використання удосконаленої моделі розширена до космічної області обслуговування;

3. Досліджено точність та доступність автономної навігації для масиву позицій на геостаціонарній орбіті за рахунок однієї або спільного використання декількох ГНСС по сигналам, що проходять крізь основні та бокові пелюстки діаграми спрямованості;

4. Досліджено вплив геометричного розташування навігаційних супутників на фактори погіршення точності та навігаційні характеристики при використанні ГНСС у локальній точці на геостаціонарній орбіті.

Практичні результати роботи підтверджено Актом впровадження (додаток 2).

Особистий вклад здобувача. Основні теоретичні, розрахункові та експериментальні результати дисертаційної роботи отримані автором самостійно. У працях, написаних у співавторстві, особистий внесок автора такий: в роботі [7] виконав модифікацію програми розрахунку по різним частотам для космічного

середовища, провів симуляцію та аналіз результатів; в роботі [8] виконав оцінювання координат користувача для одержання значень точності та доступності; у роботі [9] проводив дослідження автономної супутникової навігації та показав базові елементи моделі; у роботі [10] описав графоаналітичну модель, що є новизною дисертаційної роботи; у роботах [11], [12] виконав дослідження навігаційних характеристик, а саме точності та доступності, їх характер при використанні супутникових систем; у роботі [13] створив програмний продукт, елементи якого використав для визначення навігаційних характеристик для сервісних космічних апаратів; у роботі [14] провів аналіз впливу сонячної радіації на супутникову навігацію; у роботі [15] розробив базу графоаналітичної моделі для відображення ситуації на орбіті, провів симуляцію результатів; у роботі [16] створив апаратно-програмний комплекс та розробив метод моделювання навігаційних характеристик при використанні сигналів ГНСС на геостационарній орбіті; у роботах [17] та інших розробив модель, проводив підготовку експериментів, симуляцію та аналіз результатів.

Апробація результатів дисертації. Результати дисертаційної роботи доповідались і обговорювались на: конференція Аерокосмічні технології в Україні: проблеми та перспективи, НЦУВКЗ, 20.10. 2017, Київ, 2017 IEEE Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium. Kyiv, Ukraine, August, 29–31, 2017, 17th Ukrainian Conference on Space Research. – Odesa, August, 21–25, 2017, Авіа–2017. Матеріали XIII Міжнар. наук.-техн. конф., 19–21 квітня 2017 р., МРФ–2017. Конференція «Радиолокация. Спутниковая навигация. Радиомониторинг», 24–26 октября 2017 Харьков, 2016 IEEE Radar Methods and Systems Workshop. – Kyiv, Ukraine, September 27–28, 2016, the seventh World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, September 19–21, 2016.– Kyiv: NAU.– 2016, МНТК Авіа-2015. – Національний авіаційний університет 28–29 квітня 2015, Київ, 5-я Международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее», Днепропетровск 19-21 мая 2015г, 14-а Українська конференція з космічних досліджень. – Ужгород 8–12 вересня 2014 р, Конференція «Интегрированные информационные радиоэлектронные системы и технологии» МРФ-2014 .– Харьков

14–17 октября 2014 г, International Congress. Aviation in the XXI-st century”, “Safety in Aviation and Space Technologies”, September 23–25, 2014, Kyiv.

Публікації. За матеріалами дисертації опубліковано 20 наукових праць, з яких 6 статей у фахових виданнях (всі включено до міжнародних науко метричних баз Web of Science, Index Copernicus International, DOAJ, РИНЦ) та 14 тез доповідей у збірниках матеріалів конференцій.

Структура та обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається з вступу, п’яти розділів, висновків, списку використаних джерел та додатків. Основний зміст дисертації викладений на 160 сторінках друкованого тексту. Робота містить 94 рисунка та 13 таблиць. Додатки розміщені на 4 сторінках.

РОЗДІЛ 1 АВТОНОМНА СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЯ У НАВКОЛОЗЕМНОМУ КОСМІЧНОМУ ПРОСТОРИ ДЛЯ СЕРВІСНИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ТА ПРИБИРАННЯ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

1.1 Передмови до розробки орбітального сервісного обслуговування

Будь-який технічний засіб має свій строк експлуатації. Після розробки нового засобу людина паралельно шукає можливості для збільшення строку активного використання. Так з'явився термін ремонтпридатності. Важко собі уявити сучасні прибори без можливості їх ремонту або обслуговування.

Ідея організації подібного технічного обслуговування для КА на орбіті з'явилася досить давно і вже довгий час турбує увагу спеціалістів космічної сфери.

Реалізація цієї ідеї має великий потенціал як для власників КА, так і серйозний ринковий потенціал, дозволяє замислитись про відокремлення космічного сервісу як окремого виду бізнесу.

Орбітальні об'єкти мають модульну будову, це зумовлено обмеженнями у вантажності ракетноносіїв. Розвиток даної ідеї почався з технології збірки (побудови) великих об'єктів у космосі та транспортних операцій по доставці вантажів на орбітальні станції (адже проживання людей на орбіті вимагає великої кількості ресурсів). Це також призвело до розвитку технології орбітальної дозаправки КА, ремонту та заміни окремих модулів і блоків. Таким чином з'явився новий вид людської активності у космічному просторі – орбітальне сервісне обслуговування (ОСО) КА.

Найбільша кількість функціональних супутників знаходиться на низькій (ННО) та геостаціонарній (ГЕО) навколоземних орбітах, при чому найбільша кількість супутників – це супутники зв'язку. Сьогодні за можливість розмістити супутники на ННО та ГЕО орбітах ведеться справжня боротьба, а щільність супутників на ГЕО орбіті планують збільшити, розміщуючи їх на меншій відстані. Боротьба за місця ведеться як між країнами так і компаніями – операторами супутникових формувань.

У табл. 1.1 дана кількість супутників на момент 31.12.2011р., їх загальна кількість склала 994 одиниці.

Таблиця 1.1 – Кількість активних супутників та їх місце розташування

	ННО	СНО	ГЕО	ЕЛПТ.	ВСЬОГО
Наука	61	5	3	22	91
Зв'язок	229	4	341	11	585
ДЗЗ	87	0	23	2	112
Навігація	12	51	3	0	80
Військові	57	0	12	-	69
Інші	-	-	-	-	57
Всього	471	69	419	35	994

Під СНО у таблиці варто розуміти середні навколоземні орбіти.

Як і будь-яка інша техніка орбітальні космічні апарати мають свій розрахований строк операційного життя (ОЖ). Чисто теоретично КА мають працювати зазначений строк не виходячи з ладу та без необхідності замінити компоненти. Але не завжди апарат відробляє весь запланований ОЖ, це найчастіше зумовлено певними технічними причинами.

За даними [18], [19], близько 9 % супутників не доходять до кінця розрахованого ОЖ під дією факторів, які вказані на рис. 1.1.

Згідно з отриманою інформацією основна причина припинення експлуатації – відмова двигунів, витік газу та перевитрата робочого тіла, що поєднані в одну категорію. Як наслідок, КА не може зберігати свій орбітальний слот при справності інших службових систем та роботі корисного навантаження.

Близько 20 супутників на ГЕО орбіті [20] щорічно витрачають робоче тіло до чи після орієнтованого строку ОЖ, при цьому апаратна частина придатна для подальшої роботи. Таким чином, велика кількість КА на ГЕО орбіті втрачає свою функціональну сутність та вимагає утилізації. Раніше супутники так і залишалися на орбіті, але з огляду на щільність геостаціонарної орбіти створення нового космічного сміття є нерациональним.



Рис. 1.1 – Причини виходу зі строю супутників

Для регулювання проблем ННО та ГЕО орбіт прийнята міжнародна конвенція, вимоги викладено у документі [21]. Тепер перед закінченням строку експлуатації необхідно виводити супутники на орбіти захоронення. Ці орбіти знаходяться на 200-300 км вище за геостаціонарну. При використанні для цього сервісного КА, то необхідно забезпечити його засобами навігації.

Моніторинг розгорнення супутників – важливий сервіс як для операторів КА, так і для страхових компаній, що забезпечують їх страховку. Періодичний моніторинг стану КА під час їх експлуатації теж є важливим. І не меншу цікавість становить утилізація космічного сміття, згадана вище.

1.2 Задачі орбітального сервісного обслуговування

Згідно до [22] орбітальне сервісне обслуговування – процес покращення якості функціонування КА та КО шляхом виконання набору орбітальних космічних операцій. Отже, таким чином, сервісним КА можна назвати спеціалізований КА, що використовується для виконання орбітальних космічних операцій. Згідно до цього, об'єкт сервісу можна назвати цільовим КА, або КО. Якщо сервісний та цільовий КА

є автономними, то їх можна назвати роботами космічного базування. Отже, операції, що виконує сервісний КА, є по своїй природі робототехнічними.

ОСО готує різні задачі для сервісних КА. У різних джерелах приводиться різна класифікація операцій [18], [20], [22], [23], [24], [25], [26] та їх декомпозиція на субоперації. Розширюючи [27], на рис 1.2 вказані підрозділи можливих задач.



Рис. 1.2 – Задачі на ОСО

Такий список задач є кінцевим і не повним. Можливі конкретні задачі вказані на рис. 1.3.



Рис. 1.3 – Задачі на ОСО

Отже, ОСО складає велику кількість задач та можливостей. Це новий напрям для бізнесу, що вимагає багатьох досліджень та розробок.

Як видно із рисунків вище, вирішення будь-якої із задач потребує використання засобів навігації. Одним із пріоритетних методів автономної навігації може бути технологія, що використовує ГНСС.

1.3 Великі космічні об'єкти на орбіті

За час освоєння людством космосу було здійснено декілька тисяч запусків, внаслідок чого на орбіту Землі було виведено близько 30000 великих космічних об'єктів (КО), тобто об'єктів більших за 10 см. На жовтень 2009 року було виведено 33500 об'єктів [28], і більше ніж 40 000 об'єктів на сьогодні [29]. Більшість даних об'єктів все ще залишаються на орбіті. [30]

До цих систем спостереження відносяться, наприклад, американська та російська системи контролю космічного простору (СККП), що активно ведуть динамічні каталоги великих КО. З усіх об'єктів лише близько 5% - активні, справні космічні апарати. З 1992 року їх кількість збільшилась від приблизно 400 до приблизно 850 сучасних, що свідчить про значний розвиток в освоєнні космічного простору. Всі інші КО, тобто 95%, це велике космічне сміття з масою об'єктів від 300 г до 20 т. А, отже, загалом у навколосемному просторі знаходиться 10 000 т сміття. На рис. 1.4 запропонована класифікація космічного сміття на навколосемних орбітах згідно до природи їх походження [31].

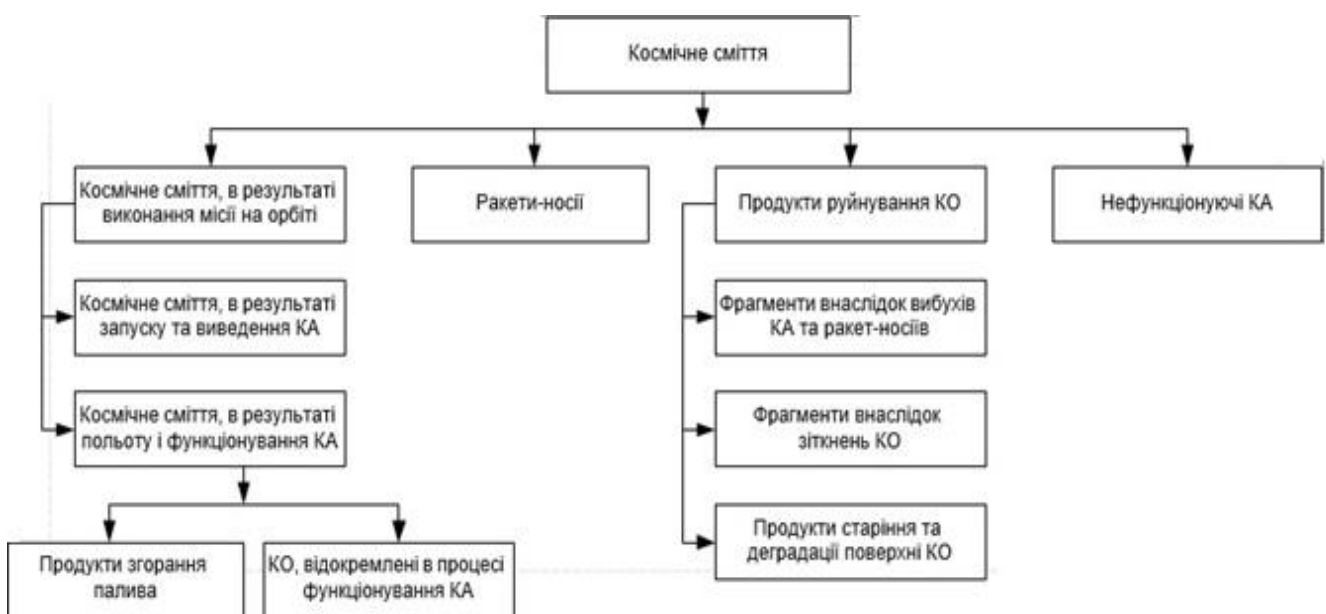


Рис. 1.4 – Класифікація космічного сміття на навколосемних орбітах за природою походження

Згідно з даними у офіційному каталозі СККП США на 1 січня 2012 року кількість КО на навколоземній орбіті склала 17147 об'єктів розміром більше за 10 см. Це на приблизно 7.8% більше за дані спостереження у 2010 році [32] [33]. За даними моделі MASTER-2001 Європейського космічного агентства (ЄКА) серед цих об'єктів близько 4500 мають розмір понад 1 м. У табл. 1.2 наведено наступні власні кількісні оцінки угруповань КО розміром понад 5 см за даними ЄКА [34].

Таблиця 1.2 – Кількість КО на різних орбітах

Орбіти КО	Кількість КО на орбіті
Низькоорбітальні КО	21 484
КО на середньовисоких орбітах	1392
КО на геосинхронних орбітах	7964
КО на інших орбітах	12 773

Отже, є 43 837 КО розміром понад 5 см.

До низькоорбітальних КО відносять об'єкти на висотах до 20000 км. До середньовисоких орбіт відносять ті, де середній рух більше за 1.5 і менше 2.5 об./добу. До геосинхронних відносять орбіти від 34000 км до 38000 км. До інших орбіт відносять всі орбіти, що не увійшли до попередніх, наприклад, еліптичні.

Крім вищезгаданих КО, що занесені до каталогу, а, отже, за якими здійснюється спостереження, у космічному просторі є велика кількість менших за розміром, але, можливо, і більш небезпечних об'єктів. Як правило, об'єкти від 0.1 до 1 см не можна побачити використовуючи радіолокаційні та оптичні засоби. Кількість таких часточок знаходиться у межах мільярдів, а можливо і трильйонів [35] [36]. Згідно до певних розрахункових даних популяція КО розміром від 0.5 до 1 см складає приблизно 80% загальної кількості великого космічного сміття (понад 5 мм) [35]. Головна небезпека таких дрібних об'єктів у їх величезній швидкості руху.

Згідно до досліджень спеціалістів багатьох високо розвинутих країн засмічення космосу прогресує. Незважаючи на прийняті міжнародні закони щодо освоєння космосу ситуація продовжує погіршуватися. На даний момент найбільш засмічені

висоти 800, 1000 та 1500 км та геостаціонарна орбіта (зважаючи на її незначну максимальну місткість), як орбіти де інтенсивно використовують функціональні КА.

1.4 Космічні апарати на навколоземних орбітах

Засміченість навколоземного простору від початку космічної ери по січень 2012 року зображено на рис. 1.5, [37], [38], зважаючи на каталогізовані об'єкти. Різке збільшення кількості виявлених та каталогізованих об'єктів припадає на 2007 рік, це викликано вибухом китайського КА «Фенгюнь-1С».

Зрозуміло що з часом робочі КА стають частиною космічного сміття. На 2011 рік загальне число КА прийняте за 3380, згідно до каталогів СККП США [38], [39]. Можливі розбіжності пояснюються наявністю КА військового призначення, які не включають до каталогів.

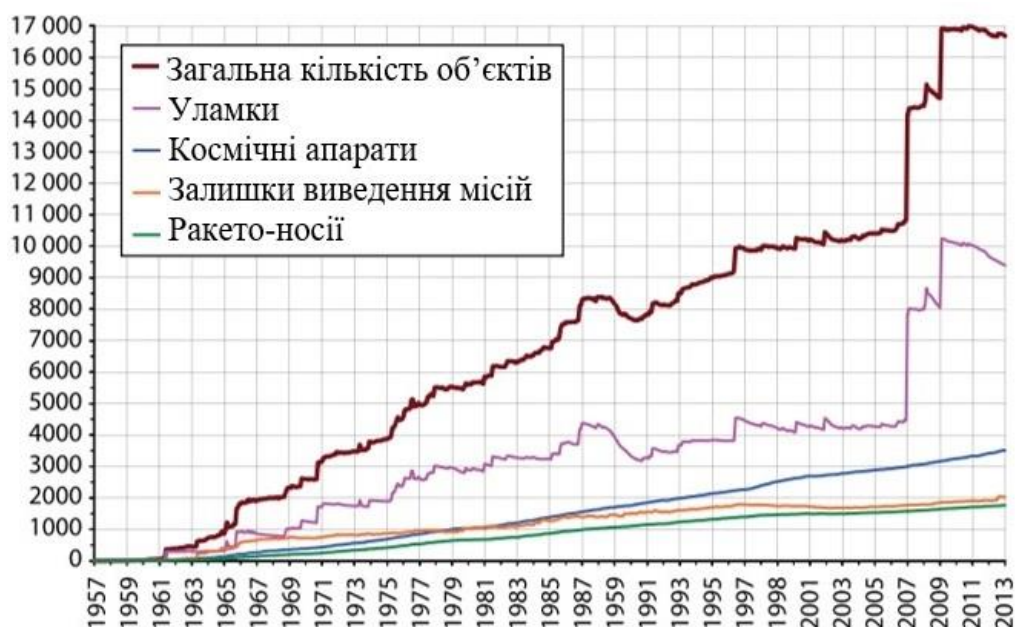


Рис. 1.5 – Засміченість навколоземного простору від початку космічної ери по січень 2012 року

Маса та розміри КА можуть значно відрізнятися. Це зумовлено різницею їх призначення, часом запуску та іншими функціональними причинами. Великими КА можна вважати такі об'єкти як Міжнародна космічна станція (МКС), маса якої складає більше за 400 т, інші орбітальні станції як «Мир» з вагою 135 т, та «Салют-7» з вагою 43 т. Кардинально від них відрізняються сучасні супутники, наприклад у 2006 році США запустило в щільні шари атмосфери наносупутник GeneSat-1 з

розмірами 10×10×35 см та вагою у 5 кг, який використовували для дослідження впливу мікрогравітації на біологічні культури [40]. І це далеко не найменший супутник, так, наприклад, у 2009 році Швейцарія запустила свій перший супутник, що отримав назву «Швейцарський кубик», виготовлений у Федеральній політехнічній школі в Лозані і призначений для дослідження нічних атмосферних сіянь, має масу 820 г [36].

Серед супутникової техніки в останні роки виділяють Smallsats – супутники, що менші за 500 кг. Серед них можна виділити міні-, мікро-, нано- та пікосупутники. Важливою причиною їх популярності є невелика вартість запуску внаслідок їх запуску разом із великими супутниками [41].

До категорії великих КО відносяться ракети-носії (РН). Вони можуть мати від однієї до чотирьох ступенів, що виводять на орбіту корисне навантаження. У випадку виведення на низьку орбіту, потрібна лише одна ступень, а у разі запуску на вищі орбіти потрібно залишати і більшу кількість ступенів. Частина РН згорають у атмосфері, тоді як інші можуть залишатись на орбітах тривалий час.

До популяції космічного сміття на орбіті долучилися як відпрацьовані елементи, що утворюються при запуску КА, так і продукти життєдіяльності екіпажу, тощо.

Доволі багато операційних відходів утворюється в процесі активного польоту КА. Впродовж перших восьми років активного існування орбітальної станції «Мир» від неї біло відокремлено понад 200 лише великих елементів, які вдалося виявити наземними засобами спостереження та каталогізувати [42].

Велика кількість космічного сміття формують фрагменти руйнувань КО внаслідок вибухів та зіткнень. Це близько 60% усіх каталогізованих космічних об'єктів. Руйнування, особливо при зіткненнях, утворює неймовірну кількість маленьких та великих уламків, найменші з яких підрахувати неможливо.

Незважаючи на те, що маленькі уламки становлять значну небезпеку для КА та їх велику кількість, все ж значну частину маси становлять великі КС, функціональні КА та ракети-носії. Найбільшу небезпеку становить утворення нових частинок космічного сміття шляхом зіткнення великих об'єктів. Дуже важливо виводити

відпрацьовані КА та ракети-носії за гравітаційне поле Землі задня зменшення небезпеки їх зіткнення. З усього вищезгаданого можна зробити наступні висновки.

Склад та кількість КС постійно змінюється. Можна виділити три його складові компоненти: перша – короткотривала популяція, яка обертається близько до верхніх шарів атмосфери, яку очікує згорання найближчим часом, друга – довготермінова популяція на значних висотах (понад 2 000 км), яка нескоро досягне щільних шарів атмосфери, та третя – новоутворення в загальній популяції КС, в результаті поточних запусків супутників, вибухів та зіткнень КО, деградації їх поверхонь, тощо. Остання компонента є джерелом постійного поповнення двох перших. Шляхом зменшення першої компоненти відбувається часткове очищення навколоземного простору, однак це не компенсує постійне поповнення популяції КС внаслідок останньої компоненти.

Розв'язання проблеми КС можливе лише після комплексного підходу до проблеми зменшення засміченості навколоземного простору [43]. При цьому багато задач, які необхідно буде вирішити, будуть пов'язані із забезпеченням навігації на широкому діапазоні земних орбіт.

1.5 Класифікація способів вирішення навігаційної задачі у космосі

Визначення орбіти космічного апарата який призначений для збирання космічного сміття є дуже важливим завданням, яке вирішується за допомогою відповідних навігаційних систем [44], [45], [46], [47], [48], [49], [50], [51].

Взагалі навігаційні системи можливо розділити на автономні, неавтономні та комплексні.

Автономні системи навігації є основними для між планетних перельотів. До автономних систем можна віднести інерціальні, астрономічні, електромагнітні, гравітаційні системи.

Неавтономні системи є основними для визначення орбіт об'єктів, що перебувають безпосередній близькості від Сонця та Землі. До неавтономних систем можна віднести радіотехнічні та оптичні системи.

Існуючі методи визначення координат космічного апарата достатньо суттєво відрізняються між собою, при цьому задача визначення орбіти космічного апарата розподіляється на відповідну кількість самостійних задач.

На першому етапі вирішують найбільш просту задачу визначення незбуреної орбіти (кеплерової орбіти) по відомим умовам руху [52]:

- визначення орбіти по положенню та швидкості в початковий момент часу;
- визначення орбіти за двома фіксованими положеннями та фокальному параметру.

Застосування кеплерової орбіти дає можливість визначати параметри орбіти без врахування факторів, що збурюють орбіту космічних апаратів. Цей метод можливо застосовувати на невеликих часових періодах, також цей метод вимагає періодичного оновлення початкових умов руху об'єкту.

Для визначення орбіти також застосовуються такі класичні методи навігації як [53]:

- метод числення шляху (радіолокаційні, доплерівські та інерціальні методи);
- метод поверхонь положення (радіотехнічні, астрономічні, оптичні, магнітні, ізобаричні та ін. методи);
- оглядово-порівняльний метод (методи, що засновані на порівнянні оптичного, інфрачервоного, радіолокаційного, гравітаційного «зображення» з еталонними «зображеннями»);
- метод моделювання траєкторії польоту (методи, що засновані на попередньому розрахунку траєкторії космічного апарату, або об'єкту).

На практиці для визначення орбіти об'єктів, що перебувають у безпосередній близькості до Землі, до останнього часу використовувався метод зовнішньо-траєкторних вимірювань, який відноситься до неавтономного методу моделювання траєкторії польоту. Слід зазначити, що це єдиний метод, який дозволяє розраховувати орбіту космічного сміття. З появою систем супутникової навігації достатньо швидко почали впроваджуватись безплатформенні інерціально-супутникові системи навігації.

1.6 Розподіл навколоземного простору на зони обслуговування.

Згідно до [54] покриття глобальної навігаційної супутникової системи (ГНСС) поділяється на дві окремі області обслуговування. Ці області називають наземною областю обслуговування (НОО) та космічною областю обслуговування (КОО).

До НОО відносять поверхню Землі та 3000 км для системи GPS (2000 для системи ГЛОНАСС) навколоземного простору. Вважається, що у цій зоні користувачу завжди доступна необхідна для визначення місцеположення кількість супутників.

До КОО відносять навколоземний простір від границі НОО до 36000 км (приблизних висот знаходження геостаціонарної та геосинхронних орбіт). На даний момент немає чітких вимог щодо доступності супутників у цій зоні.

Згідно до [54], [55], [56], [57], [58], [59], [60], КОО визначається як сферична оболонка, що простягається від зовнішньої поверхні наземної служби обслуговування до висоти 36 000 км над поверхнею Землі (приблизно висота геосинхронної орбіти). Не існує явно визначених стандартів покриття для сузір'їв космічних супутників для КОО.

На рис. 1.6 зображені наземна та космічна області обслуговування GPS. Згідно до документів згаданих вище, наземна область обслуговування простягається від поверхні Землі і до 3000 км навколоземної орбіти, космічна область обслуговування знаходиться від 3000 км до 36000 км [61].

Покриття КОО обмежене фізичним затемненням від Землі, а також схемою посилення антени передачі супутника та втратою від проходження сигналом вільного простору. Межі охоплення визначаються прийнятою потужністю сигналу у -182 дБВт за умови наявності високочутливої лінійної приймальної антени

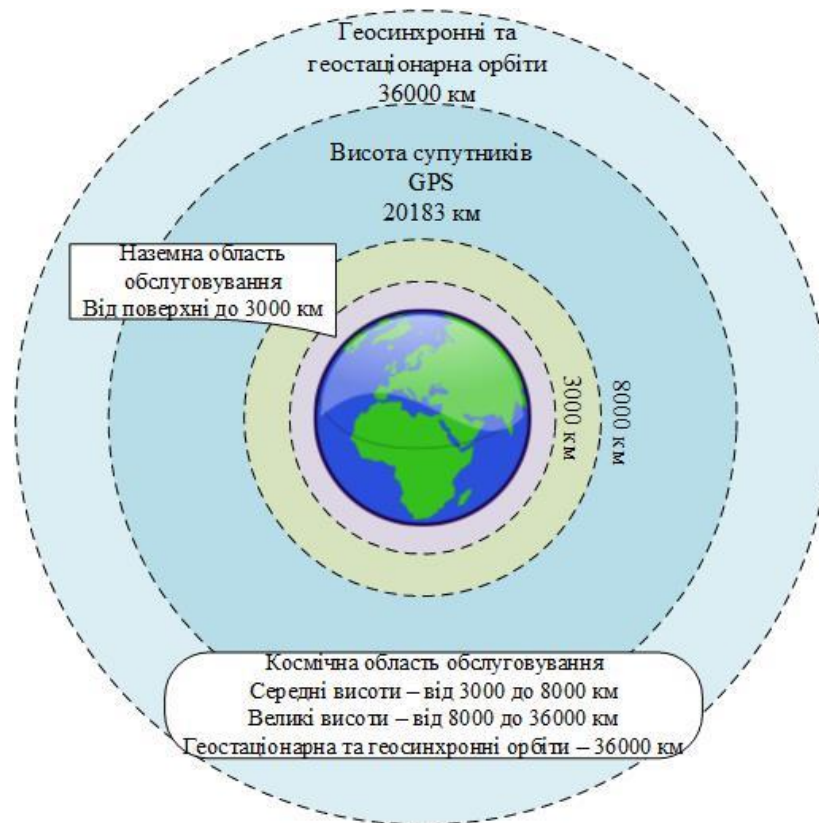


Рис. 1.6 – Области обслуговування GPS

1.7 Радіонавігаційне поле у навколоремному просторі

У КОО варто виділити середні навколоремні орбіти, що зазвичай простягаються від 2000 км до геосинхронних, які знаходяться на висоті 35,786 км, а також саме геосинхронні (та геостаціонарну) орбіти. Крім того варто відзначити що багато КА використовують дані висоти для виведення штучних супутників на геосинхронні орбіти.

Визначення навігаційних характеристик користувача з використання супутникових навігаційних систем у навколоремному просторі здійснюється у так-званому радіонавігаційному полі (РНП), яке формується радіосигналами навігаційних супутників. За умови використання лише одного супутникового сузір'я, для визначення координат в тривимірному просторі необхідно, щоб приймач користувача одночасно приймав сигнали щонайменше від чотирьох супутників,. При віддаленні об'єкту від поверхні Землі більш ніж 2000 км для ГЛОНАСС та 3000 км для GPS, тобто входженні у КОО, можна говорити про нестійке РНП, в якому можливість одночасного приймання сигналів від чотирьох навігаційних супутників одного сузір'я не гарантована.

РНП являє собою накладення електромагнітних хвиль, що випромінюються усіма навігаційними супутниками в межах основного пелюстка ДС антени супутника (рис. 1.7).

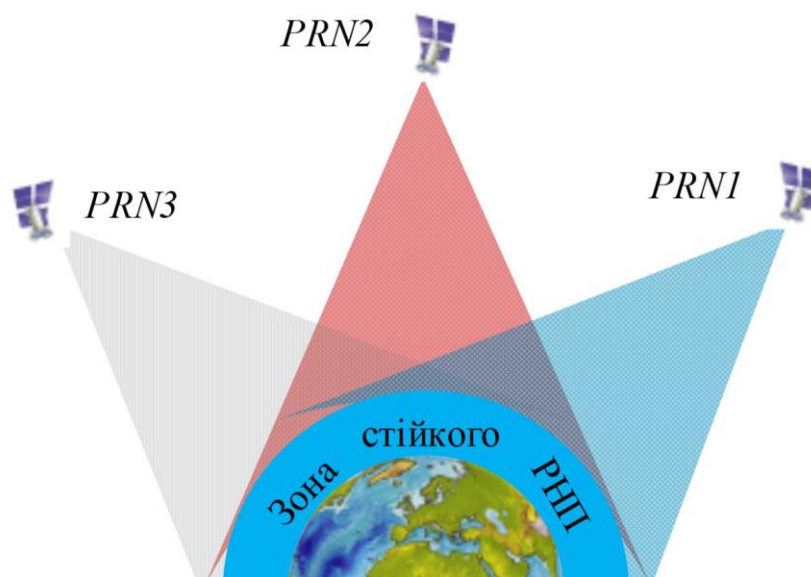


Рис. 1.7 – Взаємне накладення електромагнітних полів

Визначення координат у тривимірному просторі виконується за даними, отриманим від чотирьох супутників із задовільним геометричним розташуванням щодо об'єкта, для якого обчислюється місце розташування. При невиконанні зазначеної умови радіонавігаційне поле вважається нестійким.

Під доступністю навігаційних супутників розуміється можливість приймання електромагнітних сигналів (ЕМС) працездатних супутників, що перебувають у прямої видимості споживача. Доступність мінімум чотирьох супутників однієї системи для визначення координат в 3D–просторі є першою необхідною умовою, але недостатньою. Друга умова полягає в такому розташуванні супутників щодо споживача, при якому геометричний фактор не перевищує певної величини, що задається похибками визначення координат.

Для прогнозування доступності супутникових навігаційних сузір'їв широко використовується геометричний фактор.

Концепція просторово - часового геометричного фактора погіршення точності (GDOP), або просторового фактора погіршення точності (PDOP), широко

використовується в завданнях визначення координат, оцінки цілісності, прогнозування доступності.

Навігація на середніх висотах виділяється значним впливом надгоризонтних супутників, адже їх покриття дозволяє знаходити навігаційне рішення майже без залучення загоризонтних супутників. Піднімаючись вище загоризонтні супутники відіграють все більшу роль, адже кількість надгоризонтних супутників різко падає, а, отже, виникає необхідність збільшити кількість доступних сигналів.

1.8 Геосинхронна та геостаціонарна орбіти

Геосинхронна орбіта - це орбіта штучного супутника, що рухається навколо Землі із заходу на схід, що має період повного обертання у 23 год. 56 хв. 4.084 с (так звана Зоряна доба).

Серед геосинхронних орбіт можна виділити одну особливу орбіту, яку називають геостаціонарною орбітою (ГЕО). Це кругова орбіта у площині земного екватору. Більше інформації про геостаціонарну орбіту далі у розділі.

Якщо геосинхронна орбіта має нахил, відмінний від нуля, та нульовий ексцентриситет, то його наземний слід має вигляд вісімки. Якщо нахил та ексцентриситет відмінні від нуля, то вісімка може виглядати ближче до еліпсу.

У всіх геосинхронних орбіт велика напіввісь дорівнює 42 164 км від центру Землі. Напіввісь можна визначити за наступною формулою:

$$a = \sqrt[3]{\mu \left(\frac{P}{2\pi}\right)^2} \quad (1.1)$$

де a – велика напіввісь орбіти

$\mu = GM$ – гравітаційний параметр, що дорівнює 398 600,4418 км³/с² для Землі, є добутком гравітаційної сталої на масу об'єкта

P – період повного обертання на орбіті

Геостаціонарна орбіта – найважливіша з геостаціонарних орбіт, це кругова орбіта над екватором Землі (0° широти), кутова швидкість обертання супутника дорівнює кутовій швидкості обертання Землі [62], [63]. Важливо зауважити, що геостаціонарною також можна назвати і орбіту з ненульовим нахилом, але достатньо

малим, щоб умовно «залишатися на місці» з незначним використанням засобів руху [64].

Висота даної орбіти - 42 164 км від центру Землі, як і у геосинхронного супутника. Від середнього рівня моря, висота даної орбіти дорівнює [65]:

$$R_{\Gamma} = R_0 - R_3 = 42\,164 - 6378 = 35\,786 \text{ км} \quad (1.2)$$

де $R_{\Gamma} = 35\,786$ км – висота геостаціонарної орбіти від середнього рівню моря

$R_0 = 42\,164$ км – висота геостаціонарної орбіти від центру Землі

$R = 6\,378$ км – Екваторіальний радіус Землі

Основна перевага геостаціонарної орбіти – супутники знаходяться приблизно над одним і тим же географічним положенням відносно Землі, тобто одні і ті самі координати у системі ECEF. Отже, антена на Землі, що один раз була направлена на приймання даних з такого супутника, так і залишиться розвернутою у потрібному напрямленні.

Тому не дивно, що на геостаціонарній орбіти розміщені багато супутників різноманітного призначення. Виділяють комунікаційні (зв'язок, супутниковий інтернет), метеорологічні, навігаційні супутникові доповнення, наукові супутники, супутники військового призначення, та інші. Рівномірний розподіл орбітальних позицій та використання спектру для зв'язку зі супутниками виконується організацією International Telecommunications Union (ITU) [66]. На даний момент супутники віддалені один від одного на 1° .

По даним дослідження ІТУ на орбіті можна максимум розмістити до 1800 супутників, при умові зберігання безпечних інтервалів у 0.1° , але не всі орбітальні позиції однаково цінні – важливо звернути увагу на наземну область покриття на Землі [66].

1.9 Розвиток супутникової навігації у космосі

Згідно до [55], [67], [68] історія застосування супутникової навігації у космосі починається від середини 20-го століття та продовжується і до сьогодні. У цьому розвитку можна виявити наступні етапи:

1. Від середини 20 ст. до 1990их – перші спроби формалізації КОО. Характеризується різними ідеями щодо забезпечення супутникової навігації у космосі, як використання сигналу супутників у протилежний бік від Землі (своєрідного «зворотнього» сигналу), так і використанням супутників що світять за Землю. Пізніше варіант використання таких «загоризонтних» супутників був прийнятий як основний.

2. Від 1997 до сьогодні. Виконано декілька польотів, особливо цікавий експеримент AMSAT-OSCAR-40 [69], що показав необхідність змінити наявні вимоги та загальні особливості КОО.

У цей час випущено документ [70], що встановлював вимоги до КОО, але цей документ враховував лише супутники основного пелюстка на частоті L1 і лише для екваторіальної зони та геостаціонарної орбіти. У документі [71] вже були підготовлені вимоги до навігації з сигналами частот L2/L5. Ці дані також відображені у специфікації [72]. Таблиця 1.3 відображає вимоги, що поставлені у даному документі до доступності супутників.

Вимоги до КОО також згадані у документі [73]. Цей документ висуває вимоги для похибки вимірювання позиції до 1 м, що є досить малоімовірним. Документ [74] дає більше реальні варіанти – похибка навігаційного положення користувача до 100 м з помилкою часу до 500 мкс з врахуванням похибки по висоті у 0.1° за вісь. Передбачаються вимоги до доступності, безперервності, часу до тривоги, цілісності, але на даний момент вони відсутні.

Таблиця 1.3 – Наявні вимоги до доступності

	Середні висоти КОО		Великі висоти КОО, ГЕО	
	Мін. 1 сигнал	4 і більше сигн.	Мін. 1 сигнал	4 і більше сигн.
L1	100%	$\geq 97\%$	$\geq 80\%$ ₁	$\geq 1\%$
L2, L5	100%	100%	$\geq 92\%$ ₂	$\geq 6.5\%$
1. Менше ніж 108 хвилин .безперервної відсутності сигналу 2. Менше ніж 84 хвилин .безперервної відсутності сигналу				

В даний час існують тисячі публікацій, наприклад [75], [76], тощо, по навігації по сигналам ГНСС у навколосемному просторі. Вони відносяться як до методів удосконалення навігації, так і до апаратних засобів, що реалізують навігацію з точністю від метрів до сантиметрів.

Однак питання автономної навігації на геостаціонарній орбіті має суттєвий пробіл. Одна з задач дисертації це усунення цього пробілу у найбільш суттєвих областях.

1.10 Постановка задачі дослідження

Поблизу поверхні Землі на висотах 2000 - 3000 км супутниковими навігаційними сузір'ями формується стійке радіонавігаційне поле, яке є наземної областю обслуговування, в якій здійснюється автономна навігація повітряних суден на всіх стадіях польоту, аж до посадки за першою категорією.

На висотах вище 3000 км радіонавігаційне поле нестійке і по термінології [54] формально називається космічною областю обслуговування, Однак чітких вимог до обслуговування цієї області не визначено і про можливість автономної навігації за сигналами ГНСС для сервісних космічних апаратів на геостаціонарній орбіті практично нічого не відомо. Сигнали навігаційних супутників, випромінені через основний пелюсток діаграми спрямованості антени, частково затінені Землею при їх прийомі на борту СКА, що знаходиться на геостаціонарній орбіті. Навіть використанні декількох ГНСС [75], [77], [15] не забезпечує прогнозовані мінімальні вимоги по точності, доступності, цілісності, безперервності сигналу для автономної навігації на геостаціонарній орбіті. Високочутлива супутникова навігаційна апаратура дозволяє приймати, супроводжувати і обробляти сигнали на рівні (- 185) - (-187) дБВТ, що відкриває можливість застосовувати для автономної навігації на геостаціонарній орбіті сигнали навігаційних супутників, випромінені через бокові пелюстки діаграми спрямованості антени.

Метою дисертації є розробка математичної моделі для оцінювання характеристик автономної навігації сервісних космічних апаратів на геостаціонарній орбіті за сигналами ГНСС. Об'єктом виступає глобальна навігаційна супутникова система, а предметом є процес забезпечення автономної навігації сервісних космічних апаратів у космічній області обслуговування.

Для досягнення поставленої мети в дисертації необхідно виконати наступне:

1) Удосконалити математичну модель радіонавігаційного поля для автономної навігації сервісних космічних апаратів на геостаціонарній орбіті з використанням ГНСС;

2) Розробити алгоритм оцінювання доступності та точності автономної супутникової навігації на геостаціонарній орбіті;

3) Дослідити точність та доступність автономної навігації для масиву позицій на геостаціонарній орбіті за рахунок однієї або спільного використання декількох ГНСС по сигналам, що проходять крізь основні та бокові пелюстки діаграми спрямованості;

4) Дослідити вплив геометричного розташування навігаційних супутників на фактори погіршення точності та навігаційні характеристики при використанні ГНСС у локальній точці на геостаціонарній орбіті;

5) Розробити та застосувати апаратно-програмного комплексу для напівнатурного дослідження точності та доступності супутників на геостаціонарній орбіті за допомогою приймача на Землі.

РОЗДІЛ 2. МОДЕЛЬ РАДІОНАВІГАЦІЙНОГО ПОЛЯ У ЗОНІ ЗНАХОДЖЕННЯ СЕРВІСНОГО КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

2.1 Особливості побудови складної моделі радіонавігаційного поля у навколосеземному просторі

Основні навігаційні супутники ГНСС знаходяться на орбітах висотою близько до 20000 км над поверхнею Землі. Виникають сумніви у можливості виявлення необхідної кількості супутників для вирішення навігаційної проблеми для космічних апаратів (КА) як до висоти знаходження супутників, так і над нею. Оскільки у навігаційних супутників відсутнє зворотнє випромінювання антен, то необхідне інше рішення для знаходження місцеположення на високих орбітах.

Для забезпечення супутникової навігації у КОО використовуються «загоризонтні супутники», тобто супутники, що знаходяться за Землею по відношенню до КА. На рис. 2.1 дано приклад такого загоризонтного супутника [15], [8], [78].

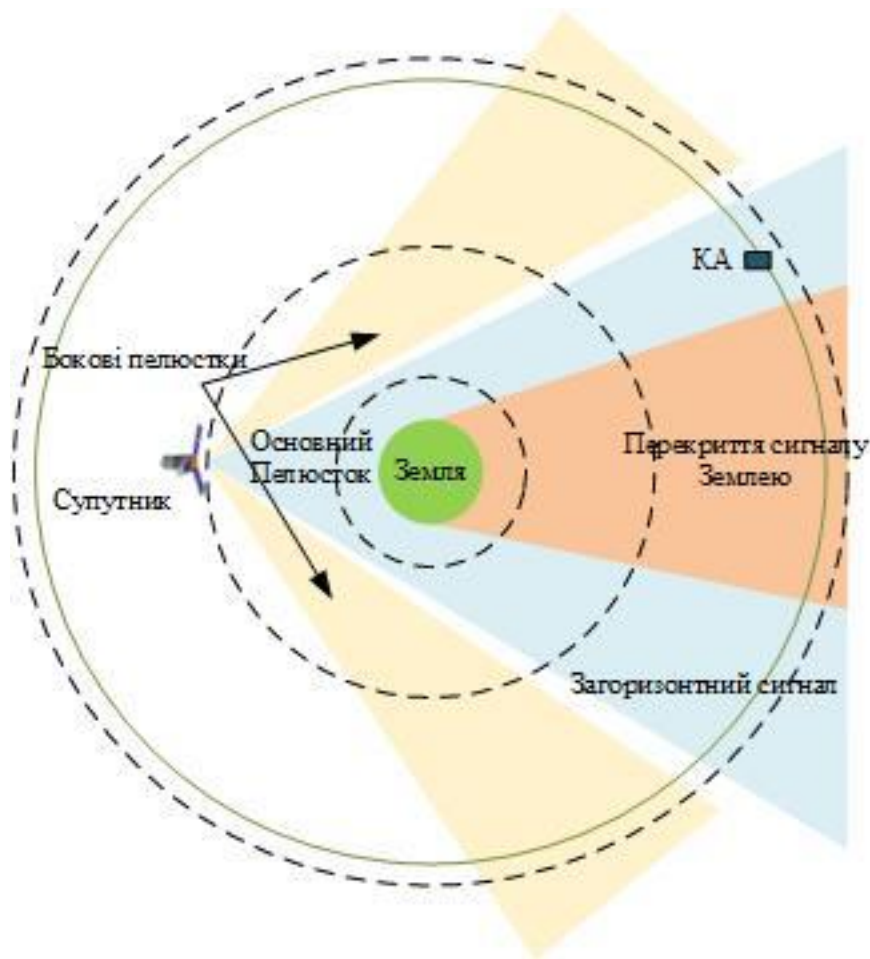


Рис. 2.1 – Приклад загоризонтного супутника

На рис.2.1 зображено діаграму спрямованості загоризонтного супутника. У центрі рисунку зеленим колом зображена Земля, зліва умовно зображено супутник. Діаграма спрямованості супутника розділена на основну та бокові пелюстки. Сигнали, що проходять крізь основний пелюсток, частково затінені Землею, але частину сигналів все ще можна прийняти. Сигнали, що проходять крізь бокові пелюстки, значно слабкіші за сигнали, що проходять крізь основний пелюсток діаграми спрямованості, але їх все ще можливо прийняти на геостаціонарній орбіті.

Вищезгадана інформація дозволяє сформулювати модель радіонавігаційного поля у зоні знаходження СКА як сукупність наступних компонентів:

1. Оцінювання орбіт навігаційних супутників;
2. Фіксація часового параметру;
3. Визначення ефемерид супутників;
4. Визначення кутів закриття;
5. Характеристики діаграми спрямованості (ДС) антени навігаційних супутників з урахуванням кутів закриття;
6. Прийом сигналів у космічній області обслуговування;
7. Використання різних частот при передачі сигналів з навігаційних супутників;
8. Оцінювання наявності радіонавігаційного поля у космічній області обслуговування.

2.2 Оцінювання орбіт навігаційних супутників

Рух навігаційних супутників по орбіті Землі відбувається за законами небесної механіки [79]. Сила тяжіння Землі, як основна сила, та гравітаційні потенціали інших об'єктів Сонячної системи формують орбіти супутників. Однак сумарна величина цих потенціалів значно менша за вплив Землі. Тому для певних застосувань розрахунок орбіти спрощують до задачі незбуреного руху, в якій враховується лише вплив сили тяжіння Землі, а інші фактори відкидаються. Отримані при такій постановці орбіти називаються Кеплерівськими. Це ідеалізований варіант орбіти, що використовується для розрахунку траєкторії руху супутника, оскільки реальна траєкторія з часом під впливом збурюючих факторів відхиляється від наперед розрахованої лінії і потребує коригування. Кеплерівська

модель може застосовуватись для незначних інтервалів часу, після чого необхідна корекція початкових даних шляхом введення оновлених значень орбітальних параметрів.

Для визначення орбіти Кеплерівська модель використовує наступні елементи, які визначають положення небесного тіла у просторі:

1. Велика піввісь (a);
2. Ексцентриситет (ϵ);
3. Нахил (i);
4. Довгота висхідного вузла (Ω)
5. Аргумент перицентру (ω);
6. Середня аномалія (M_0)

Велика піввісь та ексцентриситет впливають на форму орбіти. Нахил, довгота висхідного вузла та аргумент перицентру необхідні для орієнтації площини орбіти по відношенню до базової системи координат, а середня аномалія визначає знаходження тіла на орбіті.

У роботі в основному використовується альманах у форматі YUMA, що має наступні елементи [80]:

1. PRN номер супутника;
2. Здоров'я супутника (000 – можна використовувати)
3. Час застосування – кількість секунд на орбіті коли було сгенеровано альманах;
4. Нахил орбіти – кут між орбітою супутника до орбіти екватору, у випадку GPS складає 55° .
5. Швидкість правого сходження – швидкість зміни куту правого сходження;
6. Квадратний корінь великої піввісі;
7. Праве сходження на час альманаху;
8. Аргумент перигею - кут уздовж орбітальної доріжки, виміряне від висхідного вузла до точки перигею, вимірюється у напрямку руху СВ;
9. Середня аномалія;
- 10.af0 – ухил годинника супутника, вимірюється у секундах;
- 11.af1 – годинниковий дрейф годинника супутника у секундах за секунду;

12.Тиждень GPS.

В діючих ГНСС GPS та ГЛОНАСС функція передачі інформації про поточний стан усього орбітального сузір'я супутників та їх актуальні орбітальні параметри виконується шляхом трансляції в складі навігаційного повідомлення альманаху і ефемерид системи. Склад та формат даних у альманаху і ефемерид зазначено в інтерфейсних контрольних документах (ІКД) GPS, ГЛОНАСС, Galileo та Beidou.

В системі GPS альманах надає параметри орбіти навігаційного супутника для короткотривалої поліноміальної моделі орбіти по відношенню до істинної траєкторії супутника. Параметри зберігаються та оновлюються на сервері управління GPS, після чого оновлюються в повідомленні супутників. Поліноміальна орбітальна модель має лише одну ступінь свободи – час. Опорним часом виступає системний час GPS, а саме секунда всередині тижня GPS (TOW, time of week). Розрахунок положення супутника виконується екстраполяцією положень як функцій часу, починаючи з початкового. Початкове положення визначається поточними даними ефемерид та альманаху. Окрім того, мітка часу вказує, коли навігаційні супутники (НС) знаходиться в заданому початковому орбітальному положенні. Мітки часу для параметрів альманаху називають часом застосування (TOA, time of applicability). TOA вимірюється відносно часу TOW GPS.

На основі параметрів альманаху можна побудувати модель орбітального руху супутників, як функцію розрахунку послідовних просторових положень НС для заданого інтервалу часу із заданим кроком. Розрахунок положень виконується в зв'язаній із Землею системі координат ECEF.

2.3 Фіксація часового параметру

Згідно до [81], час у GPS (GPST) визначено Контрольним Сегментом системи та синхронізовано до часу UTC 6 січня 1980 року і відрізняється від нього лише на ціле число секунд. Початком відліку у GPST визначена північ з 5 на 6 січня 1980 року. Найбільшим елементом відліку є тиждень, що складає 604 800 секунд. Оскільки у навігаційній системі шкала часу є неперервною, то час GPST може відрізнятися від UTC, оскільки цей час періодично корегують цілим числом високосних секунд. Наприклад, на кінець 2009 року різниця складала 15 секунд [82]. Різниця між

шкалами також може складати до мікросекунди, така точність контролюється самою системою GPS. Схема визначення часу дана на рис. 2.2.

Для визначення часу необхідно спершу вирахувати поточний тиждень GPST для подальшого порівняння з альманахом. Для цього необхідно дізнатися скільки часу пройшло з моменту початку відліку до встановленого часу. У роботі використовується функція *daysdif*, що дозволяє визначити різницю днів між двома датами. Спершу необхідно визначити кількість днів, що пройшли з початку відліку *daysFromZeroPoint*. Зважаючи, що у тижні 7 днів, то можливо визначити кількість тижнів *currentGPSWeek*, результати необхідно округлити до найближчого цілого у нижчу сторону. Далі необхідно визначити скільки днів пройшло з початку тижню *currentDay*. Наступним кроком є визначення секунди тижню GPS *currentGPSec*, що необхідно для розрахування поточних вимірів.



Рис. 2.2 – Визначення поточної секунди:

2.4 Визначення ефемерид супутника

Згідно до [81], спершу необхідно вирахувати час t_k секунд, що пройшов від встановленого часу ефемерид. Цей час можна вирахувати за наступною формулою:

$$t_k = t - t_{oe}, \quad (2.1)$$

де t – час прийому повідомлення GPS, с; t_{oe} – опорний час задання ефемерид, с;

Необхідно враховувати, що у випадку зміни тижня значення t_k потрібно буде скорегувати:

$$\begin{cases} \text{якщо } t_k > 302400 \text{ с, то } t_k = t_k - 604800 \\ \text{якщо } t_k < -302400 \text{ с, то } t_k = t_k + 604800 \end{cases} \quad (2.2)$$

Далі необхідно вирахувати значення середньої швидкості руху n_0 , рад/с, та потім скорегувати його значення за рахунок даних альманаху:

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}, \quad (2.3)$$

де $\mu = 3.986005 * 10^{14} \frac{\text{м}^3}{\text{с}^2}$ – значення гравітаційного фактору для користувача GPS у системі WGS-84, A – значення великої напіввісі еліпсу, що міститься у альманаху.

Отримане значення необхідно скорегувати, таким чином отримуємо скореговане значення середньої швидкості руху n , рад/с:

$$n = n_0 + \Delta n, \quad (2.4)$$

Де Δn – різниця швидкості руху від обчисленого значення, що надсилається разом із альманахом у повідомленні GPS. Для симуляції даного параметру використовується наступна формула:

$$\Delta n = 1 + \frac{3}{2} * \frac{j_2 * R_e^2 * (1 - \frac{3}{2} \sin^2 55^\circ)}{A^2}, \quad (2.5)$$

де $j_2 = 1082.68 * 10^{-6}$, R_e – середній радіус землі за WGS-84, $\sin 55^\circ$ – 55° це приблизний кут нахилу орбіти GPS.

Далі необхідно порахувати середню аномалію за наступною формулою:

$$M_k = M_0 + n * t_k \quad (2.6)$$

де M_0 – значення середньої аномалії, зазначене у альманаху.

Потім необхідно знайти значення ексцентричної аномалії E_k , вирішивши наступне рівняння Кеплера ітераційним методом:

$$M_k = E_k - e * \sin E_k, \quad (2.7)$$

де e – ексцентриситет орбіти, можна отримати з альманаху.

Далі необхідно порахувати значення скорегованого часу:

$$t_u = t_k - \Delta t, \quad (2.8)$$

де Δt – фазовий зсув для кодового часу, що рахується за наступною формулою [82]:

$$\Delta t = a_{f0} + a_{f1} * t_k + a_{f2} * t_k + \Delta t_r, \quad (2.9)$$

де a_{f0} , a_{f1} , a_{f2} – поліноміальні коефіцієнти, значення першого та другого містяться у альманаху; Δt_r – релятивістська корекція, с. Ця корекція вираховується за наступною формулою:

$$\Delta t_r = F * e * \sqrt{A} * \sin E_k, \quad (2.10)$$

де $F = -4,442807633 * 10^{-10} \frac{\text{сек}}{\text{м}^{0,5}}$

Наступним кроком є визначення істинної аномалії v_k , це значення можна вирахувати за наступною формулою:

$$v_k = \arctg \left(\frac{\sin v_k}{\cos v_k} \right) = \arctg \left[\frac{(\sqrt{1-e^2} * \sin E_k) / (1-e * \cos E_k)}{(\cos E_k - e) / (1-e * \cos E_k)} \right] \quad (2.11)$$

Необхідно скорегувати значення E_k з урахуванням істинної аномалії:

$$E_k = \arccos \frac{e + \cos v_k}{1 + e * \cos v_k} \quad (2.12)$$

Далі необхідно вирахувати аргумент широти:

$$u_k = v_k + \omega, \quad (2.13)$$

де ω – значення аргументу перигея, яке записане у альманаху;

Далі необхідно розрахувати скорегований радіус орбіти r_k , м. Це значення вираховується за наступною формулою:

$$r_k = A * (1 - e * \cos E_k) \quad (2.14)$$

За допомогою розрахованих радіусу орбіти та аргументу широти можливо порахувати координати навігаційного супутника у орбітальній площині (x'_k , y'_k):

$$\begin{cases} x'_k = r_k * \cos u_k \\ y'_k = r_k * \sin u_k \end{cases} \quad (2.15)$$

Далі необхідно розрахувати скореговану довготу висхідного вузла Ω_k :

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\Omega - \Omega_e) * t_k - \Omega_e * t_{oe} \quad (2.16)$$

де Ω_0, Ω – значення з альманаху, $\Omega_e = 7.2921151467 * 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ – кутова швидкість обертання Землі.

Нарешті знаходимо координати супутників у геоцентричній фіксованій системі координат (ECEF):

$$\begin{cases} x_k = x'_k * \cos \Omega_k - y'_k * \cos i_k \sin \Omega_k \\ y_k = x'_k * \sin \Omega_k + y'_k * \cos i_k \cos \Omega_k \\ z_k = y'_k * \sin i_k \end{cases} \quad (2.17)$$

де i_k – значення з альманаху

2.5 Визначення кутів закриття

По формулам приведеним вище вираховують координати супутника на заданий момент часу. ДС навігаційного супутника (її максимум) спрямована у центр мас Землі. При відомих координатах навігаційного супутника, координат позиції СКА і координат центру мас Землі, через ці три точки можна провести прямі (рис. 2.3).

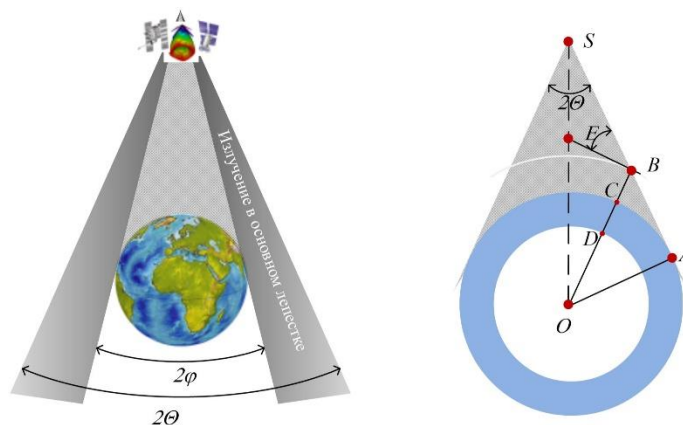


Рисунок 2.3 – Кути видимості супутників з СКА

На рис. 2.3 маємо наступні позначення:

2φ - ширина діаграми спрямованості супутника при якій забезпечується покриття земної поверхні;

2θ - ширина діаграми спрямованості супутника, при якій забезпечується безперервність навігаційного поля на максимальній висоті над земною поверхнею;

S – фазовий центр антени супутника;

O – центр мас Землі;

OS – радіус орбіти супутника;

OA – радіус Землі та максимальна висота над поверхнею Землі, при якій супутники з об'єкту спостерігаються в зоні від 0° до 90° ;

OD - радіус Землі, що дорівнює 6400 км; (6367445 м);

DC – максимальна висота, при якій зберігається стійке РНП;

A, B – положення об'єктів в навігаційному полі, при яких супутник входить в зону видимості;

E – кут видимості супутника.

Розглянемо, як змінюється кут видимості супутника E користувачем в залежності від висоти над поверхнею Землі. Мінімальне значення кута видимості супутника E можна визначити за наступною формулою:

$$E = \arccos\left(\frac{OS}{OD + H} \sin \theta\right) \quad (2.18)$$

Для визначення закриття необхідно розрахувати наступні кути:

1. Кут місця (El) – це кут вище локальної горизонтальної площини, де локальна горизонтальна площина дотична до поверхні центрального тіла. Кут нахилу позитивний для об'єктів, розташованих вище локальної горизонтальної площини [83].

На рис. 2.4 (а,б) зображено кут місця для тіла, що знаходиться на навколоземній орбіті для випадків із надгоризонтним та загоризонтним супутником відповідно. Відстані на рисунку досить відносні задля спрощення рисунків.

У моделі кут місця визначається наступним чином:

$$El = 90^\circ - \arccos(S_a), \quad (2.19)$$

S_a – косинус кута у трикутнику з трьох точок, що є координатами центру Землі, координати супутника та координати КА, що лежить навпроти сторони утвореної

між центром Землі та координатами супутника, довжину якої приймаємо за a . Згідно до рис. 2.3 маємо наступні сторони: OS – відстань між центром Землі та супутником, приймаємо її значення за a ; SB – відстань між супутником та КА, приймаємо її за b , також називається псевдодальністю; OB – відстань від Землі до КА, приймаємо за c , фактично є висотою орбіти.

S_a вираховується за наступною формулою:

$$S_a = \cos(a) = \frac{b^2 + c^2 - a^2}{2bc} \quad (2.20)$$

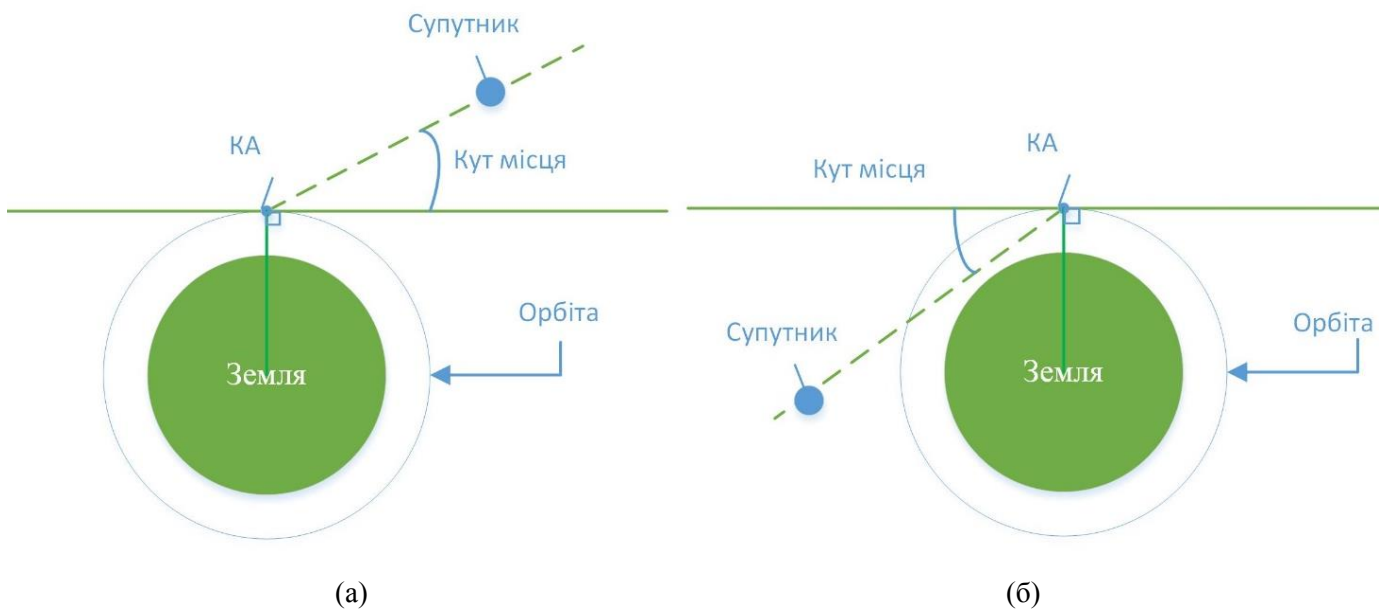


Рис. 2.4 – Кут місця для космічного апарату.

(а) – надгоризонтний супутник, (б) – загоризонтний супутник

2. Азимут (Az) вимірюється в площині, перпендикулярній надиру, від проекції інерціального вектора швидкості до проекції відносного вектора положення. Цей кут має позитивне значення відповідно до правила правої руки відповідно до вектору надира. Азимут 0 градусів вказує місце розташування безпосередньо перед об'єктом, а азимут на 180 градусів вказує місце безпосередньо за об'єктом. Азимут вимірюється за наступною формулою:

$$Az = 180 + \operatorname{atan}\left(\frac{\tan(S-N)}{\sin(L)}\right), \quad (2.21)$$

де S – довгота супутника у градусах, N - довгота КА у градусах, L - широта КА у градусах.

3. Кут діаграми спрямованості (F_i) супутника, під яким видно ціль. Є ключовим кутом у процесі фільтрації результатів. Приклад такого кута зображено на рис. 2.5.

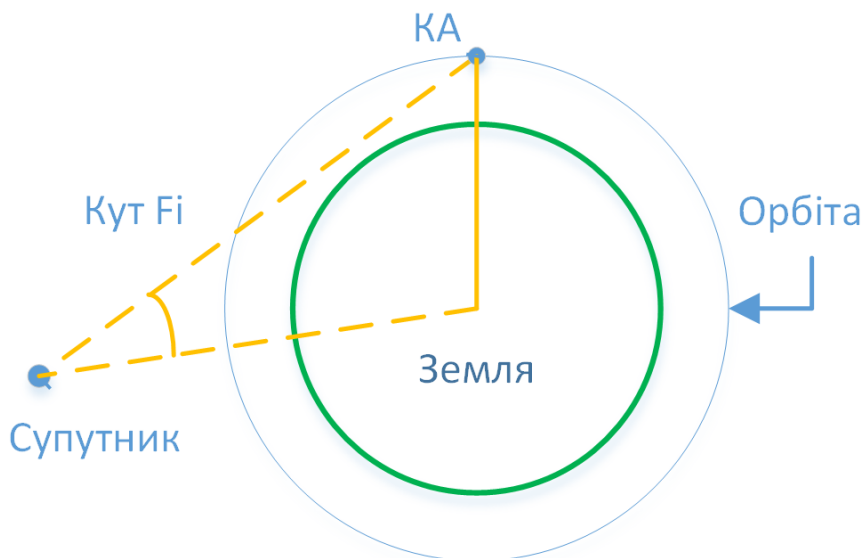


Рис. 2.5 – Кут діаграми спрямованості (F_i) супутника.

Вимірюється аналогічно до кута місця за наступною формулою:

$$F_i = \text{acosd}(S_c), \quad (2.22)$$

де S_c – косинус кута діаграми спрямованості, вираховується за наступною формулою:

$$S_c = \cos(c) = \frac{b^2 + c^2 - a^2}{2bc} \quad (2.23)$$

Де згідно до рис. 2.3 маємо наступні сторони: OS – відстань між центром Землі та супутником, приймаємо її значення за a ; SB – відстань між супутником та КА, приймаємо її за b , також називається псевдодальністю; OB – відстань від Землі до КА, приймаємо за c , фактично є висотою орбіти.

2.6 Діаграма спрямованості супутників ГНСС

Для оцінки можливостей прийому сигналів навігаційних супутників у першу чергу необхідно знати діаграми спрямованості їх антен. Антенна решітка навігаційного супутника містить 12 випромінюючих елементів, що розташовані на двох концентричних колах і утворюють дві підґратки [82]. Вісім випромінюючих елементів розміщені на зовнішньому колі радіуса 438.82 мм (зовнішня підґратка),

чотири - на внутрішньому колі радіуса 162.4 мм (внутрішня підгратка). Випромінюючим елементом є спіральна антена. Підгратки збуджуються протифазними електромагнітними хвилями, що сформовані системами розподілу потужності. До внутрішньої чотирьох-елементної підгратки поступає приблизно 90% потужності, що підводиться до антени у цілому.

Спрощений розрахунок діаграми спрямованості антенної решітки може бути виконано за допомогою наступних співвідношень [84], [85], [86]:

$$\left. \begin{aligned} U_{\theta}(\theta, \varphi) &= U_M(\theta, \varphi)U_{\theta u}(\theta, \varphi); \\ U_{\varphi}(\theta, \varphi) &= U_M(\theta, \varphi)U_{\varphi u}(\theta, \varphi), \end{aligned} \right\} \quad (2.24)$$

де $U_{\varphi}(\theta, \varphi)$, $U_{\theta}(\theta, \varphi)$, $U_{\varphi u}(\theta, \varphi)$, $U_{\theta u}(\theta, \varphi)$ – діаграми спрямованості антени та випромінювача по полю в площинах θ та φ відповідно, $U_M(\theta, \varphi)$ - множник антенної решітки, θ та φ – кути сферичної системи координат: апертура антенної решітки лежить у площині X, Y та кут φ відраховується від вісі X, вісь Z напрямлена по нормалі до апертури у сторону Землі та кут θ відраховується від вісі Z, центр системи координат співпадає з центром концентричних кіл, що формують антену.

Множник антенної решітки розраховується наступним чином [86]:

$$U_M(\theta, \varphi) = \sum_{i=1}^{12} U_i \exp[jk(x_i \sin \theta \cdot \cos \varphi + y_i \sin \theta \cdot \sin \varphi + z_i \cos \theta)], \quad (2.25)$$

де: U_i – амплітуда електромагнітної хвилі, що збуджує і-тий випромінювач;

x_i, y_i, z_i – координати фазового центру випромінювача.

На рисунку 2.6 зображено діаграми спрямованості типового супутника GPS на частотах L1 та L2 згідно до даних компанії Lockheed Martin.

Як видно з типової діаграми спрямованості передавальної антени навігаційного супутника на частотах L1 та L2 GPS (рис. 2.6) сигналу GPS достатньо для навігаційного забезпечення користувачів на Землі та в навколосемному просторі для приймального обладнання з високою чутливістю, як, наприклад, приймач Navigator, що описаний у підрозділі 2.7.

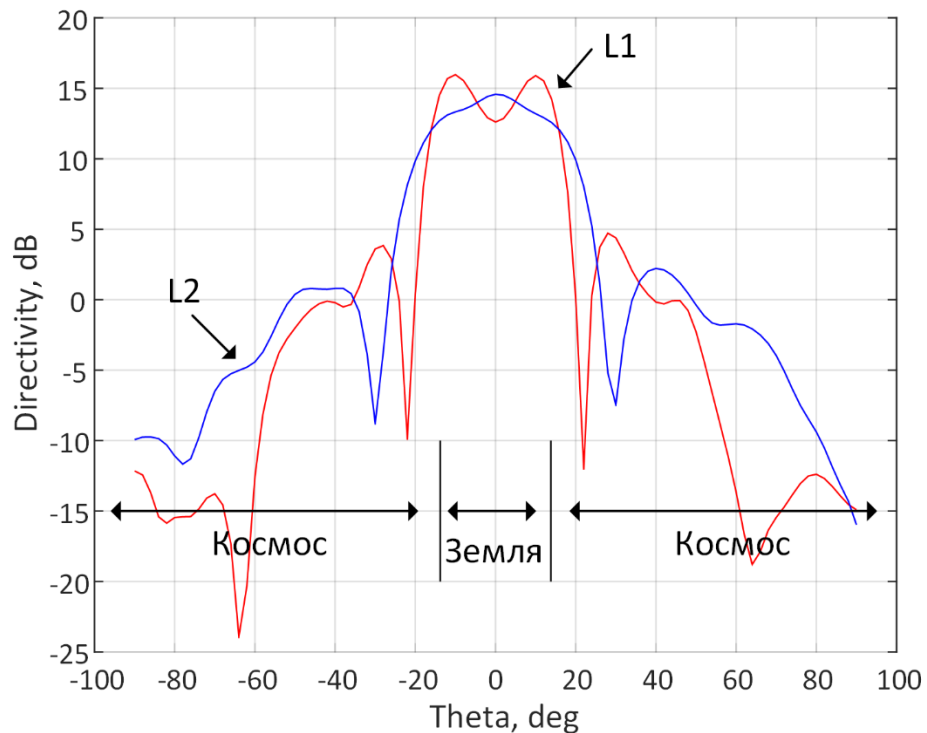


Рис. 2.6 – Діаграма спрямованості супутника GPS на частотах L1 та L2 за Lockheed Martin [87].

Оскільки ГНСС у першу чергу розрахована для навігації на поверхні Землі, то для КОО залишається лише вузький «промінь» від номінальної видимості основного пелюстка діаграми спрямованості супутника GPS за рахунок затінення сигналу планетою. Природно, що таке обмеження видимості не дозволяє визначити координати КА на великих висотах КОО лише за допомогою основних пелюсток діаграм спрямованості супутників і виникає необхідність застосовувати «спідницю» основного пелюстка та бокові пелюстки діаграми спрямованості супутника GPS, де рівень потужності сигналу значно нижчий ніж у основному пелюстку.

Також слід враховувати, що для геостаціонарних відстань між супутником GPS та НЕО може досягати 65000 кілометрів і більше.

2.7 Прийом сигналу у космічній області обслуговування

У національним управлінні з авіації та дослідження космічного простору розробили та протестували Navigator - GPS приймач, який може набувати і

відслідковувати слабкі сигнали, що збільшує кількість сигналів супутників, які доступні для прийому, на великих висотах КОО [88], [89], [90].

Алгоритм та дизайн приймача GPS на великих висотах повинен бути досить чутливим, щоб приймати сигнали набагато нижче, ніж у стандартному випадку [52].

Зниження на 10 дБ дозволяє Navigator відстежувати набагато більш слабкі сигнали бічних пелюстків діаграми спрямованості. Ці бокові пелюстки доповнюють основні пелюстки, коли ті доступні, і майже повністю задовольняють умови доступності для сигналів ГНСС. Ця покращена чутливість стала можливою завдяки спеціалізованій системі «захвату сигналу» приймача Navigator [88], [91], [92].

Система «захвату сигналу» приймача Navigator базується на Швидкому перетворенні Фур'є (ШПФ), програмний код якого вбудовується в програмовану користувачем вентиляну матрицю (FPGA). Це дозволяє забезпечити своєчасну обробку інформації із дуже швидким «захватом сигналу». Процес «захвату сигналу» реалізується шляхом пошуку всіх можливих затримок переданого сигналу від GPS супутника з одночасним пошуком Допплерівського зсуву несучої частоти. Результати обробки зберігаються у буфері з об'ємом пам'яті в 4 Мб ОЗУ та інтегруються за декілька періодів, що дозволяє обробляти слабкі сигнали від GPS супутників.

Таку систему «захвату сигналу» можна розглядати як систему із більш ніж 300000 кореляторів, що працюють паралельно, для пошуку Допплерівського зсуву для будь-якого GPS супутника. Система працює в двох різних режимах: режимі «сильного» та «слабкого» сигналу. У режимі «сильного сигналу» система обробляє 1 мілісекундні записи даних та може захвачувати всі сигнали вище ніж -160 дБВт всього за декілька секунд. У режимі «слабкий сигнал» система має можливість обробляти довгі записи даних для захвату сигналів до і нижче ніж -175 дБВт. У цьому режимі достатньо отримання даних протягом 0,3 секунд, щоб надійно «захватити» сигнал GPS супутника.

Супутниковий навігаційний приймач Navigator здатний швидко «захватити» всі супутники GPS у полі зору, навіть при відсутності апріорної інформації.

Поза системи «захвату сигналу» Navigator використовує традиційну архітектуру приймача супутникової навігації.

Навіть наявність системи «захвату сигналу» Navigator не завжди дозволяє захватити сигнал від чотирьох навігаційних супутників GPS, ГЛОНАСС, або комбінації п'яти супутників різних навігаційних сузір'їв, необхідних для рішення навігаційної задачі на великих висотах КОО. Для подолання цього в програмне забезпечення Navigator була інтегрована GPS Enhanced Onboard Navigation System (GEONS). Система GEONS є потужним розширеним фільтром Калмана, який ідеально підходить для інтеграції результатів розрахунків польоту програмним забезпеченням ШСЗ. Цей фільтр використовує високоякісну внутрішню модель орбітальної динаміки в поєднанні з GPS вимірюваннями для створення згладженого рішення, навіть якщо у полі зору перебуває менше чотирьох навігаційних супутників GPS. Крім того, GEONS здатний генерувати оцінки місцеположення за будь-яким числом видимих GPS супутників, і може забезпечити оцінки місцеположення навіть при повній відсутності сигналу GPS.

Матеріал у підрозділі 2.7 не є предметом дослідження дисертації. Цей матеріал призначено лише для ілюстрації потенційних можливостей навігаційної апаратури приймати та обробляти сигнали навігаційних супутників на геостаціонарній орбіті.

2.8 Використання різних частот

Під час руху по орбіті навігаційні супутники обертаються навколо осі, що проходить через фазовий центр антени та центр мас Землі (далі - кут φ). Якщо в навігаційному приймачі використовуються кілька частот, то розподіл бічних пелюсток на кожній частоті може бути різним. Крім того, розподіл залежить від орієнтації приймача об'єкта, коли обертається супутник [52].

На рис. 2.7 зображені об'ємні діаграми спрямованості для частот L1 та L2 побудовані у Matlab за вихідними даними Lockheed Martin [87].

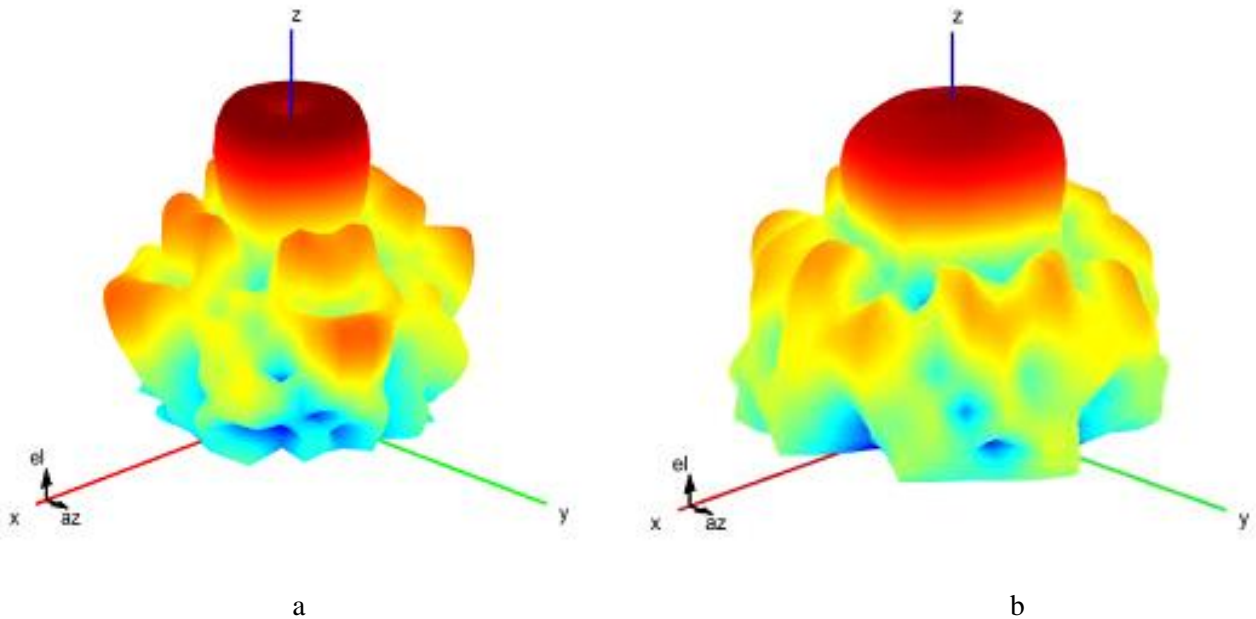


Рис. 2.7 – Об'ємні діаграми спрямованості для частот L1(a) та L2(b) супутника GPS

Червоним кольором зображені найбільш сильні сигнали, які з найбільшою імовірністю можна прийняти на ГЕО орбіті, кольори від жовтого до синього зображають поступове зниження потужності сигналу. Як видно з рисунка, основний пелюсток діаграми спрямованості на частоті L2 ширший за відповідний у L1, що також впливає на бокові пелюстки.

Для підтвердження вищезгаданого, на рис. 2.8 зображено діаграми спрямованості супутника на частотах L1 та L2 для нульового значення кута ϕ . По горизонтальній вісі лежить кут Θ , по вертикальній - амплітуда діаграми спрямованості в децибелах, При значенні кута Θ приблизно 40° маємо максимум бокового пелюстка на частоті L2 та мінімум на частоті L1. Різниця складає приблизно 8 дБ. У цьому випадку, найбільш вірогідно, що навігаційний приймач не зможе прийняти сигнал на частоті L1, але зможе його прийняти на іншій частоті. Тобто, у багатьох випадках навіть

при відсутності сигналу на частоті L1, його все ще можна прийняти на частоті L2, і навпаки.

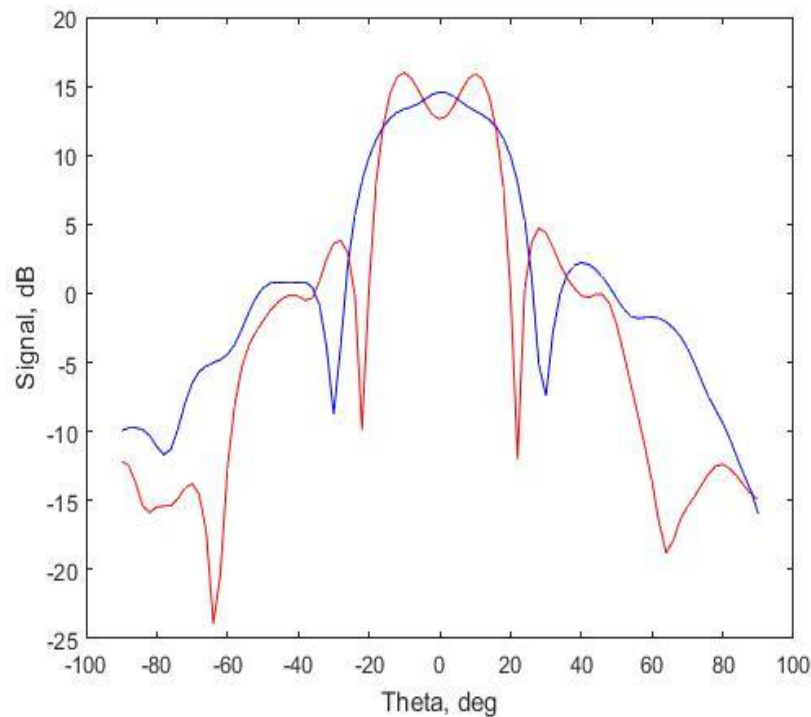


Рис. 2.8 – Діаграма спрямованості супутника для нульового значення кута φ на частотах L1 та L2

Ці властивості враховані у моделі і використані при експериментальній оцінці координат у розділах 4 та 5.

2.9 Принципи формування радіонавігаційного поля у космічній області обслуговування

З урахуванням інформації, викладеної у підрозділах 2.1 – 2.8 та підрозділі 1.7, маємо узагальнену методику формування радіонавігаційного поля у зоні знаходження СКА.

Нехай маємо координати області, де знаходиться КА. Координати сервісного КА у загальному вигляді обчислюються з використанням значень псевдодальності видимих навігаційних супутників. Видимі навігаційні супутники можуть належати до різних навігаційних систем.

Під геометричною видимістю навігаційних супутників розуміємо теоретичну можливість прийняти сигнал навігаційного супутника за допомогою приймача на

космічному апараті, що зумовлено особливостями діаграми спрямованості супутника та областю затінення від Землі у випадку використання загоризонтних супутників.

Згідно до переліку необхідних компонентів у підрозділі 2.1, підрозділи 2.2-2.4 описують розрахунок орбіт навігаційних супутників, визначення часу, а саме поточної секунди, та розрахунок ефемерид НС відповідно.

Після розрахунку кута діаграми спрямованості згідно до формули 2.22 у підрозділі 2.5, оцінюємо теоретичну можливість прийняти даний сигнал на борту. З підрозділів 2.6-2.8 та [7] маємо, що сигнали супутників у межах від $\pm 13.8^\circ$ (затінення Землею) до $\pm 23.5^\circ$ та від $\pm 13.8^\circ$ до $\pm 26^\circ$ для основних пелюсток діаграм спрямованості на частотах L1 та L2/L5 відповідно, і сигнали від $\pm 30^\circ$ до $\pm 60^\circ$ для бокових пелюсток при використанні обох частот. Вважається, що сигнали супутників проходять вище за іоносферу Землі, а сигнали супутників, що видимі лише за рахунок іоносфери, не можна використовувати для розрахунку навігаційної задачі. Вплив сонячної радіації також не було досліджено, хоча, як відомо з [14], сонячна радіація може мати значний вплив на електронне обладнання у певні проміжки часу.

Отже, супутники зі згаданими вище кутами діаграми спрямованості вважаються геометрично видимими і що їх можливо використовувати для розрахунку місцеположення СКА.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2

У розділі описано удосконалену модель радіонавігаційного поля для автономної супутникової навігації сервісних космічних апаратів на геостационарній орбіті у області космічного обслуговування. Модель представлена як сукупність наступних компонентів:

1. Оцінка орбіт навігаційних супутників;
2. Фіксація часового параметру;
3. Визначення ефемерид супутників;
4. Визначення кутів закриття;
5. Характеристики діаграми спрямованості (ДС) антени навігаційних супутників з урахуванням кутів закриття;
6. Прийом сигналів у космічній області обслуговування;
7. Використання різних частот при передачі сигналів з навігаційних супутників;
8. Оцінка наявності радіонавігаційного поля у космічній області обслуговування.

Компоненти 1-3 відповідають стандартним компонентам моделі радіонавігаційного поля та є незмінними. Компоненти 4-8 містять основні відмінності запропонованої моделі від стандартної. Розглянуті компоненти дозволяють перемістити фокус моделі від наземної області обслуговування до космічної, при цьому навігаційні супутники у космічній області обслуговування не мають впливу від атмосфери Землі, і, зокрема, іоносфери.

Ключовою особливістю моделі є використання сигналів основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості антен загоризонтних супутників, тим більше на різних частотах. Створення алгоритму на основі запропонованої моделі описано у розділі 3 даної дисертаційної роботи.

РОЗДІЛ 3 АЛГОРИТМ ТА ГРАФОАНАЛІТИЧНА МОДЕЛЬ ДЛЯ ОЦІНЮВАННЯ ДОСТУПНОСТІ ТА ТОЧНОСТІ АВТОНОМНОЇ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ НА ГЕОСТАЦІОНАРНІЙ ОРБІТІ

3.1 Побудова алгоритму

Радіонавігаційне поле в навколосемному середовищі формується безперервною трансляцією радіосигналів навігаційними супутниками ГНСС. Псевдодальномірний метод, який використовується для розрахунку координат користувача, потребує одночасного прийому сигналів щонайменше від 4-ьох навігаційних супутників. Таким чином, питання оцінки доступності супутників ГНСС, які можуть бути видимі користувачу на різних відстанях від земної поверхні, є ключовим для визначення можливості використання супутникової навігації в космосі.

Модель радіонавігаційного поля супутників ГНСС базується на розрахунку просторового положення усіх НС в заданий момент (інтервал) часу та їх розташування відносно заданого положення (траєкторії руху) користувача. Це можливо шляхом використання алгоритмів застосування альманаху ГНСС для визначення координат супутників в довільний момент часу, які приведені в інтерфейсних контрольних документах систем GPS, ГЛОНАСС, Galileo [70], [81], [93], [94], [95].

У алгоритмі враховано всі обмеження з прийому радіосигналів, які виникають через їх затінення профілем Землі або вихід користувача за межі діаграми спрямованості (ДС) передавальної антени. При побудові алгоритму задіяні деякі ідеї з [13].

3.2 Структура алгоритму

Алгоритм може бути умовно розділена на ряд модулів, призначених виконувати окремі функції. Структурна блок-схема алгоритму приведена на рис. 3.1.

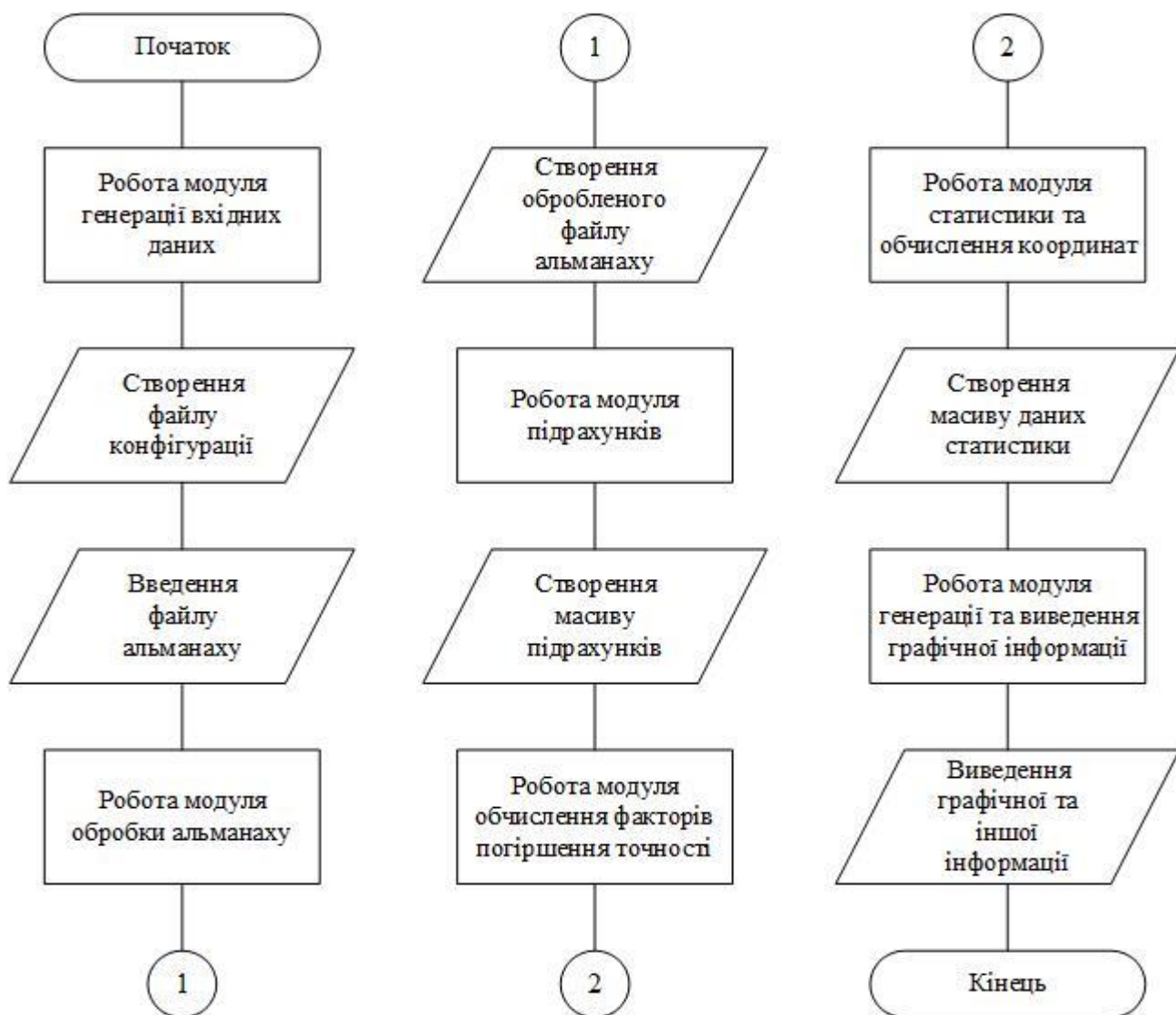


Рис. 3.1 – Структурна блок-схема алгоритму

До складу основних модулів входять:

1. Модуль генерації вхідних даних – використовується для введення даних у програму та їх обробки для зручного використання;
2. Модуль обробки альманаху - читання, обробка даних альманаху;
3. Модуль підрахунків
 - а) Обчислення дати у форматі супутникового часу;
 - б) Трансформація координат точки з географічних координат у систему ECEF;
 - в) Обчислення даних супутників та вибору видимих - обчислення даних наявних супутників, вибір «видимих» супутників;

4. Модуль обчислення факторів погіршення точності - приблизне обчислення факторів погіршення точності для кожної точки в кожен момент часу;

5. Модуль статистики та обчислення координат - обчислення координат заданої точки за рахунок псевдо відстані до супутників, при введенні нормальних помилок з заданим σ . Накопичення статистики, обчислення DOP факторів для отриманих точок;

6. Модуль генерації та виведення графічної інформації - виведення на екран заданих графіків, виведення на екран додаткових графіків.

3.3 Функціональні особливості алгоритму

Для вирішення поставлених задач необхідно виконати наступні дії:

1. Ввести вхідні дані симуляції – як у підрозділі 3.4;
2. Розшифрувати дані альманаху – особливості альманаху YUMA описані у пункті 2.2;
3. Визначити видимих супутників:
 - а) Конвертація вхідних даних у різні координатні системи (координатні системи описані у підрозділі 3.5);
 - б) Обчислення часу GPS (згідно до ІКД [54], [96], [81]). Час інших систем вважається синхронізованим до GPS (розрахунок поточної секунди у підрозділі 2.3);
 - в) Обчислення даних для кожного супутника у кожен момент часу:
 1. Обчислення ефемерид супутника згідно до ІКД (описано у підрозділі 2.4);
 2. Обчислення псевдодальностей (на даному етапі геометрично);
 3. Обчислення кутів (згідно до підрозділу 2.5);
 4. Відбір видимих супутників (згідно до підрозділу 2.9);
4. Обчислення статистичних даних, для кожної точки у кожен момент часу:
 - а) Формування похибок по нормальному закону з СКВ UERE (підрозділ 3.6);
 - б) Розрахунок значень псевдодальностей з урахуванням похибок (підрозділ 3.7);
 - в) Обчислення координат користувача (підрозділ 3.7);

Пункти (б) та (в) виконуються ітеративно;

г) трансформація координат у систему ENU (інформація про координатну систему у пункті 3.5.4);

д) Розрахунок факторів погіршення точності (підрозділ 3.9);

5. Розрахунок графічних параметрів та виведення графічної інформації – деякі рисунки потребують вирахування додаткових параметрів, таких як числове значення доступності, або мінімальне значення факторів погіршення точності, що забезпечується у відповідних сценаріях програми (результати роботи описані у підрозділах 3.10 – 3.11).

Функціональна схема моделі зображена на рис. 3.2.

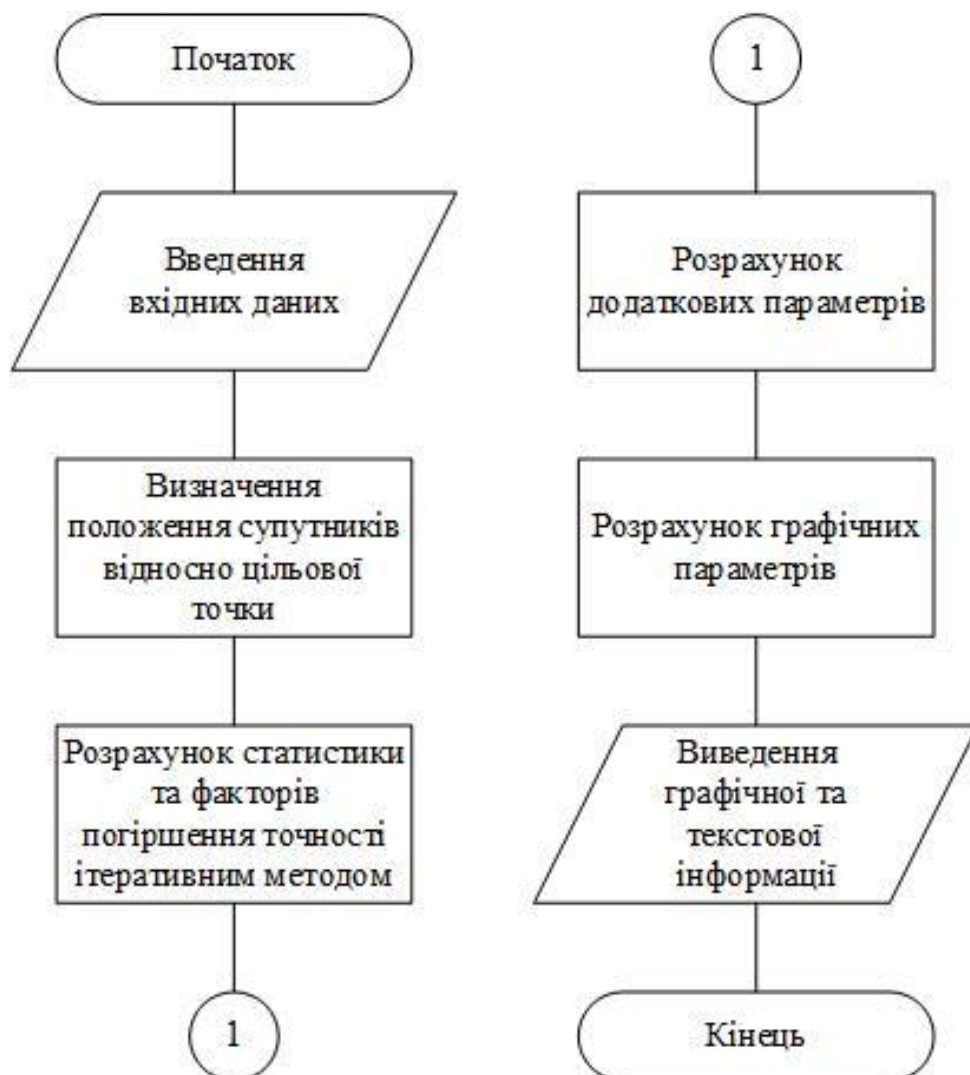


Рис. 3.2 – Функціональна схема моделі

3.4 Вхідні дані алгоритму

Вхідні дані алгоритму передбачають зміну кількості задіяних ГНСС, варіативність напрямів прийому сигналів навігаційних супутників (надгоризонтні та загоризонтні супутники основних та бокових пелюсток діаграм спрямованості).

Отже, для роботи алгоритму необхідно задати наступні параметри:

1. Дата:
 - а. календарна дата у форматі мм/дд/рік;
 - б. час за шкалою UTC – години, хвилини, секунди;
2. Альманах ГНСС (Або ефемериди, у випадку використання ефемерид);
3. Координати розташування користувача у форматі широта, довгота та висота над земною поверхнею;
4. Інтервал моделювання:
 - а. величина кроку;
 - б. кількість кроків;
5. Активація та налаштування умов вибору видимих супутників (згідно до підрозділу 2.9);
6. Налаштування статистики:
 - а. значення параметрів розподілу (σ , μ);
 - б. кількість варіантів для моменту часу;
7. Доступні системи та границі сузір'їв супутників по альманаху ;
8. Константи:
 - а. параметри Землі згідно до WGS84;
 - б. константа F для орбітальних параметрів;

До переліку математичних процедур, які мають бути реалізовані в алгоритмічному забезпеченні програмного продукту, входять:

- а. розв'язок рівняння Кеплера для моделі руху супутників GPS;
- б. розв'язок диференційних рівняння для моделі руху супутників GLONASS;
- в. розв'язок рівнянь та накопичення результатів статистичних оцінок.

3.5 Задіяні системи координат

У супутникових радіонавігаційних системах використовуються відносні геоцентричні системи координат WGS-84 [97], інерціальна (абсолютна, чи нерухома) геоцентрична система координат [98], [99], топоцентрична система координат [58], географічна і просторова еліпсоїдні системи координат [97], [98]. Початки, опорні напрямки та основні площини систем координат пов'язані з уявними лініями і крапками на поверхні Землі і небесній сфері [82], [98], [99], [100].

Початки координат можуть бути в центрі мас Землі, а також в будь-якій точці на поверхні Землі або в навколоземному просторі.

Опорні напрямки вибираються на точки Півночі або Півдня і поєднуються з віссю обертання Землі; на точку весняного рівнодення; на Грінвічський меридіан; на точки Північного і / або Південного полюса Землі [101], [102].

За опорні площини приймаються площину екватора, що проходить через центр мас Землі, і нормаль до площини екватора, що збігається з віссю обертання Землі; площину Грінвічського меридіана; орбітальні площині навігаційних супутників; площині, перпендикулярні до нормалям, відновленим до поверхні еліпсоїда, що апроксимує геоїд [97], [98], [102].

Для зручності користувач задає своє місцеположення у географічній системі координат. В алгоритмах, що використовуються для вирахування позиції супутників GPS, використовується система координат ECEF, тому для порівнянь позиції цілі необхідно перевести її координати з географічної системи у ECEF. Для підрахунку похибок у системі застосовується система ENU.

Відносна геоцентрична система координат WGS-84 застосовується у супутниковій системі GPS, її параметри використовуються в алгоритмах обробки інформації в супутникових навігаційних приймачах споживачів [97].

Початок і осі WGS-84 задаються наступним чином :

початок координат - центр мас Землі;

вісь Z спрямована в бік звичайного земного полюса (Conventional Terrestrial Pole (СТР)), як це визначено Міжнародним бюро часу (Bureau International de l'Heure (ВІН)) на основі координат для пунктів ВІН;

вісь X спрямована в точку перетину вихідного меридіана WGS-84 і площини екватора, як вихідний меридіана приймається нульовий меридіан, визначений на основі координат для пунктів ВІН;

вісь Y доповнює ортогональну правосторонню систему координат з початком у центрі мас Землі, т. е. розташовану в площині екватора під кутом 90° на схід від осі X .

Система координат WGS-84, як глобальна опорна система, включає в себе модель Землі в вигляді набору параметрів. Основні параметри WGS-84 наведено в табл. 3.1 [103], [97].

Таблиця 3.1 – Основні параметри WGS-84

Параметри	Позначення	Значення WGS – 84
Велика напіввісь еліпсоїду	a	6378137 м
Сплюснутість	f	1/298,257223563
Кутова швидкість обертання землі	ω_e	$7,292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с
Швидкість світла	c	$2,99792458 \cdot 10^8$ м/с
Геоцентрична гравітаційна стала з урахуванням маси атмосфери Землі	GM або (μ)	$398600,5 \text{ км}^3/\text{с}^2$
Нормалізований коефіцієнт другої зональної гармоніки гравітаційного потенціалу	C_{20}	$- 484,16685 \cdot 10^{-6}$

Інформація про місцезнаходження об'єкта може представлятися, як правило, не в координатах X, Y, Z , а в еліпсоїдальних географічних координатах широти, довготи. Просторово-еліпсоїдна географічна система координат зображена на рис. 3.3.

Згідно [97], просторова еліпсоїдальної географічна система координат визначена наступним чином (рис.3.3):

Початок системи координат знаходиться в центрі мас Землі;

Географічна (геодезична) широта (Φ) є кут, вимірюваний у меридіональній площині між екваторіальною площиною і нормаллю до еліпсоїда у точці P ;

Географічна (геодезична) довгота (λ) це кут, вимірний у екваторіальній площині між нульовим меридіаном, визначеним на основі координат для пунктів ВІН і площиною меридіана, що проходить крізь точку Р.

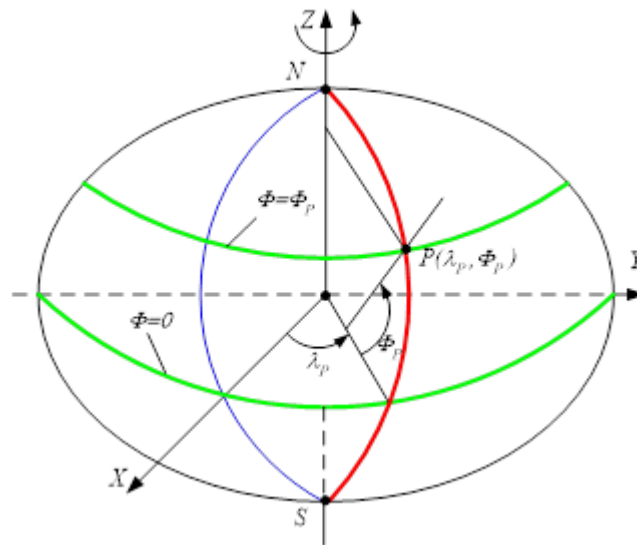


Рис. 3.3 – Еліпсоїдні географічні координати

У просторовій еліпсоїдній системі координат до широти та довготи додають висоту об'єкту над еліпсоїдом (h). Будь-яка точка у просторі задається координатами Φ, λ, h та формою еліпсоїда (a, f).

Висота h над еліпсоїдом вимірюється вздовж нормалі до його поверхні.

Координатна система ECEF обертається разом з Землею навколо її вісі обертання. Таким чином, певна точка на поверхні (або у навколосемному просторі) завжди має одні і ті самі координати. Система координат ECEF визначається наступним чином:

Початок координат знаходиться у центрі Землі,

Вісь Z проходить по осі обертання Землі, вказуючи на північний полюс,

Вісь X перетинає сферу Землі на широті 0° та довготі 0° ,

Вісь Y ортогональна вісям Z та X згідно до правила правої руки.

Координатна система ENU є локальною системою координат. Вона визначається наступним чином:

Вісь X - східна дотична до паралелей, записується як E,

Вісь Y – північна дотична до меридіан, записується як N,

Вісь Z – уверх від напрямку до центру Землі, визначається як U.

Для того щоб трансформувати координати з географічної системи у ECEF, необхідно знати наступні формули.

Припустимо, що маємо точку у географічній системі: $P_g = \begin{pmatrix} \lambda \\ \varphi \\ h \end{pmatrix}$, тоді отримати координати у системі ECEF можна за наступною формулою:

$$P_e = \begin{pmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N_e + h) \cos \varphi \cos \lambda \\ (N_e + h) \cos \varphi \sin \lambda \\ [N_e(1 - e^2) + h] \sin \varphi \end{pmatrix}, \quad (3.1)$$

значення параметрів e та N_e можна знайти за наступною формулою:

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}}, \quad (3.2)$$

$$N_e = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}, \quad (3.3)$$

де a – велика напіввісь ; b – мала напіввісь; e – перший ексцентриситет еліпсу; N_e – основний вертикальний радіус кривизни

У програмі обчислення N_e має дещо інший вигляд, формулу (№) необхідно домножити та поділити праву частину рівняння на значення великої напіввісі, також використовуючи тригонометричні перетворення отримуємо:

$$N_e = = \frac{a \cdot a}{a \cdot \sqrt{1 - (1 - \frac{b^2}{a^2}) \sin^2 \varphi}} = \frac{a^2}{\sqrt{a^2(1 - \sin^2 \varphi) + b^2 \sin^2 \varphi}} = \frac{a^2}{\sqrt{a^2 \cos^2 \varphi + b^2 \sin^2 \varphi}}. \quad (3.4)$$

Отже, формулу (№) можна записати у наступному вигляді:

$$\begin{cases} X_e = (N_e + h) \cos \varphi \cos \lambda \\ Y_e = (N_e + h) \cos \varphi \sin \lambda \\ Z_e = [N_e \frac{b^2}{a^2} + h] \sin \varphi \end{cases} \quad (3.5)$$

3.6 Оцінювання координат сервісних космічних апаратів

Для вирішення навігаційної задачі, тобто для встановлення місцеположення користувача, у супутникових системах використовується псевдодальномірний метод. Сутність даного методу полягає у визначення відстаней між навігаційними супутниками та КА задля знаходження його координат. Якщо координати КА оцінюються за допомогою однієї супутникової системи, то при одночасному розрахунку трьох координат та різниці часової шкали супутника і приймача (тобто

чотири невідомі величини) (рис. 3.4) псевдодальномірним методом необхідно знати відстань між КА та хоча б чотирма навігаційними супутниками, у випадку спільного використання декількох систем необхідно також визначати різницю часової шкали для кожної системи, що збільшує мінімально необхідну кількість рівнянь. Ці відстані вимірюються між фазовими центрами передавальної антени навігаційного супутника та прийомної антени КА та використовуються для формування рівнянь для оцінки значень координат та різниці шкал часу [82].

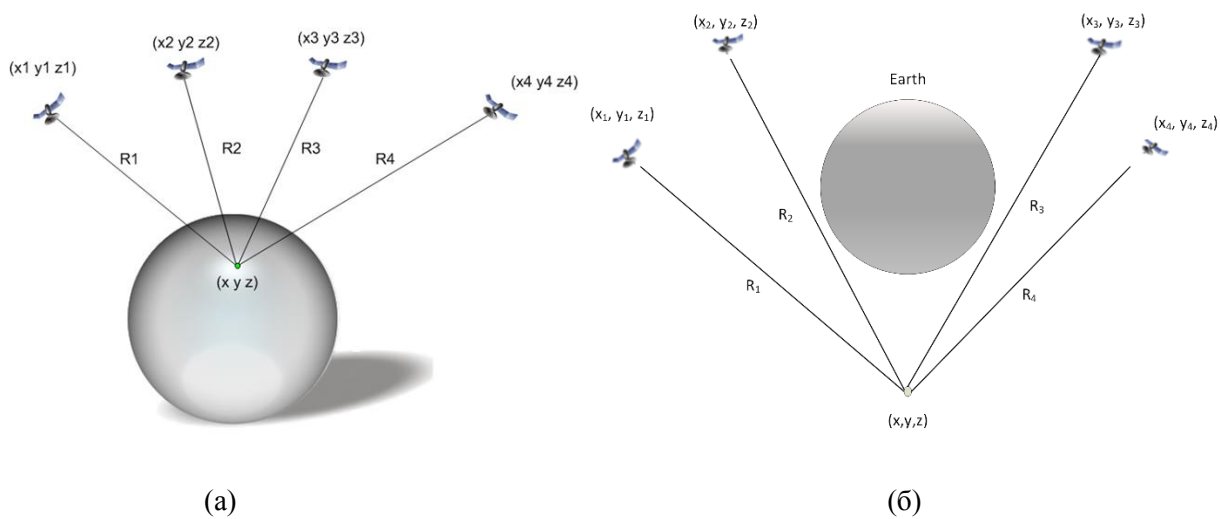


Рис. 3.4 – Визначення координат користувача псевдодальномірним методом:
а – для точки на поверхні Землі; б – для точок у космічній зоні обслуговування.

На рисунку R_i – псевдодальність до i -того супутника, $(x; y; z)$ – координати користувача, $(x_i; y_i; z_i)$ – координати i -того супутника.

Виміряні відстані між i -тим навігаційним супутником та користувачем називають псевдодальностями до i -того супутника. Псевдодальність є розрахунковою величиною і вимірюється як добуток швидкості розповсюдження електромагнітних хвиль та часу, під час якого сигнал супутника досягає користувача (КА). Цей час вимірюється у апаратурі користувача.

Отже, щоб отримати значення відстані від i -того супутника до користувача:

$$R_i = c * \Delta t_i, \quad (3.6)$$

де R_i – псевдодальність до i -того супутника, Δt – час проходження сигналу між фазовими центрами антен i -того навігаційного супутника та КА, $c = 299\,792\,458$ м/с, швидкість розповсюдження електромагнітних хвиль у просторі.

Значення псевдодальності також можна порахувати з використання координат i -того супутника $(x_i; y_i; z_i)$ та користувача $(x; y; z)$:

$$R_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}. \quad (3.7)$$

Зрозуміло, що наведене вище рівняння містить три невідомі величини, а, отже, необхідно хоча б три рівняння у системі для визначення координат користувача.

Оскільки шкали часу користувача та часу навігаційного супутника не синхронізовані, то при визначенні псевдодальності необхідно врахувати погрішність, що виникає у результаті даної різниці. Враховуючи те, що псевдодальності до супутників мають бути вираховані одночасно, а також синхронізованість шкал супутників окремої супутникової системи, то різницю шкал користувача та навігаційного супутника можна вважати величиною постійною, але невідомою.

При врахуванні різниці шкал часу $\Delta\tau$ отримуємо наступне рівняння:

$$R_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + c\Delta\tau. \quad (3.8)$$

Отже, навігаційну задачу можна представити у вигляді наступної системи:

$$\begin{cases} R_1 = \sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} + c\Delta\tau \\ R_2 = \sqrt{(x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 + (z - z_2)^2} + c\Delta\tau \\ R_3 = \sqrt{(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2} + c\Delta\tau \\ R_4 = \sqrt{(x - x_4)^2 + (y - y_4)^2 + (z - z_4)^2} + c\Delta\tau \end{cases}. \quad (3.9)$$

Але, різниця у шкалах часу між навігаційним супутником та користувачем є не єдиним джерелом похибок, тому у загальному вигляді дані вище рівняння можна записати наступним чином:

$$R_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} + c\Delta\tau + \Delta_i, \quad (3.10)$$

де Δ_i – похибки визначення псевдодальності i -го супутника за рахунок похибок визначення ефемерид, частотно-часового забезпечення, швидкості розповсюдження

радіохвиль у тропосфері та іоносфері, шуму у місці прийому, шуму прийомного каналу апаратури користувача, а також сонячної радіації, тощо.

3.7 Похибки оцінювання псевдодальності

Згідно до [54] значення похибки вимірювання псевдодальності користувача розраховуються наступним чином:

$$UERE = \sqrt{\Delta_{sys}^2 + \Delta_{user}^2}, \quad (3.11)$$

де UERE - похибки вимірювання псевдодальності користувача,

Δ_{sys} – системна похибка вимірювання псевдодальності,

Δ_{user} – похибка вимірювання псевдодальності за рахунок місцеположення та апаратури користувача.

Згідно до [11], [12] та результатів дослідження EGNOS у НАУ відомо, що похибки вимірювання псевдодальності користувача мають випадкову природу та наближені до нормального закону розподілу.

Системна похибки вимірювання псевдодальності визначається як квадратний корінь з суми квадратів похибок системного сегменту GPS.

$$\Delta_{sys} = \sqrt{\sum_{k=0}^n \Delta_k^2}. \quad (3.12)$$

Значення складових для системної похибки вимірювання дані у таблицях 3.2 та 3.3 для «свіжих» та для граничних даних відповідно [54].

Таблиця 3.2 – Складові системної похибки визначення псевдодальності для свіжих даних

Джерела похибки		Значення для процентиля 95 (ACC95), м
Космічний сегмент	Групова затримка	3.1
	Інші похибки сегменту	1
Сегмент контролю	Похибка оцінки ефемерид та часу	2
	Похибка апроксимації часу	0.8
	Групова затримка	4.5
	Інші похибки сегменту	1

Таблиця 3.3 – Складові системної похибки визначення псевдодальності для граничних даних

Джерела похибки		Значення для процентиля 95 (ACC95), м
Космічний сегмент	Групова затримка	3.1
	Стабільність годинника	8.9
	Похибка прискорення супутника	2
	Інші похибки сегменту	1
Сегмент контролю	Похибка оцінки ефемерид та часу	2
	Похибка передбачення ефемерид	6.7
	Похибка апроксимації часу	0.8
	Групова затримка	4.5
	Інші похибки сегменту	1

Отже, маємо наступні значення системних похибок:

$$\Delta_{sys_c} = \sqrt{\sum_{k=0}^n \Delta_k^2} = 6.042 \text{ м ACC95}, \quad (3.13)$$

$$\Delta_{sys_r} = \sqrt{\sum_{k=0}^n \Delta_k^2} = 12.83 \text{ м ACC95}. \quad (3.14)$$

Оскільки значення дані як процентиль 95 необхідно перетворити їх у точність σ для зручності. У даному випадку значення ACC95 складає 1.96 σ .

Таким чином, маємо наступні значення:

$$\Delta_{sys_c} = \frac{6.042}{1.96} = 3.083 \text{ м } \sigma, \quad (3.15)$$

$$\Delta_{sys_r} = \frac{12.83}{1.96} = 6.55 \text{ м } \sigma. \quad (3.16)$$

Згідно з [54] для моментів часу між свіжими та граничними значеннями даних використовується σ 4 м для визначення системної точності.

Якщо прийняти значення похибки користувача у 1 м, то маємо наступні значення UERE:

1. Значення UERE: при свіжих значеннях дорівнює 3.24 м
2. Значення UERE: при стандартних операціях дорівнює 4.12 м
3. Значення UERE: при граничних операціях дорівнює 6.63 м

3.8 Статистична обробка результатів

Для залучення статистики до масиву значень псевдодальності додаються випадкові величини, що розподілені згідно до нормального закону з σ , що відповідає нормативним значенням UERE у підрозділі 2.11. Таким чином маємо наступну псевдодальність:

$$PR_{stat k} = PR_{ideal k} + \Delta PR_k, \quad (3.17)$$

$$PR_{stat k} = \sqrt{(X_k - R_x)^2 + (Y_k - R_y)^2 + (Z_k - R_z)^2} + normrnd(mu, sigma), \quad (3.18)$$

де k – значення відповідної псевдодальності видимого супутника у заданій реалізації,

$PR_{ideal k}$ – ідеальне значення псевдодальності для відповідного k ,

ΔPR_k – значення похибки вимірювання псевдодальності для моменту k ;

$normrnd(mu, sigma)$ – випадкове значення з нормального розподілу з заданими середнім значенням та середнім квадратичним відхиленням відповідно;

$(X_k; Y_k; Z_k)$ – ефемериди відповідного супутника у системі ECEF;

$(R_x; R_y; R_z)$ – ефемериди КА у системі ECEF.

Для фактичних розрахунків координат необхідно застосувати рекурсивний алгоритм.

Розрахунок характеристик точності виконується за рахунок введення нормально-розподіленої похибки до вимірів псевдодальності від кожного супутника, при цьому математичне очікування приймається за 0, а значення σ вибирається згідно до значень у підрозділі 3.7.

3.9 Використання мульти-ГНСС

Дев'яте засідання Міжнародного комітету з глобальних навігаційних супутникових систем (ICG - 9), відбулось у Празі з 10 по 14 листопада 2014 року.

На засіданні комітету були розглянуті питання сумісності і взаємодоповнення глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС), обговорена проблема виявлення та зниження впливу умисних і неумисних перешкод навігаційним сигналам, розглянуті проблемні питання надання навігаційних послуг в космічному просторі для управління польотом космічних апаратів на орбітах вище за 2-3 тисячі

кілометрів. Передбачається підготовка документу з технічними характеристиками навігаційних полів, що створюються супутниковими навігаційними системами в космосі. Викладене ще раз підтвердило актуальність проблеми, що розроблялася в звіті.

Розвиток глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС) має на увазі спільне використання GPS (США), ГЛОНАСС (Росія), GALILEO (Євросоюз), COMPASS (Китай), SDCM (Росія), QZSS (Японія), IRNSS (Індія), СКНЗУ (Україна). Сучасна навігаційна апаратура забезпечує можливість одночасного прийому сигналів усіх супутників, що знаходяться в прямій видимості. При цьому вважається, що чим більше каналів навігаційних приймачів обробляють сигнали супутників, тим якісніше виходить рішення навігаційної задачі в сенсі точності, цілісності, безперервності обслуговування і експлуатаційної готовності систем.

В умовах обмеженої доступності GNSS внаслідок нерівності місцевості, нестійкого радіонавігаційного поля, електромагнітних завад число супутників в прямій видимості може істотно зменшитися, що приведе до неможливості визначення координат.

Оцінка доступності проводиться з використанням наступних методу і моделі. В топоцентричній системі координат складається матриця геометрії навігаційних супутників:

$$[G] = \begin{bmatrix} K & K & K & 1 \\ -\cos EL_i \cos Az_i & -\cos EL_i \sin Az_i & -\sin EL_i & 1 \\ K & K & K & 1 \end{bmatrix}, \quad (3.19)$$

де EL_i - кут видимості i -го навігаційного супутника;

Az_i - азимут i -го навігаційного супутника;

$i \in 1, \dots, N$;

N - кількість навігаційних супутників, що використовуються при розрахунках.

Кути видимості і азимуту розраховуються через кеплерові елементи орбіт супутників. Альманах супутників фірми Trimble Inc перетворюється в стандартний формат YUMA.

Користуючись формулою вище розраховуються діагональні елементи матриці:

$$[G^T G]^{-1} = \begin{bmatrix} g_{11} & \dots & \dots & \dots \\ \dots & g_{22} & \dots & \dots \\ \dots & \dots & g_{33} & \dots \\ \dots & \dots & \dots & g_{44} \end{bmatrix}, \quad (3.20)$$

де T – знак транспонованої матриці.

Через елементи (3.20) розраховуються фактори погіршення точності: геометричний ($GDOP$), просторовий ($PDOP$), горизонтальний ($HDOP$), вертикальний ($VDOP$), часовий ($TDOP$) відповідно:

$$\begin{aligned} GDOP &= \sqrt{gg_{11} + gg_{22} + gg_{33} + gg_{44}}, \\ PDOP &= \sqrt{gg_{11} + gg_{22} + gg_{33}}, \\ HDOP &= \sqrt{gg_{11} + gg_{22}}, \\ VDOP &= \sqrt{gg_{33}}, \\ TDOP &= \sqrt{gg_{44}}. \end{aligned} \quad (3.21)$$

Використання геометричних факторів при оцінці якості навігаційних характеристик широко використовується і дозволяє, зокрема, перейти від похибок вимірювання псевдовідстані до оцінки точності визначення координат і часу в просторі, горизонтальній і вертикальній площинах. Тому точність (*Accuracy*) визначається за виразом:

$$Accuracy = UERE \cdot DOP, \quad (3.22)$$

де $UERE$ (User Equivalent Range Error) – середньоквадратична похибка вимірювання псевдовідстані користувачем.

При використанні лише сигналів, що проходять крізь основний пелюсток діаграми спрямованості, найчастіше або не маємо рішення, або маємо високий геометричний фактор.

Вираз вище дозволяє отримати середньоквадратичні навігаційні похибки координат в просторі (*UPNE*), горизонтальній (*UHNE*) і вертикальній (*UVNE*) площинах:

$$UPNE = UERE \cdot PDOP, \quad (3.23)$$

$$UHNE = UERE \cdot HDOP, \quad (3.24)$$

$$UVNE = UERE \cdot VDOP. \quad (3.25)$$

Якщо відомі середньоквадратичні похибки вимірювань зміни псевдовідстані (*UERRE*), то похибки зміни швидкостей обчислюються за виразами аналогічно до похибок визначення координат.

Розрахунок координат мульти-ГНСС виконується в системі ECEF в загальному вигляді за формулою:

$$[\delta X] = \{[G]^T \cdot [G]\}^{-1} \cdot [G]^T \cdot [\delta PR], \quad (3.26)$$

де $[\delta X] = [X^{(m+1)}] - [X^{(m)}] = [\delta x \ \delta y \ \delta z \ \delta h_{s1} \ \delta h_{s2} \ \dots \ \delta h_{sn}]^T$ - збільшення шуканих координат на останній ітерації,

$[\delta Pr_i] = [PR^{(m+1)}] - [PR^{(m)}]$ - збільшення псевдодальності на заключній ітерації,

$i \in 1, \dots, n$ - номери супутників, що беруть участь у вирішенні навігаційної задачі,

При використанні декількох систем маємо наступну матрицю спостережень:

$$[G] = \begin{pmatrix} \frac{-(x_{s1} - x)}{PR_{s1}^{расч.}} & \frac{-(y_{s1} - y)}{PR_{s1}^{расч.}} & \frac{-(z_{s1} - z)}{PR_{s1}^{расч.}} & 1_{s1} & 0_{s1} & \dots & 0_{s1} \\ (\cdot)_{s1} & (\cdot)_{s1} & (\cdot)_{s1} & 1_{s1} & 0_{s1} & \dots & 0_{s1} \\ \frac{-(x_{s2} - x)}{PR_{s2}^{расч.}} & \frac{-(y_{s2} - y)}{PR_{s2}^{расч.}} & \frac{-(z_{s2} - z)}{PR_{s2}^{расч.}} & 0_{s2} & 1_{s2} & \dots & 0_{s2} \\ (\cdot)_{s2} & (\cdot)_{s2} & (\cdot)_{s2} & 0_{s2} & 1_{s2} & \dots & 0_{s2} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{-(x_{sn} - x)}{PR_{sn}^{расч.}} & \frac{-(y_{sn} - y)}{PR_{sn}^{расч.}} & \frac{-(z_{sn} - z)}{PR_{sn}^{расч.}} & 0_{sn} & 0_{sn} & \dots & 1_{sn} \end{pmatrix} \quad (3.27)$$

де $s1, s2, \dots, sn$ – дальномірні джерела різних супутникових систем.

Для вирішення навігаційного завдання в системі координат ENU потрібно перейти із системи ECEF в ENU. Обидві системи координат є декартовими і процедура перетворення записується в наступний спосіб:

$$\begin{bmatrix} \Delta x_{ENU} \\ \Delta y_{ENU} \\ \Delta z_{ENU} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix}_{ECEF} \quad (3.28)$$

Але як впливає з (3.27) координати ECEF містять в своєму складі компоненти, які стосуються розбіжності шкал часу різних систем.

$$[\delta T]_{ECEF} = \begin{bmatrix} \delta h_{s1} \\ \delta h_{s2} \\ \dots \\ \delta h_{sn} \end{bmatrix}. \quad (3.29)$$

На відміну від перетворення координат (3.28) часові складові (3.29) при перетворенні з ECEF в ENU не змінюються і зв'язок між ними встановлюється співвідношеннями:

$$[\delta T_{ENU}] = [E] \cdot [\delta T]_{ECEF} \quad (3.30)$$

або:

$$\begin{bmatrix} \delta h_{s1} \\ \delta h_{s2} \\ \dots \\ \delta h_{sn} \end{bmatrix}_{ENU} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta h_{s1} \\ \delta h_{s2} \\ \dots \\ \delta h_{sn} \end{bmatrix}, \quad (3.31)$$

де $[E]$ – одинична матриця.

Поєднуючи матриці (3.29-3.31) отримуємо

$$\begin{bmatrix} \Delta x_{ENU} \\ \Delta y_{ENU} \\ \Delta z_{ENU} \\ \delta h_{s1} \\ \delta h_{s2} \\ \dots \\ \delta h_{sn} \end{bmatrix} = [S] \cdot \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta h_{s1} \\ \delta h_{s2} \\ \dots \\ \delta h_{sn} \end{bmatrix}, \quad (3.32)$$

де

$$[S] = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.33)$$

Матриця $[S]$ є унітарною і для неї виконується

$$\begin{aligned} [S] \cdot [S]^T &= [S]^T \cdot [S] = [E], \\ [S]^T &= [S]^{-1}. \end{aligned} \quad (3.34)$$

З урахуванням викладеного, перетворимо координати з системи ECEF в ENU.

Помножимо обидві частини (3.29) зліва на $[S]$:

$$[S] \cdot [\delta X] = [S] \cdot \{[G]^T \cdot [G]\}^{-1} \cdot [G]^T \cdot [\delta PR]. \quad (3.35)$$

Перетворимо праву частину (3.48) і отримаємо

$$\begin{aligned} [S] \cdot [\delta X] &= \{[G]^T \cdot [G] \cdot [S]^{-1}\}^{-1} \cdot [S]^{-1} \cdot [S] \cdot [G]^T \cdot [\delta PR] \\ &= \{[S] \cdot [G]^T \cdot [G] \cdot [S]^T\}^{-1} \cdot [S] \cdot [G]^T \cdot [\delta PR]. \end{aligned} \quad (3.36)$$

Обозначимо

$$[S] \cdot [G]^T = [H]^T, \quad [G] \cdot [S]^T = [H]. \quad (3.37)$$

Отже, з (3.39, 3.45, 3.50) отримуємо вираз для розрахунку координат в системі ENU:

$$\begin{bmatrix} \Delta x_{ENU} \\ \Delta y_{ENU} \\ \Delta z_{ENU} \\ \delta h_{s1} \\ \delta h_{s2} \\ \dots \\ \delta h_{sn} \end{bmatrix} = \{[H]^T \cdot [H]\}^{-1} \cdot [H]^T \cdot [\delta PR]. \quad (3.38)$$

3.10 Оцінювання доступності та точності

Для оцінки характеристик автономної навігації на геостаціонарній орбіті необхідно, у першу чергу, розглянемо такі характеристики як доступність та точність. При цьому, доступність залежить від кількості видимих супутників та можливості забезпечення заданої точності. Значний вплив на формування факторів точності та доступності мають публікації [11], [12].

З даних федерального радіонавігаційного плану [74] знаємо, що для автономної навігації космічних апаратів у межах КОО необхідно забезпечити точність у 100 м для 1σ у тривимірному просторі, при цьому похибка визначення часу не може перевищувати значення у 500 мікросекунд.

Для симуляції статистики використано наступні значення СКВ UERE (див. підр. 3.6):

а) 3.24 м – враховує значення похибок контрольного та космічного сегментів ГНСС для свіжих даних ефемерид [54];

б) 4.12 м – номінальне значення похибок контрольного та космічного сегментів ГНСС [10] при роботі на всьому проміжку чинності даних ефемерид;

в) 6.63 м – значення для застарілих, але все ще доступних ефемерид з урахуванням похибки користувача [54].

Значення вище вираховані з точністю 1σ . Отримані значення у 3.24 м схожі до даних, що використовуються для позначення точності у [104]. Важливим зауваженням є те, що у космічному просторі не має атмосфери, а, отже, характерні помилки, що виникають при її проходженні, відсутні, що значно впливає на точність вимірювань. Але, для покращення точності вимірювань необхідно транслювати на КА точні значення ефемерид супутників та іншу інформацію для корегування. Похибка користувача приймається за 1 м для врахування явища багатопроменевості

при антені КА та шуму всередині приймача. Можливі менші значення похибки за рахунок використання GPS-Enhanced Onboard Navigation System (GEONS) [105].

Точність визначається у координатній системі ENU. Припустимо, що ΔE_i , ΔN_i , ΔU_i – це похибки по Східному, Північному та Вертикальному компонентах для i -тої оцінки координат, при n – загальній кількості вимірювань. Тоді вирізняють наступні значення точності:

1. ACC95 – точність 95 перцентилля, тобто 95 % значень знаходяться у заданих межах. Рахується для кожної координати окремо;

2. RMSV – вертикальне середньоквадратичне відхилення, вимірюється як:

$$RMSV = \sqrt{\frac{1}{n} * \sum_{i=1}^n \Delta U_i^2}. \quad (3.39)$$

3. RMSH – горизонтальне середньоквадратичне відхилення:

$$RMSH = \sqrt{\frac{1}{n} * \sum_{i=1}^n (\Delta E_i^2 + \Delta N_i^2)}. \quad (3.40)$$

4. RMS3D - середньоквадратичне відхилення по трьом координатах, у наступних розділах визначена як навігаційна похибка користувача (НПК):

$$RMS3D = \sqrt{\frac{1}{n} * \sum_{i=1}^n (\Delta E_i^2 + \Delta N_i^2 + \Delta U_i^2)}. \quad (3.41)$$

Для оцінки доступності було використано наступні вимоги до операцій:

1) Рух у просторі – значення похибки вимірювання по трьом координатах не має перевищувати 556 м (подібно до вимог аеродромної зони літаків [8, таб. 4-1]), для зручності задана типова операція 1 (ТО1);

2) Операції автономної навігації – значення похибки вимірювання по трьом координатах не має перевищувати 100 м (згідно до вимог у [74]), для зручності задана типова операція 2 (ТО2);

3) Наближення до цілі – значення похибки вимірювань у горизонтальній площині до 40 м, та 20 м у вертикальній площині (подібно до APV-2 [106]), для зручності задана типова операція 3 (ТОЗ).

Доступність вираховується як відсоток ітерацій, які задовольняють висунуті зверху умови відповідно до операції, по відношенню до загальної кількості ітерацій:

$$Av = \frac{\sum_{i=1}^n \begin{cases} 1, & RMS3D \leq AL \\ 0, & RMS3D > AL \end{cases}}{n}, \quad (3.42)$$

де AL – граничне значення точності згідно з вимогами до операцій вище, у випадку операції наближення до цілі замість $RMS3D$ використовують відповідно $RMSH$ та $RMSV$.

Для кращої обробки інформації модулі збираються у формі «сценаріїв», тобто чіткої послідовності дій з певними особливостями налаштування.

Виділені наступні сценарії:

1. Доступні супутники на Землі.

Фактично є стандартним режимом навігаційного приймача, тобто використовує лише надгоризонтні супутники на невеликому віддаленні від поверхні Землі. Використовується для перевірки правильності підрахунку позицій супутників та факторів погіршення точності;

2. Транзитні орбіти.

Використовується для аналізу ситуації на орбітах до геостаціонарної. Дозволяє спільне використання ГНСС, використання як надгоризонтних, так і загоризонтних супутників у основному та бокових пелюстках. Рух у цій зоні найчастіше пов'язаний з необхідністю виведення супутників на більш високі орбіти, тощо. Дозволяє отримання результатів як у певний момент часу, так і у певному інтервалі для однієї або багатьох точок інтересу (місцеположень КА);

3. ГЕО

Даний сценарій створено спеціально для аналізу ситуації на геостаціонарній та геосинхронних орбітах. Існують варіації як для окремих позицій, так і для всієї

орбіти з відповідними рисунками для виведення інформації у графічній формі. Для виведення інформації по доступності на інтервалі часу використовуються декілька типів операцій з заданими вимогами.

3.11 Результати роботи алгоритму

Вихідні дані, які повинні одержуватись в результаті моделювання мають надавати інформацію про потенційну доступність навігаційних супутників шляхом визначення загальної кількості та номерів видимих супутників, джерел їх сигналів. Оскільки важливим з точки зору геометричного фактору погіршення точності є розташування видимих навігаційних супутників відносно користувача, то доцільним є визначення кутів азимуту та піднесення над уявною площиною горизонту для кожного супутника. Для визначення потенційної точності навігаційних визначень програмний продукт має розраховувати значення факторів погіршення точності (GDOP, PDOP, інші DOP фактори).

Кількісні результати роботи

Алгоритм дозволяє проводити симуляції розрахунку координат в розрахованих умовах з заданими статистичними параметрами похибки визначення відстані до навігаційних супутників.

Таким чином, алгоритм має наступні результати роботи:

1. загальна кількість та номери видимих НС для заданого моменту (інтервалу) часу;
2. Масив даних по видимим супутникам:
 - а. PRN номери видимих супутників;
 - б. кут, під яким супутник видно з даної точки;
 - в. координати супутника у системі ECEF;
 - г. кут азимуту супутника;
 - д. кут піднесення супутника;
 - е. належність супутника до відповідних пелюсток діаграми спрямованості.

3. Масив даних по факторам погіршення точності для даних точок, при використанні окремих систем, а також всіх систем разом.

4. Статистичні дані для оцінки точності навігаційних визначень:

- а. оцінка координат з похибкою;
- б. різниця між оцінкою координат та наперед відомими значеннями для оцінки абсолютної похибки їх визначення;
- в. середнє квадратичне відхилення значень розрахованих координат;
- г. Підрахунок координат з точністю до 95%;
- д. Підрахунок горизонтальної навігаційної похибки користувача;
- е. Підрахунок вертикальної навігаційної похибки користувача;
- є. Підрахунок загальної навігаційної похибки користувача;
- ж. дані по факторам погіршення точності.

5. Значення доступності.

Дані по точності підраховано згідно до [54].

Графічні відображення

Частина отриманих в результаті роботи програмного продукту даних для зручності сприйняття має бути виведена графічно. До такої інформації відноситься: тривалість спостереження НС (рис. 3.5), кут піднесення над площиною горизонту кожного видимого НС та кут місця (рис. 3.6 та 3.7 відповідно), графік положення навігаційних супутників відносно досліджуваного КА (рис. 3.8, графік зміни з часом значення геометричного фактору погіршення точності (рис. 3.9) та просторове розташування супутників ГНСС відносно Землі та заданого положення користувача (рис. 3.10).

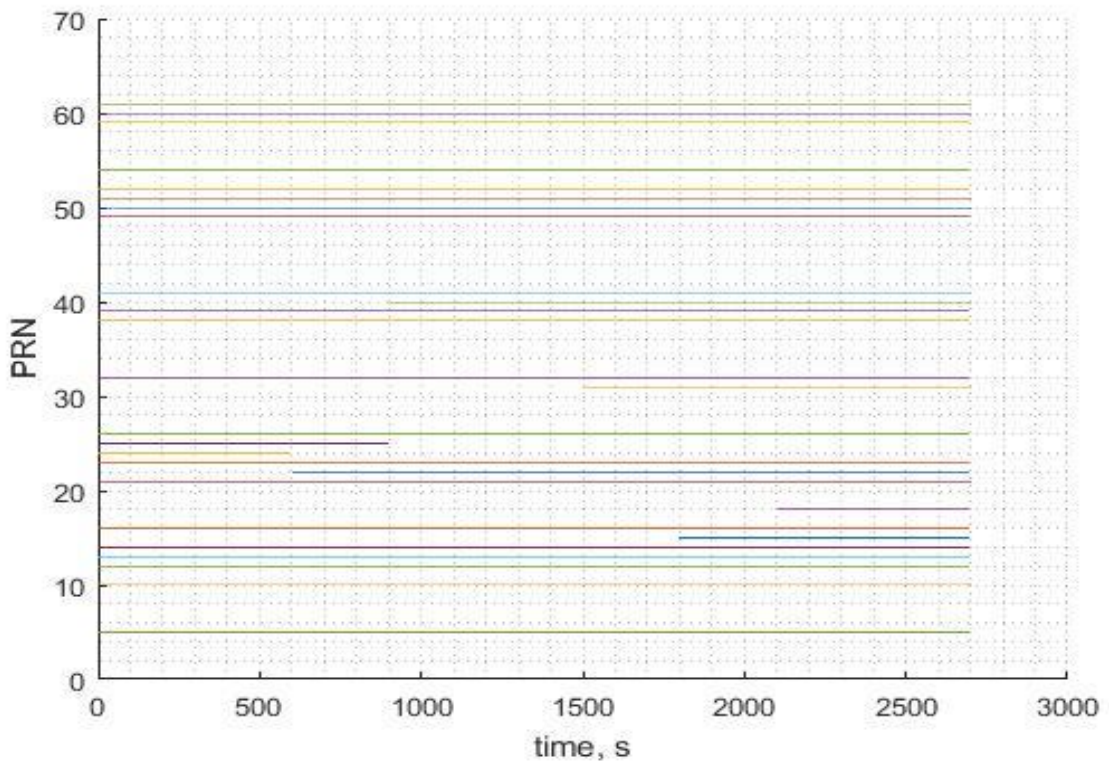


Рис. 3.5 – Інтервали видимості супутників GPS та ГЛОНАСС

На рисунку по горизонтальній осі зображений час симуляції від початкового моменту, на вертикальній осі зображені PRN номери супутників згідно до альманаху. Даний рисунок дозволяє як оцінити кількість доступних супутників, так і злічити їх з даними з інших джерел для перевірки правильності роботи програми.

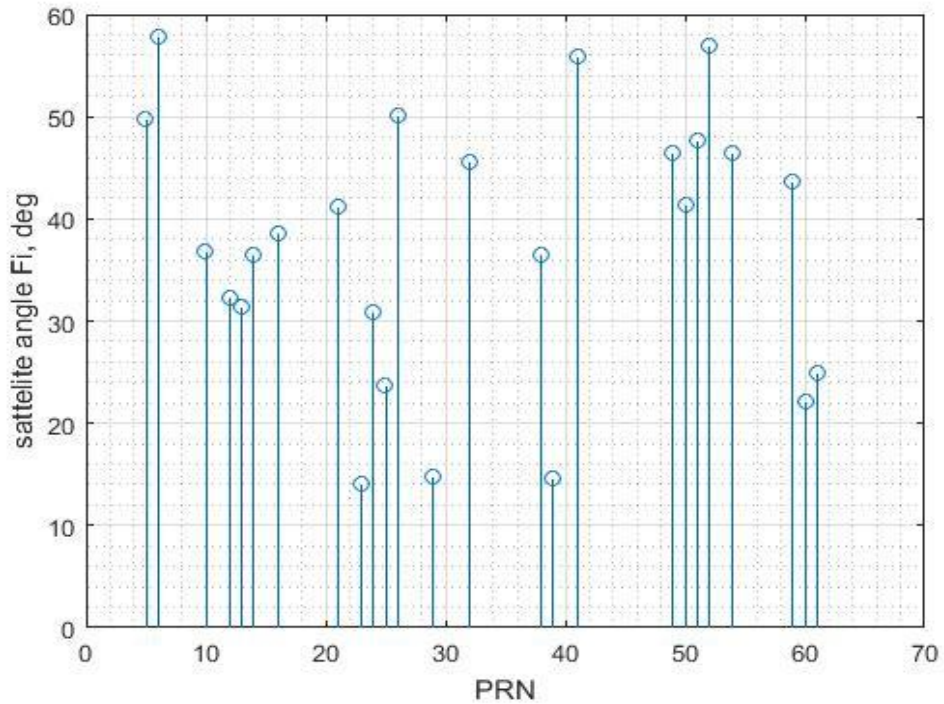


Рис. 3.6 – Кут піднесення над площиною горизонту кожного видимого НС

На рисунку по горизонтальній осі зображено номери видимих супутників, по вертикальній осі зображено піднесення над площиною горизонту. Даний графік дозволяє контролювати правильність фільтрації видимих супутників, а також окремо порахувати кількість супутників у основній та бічних пелюстках.

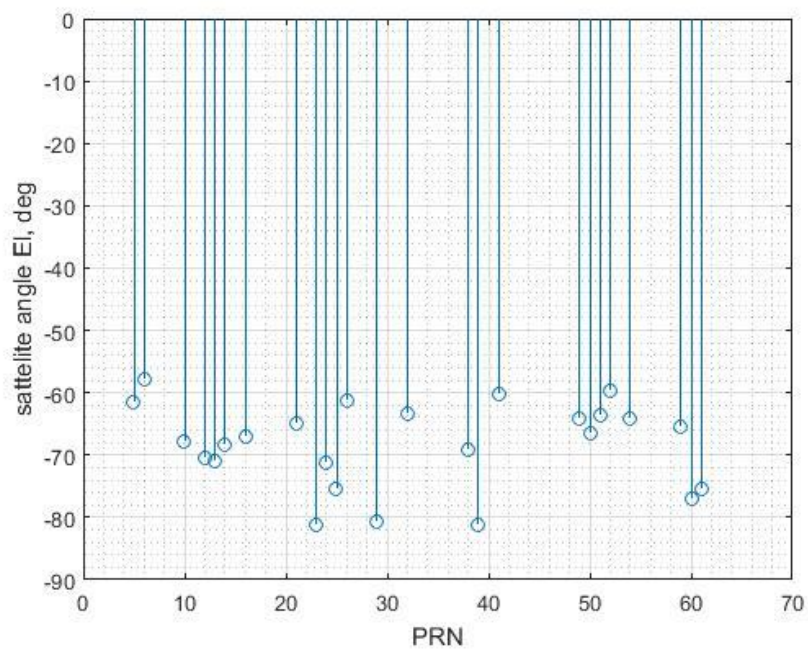


Рис.3.7 – Кут місця супутників відносно КА

На рисунку по горизонтальній осі зображено номери видимих супутників, по вертикальній осі зображено кут місця супутників відносно досліджуваного космічного апарату. Надгоризонтні супутники мають позитивні значення, тоді як загоризонтні – негативні. У даному випадку доступні лише загоризонтні супутники, у більшості з бокових пелюсток.

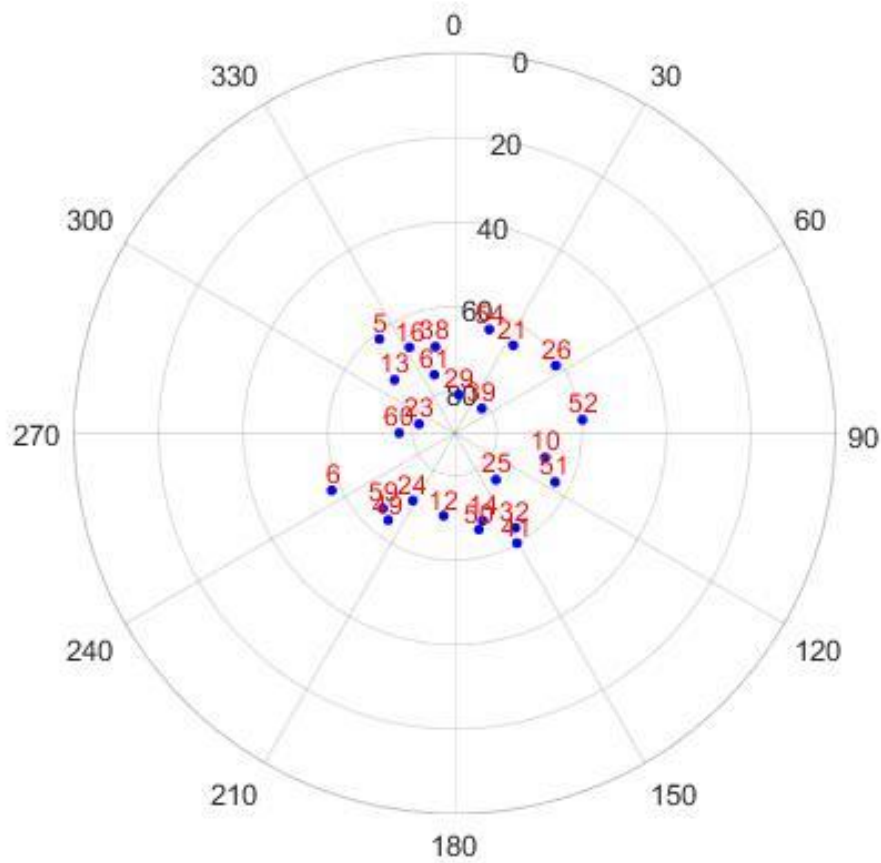


Рис. 3.8 –Рисунок положення навігаційних супутників відносно досліджуваного КА

На рисунку у полярній системі координат по колу відображено азимут супутників, до внутрішньої частини кола відкладено кут місця. Супутники зображені синіми точками, червоними цифрами вказані їх відповідні PRN номери. Дана ситуація характерна для КА на геостационарній орбіті, оскільки більшість супутників потрапляють всередину кола.

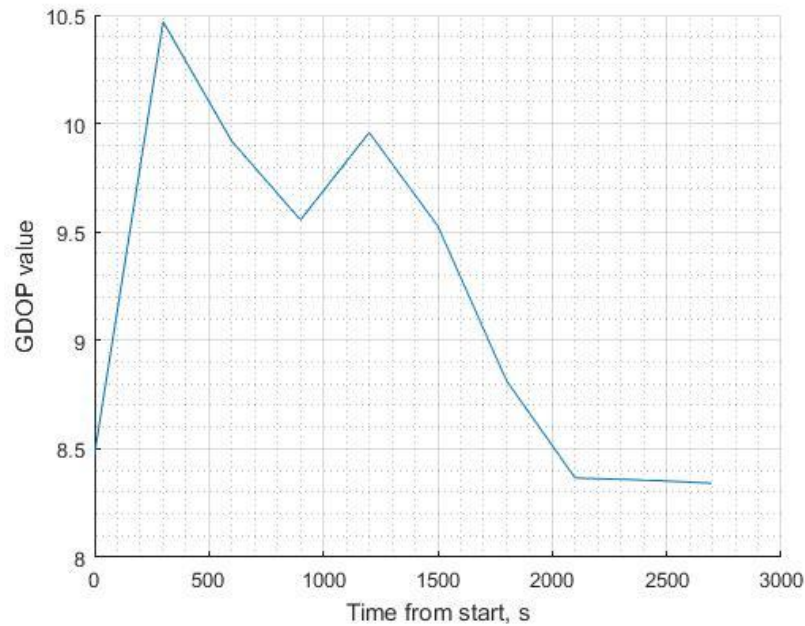


Рис. 3.9 – Кут піднесення над площиною горизонту кожного видимого НС

На рисунку по горизонтальній осі зображений час симуляції від початкового моменту, на вертикальній осі зображені значення факторів погіршення точності. Дозволяє оцінити динаміку змін DOP на значних часових інтервалах.

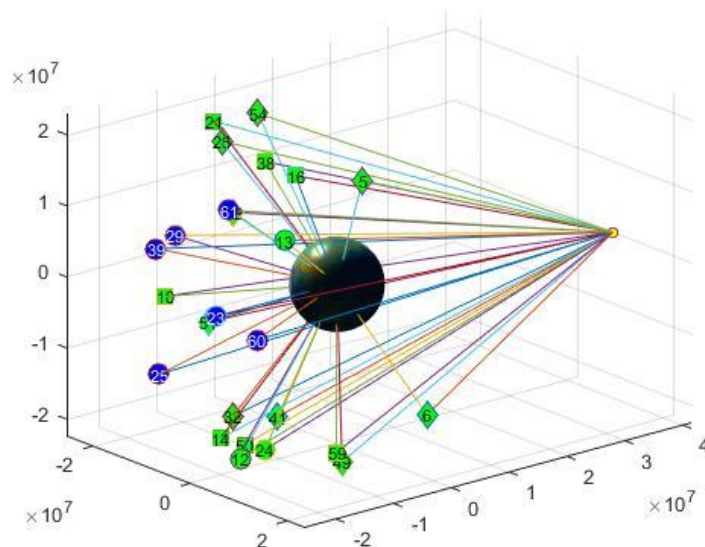







Рис. 3.10 – Просторове розташування супутників ГНСС відносно Землі та заданого положення користувача

Рисунок зображає положення супутників відносно досліджуваної точки. Осі рисунка відповідають координатам у системі ECEF, а, отже, початок координат

відповідає центру мас землі. У центрі також знаходиться умовне зображення Землі. Жовте коло справа відповідає заданому місцеположенню КА. Різні позначки зліва відповідають супутникам, сигнали яких отримані з різних джерел інформації. Супутники всередині мають власний PRN номер. Кожен супутник лініями поєднано з центром мас Землі та досліджуваною точкою.

На рисунку знаходяться наступні маркери:

-  - відповідає надгоризонтним супутникам, у даному прикладі відсутній;
-  - відповідає загоризонтним супутникам, сигнали яких проходять крізь основну пелюстку;
-  - сигнали з бокових пелюсток від $30 - 35^\circ$
-  - сигнали з бокових пелюсток від $35 - 45^\circ$
-  - сигнали з бокових пелюсток від $45 - 60^\circ$

3.12 Графоаналітична модель інтегрального оцінювання якості навігації на геостаціонарній орбіті

Для відтворення результатів моделювання була запропонована графоаналітична модель інтегрального оцінювання якості навігації на геостаціонарній орбіті. Модель будується на принципах, що викладені у даному розділі та розділі 2. Модель дозволяє стисло та конкретно, у зручній формі, показати результати оцінювання точності та доступності для кожного орбітального слоту.

У загальному вигляді модель, із позначенням кіл з інформацією, зображена на рис.3.12. Зовнішнє коло на рисунку відображає номер «слоту» (довготу) супутника на геостаціонарній (ГЕО) орбіті, всі переривчасті лінії на рисунку показують місце розташування числових значень. Наступне суцільне коло умовно відображає знаходження геостаціонарної орбіти відносно Землі, яка нарисована у центрі рисунку. Наступне коло зображає точність, яка являє собою навігаційну похибку користувача (НПК) за умови усереднення результатів вимірювань для доступних

вимірів ТО1, дана величина вимірюється у метрах. Далі кола зображують типові операції у наступному порядку: ТО1 - типова операція 1, рух у просторі – значення похибки вимірювання по трьом координатам не має перевищувати 556 м; ТО2 – типова операція 2, автономна навігація – значення похибки вимірювання по трьом координатам не має перевищувати 100 м; ТО3 - типова операція 3, наближення до цілі – значення похибки вимірювань у горизонтальній площині до 40 м, та 20 м у вертикальній площині.

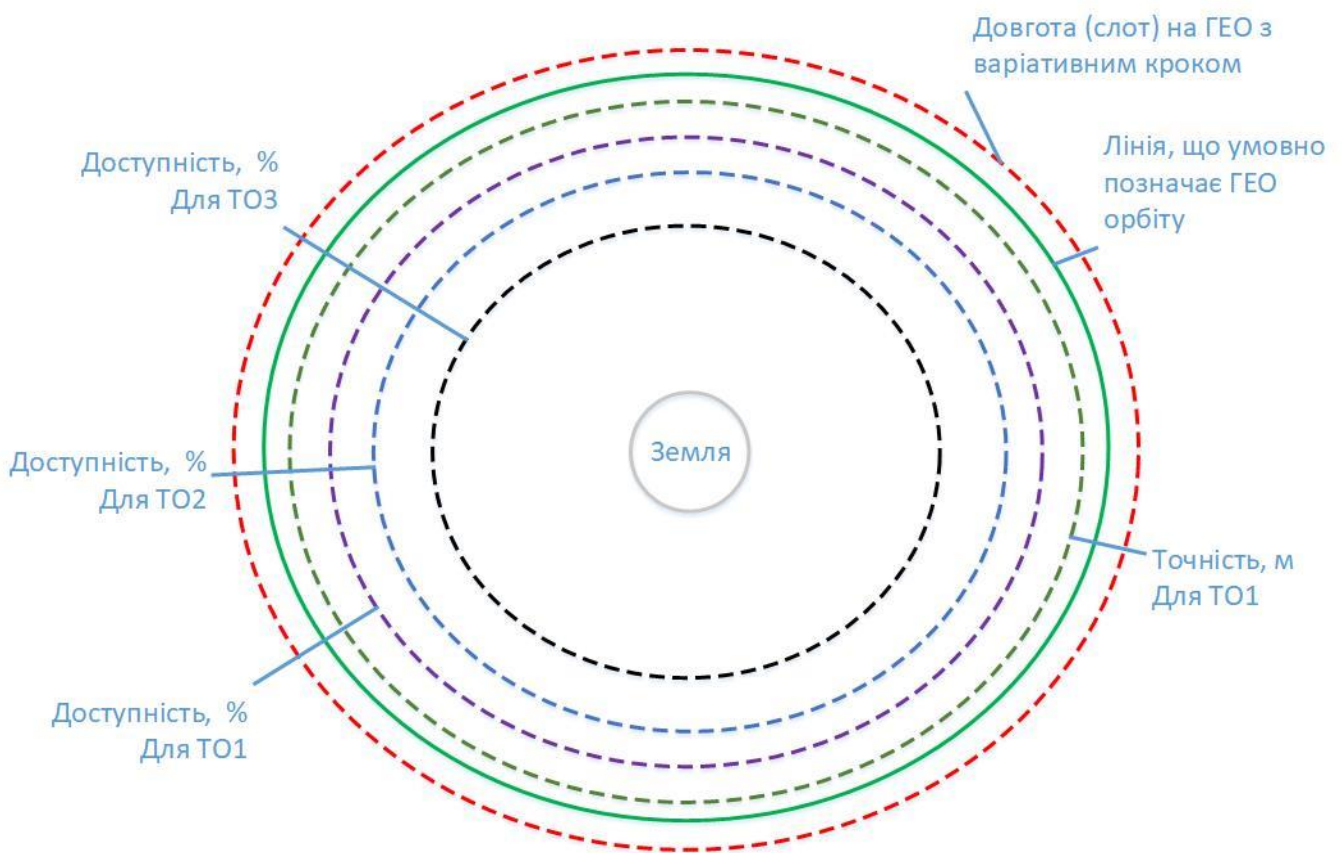


Рис. 3.11 – Загальний вигляд графоаналітичної моделі

Результати розробки моделі опубліковано у статті [10].

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3

Розділ 3 розглядає особливості впровадження моделі радіонавігаційного поля у вигляді алгоритму для оцінювання якості автономної навігації у космічній області обслуговування, в особливості на геостаціонарній орбіті. У розділі встановлено питання систем координат, статистичної обробки інформації, сутність характеристик точності та доступності для супутникової навігації на геостаціонарній орбіті.

Встановлено, що навігаційні похибки користувача розподіляються за нормальним законом з наступними значеннями σ :

а) 3.24 м – враховує значення похибок контрольного та космічного сегментів ГНСС при наявності актуальних ефемерид.

б) 4.12 м – номінальне значення похибок контрольного та космічного сегментів ГНСС при роботі на проміжку чинності даних ефемерид;

в) 6.63 м – враховує значення похибок контрольного та космічного сегментів ГНСС при наближенні ефемерид до кінця строку актуальності.

Для позначення доступності запропоновано наступні типові операції:

ТО1 - типова операція 1, рух у просторі – значення похибки вимірювання по трьом координатам не має перевищувати 556 м;

ТО2 - типова операція 2, операції автономної навігації - значення похибки вимірювання по трьом координатам не має перевищувати 100 м;

ТО3 - типова операція 3, наближення до цілі - значення похибки вимірювань у горизонтальній площині до 40 м, та 20 м у вертикальній площині.

Для забезпечення умов автономної супутникової навігації необхідне високе значення доступності ТО2, тобто 99.9% і вище.

Для відтворення результатів моделювання наведених вище навігаційних характеристик була запропонована графоаналітична модель інтегрального оцінювання якості навігації на геостаціонарній орбіті.

РОЗДІЛ 4. ДОСЛІДЖЕННЯ ЯКОСТІ АВТОНОМНОЇ НАВІГАЦІЇ ДЛЯ МАСИВУ ПОЗИЦІЙ НА ГЕОСТАЦІОНАРНІЙ ОРБІТІ

4.1 Вхідні дані для оцінювання характеристик автономної навігації на геостационарній орбіті

Значення точності місцеположення користувача вимірюються у координатній системі ENU згідно до [54], [104], [107] та підрозділу 3.6.

Для симуляції даних навігації використано програмний комплекс, що написаний у середовищі MATLAB на основі алгоритму (розділи 2 та 3 даної роботи). Для оцінювання параметрів точності та доступності на геостационарній орбіті необхідно знати наступні параметри:

1. Час

Вихідні дані симуляції дано за 24-годинний інтервал з кроком у 5 хвилин, починаючи від точки відліку. Для зручності аналізу результатів точка відліку однакова для всіх симуляцій.

2. Розподіл орбіти

На орбіті вибрані точки з кроком у 10° для довготи, починаючи з 0° і до 350° , тобто дані розраховані для 36 точок. Геостационарна орбіта знаходиться на висоті 35786 км та на широті екватору.

3. Статистичний аналіз даних

Для застосування статистичного аналізу даних використано визначені у підрозділі 3.8 значення СКВ похибок псевдодальності, за рахунок яких утворюється масив похибок для розрахованих значень псевдодальності. Конкретні значення похибок у визначений момент сформовані згідно до нормального розподілу, причини використання нормального закону описано у розділі 3. Сформовано по 400 масивів похибок псевдодальності до видимих супутників для кожної точки у кожний момент часу.

4. Точність та доступність

Точність визначена у вигляді різниці між заданими та розрахованими координатами користувача, при цьому для оцінювання доступності використовується значення середньоквадратичного відхилення по трьом

координатам у координатній системі ENU. Значення доступності дані у відсотках до загальної кількості вимірювань для заданої операції. Опис доступності та точності дані у підрозділі 3.10.

4.2 Використання сигналів основного пелюстка ДС сузір'я GPS для знаходження місцеположення користувача

Симуляція проводилась при використанні лише супутників GPS у межах основного пелюстка ДС, без використання інших навігаційних сузір'їв. Використання лише основного пелюстка значно зменшує кількість видимих супутників, що в свою чергу впливає на точність та доступність результатів.

Симуляція даних GPS при СКВ UERE 3.24 м у межах сигналів основного пелюстка діаграми спрямованості

На рис. 4.1 вказана доступність супутників на геостационарній орбіті при СКВ UERE 3.24 м. Дане значення відповідає значенню похибки псевдодальності після оновлення ефемерид сузір'я [54].

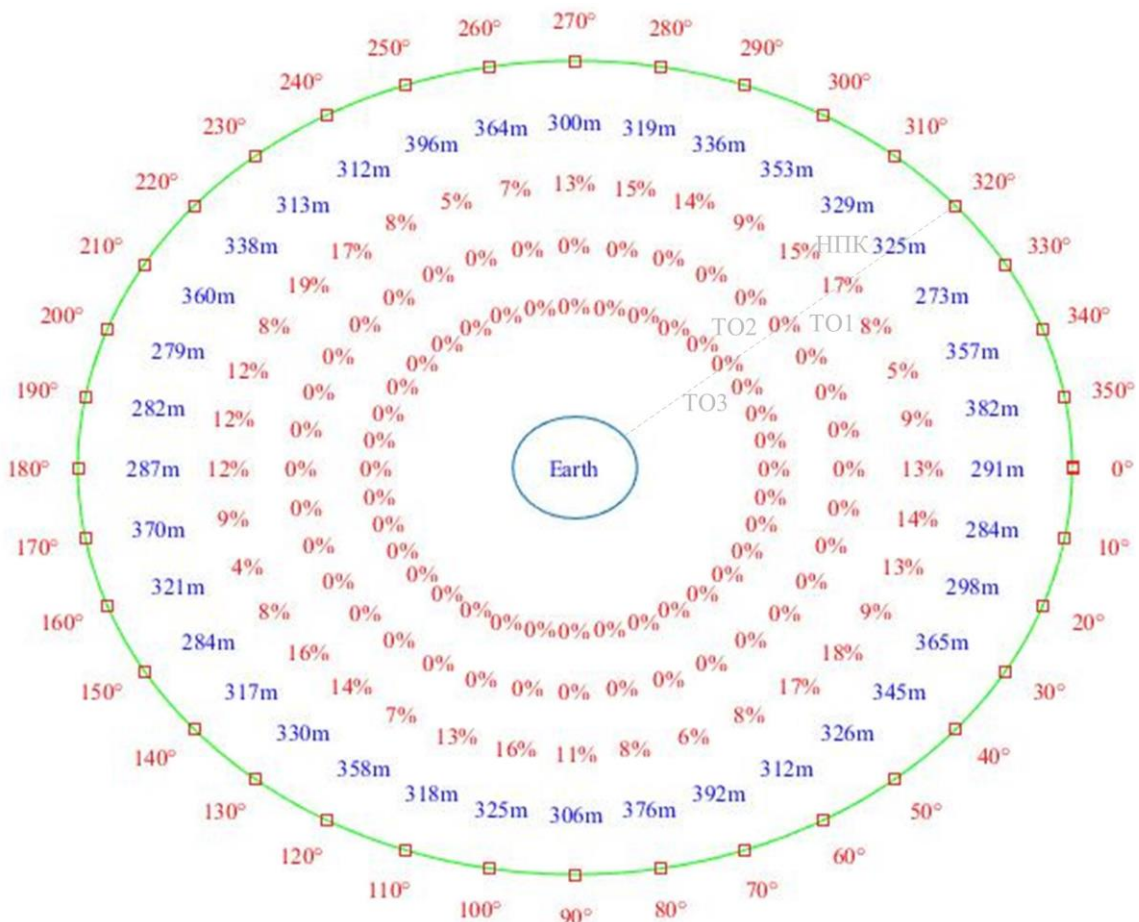


Рис. 4.1 – Доступність супутників GPS на ГЕО при СКВ UERE 3.24 м

На зовнішньому колі рис. 4.1 вказані значення довготи точок на геостаціонарній орбіті, зеленим колом позначення місцезнаходження геостаціонарної орбіти В середині рисунку вказана Земля. По першому внутрішньому колу синім кольором відкладено навігаційна похибка користувача (НПК [54]), що є середньоквадратичною похибкою вимірювань координат користувача та вимірюється у метрах. Наступне коло значень відображає відсоток вимірів де значення точності менше за порогове значення у 556 м по відношенню до загальної кількості вимірів у точці, тобто відносить до ТО1 згідно до підрозділу 3.10. Доступність знаходиться у межах від 4 до 19 %, тобто можливість визначити власне місцеположення доступна лише у декількох моментах часу, але при цьому на 24-часовому інтервалі є можливість хоча б раз зафіксувати власне місцеположення. Інші внутрішні кола відповідають ТО2 та ТО3. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 325 м для даного слоту, доступність для ТО1 склала 17%, і по 0% для ТО2 та ТО3.

На рис. 4.2 вказано кількість видимих супутників у заданих точках геостаціонарної орбіти на заданому часовому проміжку. По горизонтальній вісі дано кількість видимих супутників, по вертикальній вісі відкладено частоту появи даної кількості супутників по відношенню до загальної кількості вимірювань. Згідно до рисунку, у 80.62 % вимірювань маємо 3 або менше супутників, до того ж у 5% випадків супутники відсутні взагалі. Оскільки необхідно мінімум 4 супутника для вирішення задачі, а також задовольнити значення точності хоча б у 556 м для ТО1, доступність при використанні лише сигналів супутників GPS, що проходять крізь основний пелюсток діаграми спрямованості, досить низька, як це видно на рис. 4.1 вище.

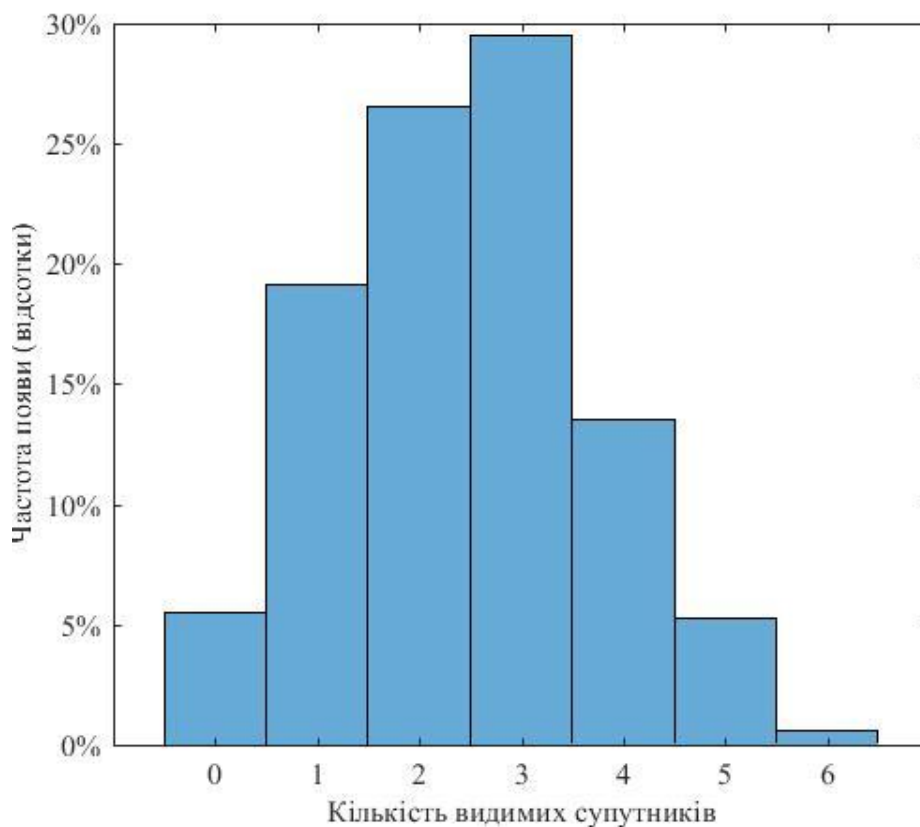


Рис. 4.2 – Видимі на ГЕО супутники GPS основної пелюстки діаграми спрямованості

На рис. 4.3 відкладена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на визначеному часовому проміжку на ГЕО. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 128.7 м. Всього маємо 1171 значення, що задовольняють умови точності TO1 з загальної кількості у 10368 значень, що складає 11.29%. Всі значення похибки вимірювань вище за 100 м, а, отже, не задовольняють умови TO2 для забезпечення операцій автономної супутникової навігації у реальному часі [74].

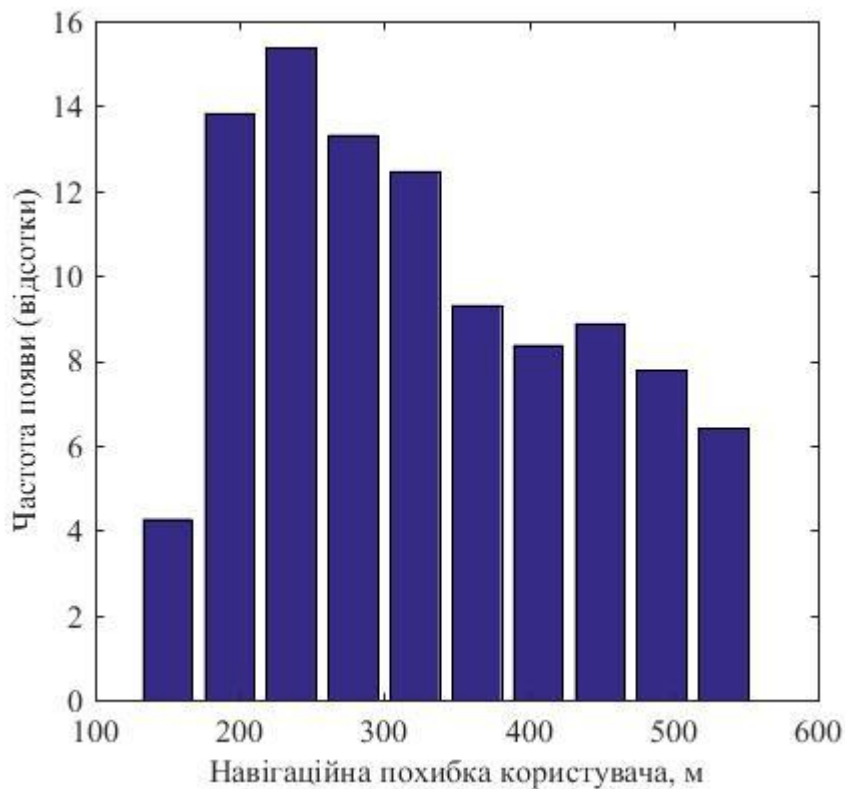


Рис. 4.3 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 3.24 м

Отже, навіть при мінімальному значенні СКВ UERE маємо низьку загальну доступність визначення місцеположення на ГЕО, при цьому точність також не задовольняє умови операцій автономної супутникової навігації у 100 м.

Симуляція даних GPS при СКВ UERE 4.12 м у межах сигналів основного пелюстка діаграми спрямованості

На рис. 4.4 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 4.12 м. Вважаємо, що похибки вимірювання псевдодальності розподілено згідно до нормального закону із нульовим математичним очікуванням та заданим СКВ UERE.

Відмітки на рис. 4.4 аналогічні до рис. 4.1. Доступність знаходиться у межах від 3 до 15 %. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 367 м для даного слоту, доступність для TO1 склала 14%, і по 0% для TO2 та TO3.

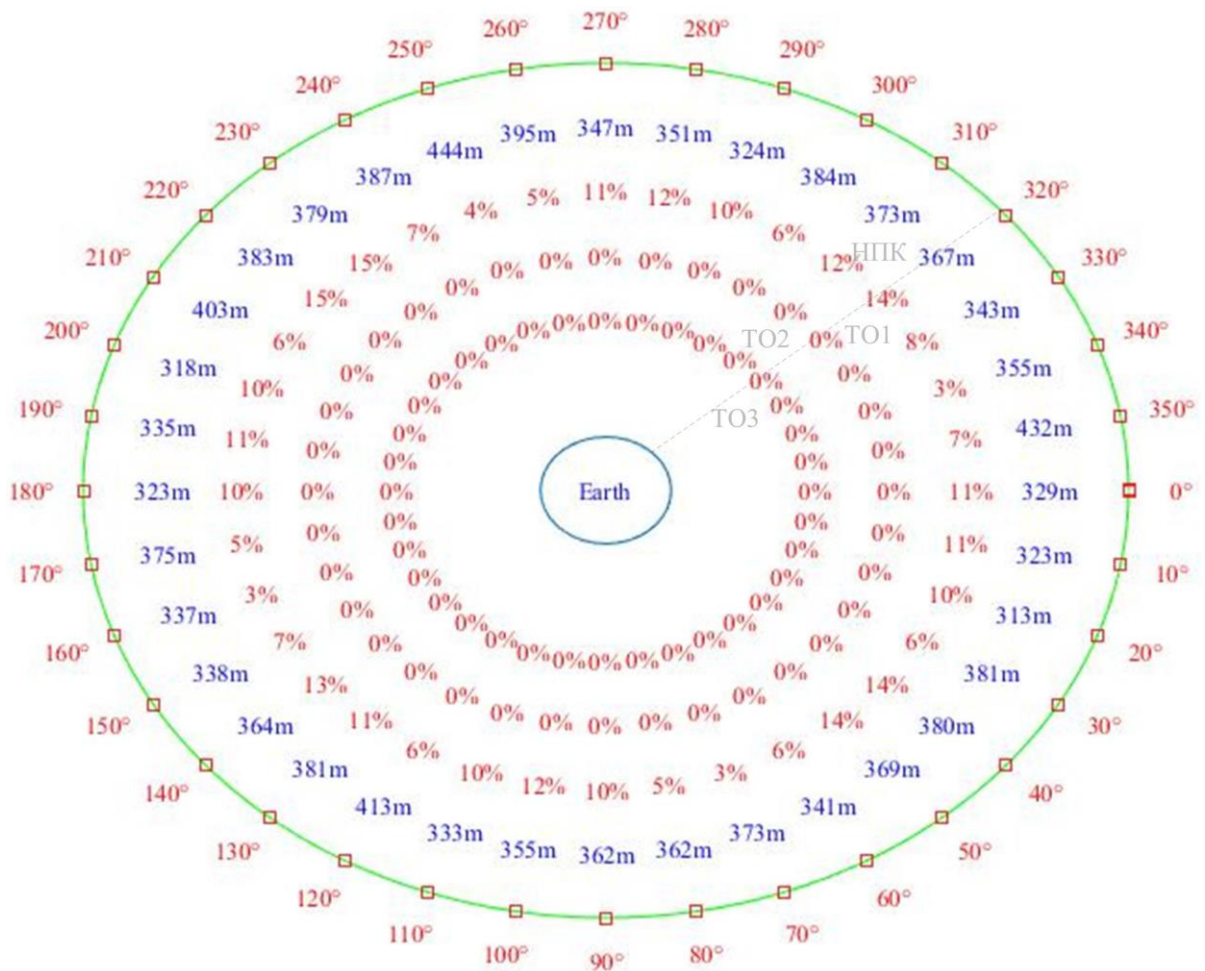


Рис. 4.4 – Доступність супутників GPS на GEO при СКВ UERE 4.12 м

Кількість видимих супутників не відрізняється від кількості супутників при симуляції у попередньому підрозділі, цю інформацію можна побачити на рис. 4.2, а, отже, основною різницею між симуляціями є значення навігаційних похибок користувача та доступності. На рис. 4.5 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на GEO на заданому часовому проміжку для GPS при СКВ UERE 4.12 м. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. Мінімальне значення точності склало 172.2 м. Всього маємо 935 значень які задовольняють умови TO1, що є 9.02% від загальної кількості.

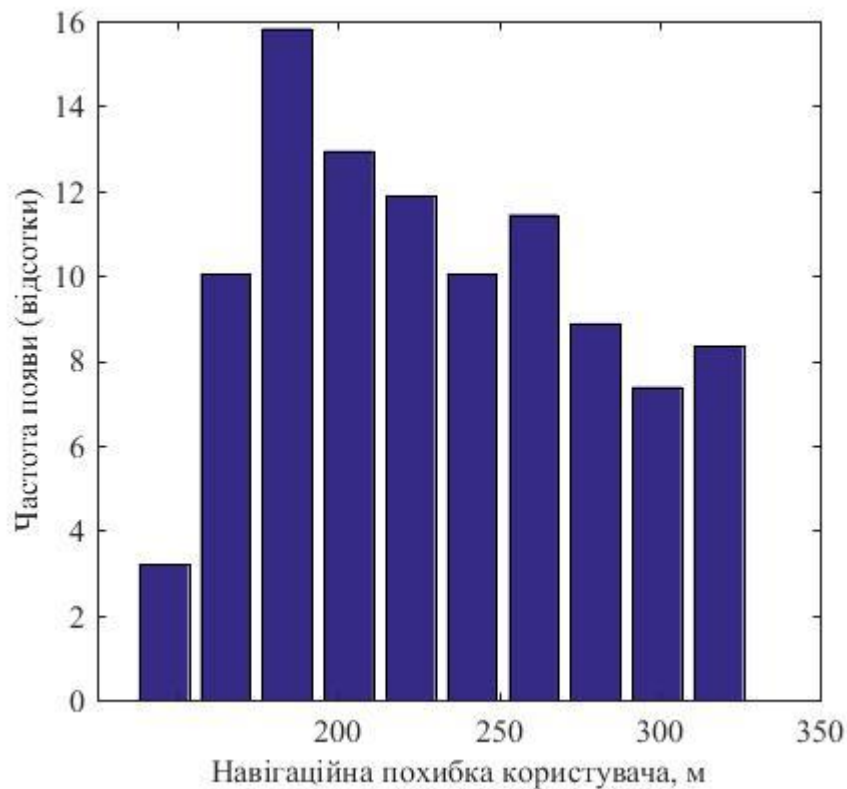


Рис. 4.5 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 4.12 м

Отже, зрозуміло, що збільшення СКВ UERE до 4.12 м вплинуло на точність результатів, і, як наслідок, на доступність. При цьому все ще можна визначити власне місцеположення користувача хоча б раз за 24 год.

Симуляція даних GPS при СКВ UERE 6.63 м у межах сигналів основного пелюстка діаграми спрямованості

На рис. 4.6 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 6.63 м. Дане значення відповідає значенню похибки псевдодальності при наближенні до закінчення строку чинності даних. Умовні позначення аналогічні до рис. 4.1. Доступність знаходиться у межах від 1 до 7 %, що все ще дозволяє знайти власне місцеположення хоча б раз за 24 год, але ризик не отримати жодного рішення вже існує. Кількість видимих супутників не відрізняється від попередніх симуляцій. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки

користувача склало 445 м для даного слоту, доступність для ТО1 склала 6%, і по 0% для ТО2 та ТО3.

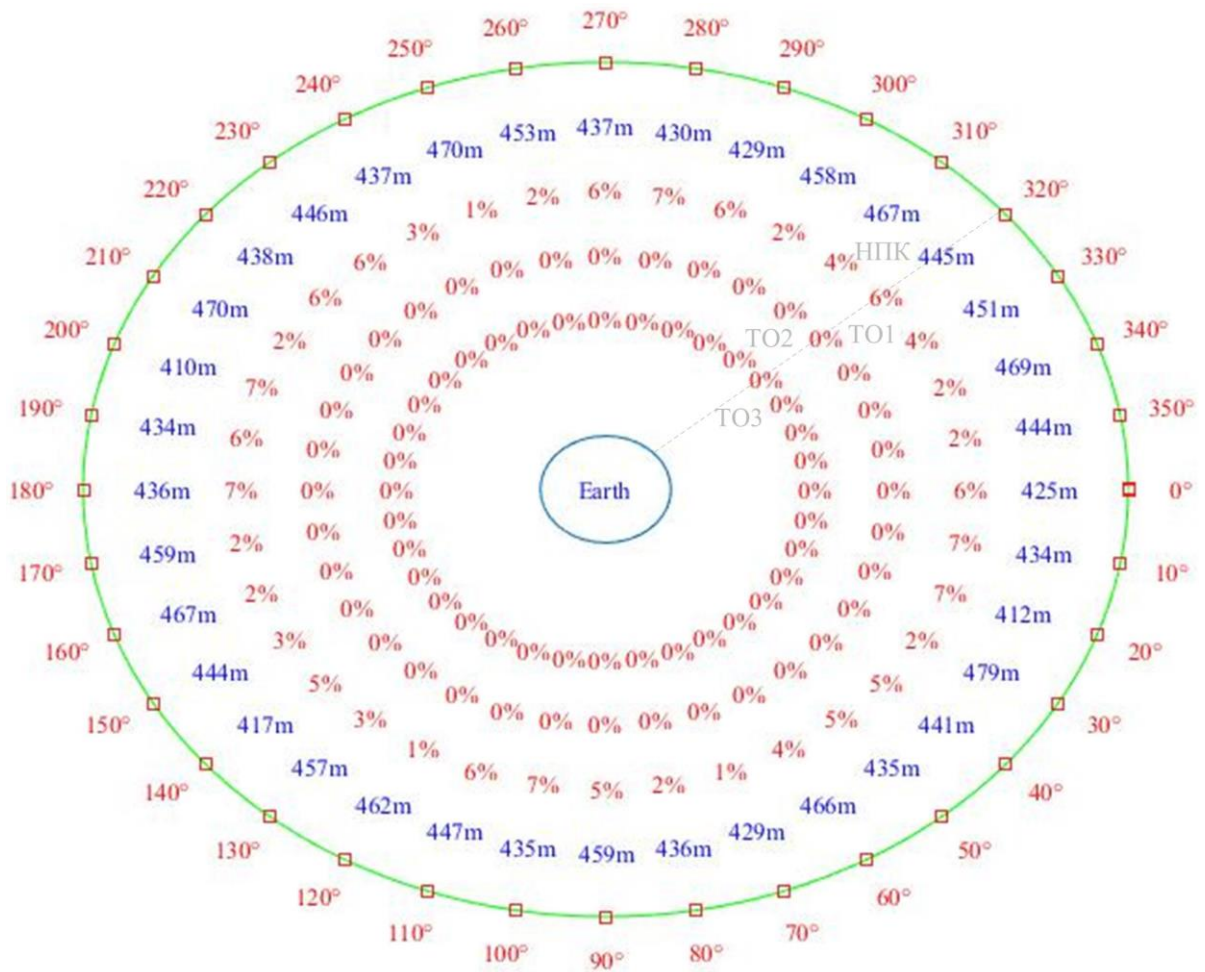


Рис. 4.6 – Доступність супутників GPS на ГЕО при СКВ UERE 6.63 м

На рис. 4.7 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на заданому часовому проміжку на ГЕО для GPS при СКВ UERE 6.63 м. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. Мінімальне значення точності склало 282.04 м. Всього маємо 935 значень які задовольняють умови ТО1, що є 4.23% від загальної кількості.

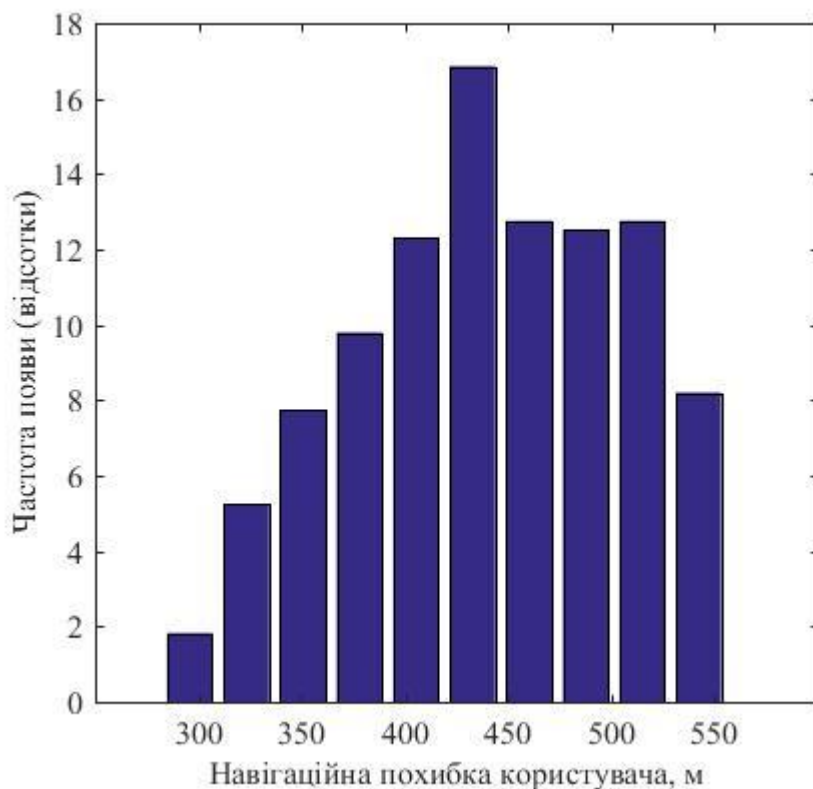


Рис. 4.7 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 6.63 м

Отже, зрозуміло, що збільшення СКВ UERE до 6.63 м вплинуло на точність результатів, і, як наслідок, на доступність, як і у попередньому випадку. При цьому все ще існує імовірність визначити власне місцеположення користувача хоча б раз за 24 год, але на відміну від попередніх симуляцій ця можливість не гарантована.

Загальні результати симуляції даних GPS при проходженні сигналів крізь основний пелюсток діаграми спрямованості

В таблиці 4.1 маємо загальні результати вимірювань.

Таблиця 4.1 – Результати вимірювань симуляції даних GPS основної пелюстки

Відповідне СКВ UERE, м	Мінімальна точність, м	TO1, %
3.24	128.7	11.29
4.12	172.2	9.02
6.63	282.04	4.23

Як видно з таблиці, навіть при найменшому значенні середньоквадратичного відхилення похибки вимірювання псевдодальності користувача маємо низький рівень доступності у 11.29 % від загальної кількості вимірювань, який закономірно погіршується при збільшенні даної похибки до 4.23%. Використання лише основного пелюстка діаграми спрямованості GPS не дає можливості забезпечити операції автономної супутникової навігації для користувачів у космічній області обслуговування.

4.3 Використання сигналів основного пелюстка ДС сузір'я GPS та ГЛОНАСС для знаходження місцеположення користувача

Симуляція проводилась при використанні супутників GPS та ГЛОНАСС у межах основного пелюстка ДС. Використання лише основного пелюстка, навіть при використанні двох сузір'їв, дозволяє побачити досить малу кількість видимих супутників, але більшу ніж при використанні одного сузір'я. Більша кількість доступних супутників певною мірою покращує точність та доступність результатів.

Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС при спільному використанні та значенні СКВ UERE 3.24 м у межах сигналів основного пелюстка діаграми спрямованості

На рис. 4.11 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 3.24 м. Умовні позначення аналогічні до рис. 4.1. Доступність змінюється у межах від 15 до 39 %. Це дозволяє знайти власне місцеположення за хоча б раз за 24 год. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 314 м для даного слоту, доступність для ТО1 склала 36%, і по 0% для ТО2 та ТО3.

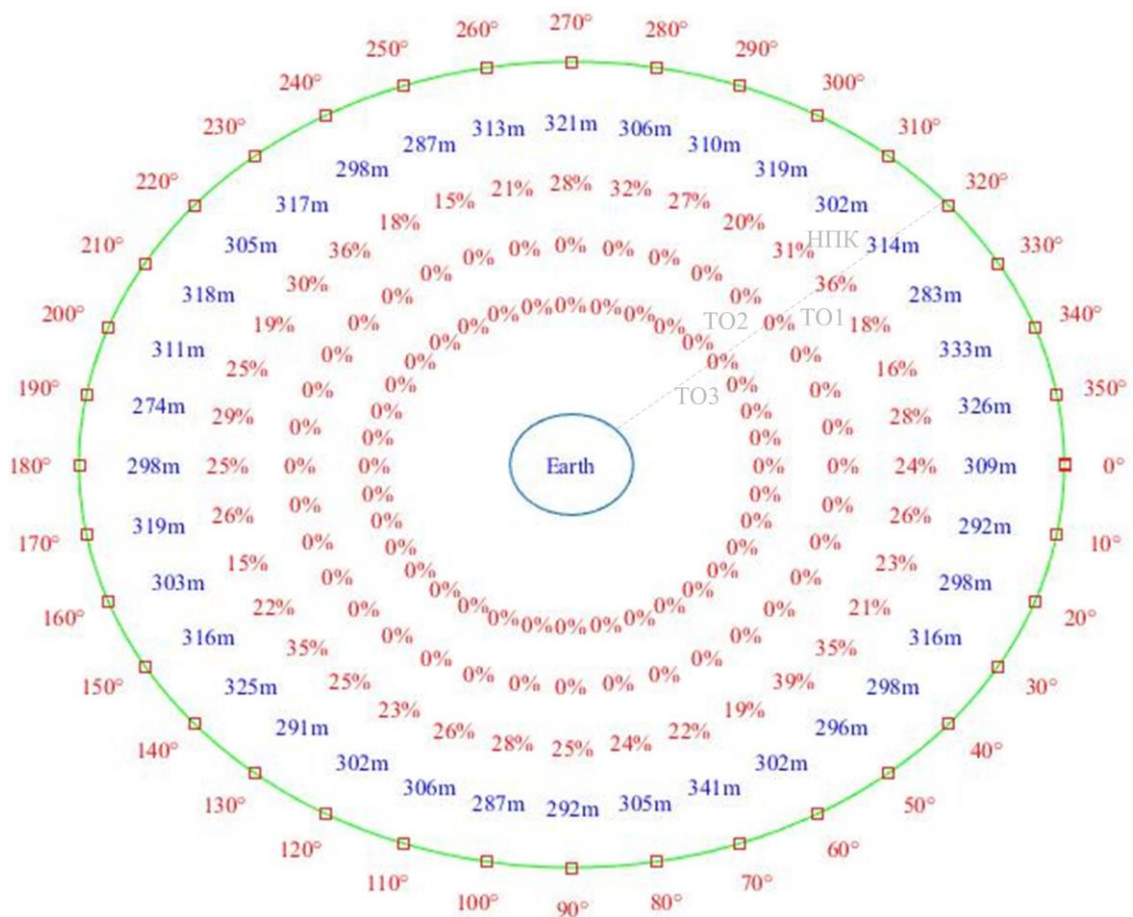


Рис. 4.11 – Доступність супутників для двох сузір'їв на ГЕО при СКВ UERE 3.24 м

На рис. 4.12 вказана кількість видимих супутників у заданих точках геостаціонарної орбіти на заданому часовому проміжку. По горизонтальній вісі відкладена кількість видимих супутників, по вертикальній вісі відкладена частота появи даної кількості супутників по відношенню до загальної кількості вимірювань. Згідно до рисунку, у 62.48 % вимірювань маємо 4 або менше супутників, до того ж у 0.22 % випадків супутники відсутні взагалі. Оскільки необхідно мінімум 5 супутників у випадку спільного використання двох навігаційних сузір'їв для вирішення задачі, або хоча б 4 супутників у випадку одної, а також задовольнити значення точності хоча б у 556 м для ТО1, маємо все ще досить низьку доступність при використанні сузір'їв GPS та ГЛОНАСС основного пелюстка, але все ще вищу за відповідну при використанні лише GPS у пункті 4.2.1.

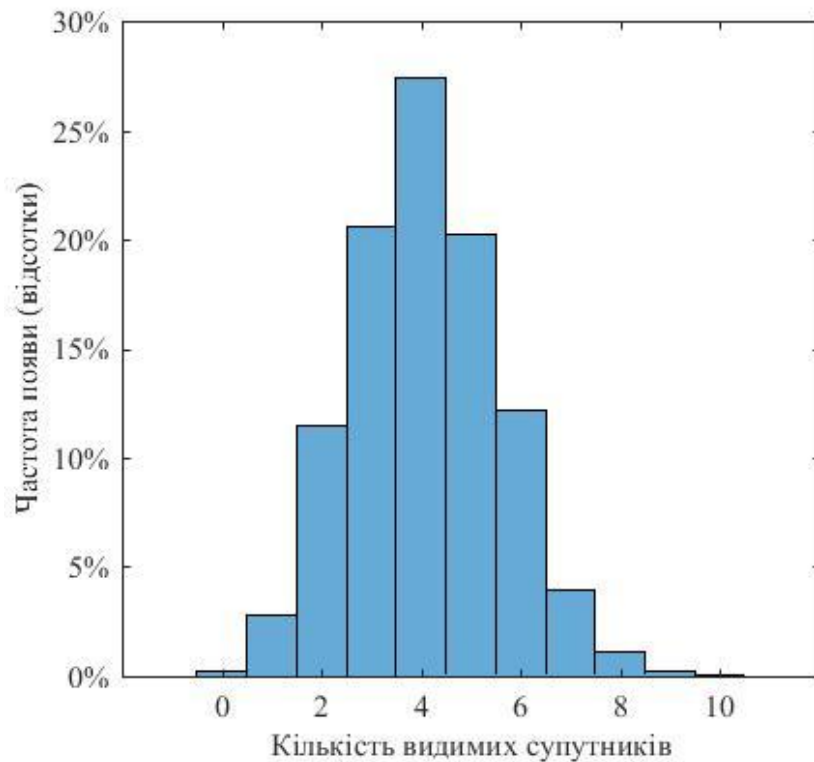


Рис. 4.12 – Видимі на ГЕО супутники GPS та ГЛОНАСС

На рис. 4.13 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на часовому проміжку на ГЕО при спільному використанні двох супутникових сузір'їв при СКВ UERE 3.24 м. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 125.56 м. Всього маємо 2631 значень що задовольняють умови точності TO1 з загальної кількості у 10368 значень, що складає 25.38%. Всі значення похибки вимірювань вище за 100 м, а, отже, не задовольняють умови TO2 для забезпечення операцій автономної супутникової навігації у реальному часі.

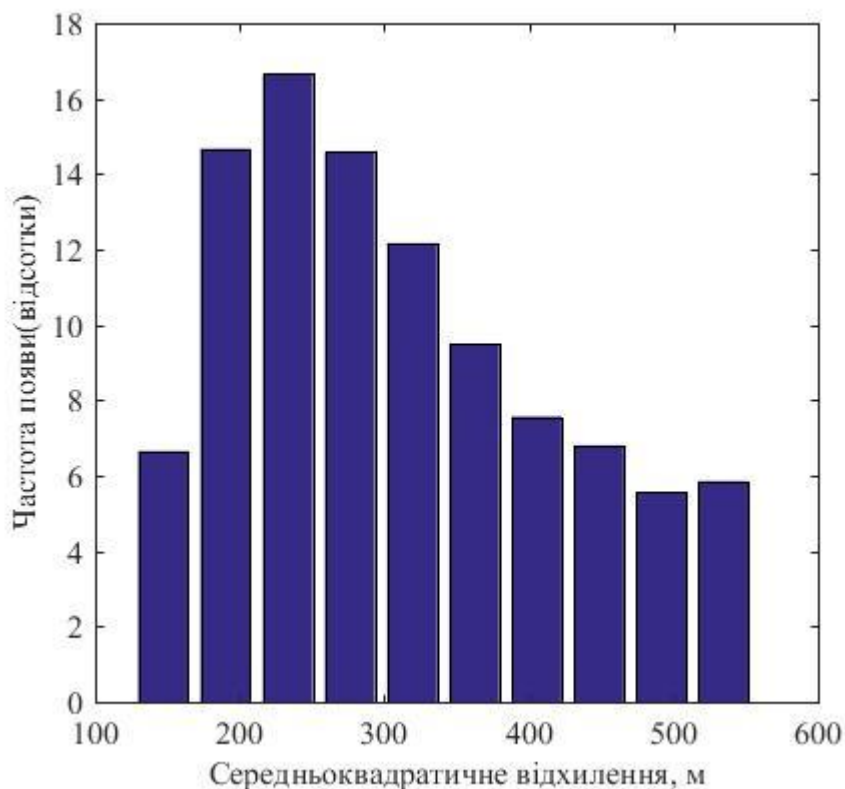


Рис. 4.13 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 3.24 м

Отже, при спільному використанні двох сузір'їв маємо більше видимих супутників, але за рахунок обмежень спільного використання мінімальна кількість супутників збільшується до 5 замість 4, адже маємо три невідомі координати місцезнаходження СКА та дві невідомі похибки годинника. Загалом доступність зростає більше ніж у два рази, але при цьому значного покращення точності не маємо, похибка точності все ще перевищує 100 м.

Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС при спільному використанні та значенні СКВ UERE 4.12 м у межах сигналів основного пелюстка діаграми спрямованості

На рис. 4.14 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 4.12 м. Умовні позначення аналогічні до рис. 4.1. Доступність змінюється у межах від 14 до 34 %. Кількість видимих супутників не відрізняється від попередніх симуляцій у підрозділі 4.3. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної

похибки користувача склало 354 м для даного слоту, доступність для TO1 склала 30%, і по 0% для TO2 та TO3.

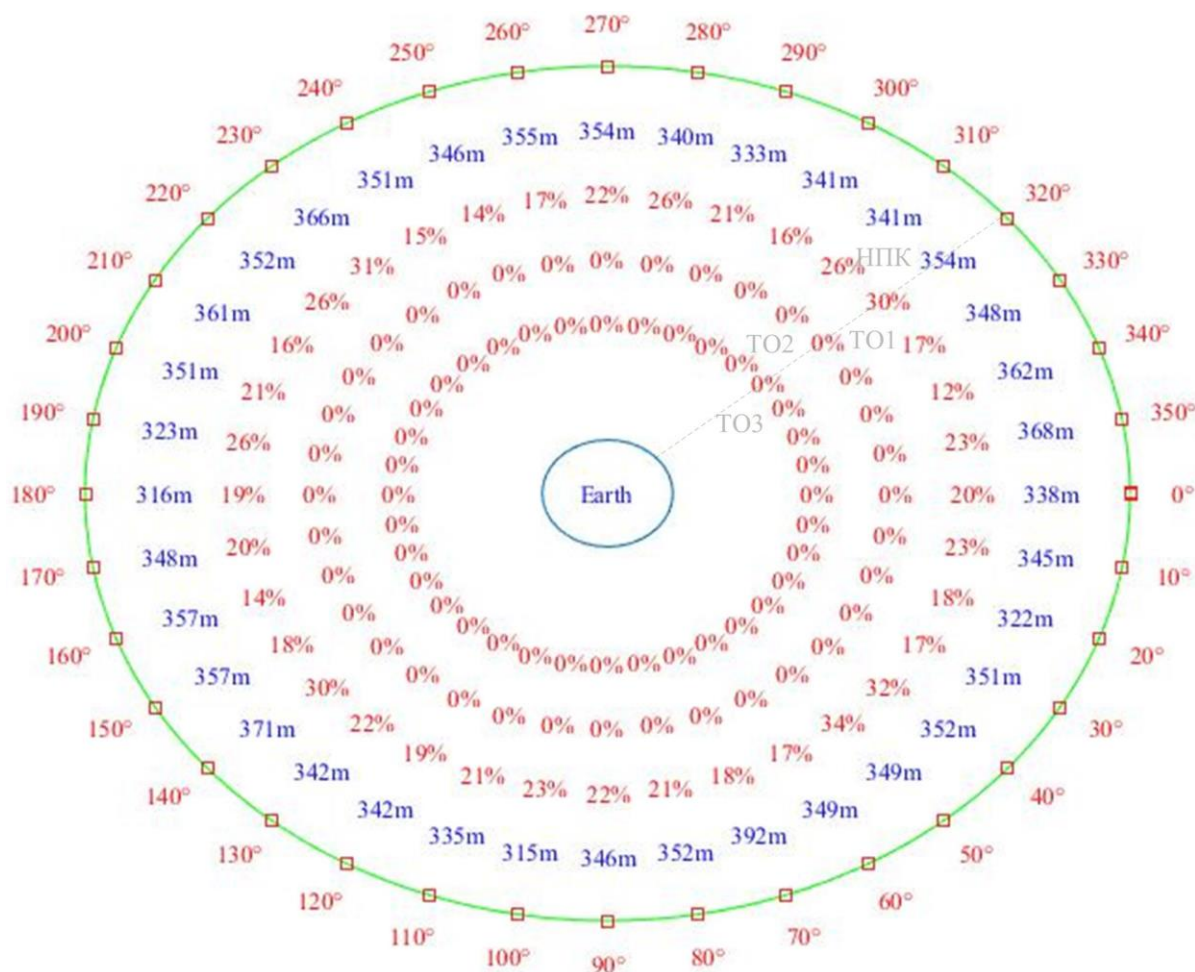


Рис. 4.14 – Доступність супутників для двох сузір'їв на GEO при СКВ UERE 4.12 м

На рис. 4.15 зображена гистограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на часовому проміжку на GEO для GPS та ГЛОНАСС при СКВ UERE 4.12 м. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 144.13 м. Всього маємо 2207 значень що задовольняють умови точності TO1 з загальної кількості у 10368 значень, що складає 21.29%. Всі значення похибки вимірювань перевищують 100 м, а, отже, не задовольняють умови TO2 для забезпечення операцій автономної супутникової навігації у реальному часі.

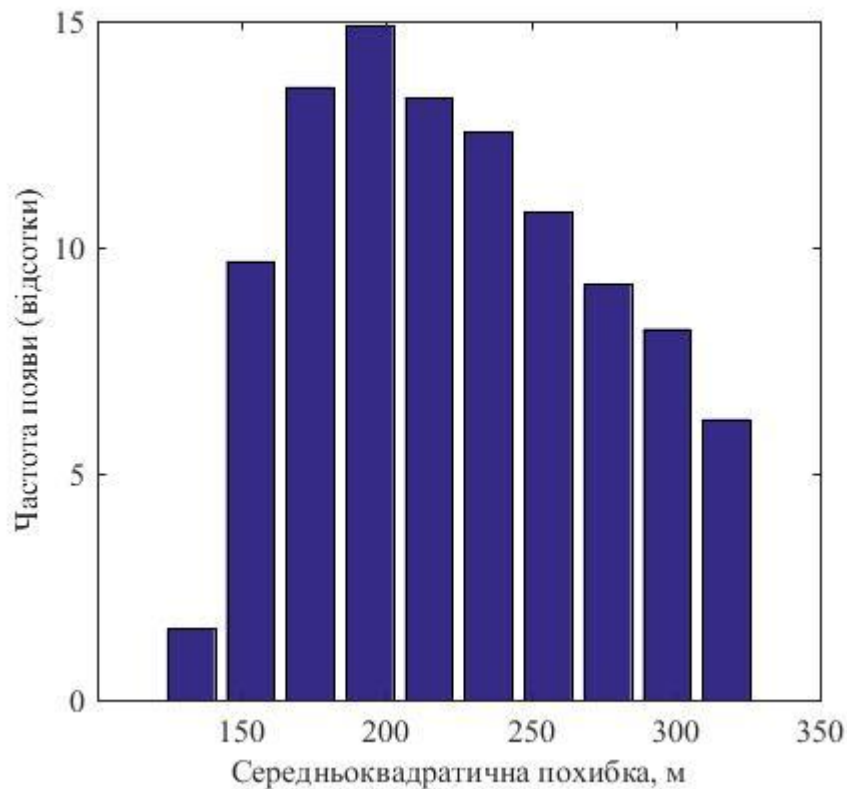


Рис. 4.15 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 4.12 м

Отже, при спільному використанні двох навігаційних сузір'їв маємо більше видимих супутників. Загальна доступність покращено порівняно з використанням лише сузір'я GPS майже у 2.5 рази.

Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС при спільному використанні та значенні СКВ UERE 6.63 м у межах сигналів основного пелюстка діаграми спрямованості

На рис. 4.16 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 6.63 м. Умовні позначення аналогічні до рис. 4.1. Доступність змінюється у межах від 6 до 16 %, Кількість видимих супутників не відрізняється від попередніх симуляцій у підрозділі 4.3. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 436 м для даного слоту, доступність для TO1 склала 16%, і по 0% для TO2 та TO3.

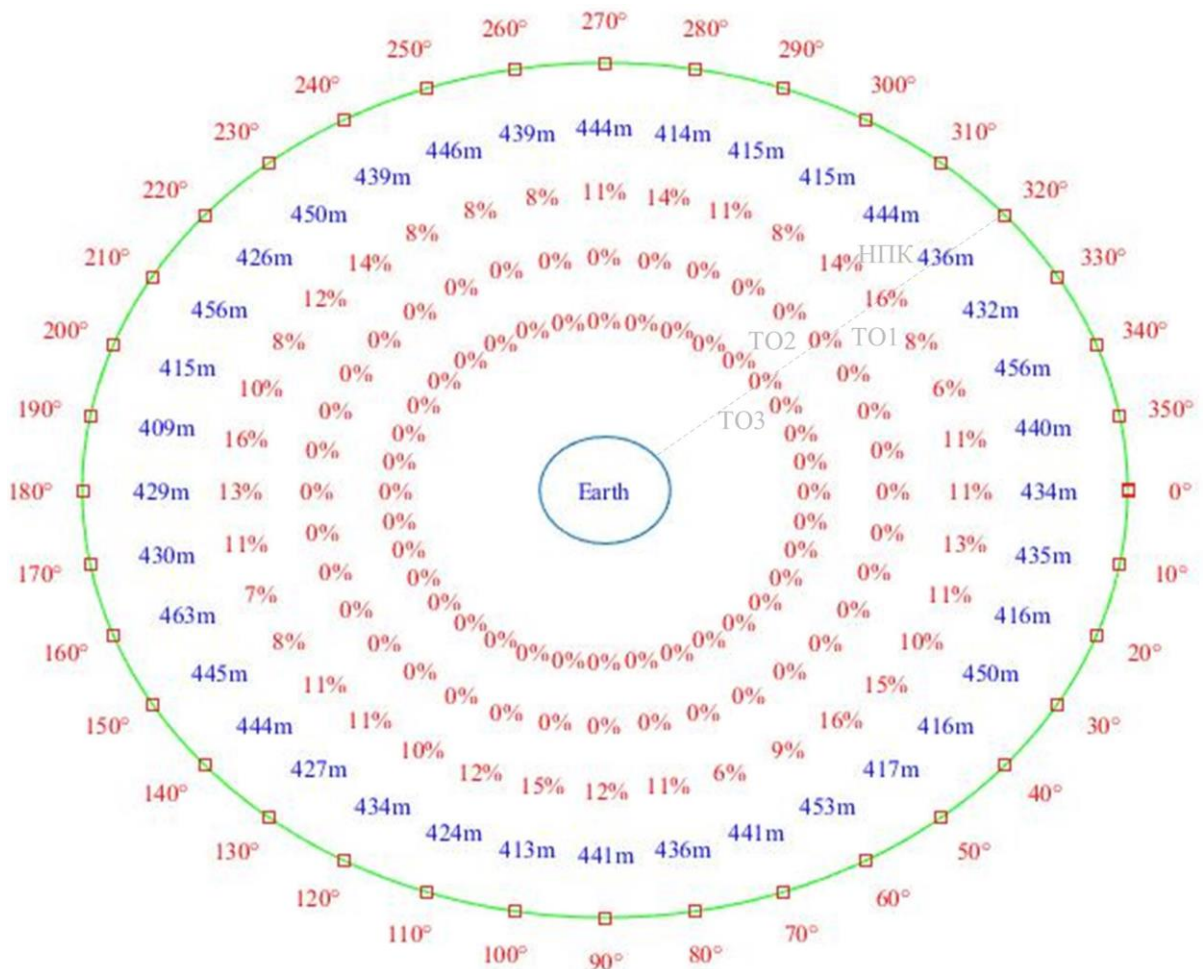


Рис. 4.16 – Доступність супутників для двох сузір'їв на GEO при СКВ UERE 6.63 м

На рис. 4.17 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на проміжку часу на GEO для GPS при СКВ UERE 6.63 м. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 246.34 м. Всього маємо 1133 значення що задовольняють умови точності TO1 з загальної кількості у 10368 значень, що складає 10.93%. Всі значення похибки вимірювань перевищують 100 м, а, отже, не задовольняють умови TO2 для забезпечення операцій автономної супутникової навігації у реальному часі.

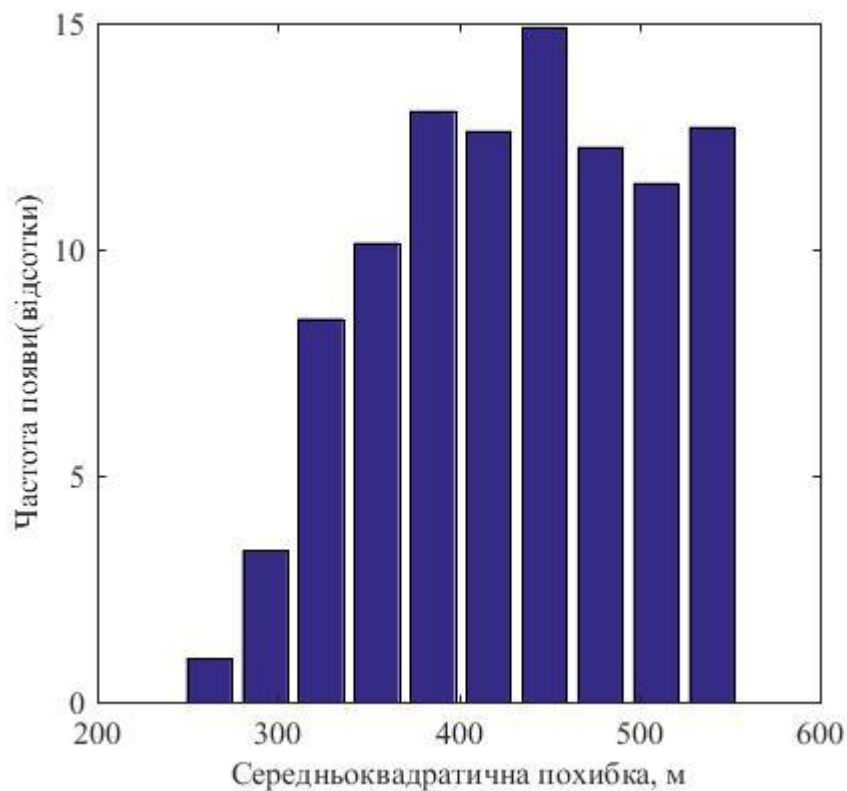


Рис. 4.17 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 6.63 м

Отже, зрозуміло, що збільшення СКВ UERE до 6.63 м вплинуло на точність результатів, і, як наслідок, на доступність, як і у попередньому випадку. При цьому все ще існує імовірність визначити власне місцеположення користувача хоча б раз за 24 год, але не гарантована.

Загальні результати симуляції даних GPS та ГЛОНАСС по основному пелюстку ДС

У таблиці 4.2 маємо загальні результати вимірювань.

Таблиця 4.2 – Результати вимірювань симуляції даних GPS та ГЛОНАСС основної пелюстки

Відповідне СКВ UERE, м	Мінімальна точність, м	ТО1, %
3.24	125.56	25.38
4.12	144.13	21.29
6.63	246.34	10.93

Як видно з таблиці, навіть при найменшому значенні середньоквадратичної похибки вимірювання псевдодальності користувача маємо низький рівень доступності у 25.38 %, який закономірно погіршується при збільшенні даної похибки до 10.93%. Порівняно з табл. 4.1 при значенні СКВ UERE у 3.24 м маємо покращення доступності від 11.29 % до 25.38 %, при збереженні мінімальної точності на одному рівні. Використання лише основного пелюстка діаграм спрямованості GPS та ГЛОНАСС не дає можливості забезпечити необхідні умови для операцій автономної супутникової навігації користувачів у космічній області обслуговування (ТО2), але все ж покращує доступність навігації за допомогою супутникових сузір'їв, хоча і мало впливає на точність у результаті. Спільне використання багатьох навігаційних сузір'їв дано у підрозділі 4.6.

4.4 Використання сигналів бокових та основного пелюсток сузір'я GPS для знаходження місцеположення користувача

Симуляція проводилась при використанні супутників GPS у межах основного та бокових пелюсток ДС. Використання основного та бокових пелюсток забезпечує велику кількість доступних супутників та можливість автономної навігації загалом.

Симуляція даних GPS при СКВ UERE 3.24 м у межах сигналів основного та бокових пелюсток діаграми спрямованості

На рис. 4.18 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 3.24 м. На зовнішньому колі вказані значення довгот точок на геостаціонарній орбіті, зеленим колом позначено положення геостаціонарної орбіти. В середині рисунку вказана Земля. По першому внутрішньому колу синім кольором відкладено навігаційну похибку користувача НПК. Наступне коло значень відображає відсоток вимірів де значення точності менше за порогове значення у 556м по відношенню до загальної кількості вимірів у точці. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 25 м для даного слоту, доступність для ТО1 та ТО2 склала 100%, і 78 % для ТО3.

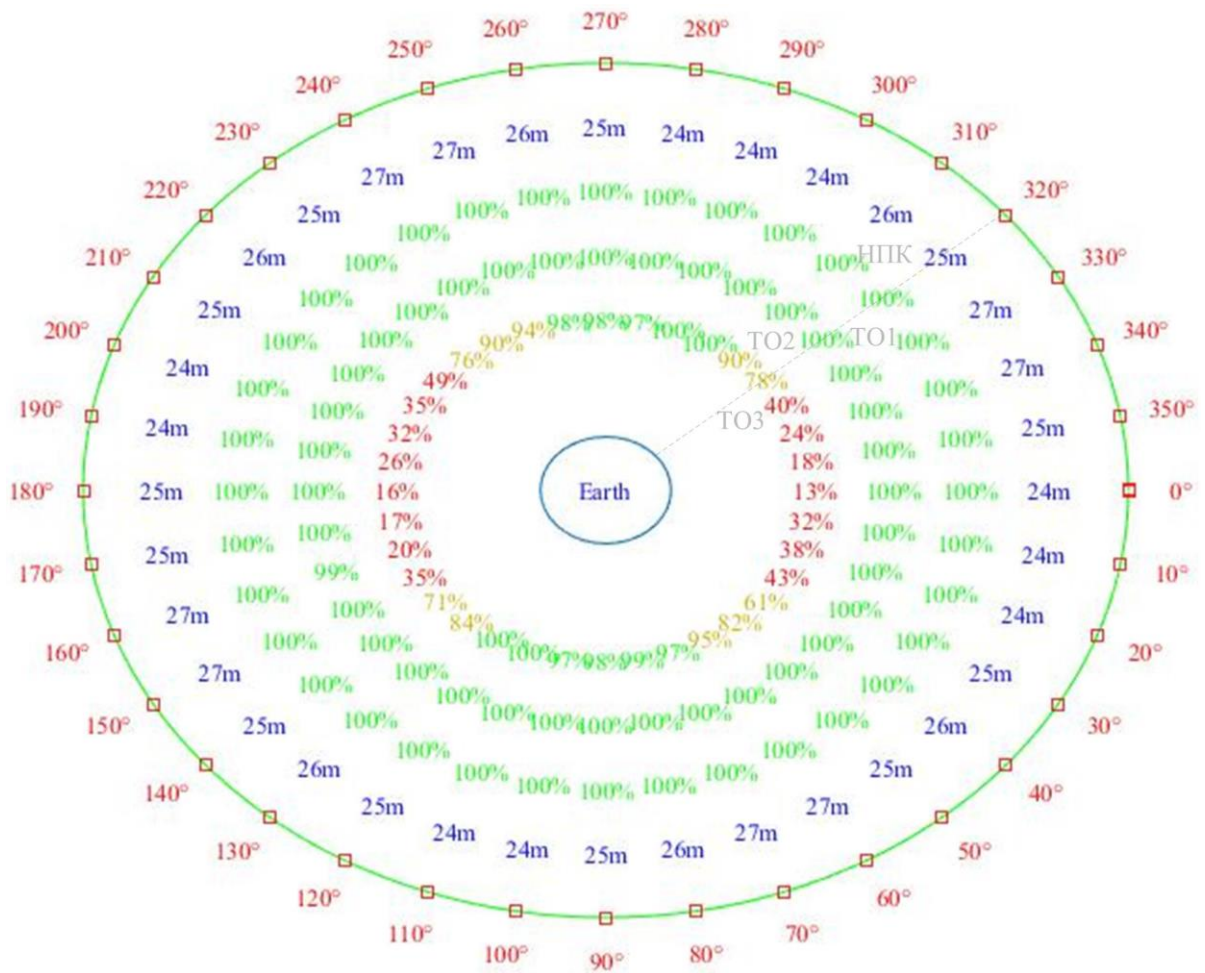


Рис. 4.18 – Доступність супутників GPS при основному та бокових пелюстках та СКВ UERE 3.24м

За рахунок використання бічних пелюсток маємо повну доступність навігаційних рішень на заявленому часовому проміжку, більше того, маємо повну доступність і для наступного кола значень, де порогове значення точності досягає 100 м, а, отже, маємо доступність операцій автономної супутникової навігації при використанні бокових пелюсток. Лише декілька значень не задовольняють умови у 100 м на слоті 160°. Наступне коло характеризує операцію з пороговими значеннями у 40 м та 20 м у горизонтальній та вертикальній площинах. Доступність змінюється від 13 до 100 % для даної операції, цікаво що низька доступність спостерігається у межах від 330 до 30°, та від 150 до 220°.

На рис. 4.19 вказано кількість видимих супутників у заданих точках геостаціонарної орбіти на заданому часовому проміжку. По горизонтальній вісі відкладена кількість видимих супутників, по вертикальній вісі відкладена частота

появи даної кількості супутників по відношенню до загальної кількості вимірювань. Кількість супутників значно перевищує мінімально необхідну кількість у 4 супутника. Маємо від 6, у деяких окремих випадках, до 18 видимих супутників, у більшості ітерацій доступно від 10 до 15 супутників.

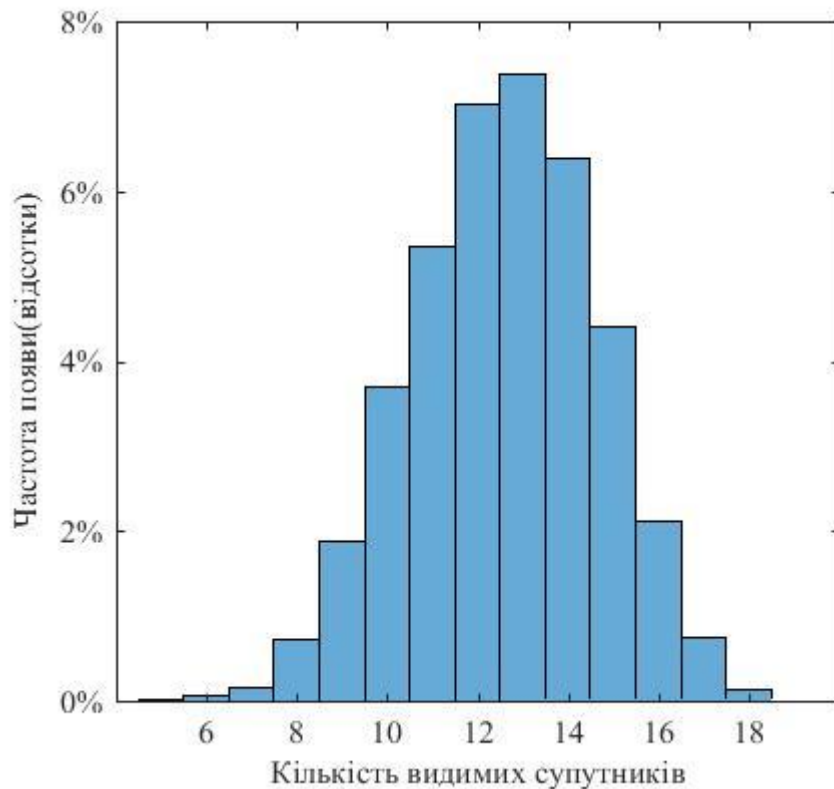


Рис. 4.19 – Видимі на ГЕО супутники GPS

На рис. 4.20 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на часовому проміжку на ГЕО для GPS при СКВ UERE 3.24 м при використанні бокових пелюсток. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача при заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 14.82 м. Максимальне значення склало 112.63 м. Усі значення задовольняють умови точності TO1 з загальної кількості у 10368 значень. Лише 4 значення не задовольняють умови TO2 на слоті 160° довготи. У горизонтальній площині точність змінюється від 3.55 м до 81.14 м, а у вертикальній площині від 2.42 м до 100.35 м. При цьому 99.2 % значень у горизонтальній площині знаходяться у межах до 40 м, і лише 65 % значень по вертикальній площині знаходяться у межах

до 20 м. А, отже, основний вплив на доступність ТОЗ спричинений саме проблемою визначення вертикального місцеположення користувача, адже середня доступність ТОЗ складає 65%.

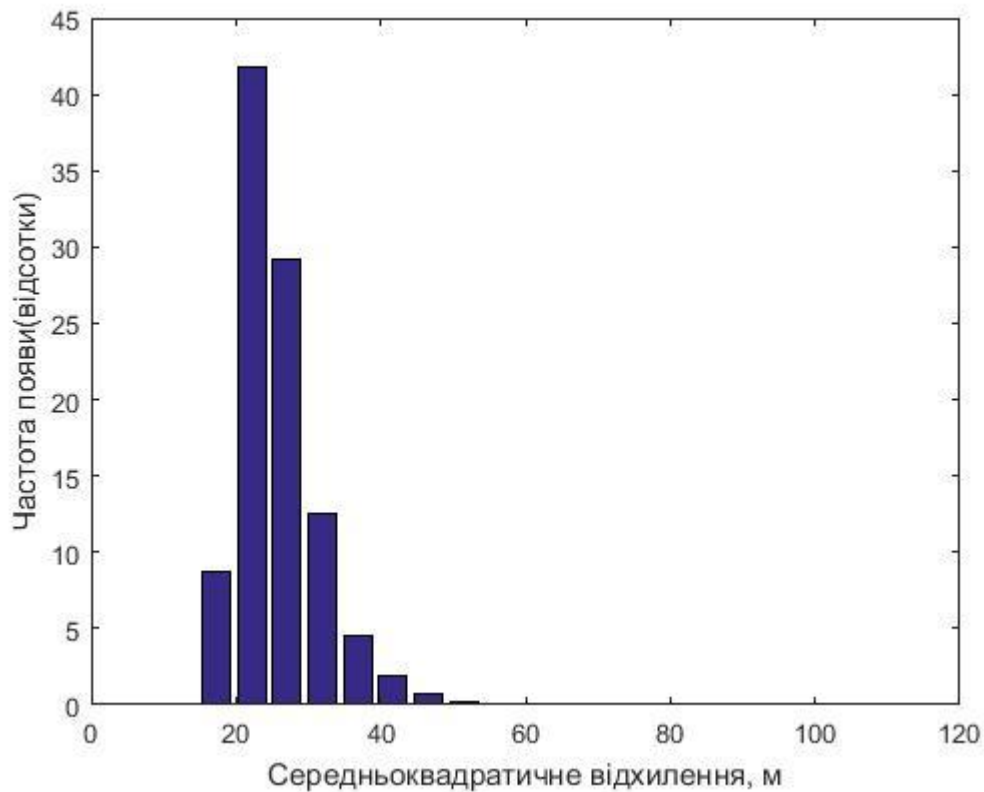


Рис. 4.20 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 3.24 м

Отже, велика кількість доступних супутників зумовлена широкою діаграмою спрямованості супутників у зоні бокових пелюсток, що, при здатності приймати сигнали бокових пелюсток, дозволяє значно розширити границі використання супутникової навігації у космосі, фактично дозволяючи використання операцій автономної супутникової навігації.

Симуляція даних GPS при СКВ UERE 4.12 м у межах сигналів основного та бокових пелюсток діаграми спрямованості

На рис. 4.21 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 4.12 м. Умовні позначення аналогічні до рис. 4.18. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому

середнє значення навігаційної похибки користувача склало 32 м для даного слоту, доступність для TO1 та TO2 склала 100%, і 42 % для TO3.

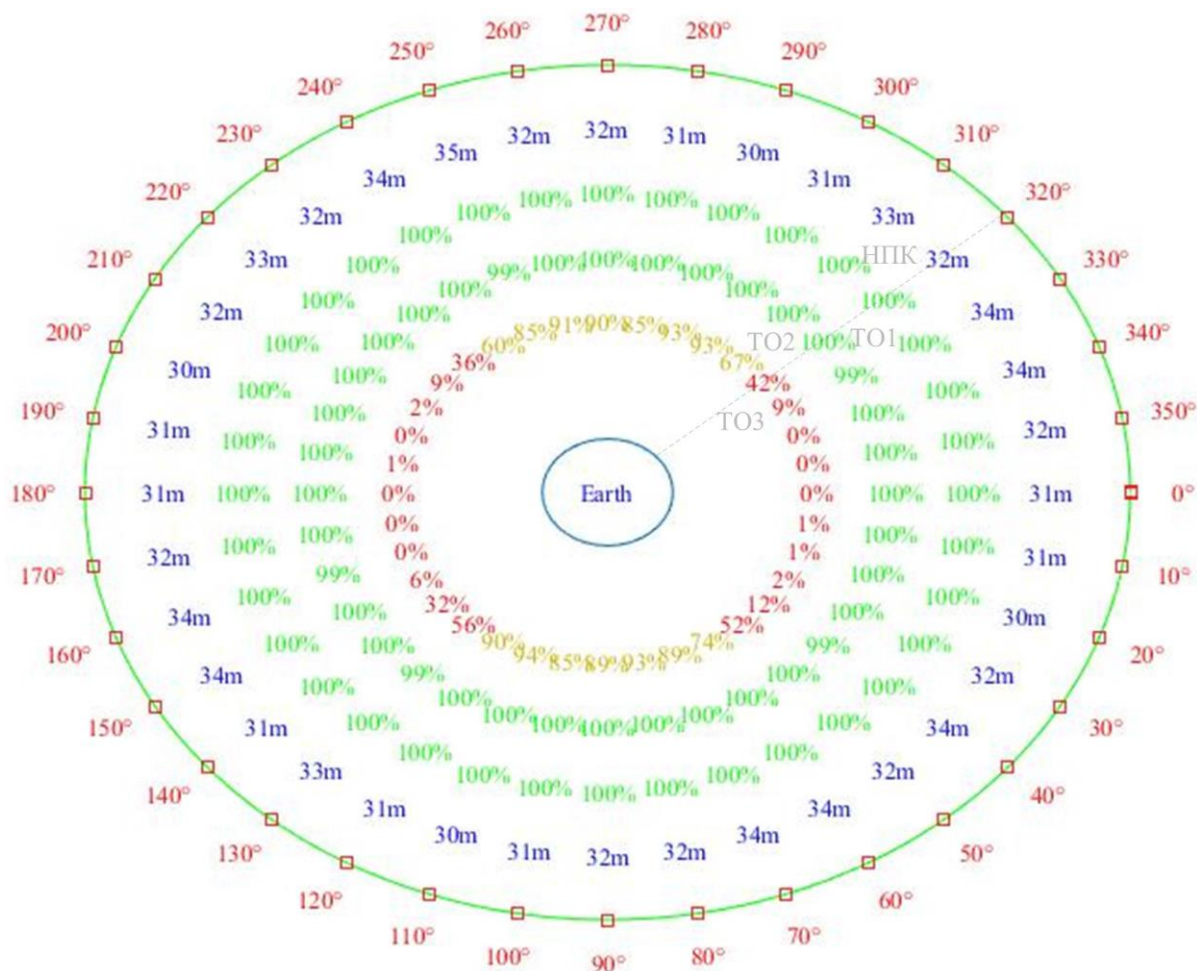


Рис. 4.21 – Доступність супутників GPS для основного та бокових пелюстках та СКВ UERE 4.12м

Аналогічно до рис. 4.18 маємо практично повне забезпечення перших двох операцій. Доступність змінюється від 0 до 94 % для даної операції, цікаво що низька доступність спостерігається у межах від 320 до 50°, та від 130 до 230°.

На рис. 4.22 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на заданому часовому проміжку на ГЕО для GPS при СКВ UERE 4.12 м при використанні бокових пелюсток. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 19.3 м. Максимальне значення склало

149.63 м. Усі значення задовольняють умови точності ТО1 з загальної кількості у 10368 значень. Лише 10 значення не задовольняють умови ТО2. У горизонтальній площині точність змінюється від 4.3 м до 104.67 м, а у вертикальній площині від 3.065 м до 133 м. При цьому 95.94 % значень у горизонтальній площині знаходяться у межах до 40 м, і лише 45.29 % значень по вертикальній площині знаходяться у межах до 20 м.

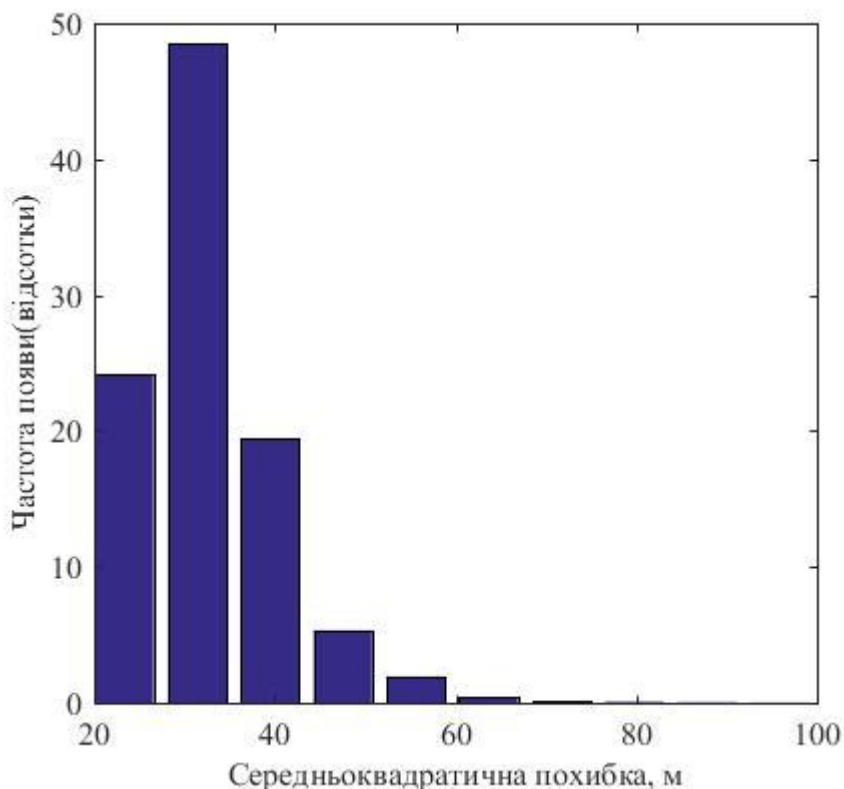


Рис. 4.22 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 4.12 м

Отже, операції автономної супутникової навігації цілком можливі (загальна точність до 100 м) на всьому часовому інтервалі для всіх точок.

Симуляція даних GPS при СКВ UERE 6.63 м у межах сигналів основного та бокових пелюсток діаграми спрямованості

На рис. 4.23 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 6.63 м. Аналогічно до рис. 4.18 маємо повне забезпечення ТО1 та ТО2. Доступність змінюється від 0 до 24 %. Частина ітерацій для операцій автономної навігації також недоступна, але більшу частину часу навігаційне рішення можна знайти. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на

геостационарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 54 м для даного слоту, доступність для TO1 та TO2 склала 100%, і 0 % для TO3.

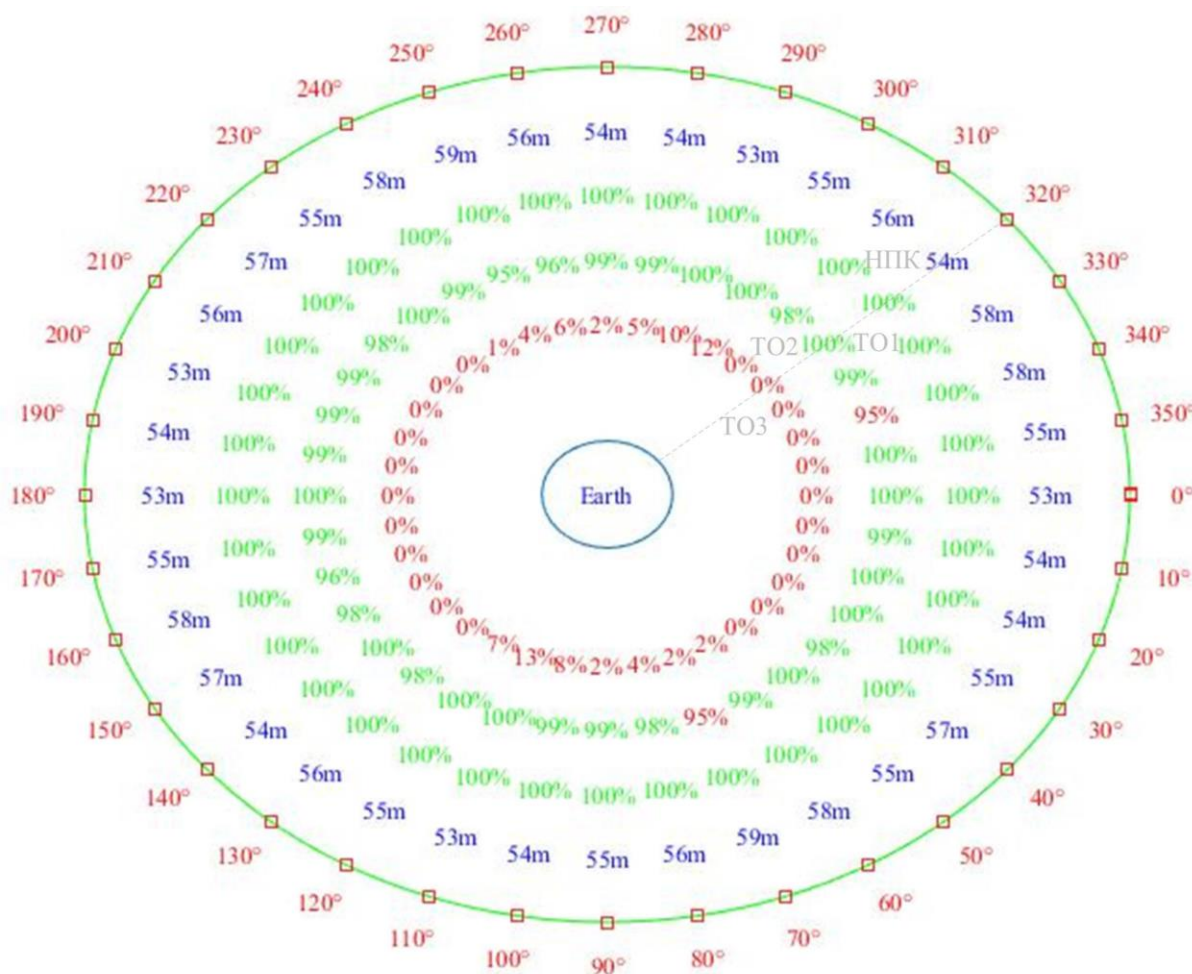


Рис. 4.23 – Доступність супутників GPS при основному та бокових пелюстках та СКВ UERE 6.63м

На рис. 4.24 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на проміжку часу на ГЕО для GPS при СКВ UERE 6.63 м при використанні бокових пелюсток. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 32.33 м. Максимальне значення склало 195.8 м. Усі значення задовольняють умови точності TO1 з загальної кількості у 10368 значень. Приблизно 1.4 % значення не задовольняють умови TO2. У горизонтальній площині точність змінюється від 7.38 м до 170.26 м, а у вертикальній площині від 5.016 м до

168.17 м. При цьому 52.88 % значень у горизонтальній площині знаходяться у межах до 40 м, і лише 23.26 % значень по вертикальній площині знаходяться у межах до 20 м.

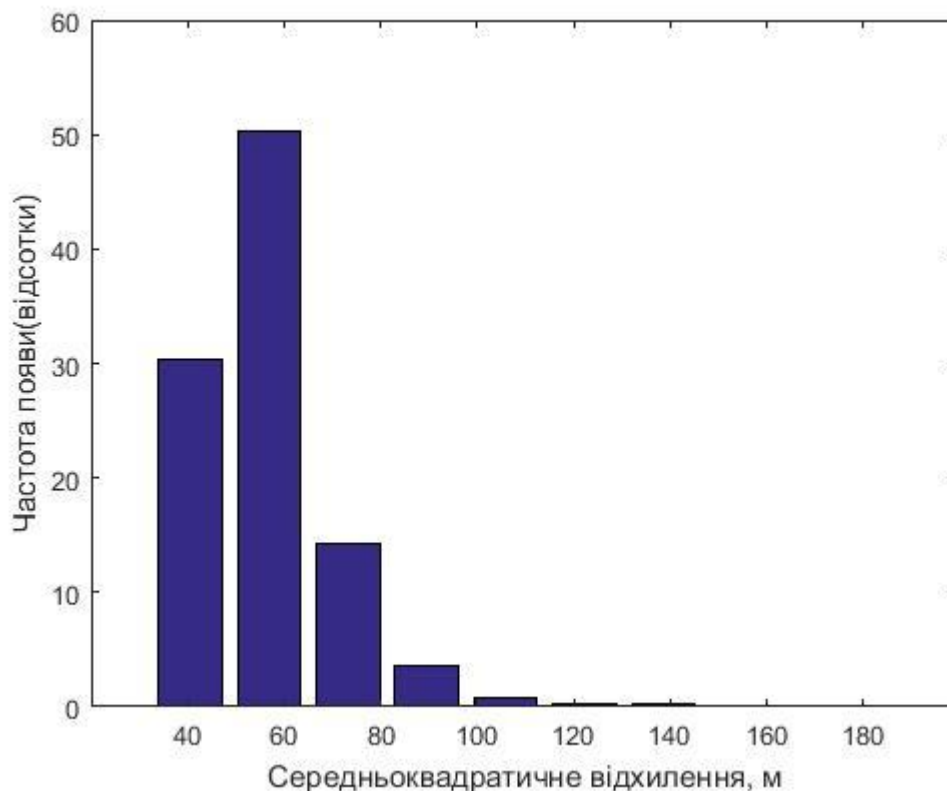


Рис. 4.24 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 6.63 м

Отже, незважаючи на недоступність декількох операцій, типові операції для автономної супутникової навігації цілком можливі (загальна точність до 100 м) на всьому часовому інтервалі для всіх точок.

Загальні результати симуляції даних GPS по основному та бокових пелюстках ДС

В таблиці 4.3 маємо загальні результати вимірювань.

Хоча використання бокових пелюсток забезпечує необхідні умови для операцій автономної супутникової навігації користувачів у космічній області обслуговування (ТО2) практично у весь час, але операція ТО3, що має більші вимоги до характеристик точності у горизонтальній та вертикальній сферах, все ще залишаються лише частково доступною.

Результати точності та доступності значно перевищують відповідні параметри при використанні лише основної пелюстки у підрозділах 4.2 та 4.3.

Таблиця 4.3 – Результати вимірювань симуляції даних GPS основної та бокових пелюсток

Відповідне СКВ UERE, м	Загальна точність, м	Горизонтальна точність, м	Вертикальна точність	Гориз. доступність (ТО3) %	Вертик.. доступність (ТО3) %	Автономна навігація (ТО2) %
3.24	Від 14.82 до 112.63	Від 3.55 до 81.13	Від 2.42 до 100.35	99.2	65	99.9
4.12	Від 19.3 до 149.63	Від 4.3 до 104.67	Від 3.065 до 133	95.94	45.29	99.9
6.63	Від 32.33 до 195.8	Від 7.38 до 170.26	Від 5.016 до 168.17	52.88	23.26	98.6

4.5 Використання сигналів бокових та основного пелюсток сузір'їв GPS та ГЛОНАСС для знаходження місцеположення користувача

Симуляція проводилась при використанні супутників GPS та ГЛОНАСС у межах основної та бокових пелюсток ДС. Використання основного та бокових пелюсток двох сузір'їв забезпечує велику кількість доступних супутників та можливість операцій автономної навігації загалом і дещо покращує результати порівняно з використанням лише одного сузір'я .

Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС при СКВ UERE 3.24 м у межах сигналів основного та бокових пелюсток діаграми спрямованості

На рис. 4.25 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 3.24 м. Порівнюючи з рис. 4.18 видно, що ситуація докорінно не змінилася, але значення доступності для згаданих вище інтервалів покращились. У цілому доступність цілком достатня для операцій автономної навігації, і місцями достатня для операцій зближення. Мінімальна доступність у симуляції складає 80%, що значно перевищує відповідну мінімальну доступність у 13%, згадану вище. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній

орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 18 м для даного слоту, доступність для TO1, TO2 та TO3 склала 100%.

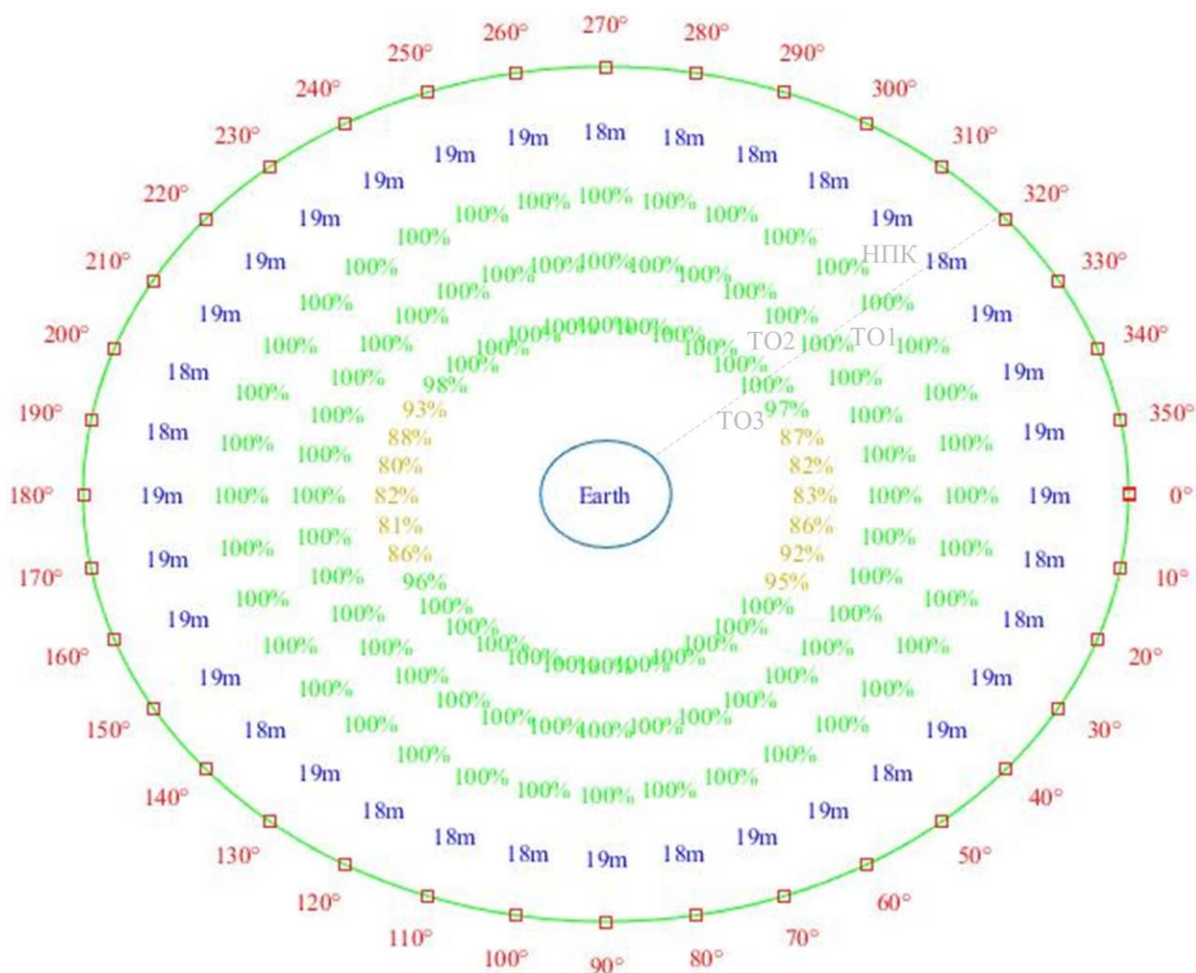


Рис. 4.25 – Доступність супутників GPS та ГЛОНАСС з використанням основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості та СКВ UERE 3.24м

На рис. 4.26 вказана кількість видимих супутників у заданих точках геостационарної орбіти на заданому часовому проміжку. По горизонтальній вісі дано кількість видимих супутників, по вертикальній вісі відкладена частота появи даної кількості супутників по відношенню до загальної кількості вимірювань. Цілком зрозуміло, що при спільному використанні двох сузір'їв з урахуванням сигналів бічних пелюсток, кількість супутників значно перевищує необхідний мінімум. Маємо від 15, у деяких окремих випадках, до 29 видимих супутників, у більшості ітерацій доступно від 20 до 26 супутників.

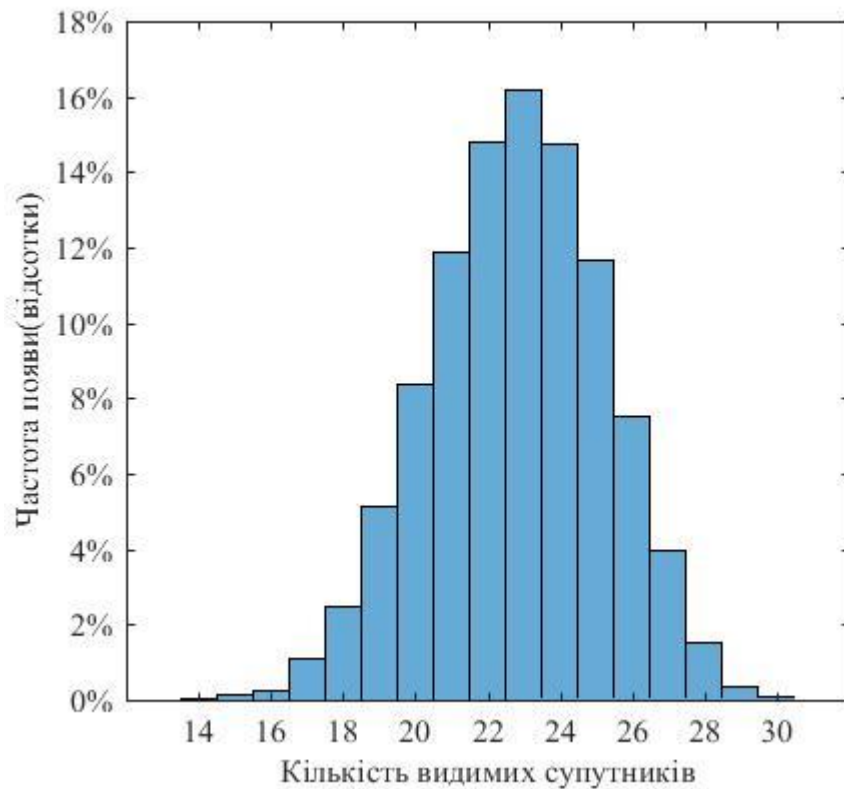


Рис. 4.26 – Видимі на ГЕО супутники GPS

На рис. 4.27 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на проміжку часу на ГЕО для GPS та ГЛОНАСС при СКВ UERE 3.24 м при використанні бокових пелюсток. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 12.75 м. Максимальне значення склало 41.42 м. Усі значення задовольняють умови точності TO1 та TO2 з загальної кількості у 10368 значень. У горизонтальній площині точність змінюється від 2.73 м до 40.93 м, а у вертикальній площині від 1.94 м до 35.1 м. При цьому 99.97 % значень у горизонтальній площині знаходяться у межах до 40 м, і лише 95.15 % значень по вертикальній площині знаходяться у межах до 20 м.

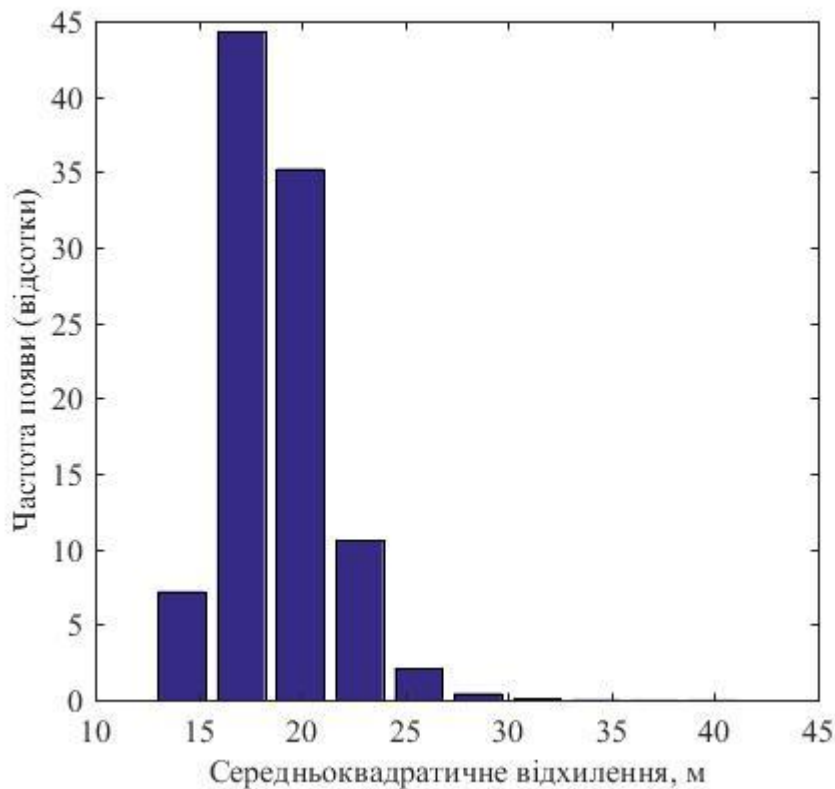


Рис. 4.27 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 3.24 м

Отже, хоча використання двох сузір'їв дещо покращує ситуацію на геостаціонарній орбіті для операцій зближення, для операцій автономної навігації за даними ГНСС достатньо одного сузір'я, але за рахунок різної геометрії супутникових сузір'їв маємо значне покращення точності у вертикальній площині, що також впливає і на загальну доступність.

Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС при СКВ UERE 4.12 м у межах сигналів основного та бокових пелюсток діаграми спрямованості

На рис. 4.28 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 4.12 м. Якщо звернутися до аналізу доступності, то найбільше ситуація нагадує симуляцію у рис. 4.18, хоча область з гарною доступністю дещо більша за вищезгадану. Доступність змінюється від 5 до 100 %. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 23 м для даного слоту, доступність для TO1 та TO2 склала 100%, і 91 % для TO3.

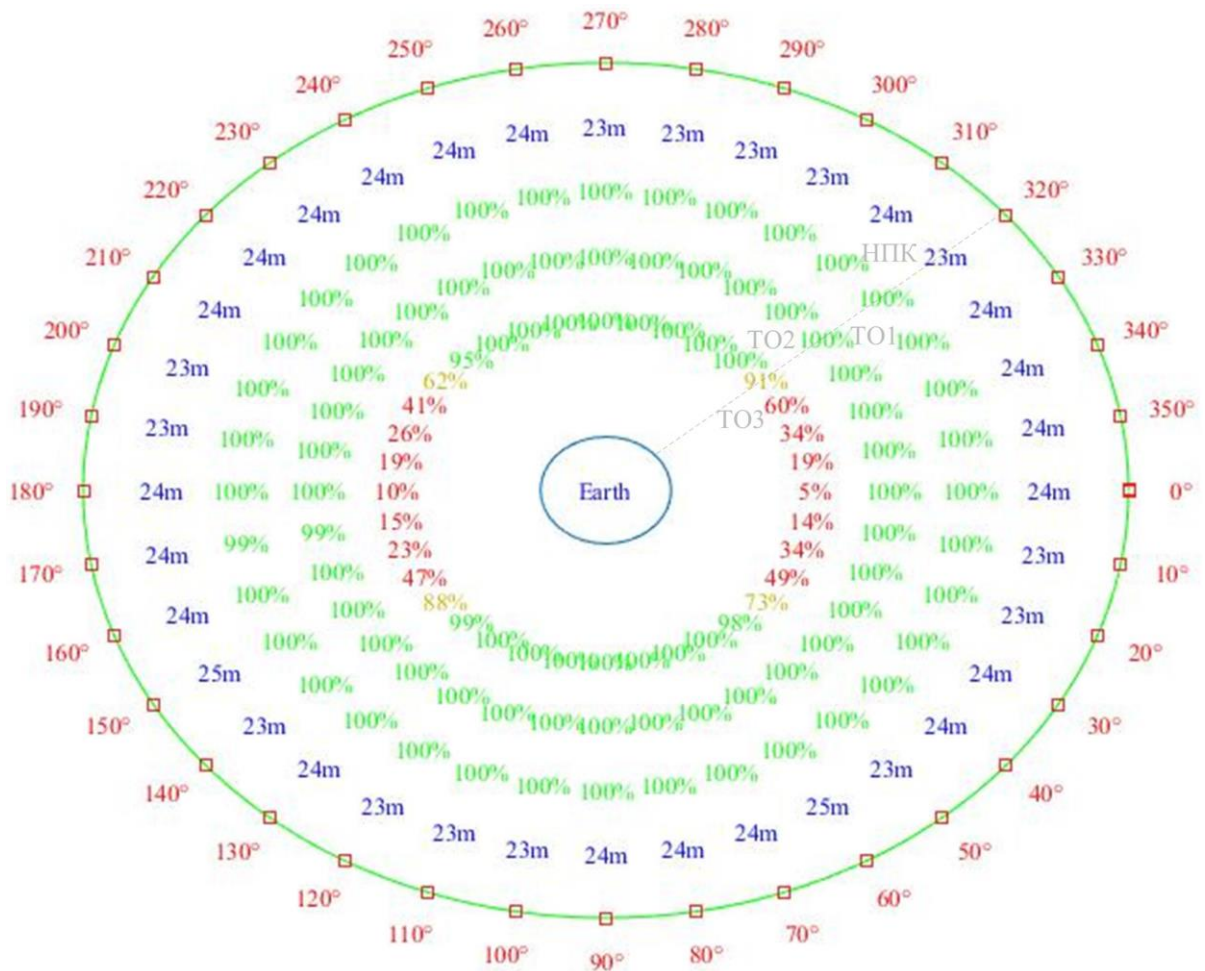


Рис. 4.28 – Доступність супутників GPS та ГЛОНАСС з використанням основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості та СКВ UERE 4.12м

На рис. 4.29 зображена гистограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на проміжку часу на ГЕО для GPS та ГЛОНАСС при СКВ UERE 4.12 м при використанні бокових пелюсток. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 16.85 м. Максимальне значення склало 44.92 м. Усі значення задовольняють умови точності TO1 та TO2 з загальної кількості у 10368 значень. У горизонтальній площині точність змінюється від 3.53 м до 44.4 м, а у вертикальній площині від 2.49 м до 43.14 м. При цьому 99.96 % значень у горизонтальній площині знаходяться у межах до 40 м, і лише 69.45 % значень по вертикальній площині знаходяться у межах до 20 м.

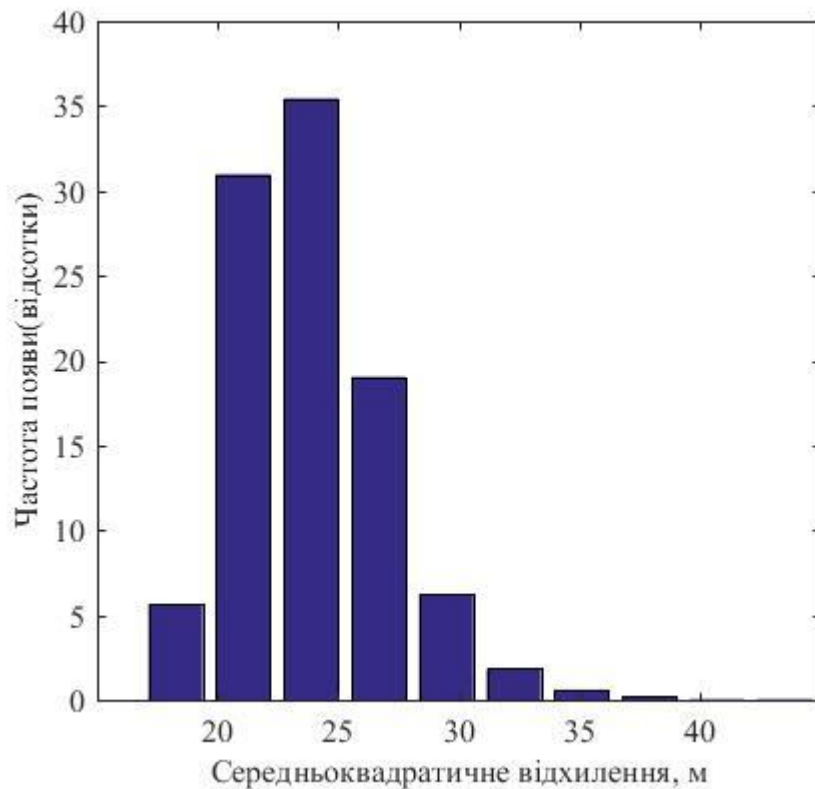


Рис. 4.29 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 4.12 м

Отже, незважаючи на деяке погіршення точності, і, як наслідок, доступності, принципових змін у ситуації не має, все ще повністю доступні операції автономної супутникової навігації і частково доступна операція зближення.

Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС при СКВ UERE 6.63 м у межах сигналів основного та бокових пелюсток діаграми спрямованості

На рис. 4.30 вказана доступність супутників на геостаціонарній орбіті при СКВ UERE 6.63 м. Лінія на рисунку виділяє значення доступності для слоту 320° довготи на геостаціонарній орбіті, при цьому середнє значення навігаційної похибки користувача склало 37 м для даного слоту, доступність для TO1 та TO2 склала 100%, і 0 % для TO3.

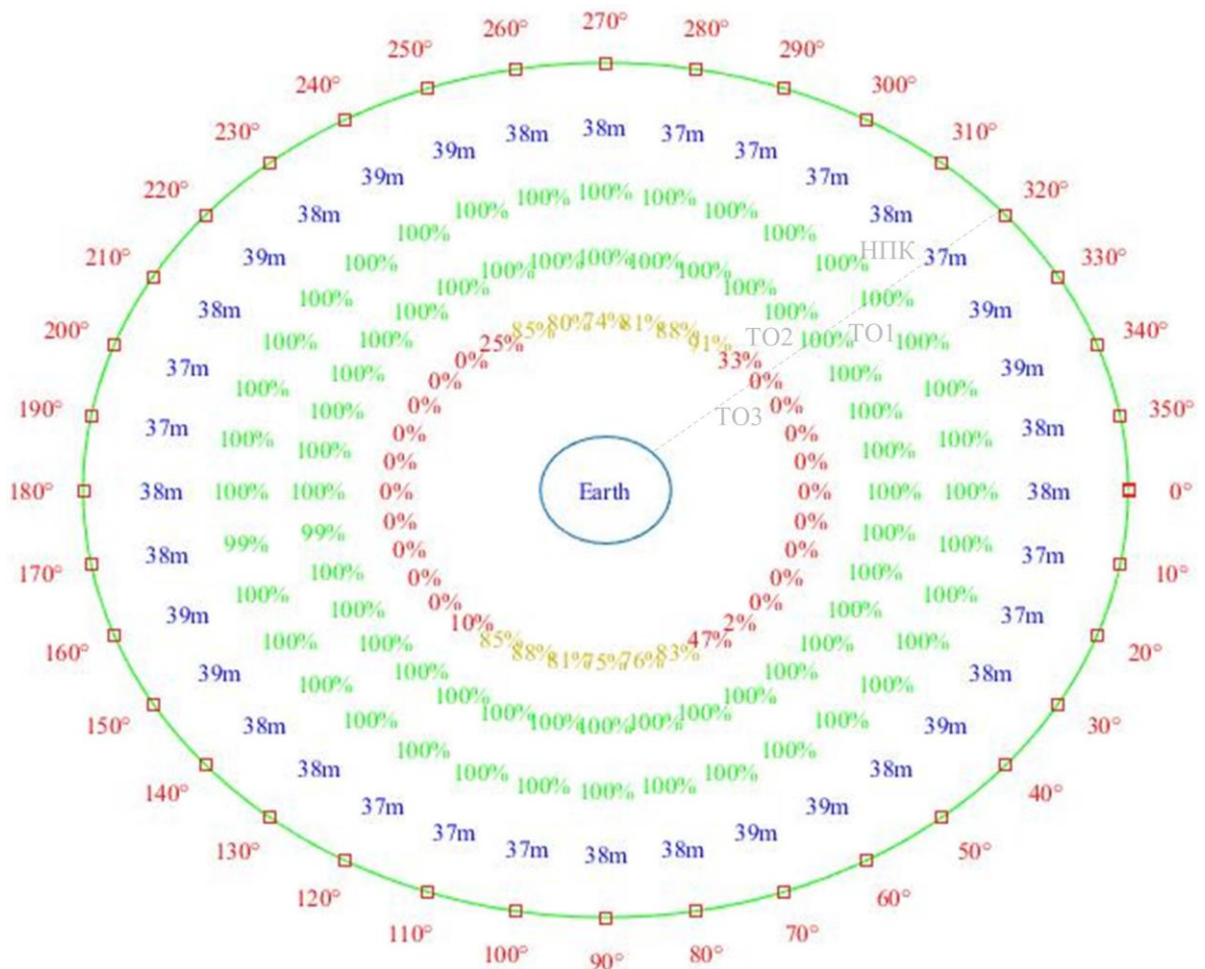


Рис. 4.30 – Доступність супутників GPS та ГЛОНАСС з використанням основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості та СКВ UERE 6.63м

На рис. 4.31 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на проміжку часу на ГЕО для GPS та ГЛОНАСС при СКВ UERE 6.63 м при використанні бокових пелюсток. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 27.07 м. Максимальне значення склало 74.13 м. Усі значення задовольняють умови точності TO1 та TO2 з загальної кількості у 10368 значень. У горизонтальній площині точність змінюється від 5.66 м до 60.34 м, а у вертикальній площині від 4.03 м до 69.37 м. При цьому 93.79 % значень у горизонтальній площині знаходяться у межах до 40 м, і лише 35.69 % значень по вертикальній площині знаходяться у межах до 20 м.

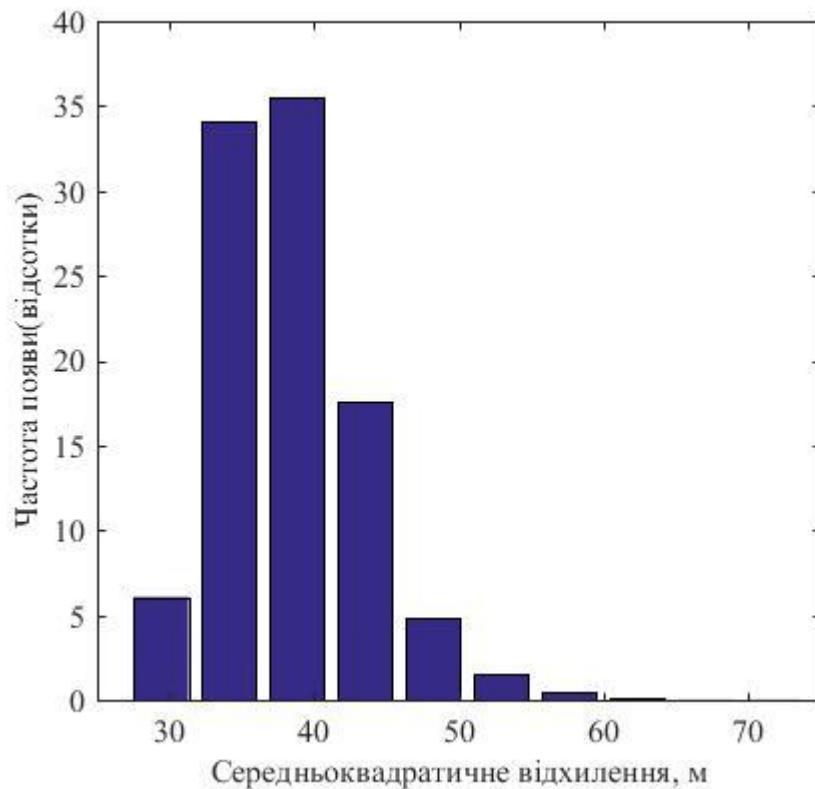


Рис. 4.31 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 6.63 м

Отже, використання двох сузір'їв дозволяє покращити доступність ТОЗ та забезпечити автономну супутникову навігацію.

Загальні результати симуляції даних GPS по основному та бокових пелюстках ДС

В таблиці 4.4 маємо загальні результати вимірювань.

Таблиця 4.4 – Результати вимірювань симуляції даних GPS основної та бокових пелюсток

Відповідне СКВ UERE, м	Загальна точність, м	Горизонтальна точність, м	Вертикальна точність	Гориз. доступність (ТОЗ) %	Вертик.. доступність (ТОЗ) %	Автономна навігація (ТО2) %
3.24	Від 12.75 до 41.42	Від 2.73 до 40.93	Від 1.94 до 35.1	99.97	95.15	100
4.12	Від 16.85 до 44.92	Від 3.53 до 44.4	Від 2.49 до 43.14	99.96	69.45	100
6.63	Від 27.07 до 74.13	Від 5.66 до 60.34	Від 4.03 до 69.37	93.79	35.69	100

Отже, при необхідності більш високої точності по горизонтальній та вертикальній вісям одночасно доцільно використати два сузір'я через бокові та основний пелюстки, але для операцій автономної супутникової навігації, тобто ТО2, достатньо одного сузір'я, хоча використання двох сузір'їв дозволяє забезпечити 100% доступність.

4.6 Спільне використання сузір'їв у межах основних пелюсток ДС

Альманах Trimble дозволяє порахувати ефемериди для декількох навігаційних сузір'їв [108], що дозволяє симулювати спільне використання таких навігаційних сузір'їв, як GPS, ГЛОНАСС, QZSS, GALILEO, BEIDOU.

На рис. 4.32 нарисовано доступність при використанні супутників п'яти сузір'їв основного пелюстка.

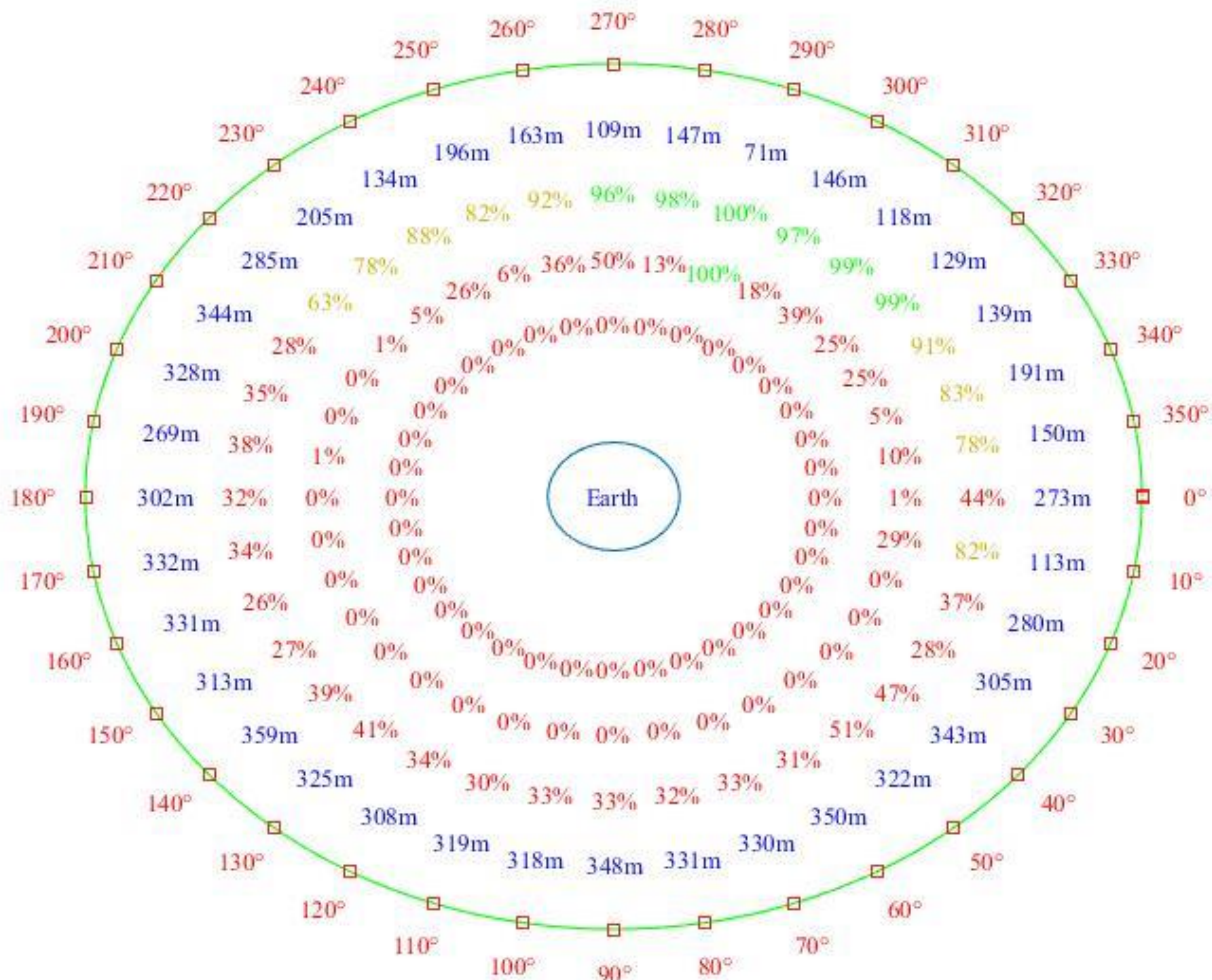


Рис. 4.32 – Доступність супутників при спільному використанні декількох сузір'їв при СКВ UERE 4.12

Помітно що частина слотів у північному напрямку має набагато кращу доступність, це пояснюється використанням геосинхронних супутників QZSS, які видимі лише у частині випадків.

На рис. 4.33 вказано кількість видимих супутників у заданих точках геостаціонарної орбіти на заданому проміжку часу. По горизонтальній вісі дано кількість видимих супутників, по вертикальній вісі дано частота появи даної кількості супутників по відношенню до загальної кількості вимірювань. Хоча на рисунку показана велика кількість супутників, але необхідно пам'ятати про необхідний мінімум супутників – 3 + кількість сузір'їв, тобто при спільному використанні багатьох сузір'їв необхідно у різні моменти часу пам'ятати про різну мінімальну кількість супутників.

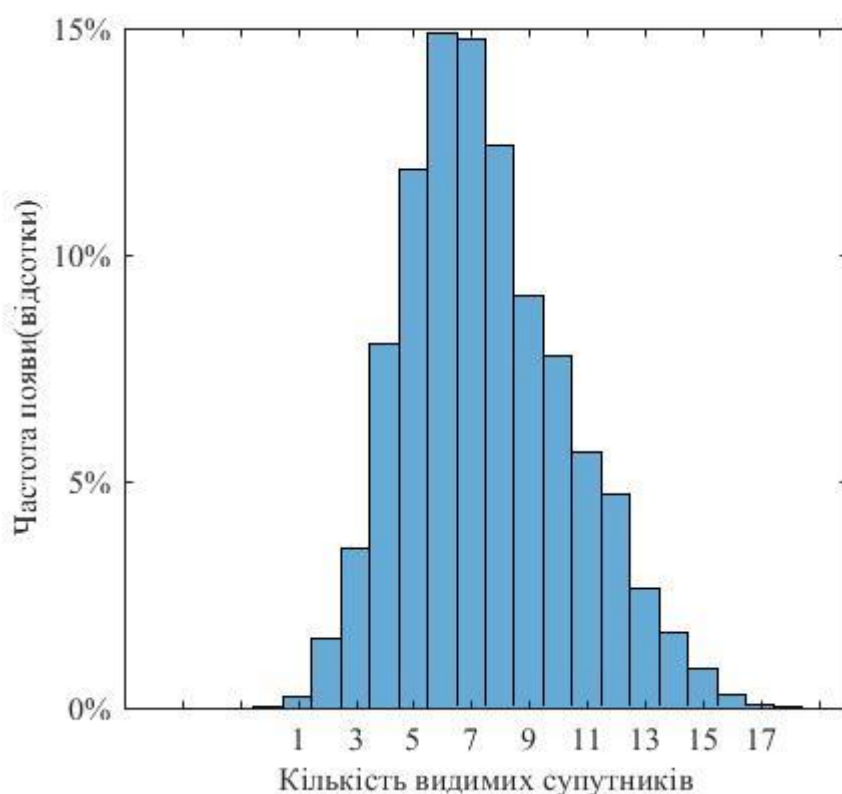


Рис. 4.33 – Видимі на ГЕО супутники GPS та ГЛОНАСС

На рис. 4.34 зображена гістограма розподілу похибок визначення навігаційного місцеположення користувача для всіх точок на проміжку часу на ГЕО для спільного використання двох сузір'їв

при СКВ UERE 4.12 м. По горизонтальній вісі відкладено значення похибок визначення навігаційного місцеположення користувача. При заданих значеннях СКВ, мінімальне значення навігаційної похибки користувача склало 48.47 м. Всього маємо 2631 значень що задовольняють умови точності TO1 з загальної кількості у 10368 значень, що складає 57.23%. Також 10.86 % вимірювань задовольняють умови TO2 для забезпечення автономної супутникової навігації у реальному часі.

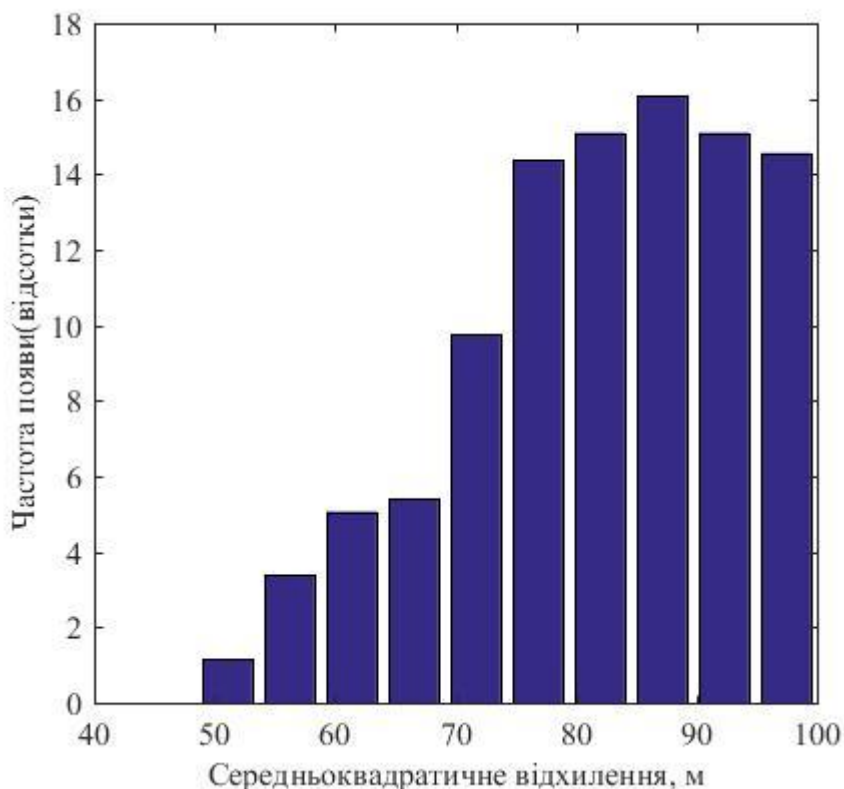


Рис. 4.34 – Розподіл навігаційних похибок користувача при СКВ UERE у 4.12 м та спільному використанні багатьох сузір'їв

Отже, спостерігається значне покращення точності вимірювань за рахунок різної геометрії супутників, але при цьому найкращі результати досягаються при наявності геосинхронних супутників як навігаційних. На жаль, спільне використання багатьох сузір'їв забезпечує досить низьку доступність TO2, а, отже, не дозволяє використовувати лише основного пелюстка сузір'їв для автономної супутникової навігації.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4

У розділі 4 проведено оцінювання точності та доступності автономної навігації для масиву позицій на геостаціонарній орбіті. У підрозділах розглянуто як окреме використання сигналів, що проходять крізь основну пелюстку діаграм спрямованості супутників різних комбінацій навігаційних сузір'їв ГНСС, так і спільне використання сигналів, що проходять як крізь основний так і бокові пелюстки діаграм спрямованості супутників.

Таблиця 4.5 містить загальні результати вимірювань з використанням основного пелюстка діаграми спрямованості.

Табл. 4.5 – Загальні результати вимірювання по основному пелюстку ДС

СКВ UERE, м	GPS		GPS та ГЛОНАСС		Мульти-ГНСС		
	Мін. точність, м	TO1, %	Мін. точність, м	TO1, %	Мін. точність, м	TO1, %	TO2, %
3.24	128.7	11.29	125.56	25.38	-	-	-
4.12	172.2	9.02	144.13	21.29	48.47	57.23	10.86 %
6.63	282.04	4.23	246.34	10.93	-	-	-

Як видно з таблиці, використання більшої кількості сузір'їв дозволяє отримати кращі результати, у випадку використання одного сузір'я порівняно з використанням двох маємо покращення результатів більше ніж у 2 рази. У випадку спільного використання ГНСС результати цікавіші – незважаючи на підвищення загальної доступності, насправді значні покращення маємо лише у зонах, де видно геосинхронній та геостаціонарні навігаційні супутники. Тобто значне покращення точність та доступності спостерігається лише у деякому секторі.

В таблицях 4.6 та 4.7 маємо загальні результати вимірювань по точності та доступності з використанням основного та бокових пелюсток діаграми спрямованості.

Табл. 4.6 – Точність по основному та бокових пелюсток ДС

СКВ UERE, м	GPS			GPS та ГЛОНАСС		
	Загальна точність, м	Горизонтальна точність, м	Вертикальна точність	Загальна точність, м	Горизонтальна точність, м	Вертикальна точність
3.24	Від 14.82 до 112.63	Від 3.55 до 81.13	Від 2.42 до 100.35	Від 12.75 до 41.42	Від 2.73 до 40.93	Від 1.94 до 35.1
4.12	Від 19.3 до 149.63	Від 4.3 до 104.67	Від 3.065 до 133	Від 16.85 до 44.92	Від 3.53 до 44.4	Від 2.49 до 43.14
6.63	Від 32.33 до 195.8	Від 7.38 до 170.26	Від 5.016 до 168.17	Від 27.07 до 74.13	Від 5.66 до 60.34	Від 4.03 до 69.37

Як видно з таблиці 4.6, використання двох сузір'їв значно покращує точність результатів за рахунок більшої кількості доступних супутників, а, отже, і кращим значенням факторів погіршення точності, що дозволяє забезпечити кращу точності результатів визначення навігаційної похибки користувача.

Табл. 4.7 – Доступність по основному та бокових пелюсток ДС

СКВ UERE, м	GPS			GPS та ГЛОНАСС		
	Гориз. доступність (ТО3) %	Вертик.. доступність (ТО3) %	Автономна навігація (ТО2) %	Гориз. доступність (ТО3) %	Вертик.. доступність (ТО3) %	Автономна навігація (ТО2) %
3.24	99.2	65	99.9	99.97	95.15	100
4.12	95.94	45.29	99.9	99.96	69.45	100
6.63	52.88	23.26	98.6	93.79	35.69	100

Як видно з таблиці 4.7, використання двох супутникових сузір'їв по основному та боковим пелюсткам дозволяє забезпечити автономну супутникову навігацію на всьому часовому проміжку, а також покращує значення вертикальної доступності для ТО3.

РОЗДІЛ 5. ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ГЕОМЕТРИЧНОГО РОЗТАШУВАННЯ НАВІГАЦІЙНИХ СУПУТНИКІВ ПРИ ВИКОРИСТАННІ ГНСС У ЛОКАЛЬНІЙ ТОЧЦІ НА ГЕОСТАЦІОНАРНІЙ ОРБІТІ.

5.1 Симуляція даних GPS у межах основної пелюстки діаграми спрямованості супутника для конкретної точки

Хоча загальний огляд орбіти дає уявлення про параметри доступності та точності на ГЕО, варто також зробити детальний аналіз особливостей супутникової навігації на ГЕО у одній точці. Для цього була обрана точка на ГЕО орбіті з довготою у 80° , що відповідає місцезнаходженню супутника Astra 5-B (супутник для транслявання навігаційних даних EGNOS), що покриває територію Європи. Симуляція проведена у 24-годинному часовому інтервалі по 1 хвилині.

Аналіз доступних супутників

На Рис. 5.1 показано видимі супутники по відношенню до часу. По горизонтальній осі відкладено шкалу часу у годинах. По вертикальній осі відкладено доступні супутники згідно до їх псевдовипадкових номерів. Таким чином, часові проміжки доступних супутників виглядають як різнокольорові лінії. Це дозволяє визначити доступні супутники у необхідний часовий проміжок. Наприклад, у момент 22 год 29 хвилин від початку симуляції на рисунку доступні 6 супутників, а саме супутники з псевдовипадковими номерами 12, 13, 15, 18, 23, 25, це максимальна кількість супутників у даній симуляції. Цікавим також є супутник з псевдовипадковим номером 3, його кут видимості змінюється від 25.8° у момент 8 годин та 43 хвилини до 13.9° у 9 годин та 50 хвилин, потім сигнал супутника затінено Землею, він знову з'являється у 10 годин 36 хвилин та має кут видимості у 13.9° , змінюючись до 25.9° у 11 годин 53 хвилини. Таким чином можна спостерігати явище затінення супутників Землею, що показане у попередніх розділах даної роботи. Аналогічну ситуацію потрапляння сигналу у тінь Землі можна побачити на прикладі багатьох інших супутників на рисунку. Вважається, що супутники працюють у двочастотному режимі, тому основна пелюстка діаграми спрямованості обмежена у $\pm 26^\circ$.

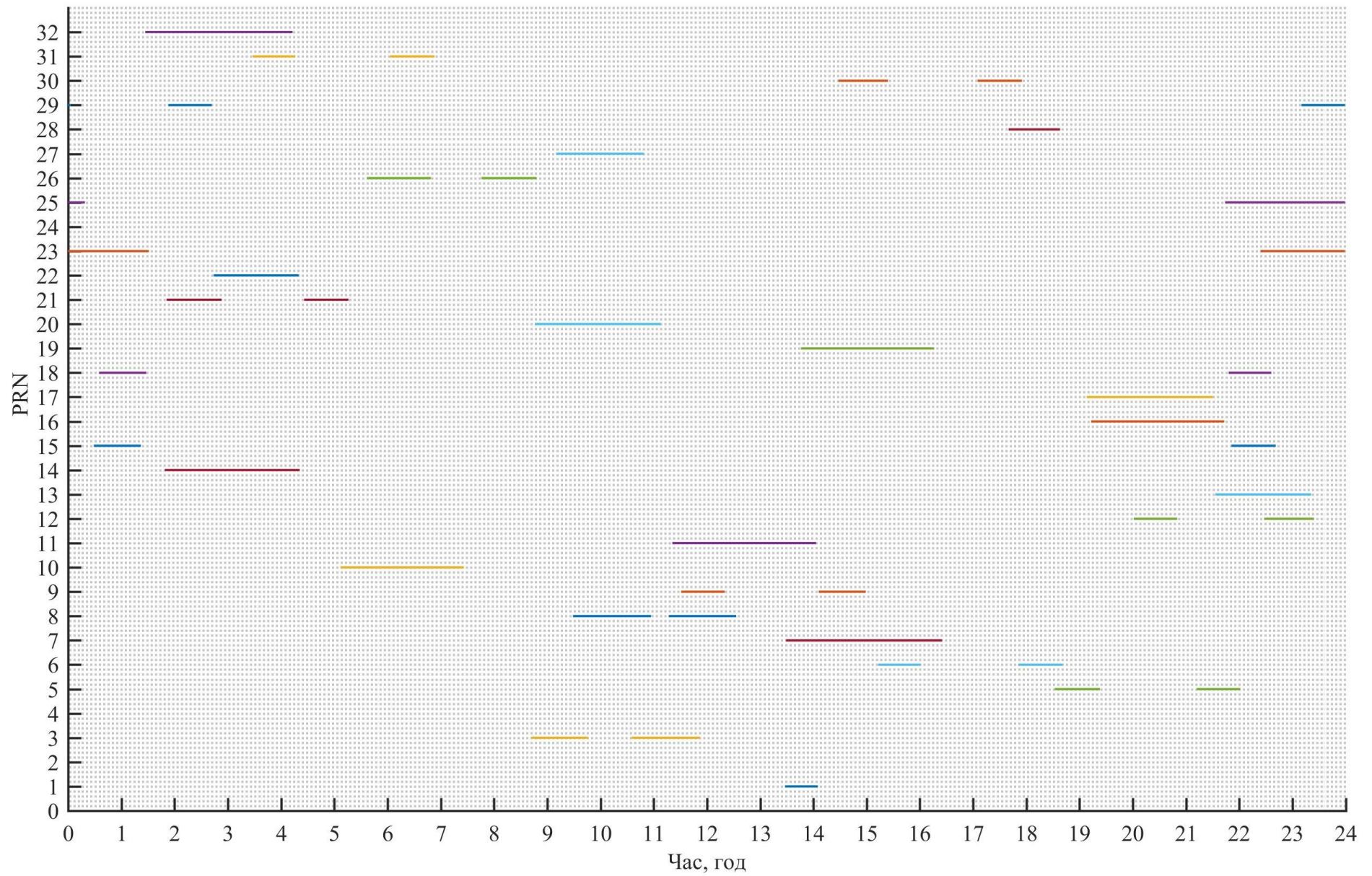


Рис. 5.1 – Видимі на геостационарній орбіті супутники у часі

На Рис. 5.2 нарисована діаграма кількості супутників залежно від частоти появи. По горизонтальній осі відкладено кількість видимих супутників, а по вертикальній осі відкладено частоту появи даного явища у відсотках від загальної кількості вимірювань. Як видно у більшості, а саме у 77 %, вимірювань доступно менше ніж 4 супутники, що не дозволяє отримати значення місцеположення користувача у реальному часі навіть теоретично. Лише у 23% випадків доступно більше ніж 4 супутників, але, зважаючи на геометричні особливості місцеположення супутників, необхідно також змодельювати значення факторів погіршення точності та точності вимірювань щоб стверджувати про доступність навігаційного рішення в даний момент часу.

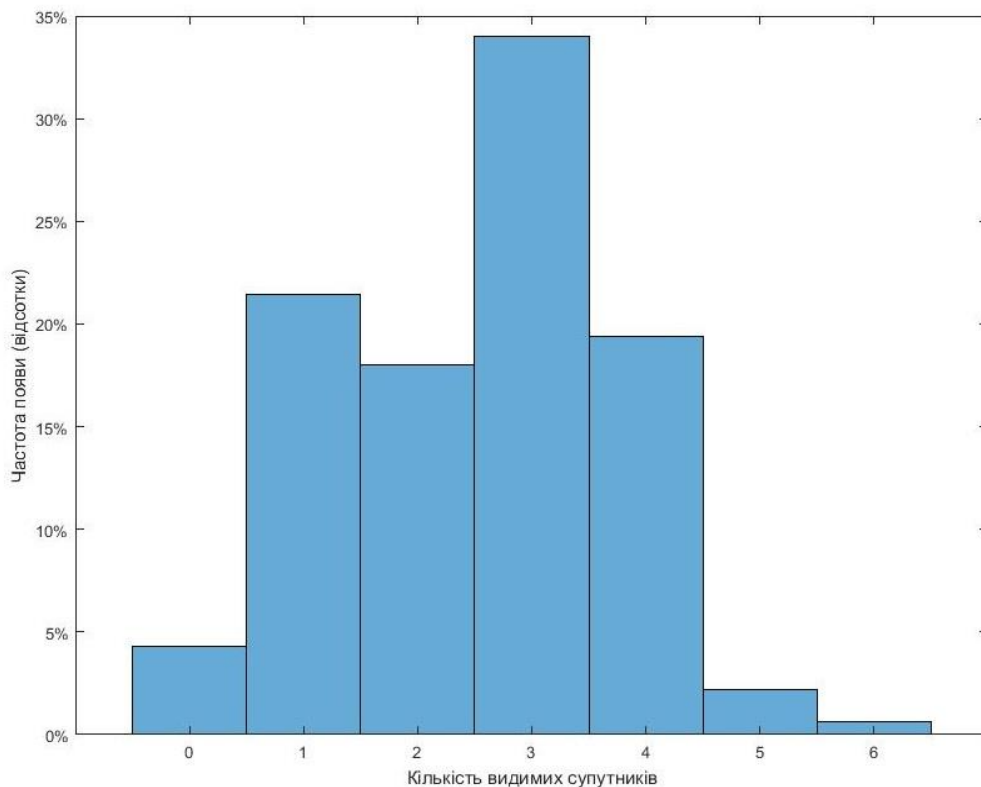


Рис. 5.2 – Частота появи видимих супутників GPS основної пелюстки у точці на ГЕО орбіті

На Рис.5.3 зображені значення просторових факторів у даному діапазоні часу. По горизонтальній осі знаходяться значення часу від початку вимірювання у годинах, по вертикальній осі знаходяться значення просторового фактору погіршення точності (PDOP). Даний фактор показує залежність результатів вимірювань від геометричного місцеположення супутників, які використані для вирахування даного

рішення. Значення факторів погіршення точності дозволяють оцінити значення точності визначення місцеположення користувача в залежності від значень помилок по псевдодальності від супутників до користувача, тобто перевести помилки вимірювання псевдодальності у помилки місцеположення користувача. Згідно до [54], граничні значення HDOP та VDOP складають 2.1 та 4.4 відповідно, згідно до означення, граничне значення PDOP таким чином має величину 4.875, щоб визнати навігаційне рішення як доступне згідно до GPS ORD (як вказано у [54]). Мінімальне значення 56.09 у момент 1 год 54 хв при 4 видимих супутниках, що відповідає найкращому геометричному положенню супутників. Більша кількість супутників не завжди забезпечує найкращі значення.

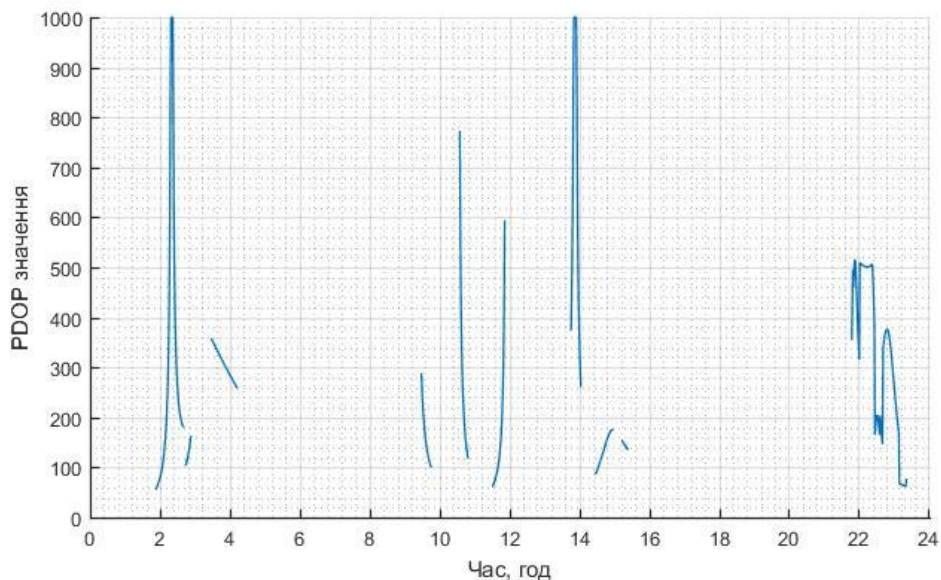


Рис. 5.3 – Просторовий фактор погіршення точності (PDOP) по відношенню до часу

На рис. 5.4 зображено рисунок геометричного положення супутників по відношенню до користувача при найкращому значенні просторового фактору погіршення точності. По вісям відкладено координати супутників та досліджуваної точки у системі ECEF.

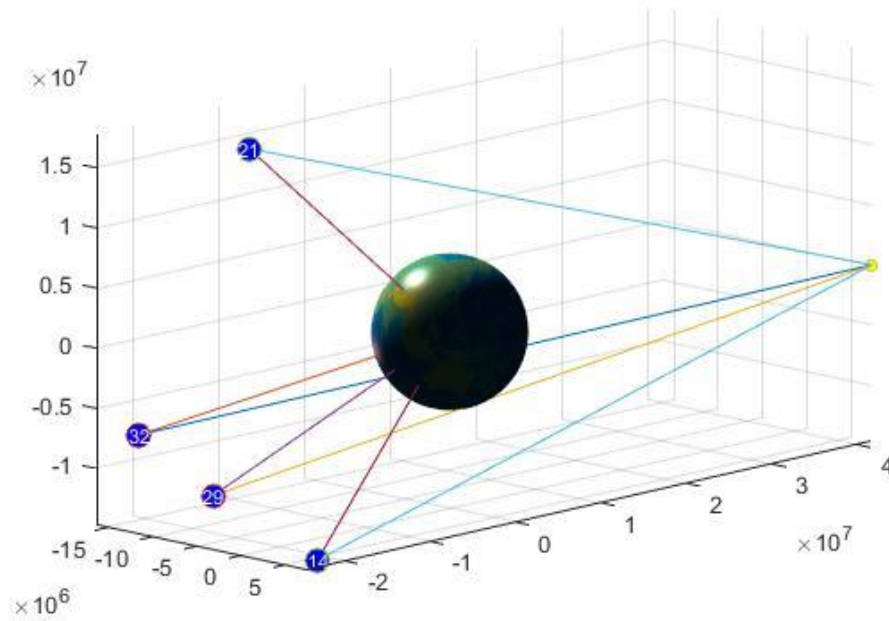


Рис. 5.4 – Геометричне положення супутників по відношенню до користувача

Жовтою точкою на рис. 5.4. показано «базову точку», тобто місцеположення користувача. Як видно з рисунку, користувач знаходиться на значній відстані від Землі (на геостаціонарній орбіті), а всі навігаційні супутники знаходяться за Землею. Три супутника знаходяться з однієї сторони, а четвертий з іншої по відношенню до користувача, що дає більш широкую «базу» супутників та загалом покращує значення позиційного фактору, але дане значення у жодному разі не задовольняє вищезгадані вимоги, а, отже, всі навігаційні рішення не можна вважати доступними по версії GPS ORD [54]. Супутники зображені синіми колами зі значеннями псевдовипадкових номерів супутників.

На рис. 5.5 зазначені положення видимих супутників з базової точки. Їх азимут позначений по колу, кути місця зображені на цифрах, що спрямовані до центру рисунка. Вважається, що по центру рисунка знаходиться користувач. На рисунку видно 4 супутника, що відповідають рис. 4.4, вони зображені за допомогою синіх точок та підписані згідно до їх псевдовипадкових номерів. Важливо те, що супутники мають достатньо великі значення кута місця, тобто знаходяться майже у

центрі рисунку, дане явище властиве всім навігаційним супутникам, що видно з геостаціонарної орбіти.

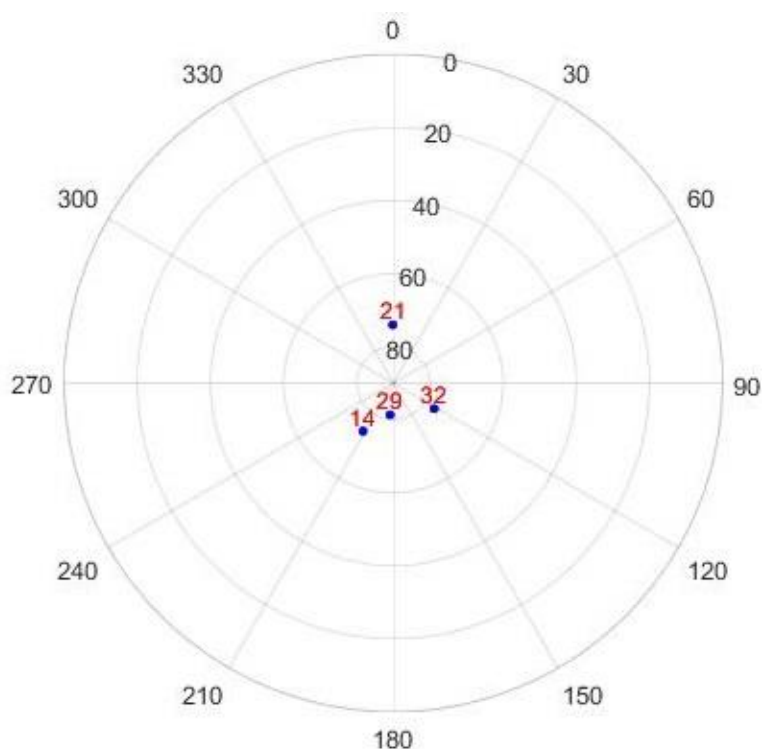


Рис. 5.5 – Кругова діаграма місцезположення супутників по відношенню до базової точки

Визначення точності та факторів погіршення точності

На рис. 5.6 зображено значення точності при базовому значенні UERE 3.24 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах.

Якщо порівняти даний рисунок з рис. 5.3 то можна помітити певну відповідність значень та значний вплив факторів погіршення точності на похибку користувача. Мінімальне значення точності склало 187.11 м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 8.125 %, тобто зі значеннями точності до 556 м. Жодне значення не задовольняє умови для інших операцій.

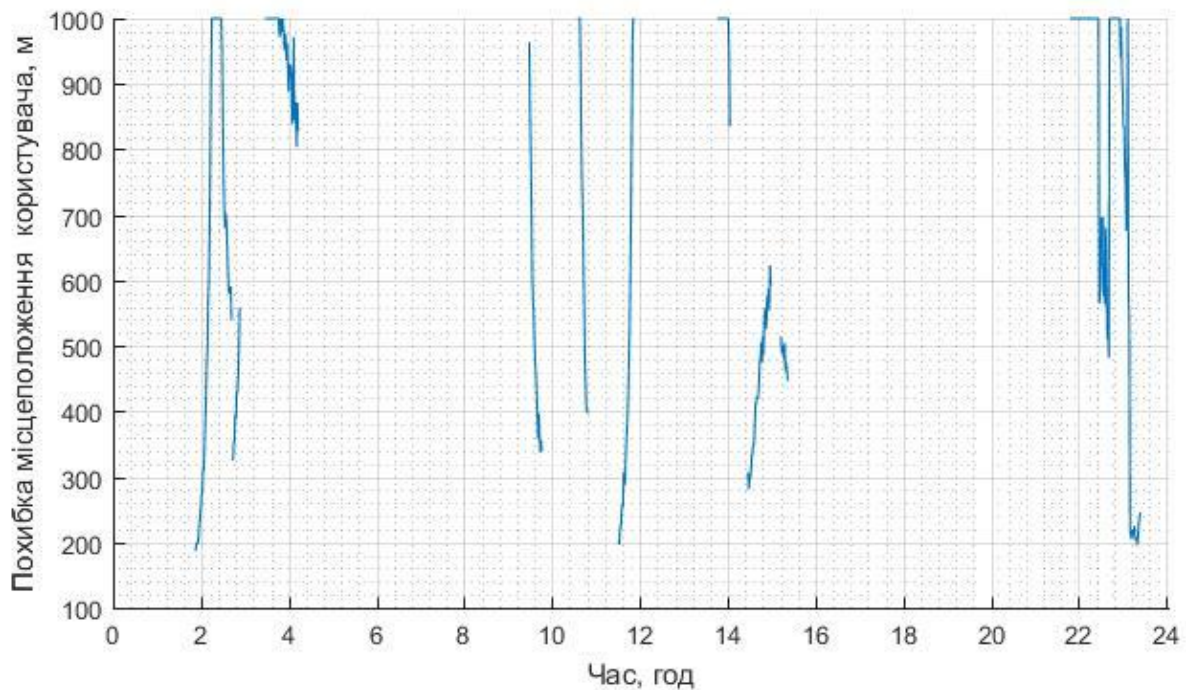


Рис. 5.6 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 3.24 м

На рис. 5.7 зображено значення точності при базовому значенні UERE 4.12 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах. Мінімальне значення точності склало 237.94 м при найменшому значенні просторового фактору.

Прослідковується значний вплив факторів погіршення точності на результати похибки обчислення, тому навіть невелике збільшенні UERE значно впливає на результуючі значення похибок навігаційного положення. При цьому значення доступності склали 5.347 % (для значень до 556 м). Жодне значення не задовольняє умови для інших операцій.

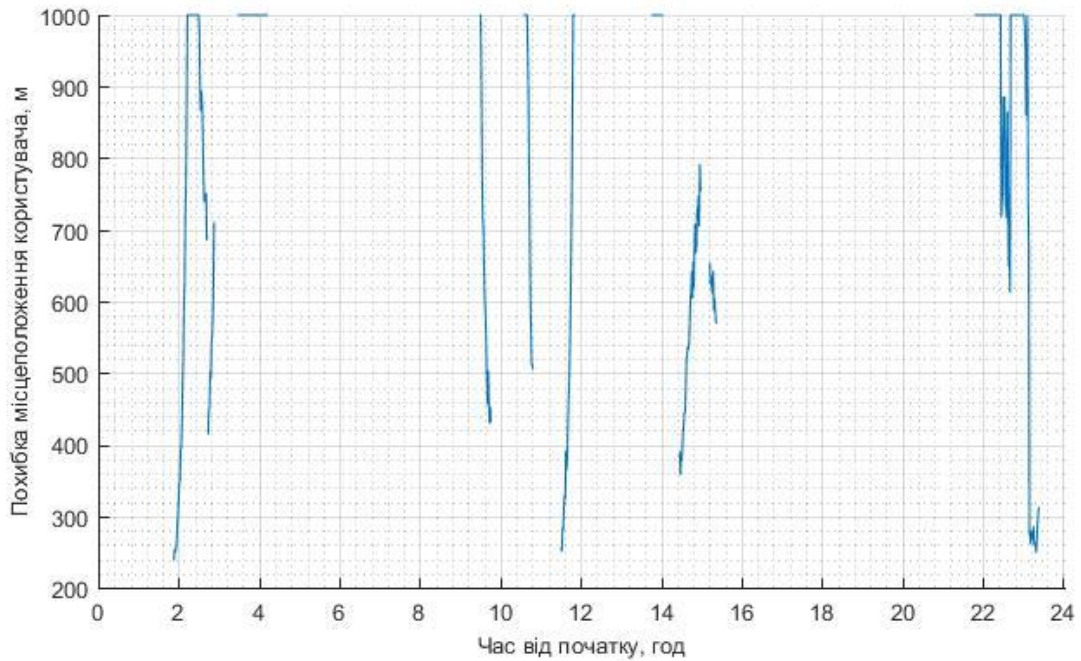


Рис. 5.7 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 4.12 м

На рис. 5.8 зображено значення точності при базовому значенні UERE 6.63 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах.

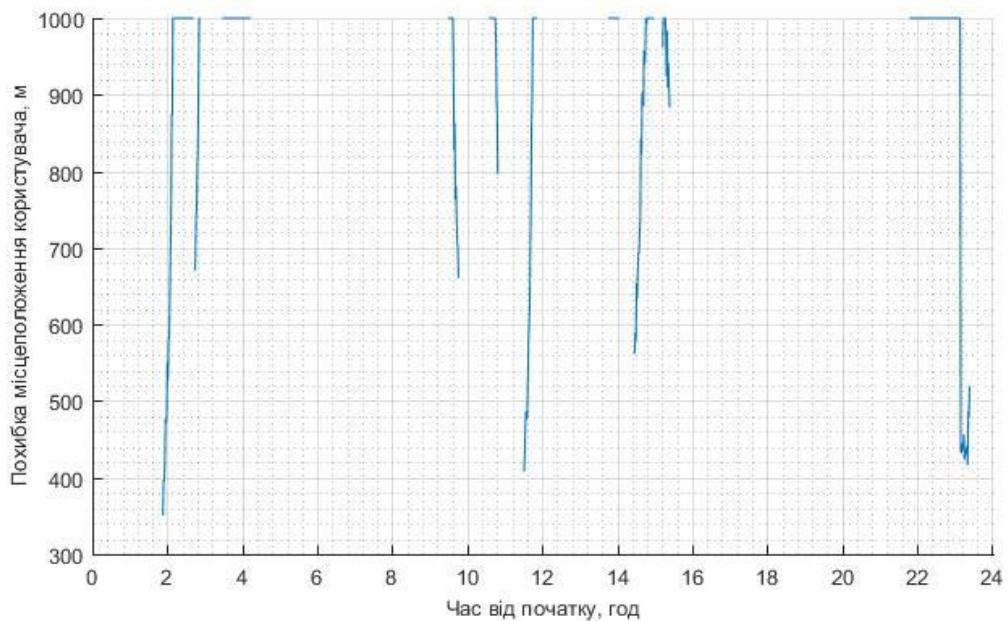


Рис. 5.8 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 6.63 м

Мінімальне значення точності склало 350.619 м при найменшому значенні просторового фактору. Прослідковується значний вплив факторів погіршення точності на результати похибки обчислення, тому навіть невелике збільшенні UERE значно впливає на результуючі значення похибок навігаційного положення. При цьому значення доступності склали 2.153 % (для значень до 556 м). Жодне значення не задовольняє умови для інших операцій.

5.2 Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС у межах основної пелюстки діаграми спрямованості супутника для конкретної точки

У даному підрозділі зосереджено дослідження результатів використання двох навігаційних систем при проходженні сигналу крізь основну пелюстку. Критерії оцінки та основні рисунки відповідають подібним у попередньому підрозділі.

Аналіз доступних супутників

На Рис. 5.9 показано видимі супутники по відношенню до часу. По горизонтальній осі відкладено шкалу часу у годинах. По вертикальній осі відкладено доступні супутники згідно до їх псевдовипадкових номерів. Таким чином, часові проміжки доступних супутників виглядають як різнокольорові лінії. Це дозволяє визначити доступні супутники у необхідний часовий проміжок.

Наприклад, 7 супутників – максимальна кількість супутників для даної симуляції, видно у наступні часові проміжки: від 36 до 47 хвилин, від 3 годин 35 хвилин до 4 годин 9 хвилин, від 11 годин 33 хвилин до 11 годин 53 хвилин.

Вважається, що супутники працюють у двочастотному режимі, тому основна пелюстка діаграми спрямованості обмежена у $\pm 26^\circ$.

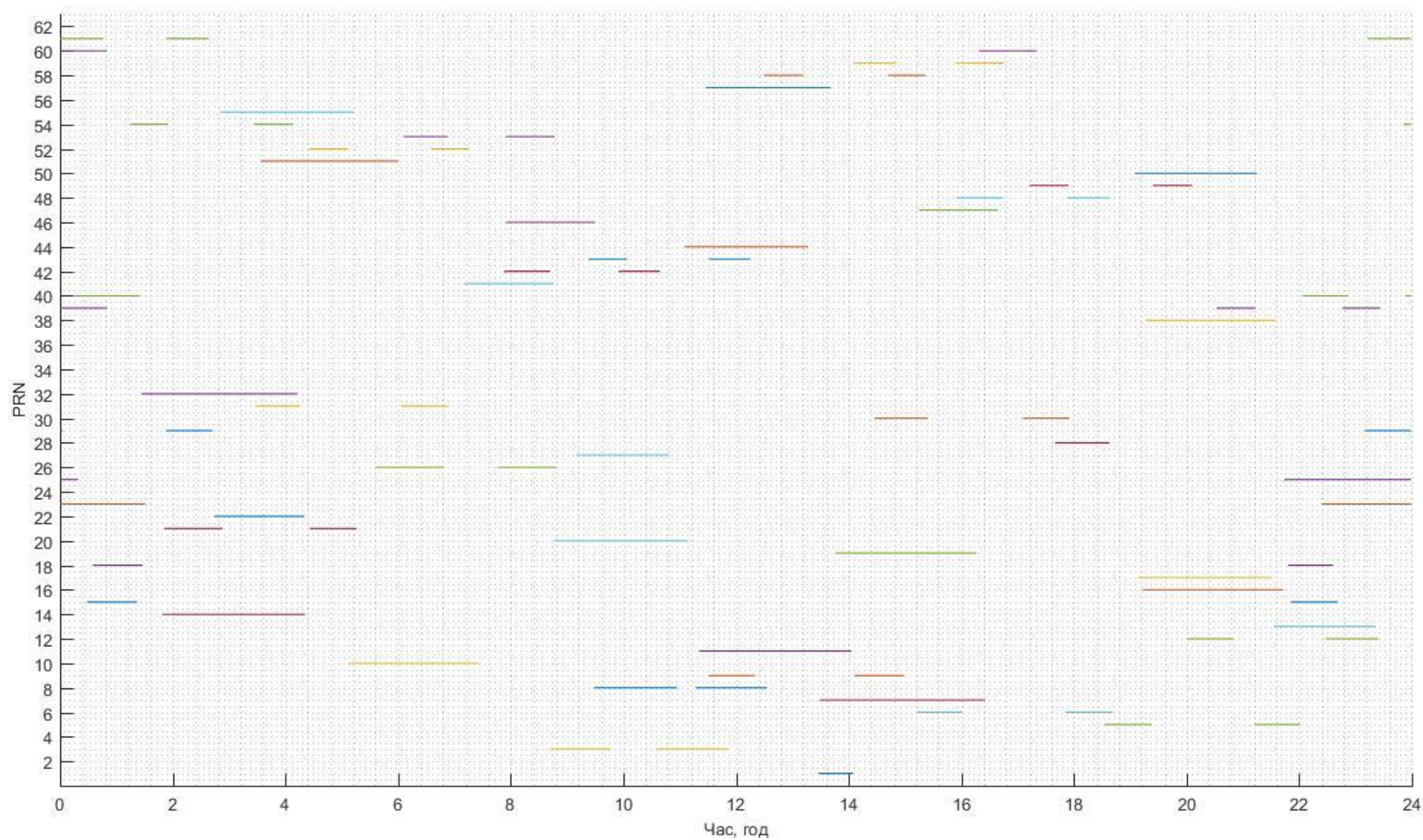


Рис. 5.9 – Видимі на геостационарній орбіті супутники у часі

На Рис. 5.10 нарисована діаграма кількості супутників залежно від частоти появи. По горизонтальній осі відкладено кількість видимих супутників, а по вертикальній осі відкладено частоту появи даного явища у відсотках від загальної кількості вимірювань. Як видно у більшості, а саме у 57 %, вимірювань доступно менше ніж 5 супутників, що не дозволяє отримати значення місцеположення користувача навіть теоретично.

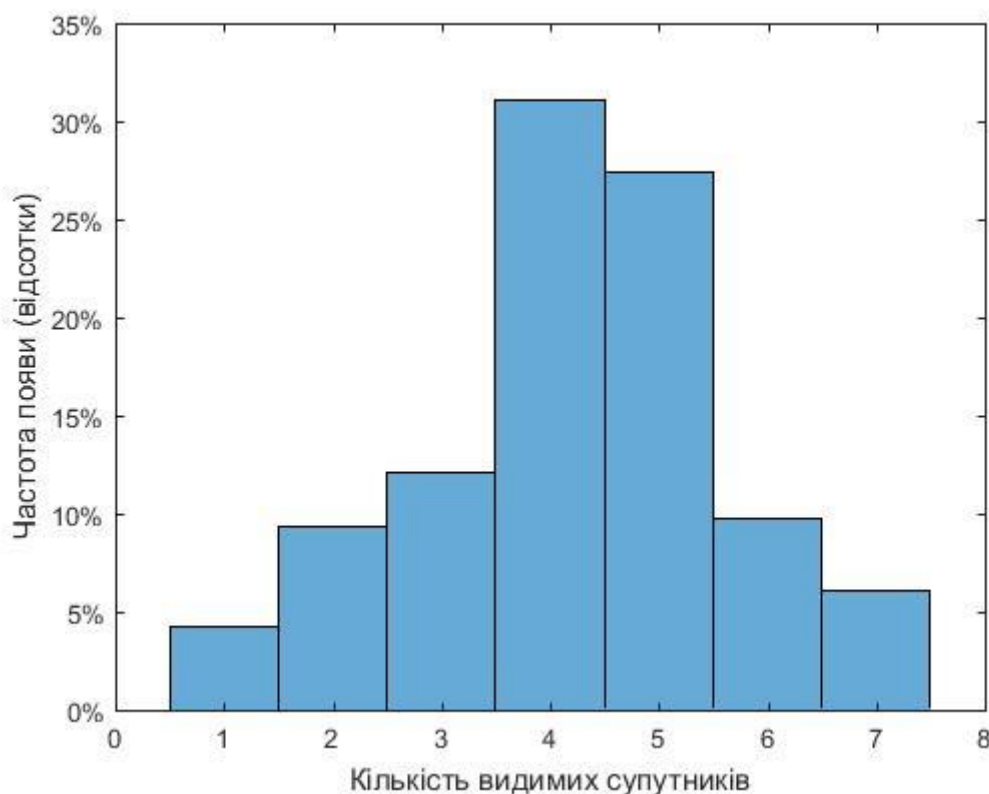
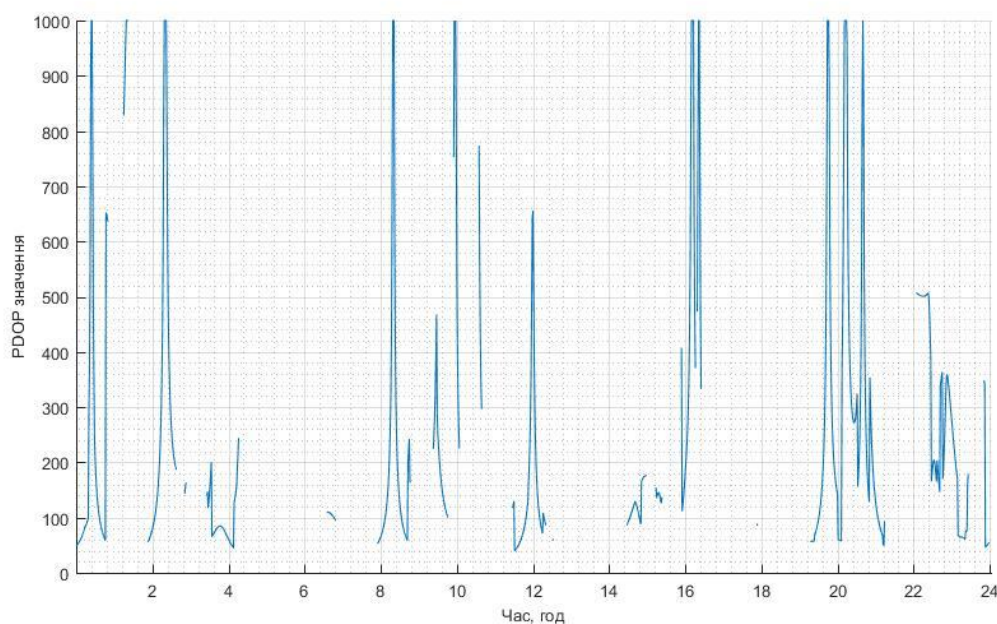


Рис. 5.10 – Частота появи видимих супутників GPS та ГЛОНАСС основної пелюстки у точці на ГЕО орбіті

Мінімальна кількість у 5 супутників зумовлюється необхідністю порахувати різницю годинників для двох навігаційних супутникових систем, а не одної. Лише у 43% випадків доступно більше ніж 5 супутників, але, зважаючи на геометричні особливості місцеположення супутників, необхідно також змодельювати значення факторів погіршення точності та точності вимірювань щоб стверджувати про доступність навігаційного рішення в даний момент часу. Максимальна кількість супутників – 7, доступна у 6% вимірювань.

На рис. 5.11 зображені значення позиційних факторів у даному діапазоні часу. По горизонтальній осі знаходяться значення часу від початку вимірювання у годинах, по вертикальній осі знаходяться значення просторового фактору погіршення точності (PDOP). Даний фактор показує залежність результатів вимірювань від геометричного місцеположення супутників, які використані для вирахування даного рішення. Значення факторів погіршення точності дозволяють оцінити значення точності визначення місцеположення користувача в залежності від значень помилок по псевдодальності від супутників до користувача, тобто перевести помилки вимірювання псевдодальності у помилки місцеположення користувача. Згідно до граничного значення PDOP, пояснення до величини якого дано у попередньому підрозділі, має величину 4.875. Мінімальне значення 39.6722 у момент 11 год 32 хв при 7 видимих супутниках, що відповідає найкращому геометричному положенню супутників. При цьому жодне значення PDOP не відповідає граничному значенню у GPS ORD.



5.11 – Просторовий фактор погіршення точності (PDOP) по відношенню до часу

На рис. 5.12 зображено рисунок геометричного положення супутників по відношенню до користувача при найкращому значенні просторового фактору погіршення точності. По вісям відкладено координати супутників та досліджуваної точки у системі ECEF.

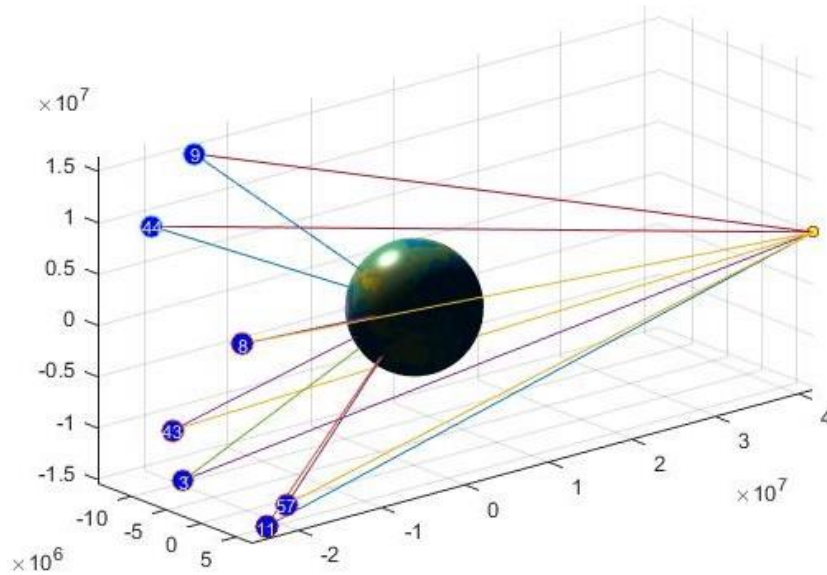


Рис. 5.12 – Геометричне положення супутників по відношенню до користувача

Жовтою точкою на рис. 5.12. показано «базову точку», тобто місцеположення користувача. Як видно з рисунку, користувач знаходиться на значній відстані від Землі (на геостаціонарній орбіті), а всі навігаційні супутники знаходяться за Землею. Супутники зображені синіми колами зі значеннями псевдовипадкових номерів супутників. За рахунок положення супутників маємо достатньо велику базу, а, отже, кращий просторовий фактор.

На рис. 5.13 зазначені положення видимих супутників з базової точки. Їх азимут позначений по колу, кути місця зображені на цифрах, що спрямовані до центру рисунка. Вважається, що по центру рисунка знаходиться користувач. На рисунку видно 7 супутників, що відповідають рис. 5.12, вони зображені за допомогою синіх точок та підписані згідно до їх псевдовипадкових номерів. Як і у випадку з однією системою, супутники мають достатньо великі значення кута місця, тобто знаходяться майже у центрі рисунка, дане явище властиве всім навігаційним супутникам, що видно з геостаціонарної орбіти.

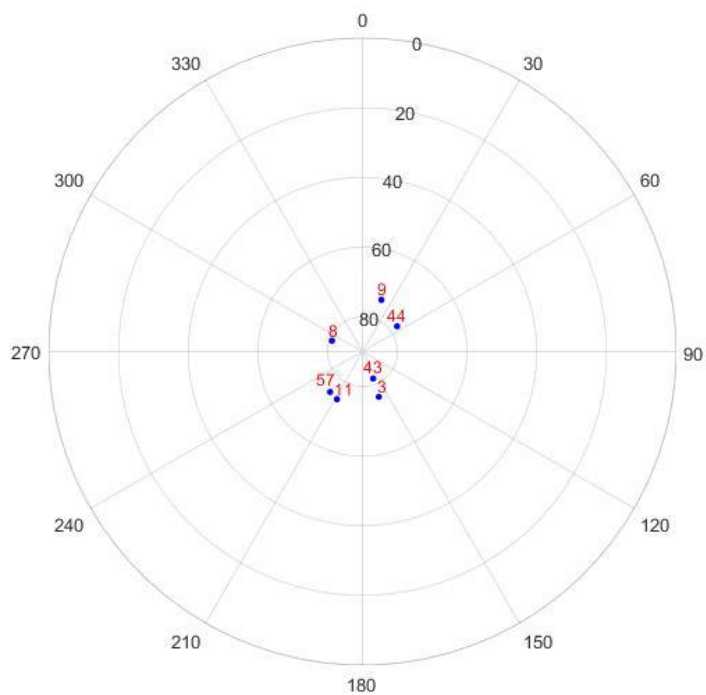


Рис. 5.13 – Кругова діаграма місцеположення супутників по відношенню до базової точки

Визначення точності та факторів погіршення точності

На рис. 5.14 зображено значення точності при базовому значенні UERE 3.24 м.

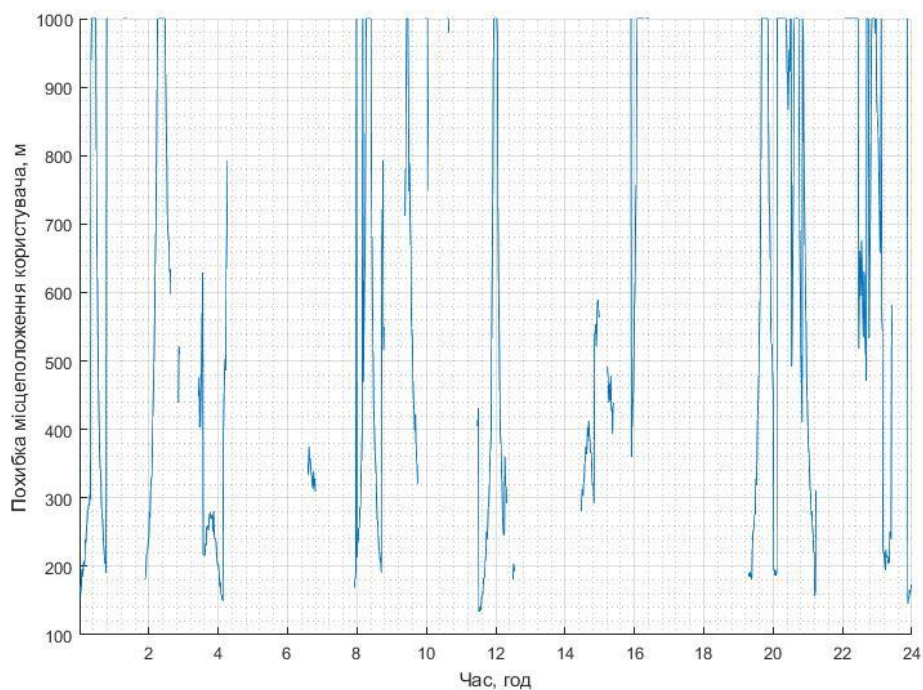


Рис. 5.14 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 3.24 м

По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах. Мінімальне значення точності склало 133.8783 м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 23.47 %, тобто зі значеннями точності до 556 м. Жодне значення не задовольняє умови для інших операцій.

На рис. 5.15 зображено значення точності при базовому значенні UERE 4.12 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах. Мінімальне значення точності склало 157.32 м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 18.75 %, тобто зі значеннями точності до 556 м. Жодне значення не задовольняє умови для інших операцій.

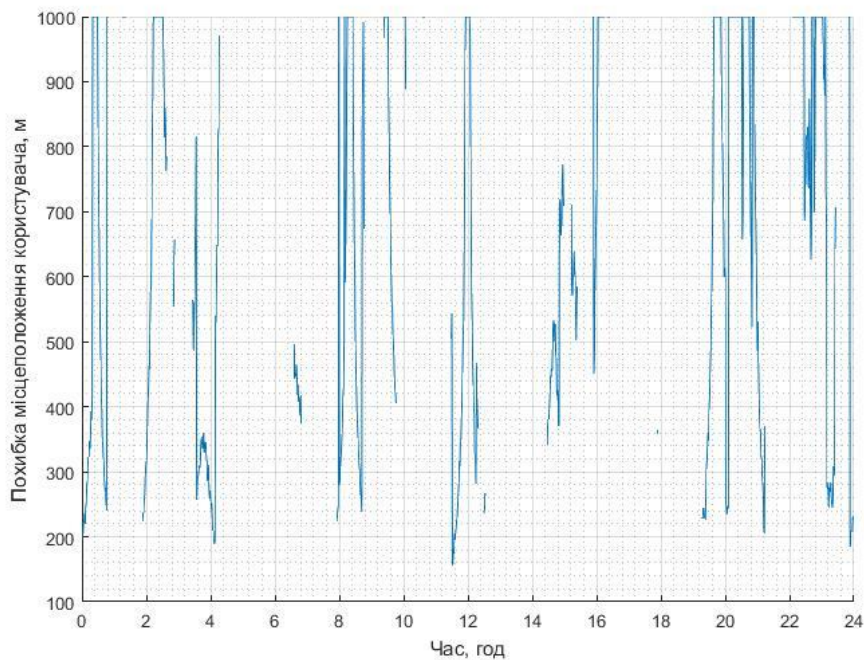


Рис. 5.15 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 4.12 м

На рис. 5.16 зображено значення точності при базовому значенні UERE 6.63 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження

користувача у метрах. Мінімальне значення точності склало 274.21 м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 10 %, тобто зі значеннями точності до 556 м. Жодне значення не задовольняє умови для інших операцій.

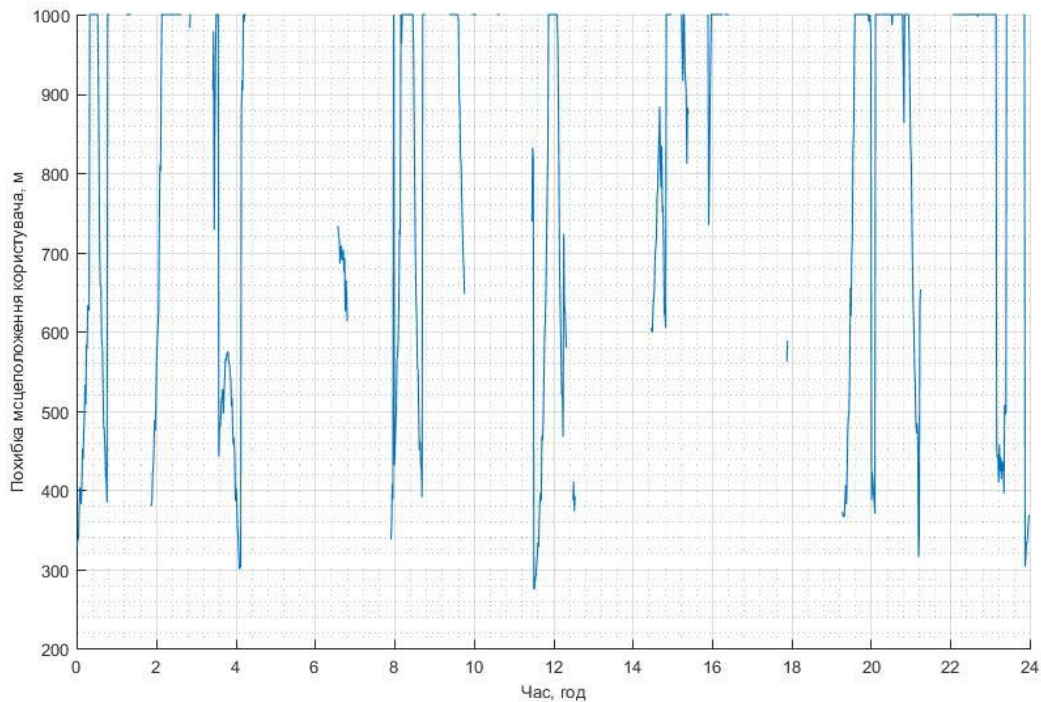


Рис. 5.16 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 6.63 м

5.3 Симуляція даних GPS у межах основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості супутника для конкретної точки

У даному підрозділі зосереджено дослідження результатів використання двох навігаційних систем при проходженні сигналу крізь основну пелюстку. Критерії оцінки та основні рисунки відповідають подібним у попередньому підрозділі.

Аналіз доступних супутників

На Рис. 5.17 показано видимі супутники по відношенню до часу. По горизонтальній осі відкладено шкалу часу у годинах. По вертикальній осі відкладено доступні супутники згідно до їх псевдовипадкових номерів. Таким чином, часові проміжки доступних супутників виглядають як різнокольорові лінії. Це дозволяє визначити доступні супутники у необхідний часовий проміжок.

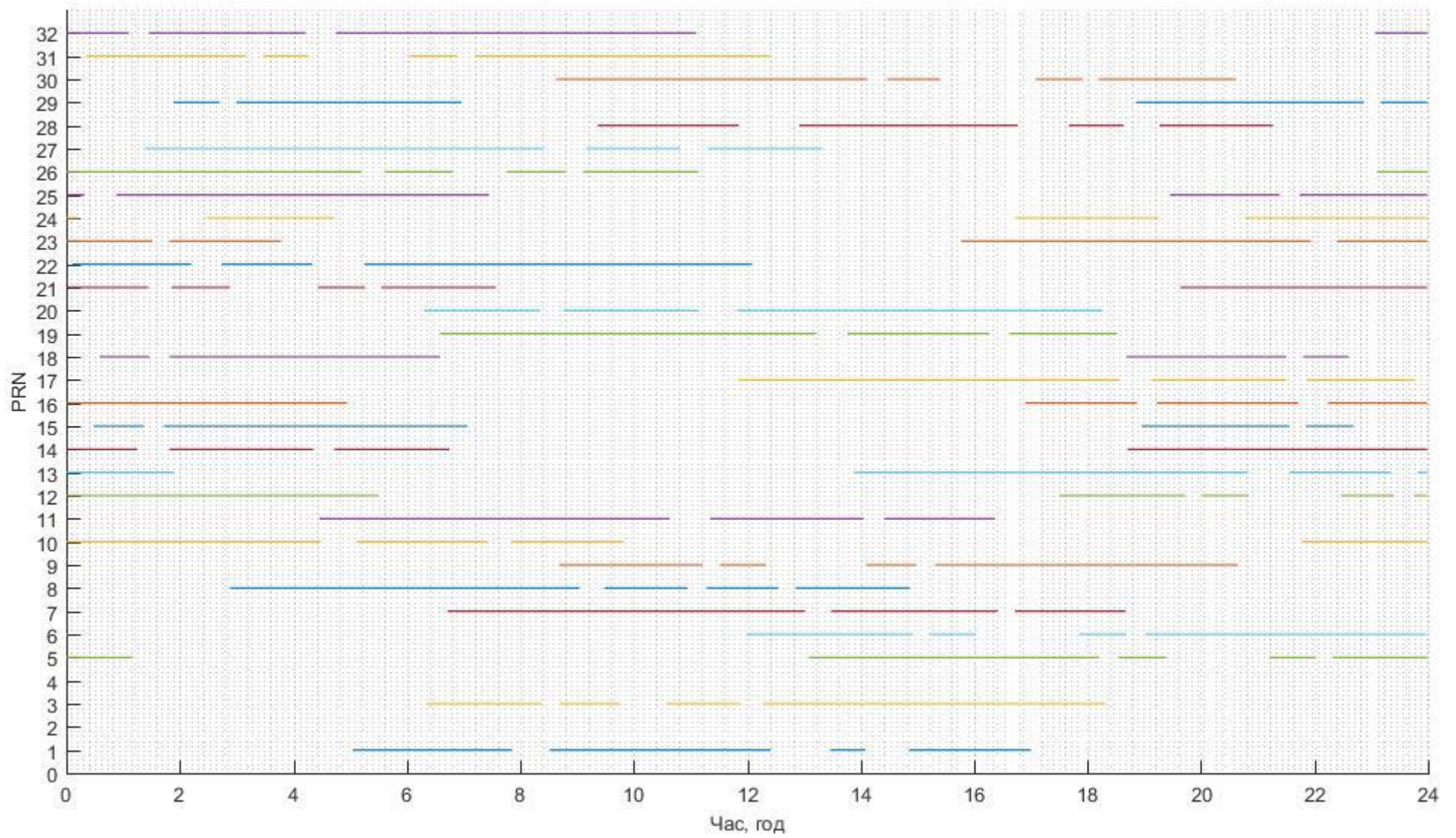


Рис. 5.17 – Видимі на геостаціонарній орбіті супутники у часі

Вважається, що супутники працюють у двочастотному режимі, тому основна пелюстка діаграми спрямованості обмежена у $\pm 26^\circ$. Бокові пелюстки визначені від $\pm 30^\circ$ до $\pm 58^\circ$ діаграми спрямованості.

На Рис. 5.18 нарисована діаграма кількості супутників залежно від частоти появи. По горизонтальній осі відкладено кількість видимих супутників, а по вертикальній осі відкладено частоту появи даного явища у відсотках від загальної кількості вимірювань. У всіх ітераціях доступно більше ніж мінімально необхідна кількість супутників, спостерігається явище певної надлишковості кількості супутників.

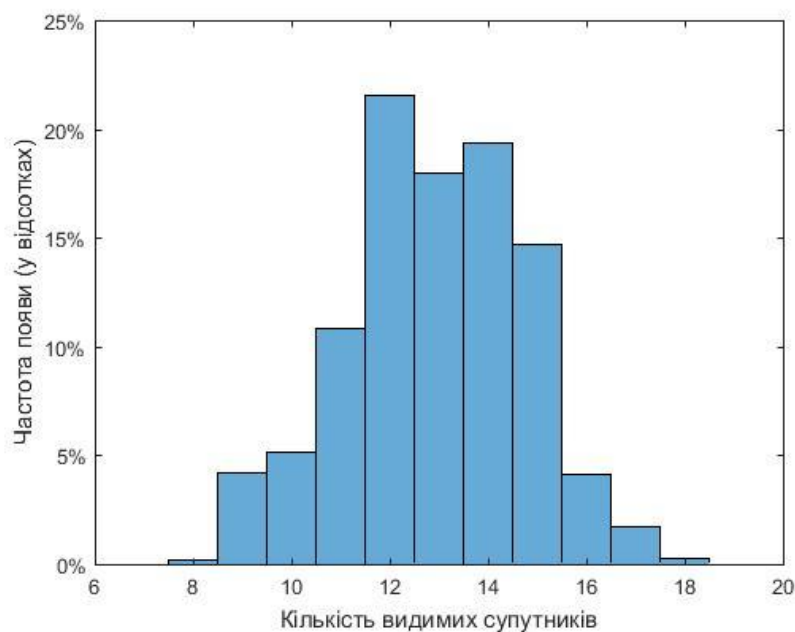


Рис. 5.18 – Частота появи видимих супутників GPS основної та бокових пелюсток у точці на ГЕО орбіті

На рис. 5.19 зображені значення позиційних факторів у даному діапазоні часу. По горизонтальній осі знаходяться значення часу від початку вимірювання у годинах, по вертикальній осі знаходяться значення просторового фактору погіршення точності (PDOP). Даний фактор показує залежність результатів вимірювань від геометричного місцеположення супутників, які використані для вирахування даного рішення. Значення факторів погіршення точності дозволяють оцінити значення точності визначення місцеположення користувача в залежності від значень помилок по псевдодальності від супутників до користувача, тобто перевести помилки вимірювання псевдодальності у помилки місцеположення користувача. Згідно до

граничного значення PDOP, пояснення до величини якого дано у попередньому підрозділі, має величину 4.875. При цьому мінімальне значення 5.33 у 6 годин 44 хвилини від початку відліку. Максимальне значення 19.57 у 7 годин 46 хвилини від початку відліку.

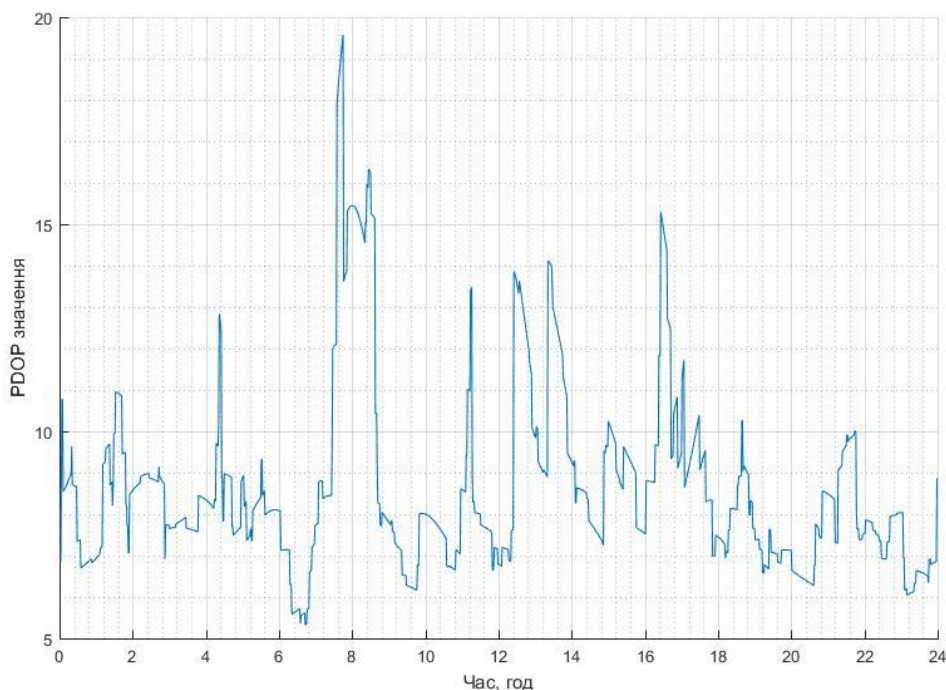


Рис. 5.19 – Просторовий фактор погіршення точності (PDOP) по відношенню до часу

На рис. 5.20 зображено рисунок геометричного положення супутників по відношенню до користувача при найкращому значенні просторового фактору погіршення точності.

По вісям відкладено координати супутників та досліджуваної точки у системі ECEF. Жовтою точкою на рис. 5.20. показано «базову точку», тобто місцеположення користувача. Як видно з рисунку, користувач знаходиться на значній відстані від Землі (на геостаціонарній орбіті), а всі навігаційні супутники знаходяться за Землею. Супутники зображені синіми колами зі значеннями псевдовипадкових номерів супутників. Зеленими фігурами відмічені супутники, сигнал яких проходить крізь бокові пелюстки.

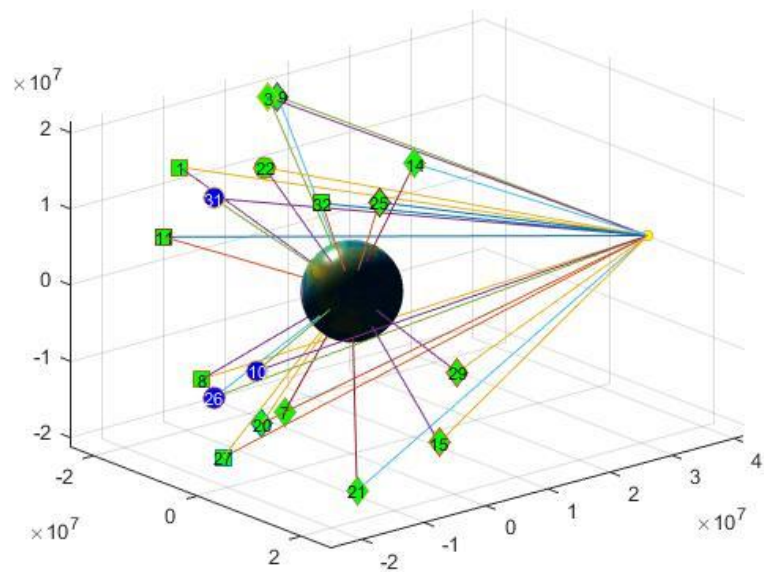


Рис. 5.20 – Геометричне положення супутників по відношенню до користувача

На рис. 5.21 зазначені положення видимих супутників з базової точки.

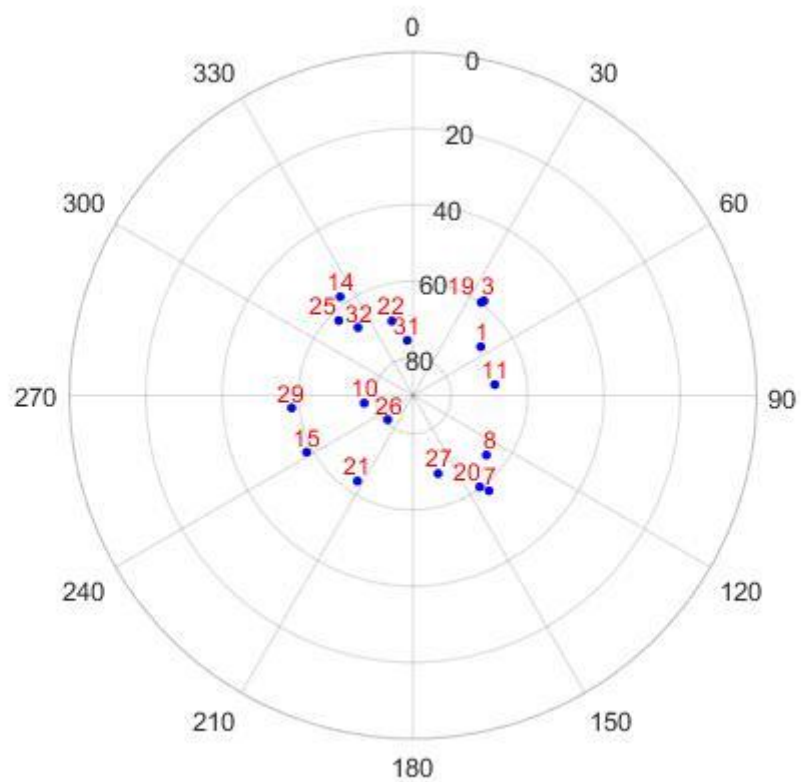


Рис. 5.21 – Кругова діаграма місцеположення супутників по відношенню до базової точки

На рис. 5.21 азимут позначений по колу, кути місця зображені на цифрах, що спрямовані до центру рисунка. Вважається, що по центру рисунка знаходиться користувач. На рисунку видно 18 супутників, що відповідають рис. 4.20, вони зображені за допомогою синіх точок та підписані згідно до їх псевдовипадкових номерів.

Як і у випадку з однією системою, супутники мають достатньо великі значення кута місця, тобто знаходяться майже у центрі рисунку, дане явище властиве всім навігаційним супутникам, що видно з геостаціонарної орбіти.

Визначення точності та факторів погіршення точності

На рис. 5.22 зображено значення точності при базовому значенні UERE 3.24 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах. Схожість з факторами погіршення точності все ще прослідковується. Мінімальне значення точності склало 16.58 м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 100%, тобто зі значеннями точності до 556 м. Доступність значень до 100 м також склала 100%. Для третьої операції доступно 92.57%.

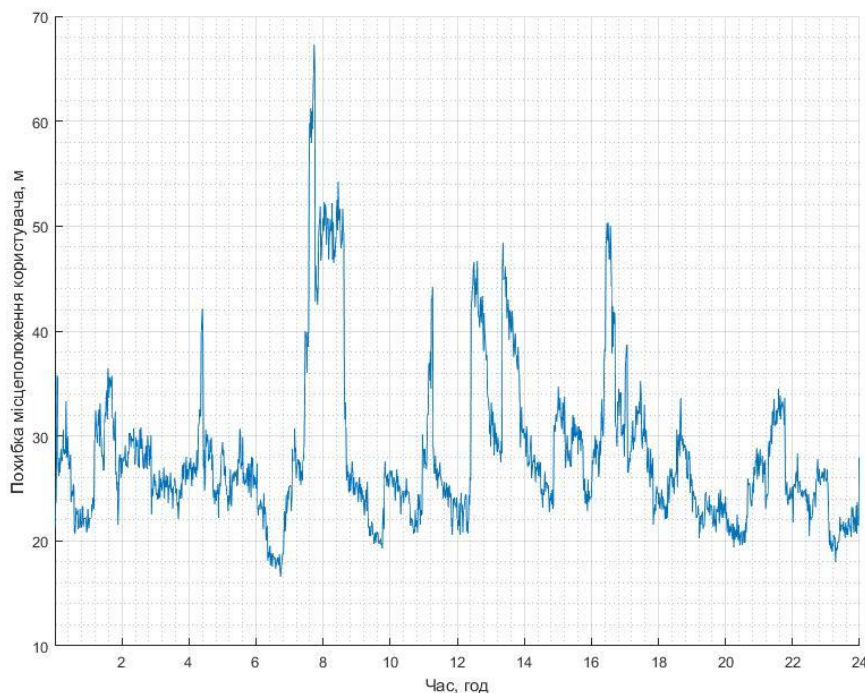


Рис. 5.22 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 3.24 м

На рис. 5.23 зображено значення точності при базовому значенні UERE 4.12 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах. Мінімальне значення точності склало 21.01 м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 99.93%, тобто зі значеннями точності до 556 м. Доступність значень до 100 м також склала 99.93%. Для третьої операції доступно 84.1%.

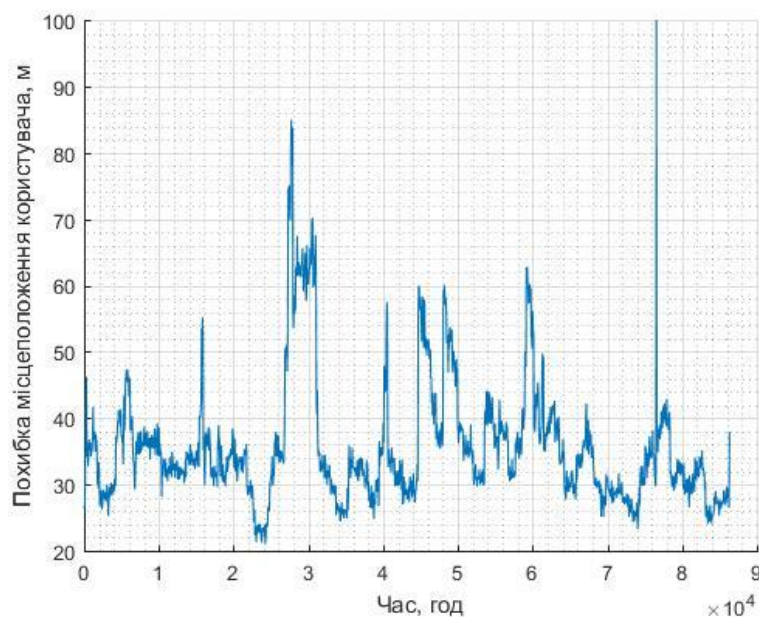


Рис. 5.23 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 4.12 м

На рис. 5.24 зображено значення точності при базовому значенні UERE 6.63 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах.

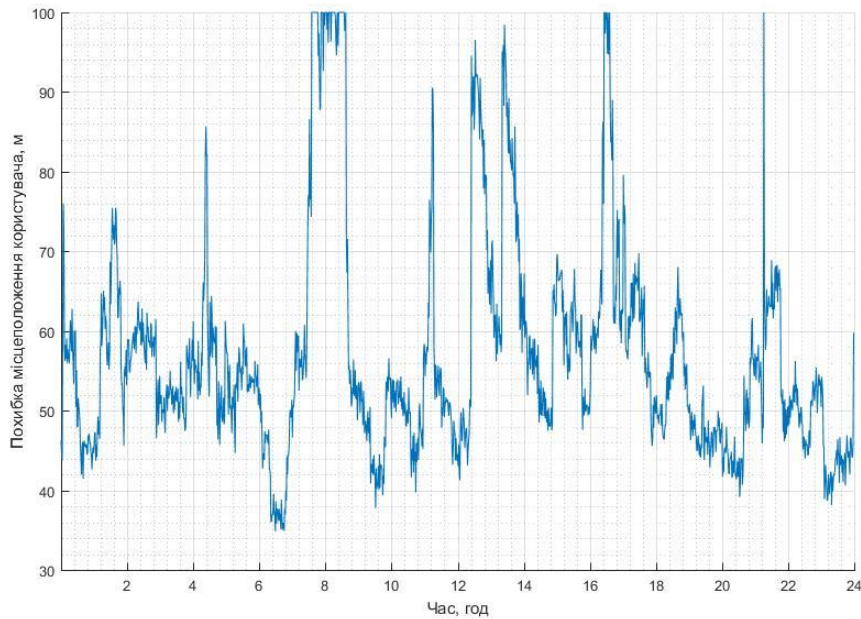


Рис. 5.24 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 6.63 м

Мінімальне значення точності склало м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 99.93%, тобто зі значеннями точності до 556 м. Доступність значень до 100 м також склала 99.93%. Для третьої операції доступно 84.1%.

5.4 Симуляція даних GPS та ГЛОНАСС у межах основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості супутника для конкретної точки

У даному підрозділі зосереджено дослідження результатів використання двох навігаційних систем при проходженні сигналу крізь основну та бокові пелюстки. Критерії оцінки та основні рисунки відповідають подібним у попередніх підрозділах.

Аналіз доступних супутників

На Рис. 5.25 показано видимі супутники по відношенню до часу. По горизонтальній осі відкладено шкалу часу у годинах. По вертикальній осі відкладено доступні супутники згідно до їх псевдовипадкових номерів. Таким чином, часові проміжки доступних супутників виглядають як різнокольорові лінії. Це дозволяє визначити доступні супутники у необхідний часовий проміжок.

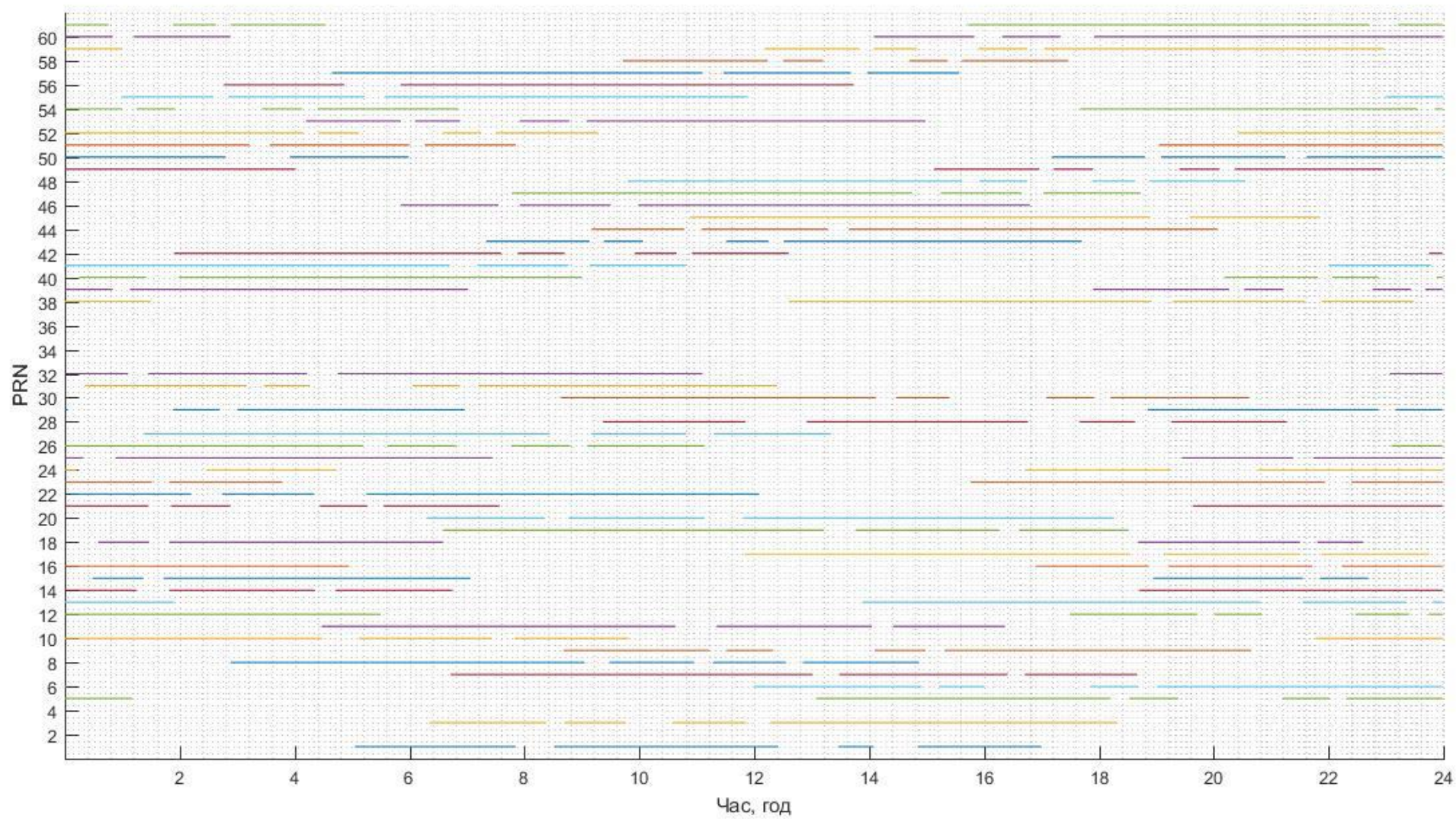


Рис. 5.25 – Видимі на геостаціонарній орбіті супутники у часі

Вважається, що супутники працюють у двочастотному режимі, тому основна пелюстка діаграми спрямованості обмежена у $\pm 26^\circ$. Бокові пелюстки визначені від $\pm 30^\circ$ до $\pm 58^\circ$ діаграми спрямованості.

На Рис. 5.26 нарисована діаграма кількості супутників залежно від частоти появи. По горизонтальній осі відкладено кількість видимих супутників, а по вертикальній осі відкладено частоту появи даного явища у відсотках від загальної кількості вимірювань. У всіх ітераціях доступно більше ніж мінімально необхідна кількість супутників, спостерігається явище певної надлишковості кількості супутників.

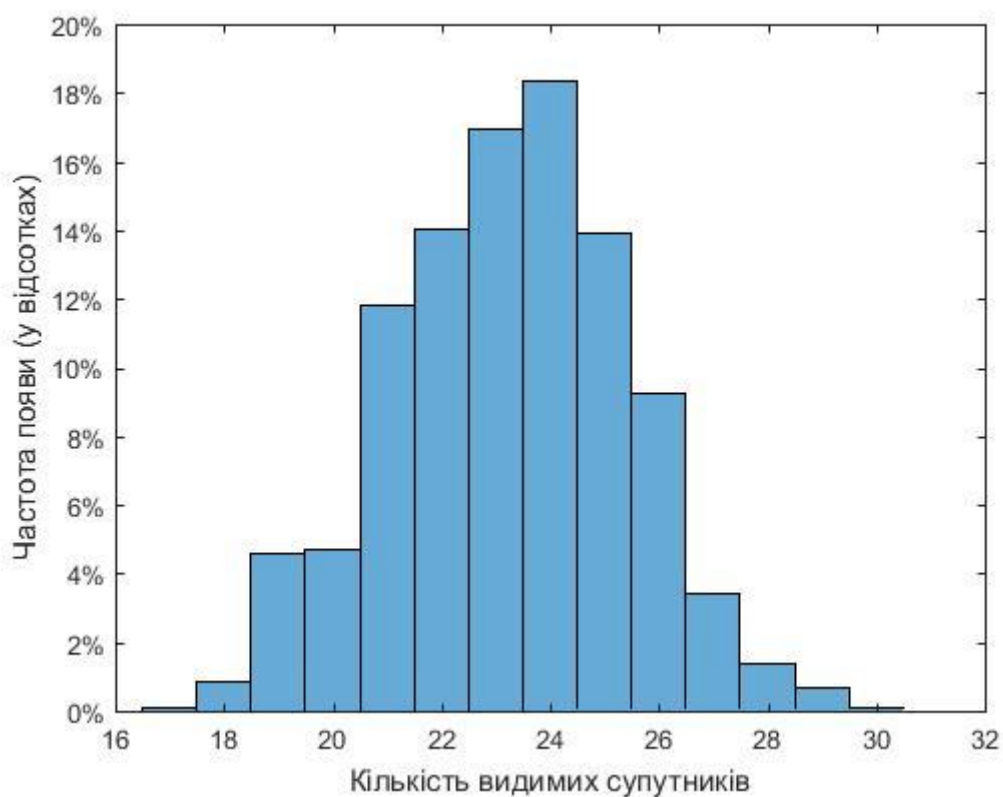


Рис. 5.26 – Частота появи видимих супутників GPS та ГЛОНАСС основної та бокових пелюсток у точці на ГЕО орбіті

На рис. 5.27 зображені значення позиційних факторів у заданому діапазоні часу. По горизонтальній осі знаходяться значення часу від початку вимірювання у годинах, по вертикальній осі знаходяться значення просторового фактору погіршення точності (PDOP). Даний фактор показує залежність результатів вимірювань від геометричного місцеположення супутників, які використані для вирахування даного рішення. Значення факторів погіршення точності дозволяють

оцінити значення точності визначення місцеположення користувача в залежності від значень помилок по псевдодальності від супутників до користувача, тобто перевести помилки вимірювання псевдодальності у помилки місцеположення користувача. Згідно до граничного значення PDOP, пояснення до величини якого дано у попередньому підрозділі, має величину 4.875. При цьому мінімальне значення 4.55 у 6 годин 36 хвилини від початку відліку. Максимальне значення 10.1690 у 7 годин 53 хвилини від початку відліку. Отже, 2.08% з цих значень відповідають вимогам GPS ORD. У цей момент видно 30 супутників.

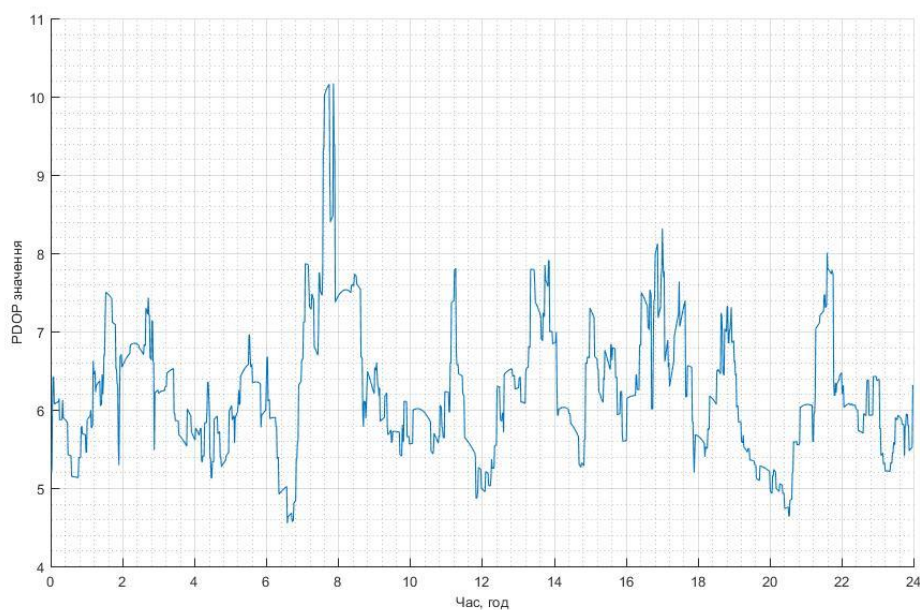


Рис. 5.27 – Просторовий фактор погіршення точності (PDOP) по відношенню до часу

На рис. 5.28 зображено рисунок геометричного положення супутників по відношенню до користувача при найкращому значенні просторового фактору погіршення точності. По вісям відкладено координати супутників та досліджуваної точки у системі ECEF. Жовтою точкою на рисунку показано «базову точку», тобто місцеположення користувача. Як видно з рисунку, користувач знаходиться на значній відстані від Землі (на геостаціонарній орбіті), а всі навігаційні супутники знаходяться за Землею. Супутники зображені синіми колами зі значеннями псевдовипадкових номерів супутників. Зеленими фігурами відмічені супутники, сигнал яких проходить крізь бокові пелюстки.

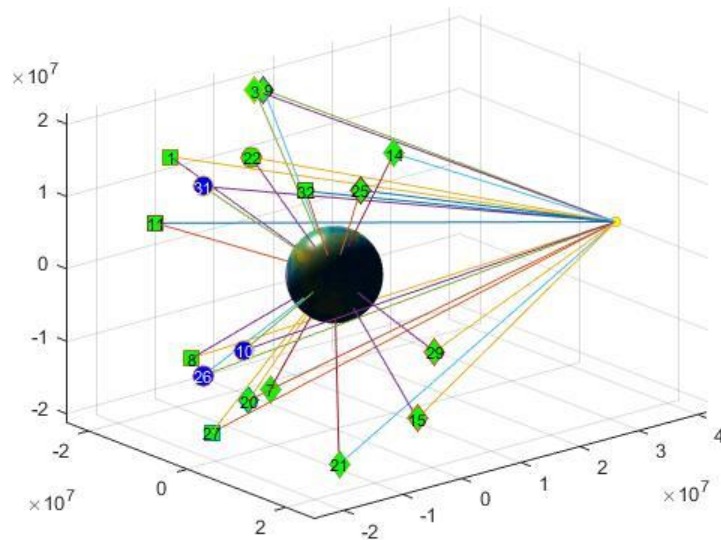


Рис. 5.28 – Геометричне положення супутників по відношенню до користувача

На рис. 5.29 зазначені положення видимих супутників з базової точки. Їх азимут позначений по колу, кути місця зображені на цифрах, що спрямовані до центру рисунка. Вважається, що по центру рисунка знаходиться користувач. На рисунку видно 30 супутників, що відповідають рис. 5.28, вони зображені за допомогою синіх точок та підписані згідно до їх псевдовипадкових номерів.

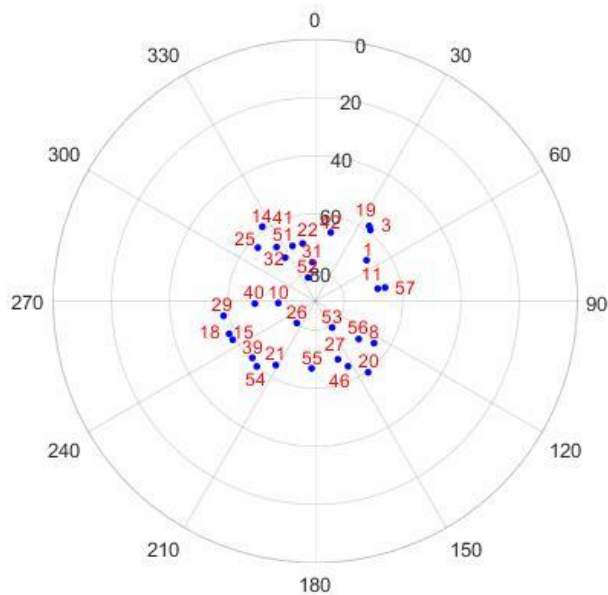


Рис. 5.29 – Кругова діаграма місцеположення супутників по відношенню до базової точки

Як і у випадку з однією системою, супутники мають достатньо великі значення кута місця, тобто знаходяться майже у центрі рисунку, дане явище властиве всім навігаційним супутникам, що видно з геостаціонарної орбіти.

Визначення точності та факторів погіршення точності

На рис. 5.30 зображено значення точності при базовому значенні UERE 3.24 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах. Схожість з факторами погіршення точності все ще прослідковується. Мінімальне значення точності склало 14.22 м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 100%, тобто зі значеннями точності до 556 м. Доступність значень до 100 м також склала 100%. Для третьої операції доступно 100%.

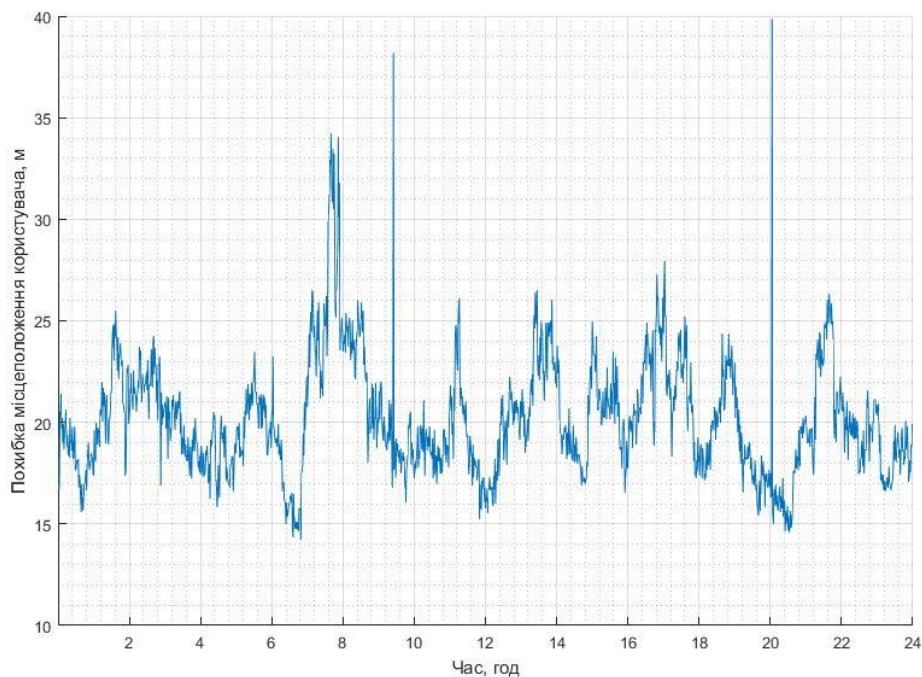


Рис. 5.30 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 3.24 м

На рис. 5.31 зображено значення точності при базовому значенні UERE 4.12 м. По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах. Схожість з факторами погіршення точності все ще

прослідковується. Мінімальне значення точності склало 17.7192 м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 100%, тобто зі значеннями точності до 556 м. Доступність значень до 100 м також склала 100%. Для третьої операції доступно 99.44%.

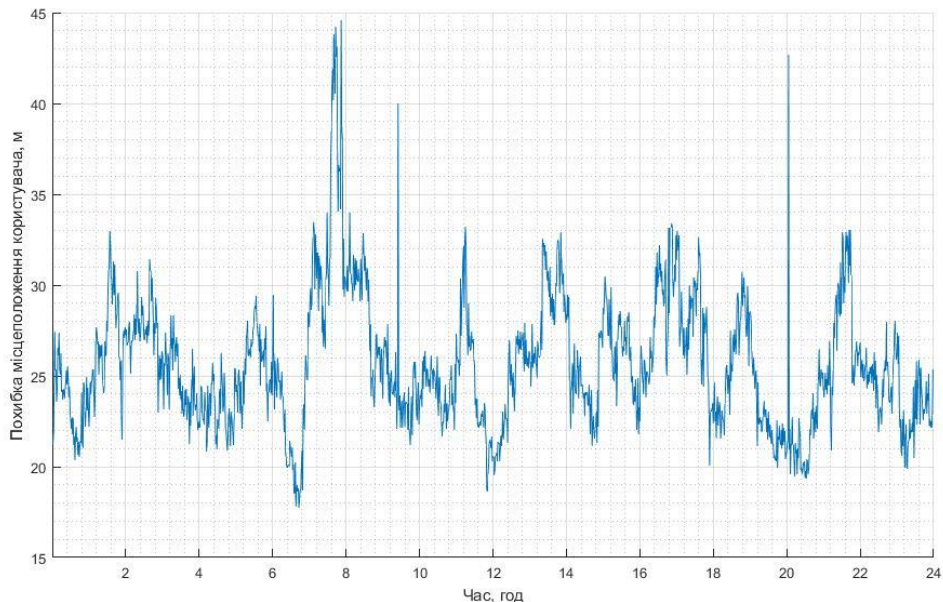


Рис. 5.31 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 4.12 м

На рис. 5.32 зображено значення точності при базовому значенні UERE 6.63 м.

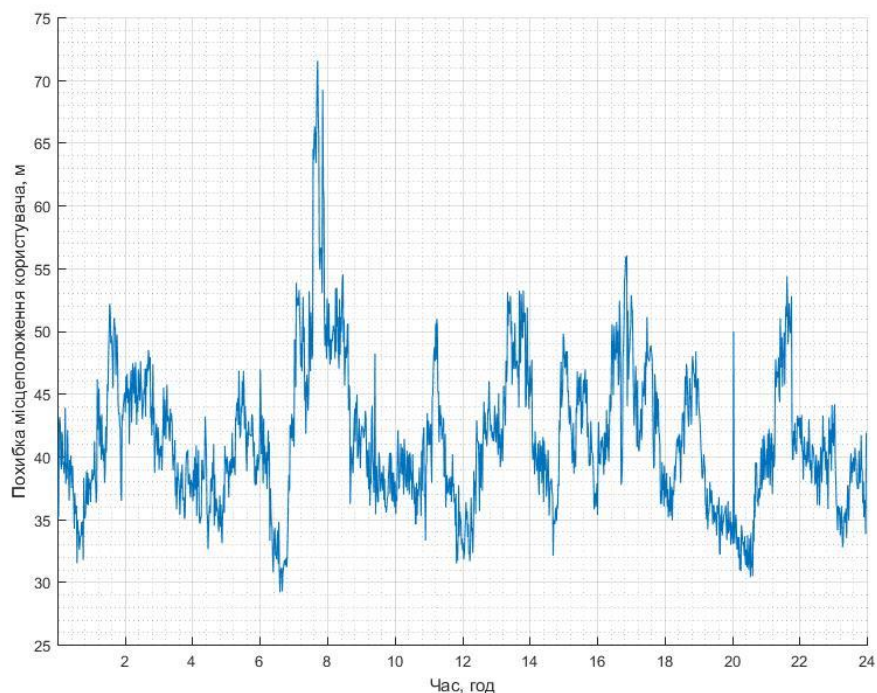


Рис. 5.32 – Похибка вимірювання навігаційного положення користувача при UERE 6.63 м

По горизонтальній осі відкладено значення часу від початку симуляції, по вертикальній осі відкладено значення похибки вимірювання навігаційного місцезнаходження користувача у метрах. Схожість з факторами погіршення точності все ще прослідковується. Мінімальне значення точності склало м, що відповідає моменту часу з мінімальним PDOP, загальна доступність по першій операції склала 100%, тобто зі значеннями точності до 556 м. Доступність значень до 100 м також склала 100%. Для третьої операції доступно 55.14%.

5.5 Апаратно-програмний комплекс для перевірки можливостей системи

Апаратно - програмний комплекс (АПК) призначений для дослідження методів вирішення навігаційного завдання і супутніх питань: оцінка точності, цілісності, безперервності і експлуатаційної готовності СРНС для вирішення необхідних завдань. Необхідність АПК обумовлена тим, що математичне забезпечення, вбудоване в навігаційну апаратуру, по-перше досить складне і по-друге, виробники навігаційної апаратури методи і алгоритми, закладені в прилади не афішують, оскільки вони є власністю виробників. До того ж, провідні фірми – постачальники обладнання у більшості мають доступ до інформації про маловідомі, але важливі, особливості навігаційних систем, а, отже, можуть краще підготувати необхідне обладнання.

АПК приймає сигнали космічного сегменту супутників у наявному радіонавігаційному полі. За допомогою антенної системи ці сигнали надходять до супутникових навігаційних станцій, де і проводиться вирішення навігаційних завдань. Ці дані також паралельно надходять до програмної складової АПК, що також вирішує поставлену задачу. Експериментальні отримані рішення порівнюються з розрахунковими, що дозволяє зробити відповідні висновки, у контексті даної роботи – перевірити правильність роботи моделі.

Схема апаратно - програмного комплексу зображена на Рис. 5.33.

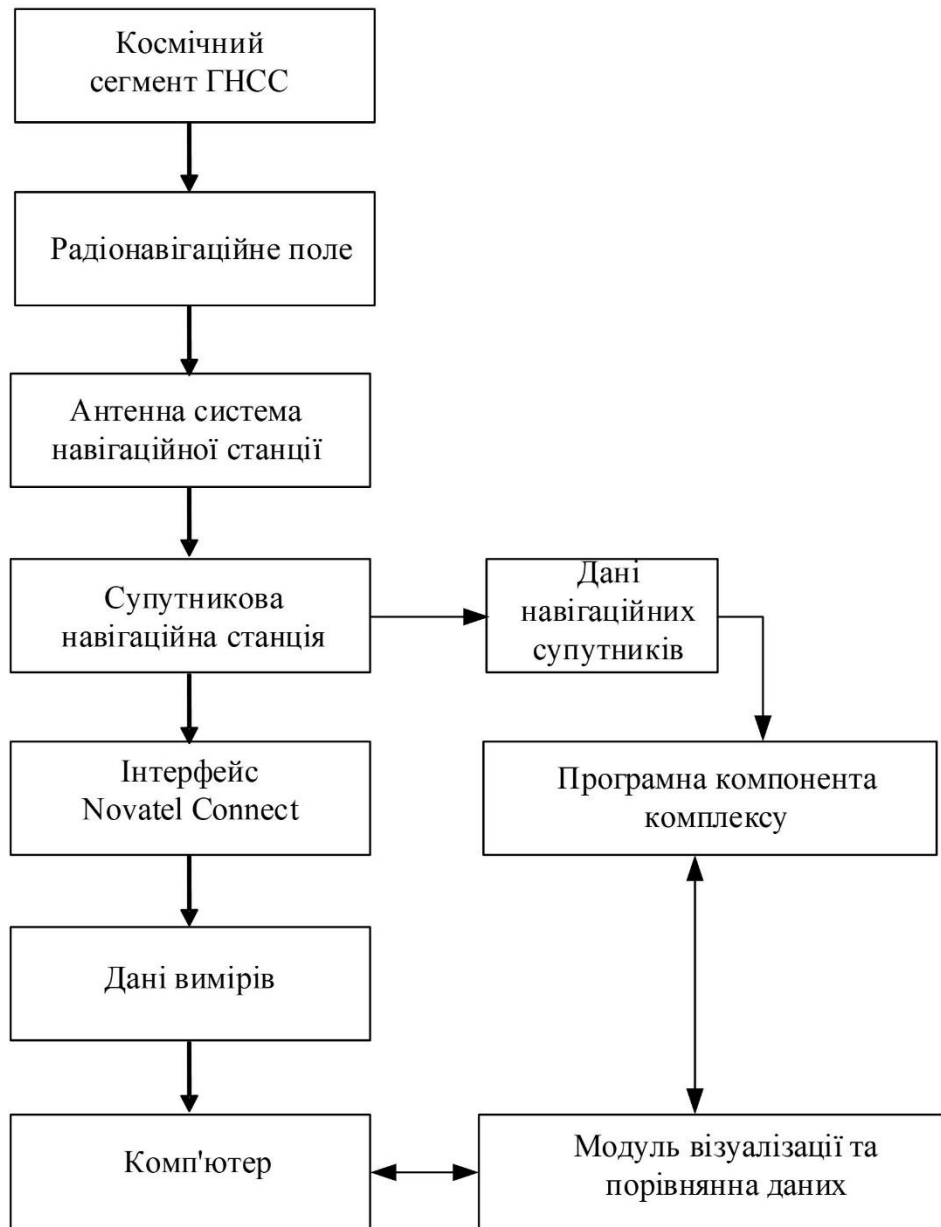


Рис. 5.33 – Схема апаратно програмного комплексу

5.6 Моделювання параметрів навігації супутників на геостаціонарній орбіті за допомогою програмно-апаратного комплексу

Експеримент був організований у наступний спосіб. Протягом 2016- 2017 року велося спостереження за супутниками і фіксувалися такі ситуації, коли в секторі, обмеженому кутами маски 50 - 55 градусів знаходилося достатню кількість супутників для вимірювання координат. Зазвичай були комбінації 3 GPS плюс 2 GLONAS і навпаки, іноді додавалися 1-2 супутника GALILEO. Для таких наборів

визначалися координати позиції, геометричні фактори і тривалість збереження комбінації. Т. е. Імітувалися вимірювання на ГСО. На рис. 5.10 зображені деякі результати експерименту.

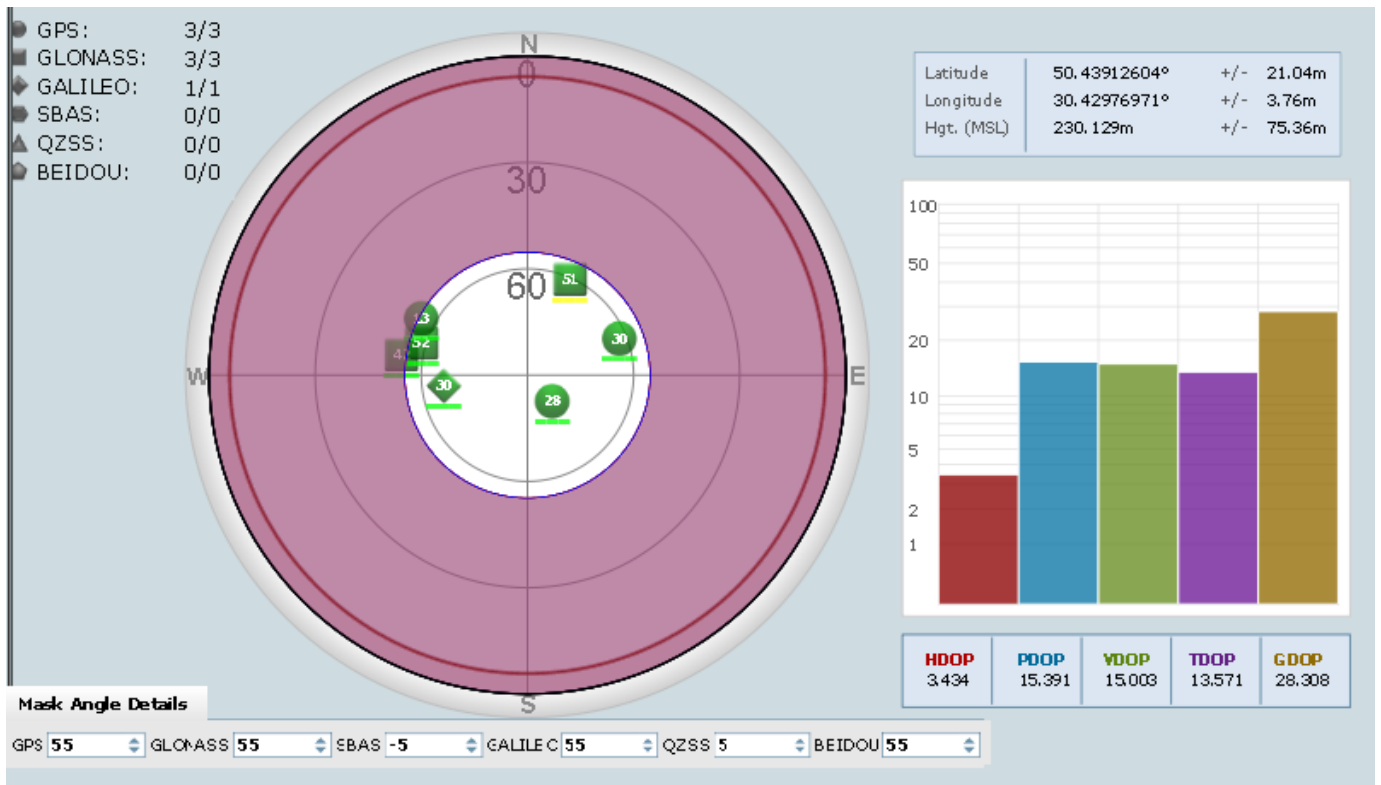


Рис. 5.34 – Відображені апаратно-програмним комплексом результатів дослідження

Як видно на рис. 5.34 зображені положення супутників щодо базової точки при значенні кута маски в 55 градусів, що зазначено внизу малюнка. Для даного моменту часу є 3 супутника системи GPS, 3 супутника системи ГЛОНАСС і 1 супутник системи Galileo. Супутники відображені зеленими колами, квадратами і ромбами із зазначенням номера супутника для GPS, ГЛОНАСС і Galileo відповідно. У нижньому правому куті показані значення факторів погіршення точності у вигляді діаграми і конкретних значень. У верхньому правому куті вказані координати базової точки і помилки визначення координат.

Значення похибок визначення координат склали 21.04 м, 3.76 м і 75.36 м відповідно широті, довготі і висоті. Як у випадку симуляції, так і реального експерименту значення помилок по висоті найбільші, що пов'язано з малою «базою»

розташування супутників щодо базової точки. Значення GDOP склало 28.3. Значення фактора погіршення точності в разі реального експерименту значно краще, ніж в разі симуляції, оскільки відстані від супутників до точки на поверхні Землі в рази менше ніж відстань від загоризонтних супутників до точки на ГЕО. Методами моделювання показана можливість забезпечувати автономну навігацію космічних апаратів на геостаціонарній орбіті.

Показано, що кут маски для навігаційних супутників лежить в межах 55 - 60 градусів. Для таких кутів маски проведені експерименти на Землі, показали принципову можливість забезпечення автономної навігації на геостаціонарній орбіті з помилками кілька десятків метрів. Типові значення середньо-квадратичного відхилення на землі при GDOP не більше 30 лежали в межах 20 - 60 м по висоті і до 30 м в горизонтальній площині при вугіллі маски більше 55 градусів.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 5

Розділ 5 розглядає дослідження впливу геометричного розташування навігаційних супутників при використанні ГНСС у локальній точці на геостаціонарній орбіті.

При окремому використанні сузір'я ГНСС для сигналів у межах основної пелюстки діаграми спрямованості антен навігаційних супутників значення доступності склали 8.125 % - 2.153 % для операції ТО1 при найкращому та найгіршому сценарію відповідно. Жодне значення не задовольняє умови для інших операцій. А, отже, використання даної конфігурації не підходить для забезпечення операцій автономної супутникової навігації.

При використанні двох сузір'їв ГНСС для сигналів у межах основної пелюстки діаграми спрямованості антен навігаційних супутників значення доступності склали 23.47 % - 10 % для операції ТО1 при найкращому та найгіршому сценарію відповідно. Жодне значення не задовольняє умови для інших операцій. Порівняно з використанням лише одного сузір'я результати кращі, але все ще не відповідають умовам забезпечення автономної супутникової навігації.

При окремому використанні сузір'я ГНСС для сигналів у межах основної та бокових пелюсток діаграми спрямованості антен навігаційних супутників значення доступності склали 100 % - 99.93 % для операції ТО2 при найкращому та найгіршому сценарію відповідно на денному. Це дозволяє забезпечити автономну супутникову навігацію при використанні основного та бокових пелюсток навіть одного сузір'я ГНСС. Використання двох сузір'їв ГНСС дозволяє покращити результати навіть при найбільших значеннях похибок.

Розроблено метод моделювання навігаційних характеристик при використанні сигналів ГНСС на геостаціонарній орбіті за допомогою апаратно-програмного комплексу на поверхні Землі, що дозволяє оцінювати навігаційні характеристики у лабораторних умовах. За рахунок даного методу було проведено експеримент для перевірки впливу геометричних конфігурацій супутникових сузір'їв на фактори погіршення точності.

ВИСНОВКИ

У дисертації вирішено актуальну науково-практичну задачу оцінювання характеристик автономної навігації у навколосемному космічному просторі по сигналам ГНСС для сервісних космічних апаратів, що має важливе значення при проведенні операцій орбітального сервісного обслуговування та утилізації космічного сміття.

Основні наукові та практичні результати роботи полягають у наступному:

1. Удосконалено традиційну модель радіонавігаційного поля, що дозволяє оцінювати навігаційні характеристики точності та доступності у наземній області обслуговування. За рахунок сигналів навігаційних супутників, що випромінені з основного та бокових пелюсток антен, модель було удосконалено для оцінювання характеристик у космічній області обслуговування, до геостаціонарної орбіти. При цьому отримані аналітичні вирази, що поєднують кути видимості навігаційних супутників, тобто напрям випромінення сигналів їх антен, з експериментальними даними діаграми спрямованості антен супутників. Удосконалена модель РНП складається з оцінювання орбіт навігаційних супутників, фіксації часового параметру, визначення ефемерид супутників, визначення кутів закриття, характеристик діаграми спрямованості (ДС) антени навігаційних супутників з урахуванням кутів закриття, прийому сигналів у космічній області обслуговування, використання різних частот при передачі сигналів з навігаційних супутників, оцінювання наявності радіонавігаційного поля у космічній області обслуговування.

2. Методами математичного моделювання встановлено, що використання лише основних пелюсток діаграм спрямованості антен навігаційних супутників не може забезпечити неперервну навігацію на геостаціонарній орбіті навіть при спільному використанні GPS, GALILEO, BeiDou, ГЛОНАСС, QZSS. Лише 10.86 % вимірювань задовольняють вимоги для виконання операцій автономної супутникової навігації, тобто лише дана кількість вимірювань має точність до 100 м від загальної кількості вимірювань по орбіті. Дана точність забезпечується лише у вузькій смузі орбіти за рахунок видимих супутників QZSS.

3. Розроблено графоаналітичну модель інтегрального оцінювання якості навігації на геостаціонарній орбіті при використанні сигналів ГНСС, що дозволяє відобразити значення точності та доступності для різних типових операцій, для масиву положень сервісного космічного апарату на орбіті у стислій формі.

4. Розроблено метод моделювання навігаційних характеристик при використанні сигналів ГНСС на геостаціонарній орбіті за допомогою апаратно-програмного комплексу на поверхні Землі, що дозволяє оцінювати навігаційні характеристики у лабораторних умовах. За рахунок даного методу було проведено експеримент для перевірки впливу геометричних конфігурацій супутникових сузір'їв на фактори погіршення точності, і, як наслідок, на характеристики точності та доступності. Важливою особливістю даного експерименту і методу є використання реального супутникового приймача для отримання результатів.

За результатами досліджень було встановлено, що забезпечення автономної супутникової навігації можливе лише при використанні сигналів супутників, що проходять крізь основний та бокові пелюстки діаграми спрямованості для, як мінімум, одного сузір'я ГНСС, а стабільне використання з високою доступністю лише при наявності як мінімум двох сузір'їв ГНСС.

Практична цінність отриманих результатів підтверджена актом впровадження (додаток 2).

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. European Space Agency, "About space debris", 17 04 2017. [Online]. Available: http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/Space_Debris/About_space_debris . [Accessed: 13.12.2017].
2. M. Wall, «China Launches High-Altitude Rocket on Apparent Science Mission: Reports,» 15.05.2013 . [Online]. Available: <https://www.space.com/21161-china-suborbital-rocket-launch.html>. [Accessed: 13.12.2017].
3. Orbitaldebris.jsc.nasa.gov, "ARES: Orbital Debris Program Office Photo Gallery", 2017. [Online]. Available: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/photo-gallery.html>. [Accessed: 13.12.2017].
4. D. J. Kessler and C.-P. G. Burton, «Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt,» *Journal Of Geophysical Research*, v. 83, n. A6, pp. 2637-2646, 1978.
5. L. Hutchinson , «How NASA steers the International Space Station around space junk,» 04 07 2013. [Online]. Available: <https://arstechnica.com/science/2013/07/how-nasa-steers-the-international-space-station-around-space-junk/>. [Accessed: 13.12.2017].
6. European GNSS Agency, «GNSS market report Issue 5,» 2017. [Online]. Available: https://www.gsa.europa.eu/system/files/reports/gnss_mr_2017.pdf. [Accessed: 13.12.2017].
7. F. Shyshkov, O. Pogurelskiy and V. Konin, "Differences in measurements with separate use of frequencies L1 and L2 for the application of satellite navigation in near-earth space," in *2017 IEEE Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium (MRRS)*, Kyiv, Ukraine, August 29-31, 2017. pp. 67-70. DOI: 10.1109/MRRS.2017.8075028
8. V. Konin, F. Shyshkov and O. Pogurelskiy, "Estimation of coordinates on geostationary orbit by using GNSS signals," in *2016 IEEE Radar Methods and Systems Workshop (RMSW)*, Kyiv, Ukraine, September 27-28, 2016. pp. 32-35. DOI: 10.1109/RMSW.2016.7778544
9. V. Konin and F. Shyshkov, "Autonomous navigation of service spacecrafts on geostationary orbit using GNSS signals", *Radioelectronics and Communications Systems*, vol. 59, no. 12, pp. 562-566, 2016. DOI: 10.3103/S0735272716120049
10. Ф. О. Шишков та В. В. Конін, «Графоаналітична модель інтегрального оцінювання якості супутникової навігації на геостационарній орбіті,» *Вісник Інженерної Академії України*, № 4, с. 21-25, 2017.
11. F. Shyshkov, V. Konin, «European geostationary navigation overlay service in Ukraine,» in *Proceedings of the National Aviation University*, v. 2, pp. 23-26, 2015.
12. V. Konin та F. Shyshkov, «Extending the Reach of SBAS Some Aspects of EGNOS Performance in Ukraine,» in *InsideGNSS*, v. January– February, pp. 50 – 54, 2015.
13. V. Kharchenko, Y. Barabanov, A. Grekhov and F. Shyshkov, «Modeling of airborne collision avoidance system performance using Matlab,» *Proceedings of the National Aviation University*, no. 3, pp. 13-17, 2013.

14. S. Polishchuk, Y. Chynchenko and F. Shyshkov, "Aviation accidents and incidents in USA during 23rd solar cycle", *Proceedings of National Aviation University*, vol. 51, no. 2, 2012., pp. 30-34. DOI:10.18372/2306-1472.51.2153
15. V. Vasiliev, V. Konin, F. Shyshkov, S. Matvienko, L. Godunok and O. Pogurelskiy, "The navigation on the geostationary orbit using signals from global navigation satellite systems", *Abstracts of 17th Ukrainian Conference On Space Research*, August 21–25, 2017. p. 192.
16. Ф. А. Шишков и В. В. Конин, «Моделирование параметров навигации спутников на геостационарной орбите с помощью аппаратно-программного комплекса,» в *6-й Международный радиоэлектронный форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития», МРФ-2017. Конференция «Радиолокация. Спутниковая навигация. Радиомониторинг». Сб. научных трудов*, Харьков, 2017, с. 187-190.
17. Ф. О. Шишков та В. В. Конін, «Дослідження супутникової навігації для космічних апаратів,» в *Аерокосмічні технології в Україні: проблеми та перспективи. Тези доповідей*, Київ, 2017, с.15.
18. B. Sallivan, "Technical and economic feasibility of telerobotic on-orbit servicing", Ph.D. thesis, Maryland: University of Maryland, 2005.
19. А. В. Горбенко, С. А. Засуха, В. И. Рубан, О. М. Тарасюк та В. С. Харченко, «Безопасность ракетно-космической техники и надежность компьютерных систем,» *Авиационно-космическая техника и технологии*, т. 78, № 1, 2011.
20. NASA Goddard Space Flight Center, «Project report. On-orbit satellite servicing study,» 2010.
21. United Nations, «Inter-Agency Space Debris Coordination Committee space debris mitigation guidelines,» 2003.
22. M. G. Richard, N. B. Shah and D. E. Hastings, «Agent model of on-orbit servicing based on orbital transfers,» in *AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition*, California, 2007.
23. В.К. Сердюк, «Проектирование средств выведения космических аппаратов,» *Машиностроение*, Москва, 2009.
24. E. Martin, E. Dupuis, J.-C. Piedboeuf and M. Doyon, «The TECSAS Mission from Canadian Perspective,» in *ISAIRAS 2005 Conference*, Munich, 2005.
25. J. Kreisel, «On-Orbit servicing(OOS): Issues & Commercial Implications,» in *54th International Astronautical Congress*, Bremen, 2003.
26. J. T. Collins, H. F. Meisinger and R. Bell, «Small Orbit Transfer Vehicle (OTV) for On-Orbit Satellite Servicing and Resupply,» in *15th Annual/USU Conference on Small Satellites*, 2001.
27. M. H. Kaplan, "The Road to OOS: Enabling Architecture", Maryland.

28. Л. В. Рыхлова та Н. С. Бахтигараев, «Новые проблемы околоземной астрономии,» в *Сборник трудов конференции «Околоземная астрономия 2009»*, Москва, 2010.
29. CSIS Aerospace Security, «Space Environment: Total Launches by Country,» 07 02 2018. [Online]. Available: <https://aerospace.csis.org/data/space-environment-total-launches-country/>. [Accessed: 01.04.2018].
30. F. Shyshkov, V. Konin and O. Pogurelskiy, «Initial analysis of space debris hazard,» *Proceedings of the 6-th World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies*, Kyiv, vol.2, pp. 3.2.18-3.2.21, 23-25.09.2014.
31. С. С. Вениаминов, “Космический Мусор — Угроза Человечеству”, Москва: Ротапринт ИКИ РАН, 2013.
32. C. Jaramillo, «Space security index 2013,» Pandora Print Shop,, Kitchener, Ontario, 2013.
33. Space-Track.org, «Space Track public satellite catalog maintained by the U. S. military,» SAIC, 2012. [Online]. Available: <https://www.space-track.org/>. [Accessed: 13.12.2017].
34. E. Olmedo , N. Sánchez-Ortiz and M. Ramos-Lerate, «Proc. ‘5th European Conference on Space Debris’,» in *Cataloguing Performance Of A Proposed European Space Situational Awareness System*, Darmstadt, Germany, 2009.
35. Interagency Group, «Report on Orbital Debris for National Security Council,» Interagency Group, Washington D. C., USA, 1989.
36. C. Jaramillo, “Space security” 2010, Kitchener, Ontario: Pandora Press, 2010.
37. NASA, «Monthly Number of Objects in Earth Orbit by Object Type,» *Orbital Debris Quarterly News*, v. 16, no. 1, 2012.
38. National Aeronautics and Space Administration, «Satellite box score (as of 5 January 2011),» *Orbital Debris Quarterly News*, v. 15, no. 1, 5.01.2011.
39. NASA, «Satellite box score (as of 6 July 2011),» *Orbital Debris Quarterly News*, v. 15, no. 3, 2011.
40. NASA, «Reentry of GeneSat-1 and ICESat Spacecraft,» *Orbital Debris Quarterly News*, v. 14, no. 4, 2010.
41. NASA, «Smallsat Deployments Done Right,» *Orbital Debris Quarterly News*, v. 16, no. 1, 2012.
42. National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, “Orbital Debris — a Technical Assessment”, Washington, D. C: National Academy Press, 1995.
43. F. Shyshkov, V. Konin and E. Kovalevskiy, «Concept of group debris cleaning using unmanned servicing spacecraft,» *Proceedings of the seventh World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies*, pp. 2.34-2.37, 19-21.09.2016.
44. А. А. Тучин, «Автономное определение параметров движения околоземного космического аппарата по измерениям спутниковых навигационных систем,» Москва, 2004.

45. А. Н. Кирилин, «Космическое аппаратостроение. Научно-технические исследования и практические разработки ГНПКЦ «ЦСКБ-Прогресс»,» Издательский дом «АГНИ», Самара, 2011.
46. Э. Аким, «Отчёт. Априорная оценка точности определения параметров движения космического аппарата бортовой автономной навигационной системой «Орбита» по измерениям спутниковой навигационной системы GPS,» Москва, 2004.
47. Э. Аким, «Математические модели, методы, алгоритмы и программы в современных задачах автономной навигации искусственных спутников Земли. Отчёт,» Москва, 2003.
48. Э. Аким, «Математические модели, методы, алгоритмы и программы в современных задачах автономной навигации искусственных спутников Земли. Отчёт,» Москва, 2004.
49. Э. Аким, «Математические модели, методы, алгоритмы и программы в современных задачах автономной навигации искусственных спутников Земли. Отчёт,» Москва, 2006.
50. Е.С. Караваева, «Управление ориентацией космического аппарата,» *Вопросы электромеханики*, т. 126, с. 37-42, 2012.
51. ИКИ РАН, «Третья всероссийская научно-техническая конференция Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов», Таруса, 2012.
52. М. Н. Иванов та Л. Н. Лысенко, «Баллистика и навигация космических аппаратов», Москва: Дрофа, 2004.
53. В. П. Селезнев та М. Л. Кирст , «Системы навигации космических летательных аппаратов», Москва: Воениздат. Минобороны СССР, 1965.
54. US Federal Aviation Administration, «GPS Standard Positioning Service (SPS) Performance Standard 4th Edition», 2008.
55. M. Moreau, «GPS Space Service Volume,» 2008.
56. F. H. Bauer, M. C. Moreau, M. E. Dahle-Melsaether, W. P. Petrofski, B. J. Stanton, S. Thomason, G. A. Harris, R. P. Sena and L. Parker Temple III, «The GPS Space Service Volume,» in *ION GNSS*, 2006.
57. J.D. Kronman, «Experience Using GPS For Orbit Determination of a Geosynchronous Satellite,» in *Proceedings of the Institute of Navigation GPS 2000 Conference*, Salt Lake City, 2000.
58. ESA, «Galileo and Space Service Volume,» 11.07/2012. [Online]. Available: <http://www.unoosa.org/pdf/icg/2012/icg-7/wg/wgb2-2.pdf>. [Accessed: 13.12.2017].
59. S. Kogure та M. Kishimoto, «MICHIBIKI (QZS- 1) and SSV,» 7 11 2012. [Online]. Available: <http://www.unoosa.org/pdf/icg/2012/icg-7/wg/wgb2-3.pdf>. [Accessed: 13.12.2017].
60. X. Zhan та S. Jing, «Space Service Volume (SSV). Characteristics of BDS,» 12 11 2014. [Online]. Available: <http://www.unoosa.org/pdf/icg/2014/wg/wgb03.pdf>. [Accessed: 13.12.2017].

61. V. Ashurkov; A. Tyulin and et. al. «GLONASS for Precise Navigation in Space,» *InsideGNSS*, pp. 54-59, 10.2015.
62. ITU, «S.1758 Characterization of HEO-type systems in the fixed-satellite service,» 2006.
63. V. L. Pisacane, «Fundamentals of Space Systems. Second edition,» Oxford university press, 2005.
64. NASA, «Basics of space flight. Section 1. Chapter 5: Planetary Orbits,» 2017. [Online]. Available: <https://solarsystem.nasa.gov/basics/chapter5-1>. [Accessed: 13.12.2017].
65. Astronoo.com, «Geostationary orbit,» 22.06.2014. [Online]. Available: <http://www.astronoo.com/en/articles/geostationary-orbit.html>. [Accessed: 13.12.2017].
66. A. Roberts and D. Lawrence, «A Lost Connection: Geostationary Satellite,» *Berkeley Technology Law Journal*, pp. 1095-1144, 09.2000.
67. F. H. Bauer, «GPS Space Service Volume (SSV) Ensuring Consistent Utility Across GPS Design Builds for Space Users,» in *15th PNT Advisory Board Meeting*, 2015.
68. J. Parker, «Refining the GPS Space Service Volume (SSV) and Building a Multi-GNSS SSV,» *SCaV Workshop on Emerging Technologies for Autonomous Space Navigation*, 16.02.2017.
69. M. Moreau, E. Davis, J. Carpenter, G. Davis, L. Jackson and . P. Axelrad, «Results from the GPS Flight Experiment on the High Earth Orbit AMSAT AO-40 Spacecraft,» in *Proceedings of the ION GPS 2002 Conference*, Portland, 2002.
70. Department of Defense , «GPS IIF Operational Requirements Document (ORD),» 2000.
71. Department of Defence, «GPS III Capability Development Document (CDD),» 2000.
72. Department of Defence, «SS-SYS-800 GPS III System Specification», 2008.
73. Department of Defense, «Federal Radionavigation Plan,» Springfield, 2008.
74. Department of Defense, «Federal Radionavigation Plan,» Springfield, 2017.
75. H. Liu, X. Cheng, G. Tang and J. Peng, «GNSS Performance Research for MEO,GEO, and HEO,» *China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2017*, pp. 37-45, 2017.
76. O. Montenbruck, «Space Applications,» в *Teunissen P.J., Montenbruck O. (eds) Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems. Springer Handbooks*, Cham, Springer, 2017.
77. Ф. Шишков, В. Конин і О. Погурельский, «Use of GNSS for autonomous navigation on medium Earth orbits,» *Авіа-2017. Матеріали XIII Міжнар. наук.-техн. конф.*, с. 12.25-12.29, 19-21.04.2017.
78. Ф. Шишков, В. Конин и А. Погурельский, «Near-earth space navigation using over-the-horizon satellites,» *5-й Междунар. радиоэлектронный форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития»,* т.1, с. 205-206, 14-17.10.2014.

79. P. S. Laplace, "Mécanique céleste", Boston: Hillard, Gray, Little, and Wilkins., 1839.
80. T. S. Kelso, «Definition of a Yuma Almanac,» 17 05 2014. [Online] Available: <https://celestrak.com/GPS/almanac/Yuma/definition.asp>. [Accessed: 13.12.2017].
81. US Federal aviation administration, "IS-GPS-200 Revision H", 2016.
82. В. В. Конин и В. П. Харченко, "Системы спутниковой радионавигации: монография.," Киев: ХОЛТЕХ, 2010.
83. AGI, «Basic Constraints,» 12 2017. [Online]. Available: <http://help.agi.com/stk/index.htm#stk/constraints-01.htm>. [Accessed: 13.12.2017].
84. П. р. Д. И. Воскресенского, "Антенны и устройства СВЧ. Проектирование фазированных антенных решеток: Учеб. пособие для вузов", Москва: Радио и связь, 1994.
85. Д. М. Сазонов, «Антенны и устройства СВЧ», Москва: Высш. шк., 1988.
86. П. р. Д. И. Воскресенского, «Устройства СВЧ и антенны. Проектирование фазированных антенных решеток: Учеб. пособие для вузов», Москва: Радио-техника, 2003.
87. W. Marquis, «The GPS Block IIR/IIR-M Antenna Panel Pattern», LMCO, 2014.
88. K. Lori, «Navigator Technology Takes GPS to a New High,» 09 04 2010. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/topics/technology/features/navigator-gps.html>. [Accessed: 13.12.2017].
89. L. Winternitz, M. Moreau, G. Boegner and S. Sirotzky, «Navigator GPS Receiver for Fast Acquisition and Weak Signal Space Applications,» in *Proceedings of the Institute of Navigation GNSS 2004 Conference*, 2004.
90. B. Bamford, B. Naasz, M. Moreau, «Navigation Performance in High Earth Orbits Using Navigator GPS Receiver,» в *29th Annual AAS Guidance and Control Conference*, Breckenridge, 2006.
91. «GPS at Geosynchronous Orbit,» 21.04.2010. [Online]. Available: https://www.navcen.uscg.gov/pdf/gps/news/apr2010/navigator_space_receiver_info_04212010_rev4.pdf. [Accessed: 13.12.2017].
92. M. C. Moreau, "GPS Receiver Architecture for Autonomous Navigation in High Earth Orbits", Colorado, 2001.
93. «Интерфейсный контрольный документ. Общее описание системы с кодовым разделением сигналов,» АО «Российские космические системы», Москва, 2016.
94. «Интерфейсный контрольный документ. Навигационный сигнал в диапазонах L1, L2,» Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения, Москва, 2008.
95. EGSA, «European GNSS (GALILEO) Open service. Signal-in-space Interface control document.,» 2016.
96. Global Positioning Systems directorate, «Interface specification IS-GPS-200: Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interface», 2013.

97. ICAO, «Руководство по всемирной геодезической системе WGS-84 (Doc. 9113 - AN/937)», 2002.
98. В. К. Абалакин, Основы эфемеридной астрономии, Москва: Наука, 1979.
99. О. Монтенбрук та Т. Пфлегер, «Астрономия на персональном компьютере», Санкт-Петербург: ПИТЕР, 2002.
100. В.В. Цыбульский, Календари и хронология стран мира, Москва: Просвещение, 1982.
101. Б. Гофман - Велленгоф, Г. Ліхтенеггер та Д. Коллінз, «Основи визначення місцеположення та скеровування», Київ: Наук. думка, 1996.
102. Загоруйко В.В. и В. В. Конин, «Спутниковые навигационные системы,» *Деньги и технологии*, № 4, pp. 60-63, 2000.
103. РНИИ КП, ИКД ГЛОНАСС. «Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ», Москва, 2008.
104. P. Enge and P. Misra, “Global Positioning System. Signals, Measurements, and Performance.” Second Edition, Ganga-Jamuna press, 2006.
105. NASA, «GPS-Enhanced Onboard Navigation,» 13.03.2006. [Online]. Available: https://partnerships.gsfc.nasa.gov/downloads/featured_technologies/aerospace_aeronautics/gsc_14687_1_geons.pdf. [Accessed: 13.12.2017].
106. ICAO, “Global Navigation Satellite System (GNSS) (Manual 9849 AN/457)”, 2005.
107. F. Diggelen, «Update: GNSS Accuracy: Lies, Damn Lies, and Statistics,» 11 2007. [Online]. Available: <http://gpsworld.com/gpsgnss-accuracy-lies-damn-lies-and-statistics-1134/>. [Accessed: 13.12.2017].
108. Trimble Navigation, «The Trimble 4D Control Server almanac file format,» [Online]. Available: http://help.web.t4d.trimble.com/version4.6/server/GEN_Almanac_Format.htm. [Accessed 13.12.2017].

ДОДАТОК 1 – ПУБЛІКАЦІЇ АВТОРА

1. V. Konin and F. Shyshkov, "Autonomous navigation of service spacecrafts on geostationary orbit using GNSS signals", *Radioelectronics and Communications Systems*, vol. 59, no. 12, pp. 562–566, 2016. DOI: 10.3103/S0735272716120049 (Scopus)
2. Ф. О. Шишков та В. В. Конін, «Графоаналітична модель інтегрального оцінювання якості супутникової навігації на геостационарній орбіті,» *Вісник Інженерної Академії України*, № 4, с. 21–25, 2017.
3. F. Shyshkov, V. Konin, «European geostationary navigation overlay service in Ukraine,» in *Proceedings of the National Aviation University*, v. 2, pp. 23–26, 2015.
4. V. Kharchenko, Y. Barabanov, A. Grekhov and F. Shyshkov, «Modeling of airborne collision avoidance system performance using Matlab,» *Proceedings of the National Aviation University*, no. 3, pp. 13–17, 2013. Available: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Vnau_2013_3_4. [Accessed: 13 May 2018].
5. S. Polishchuk, Y. Chynchenko and F. Shyshkov, "Aviation accidents and incidents in USA during 23rd solar cycle", *Proceedings of National Aviation University*, vol. 51, no. 2, 2012, pp. 30–34. DOI:10.18372/2306–1472.51.2153
6. V. Konin та F. Shyshkov, «Extending the Reach of SBAS Some Aspects of EGNOS Performance in Ukraine,» in *InsideGNSS*, v. January– February, pp. 50–54, 2015.
7. F. Shyshkov, O. Pogurelskiy and V. Konin, "Differences in measurements with separate use of frequencies L1 and L2 for the application of satellite navigation in near-earth space," in 2017 *IEEE Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium (MRRS)*, Kyiv, Ukraine, August 29–31, 2017, pp. 67–70. DOI: 10.1109/MRRS.2017.8075028 (Scopus)
8. V. Konin, F. Shyshkov and O. Pogurelskiy, "Estimation of coordinates on geostationary orbit by using GNSS signals," in 2016 *IEEE Radar Methods and Systems Workshop (RMSW)*, Kyiv, Ukraine, September 27–28, 2016, pp. 32–35. DOI: 10.1109/RMSW.2016.7778544 (Scopus)
9. V. Vasiliev, V. Konin, F. Shyshkov, S. Matvienko, L. Godunok and O. Pogurelskiy, "The navigation on the geostationary orbit using signals from global navigation satellite systems", *Abstracts of 17th Ukrainian Conference On Space Research*, August 21–25, 2017, p. 192.
10. Ф. А. Шишков и В. В. Конин, «Моделирование параметров навигации спутников на геостационарной орбите с помощью аппаратно-программного комплекса,» в 6-й Международный радиоэлектронный форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития», МРФ-2017. Конференция «Радиолокация. Спутниковая навигация. Радиомониторинг». Сб. научных трудов, Харьков, 2017, с. 187–190.

11. Ф. О. Шишков та В. В. Конін, «Дослідження супутникової навігації для космічних апаратів,» в Аерокосмічні технології в Україні: проблеми та перспективи. Тези доповідей, Київ, 2017, с.15.
12. F. Shsyhkov, V. Konin and E. Kovalevskiy, «Concept of group debris cleaning using unmanned servicing spacecraft,» Proceedings of the seventh World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, pp. 2.34–2.37, 19–21.09.2016.
13. Ф. Шишков, В. Конин и А. Погурельский, «GNSS availability on geostationary orbit,» 5-я международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее» : тезисы доклада. – Днепропетровск : КБ «Южное» , р. 82, 18 – 21.05.2015.
14. Ф. Шишков, В. Конин і О. Погурельский, «Use of GNSS for autonomous navigation on medium Earth orbits,» Авіа–2017. Матеріали XIII Міжнар. наук.-техн. конф., с. 12.25–12.29, 19–21.04.2017.
15. Ф. А. Шишков, В. В. Конин и А. С. Погурельский, «Модель для оценки доступности спутников навигационных систем для объектов на высотах до 36 000 км,» 14-а Українська Конференція з Космічних Досліджень , с. 100, 8–12.09.2014.
16. Ф. О. Шишков, В. В. Конін та О. С. Погурельский, «Тестирование модели для оценки доступности спутников навигационных систем на высотах до 36 000 км» в 14-а Українська Конференція з Космічних Досліджень, Ужгород, с. 127, 8–12.09.2014.
17. F. Shyshkov, V. Konin and O. Pogurelskiy, «Simulation of navigation satellites availability in the near-earth space,» Proceedings of the 6-th World Congress. Aviation in the XXI – st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, vol.2, pp. 3.2.26–3.2.29, 23–25.09.2014.
18. F. Shyshkov, V. Konin and O. Pogureslkiy, «Model for navigation satellite availability on various Orbits analysis,» Proceedings of the 6–th World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, vol.2, pp. 3.2.22–3.2.25, 23–25.09.2014.
19. F. Shyshkov, V. Konin and O. Pogurelskiy, «Initial analysis of space debris hazard,» Proceedings of the 6-th World Congress. Aviation in the XXI- st Century. Safety in Aviation and Space Technologies, Kyiv, vol.2, pp. 3.2.18–3.2.21, 23–25.09.2014.
20. Ф. Шишков, В. Конин и А. Погурельский, «Near-earth space navigation using over-the-horizon satellites,» 5-й Междунар. радиоэлект-ронный форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития», т.1, с. 205–206, 14–17.10.2014.

ДОДАТОК 2 – АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ

«Затверджую»

В.о. Голови правління

АТ «НВК «Курс»



Беляков В.П.

04 квітня 2018 р.

АКТ

про впровадження результатів дисертаційного дослідження
Шишкова Федора Олександровича

Комісія у складі:

Голова: Головний конструктор КБ АТ «НВК «Курс»,
канд. техн. наук С.А. Матвієнко

Члени: начальник відділу 1 В.І. Тимошук
начальник відділу 2 Л.Я. Годунок
головний електронік відділу 2 С.В. Деркач

Розглянула:

результати дисертаційної роботи на тему «Автономна навігація сервісних космічних апаратів за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи» аспіранта Навчально-наукового інституту аеронавігації, електроніки та телекомунікацій НАУ Шишкова Федора Олександровича (науковий керівник Конін Валерій Вікторович), яка була виконана у відповідності з планом державних науково-дослідних робіт по наступній темі: 0114U001602 Інв. № 945–ДБ14. «Супутникова навігація космічних апаратів в нестійкому навігаційному полі в задачах утилізації космічного сміття».


Встановлено:

Основні теоретичні та практичні результати теоретичних досліджень Шишкова Ф.О., а саме:


- математична модель радіонавігаційного поля для автономної навігації сервісних космічних апаратів на геостаціонарній орбіті з використанням ГНСС;
- графічна модель інтегральної оцінки якості навігації на геостаціонарній орбіті при використанні сигналів ГНСС, що дозволяє відобразити значення точності та доступності для різних типових операцій, для масиву положень сервісного космічного апарату на орбіті;
- результати дослідження точності та доступності автономної навігації для масиву позицій на геостаціонарній орбіті за рахунок однієї або спільного використання декількох ГНСС по сигналам, що проходять крізь основні та бокові пелюстки діаграми спрямованості;
- результати дослідження впливу геометричного розташування навігаційних супутників на фактори погіршення точності та навігаційні параметри при використанні ГНСС у конкретній точці на геостаціонарній орбіті були впроваджені при розробці пропозицій щодо створення сервісних космічних апаратів.

Голова: Головний конструктор КБ


АТ «НВК «Курс», канд. техн. наук

 С.А. Матвієнко


Члени: начальник відділу 1

 В.І. Тимошук

начальник відділу 2

 Л.Я. Годунок

головний електронік відділу 2

 С.В. Деркач