

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА
ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АЕРОНАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ**

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

д-р техн. наук, проф.

_____ В.Ю. Ларін

«___» _____ 2023 р

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТРА**

ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ

«СИСТЕМИ АЕРОНАВІГАЦІЙНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ»

**Тема : «Експериментальна оцінка зміни параметрів радіонавігаційних
сигналів в умовах руху»**

Виконав: _____ **Нестеров В. В.**

Керівник: _____ **Погурельський О. С.**

Нормоконтролер, д.т.н., проф _____ **Т.Ф.Шмельова**

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій

Кафедра аеронавігаційних систем

Навчальний ступінь «Магістр»

Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»

Освітньо-професійна програма «Системи аеронавігаційного обслуговування»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

д-р техн. наук, професор

_____ В. Ю. Ларін

« ____ » _____ 2023 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Нестерова Владислава Віталійовича

1. Тема дипломної роботи: **«Експериментальна оцінка зміни параметрів радіонавігаційних сигналів в умовах руху»**, затверджена наказом ректора від
2. Термін виконання проекту: 23.10.2023 – 31.12.2023
3. Вихідні дані до проекту: теоретичні дані національних документів України у сфері аеронавігаційних систем.
4. Пояснювальна записка містить аналіз проблем та викликів, пов'язаних з ефективністю і надійністю розрахунку зсуву доплера для рухомих об'єктів,

визначення основних методів дослідження, таких як аналіз літератури, експериментальні дослідження, аналіз, а також висновки та рекомендації щодо покращення ефективного розрахунку зміни параметрів рухомих об'єктів .

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: рисунки, таблиці, скріншоти.

6. Календарний план-графік

Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконанні
Підготовка та написання 1 розділу	01.09.23 – 1.10.23	
Підготовка та написання 2 розділу	02.10.23 – 10.10.23	
Підготовка та написання 3 розділу	11.10.23 – 31.10.23	
Підготовка та написання 4 розділу	01.11.23 – 30.11.23	
Оформлення пояснювальної записки та ілюстрованого матеріалу	01.12.23 – 07.12.23	
Попередній захист дипломної роботи	14.12.23 – 15.12.23	

Дата видачі завдання: «__» _____ 2023 року

Керівник дипломної роботи: _____ Погурельський Олексій
Сергійович

Завдання прийняв до виконання _____ Нестеров Владислав Віталійович

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Експериментальна оцінка зміни параметрів радіонавігаційних сигналів в умовах руху» містить: 117 сторінок, 72 рисунки, 7 таблиць, 5 використаних джерела.

Об'єкт дослідження: Супутникові системи зв'язку і навігації.

Предмет дослідження: Доплерівський зсув.

Мета роботи: експериментальна оцінка діапазону зміни доплерівського зсуву з урахуванням частот та швидкостей руху в супутникових системах зв'язку навігації та спостереження.

Методи дослідження: аналітичний огляд, математичне та комп'ютерне моделювання.

У дипломній роботі здійснюється експериментальна оцінка зміни параметрів супутників під час руху. Використовується програма комп'ютерного моделювання руху супутників. Оцінка зміни зсуву Доплера під час потрапляння супутника у зоні спостереження і при покиданні її ним.

Результати аналізуються та формулюються висновки.

НАВИГАЦІЙНА СИСТЕМА, МОДЕЛЮВАННЯ, ЕКСПЕРИМЕНТИ,
РЕЗЮМУВАННЯ.

АРКУШ ЗАУВАЖЕНЬ

ЗМІСТ

РОЗДІЛ 1. ДОСЛІДЖЕННЯ ПОНЯТТЯ GPS, ЙОГО БУДОВИ, ХАРАКТЕРИСТИК ТА ПРИНЦИПУ РОБОТИ	9
1.1 Поняття GPS	9
1.2 Будова GPS	10
1.3 Принципи роботи GPS	17
1.4 Космічний сегмент GPS	20
1.5 Навігаційне повідомлення та стан відстеження	22
1.6 Визначення позиції	25
1.7 Визначення позиції по доплерівському зсуву частоти	28
1.8 Висновок до розділу	36
РОЗДІЛ 2. ОЗНАЙОМЛЕННЯ З СУПУТНИКОМ GPS ВІІRM-1 (PRN 17). ЙОГО ХАРАКТЕРИСТИКИ ТА ПРИЗНАЧЕННЯ	37
2.1 Ознайомлення з супутником GPS ВІІRM-1 (PRN 17)	37
2.2 Вимоги до наземної служби GPS	41
2.3 Ефективність орбітального сигналу L1	44
2.4 Ефективність орбітального сигналу L2	50
2.5 Ефективність антенної панелі GPS IIR/IIR-M	56
2.6 Висновок до розділу	59
РОЗДІЛ 3. ОЗНАЙОМЛЕННЯ З ПРОГРАМОЮ WXTRACK ТА ЇЇ МОЖЛИВОСТЯМИ	60
3.1 Ознайомлення з інтерфейсом програми Wxtrack	60
3.2 Основні функції програми Wxtrack та налаштування для роботи у ній	63
3.3 Висновок до розділу.	76
РОЗДІЛ 4. ЕСПЕРИМЕНТАЛЬНА ОЦІНКА ЗМІНИ ПАРАМЕТРІВ СУПУТНИКІВ	77
4.1 Проведення експерименту з оцінки зміни параметрів супутника GPS PRN 17	77

4.2 Проведення експерименту з оцінки зміни параметрів супутника PEGASUS	84
Для наступного експерименту я обрав супутник PEGASUS, він є важливим супутником, дослідження якого дає можливість кращого розуміння його характеристик та потенційних можливостей.	85
4.3 Проведення експерименту з оцінки зміни параметрів супутника TAURUS 1	88
4.4 Висновок до розділу	92
РОЗДІЛ 5. РОЗРАХУНОК ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ РОЗРОБКИ ПРОГРАМНИЙ СИМУЛЯТОР РУХУ СУПУТНИКІВ	93
РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА ПРАЦІ ТА ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО	97
СЕРЕДОВИЩА	97
6.1 Розрахунок освітленості робочої зони	97
6.2 Пожежна та вибухова безпека	104
6.3 Види забруднення навколишнього середовища та напрями його охорони	108
6.4 Інженерна охорона навколишнього середовища	111
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	116

Вступ

В ході виконання роботи проведемо експериментальну оцінку зміни параметрів супутників під час їхнього руху.

Проаналізуємо точну технічну інформацію щодо навігаційних систем.

Шляхом пошуку серед відкритих ресурсів знайдемо програму відслідковування супутників у реальному часі, опишемо її функціонал та можливості.

Виконаємо порівняльну оцінку різних типів супутників, їхній зсув Доплера під час потрапляння та виходу із зони спостереження.

Розглянемо питання охорони праці та охорони навколишнього середовища.

РОЗДІЛ 1. ДОСЛІДЖЕННЯ ПОНЯТТЯ GPS, ЙОГО БУДОВИ, ХАРАКТЕРИСТИК ТА ПРИНЦИПУ РОБОТИ

1.1 Поняття GPS

GPS це глобальна система визначення, яка складається з 24 супутників, які знаходяться на низьких орбітах, що транслюють сигнали на частотах вищих за 1 ГГц і приймачах, які позиціонують за цими сигналами власні координати. Для стабільної роботи GPS приймача необхідно щоб був небосхилу прямої видимості (сигнали цих супутників відбиваються металами, металевими пластинами і бетоном).

Глобальна система позиціонування з'явилася в 50-х роках завдяки запуску супутників. Коли перший радянський супутник вийшов на орбіту, американці помітили, що при видаленні сигнал поступово змінює свою частоту. Вчені проаналізували дані і зрозуміли, що за допомогою супутникових сигналів вони можуть точно визначати координати і швидкість руху об'єктів на Землі. Армія першою застосувала систему GPS: Міністерство оборони запровадило супутникову навігацію для своїх цілей, але через кілька років вона стала доступною для цивільного населення.

В даний час на навколосемній орбіті знаходиться 24 супутника, що передають сигнали зв'язку. Кількість супутників періодично змінюється, але залишається достатньою для забезпечення безперебійної роботи глобальної системи позиціонування. У разі форс-мажорних обставин надається запасний супутник, і кожні 10 років на орбіту виходить новий модернізований космічний корабель.

Супутники обертаються по 6 орбітах, утворюючи взаємопов'язану мережу. Він розташований у тропіках, але контролюється спеціальною станцією GPS, підключеною до Координаційного центру США. Завдяки цій мережі можна миттєво дізнатися точні координати людей, автомобілів і літаків, тобто швидкість сигналу з супутника, а точність вимірювань не залежить від

погодних умов і часу доби. У той же час сама система глобального позиціонування безкоштовна у використанні, і необхідно використовувати цю навігаційну систему, доступну тільки навігатору або оператору, що підтримує функцію GPS.

1.2 Будова GPS

Системи GPS і ГЛОНАСС мають схожу архітектуру і принцип роботи і складаються з 3 частин:

1. Космічний сегмент складається з штучних супутників Землі, які передають радіосигнали на Землю;
2. Контрольний сегмент, який відстежує функціональність всієї системи;
3. Сегменти користувачів, що містять різні типи одержувачів;

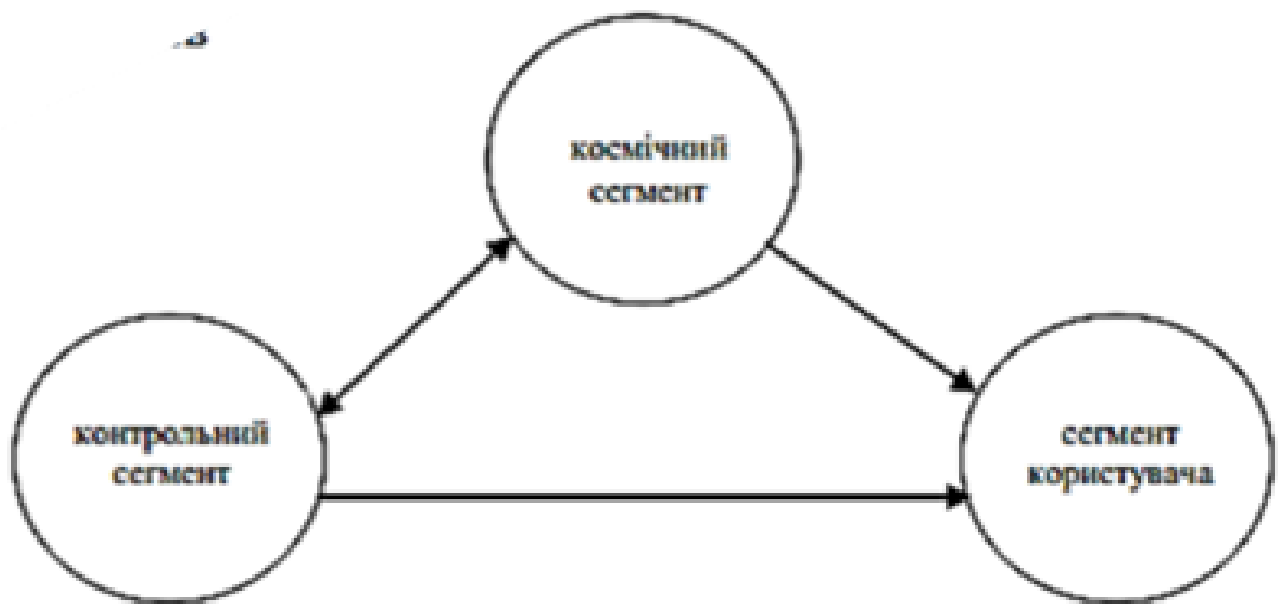


Рис. 1.1 Сегменти системи GPS

Кожен сегмент виконує дуже важливу функцію і стабільна робота СРНС стає можливою лиш при чіткій роботі всіх сегментів.

Космічний сегмент СРНС — це всі можливі КА.

В GPS космічний сегмент є системою з 24 КА, розділених на 6 майже кругових орбітах (з ексцентриситетом $f < 0,01$) і висотою приблизно 20200 км. Є

всього п'ять різновидів супутників GPS : Block I, Block II, Block HA, Block IIR, Block IIF. Середнє значення кутової відстані між орбітами супутників 60° , наклон орбіт відносно площини екватора 55° . КА кружляють навколо земної поверхні як єдине ціле, не міняючи своїх положень відносно один одного. Період обертання таких супутників складає близько 12 годин.

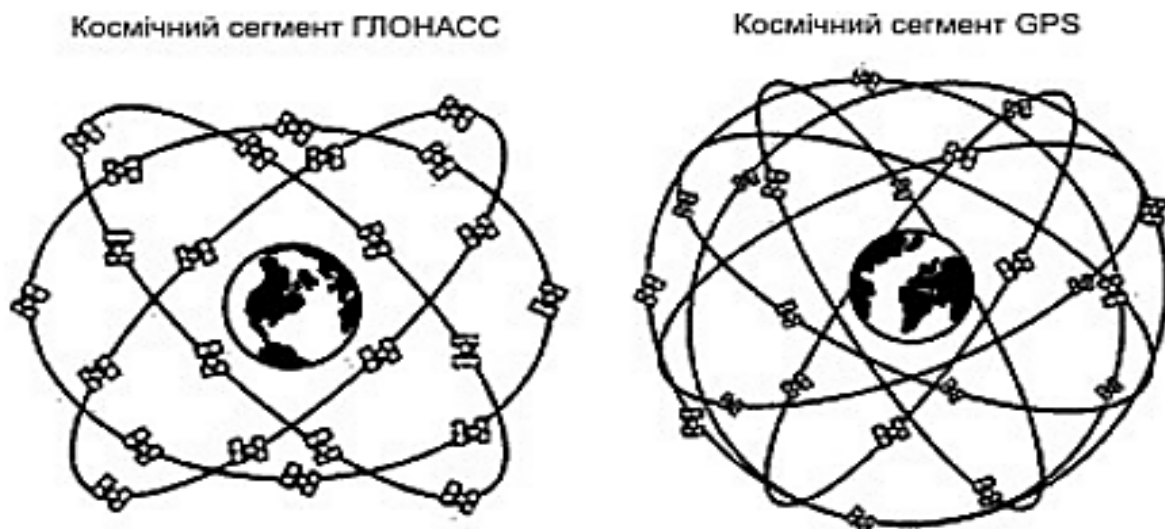


Рис.1.2 Структура космічного сегменту в GPS та ГЛОНАСС

Космічний сегмент систем ГЛОНАСС наповнений 24-ма супутниками, які виконують рух по 3 орбітах (рис.1.2). Параметри космічного сегменту системи GPS і ГЛОНАСС наявні у таблиці 1.1.

Абсолютно всі супутники систем GPS випромінюють радіосигнали на частотах $L_1=1575,42$ МГц і $L_2=1227,60$ МГц. Сигнали на частотах L_i модульовано P, C/A—кодами, а на частотах h_j виключно P-кодом.

Коди вільного доступу C/A (Coarse Acquisition) мають частоту імпульсів 1,023 МГц і період оновлення 0,001 сек. Точність таких вимірів відстаней від отримувача до супутників за допомогою такого коду є низькою.

Таблиця 1.1

Основні характеристики супутникових навігаційних систем GPS і
ГЛОНАСС

Показник	GPS	ГЛОНАСС
Сузір'я супутників		
Кількість супутників	24(31*)	24(18**)
Число орбітальних площин	6	3
Кількість супутників у кожній площині	4	8
Висота орбіти, км	20 300	19 100
Кут нахилу орбіти, °	55	64,8
Період обертання супутника навколо Землі год.	12	11,26
Супутники		
Маса КА, кг	1055	дані відсутні
Потужність сонячних батарей, Вт	450	дані відсутні
Термін експлуатації, роки	7.5	2-3

В системі GPS було прийнято рішення збільшити кількість супутників до 36, щоб поліпшити їх роботу в міських умовах (при наявності значної кількості перешкод) - тепер необхідно збільшити кількість супутників на орбіті.

З появою системи ГЛОНАСС в середині 90-х кількість супутників різко скоротилася (був момент, коли залишилися тільки працюючі супутники). Однак в останні роки їх кількість збільшилася. Отже, в 2005 році їх було вже 9. За офіційними даними Міністерства оборони Російської Федерації, насправді це набагато менше, але зараз на орбіті знаходиться 18 активних супутників.

Захищений код P (Protected) характеризується частотою імпульсів 10,23 МГц і періодом повторення 7 днів. Міністерство оборони США зробило додаткові кроки для захисту р-коду: в будь-який момент, без попередження, ви можете включити режим as (Anti-Spoofing). У цьому випадку виконується

додаткове кодування р-коду і перетворення в Y-код. Розшифровка у-коду можлива тільки апаратно, за допомогою спеціального чіпа, підключеного до військового GPS-приймача.

Для зниження точності визначення координат неавторизованими користувачами передбачений так званий "режим вибіркового доступу" sa (Selective Access Mode). Коли цей режим увімкнено, помилка атомного годинника та неправильна інформація про елементи орбіти супутника навмисно вводяться в навігаційне повідомлення, що значно знижує точність визначення навігації.

Точність системи базується на атомних годинниках або еталонах точного часу. Супутник Block II оснащений 2 рубідієвими і 2 цезієвими - 4 стандартами точного часу. Довгострокова відносна стабільність частоти цих стандартів становить 10^{-11} . Прецизійні стандарти частоти, які можна назвати серцем всієї електронної системи, використовуються для генерації вібрацій на робочій частоті 10,23 МГц. Помноживши цю частоту на 154 і 120 відповідно, ми отримуємо 2 частоти L1 і L-2. 2. Характер частоти сигналу важливий для усунення помилок при визначенні псевдомовлення, що виникають через вплив іоносфери.

Варто відзначити, що існують приймачі, які можуть вловлювати і декодувати сигнали як від систем GPS, так і від ГЛОНАСС. За рахунок цього вони швидко визначають координати точок з необхідною точністю.

Сегмент управління, або sms control segment, являє собою набір наземних засобів, які забезпечують функціонування космічного сегмента, контролюють його роботу і безпосередньо керують всією системою.

Цей сегмент системи GPS включає в себе станції контролю і спостереження, тобто основні і додаткові станції для безперервного моніторингу супутників. Основним завданням цих станцій є спостереження за супутником для визначення орбіти супутника і похибки атомних годин на борту. Крім того, синхронізація годин і оновлення даних здійснюються через систему управління. Система станції управління включає в себе::

- Головну станцію управління;
- 5 станцій стеження (моніторингу);
- Три станції управління.

Основна станція базується в Об'єднаному центрі управління космічним простором на базі ВПС Falcon в Колорадо-Спрінгс (США). Центр збирає дані спостережень з усіх спостережних станцій, обчислює складні орбіти навігаційних супутників і оцінює кожен стан і систему в цілому.

Обсерваторія розташована в місті Колорадо-Спрінгс і на острові Гаваї, острові Вознесіння і острові Дієго-Гарсія. Кваджалейн (рис.1.3). Станція оснащена стандартом частоти та часу цезію та приймачем р-коду, який може відстежувати до 11 супутників одночасно. Розташування станції відоме своєю високою точністю в геоцентричній системі координат WGS-84. На станції псевдодаль до всіх супутників NAVSTAR вимірюється кожні 1 з половиною секунди, коли вони проходять через горизонт, визначаючи вплив атмосфери і відправляючи згладжені і скориговані дані про іоносферну і тропосферну рефракцію на головну станцію, усереднені за 15хв.



Рис.1.3 Розташування контрольної станції та станцій спостереження GPS

Додаткові станції управління розташовані в тій же точці, що і станції стеження. Вони допомагають надсилати повідомлення на супутники. Супутникові ефемериди і тактові поправки, визначені основною станцією

управління і додатковими станціями, передаються на супутник по радіоканалах. Крім того, існує більше приватних мереж станцій стеження. Вони не беруть участі в управлінні роботою системи, а тільки визначають орбіту супутника.

Сегмент управління ГЛОНАСС має подібну структуру та функції і складається з:

Головного наземного командного центру (Москва); 7 командно-вимірювальних пунктів; 2 оптичних вимірювальних пункту кількісного визначення.

Користувальницький сегмент представляє весь набір GPS-приймачів. Оскільки приймачі мають різну структуру, функції та призначення, вони відрізняються різними характеристиками.

Оскільки власником системи GPS є Міністерство оборони США, в першу чергу, приймачі розділені на 2 групи:

- PPS (служба точного позиціонування) - для точного визначення місця розташування. До цієї групи входять військові користувачі НАТО, одержувачі яких можуть приймати коди Y без кодування AS.

- SPS (сервіс для визначення стандартного місця розташування) - для визначення стандартного місця розташування). Друга група включає всіх приватних користувачів, одержувачі яких отримують сигнали, закодовані функціями as та sa.

Залежно від пункту призначення одержувач ділиться на 3 групи:

- Навігація. Одержувачі з цієї групи миттєво визначають своє місце розташування. Середня Вторинна похибка визначення координат навігаційним приймачем при відсутності перешкод супутниковому сигналу і виключеному кодуванні sa не перевищує 10 м і може досягати 200-300 м при включеному кодуванні sa.

- Геодезичні ці приймачі призначені для диференціальних вимірювань (вимірювання виконуються як мінімум двома приймачами одночасно) і для визначення приростів координат між статично закріпленими приймачами. Точність визначення прирощення координат може досягати 1 мм.

- Спеціальні. Вони можуть використовуватися для різних цілей, особливо для визначення точного часу.

Залежно від принципу вимірювання відстані до супутника приймач ділиться на кодовий приймач і фазовий приймач. Деякі приймачі додатково вимірюють доплерівський зсув частоти сигналу.

Приймач розділений на 4 групи, в залежності від принципу вимірювання відстані до супутника і типу сигналу, що приймається для обробки. Це:

- кодові приймачі;
- фазові приймачі із *СІК* — кодом;
- кодові приймачі із *СІК* та *Р* — кодом;
- фазові приймачі із *СІК* та *Р*— кодом.

Найчастіше цей розділ ділить приймачі на одночастотні (приймають *С/А*-код), та двочастотні (приймають *СІК* та *Р*— код).

GPS це приймач, який складається з 6 головних блоків (рис.1.4).

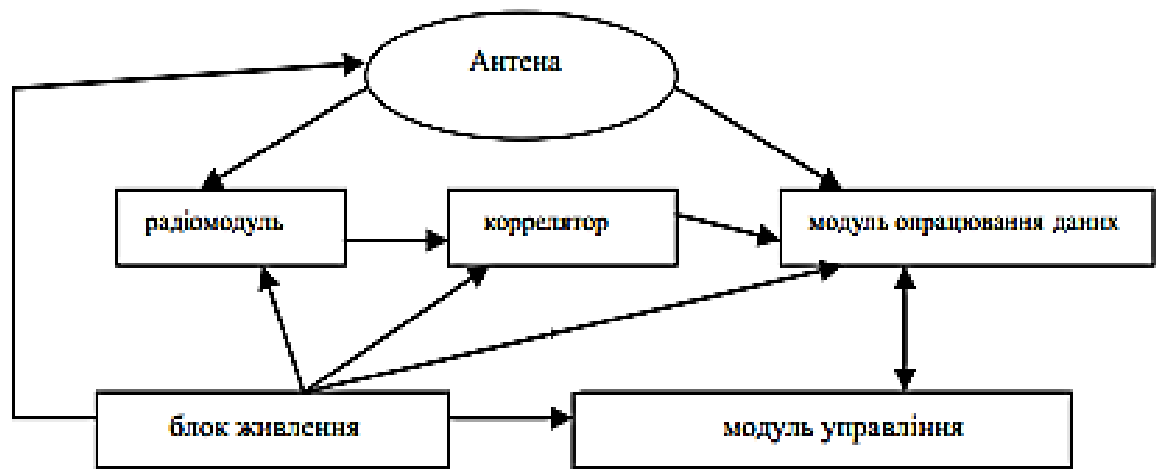


Рис.1.4 Основні блоки системи GPS

Антенa приймає сигнали GPS і відправляє їх на радіомодуль. У цьому модулі сигнал посилюється і перетворюється в низькі частоти. Корелятор призначений для синхронізації затримки і фази прийнятого сигналу з параметрами сигналу GPS, прийнятого радіомодулем. Сигнали всіх супутників GPS обробляються по окремих каналах одночасно. На виході корелятора надаються дані, необхідні для пошуку і визначення супутникових сигналів,

виконання приблизних розрахунків і визначення місця розташування приймача. Модуль обробки даних виконує алгоритмічну обробку сигналу, що приймається, оцінює параметри супутникового сигналу і обчислює положення приймача. Через модуль управління приймачем оператор встановлює відповідний режим роботи приймача і контролює процес вимірювання і накопичення приймача в пам'яті. Автономний блок живлення забезпечує роботу всіх агрегатів.

1.3 Принципи роботи GPS

Система GPS працює наступним чином-приймач сигналу вимірює затримку в поширенні сигналу від супутника до приймача. З прийнятого сигналу приймач отримує дані про місцезнаходження супутника. Щоб визначити відстань від супутника до приймача, помножте затримку сигналу на швидкість світла.

З точки зору геометрії поведінку навігаційної системи можна описати наступним чином: кілька сфер, на яких розташований супутник, перетинаються, і користувач знаходиться в них. Радіус кожної сфери дорівнює, що відповідає відстані до раніше видимого супутника. За допомогою сигналів з 3 супутників ви можете отримати дані про широту і довготу. 4-й супутник надає інформацію про висоту об'єкта на поверхні. Отримане значення можна звести до системи рівнянь, що містить координати Користувача. Отже, для отримання точного місця розташування необхідно виконати 4 вимірювання в діапазоні аж до супутника (якщо виключити неймовірні результати, то буде достатньо 3 вимірювань).

Отримане рівняння коригується розбіжністю між розрахунковим і фактичним положенням супутника. Результируюча похибка називається ефемеридною і коливається від 1 до 5 метрів. Також вносять свій внесок перешкоди, атмосферний тиск, вологість, температура і вплив іоносфери і

атмосфери. В цілому комбінація помилок може скласти похибку в 100 метрів. Деякі помилки можна виправити математично.

Щоб зменшити всі помилки, використовуйте диференційний режим GPS. У ньому приймач отримує всі необхідні зміни координат від базової станції по радіоканалу. Кінцева точність вимірювання досягає 1-5 метрів. У диференціальному режимі існує 2 способи коригування отриманих даних - корекція самих координат і корекція навігаційних параметрів. Перший спосіб незручний у використанні, оскільки всім користувачам необхідно працювати на одному супутнику. У другому випадку значно зростає складність самого пристрою визначення місця розташування.

Існує новий клас систем, які підвищують точність вимірювань до 1 см. Кут між напрямками на супутник має значний вплив на точність. При великих кутах положення визначається з більшою точністю.

Точність вимірювань може бути штучно знижена Міністерством оборони США. Для цього на навігаційному пристрої встановлюється спеціальний режим S/a – обмежений доступ. Цей режим призначений для військових цілей, щоб не давати противнику переваги у визначенні точних координат. З 2000 року система обмеження доступу була скасована.

Усі помилки можна поділити на кілька пунктів:

Похибки у обчисленні орбіт;

Помилки із приймачем;

Помилки з багаторазовими відбиттями сигналів перешкодами;

Іоносфера, тропосферна затримка сигналу;

Геометрія розташованих супутників.

Основні характеристики :

Система GPS включає в себе мережу з 24 штучних супутників Землі, наземних станцій спостереження і навігаційних приймачів. Обсерваторія вимагає визначення і контролю параметрів орбіти, розрахунку балістичних

характеристик, коригування відхилень від кінетичної траєкторії, моніторингу обладнання на космічному апараті.

Характеристики GPS:

Кількість супутників – 26, 21 основний, 5 запасних;

Кількість орбітальних площин – 6;

Висота орбіти – 20 000 км;

Термін експлуатації – 7,5 років;

Робочі частоти - L1 = 1575,42 МГц; L2=12275,6МГц, потужність 50 Вт та 8 Вт відповідно;

Надійність визначення – 95%.

Навігаційні приймачі бувають портативні, стаціонарні та авіаційні.

Приймачі також мають ряд параметрів:

Кількість каналів - використовується від 12 до 20 каналів;

Тип антени;

Наявність картографічної підтримки;

Тип дисплея;

Додаткові функції;

Різні технічні характеристики.

Принцип роботи самого навігатора полягає в тому, що, перш за все, пристрій намагається встановити зв'язок з навігаційним супутником. Як тільки з'єднання встановлено, передається альманах, тобто інформація про орбіту супутника, яка знаходиться в тій же навігаційній системі. Зв'язку з одним супутником недостатньо для отримання точного місця розташування, тому інші супутники відправляють свої ефемериди навігатору, що необхідно для визначення відхилення, коефіцієнта збурення та інших параметрів.

1.4 Космічний сегмент GPS

Супутники GPS знаходяться на 6 орбітах з 1. Вони розташовані в площині, нахиленій приблизно на 55° до Екваторіальної площини, по 4 супутники на кожній орбіті. Це місце розташування забезпечує користувачам

видимість від п'яти до восьми супутників у будь-який час з будь-якої точки Землі.

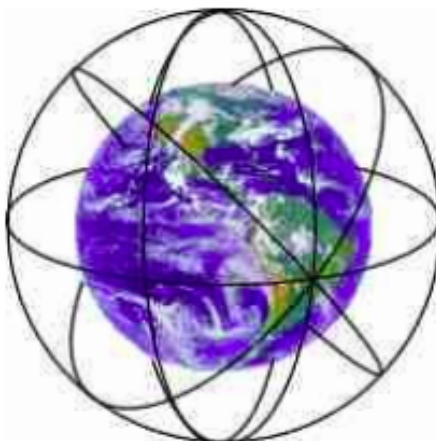


Рис.1.5 Розташування супутників навколо Землі

Їх орбіти контролюються, оскільки відхилення від орбіти супутників призводять до помилок визначення місця розташування. Час передачі сигналу також точно контролюється. Оскільки супутники містять атомні годинники, сигнали, які передають супутники, дуже точні. Однак цей годинник має невеликий дрейф, і для подолання цього використовується коригувальний сигнал із земної станції. Розрахунковий термін служби самого супутника GPS становить 10 років, але для забезпечення цілісності угруповання в разі несподіваного збою запасний супутник знаходиться на орбіті і може експлуатуватися протягом короткого часу. Супутники забезпечують себе енергією за рахунок сонячних панелей. Вони простягаються приблизно на 5 метрів і виробляють 700 Вт, необхідних для живлення супутника та його батарей при сонячному світлі. Супутник повинен працювати, коли він знаходиться на темній стороні Землі, коли сонячні панелі не виробляють енергію. Це означає, що при наявності сонячного світла сонячні панелі повинні не тільки живити основні супутникові ланцюги, але і забезпечувати додаткову енергію для зарядки акумуляторів. Для ідентифікації супутників на орбіті використовується кілька різних позначень. Одна номенклатура присвоює літери кожній орбітальній площині (тобто А, В, С, D, Е і F) кожному супутнику в цій

площині, а супутники позначаються номерами від 1 до 4. Таким чином, супутник, позначений як В3, відноситься до 3-го супутника в орбітальній площині В. 2-е використовуване позначення - це номер супутника NAVSTAR, присвоєний ВПС США. Це позначення виконано у вигляді номера космічного апарату (SVN) 11 для вказівки супутника NAVSTAR11. Третє позначення-це конфігурація генератора псевдовипадкових чисел (PRN) на борту супутника. Оскільки ці генератори кодів PRN унікально налаштовані на кожному супутнику, вони створюють унікальну версію як коду C/A, так і коду p(Y). Таким чином, супутник може бути ідентифікований за кодом PRN, який він генерує. Супутник завжди транслює 2 несучі. Ці несучі знаходяться в L-діапазоні (використовується для радіозв'язку).

- Несуча L1 транслюється на частоті 1575,42 МГц (10.23x154)
- несуча L2 транслюється на частоті 1227,60 МГц (10.23x120)
- несуча L1 транслюється на частоті 1575,42 МГц (10.23x154)
- несуча L2 транслюється на частоті 1227,60 МГц (10.23x120)
- несуча L1 транслюється на частоті 1575,42 МГц (10. 23x120)

Несуча частота може модулюватися:

- Кодом C/A
- P-кодом
- Y-кодом

Грубий код (C/A-код) - це код псевдовипадкового шуму (PRN), що передається на частоті 1,023 МГц. Цей код повторюється кожен мілісекунду. Рівняння для декодування с / а-коду відоме і не засекречене. Отже, код с / А можна використовувати ПРИВАТНО. Код С / а використовується багатьма цивільними приймачами для потреб навігації та картографування. Код Р - це 2-й код псевдовипадкового шуму (PRN), який модулює сигнал GPS. Він передається на частоті 10,23 МГц. Період повторення сигналу становить 267 днів. 267-денний цикл розділений на 7 сегментів по 38 днів кожен. 6 з цих сегментів зарезервовані або не використовуються в оперативних цілях. Кожен з решти 32 7-денних сегментів прив'язаний до певного супутника. Отже, кожен супутник

має свій власний код. Рівняння для декодування р-кодів відомі, не засекречені і можуть використовуватися ПРИВАТНО. U-код можна вважати зашифрованою версією р-коду. Насправді це р-код, модульований за допомогою спеціальної послідовності шифрування, W-коду. Рівняння і розшифровки u-коду засекречені і відомі тільки зареєстрованим користувачам.

1.5 Навігаційне повідомлення та стан відстеження

Приймач має бути синхронізованим із сигналом, який передає супутник. В цей час GPS передає чотири різні сигнали на L1, причому сигнали кодування Coarse/Acquisition (C/A) найважливіші і найбільш часто використовувані сигналом для пристроїв масмаркету. Код PRN заснований на коді з тривалістю 1 мс і швидкістю 1,023 чіпа зп мс. Копія коду C/A утворюється з затримкою та Доплерівським зсувом. На рисунку 1.6 показано ідеальну синхронізацію між періодичним кодом C/A та переданим супутником (кожні 1 мс), і його реплікою, яка сформована приймачем (синього кольору). На даному етапі приймач не в змозі надати повну оцінку часу передачі, доступні лише часткові дані. Тобто, при t_0 приймач може надати тільки відносну затримку до початку періоду C/A. Точно так само при t_1 приймачем забезпечується затримка до початку поточного C/A. Кількість повноцінних кодів C/A між t_0 та t_1 невідома. Якщо приймач синхронізований лише з кодом C/A, допуск часу передачі даних становить від 0 до 1 мс, що робить розрахунок часу передачі нетиповим.

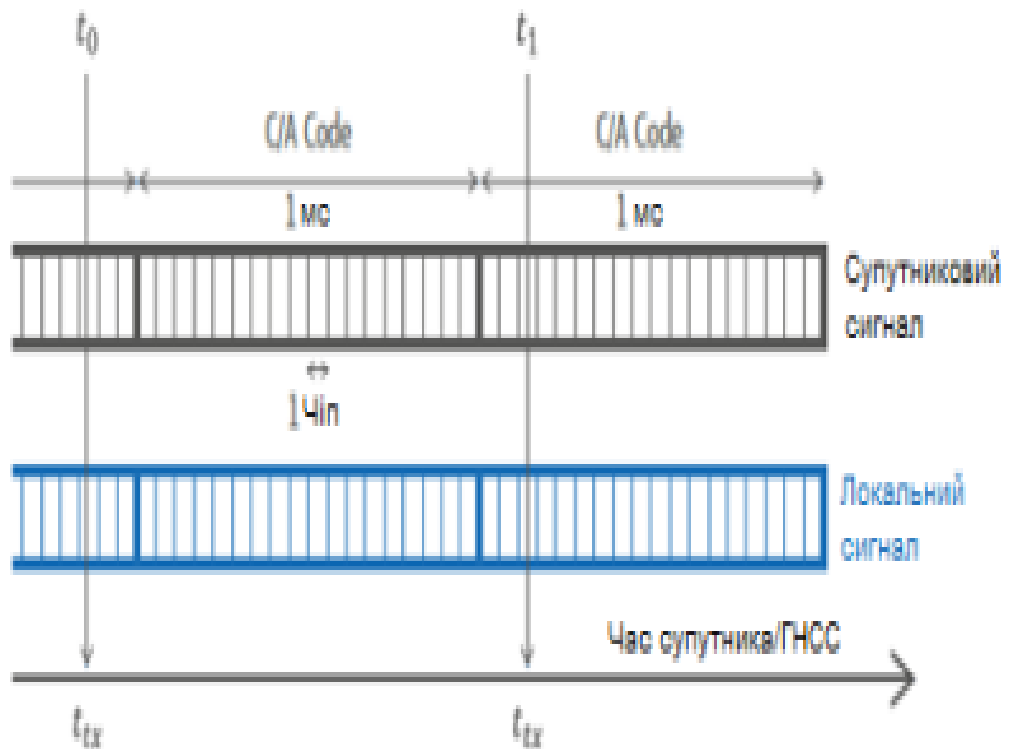


Рис.1.6 Синхронізація з кодом С / А

Щоб розрахувати нетиповість цього часу, приймач використовує структуру навігаційного повідомлення. На рис.1.7 наявні етапи синхронізації, що необхідні приймачу для отримання часу з супутника:

- Code Lock: приймач недопущено до коду С / А. Правдивий діапазон 0-1 мс.
- Bit Sync: приймач синхронізується з бітами. Правдивий діапазон становить 0-20 мс.
- Синхронізація підкадрів: приймач синхронізується з підкадрами. Правдивий діапазон становить 0-6 с.
- TOW декодований: усі субкадри мають TOW. Тож після дешифрування TOW правдивий діапазон стає 0-1 тиждень. Також в деяких роботах описуються складніші алгоритми, які можуть розраховувати рішення PVT, користуючись тільки частковими псевдодальністями. Таке навігаційне рішення називають

проблемою грубої навігації. До того ж, приймачі A-GNSS можуть отримувати TOW завдяки зовнішнім системам і не потребують ддешифрування переданого повідомлення. У випадку з GPS, п'ять послідовних субкадрів створюють кадр, а навігаційні повідомлення складаються з 25 кадрів.

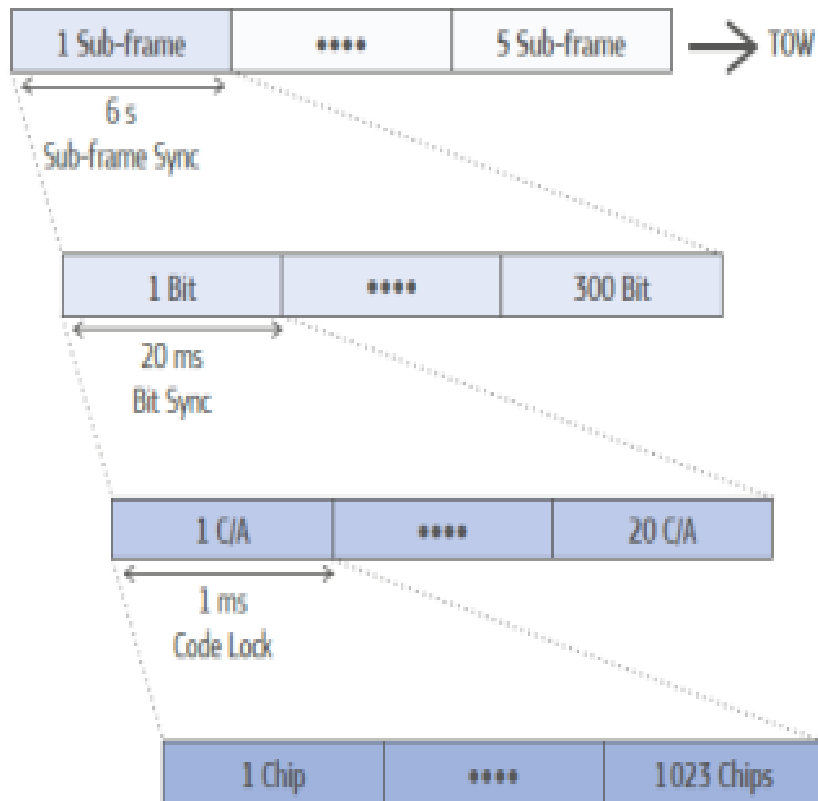


Рис. 1.7. Код L1 C/A системи GPS та структура навігаційного повідомлення

Частиною навігаційного сполучення є серія чисел, які називаються ефемеридами, які разом описують орбіту супутника в космосі та положення супутника на цій орбіті в певний момент часу. Результатом є набір координат x , y , z , де знаходився супутник в момент передачі сигналу. Ці значення вказують положення супутника щодо системи координат, визначеної Всесвітньою системою геодезичних параметрів Землі в 1984 році (далі — WGS84). Центр цієї системи координат знаходиться поблизу маси Центру Землі, а її вісь z відповідає середній осі обертання Землі. Позитивний напрямок осі Z спрямований на Північний полюс, а позитивний напрямок x відображається від

Землі до середнього за Гринвічем на екваторі (на південь від Гани та на захід від Габону, Атлантичний океан). Осі Y відображається на екваторі 90-го східного меридіана (точка в Індійському океані, на південний схід від Шрі-Ланки, на захід від Суматри), що визначається правильною системою координат.

1.6 Визначення позиції

Після використання простої геометрії для визначення псевдоприроди супутника приймач розташовується на поверхні сфери з радіусом, рівним центру цього супутника, і відстанню від супутника. Якщо годинник приймача точно синхронізований з часом GPS, приймач може негайно обчислити своє місце розташування використовуючи просту алгебру.

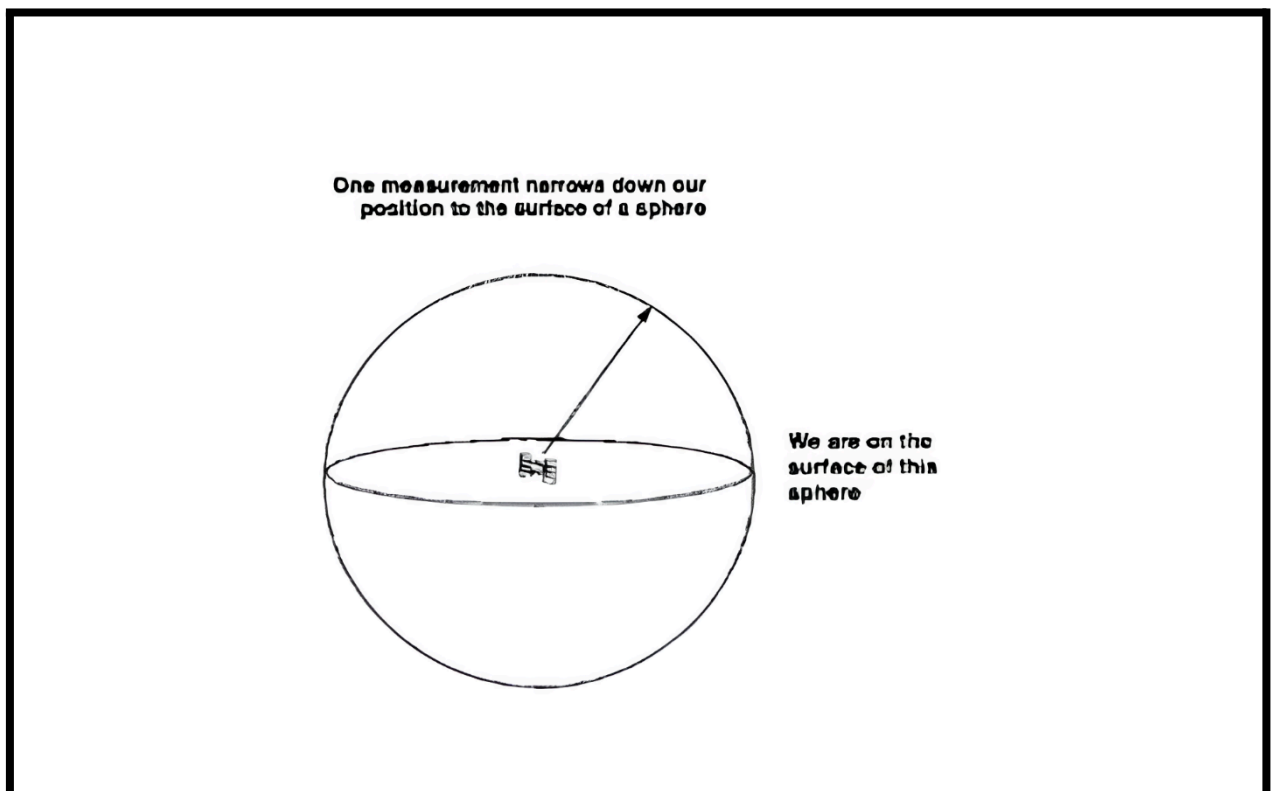


Рис.1.8 Умовна сфера на поверхні якої знаходиться користувач

Годинник приймача зазвичай має деяку похибку щодо часу GPS. Тому псевдовідстань складається не тільки з відстані, пройденої сигналом від супутника до приймача, а й з того, наскільки час приймача відрізняється від часу GPS. Ця величина називається зміщенням годинника і являє собою

четверте невідоме (поряд із координатами приймача x , y і z). Зсув годинника може бути позитивним або негативним, оскільки годинник приймача може випереджати або відставати від часу GPS. Оскільки ми знаємо, що сигнал дійшов до приймача зі швидкістю світла (приблизно 300 000 000 метрів на секунду), його можна перетворити на відстань, помноживши на швидкість світла. Аналогічно, зміщення часу вимірюється в годинах і може бути перетворено на відстань. Ця помилка відстані або часу є спільною для всіх псевдовідстаней, оскільки приймач використовує один і той самий годинник для вимірювання всіх значень псевдовідстаней. З огляду на розраховану псевдовідстань і положення супутника в момент передачі, визначене з навігаційного повідомлення, можна розрахувати положення приймача. Використовуючи відповідні математичні методи, приймач обчислює своє положення (x , y , z) і тимчасове зміщення (Δt). Точки А, В і С - це положення трьох супутників у просторі координат x і y на рис.1.9 Радіуси d_1 , d_2 і d_3 – це псевдовідстані, виміряні для кожного супутника.

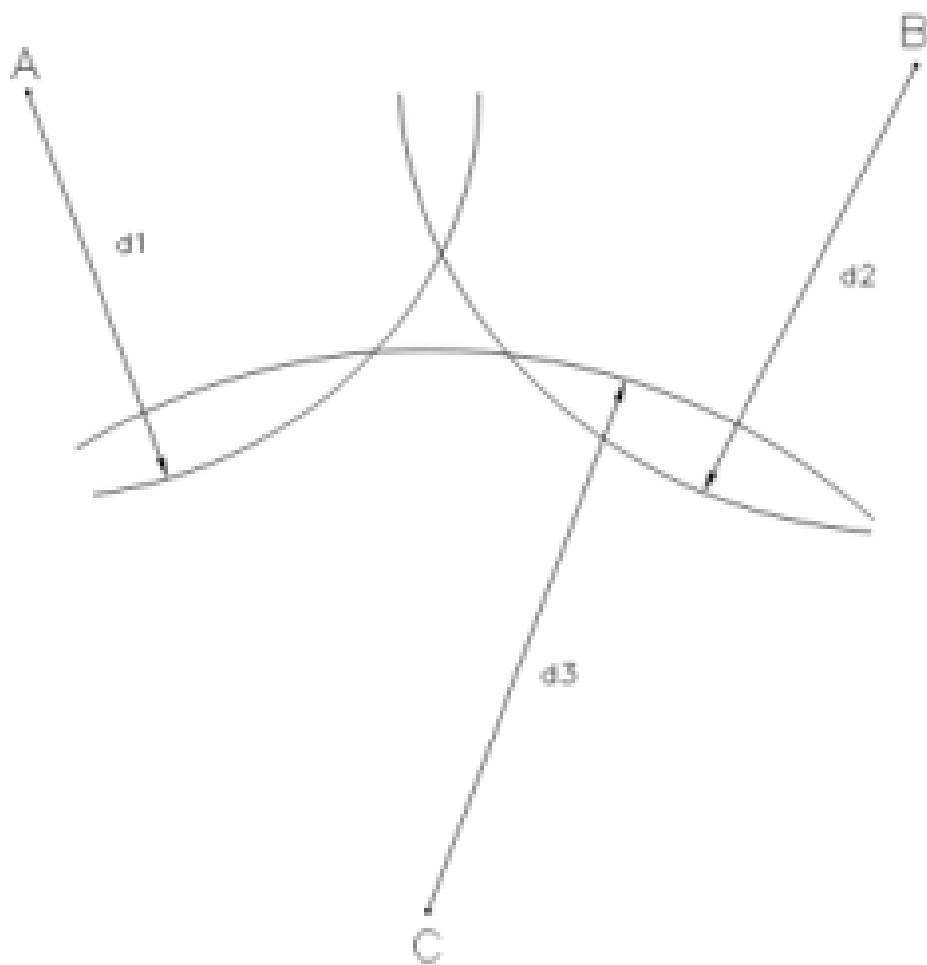


Рис.1.9 Визначення місцезнаходження приймача

Таким чином, позиція визначається як точка перетину трьох сфер. Радіус кожного супутника дорівнює відповідному сантиметру і відповідній псевдовідстані. В ідеальних умовах існує тільки два перетини: один біля поверхні Землі, інший у космосі; другий перетин відкидається; третій перетин відкидається, оскільки його радіус дорівнює відстані між трьома сферами. Однак, якщо припуститися помилки, три сфери не перетинаються в одній точці. Коли GPS-приймач отримує серію вимірювань, які не перетинаються в одній точці, він починає віднімати (або додавати) час, поки не отримає відповідь, у якій радіуси всіх супутників можуть проходити через одну точку. На підставі цього приймач визначає необхідне тимчасове зміщення і вносить відповідні поправки. На рис.1.10 показано поправку Δt для кожної псевдодальності. У результаті кожна псевдовідстань коригується на одне значення Δt , унаслідок

чого сфери перетинаються в одній точці. Координати цієї точки перетину являють собою положення приймача, а Δt - часовий зсув. У результаті цього процесу визначається положення приймача і правильний час.

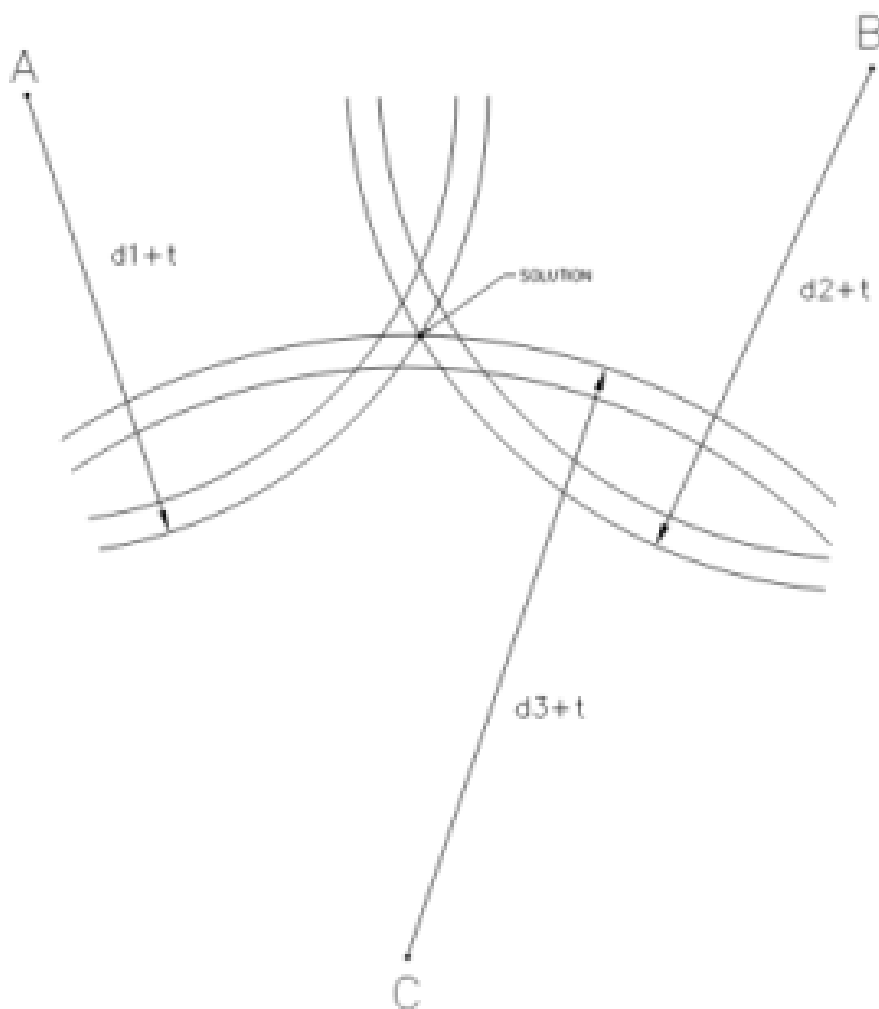


Рис.1.10 Застосування часового зсуву для визначення

1.7 Визначення позиції по доплерівському зсуву частоти

Існуючі автономні навігаційні приймачі та навігаційні плати GPS/Глонасс, вбудовані в супутникові термінали, дають змогу підвищити швидкість і точність визначення координат, але їх використання призводить до збільшення енергоспоживання і складності абонентського обладнання. Сьогодні повний

комплект навігаційного обладнання коштує приблизно стільки ж, скільки й мобільний супутниковий термінал.

Водночас аналіз наявних потреб показує, що далеко не всі з них вимагають високої точності, яку забезпечують GPS/Глонас-приймачі. Для багатьох завдань достатньо простого навігаційного обладнання, такого як комунікаційні термінали, маяки та радіобуї. Нарешті, визначення координат споживача, нехай і з невисокою точністю, відіграє важливу роль у системах персонального супутникового зв'язку з використанням мобільних терміналів.

Однією з особливостей систем зв'язку, заснованих на низькоорбітальних супутниках (без прогнозування їхніх орбіт), є велика початкова невизначеність щодо частоти і часу приходу сигналу. Під час руху супутника по орбіті його положення відносно користувачького терміналу динамічно змінюється, що призводить до так званого ефекту Доплера або доплерівського зсуву частоти. Під час руху геостаціонарною орбітою ефектом Доплера можна знехтувати, але зі зменшенням висоти доплерівський зсув зростає і на малих орбітах з висотою 800 - 1500 кілометрів, його величина дорівнює:

$$F_{D_{\max}} = \pm (1,8-2,4) \cdot 10^{-5} \cdot f_0. \quad (1.1)$$

На практиці ефект Доплера враховується двояко. З одного боку, доплерівський зсув збільшує початкову невизначеність частоти і ускладнює призначене для користувача обладнання за рахунок застосування спеціальних методів корекції доплерівського зсуву. З іншого боку, знання характеру зміни доплерівської кривої дає змогу розрахувати радіальну швидкість низькоорбітального космічного апарата і, відповідно, відстань від нього до об'єкта. За певних умов цієї інформації достатньо для визначення місця розташування абонента, і хоча її точність дещо нижча, ніж у спеціалізованих навігаційних систем, вона цілком прийнятна для багатьох споживачів.

Точність визначення відстані до космічного апарата методом Доплера залежить не тільки від типу кривої Доплера (що крутіший нахил, то вища

точність), а й від кількості космічних апаратів в орбітальному угрупованні та висоти їхньої орбіти. Точність вимірювань також знижується, якщо частота бортового генератора космічного апарата і частота об'єкта стають нестабільними.

Таким чином, метод визначення місця розташування з використанням низькоорбітальних супутників зв'язку забезпечується простим оснащенням терміналу додатковим програмним забезпеченням, без збільшення складності обладнання. Два найпоширеніші методи визначення положення об'єкта за доплерівським зсувом частоти - диференціальний та інтегральний.

Диференціальний метод вимірює мінімальну відстань R_0 до космічного апарату в той момент, коли доплерівська крива $F_d(t)$ проходить через нуль. У цьому разі величина доплерівського зсуву і його похідної визначається за такою залежністю:

$$F_d(t) = -\frac{V_0^2 t}{\lambda \sqrt{R_0^2 + V_0^2 t^2}} \approx -\frac{V_0^2 t}{\lambda R_0}, \quad (1.2),$$

де λ – довжина хвилі,

V_0 – швидкість руху в момент t_0 .

Момент t_0 , визначається як час, за який доплерівський зсув дорівнює нулю, коли дотримується рівність:

$$F_d(t) = -\frac{V_0^2}{\lambda \cdot R_0}. \quad (1.3)$$

З формули зрозуміло, що за виміром доплерівського зсуву і відомими параметрами λ і V_0 можна знайти відстань R_0 . В такому випадку об'єкт буде знаходитись в площині, яка перпендикулярна орбіті при перетині двох сферичних поверхонь, одна з яких є радіусом R_0 з КА в центрі (точка мінімальної відстані до об'єкта), а друга - геоцентричною висотою об'єкта.

В момент інтегрального доплерівського методу на об'єкті здійснюється інтегрування доплерівського зсуву $Fd(t)$ за часом вимірювання $(t_2 - t_1)$:

$$\int_{t_1}^{t_2} Fd(t) = - \frac{\Delta R}{\lambda R_0} \cdot$$

(1.4)

В інтегральному методі об'єкт знаходиться на перетині двох гіперболоїдних точок, центри яких збігаються з положенням космічного апарата в моменти часу t_1 і t_2 , а сфера визначається висотою об'єкта. Цей метод забезпечує вищу точність вимірювань, оскільки флуктуації, спричинені короткочасними нестабільностями частоти, усереднюються під час інтегрування.

Найпростіші навігаційні пристрої, як-от супутникові маяки, призначені для виявлення і визначення місця розташування суден і літаків, що зазнають лиха, тобто за допомогою сигналів аварійних маяків; їх використовують у системах Коспас-Сарсат, АРГОС (Франція) і "Курс" (Росія). Система Коспас-Сарсат складається з двох підсистем виявлення сигналів лиха:

- Перша працює через прозорий ретранслятор на частоті 121,5 (243) МГц, яка виділена МСЕ як аварійна частота для повітряних рухомих служб;

- друга працює через регенеративні ретранслятори в діапазоні частот 406,0-406,1 МГц, спеціально виділеному для збору даних з аварійних маяків (у цьому частотному діапазоні маяки передають не тільки координати об'єкта, а й додаткову інформацію, включно з інформацією про сам об'єкт). Полозиції маяків і радіомаяків також автоматично визначаються супутниковою системою з використанням ефекту Доплера. Точність визначення координат становить менше 20 км на частоті 121,5 МГц і менше 5 км на частоті 406 МГц. Значно нижча точність визначення координат у першому випадку зумовлена високою і нестабільною частотою генератора, особливо в маяках старих поколінь.

Ці системи використовуються для визначення місця розташування місць аварій наступним чином Маяки і радіобуї зазвичай вимкнені і вмикаються

тільки в разі катастрофи. Потім він передає одне з перерахованих вище аварійних повідомлень на заздалегідь встановленій частоті.

Почніть мовлення на одній із зазначених вище частот. На вході ретранслятора частоти різних маяків довільно зміщуються відносно одна одної через різний доплерівський зсув від випадково розташованих об'єктів на поверхні Землі. Супутники Коспас або Сарсат, що перебувають на низькій орбіті, можуть виявити це і передати інформацію на наземну станцію для приймання та обробки. Наземна станція обробляє аварійне повідомлення, розділяючи сигнали від різних маяків за частотою. На основі даних, отриманих із супутника, будуються доплерівські криві. Оскільки орбіта космічного апарата на наземній станції відома точно, координати об'єкта можна легко розрахувати, розв'язавши систему навігаційних рівнянь: для досягнення необхідної точності розрахунку для маяка 121,5 МГц потрібно щонайменше дві ітерації розрахунку, і це тільки під час двох прольотів космічного апарата над об'єктом, це означає, що неоднозначність маяка усунуто.

Під час приймання передачі аварійного маяка в діапазоні 406 МГц бортове обладнання демодулює вхідний сигнал, вимірює вхідну частоту і визначає доплерівський зсув. Крім того, із сигналу маяка витягується інформаційне повідомлення. Витягнута інформація маркується за часом і оцифровується зі швидкістю 2,4 кбіт/с. Сформовані повідомлення зберігаються в бортовому сховищі і передаються на Землю в режимі глобального оповіщення. Якщо під час скидання даних на Землю з пам'яті космічного апарата надходять сигнали від інших аварійних маяків, скидання даних на Землю переривається, сигнали, які надійшли, обробляються, і результати обробки включаються в інформаційний кадр.

Імовірність знаходження позиції на частоті 406 МГц визначається щонайменше ймовірністю виявлення і декодування: чотирьох окремих посилок за один прохід супутника. Водночас станції обробки даних можуть побудувати доплерівську криву тільки після одного прольоту космічного апарата над об'єктом.

Як відомо, доплерівське позиціонування дає два рішення для кожного маяка: істинне рішення і дзеркальне рішення для наземної проєкції орбіти космічного апарата. Ця неоднозначність усувається за допомогою розрахунків, що враховують ефект обертання Землі.

У багатосупутникових системах зв'язку, побудованих на базі низькоорбітальних супутників, координати об'єктів можна обчислювати безпосередньо на користувачькому обладнанні (терміналі) або на наземній станції зв'язку (центрі управління).

Під час визначення координат безпосередньо на стороні споживача розрахунок ґрунтується на вимірюванні відстані до космічного апарата за прийнятим сигналом під час польоту в зоні дії абонентського радіозв'язку та ефемерної інформації, яку періодично передають із космічного апарата службовим каналом (ефемери формуються автономною навігаційною системою на борту супутника зв'язку). Розрахунки проводяться на основі отриманих ефемерних даних. На основі отриманих балістичних даних розраховується орбіта космічного апарата і визначається його поточне положення. Після того як відомі координати космічного апарата і доплерівське зміщення, координати об'єкта визначають диференціальним та інтегральним методами.

Якщо в радіусі радіовидимості об'єкта видно тільки один космічний апарат, то для розв'язання навігаційної задачі достатньо чотирьох вимірювань через задані інтервали часу під час прольоту над об'єктом. Точність обчислень можна підвищити, якщо доплерівський зсув вимірюється одночасно з кількох супутників або на кількох частотах.

Результати навігаційних вимірювань можуть використовуватися безпосередньо споживачем або автоматично передаватися в центр управління каналами супутникового зв'язку із заданою періодичністю (наприклад, раз на 30 хвилин).

Координати наземної станції визначаються тільки за наявності транспондера на космічному апараті (без обробки інформації на космічному апараті).

Координати наземної станції визначають тільки в разі використання передавального ретранслятора на борту космічного апарата). Можливі два методи: пасивний і активний (запит з активною відповіддю). За пасивного методу наземна станція приймає сигнал від призначеного для користувача терміналу і вимірює доплерівський зсув. Оскільки доплерівський зсув у каналах зв'язку земля-супутник і супутник-земля змінюється незалежно, тобто їхні частоти не лише набувають різних значень, а й можуть мати протилежні знаки, для усунення цієї невизначеності наземна станція має знати не лише свої географічні координати та поточне положення космічного апарата, а й точний час, що має бути відомим. У цьому разі для кожної ділянки лінії може бути розрахована крива Доплера, внаслідок чого координати об'єкта будуть визначені однозначно.

При використанні методу "запит з активною відповіддю" наземна станція передає сигнал запиту на частоті f_1 , який ретранслюється на всі наземні об'єкти. Користувацький термінал приймає сигнал запиту і ретранслює його на іншій частоті або з іншим часовим інтервалом. На наземній станції вимірюється час затримки Δt сигналу-відповіді щодо сигналу запиту. Три вимірювання - Δt_1 , Δt_2 і Δt_3 - проводяться через різні супутники або через один супутник, але в зміщений час і достатні для обчислення координат споживача. Об'єкт перебуватиме в точці перетину трьох сфер, центрованих на космічному апараті. Цей метод підвищує точність обчислення координат, але споживає частину пропускної здатності системи, необхідної для передачі надлишкової (службової) інформації.

Якщо в зоні радіовидимості одночасно перебувають хоча б два супутники, наземна станція може досить точно визначити координати об'єкта. У цьому разі оцінюється різниця в часі приходу одного й того самого сигналу двома різними шляхами. Присутність у зоні дії кількох супутників одночасно дає змогу приймати сигнал з інтервалом через різні супутники, що підвищує надійність зв'язку (як це реалізовано в системі Globalstar).

Якщо в радіусі дії радіосигналу перебуває тільки один супутник, наземна станція також може однозначно визначити координати споживача. Для цього в міру руху космічного апарата орбітою знімається і накопичується кілька послідовних показань дальності.

Наприклад, компанії Orbcomm, Globalstar і Iridium використовують сигнали низькоорбітальних супутників для визначення положення супутника. Досяжна точність визначення координат зазвичай не перевищує 0,3-1 км і залежить від таких чинників, як кількість контрольованих супутників, точність розрахунку параметрів супутника і час зв'язку. У разі зв'язку з одним супутником положення визначається з точністю не менше ніж 10 км. Якщо в зоні радіовидимості одночасно перебувають два супутники (кут між супутниками не менше ніж 22°), то координати абонента обчислюють з імовірністю 0,95 протягом 10 секунд із точністю не менше ніж 300 м (Globalstar). Точність визначення місця розташування пасивними методами не перевищує 0,5-1 км. Дані щодо точності визначення навігації для низькоорбітальних систем Orbcomm і Globalstar наведено в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2

Точності автономного визначення місця розташування за власними сигналами низькоорбітальних КА

Назва системи	Робочі частоти, МГц	Кількість супутників в зоні видимості		
		1	2	3
Globalstar	2483,5 – 2500	1600 м (1 хв) 400 м (4 хв)	200-300 м (4 хв)	—
Orbcomm	137 – 138 /400,1	1100 м (7 хв)	725 м (24 хв)	650 м (41 хв)
	137 – 138 / 400,1	371 м (7 хв)	262 м (24 хв)	214 м (41 хв)
		37 м (7 хв)	26 м (24 хв)	21 м (41 хв)

Визначення координат абонента, що рухається, можливе і для систем із супутниками середньої висоти. Максимальне доплерівське зміщення для системи з періодом обертання 6 годин і висотою орбіти 10350 км (Odyssey, ICO) становить $\Delta f_{d \max} = \pm 6 \cdot 10^{-6} f_0$. Кількість космічних апаратів у системах середньої висоти становить

Кількість космічних апаратів у середньовисотній системі достатня для спостереження угруповання з двох-трьох супутників із великим кутом видимості. При цьому забезпечується точність позиціонування не менше 15 км (за системою Odyssey).

Слід зазначити, що поява недорогих GPS-приймачів спростила процедуру позиціонування і зробила її доступною як для великої кількості користувачів, так і для індивідуальних користувачів багатьох розглянутих систем. З погляду систем, ця тенденція до впровадження більш компактних терміналів позиціонування дала своєрідний поштовх розвитку електронних картографічних систем: такі зарубіжні компанії, як Ashtech, TrimbleNavigation і MagellanSystems, пропонують не тільки GPS-приймачі, а й електронні картографічні системи. Вони також пропонують широкий спектр супутніх програмних продуктів, орієнтованих на електронну картографію.

1.8 Висновок до розділу

У цьому розділі було проведено детальне дослідження поняття GPS (Global Positioning System), його будови та ключових характеристик. Результати аналізу показали, що GPS складається з сукупності супутників, приймачів та систем координат, що спільно забезпечують точне визначення місцезнаходження в будь-якій точці земної поверхні. Принцип роботи GPS ґрунтується на взаємодії сигналів від супутників з пристроями прийому, що дозволяє визначати координати з високою точністю. Цей розділ дозволив докладно розібратися у складних технічних аспектах та принципах

функціонування GPS, що є ключовим для його використання у широкому спектрі сучасних технологій та застосувань.

РОЗДІЛ 2. ОЗНАЙОМЛЕННЯ З СУПУТНИКОМ GPS ВІІRM-1 (PRN 17). ЙОГО ХАРАКТЕРИСТИКИ ТА ПРИЗНАЧЕННЯ

2.1 Ознайомлення з супутником GPS ВІІRM-1 (PRN 17)

У 1989 році компанія Lockheed Martin Space Systems Space Systems та її субпідрядник з розробки системи корисного навантаження, Exelis/ITT, уклали контракт на створення GPS Block IIR SV.



Рис. 2.1 - Дві авторські концепції GPS Block IIR SV

Напрямок модернізації восьми з 21 початкового КА у модернізовану версію Block IIR-M було розпочато в 2001 році. Зовнішній вигляд IIR-M SV дуже схожий на IIR SV (рис. 1), за винятком антенної панелі. Між 1997 і 2009 роками 20 КА IIR/IIR-M були виведені на орбіту, щоб сформувати найбільшу частину сузір'я GPS. Це супутники, що експлуатуються Другою ескадрильою космічних операцій (2 SOPS) Космічного командування ВПС США

(AFSPC), і продовжують забезпечувати виняткову точність і доступність на орбіті.

Перший з 21 першого космічного апарата IIR, Space Space Vehicle Number 42 (SVN42), був зруйнований в результаті аварії прискорювача.

Вісім останніх ШСЗ були дообладнані покращеною антенною панеллю, модернізованими панелями, модернізованими боксами L-діапазону та іншими покращеними компонентами.

Супутники GPS Block IIR та IIR-M були побудовані на одній з двох різних типів антенних панелей. Оригінальна застаріла антенна панель була використана на перших восьми з 12 класичних моделей IIR SV. Покращена антенна панель була використана на останніх чотирьох з 12 класичних IIR та на всіх восьми модернізованих ПЛ IIR-M.

Удосконалена антена Покращена антена GPS Block IIR включає нові конструкції антенних елементів і конфігурацій на панелі.

SVN (launch order)	SV type		Antenna panel type	
	Classic IIR SV	IIR- M SV	Legacy antenna panel	Improved antenna panel
43	✓		✓	
46	✓		✓	
51	✓		✓	
44	✓		✓	
41	✓		✓	
54	✓		✓	
56	✓		✓	
45	✓		✓	
47	✓			✓
59	✓			✓
60	✓			✓
61	✓			✓
53		✓		✓
52		✓		✓
58		✓		✓
55		✓		✓
57		✓		✓
48		✓		✓
49		✓		✓
50		✓		✓

Рис.2.2 Тип панелі відповідно до версії КА

У рис.2.2 показано, який тип панелі використовувався на якій версії КА, причому версії КА перераховані в порядку запуску від першого до останнього. У цьому рисунку також вказано, які вісім з КА були модернізовані з класичної конфігурації IIR SV до модернізованої конфігурації IIR-M. Усі КА з покращеною антенною панеллю мають підвищену потужність порівняно зі старою панеллю.

Вісім КА IIR-M також забезпечують додаткову потужність завдяки більш потужним передавачам. Ці нові передавачі мають можливість збільшити потужність в декількох вибраних конфігураціях. Загальний діапазон потужності ще більше збільшений на IIR-M КА з новими модернізованими сигналами.

Рівень сигналу для частот L1 і L2 визначений вимогами був виміряний під час заводських випробувань та під час роботи на орбіті з конкретними критеріями, визначеними на краю Землі (ЕоЕ). ЕоЕ визначається як висота 5° над рівнем моря до наземного користувача. Це еквівалентно $13,8^\circ$ від вістря антени для спрямованої на землю (надир) антенної панелі КА. Діаграма спрямованості антенної панелі записується і представлена у вигляді діаграми спрямованості і фази променя по всій поверхні панелі.

Спрямованість (D) – це щільність потужності сигналу в певному напрямку, що вимірюється в дБ. Діаграми спрямованості, специфічні для КА.

Сигнал GPS на кожній з частот L1 і L2 т, поширюється за допомогою застосування кодової послідовності з псевдовипадковим шумом (PRN). Класичні IIR КА, з будь-якою версією антенної панелі, мають тільки одну кодову послідовність, прецизійний код (Pcode), що застосовується на частоті L2 (скорочено "L2P").

На частоті L1 використовуються дві різні кодові C/A і P ("L1C/A" і "L1P", відповідно).

На новіших IIR-M SV на частоті L1 все ще використовуються ті ж самі дві оригінальні кодові послідовності, як і на IIR КА (L1C/A і L1C/A та L1P), але L2 має другу кодову послідовність, L2C. Крім того як L1, так і L2 мають бічні пелюстки від двійкової несучої зі зсувом (BOC), на яких розміщується нова послідовність військового коду (M-коду) (L1M і L2M).

Ці нові, модернізовані кодові послідовності і бічні пелюстки BOC збільшують загальну потужність мовного сигналу огинаючої.

Різні комбінації кодових послідовностей на частотах мовлення впливають на продуктивність сигналу аналіз. Порівняння потужності прийнятого сигналу слід проводити лише з точки зору рівнів потужності коду. Комбінована потужність сигналу, як правило, може бути застосована лише для систем КА. Наприклад, класичний IIR L2P слід порівнювати тільки з IIR-M L2P, виключаючи L2C і L2M.

Супутник GPS (система глобального позиціонування) PRN17 (або GPS SVN17) - це один із супутників, які входять до глобальної мережі супутників навігаційної системи GPS, призначеної для надання глобальної навігаційної підтримки.

Кожен супутник GPS має свій PRN (Pseudo-Random Noise) код, який використовується для ідентифікації супутника та його сигналу. PRN17 - це ідентифікаційний номер, пов'язаний із певним супутником у системі GPS.

Ідентифікація: Кожен супутник GPS має свій псевдовипадковий шумовий (PRN) код для ідентифікації. PRN17 - це один з ідентифікаційних номерів, який допомагає користувачам GPS визначити, який саме супутник передає сигнал.

Призначення : Супутники GPS зазвичай обертаються на орбіті Землі і передають сигнали, які використовуються приймачами GPS для визначення місця розташування, часу та іншої інформації. Кожен супутник має годинник високої точності і надсилає інформацію про своє місцезнаходження і час.

Супутники GPS розташовані на певних орбітах, щоб забезпечити покриття всієї поверхні Землі. Вони працюють синхронно, щоб надавати точну інформацію про місцезнаходження в будь-якій точці на Землі.

Статус та оновлення: Система GPS постійно оновлюється та модернізується. Старі супутники можуть бути виведені з експлуатації, а нові додані для поліпшення точності та доступності сигналів GPS.

Частота сигналів GPS L1, яку використовує ВІІRM-1, була 1575.42 МГц, а швидкість супутника навколо 3.87 км/с.

Блок II Глобальної системи позиціонування (GPS)

Почалося поповнення (ІІR) космічного апарату (КА) з вдосконалення своєї базової конструкції у 2003 році та запуску першого КА Block ІІR SV, оснащеного переробленою "покращеною" антенною панеллю.

Це панель, спрямована на Землю, що забезпечує передачу сигналу GPS L-діапазону. Ця покращена антенна панель включає перероблені елементи

L-діапазону, встановлені на наземну конструкцію SV таким же чином, як і оригінальна "застаріла" антенна панель.

Це забезпечило сходинку до першого нового модернізованого Block IIR-M SV, який був випущений у 2005 році і приніс користь усім користувачам GPS завдяки підвищеному рівню сигналу.

2.2 Вимоги до наземної служби GPS

Потужність трансляції IIR та IIR-M КА, специфікації вимог, а також заводські та виміряні на орбіті, кількісно оцінюються в термінах сигналів L-діапазону і потужності коду при EoE. Це потужність сигналу, яку приймає наземний користувач.

	IIR with legacy panel	IIR with improved panel	IIR-M
L1 C/A (dBW)	-160.0	-160.0	-158.7
L1P (dBW)	-163.0	-163.0	-160.6
L1M (dBW)	—	—	-158.0
L1 total (derived) (dBW)	-158.2	-158.2	-154.2
L2C (dBW)	—	—	-161.4
L2P (dBW)	-166.0	-166.0	-160.9
L2M (dBW)	—	—	-161.4
L2 total (derived) (dBW)	-166.0	-166.0	-156.5

Рис.2.3 IIR/IIR-M SV Специфікація систем вимог потужності L-діапазону

У рис.2.3 показані вимоги до потужності L-діапазону для різних конфігурацій IIR КА і сигналів. У цьому рисунку перераховані IIR/IIR-M КА, визначені Військово-Повітряними силами США. КА був створений, щоб відповідати цим вимогам. Також в рисунку наведені "похідні" значення загальної потужності для частот L1 і L2 для частот L1 і L2. Для L2 це похідне значення є незмінним оскільки єдиним кодом, який передається на L2, є L2P для

класичного ПР КА. Для L1 похідне значення загальної потужності є сумою значень L1C/A і L1P значень L1C/A і L1P.

Зазначений рівень прийнятого сигналу для панелі ПР застарілої панелі (таблиця 2, стовпчик 2) визначається як рівень сигналу, прийнятий лінійною антеною +3 dBi.

Цей рівень сигналу був ослаблений на 0,5 дБ втрат в атмосфері для найгіршого випадку (мінімальний коефіцієнт підсилення антени і мінімальна потужність передавача потужність передавача) і 2,0 дБ атмосферних втрат для номінального зв'язку (номінальний коефіцієнт підсилення і потужність передавача). ПР КА з покращеною антенною панеллю була необхідна для того, щоб відповідати тим самим специфікаціям (таблиця 2, стовпчик 3).

Рівень прийнятого сигналу для ПР-М визначений у переглянутій специфікації ВПС як рівень сигналу, прийнятого циркулярно поляризованою антеною з коефіцієнтом підсилення 0 дБі антеною з круговою поляризацією 0 дБі з втратами в атмосфері 0,5 дБ для найгіршого випадку (мінімальний коефіцієнт підсилення антени і мінімальна потужність передавача, усереднені по азимуту). Рівні потужності "0 dBi" визначені як 157,7 дБВт для L1 C/A, 159,6 дБВт для L1P, 157,0 дБВт для L1M, 160,0 дБВт для L2C, 159,6 дБВт для L2P та 160,0 дБВт для L2M. Для того, щоб порівняти характеристики ПР-М зі значеннями ПР, круглі значення 0 dBi повинні бути перетворені в лінійні значення +3 dBi значення антени. Це досягається шляхом врахування вимог до осьового співвідношення антени і впливу на лінію зв'язку. Переглянуті вимоги ПР-М для лінійної антени з коефіцієнтом підсилення +3 дБі, приблизно дорівнюють значенням, наведеним у таблиці 2, стовпчик 4.

	ICD-GPS- 200C	IS-GPS- 200H	IS-GPS- 200H
	Block IIR	Block IIR	Block IIR-M
L1 C/A (dBW)	-160.0	-158.5	-158.5
L1P (dBW)	-163.0	-161.5	-161.5
L1M (dBW)	—	—	-158.0*
L1 total (derived) (dBW)	-158.2	-156.7	-154.3
L2C (dBW)	—	—	-160.0**
L2P (dBW)	-166.0	-164.5	-161.5
L2M (dBW)	—	—	-161.0*
L2 total (derived) (dBW)	-166.0	-164.5	-156.5**
Terrestrial req		Measured at EoE	
Space service volume req		None for IIR/IIR-M***	

Рис.2.4 Вимоги до потужності GPS ICD L-діапазону

У рисунку 2.4 наведено документ "Управління інтерфейсом GPS" (GPS Interface Control Document (ICD) або Interface Specification (IS) продуктивність, яку очікує користувач. Вимоги ICD/IS надали вказівки для розробки специфікацій КА у Таблиці 2.3. Вимоги IIR до дизайну КА спочатку ґрунтувалися на більш ранніх ревізіях С специфікації. Остання редакція Н (а також кожна версія, починаючи з ревізії D визначає підвищену потужність і модернізовані вимоги. Зміна на 1,5 дБ в ICD між редакціями С і Н пояснюється усуненням консерватизму в атмосферних тратах в атмосфері в бюджеті лінії зв'язку. У таблиці також наведено отримані значення повної потужності на L1 і L2.

2.3 Ефективність орбітального сигналу L1

SRI, Inc. (раніше відомий як Стенфордський дослідницький інститут), розташований у Сан-Франциско і має здатний вимірювати потужність сигналу і відстежувати коди GPS-сигналів. SRI має 150-футову антену і 10-футову антени. Вони виконують періодичні та керовані подіями

вимірювання сигналів GPS використовуючи будь-яку антену, залежно від наявності.

Періодичні (щоквартальні або щомісячні) вимірювання стану сигналу виконуються для всіх супутників у сузір'ї. Крім того, з запуском кожного нового ШСЗ вмикаються передавачі L-діапазону, SRI відстежує початковий сигнал, щоб переконатися, що він працює належним чином. Точність вимірювань зазвичай становить близько 0,5 дБ через місцеві атмосферні умови і наземні перешкоди.

Порівняння декількох GPS Block II, Block IIА, та Block IIR SV показано на рисунку 2.5

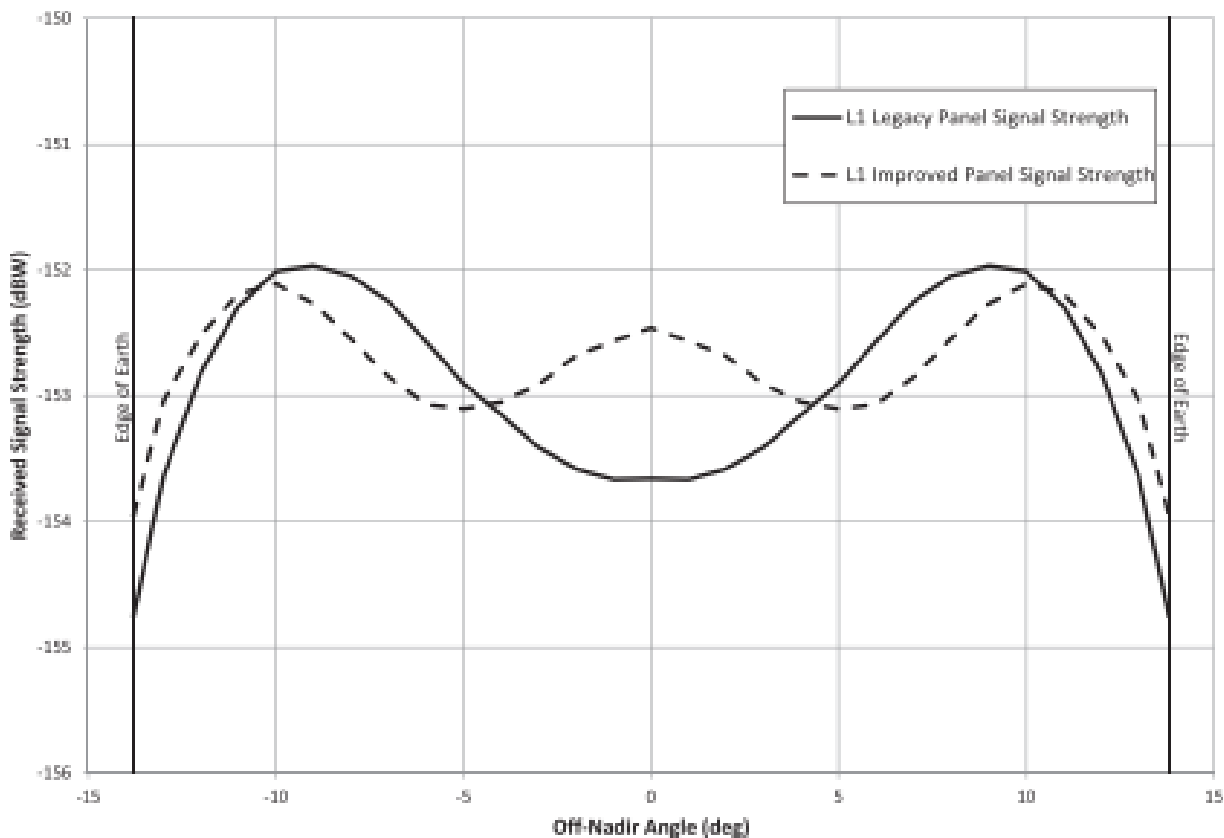


Рис. 2.5 Загальна потужність L1, виміряна на заводі, - застаріла в порівнянні з покращеною

Цей рисунок показує загальну потужність на частоті L1 (L1C/A плюс L1P), виміряну для трьох кандидатів на отримання статусу Block IIR SV (SVNs 43, 44 і 46), репрезентативного Block II SV (SVN13), а також для Block IIА

(SVN37). Криві позначені номером SV, а також роком і днем вимірювання (наприклад, '1999-320' для 16 листопада 1999 року). Деякі криві повертаються назад з низької висоти на високу висоту та до низької висоти, якщо відстежувався довший прохід.

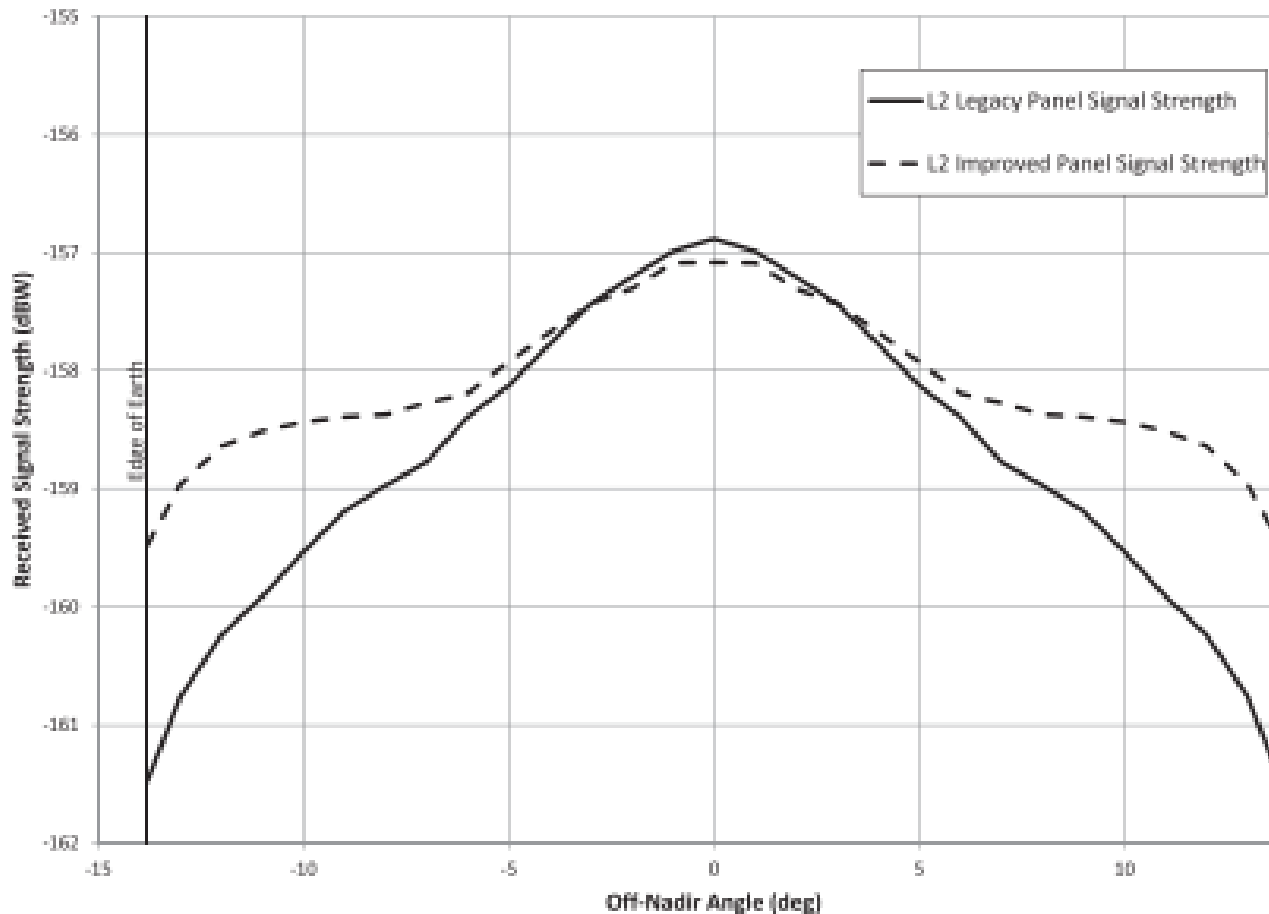


Рис.2.6 Загальна потужність L2, виміряна на заводі, - застаріла в порівнянні з покращеною.

Ці дані, отримані протягом декількох років, показують, що показники потужності сигналу всіх КА перевищують отриману специфікацію 156,7 дБВт (Рис.2.6). На рисунку також показано, що крива в цілому відповідає умовній кривій, показаній в ICD (рис.2.6). Не можна виявити суттєвої різниці між продуктивністю Блоку II, Блоку IIА або Блоку IIR КА.

Виміряна потужність на частоті L1 показана на рисунку 2.5 для всіх восьми блоків IIR КА зі старими антенними панелями.

Видно, що всі КА перевищують специфікацію в ICD-GPS-200. Як і на рисунку 2.7, ці вимірювання були отримані протягом декількох років і також показують характеристики, подібні до ICD умовною кривою на рисунку 2.6.

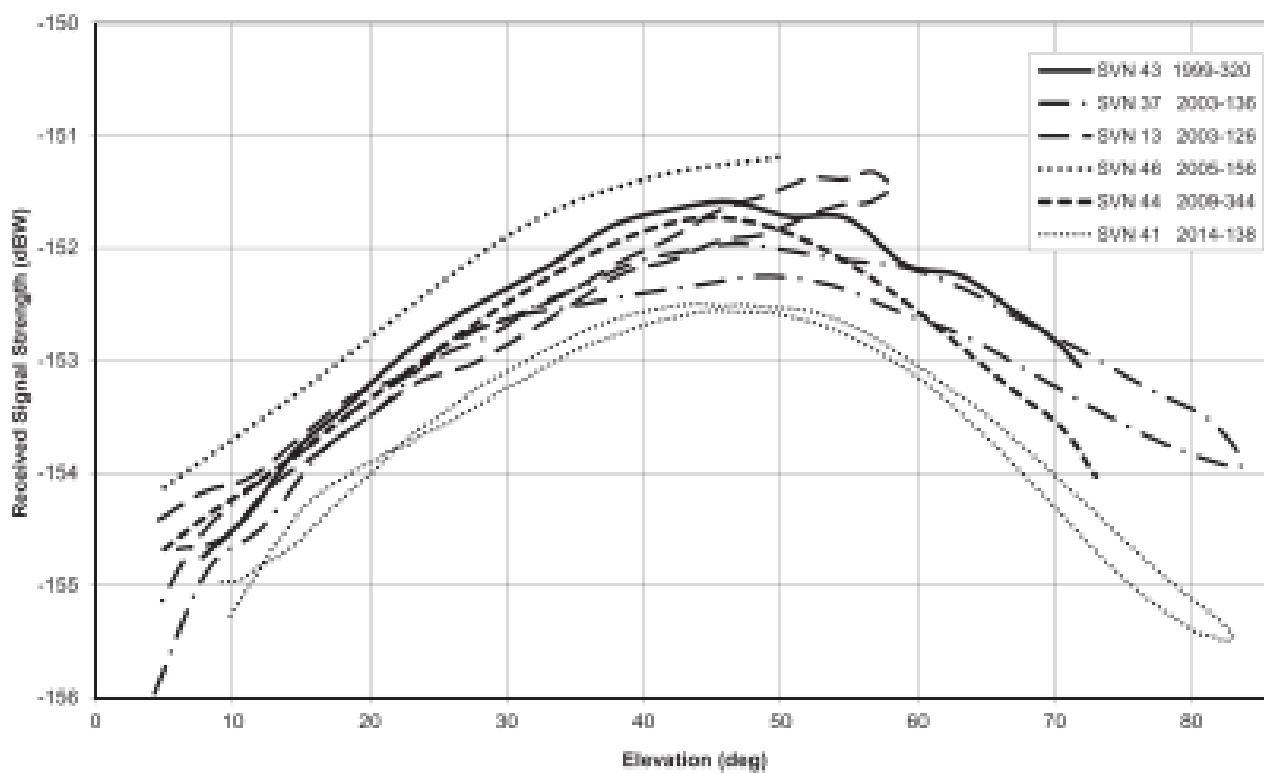


Рис.2.7 L1 живлення - Блок II/IIA/IIIR SV

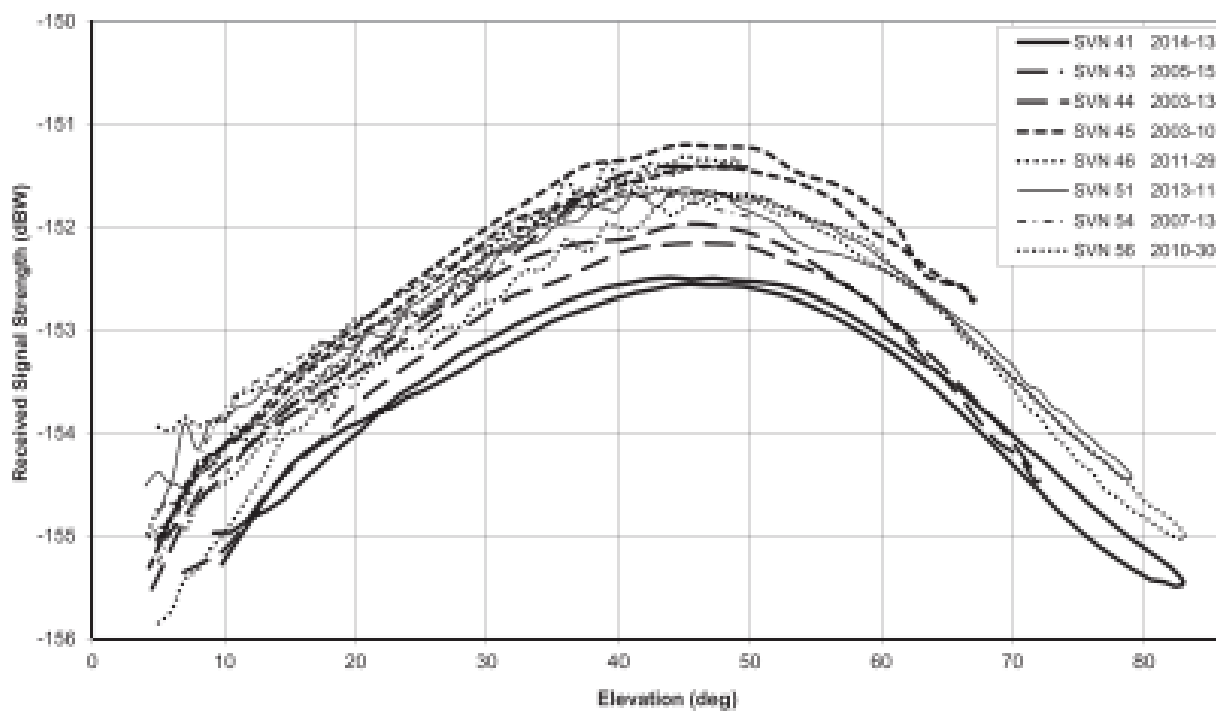


Рис.2.8 L1 живлення - застаріла панель Блок IIR КА

SVN43 - найстаріший GPS блок IIR КА. SVN43 простежується тенденція зміни вимірної повної потужності L1 протягом терміну служби на Рисунку 2.9. Криві охоплюють 15 з 17 років його перебування на орбіті. З графіка видно, що SVN43 перевищує специфікацію в ICD-GPS-200 і має стабільну продуктивність протягом усього терміну служби. Ефективність сигналу L1 покращених антенних панелей у порівнянні зі старими панелями показано на Рисунку 2.10. Чотири класичні IIR SV з покращеними панелями показані суцільними лініями біля верхньої частини набору кривих. Інші вісім кривих – це вісім блокових IIR SV зі старими панелями. Очевидно, що продуктивність L1 ЕоЕ покращилася на щонайменше на 1 дБ. Для загальної потужності L1 в ЕоЕ покращена продуктивність панелі перевищує вимоги ICD/IS щонайменше на 2 дБ. Вимірювання повної потужності сигналу L1 для всіх восьми SV IIR-М показано на рисунку 2.11. Всі КА демонструють стабільну продуктивність, і всі КА перевищують встановлені вимоги.

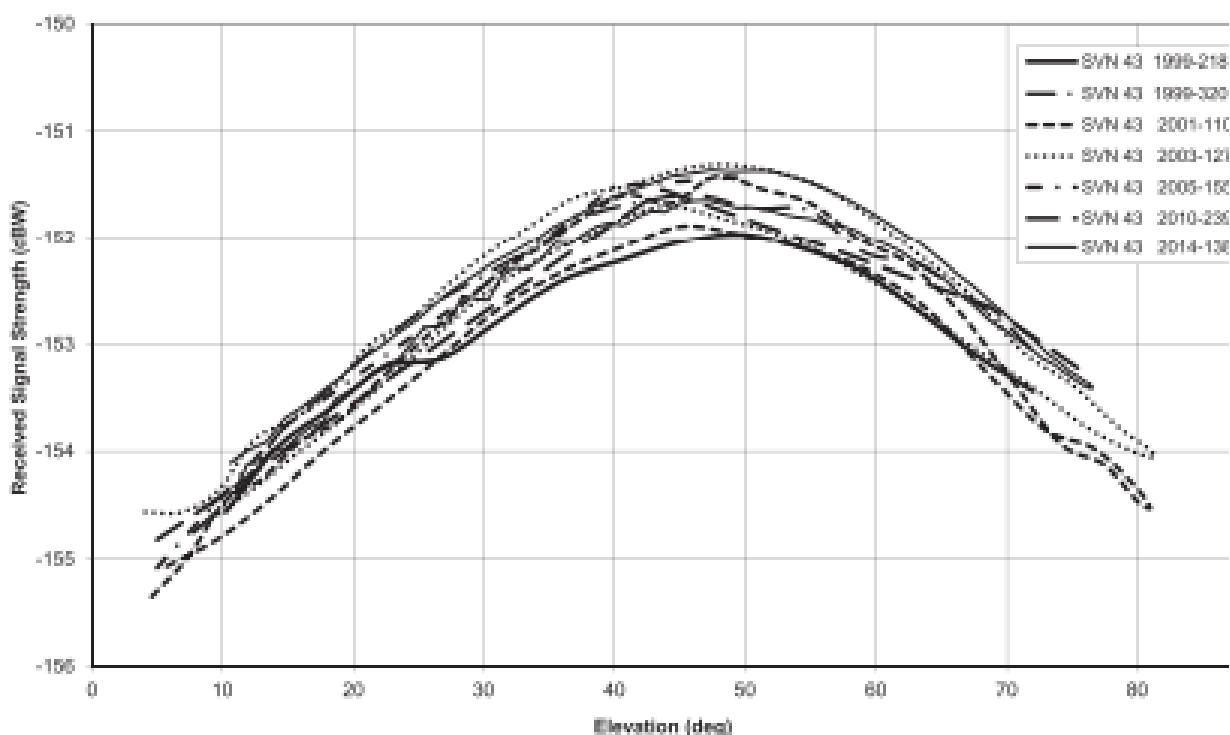


Рис. 2.9 L1 потужність - SVN 43, 1999-2014

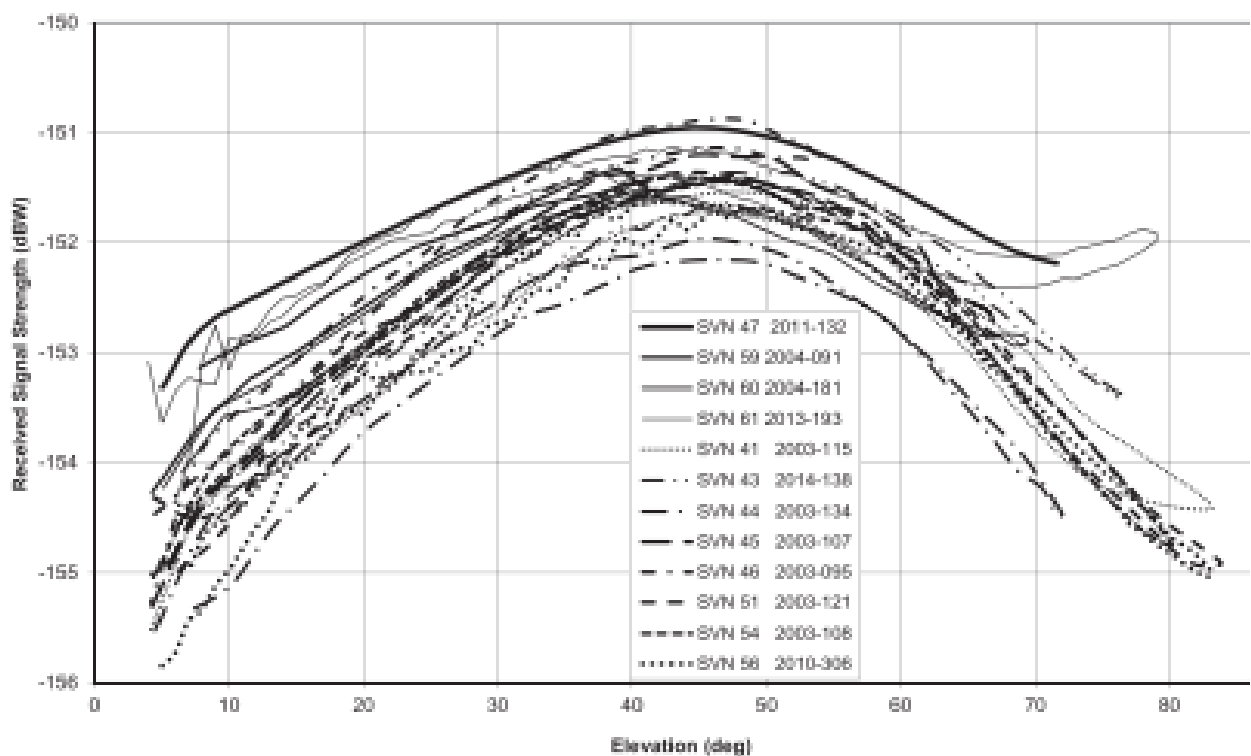


Рис.2.10 L1 потужність - застарілі та вдосконалені панелі

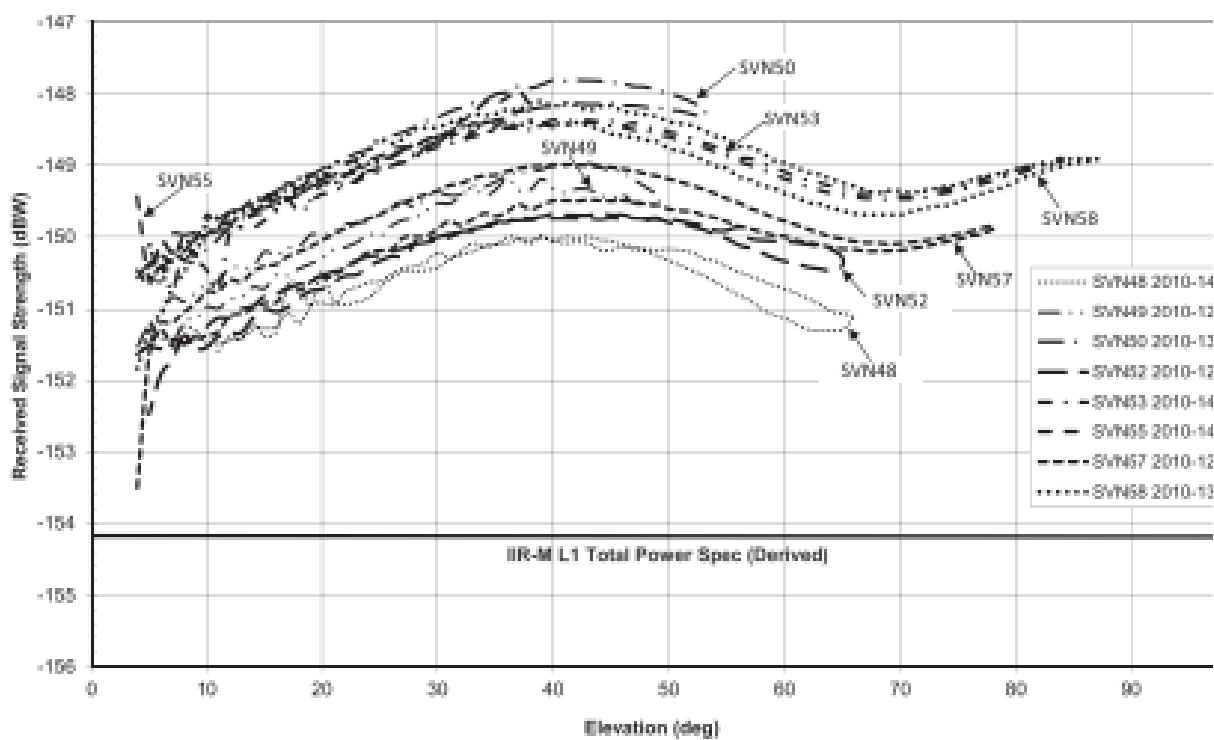


Рис.2.11 - Вимірювання потужності для всіх IIR-M SV - L1

2.4 Ефективність орбітального сигналу L2

Порівняння характеристик сигналу L2 покращених антенних панелей і старих панелей показано на рисунку 2.12. Чотири класичні IIR SV з покращеними панелями показані суцільними лініями біля верхньої частини кривих. Інші вісім кривих – це вісім блокових IIR КА зі старими панелями. Очевидно, що ефективність L2 ЕоЕ покращується щонайменше на 2 дБ. Вся крива L2, від ЕоЕ до зеніту, показує загальне поліпшення з новою панеллю. Для сигналу L2 в ЕоЕ покращена панель перевищує початкові вимоги ICD/IS щонайменше на 5 дБ.

Вимірювання повної потужності сигналу L2 для всіх восьми SV IIR-M показано на рисунку 2.12. Усі КА демонструють стабільну продуктивність, і перевищують встановлені вимоги.

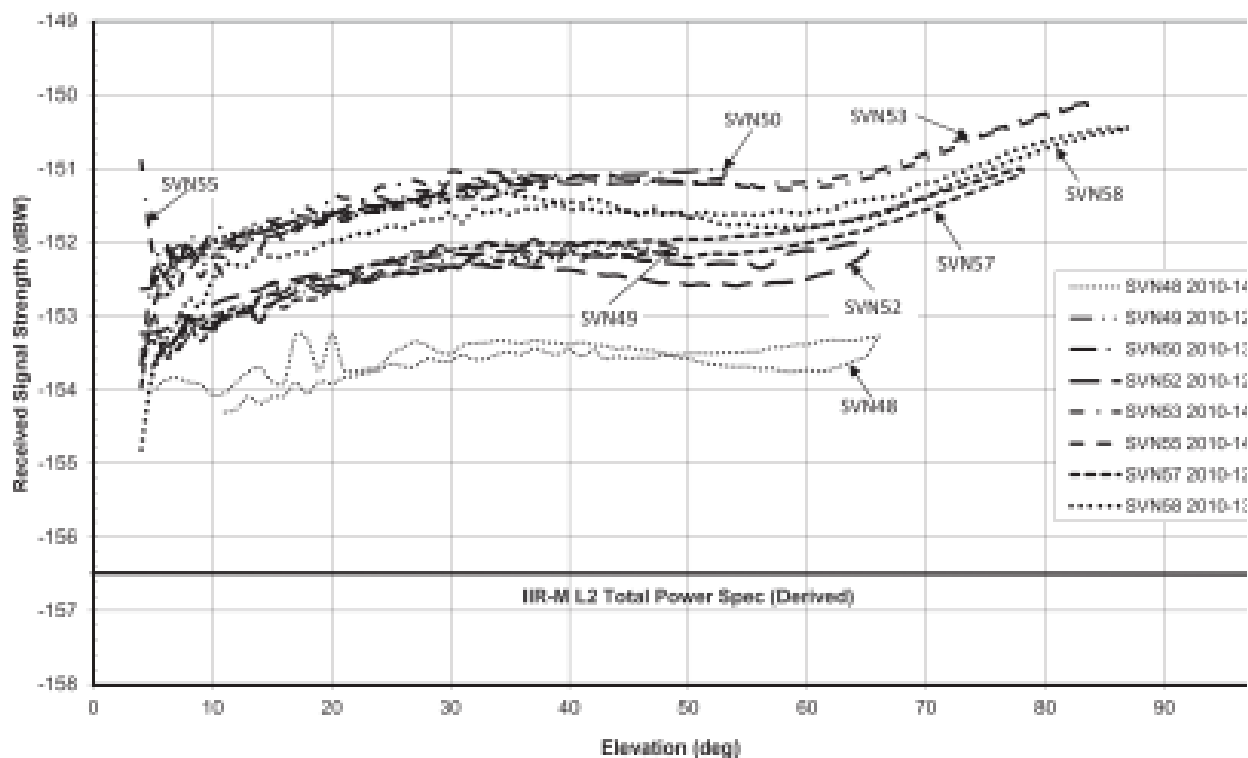


Рис.2.12 - Вимірювання потужності для всіх IIR-M КА - L2

Діаграма спрямованості антенної панелі описується променемспрямованістю і фазою навколо форми панелів координатах θ і ϕ . Це середні значення діаграми спрямованості для кожного типуантенної панелі на частотах L1 і L2.

Невизначеність вимірювання напрямку становитьзазвичай $\pm 0,25$ дБ.

Коефіцієнт підсилення антени (G) виводиться з діаграми спрямованості (D) шляхом застосування значення коефіцієнта корекції підсилення (GCF) для кожного SV за допомогою рівняння:

$$G = D + GCF \quad (2.1)$$

Коефіцієнт корекції підсилення, GCF , обчислюється на основі вимірювання стандартного рупора посилення, вимірювання панелі і директив для кожної частоти. Це втрати антени в дБ на частотах L1 і L2. У рис.2.13 наведено виміряні значення КСХ на частотах L1 і L2 для всіх IIR і IIR-M SV.

SVN (launch order)	L1 G_{CF} (dB)	L2 G_{CF} (dB)
43	-0.9	-1.1
46	-1.0	-1.2
51	-0.7	-1.2
44	-1.1	-1.0
41	-0.9	-1.1
54	-0.8	-1.0
56	-0.7	-1.1
45	-1.1	-1.2
47	-1.3	-0.8
59	-1.3	-0.8
60	-1.3	-0.7
61	-1.2	-0.8
53	-1.4	-0.8
52	-1.2	-0.7
58	-1.3	-0.9
55	-1.3	-0.8
57	-1.3	-0.8
48	-1.4	-0.9
49	-1.3	-0.8
50	-1.3	-0.8

Рис.2.13 Значення коефіцієнта корекції підсилення (G_{CF}) IIR/IIR-M

Середня діаграма спрямованості L1 від восьми застарілих і 12 покращених панелей буде представлено і порівняно в цьому розділі.

Стару діаграму спрямованості антени для L1 показано на рисунку 2.14. На цьому рисунку показано графіки середніх значень восьми застарілих панелей для діаграми спрямованості L1 як функцію кута поза антеною (θ), для ϕ розрізів через кожні 10° .

Кожна з 36 кривих (в ϕ) на комплексному графіку є розрізом діаграми спрямованості з θ , що змінюється від -90° до $+90^\circ$. Наземна служба позначена ("Earth Service") на графіку для $\theta = 13,8^\circ$ до $\theta = +13,8^\circ$. Космічна служба від $\theta = 13,8^\circ$ до $\theta = 90^\circ$ (ліва частина частини графіків), а також від $\theta = +13,8^\circ$ до $\theta = +90^\circ$ (права частина графіків). $\theta = 13,8^\circ$ до $\theta = +90^\circ$ (права частина графіків). Ці

діапазони графіків виходять далеко за межі конкретного визначення SSV. У шаблоні у формі Землі чітко видно визначений регіон наземного обслуговування. На краю кожної сторони діаграми направленості наземної служби значно знижується до кута 20° або $+20^\circ$ від борту. Крім того, на кожній стороні діаграми спрямованості бічні пелюстки сигналу значно змінюються в залежності від зміни кута φ .

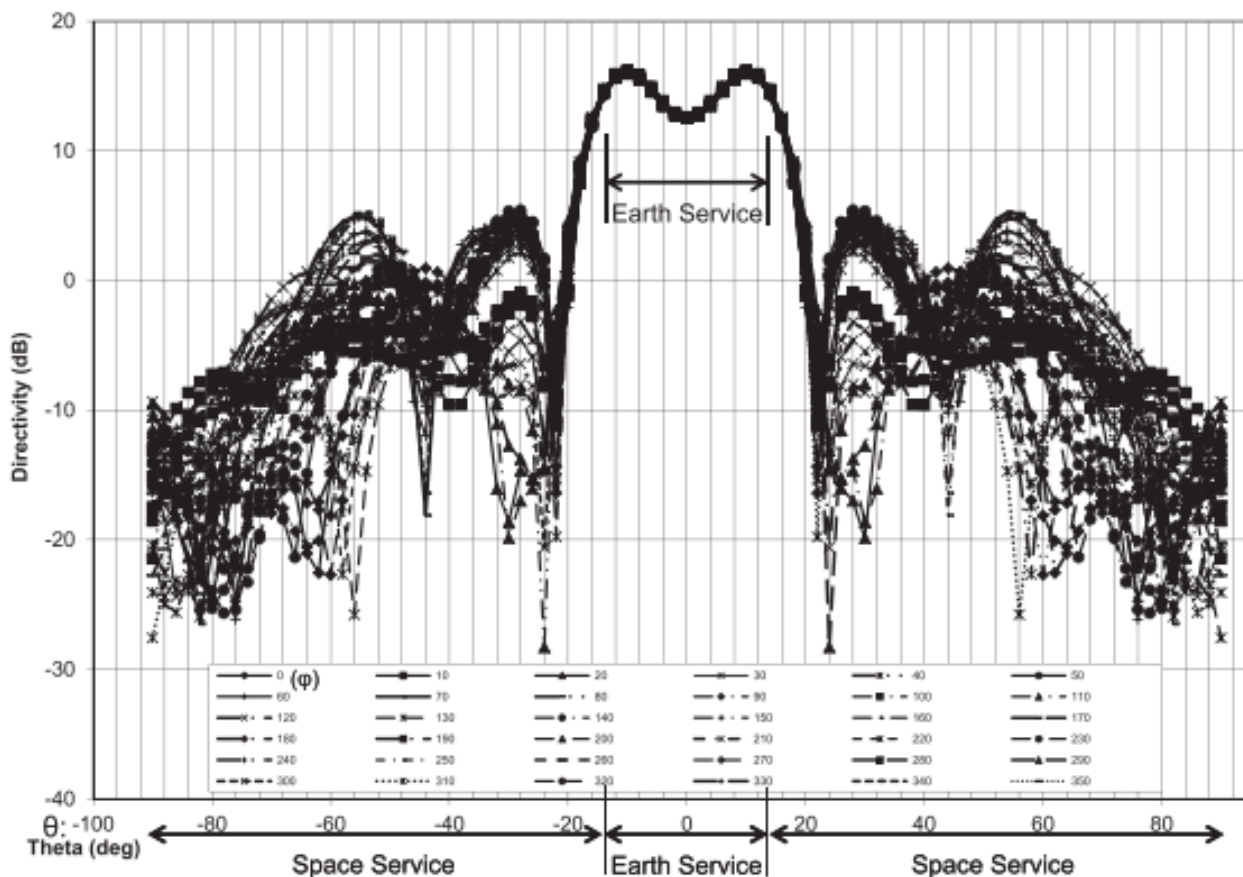


Рис.2.14 Усереднена діаграма спрямованості старої антени - L1

Покращену діаграму спрямованості антени показано на Рисунку 2.15. На цьому рисунку показано графіки середніх значень 12 покращених панелей для спрямованості L1 як як функцію кута відхилення (θ), для φ , що змінюється через кожні 10° .

У рис.2.16 представлено порівняння між застарілими та покращеними антенними панелями для діаграми спрямованості L1. Наземна служба позначена показником EoE, а SSV позначається сигналом за

межами ЕоЕ. Видно, що в ЕоЕ покращена панель, рівень сигналу покращеної панелі становить +1 дБ порівняно зі старою панеллю.

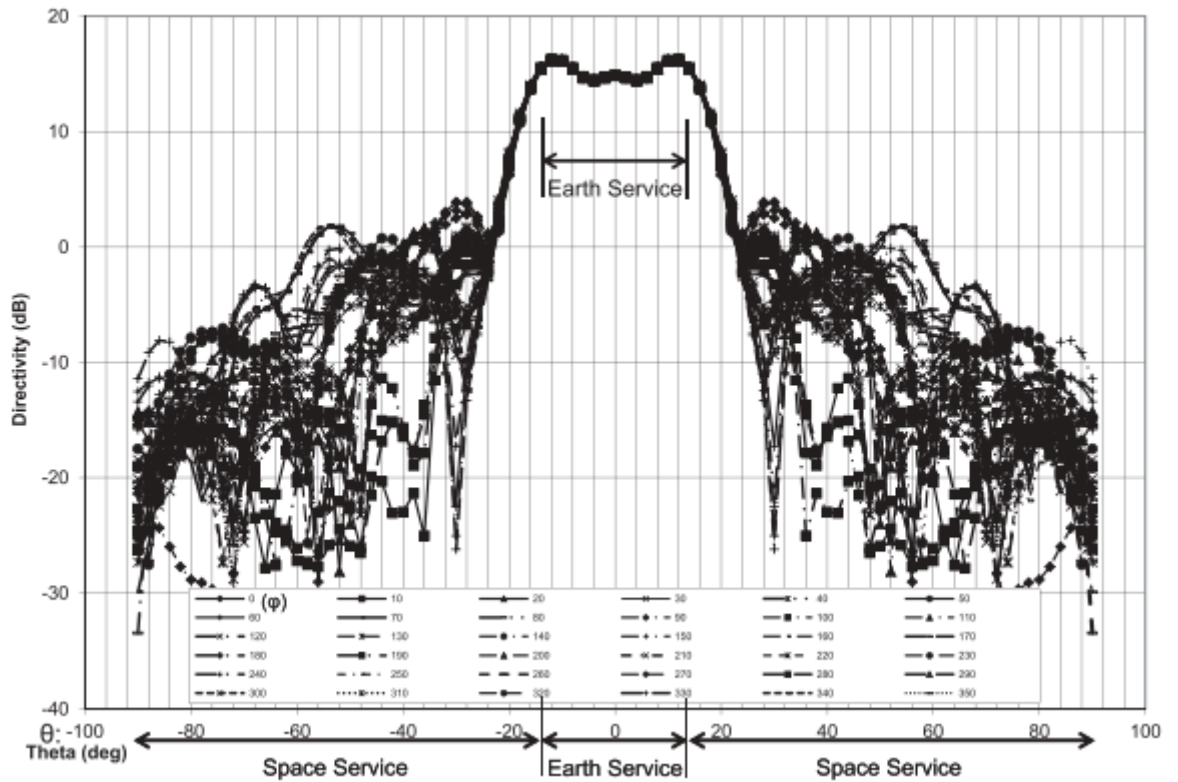


Рис.2.15 Усереднена діаграма спрямованості покращеної антени - L1

	Edge of Earth (EoE) (dB)	EoE out to 20°		EoE out to 23°	
		Magnitude (dB)	Reduction (dB)	Magnitude (dB)	Reduction (dB)
Legacy panel	+15	+4 to -5	-11 to -20	-2 to -19	-17 to -26
Improved panel	+16	+9 to +5	-7 to -11	+2 to -4	-14 to -18
Change from legacy to improved	+1	+5 to +10		+4 to +15	

Рис. 2.16 Застаріла панель порівняно з покращеною панеллю - L1

Діаграму спрямованості старої антени показано на рисунку 2.17.

На цьому рисунку показано графіки середнього значення восьми застарілих панелей для діаграми спрямованості L2 як функції кута нахилу (θ), для відрізків ϕ через кожні 10° .

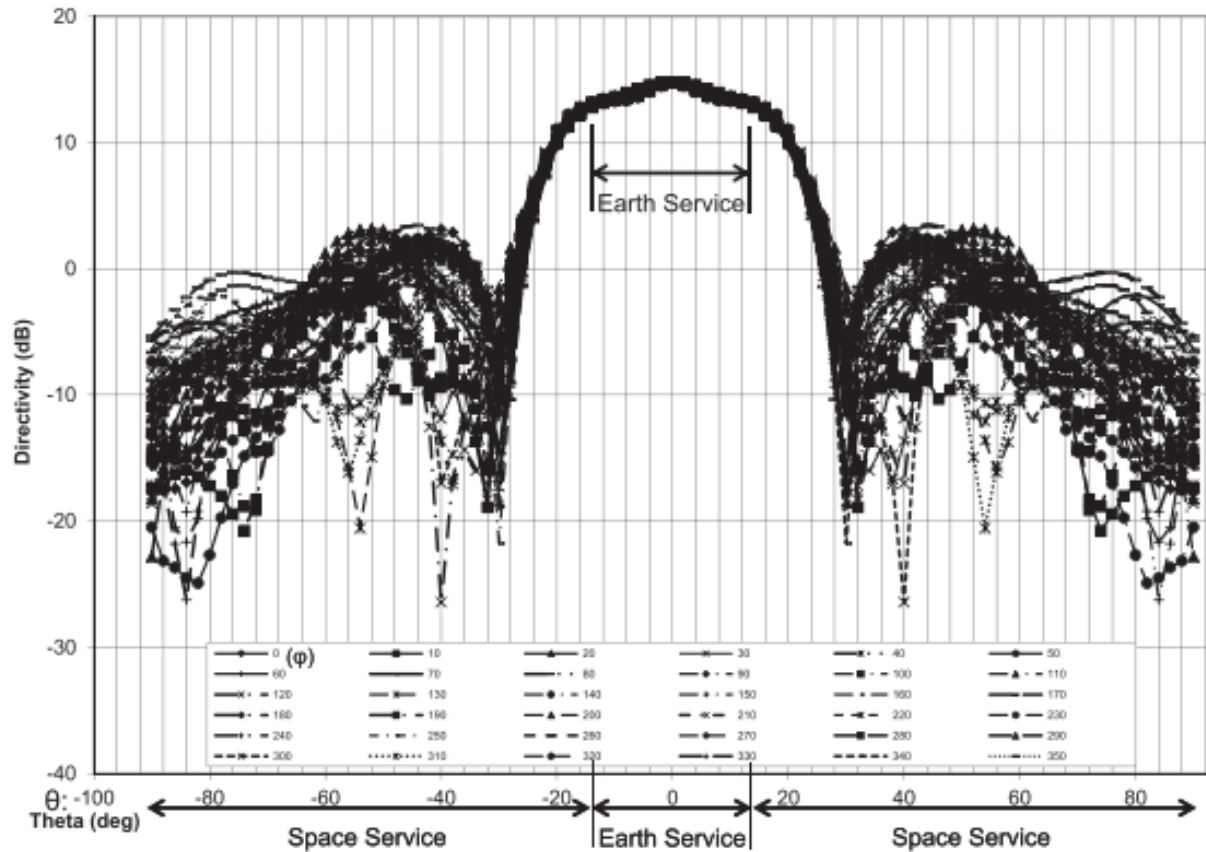


Рис.2.17 Усереднена діаграма спрямованості старої антени - L2

Покращену діаграму спрямованості антени показано на рисунку 2.19. На цьому рисунку показано графіки середніх значень 12 покращених панелей для діаграми спрямованості L2 як як функцію кута поза буровою (θ), для відрізків ϕ через кожні 10° . У рис. 2.18 представлено порівняння між застарілими та покращеними антенними панелями для діаграми спрямованості L2. Наземна служба позначається показником EoE, а SSV позначається сигналом за межами EoE.

Видно, що в EoE покращена панель рівень сигналу покращеної панелі становить +2 дБ порівняно зі старою панеллю.

	Edge of Earth (EoE) (dB)	EoE out to 23°		EoE out to 26°	
		Magnitude (dB)	Reduction (dB)	Magnitude (dB)	Reduction (dB)
Legacy panel	+13	+9 to +5	-5 to -9	+5 to -3	-9 to -17
Improved panel	+15	+9 to +6	-6 to -9	+5 to 0	-10 to -15
Change from legacy to improved	+2	0 to +1		0 to +3	

Рис.2.18 Застаріла порівняно з покращеною панеллю - L2

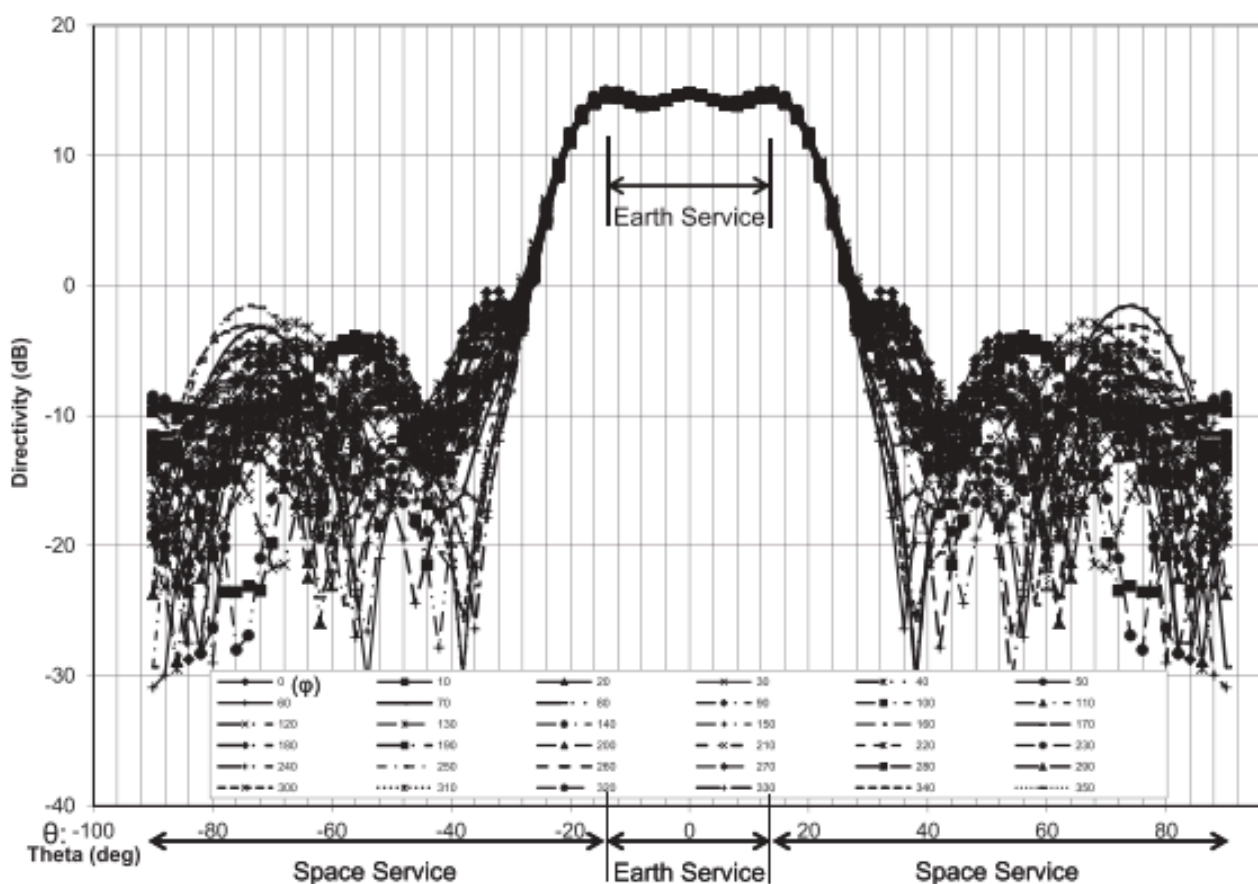


Рис.2.19 Усереднена діаграма спрямованості покращеної антени - L2

2.5 Ефективність антенної панелі GPS IIR/IIR-M

Продуктивність, виміряна на заводі-виробнику застарілої та вдосконалена версії антенної панелі тестувалися протягом усього процесу розробки. Кожна антенна панель була охарактеризована перед встановленням на конструкцію КА. Застарілі антенні панелі були протестовані в сферичному діапазоні ближнього поля на заводі Lockheed Martin Valley Forge. Вдосконалені

антенні панелі пройшли випробування в сферичному діапазоні ближнього поля на заводі Lockheed Martin Newtown. Розроблена панель для вдосконаленої антени була протестована в полігоні Valley Forge а також перевірена в компактному діапазоні в Ньютауні, штат Пенсильванія, США. Результати тестування покращеної панелі показали узгоджені результати для всіх КА, що перевищують необхідні специфікації як для IIR та IIR-M. Ефективність роботи на орбіті майже повністю збіглася з прогнозами, які базувалися на даних заводських випробувань.

Вимірювання дальності проводилися за допомогою антенної палуби (наземної площини і елементів), встановленої на імітаторі наземної палуби КА, який імітував надирну (звернену до Землі) панель ШСЗ і включав всі елементи, які присутні на ШСЗ. Ці конструкції включали датчики Землі, датчики навколишнього середовища і щоглу антени S-діапазону.

Дані про напрямок і фазу були зібрані при різних кутах ϕ від 0° до 360° . Розмір кроку становив $7,5^\circ$ для спектру L-діапазону, що відповідає критеріям Найквіста.

Сирі дані вимірювань були оброблені за допомогою програмного забезпечення, яке усереднювало надлишкові сканування для усунення ефекту дальності, а потім оброблялися в сферичні режими. Зі сферичних режимів можна згенерувати будь-яку діаграму спрямованості для далекого чи ближнього поля. Вихідні дані були досить чистими, з дуже схожими картинами далекого поля патерни, отримані в результаті обробки всього файлу порівняно з обробкою "першої" або "другої" половини шаблону вимірювання. Випробування також були проведені в лабораторії радіолокаційного відбиття Військово-морського лабораторії радіолокаційного відбиття Центру бойових дій ім. П. Мугу на конфігурації діапазону, яка забезпечувала далеке поле в приміщенні в приміщенні (рис.2.20).

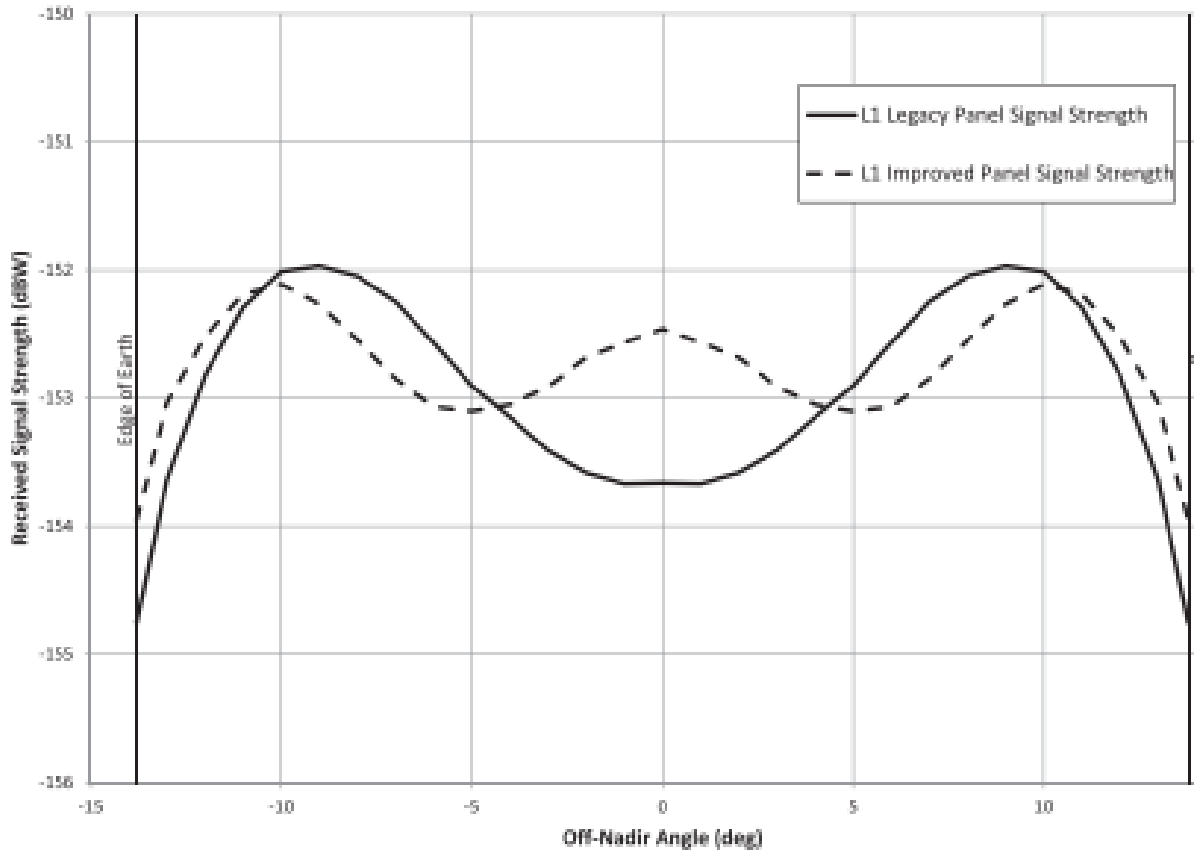


Рис.2.20 Загальна потужність L1, виміряна на заводі, - застаріла в порівнянні з покращеною

Це випробування на незалежному діапазоні, що забезпечило перевірку точності вимірювання дальності, а також перевірено ПР-антену для коефіцієнта підсилення та осьового співвідношення в L-діапазоні. Виміряні на заводі характеристики покращеної антенної панелі покращеної антенної панелі були нанесені на графік у порівнянні зі старою панеллю. Це показано на рисунку 2.21 для L1.

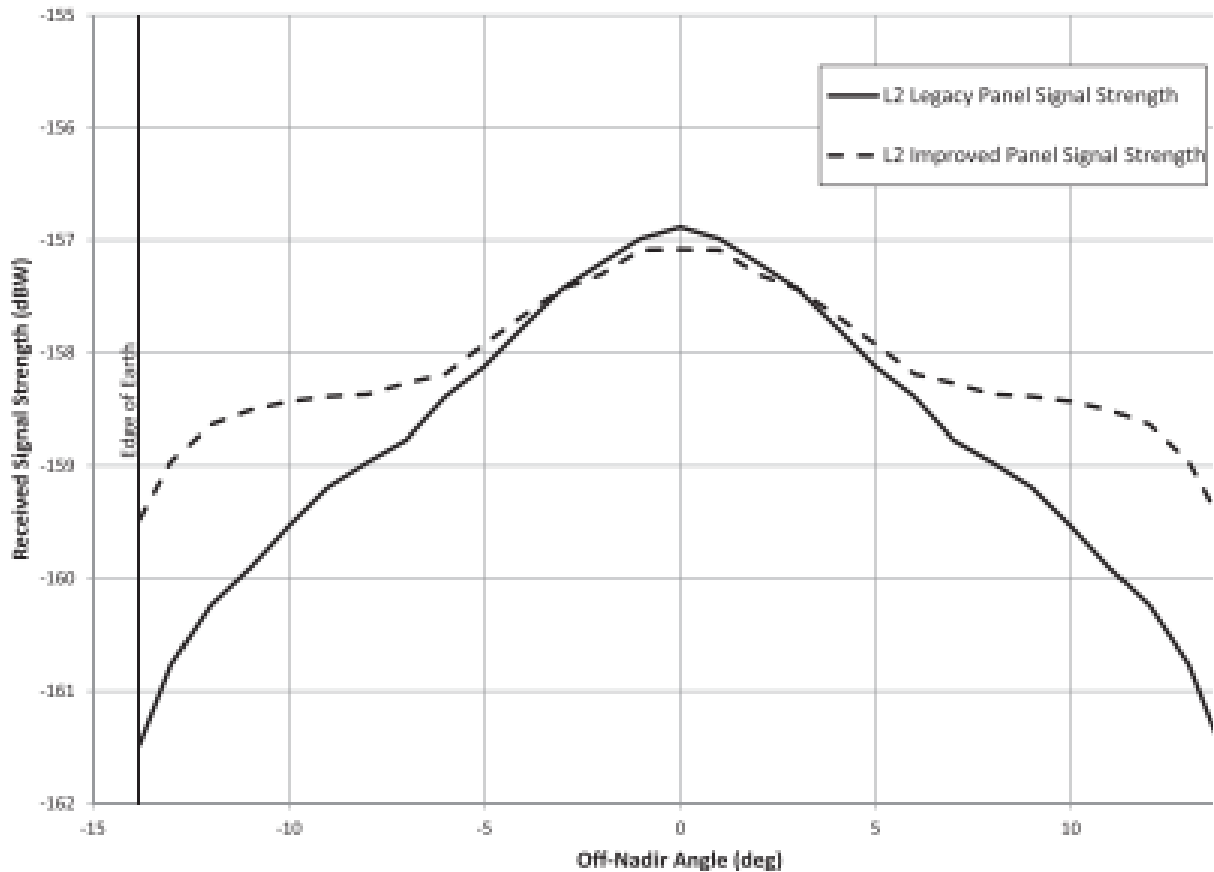


Рис.2.21 Загальна потужність L2, виміряна на заводі, - застаріла в порівнянні з покращеною

Ці діаграми засновані на фактичних вимірах польотних панелей і передавачів. Вимірювання застарілої панелі, спочатку побудованої для SVN47, були порівняні з покращеною панеллю для того ж КА після його модернізації. Це забезпечило перевірку до і після. На цьому малюнку показані типові вимірні характеристики для загальної потужності сигналу L1. Застаріла панель перевищує отриману вимогу 158,2 дБВт на більш ніж на 3 дБ при ЕоЕ. Покращена панель показує додаткове покращення на 1 дБ (26%) при ЕоЕ. Типове покращення продуктивності для сигналу L2 показано на рисунку 2.21. Як і у випадку з L1, вимірні закономірності ґрунтуються на фактичних вимірах польотних панелей і передавачів. Покращення становить приблизно на 2 дБ

(58%) порівняно зі старою панеллю можна побачити в ЕоЕ. Ця покращена продуктивність перевищує вимоги IIR L2 (164,5 дБВт) більш ніж на 5 дБ.

2.6 Висновок до розділу

В даному розділі роботи представлені антенні панелі GPS Block IIR/IIR-M та інформація про супутник GPS PRN17. Це становить значний інтерес для розробників КА та планувальників польотів, які використовують сигнал GPS у наземних або космічних застосуваннях. Представлені результати показують, що супутники GPS Block IIR та IIR-M перевищують усі вимоги наземних служб до потужності сигналу GPS в L-діапазоні.

Супутники GPS Block IIR та IIR-M SV забезпечують більшу частину бажаного рівня потужності космічної служби, хоча ці вимоги не застосовуються до IIR. У Покращена антенна панель GPS IIR забезпечує більш потужний наземний та космічний сервіс. Зокрема, покращена панель забезпечує щонайменше на 1 дБ більший рівень сигналу, що приймається на L1 в ЕоЕ і щонайменше на 2 дБ більшу потужність сигналу на L2 в ЕоЕ. IIR-M SV також перевершує вимоги, використовуючи цю покращену антенну панель. Підвищення продуктивності сигналу має сприяти відстеженню користувачем в будь-яких умовах, особливо маргінальних ситуаціях, таких як під густим листям, в міських каньйонах та інших місцях з поганим сигналом в середовищах. Ця підвищена продуктивність дозволить користувачам отримувати і підтримувати фіксацію сигналу в навіть в умовах, що не є оптимальними.

РОЗДІЛ 3. ОЗНАЙОМЛЕННЯ З ПРОГРАМОЮ WXTRACK ТА ЇЇ МОЖЛИВОСТЯМИ

У світі досліджень космосу програма Wxtrack відіграє ключову роль у вивченні штучних супутників. Її історія починається із появою потреби в системі, що дозволяє краще розуміти та аналізувати рух та параметри цих об'єктів. Із виникненням цієї необхідності виникли ідеї, які лягли в основу розробки цієї програми. Вона поступово перетворилася з наукового концепту в потужний інструмент для вивчення штучних супутників, відкриваючи широкі можливості для їхнього аналізу та вивчення їхніх траєкторій та параметрів руху. Робота з програмою Wxtrack дозволяє глибше підійти до розуміння роботи та характеристик цих об'єктів, що має важливе значення в сучасних дослідженнях супутників.

3.1 Ознайомлення з інтерфейсом програми Wxtrack

Запустивши програму (рис.3.1) ми можемо побачити стартове віконце з великою кількістю розноманітних виборів функцій і даних.

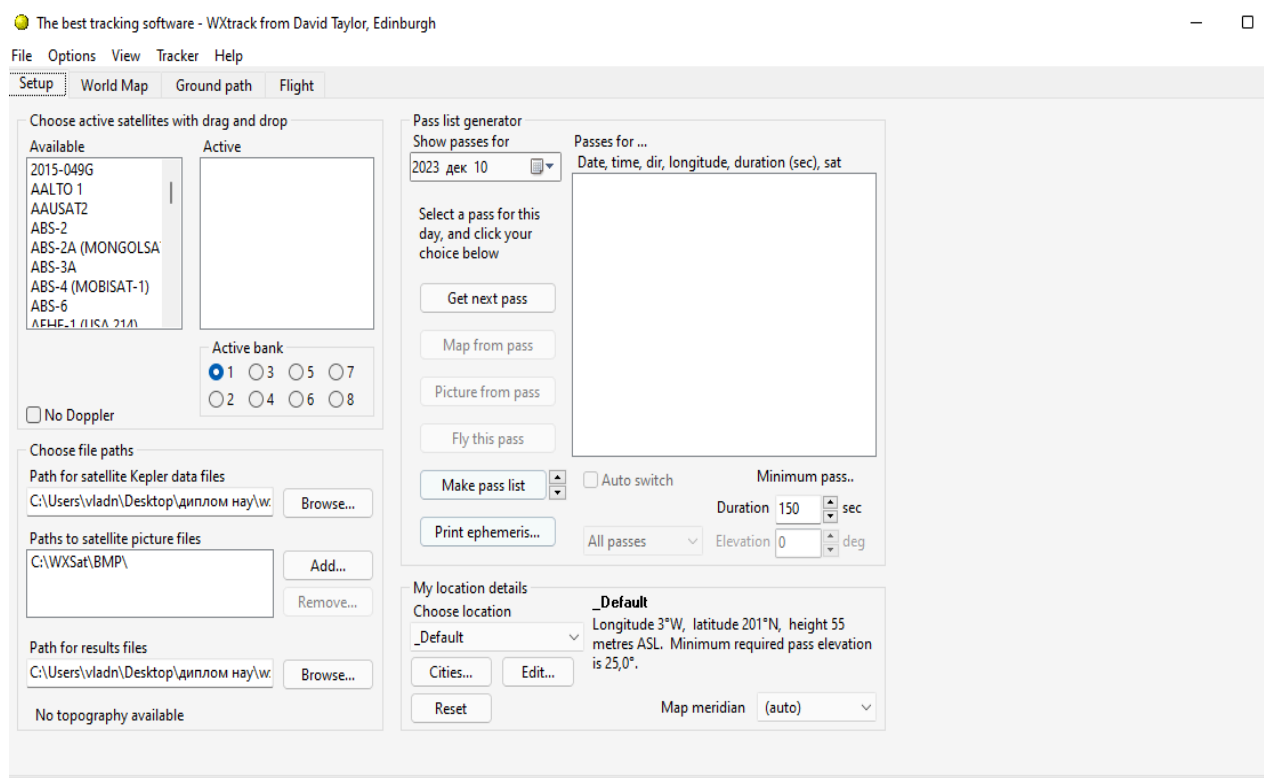


Рис. 3.1 Стартове віконце програми Wxtrack

Перейшовши до вкладки World map (рис.3.2) ми маємо змогу побачити положення нашої землі відносно Сонця, вибір часу огляду та частоту (якщо хоча б один супутник обрано). Ця вкладка є основною для дослідження штучних супутників.

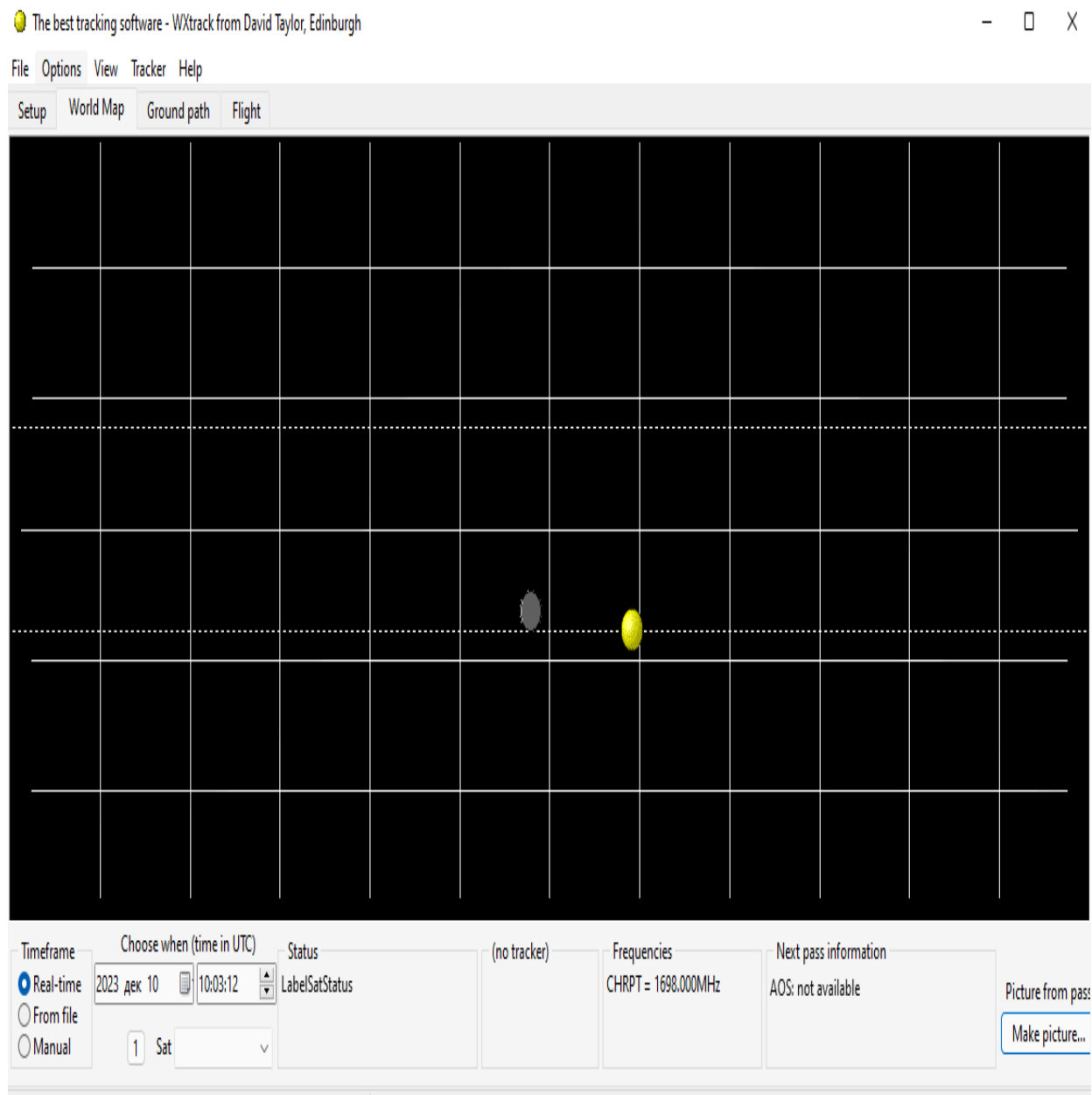


Рис.3.2 Вкладка World map програми Wxtrack

Додавши, для прикладу, один супутник, вже можна відстежувати його положення відносно Землі та Сонця, отримати додаткові дані про його частоту, висоту і багато іншого у реальному часі (рис.3.3).

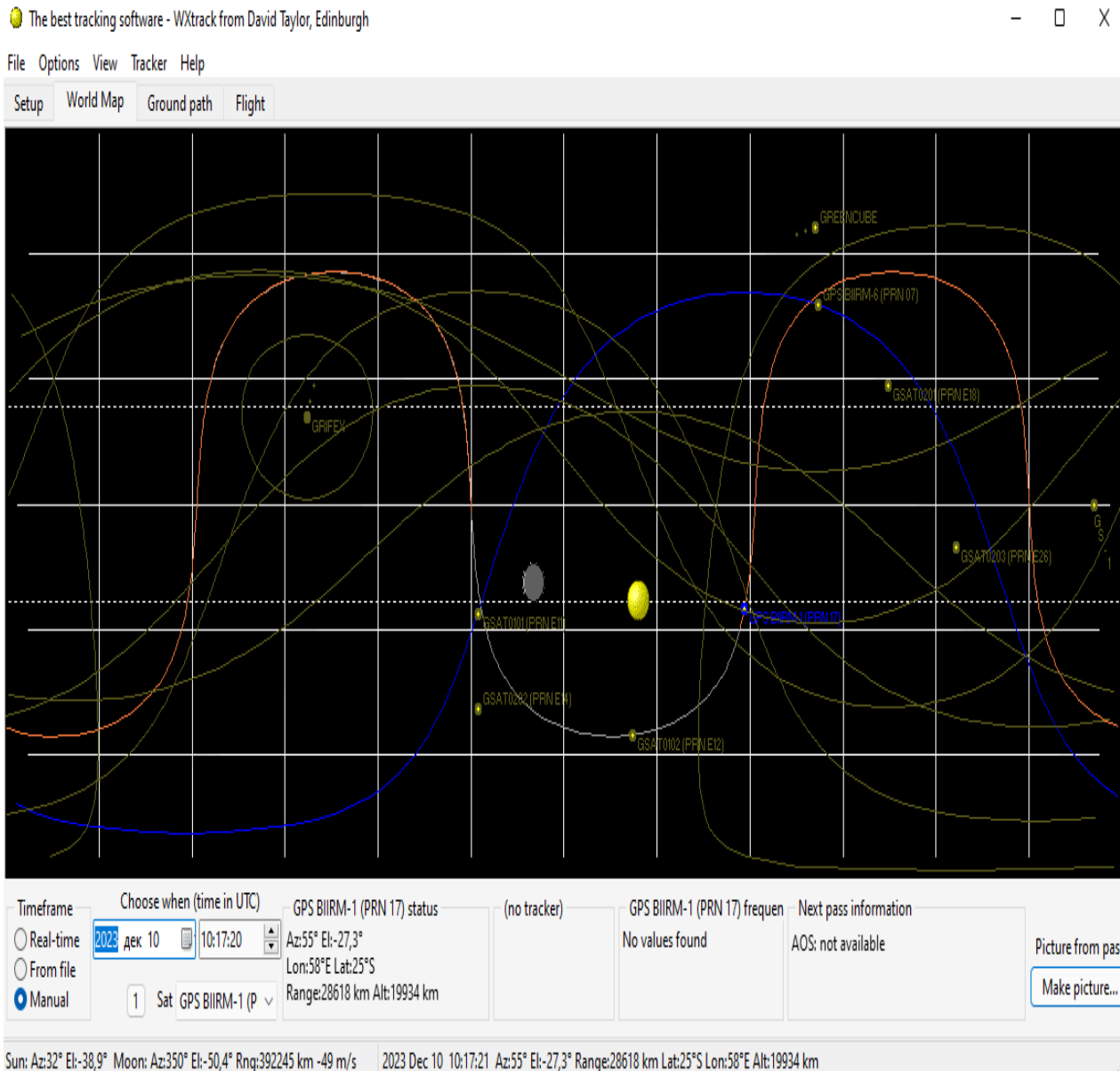


Рис.3.3 Супутник, доданий до вкладки World map програми Wxtrack

Однією з важливих функцій програми є Radar Plot, яка в реальному часі відображає положення усіх обраних супутників та їх напрямок (рис.3.4).



Рис.3.4 Функція Radar Plot програми Wxtrack

3.2 Основні функції програми Wxtrack та налаштування для роботи у ній

В цьому розділі ми розглянемо можливості відстеження руху супутників, дізнаємось про інструменти, що використовуються для отримання даних, поглиблені можливості програми для користувача.

На початковій сторінці можемо побачити вибір супутників (рис.3.5), які доступні зі списку. Доступна велика кількість супутників, але, за бажанням, можна додавати необмежену кількість власноруч.

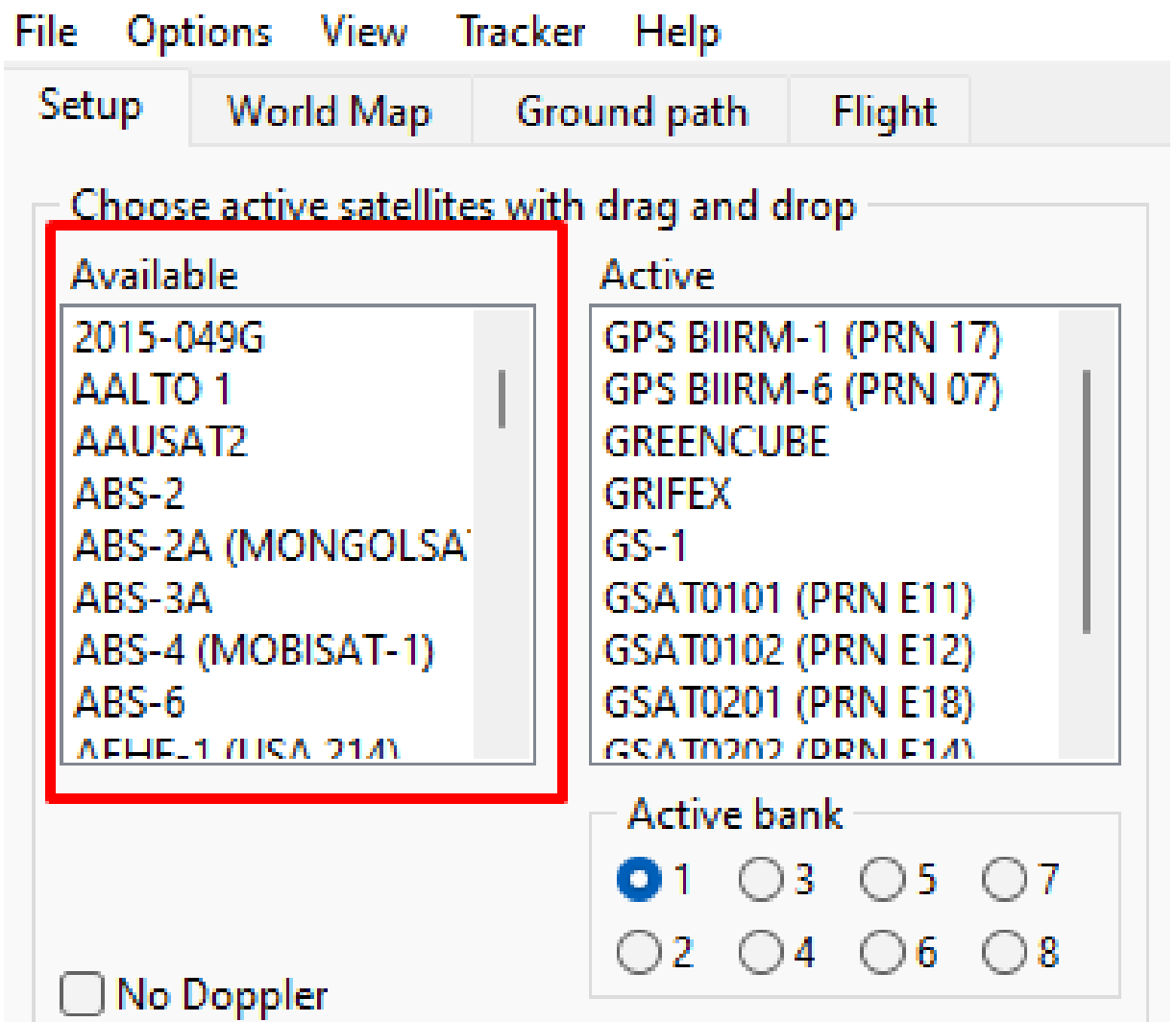


Рис.3.5 Вікно вибору супутників

Трохи нижче знаходиться вибір каталогу (рис.3.6) в який буде зберігатися інформація, а також, з якого можна буде вручну додавати потрібні нам дані у програму.

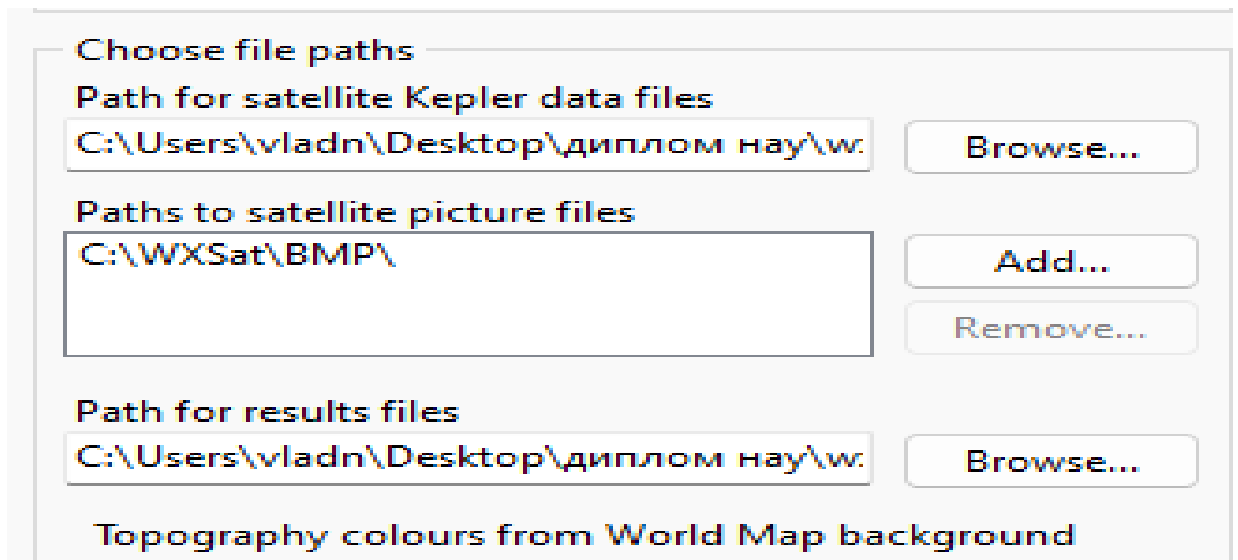


Рис.3.6 Вікно вибору каталогу

У цій же вкладці є вікно, у якому відображаються наші обрані супутники та важливі дані про них (рис.3.7), задля швидкого використання. Є можливість ручного налаштування.

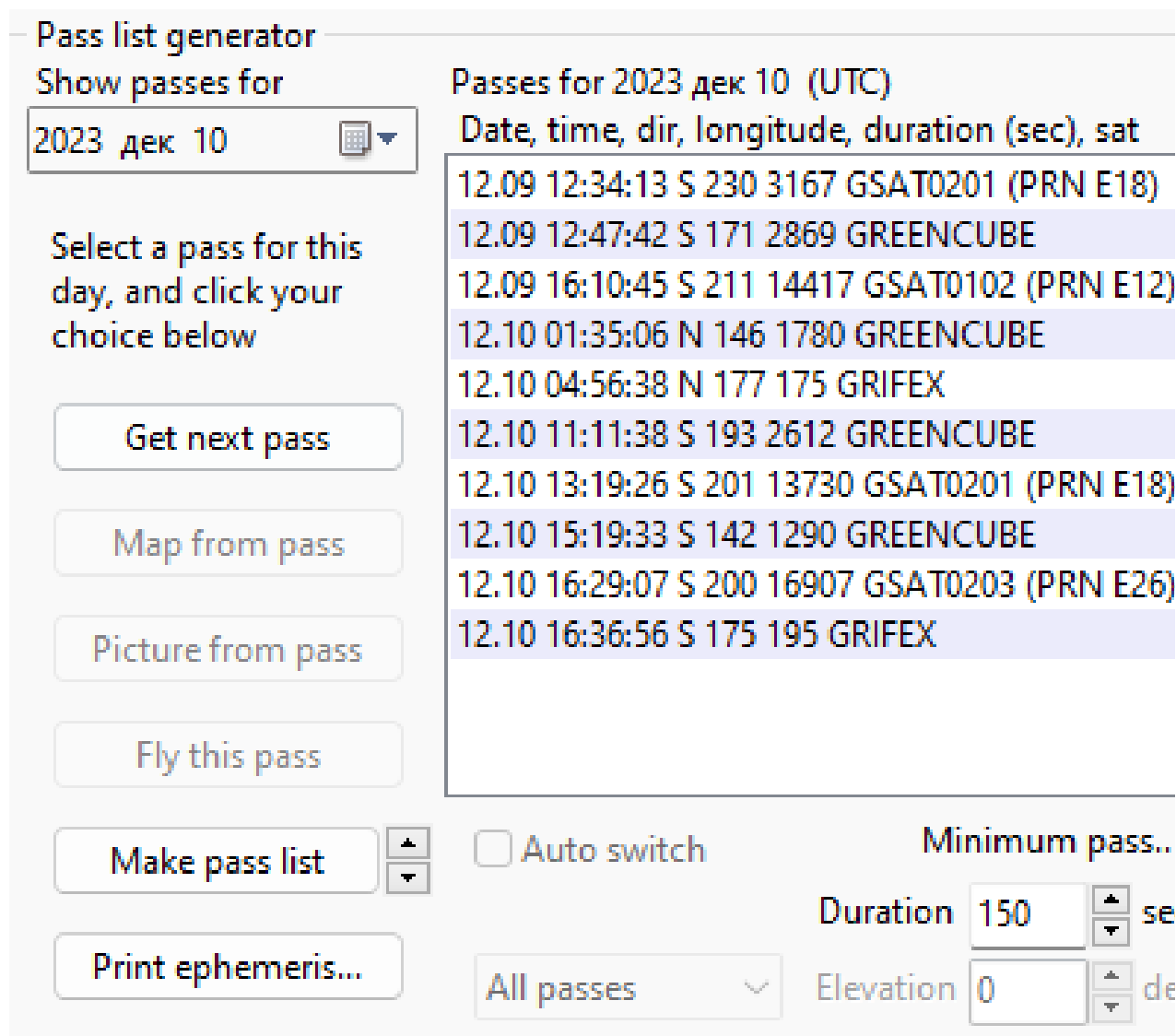


Рис.3.7 Вікно з даними про обрані супутники

Нижче, від вікна з обраними супутниками, ми можемо налаштувати дані про своє, або бажане, місто і обрати меридіан (рис.3.8).

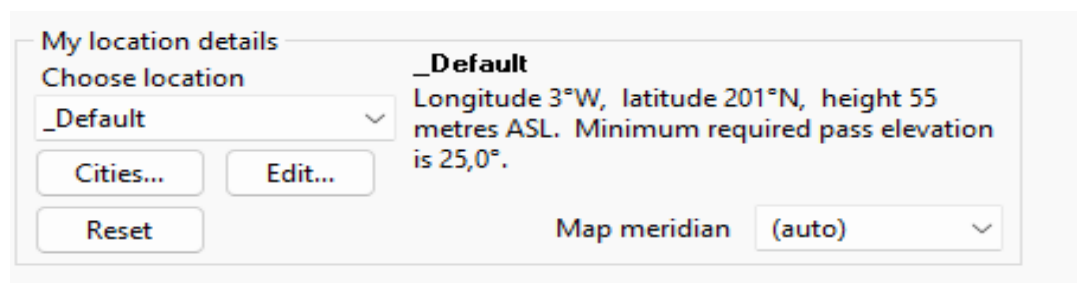


Рис.3.8. Вікно з вибором міста та меридіану

Натиснувши на кнопку “Cities” ми отримуємо список міст і можемо обрати одне із них, для потрібних нам розрахунків. В моєму випадку я обираю місто Київ (рис.3.9).

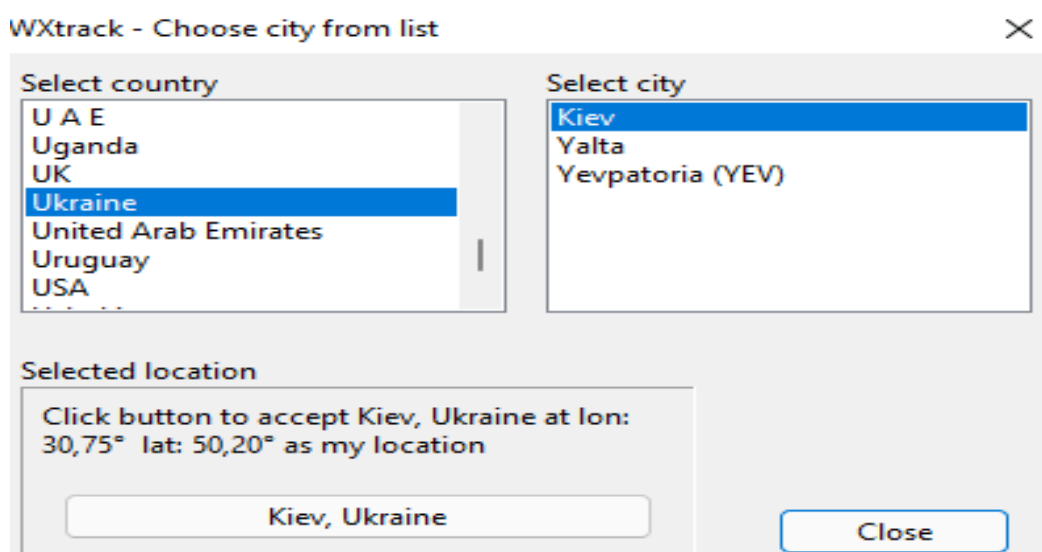


Рис.3.9 Вибір міста

Можливостями цієї програми можна змінювати модель відстежування та налаштувати параметри задля більш професійного спрямування (рис.3.10)

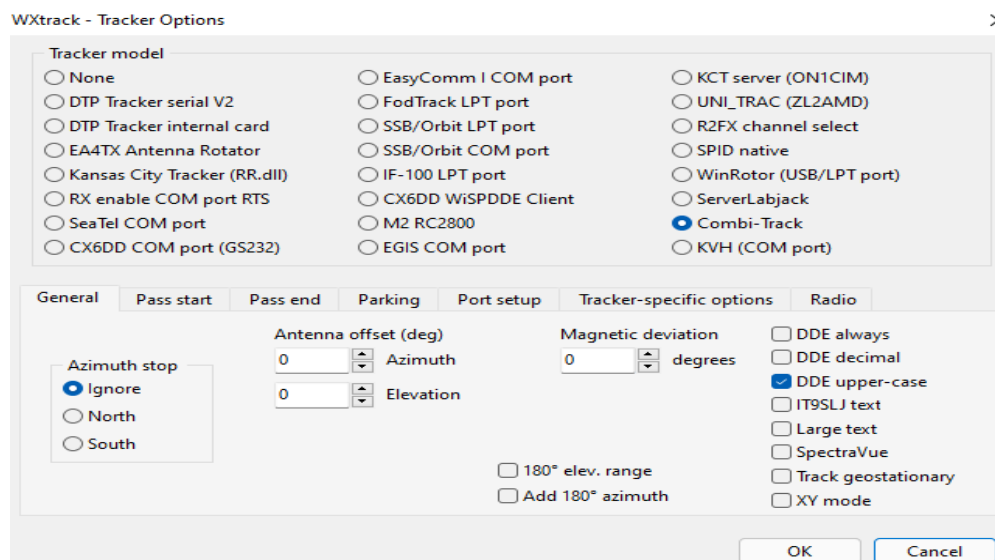


Рис.3.10 Вікно налаштування моделей відстежування

Корисною та цікавою є функція прогнозування ефемерид супутників, які можна використовувати в розрахунках. Прогнозування може відбуватися для

одного або багатьох супутників одночасно. На рис.3.11 можна побачити вікно налаштування прогнозування ефемерид супутників.

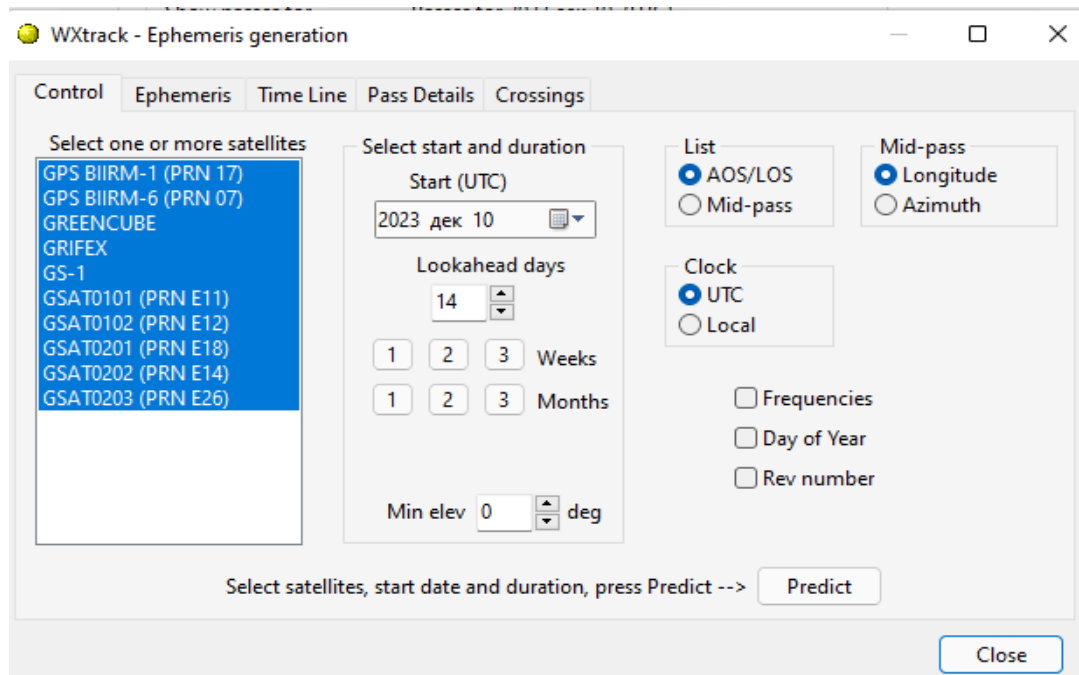


Рис.3.11 Вікно налаштування прогнозування ефемерид супутників

Після налаштування ми можемо побачити результат прогнозування у наступному вікні «Ephemeris» (рис.3.12)

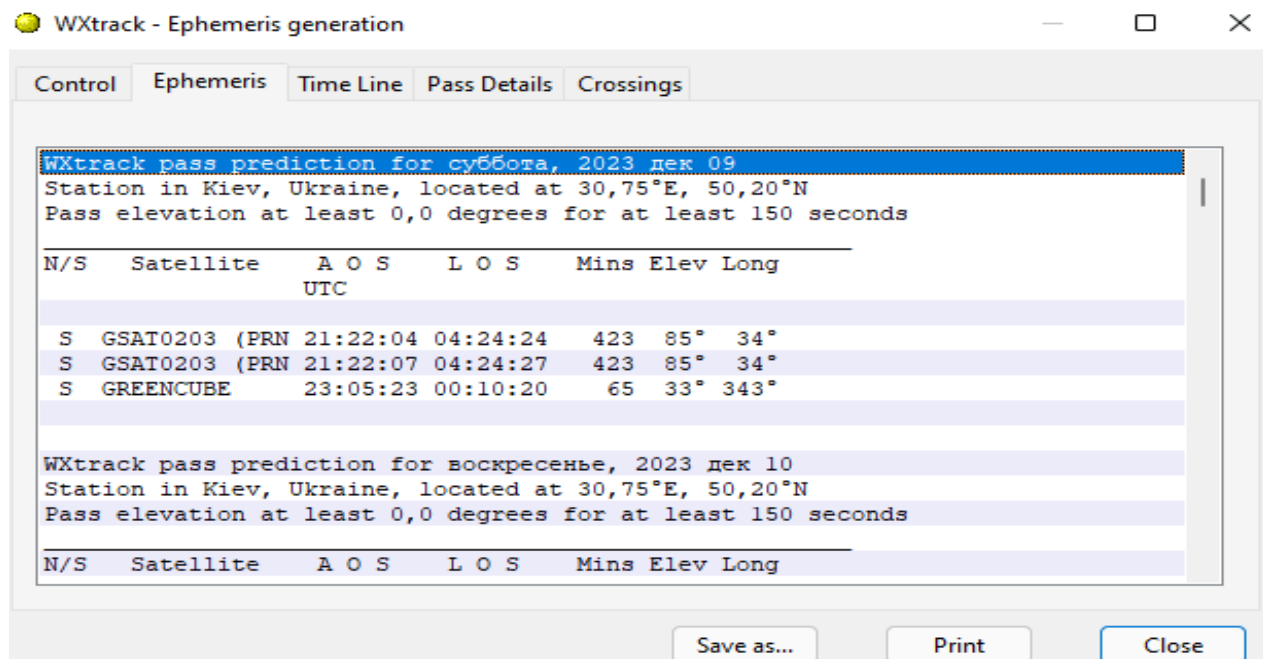


Рис.3.12 Результат прогнозування ефемерид

У наступному вікні, яке називається «Time line», ми можемо подивитися видимість одного або декількох супутників одночасно за останні 24 години (рис.3.13)

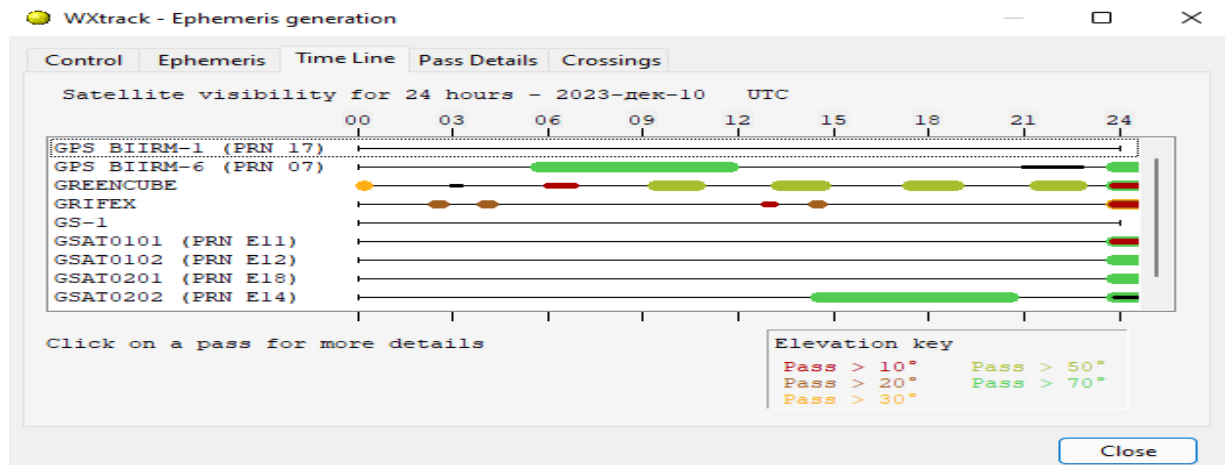


Рис.3.13 Вікно видимості супутників за останні 24 години

Відкривши вкладку «Pass Details» перед нами постає повна інформація про обрані нами супутники, яка є дуже корисною під час розрахунку одразу декількох супутників за певний проміжок часу (рис.3.14).

Time	Lat	Lon	Doppler	Az	El	Range
21:21:14	14°N	23°W	0Hz	250°	22°	26596km
21:22:14	14°N	23°W	0Hz	250°	23°	26568km
21:23:14	15°N	23°W	0Hz	250°	23°	26540km
21:24:14	15°N	23°W	0Hz	250°	23°	26512km
21:25:14	15°N	23°W	0Hz	251°	24°	26484km
21:26:14	16°N	23°W	0Hz	251°	24°	26456km
21:27:14	16°N	23°W	0Hz	251°	24°	26429km
21:28:14	16°N	23°W	0Hz	252°	24°	26401km
21:29:14	17°N	23°W	0Hz	252°	25°	26374km
21:30:14	17°N	23°W	0Hz	252°	25°	26347km
21:31:14	17°N	23°W	0Hz	252°	25°	26319km

Рис.3.14 Вікно з інформацією про супутники

У останньому вікні, яке носить назву «Crossings» ми можемо передбачити проходи супутників наперед, виставивши потрібну нам широту у полі вводу (рис.3.15).

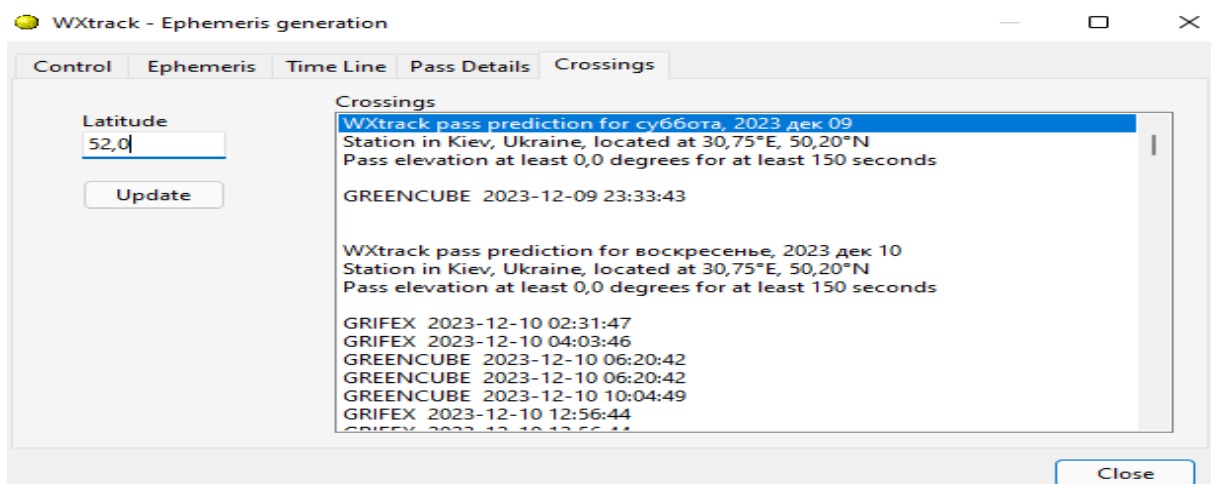


Рис.15 Вікно передбачення проходу супутників

Немало важливою підказкою для користувача є опція зі сходом і заходом сонця, а також налаштування висоти заходу сонця (рис.3.16)

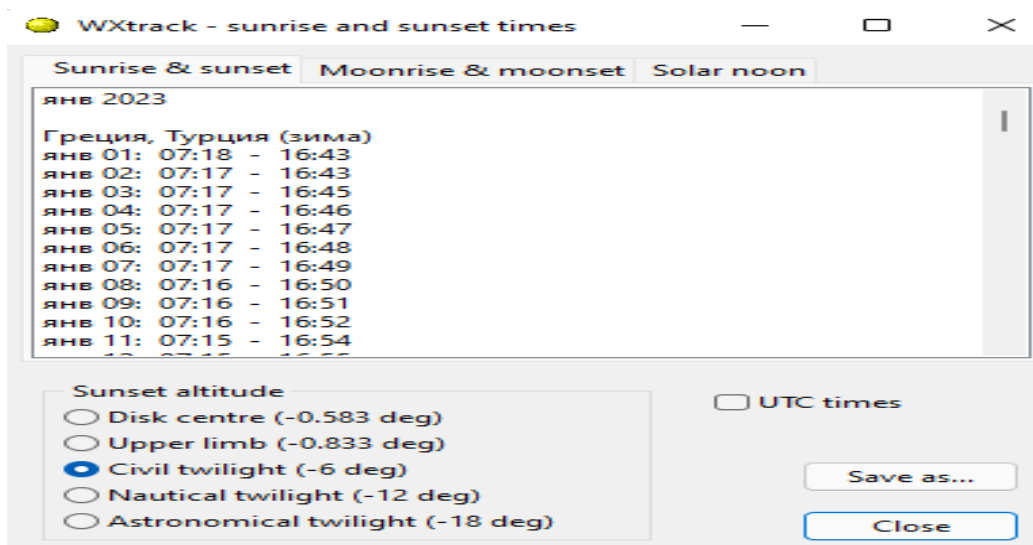


Рис.3.16 Вікно з підказками про час сходу і заходу сонця

Аналогічно до положення сонця маємо відомості про схід і захід місяця у наступном вікні опції (рис.3.17)

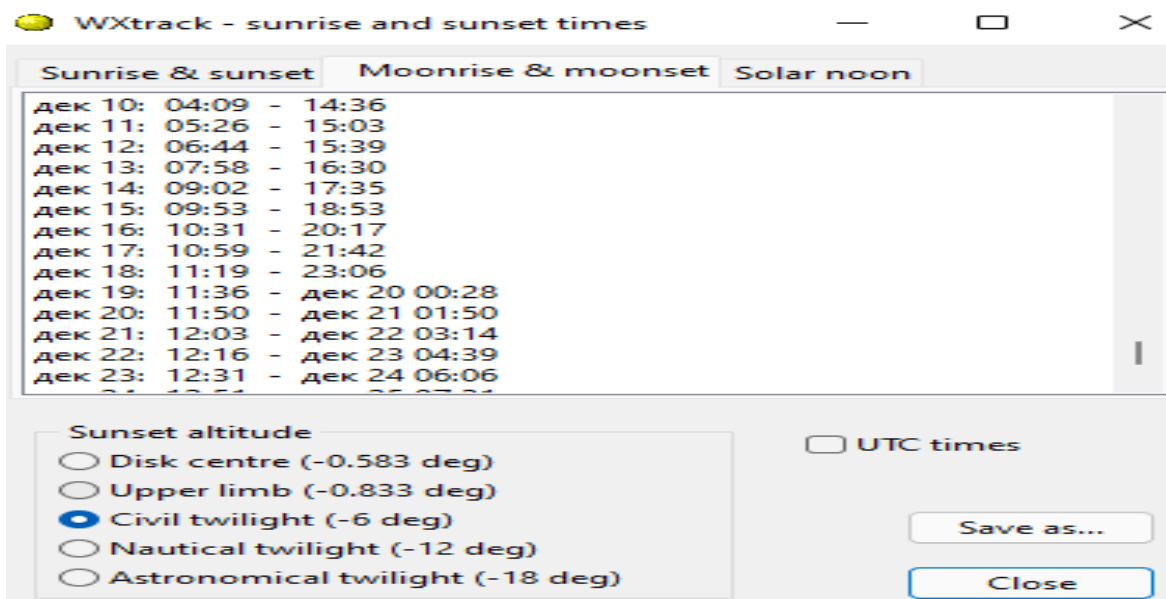


Рис. 3.17 Вікно з підказками про час сходу і заходу місяця

Остання підказка цієї функції показує нам дані про сонячний полудень і дає можливість зберегти дані у вигляді текстового файлу (рис.3.18).

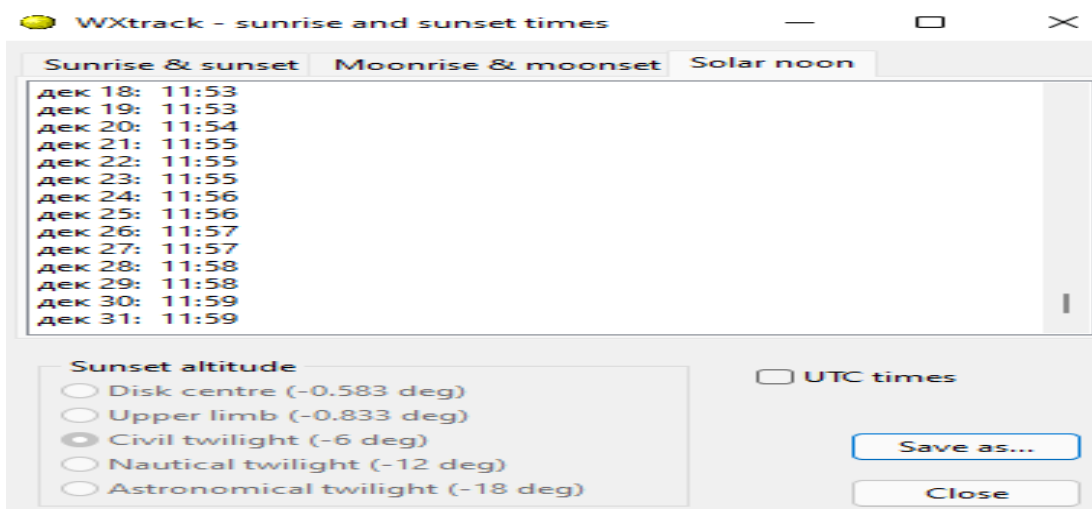


Рис.3.18 Вікно з підказками часу сонячного полудня

Наступна функція "Mutual Visibility" у програмі WxTrack дозволяє визначити період часу, протягом якого два або більше об'єктів (наприклад, метеорологічні супутники) будуть видимі один для одного з певного місця на Землі. Ця функція особливо корисна для визначення можливості спостереження за різними об'єктами з точки зору їх взаємної видимості з різних місць на земній поверхні. Наприклад, це може бути важливо для вчених або

спостерігачів, які хочуть знати, коли два супутника будуть видимі один для одного з певної локації для проведення спільних спостережень або координованих досліджень (рис.3.19).

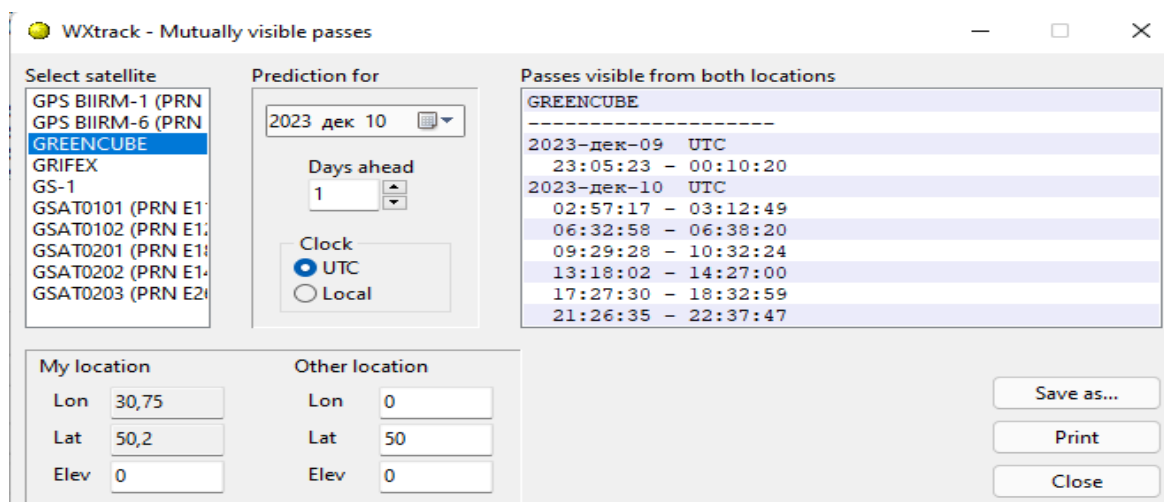


Рис.3.19 Вікно функції визначення взаємовидимості супутників

Функція "Optically Visible Passes" у програмі WxTrack надає можливість визначати часи та місця, коли метеорологічні супутники будуть видимі з конкретної локації на Землі. Ця функція дозволяє передбачати часи, коли спостереження за супутниками буде можливим з певного місця на земній поверхні. Вона корисна для аматорських астрономів, дослідників або будь-яких інших користувачів, які бажають спостерігати за супутниками та планетами з певного місця та в конкретний час. Функція "Optically Visible Passes" надає можливість планувати спостереження та визначати оптимальний час для спостережень за супутниками(рис.3.20).

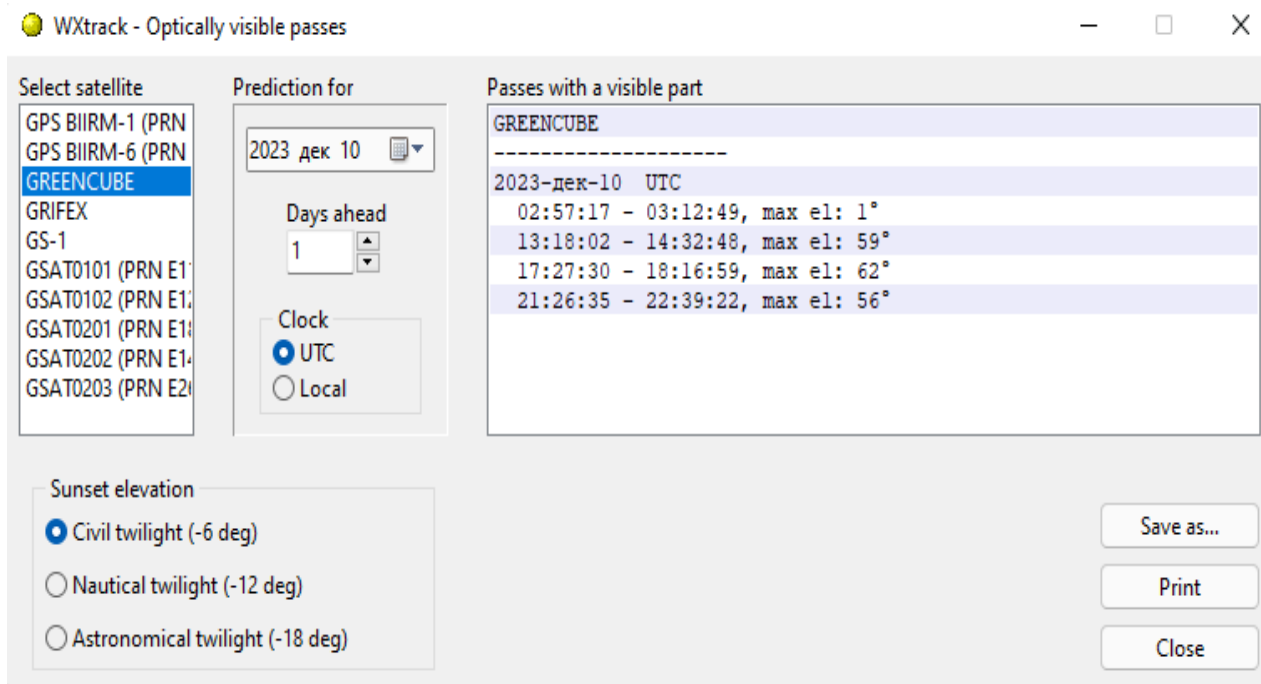


Рис.3.20 Вікно функції визначення видимості супутників з поверхні Землі

Функція «Satellite Kepler data summary» в програмі WxTrack надає короткий огляд даних Кеплера для обраних супутників, що може бути корисним для спостереження та аналізу їхнього руху на орбіті (рис.3.21).

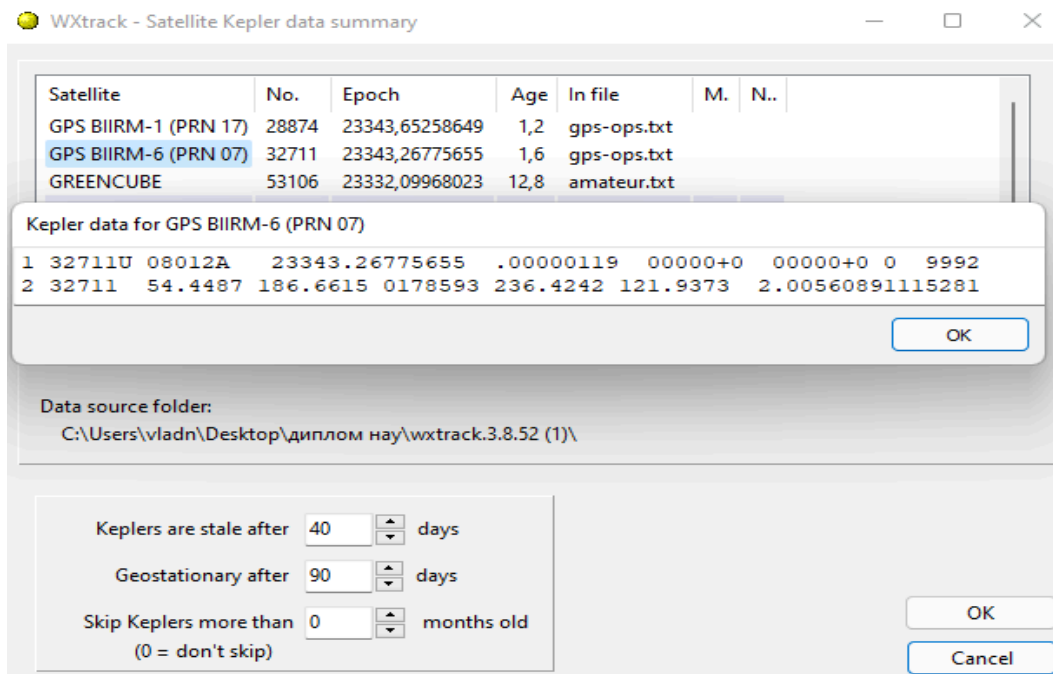


Рис.3.21 Вікно функції огляду даних Кеплера

3.3 Висновок до розділу.

Програма WxTrack, зосереджена на функціях спостереження за супутниками, є потужним інструментом для аеронавігації. Її можливості стосуються аналізу орбітальних параметрів, таких як ексцентриситет та нахил, що є ключовими для планування маршрутів літаків. Дані про рух супутників, доступні в програмі, надають можливість точно визначати їхнє положення в реальному часі, що допомагає у вирішенні завдань аеронавігації. WxTrack дозволяє прогнозувати оптимальний час для спостережень за супутниками, що корисно для встановлення точного моменту перетину літаком конкретних орбіт. Окремі функції програми спрямовані на аналіз взаємної видимості супутників, що визначає можливість спостереження за ними одночасно з різних точок земної поверхні. Завдяки цим можливостям, WxTrack є важливим інструментом для планування маршрутів, навігації та управління повітряним рухом, спираючись на точні дані та аналіз руху супутників у реальному часі.

РОЗДІЛ 4. ЕСПЕРИМЕНТАЛЬНА ОЦІНКА ЗМІНИ ПАРАМЕТРІВ СУПУТНИКІВ

Розділ, присвячений експериментальній оцінці змін параметрів супутника в польоті в зоні спостереження, надає унікальні можливості для досліджень і аналізу в програмі wxtrack. Спостерігаючи за рухом супутників у цьому програмному забезпеченні, ми маємо можливість детально проаналізувати та оцінити динаміку параметрів цих об'єктів відповідно до їх руху та зміни положення.

1. Управління параметрами: залежно від зміни положення супутника програма wxtrack може надати вам висоту, швидкість, азимут та інші характеристики, які можуть бути ключем до оцінки його руху.

2. Динаміка змін: вивчення динаміки змін цих параметрів під час проходження супутника, зміни швидкості, кута нахилу орбіти і т. д. відображає різні аспекти його руху.

3. Роль спостерігача: у програмі wxtrack спостерігач має можливість взаємодіяти з даними та візуалізацією руху супутника, а також відчувати себе частиною процесу аналізу та визначення параметрів.

4. Приклади реальних змін: описуються параметри конкретного супутника під час його проходження через певну зону спостереження, щоб проілюструвати реальні аспекти та важливість оцінки цих змін.

Цей розділ покликаний не тільки розкрити функціональні можливості програми Wxtrack для аналізу змін параметрів супутника в польоті, а й вивчити важливість отриманих результатів для подальших досліджень і практичного застосування в області космічних технологій і навігації.

4.1 Проведення експерименту з оцінки зміни параметрів супутника GPS PRN 17

У початковому вікні «Setup» обираємо перший супутник (GPS PRN 17) для проведення експерименту (рис.4.1)

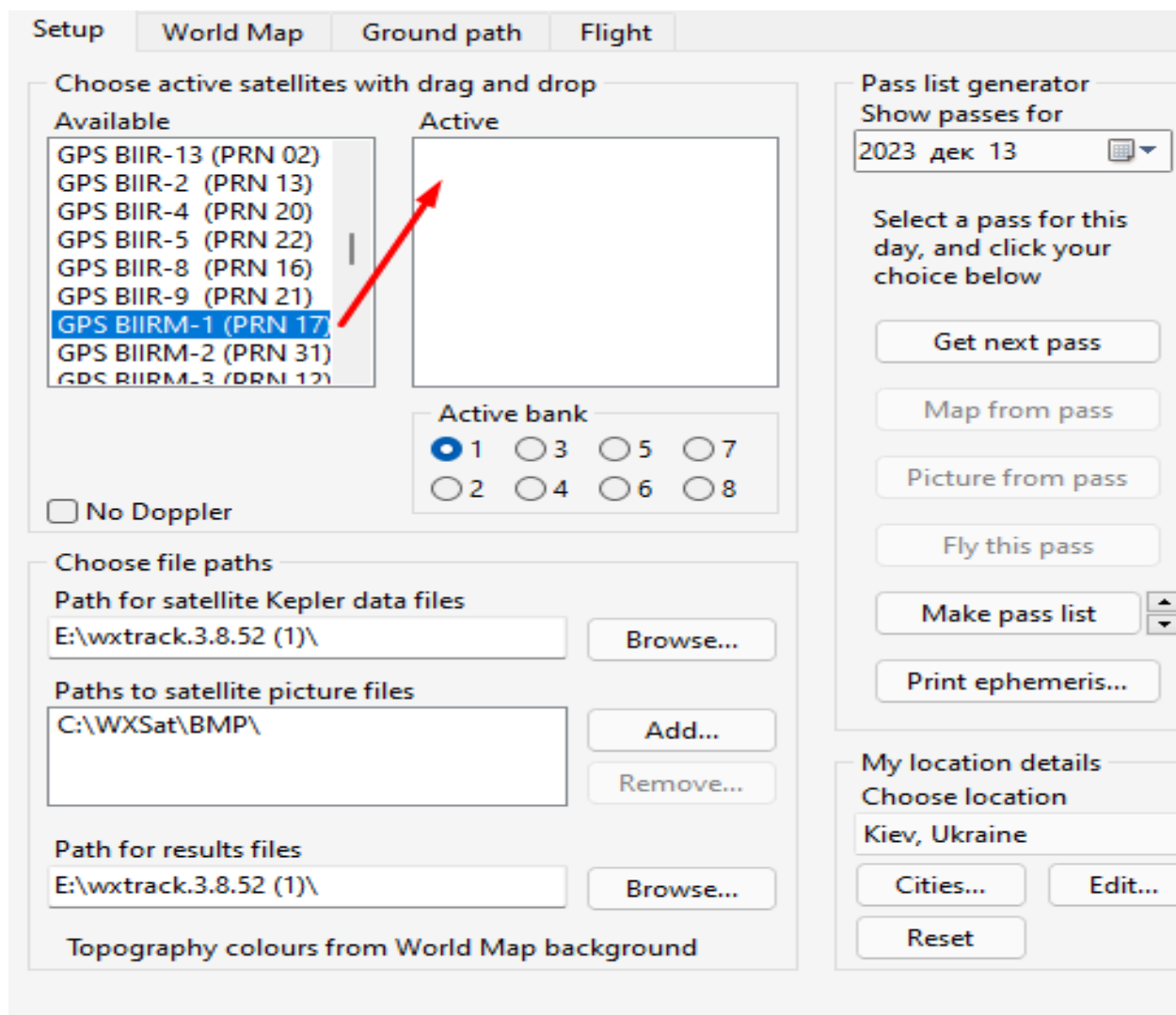


Рис.4.1 Обирання супутника для експерименту

Перевіряємо дату проведення експерименту та місце, яке ми визначаємо як зону спостереження. У моєму випадку я обрав 12 грудня 2023 року та місто Київ у якості зони спостереження (рис.4.2).

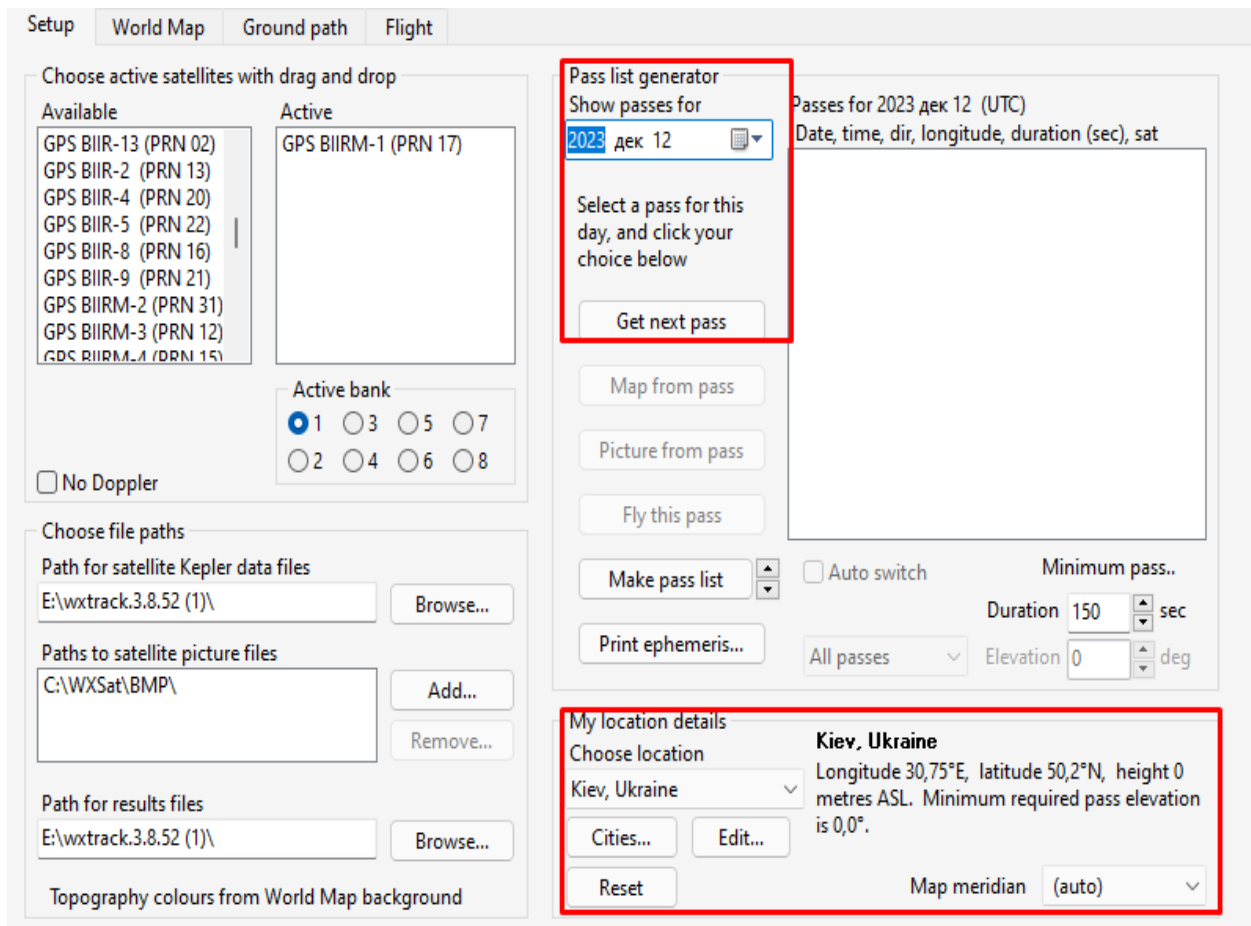


Рис.4.2 Обрання дати і зони спостереження

Після виконання цих налаштувань, відкриваю наступне вікно «World Map», у якому вже відображається обраний нами супутник (рис.4.3).

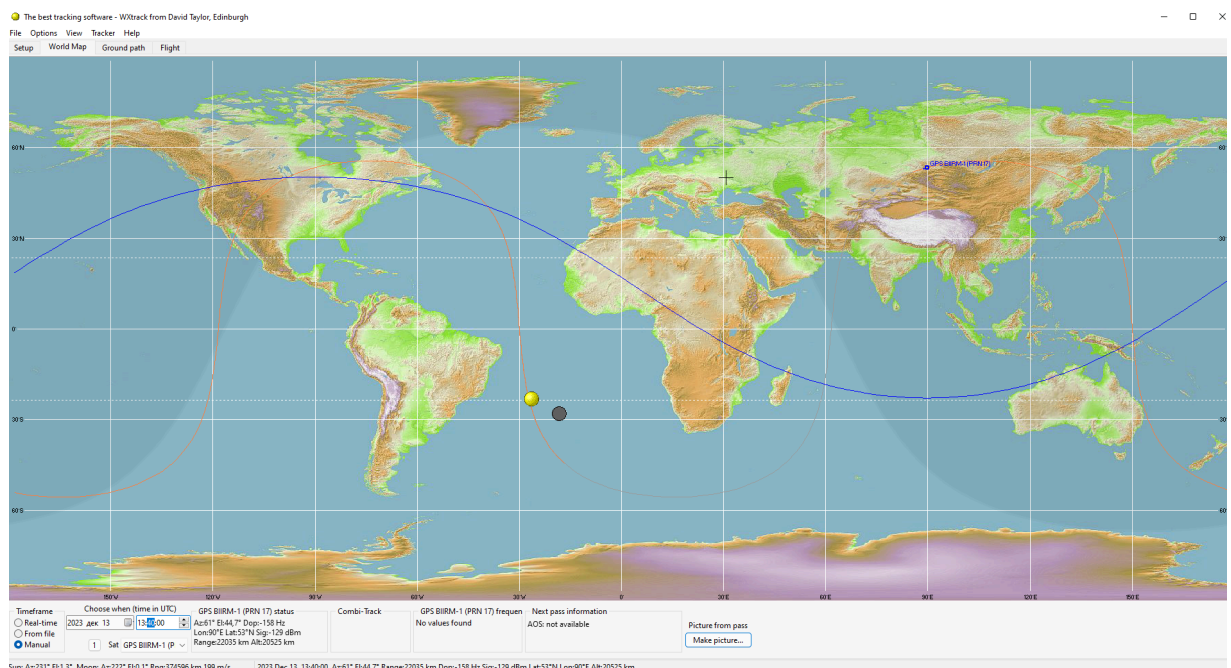


Рис.4.3 вікно «World Map» з обраним супутником

Для проведення експерименту потрібно виставити параметр «Timeframe» у ручний режим (англ. Manual) та обрати час 00:01:00 (рис.4.5).

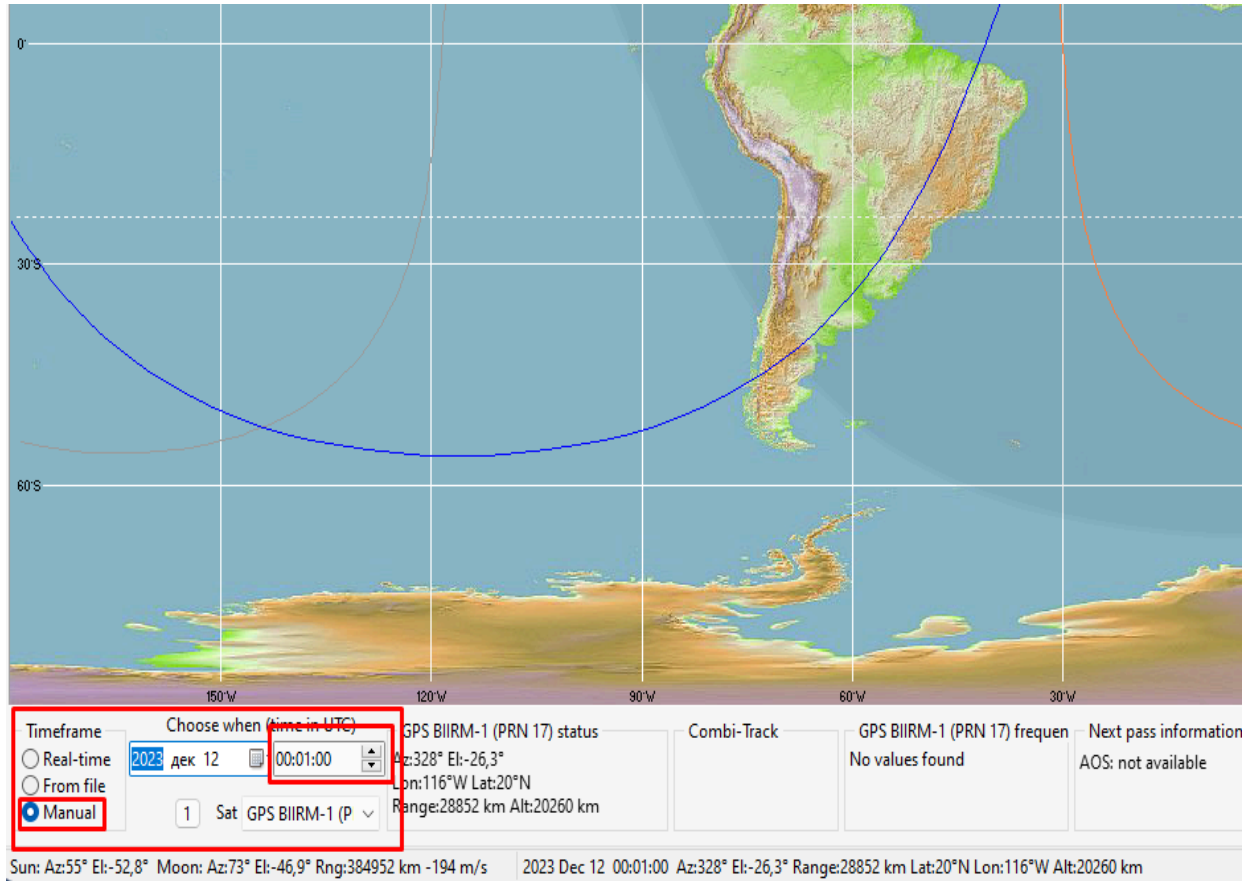


Рис.4.5 Налаштування параметру «Timeframe»

Із такими заданими параметрами супутник знаходиться над Північною Америкою і не потрапляє у обрану нами зону спостереження (рис.4.6).

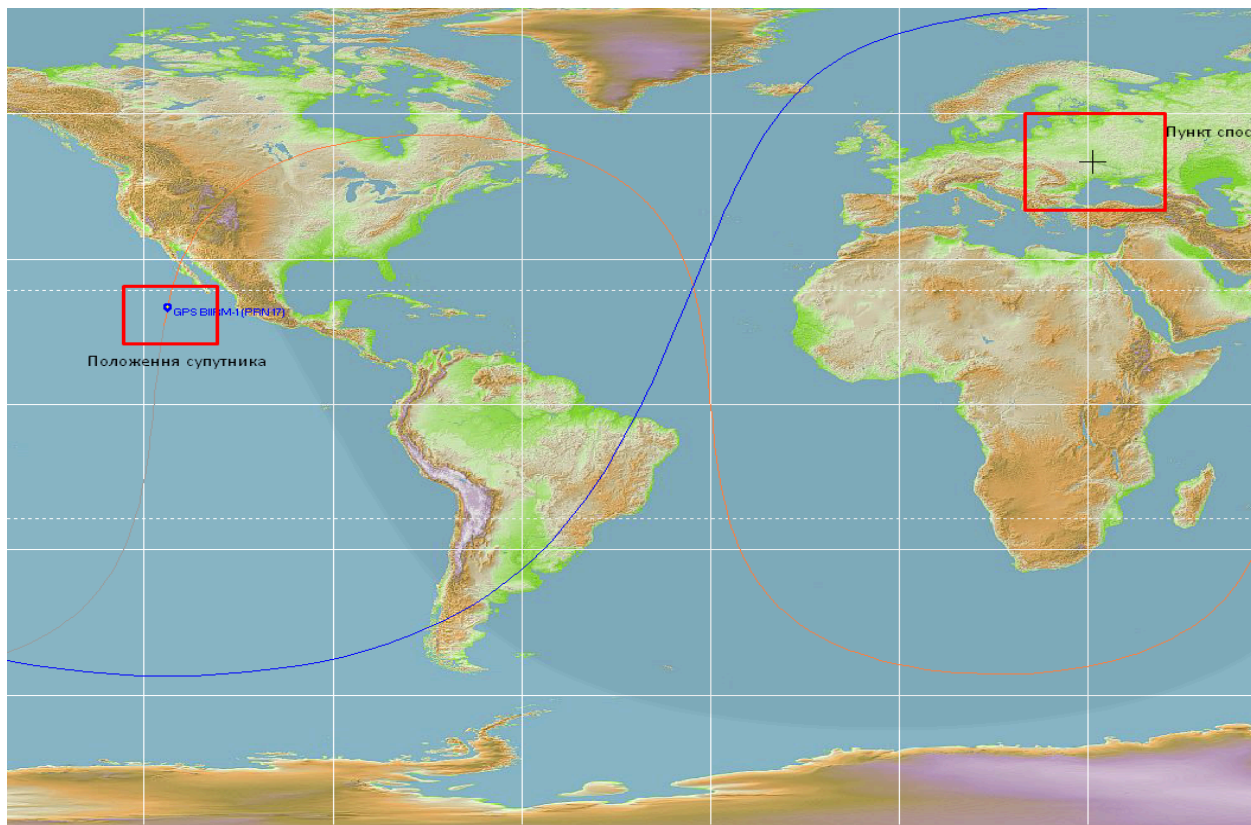


Рис.4.6 Положення супутника відносно пункта спостереження із заданими стартовими параметрами

З таким положенням супутника,звісно,ми не зможемо оцінити зміну доплерівського зсуву. Для цього,в ручному режимі,ми змінюємо час дослідження і дивимось в який момент супутник почне охоплювати зону нашого спостереження (рис.4.7)

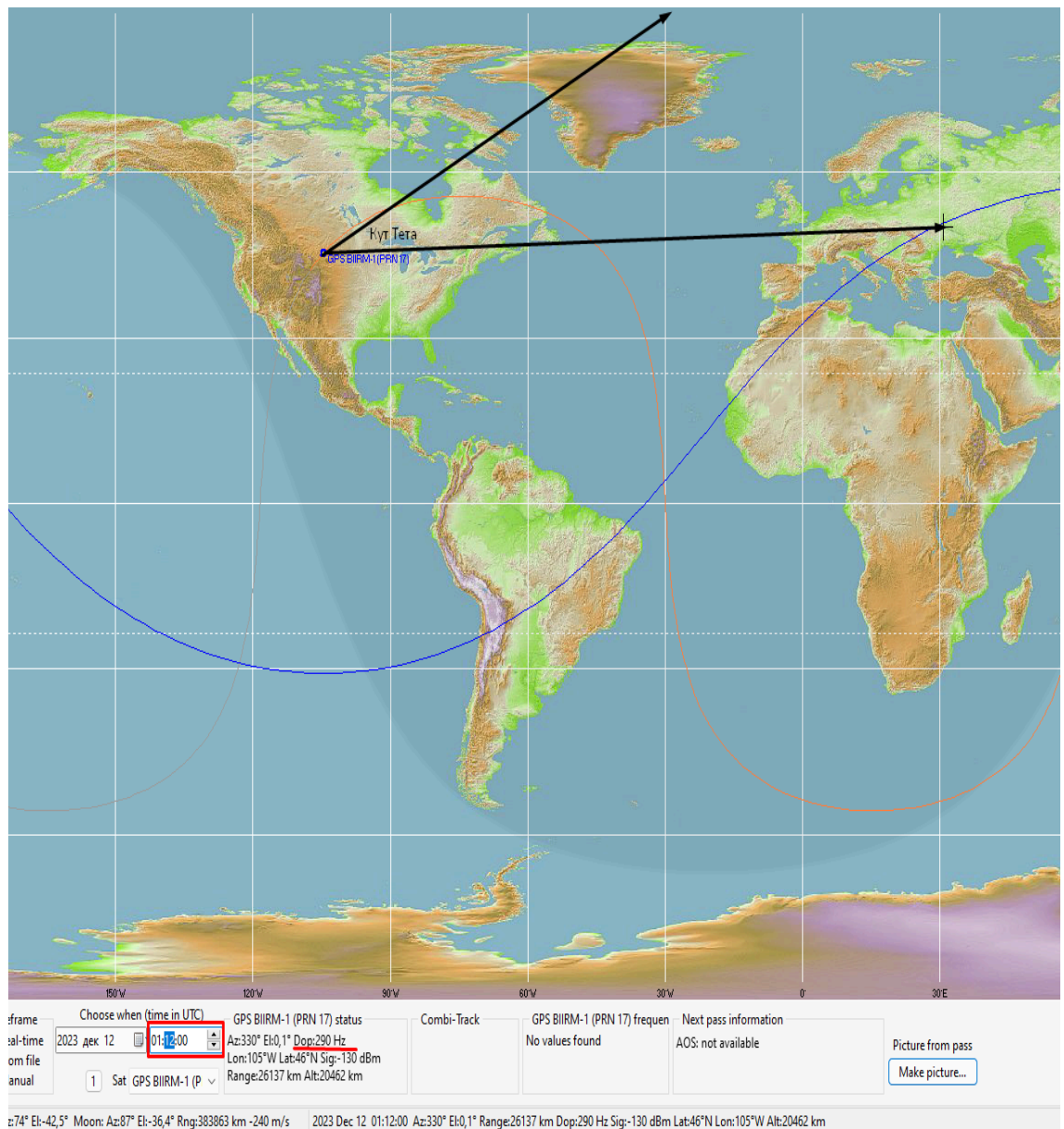


Рис.4.7 Перше потрапляння супутника у зону спостереження

Вперше, о 01:12:00 годині наш супутник потрапляє у зону спостереження, доплерівський зсув складає 290 Гц, кут Тета 40 градусів.

О 05:32:00 годині наш супутник вперше покидає зону спостереження, зсув доплера вже складає -246 Гц (рис.4.8)

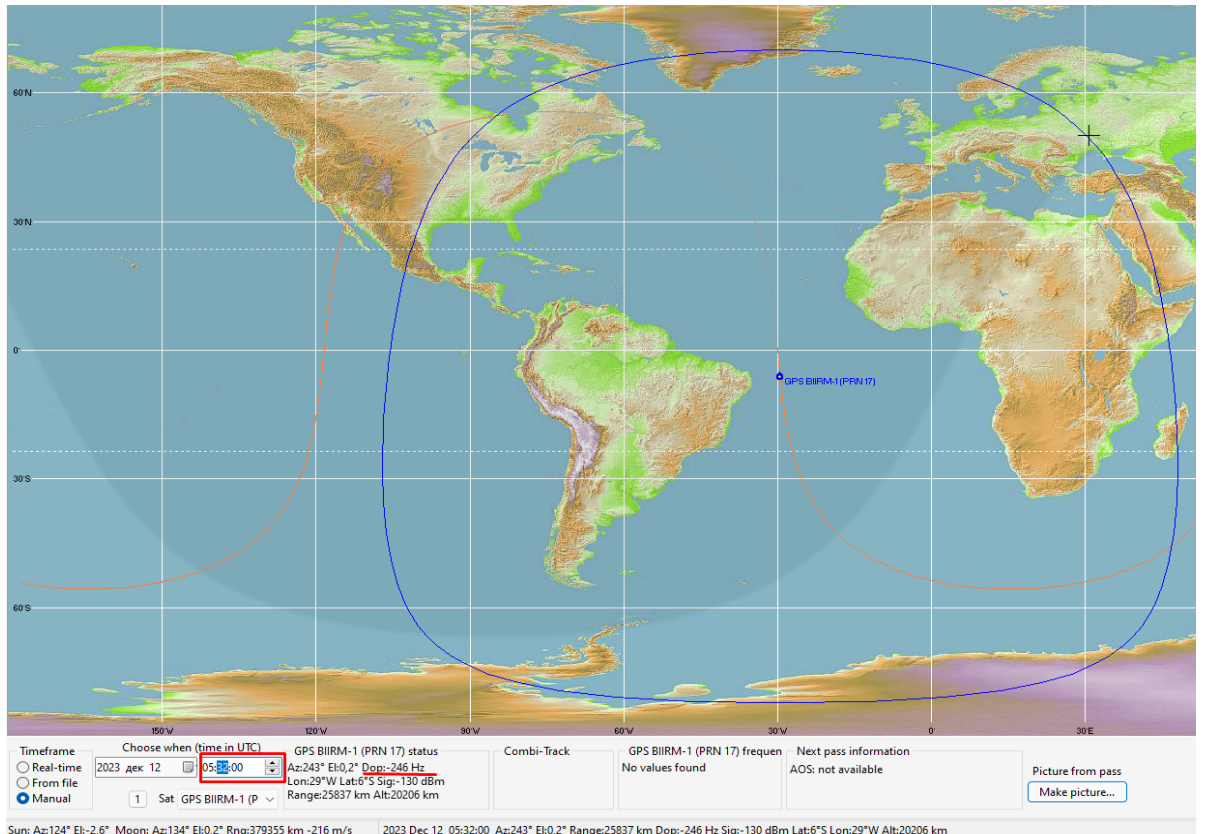


Рис.4.8 Супутник вперше покидає зону спостереження

О 10:17:00 Супутник знов заходить у нашу зону спостереження, з звуку Доплера вже 290 Гц, кут Тета 30 градусів (рис.4.9).

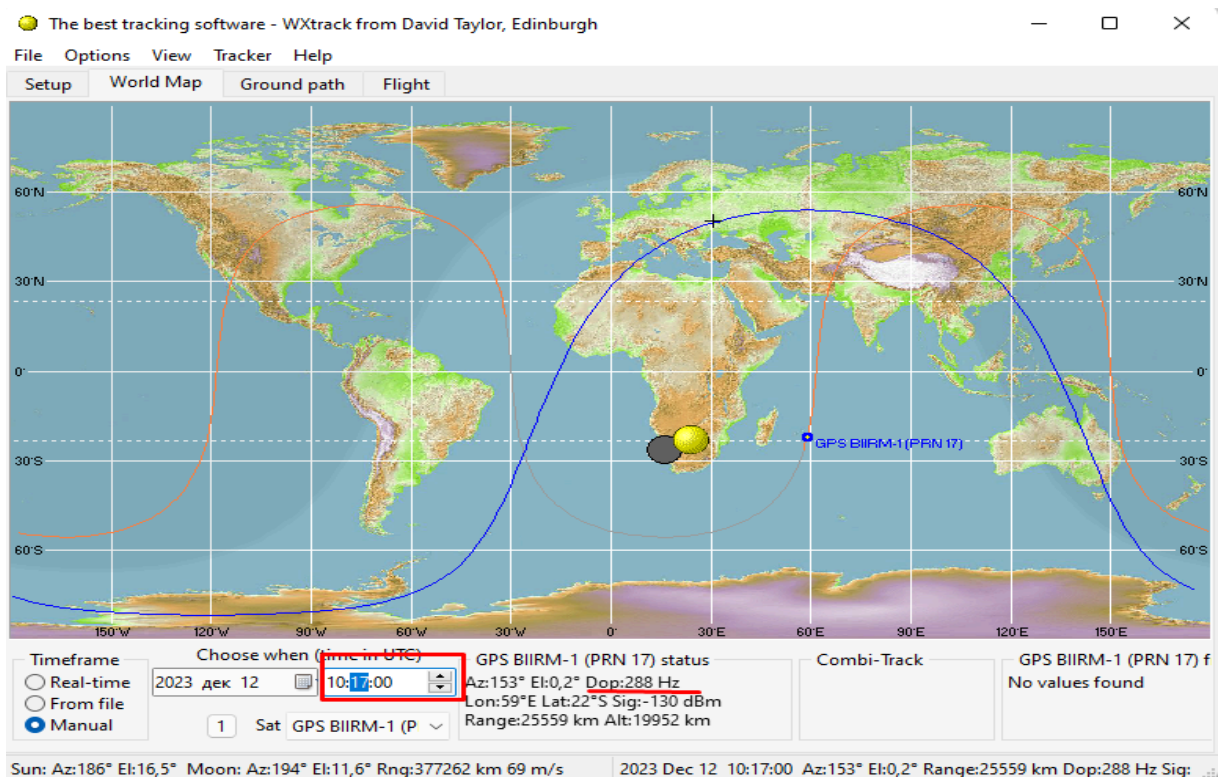


Рис. 4.9 Друге потрапляння супутника у зону спостереження

Супутник вийшов вдруге із зони спостереження о 15:47:00 із значення зсуву доплера -249 Гц (рис.4.10).

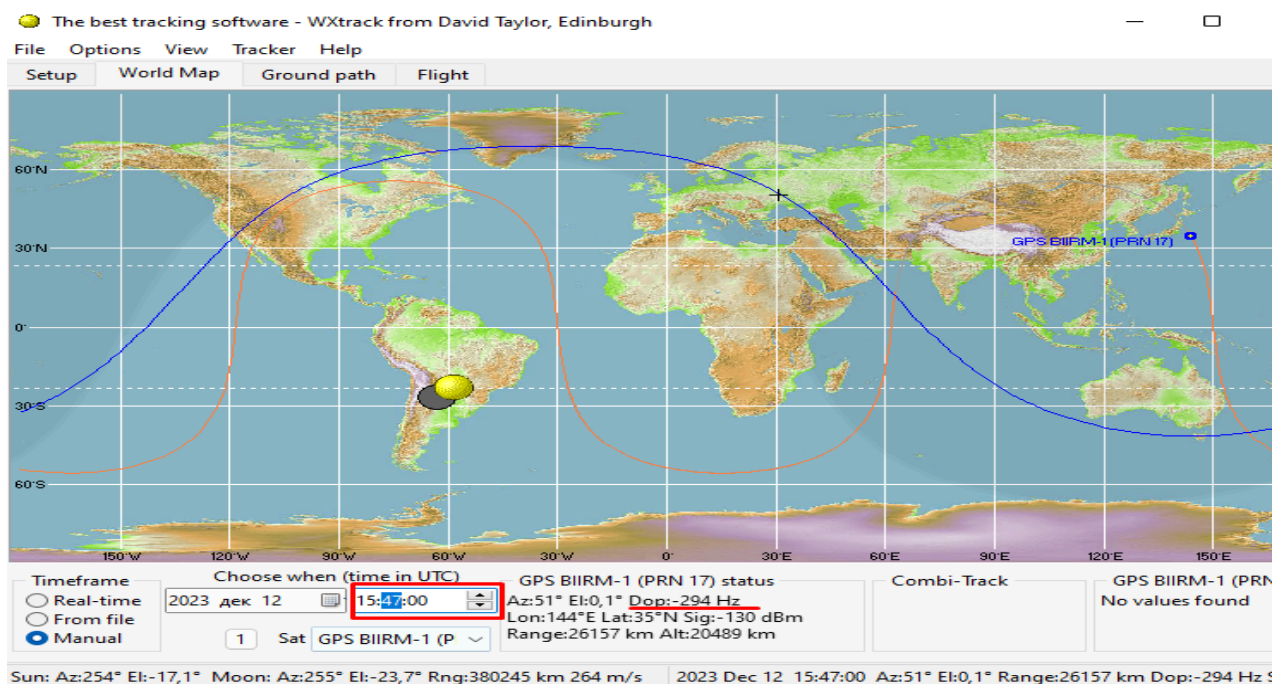


Рис.4.10 другий вихід супутника із зони спостереження на першому колі

Час одного обертання навколо Землі супутника GPS складає 12 годин і за цей час він проходить 166843 км (Табл.4.1).

Таблиця 4.1

Розрахунок пройденої відстані супутника GPS PRN 17

Висота супутника(км)	Радіус Землі (км)	Довжина,пройдена супутником,за повне коло (км)	Назва Супутника
2021	630	166482	GPS PRN 17

Табл.1 Дані супутника GPS PRN 17

4.2 Проведення експерименту з оцінки зміни параметрів супутника PEGASUS

Для наступного експерименту я обрав супутник PEGASUS, він є важливим супутником, дослідження якого дає можливість кращого розуміння його характеристик та потенційних можливостей.

Повторюю усі початкові дії як із попередньо досліджуваним супутником, виставляючи час та місце спостереження.

Наразі супутник знаходиться не в зоні спостереження (рис 4.11). Шукаємо захід супутника у зону спостереження.

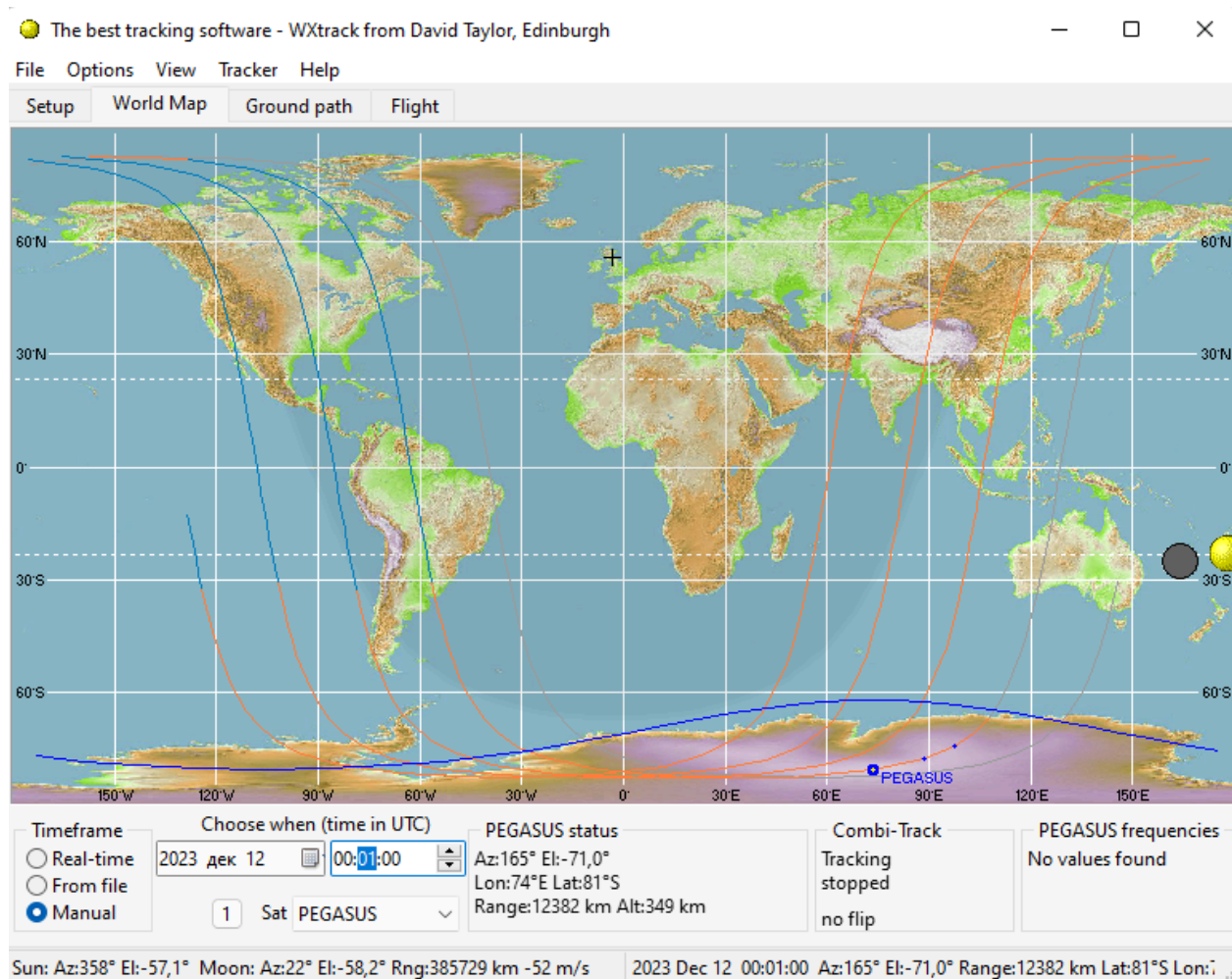


Рис.4.11 Знаходження супутника при заданих початкових даних

Перше потрапляння супутника можна спостерігати о 8:27:04, отримуємо зсув Доплера 3229 Гц (рис.4.12).

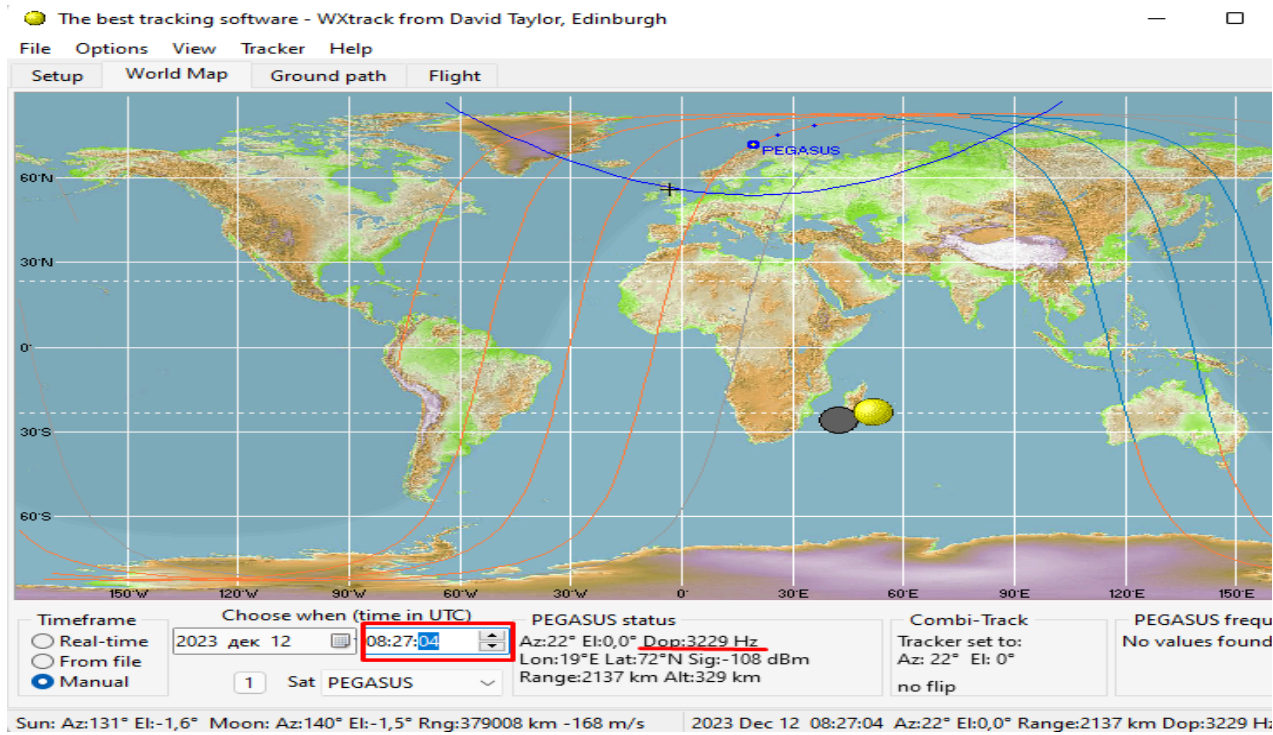


Рис.4.12 Супутник PEGASUS потрапив до зони спостереження

Супутник уперше вийшов із зони спостереження о 08:35:59 із значенням зсуву Доплера -3234 Гц (рис.4.13).

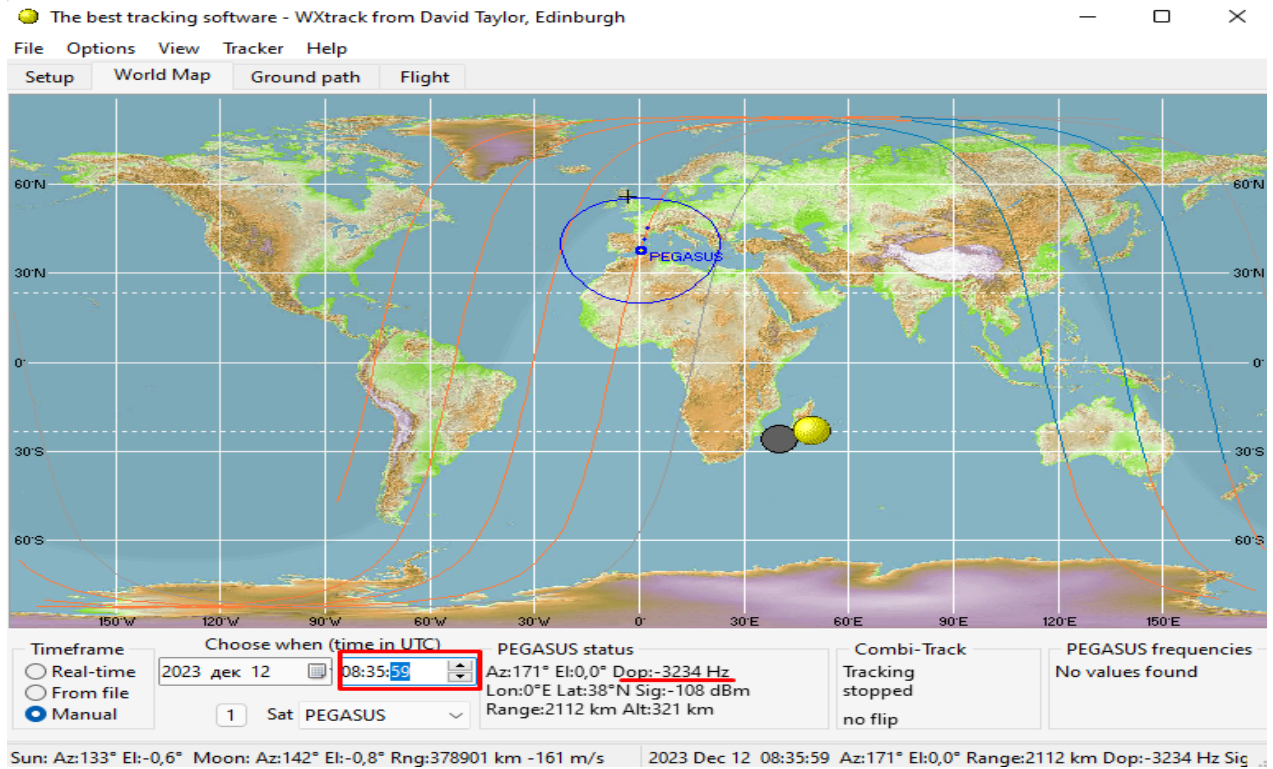


Рис.4.13 Перший вихід супутника PEGASUS із зони спостереження

Супутник PEGASUS має велику швидкість обертання навколо Землі, тому через невеликий час, а саме о 09:57:20 він вдруге потрапляє до зони спостереження із значенням зсуву Доплера 3167 Гц і кутом Тета 45 градусів (рис 4.14).

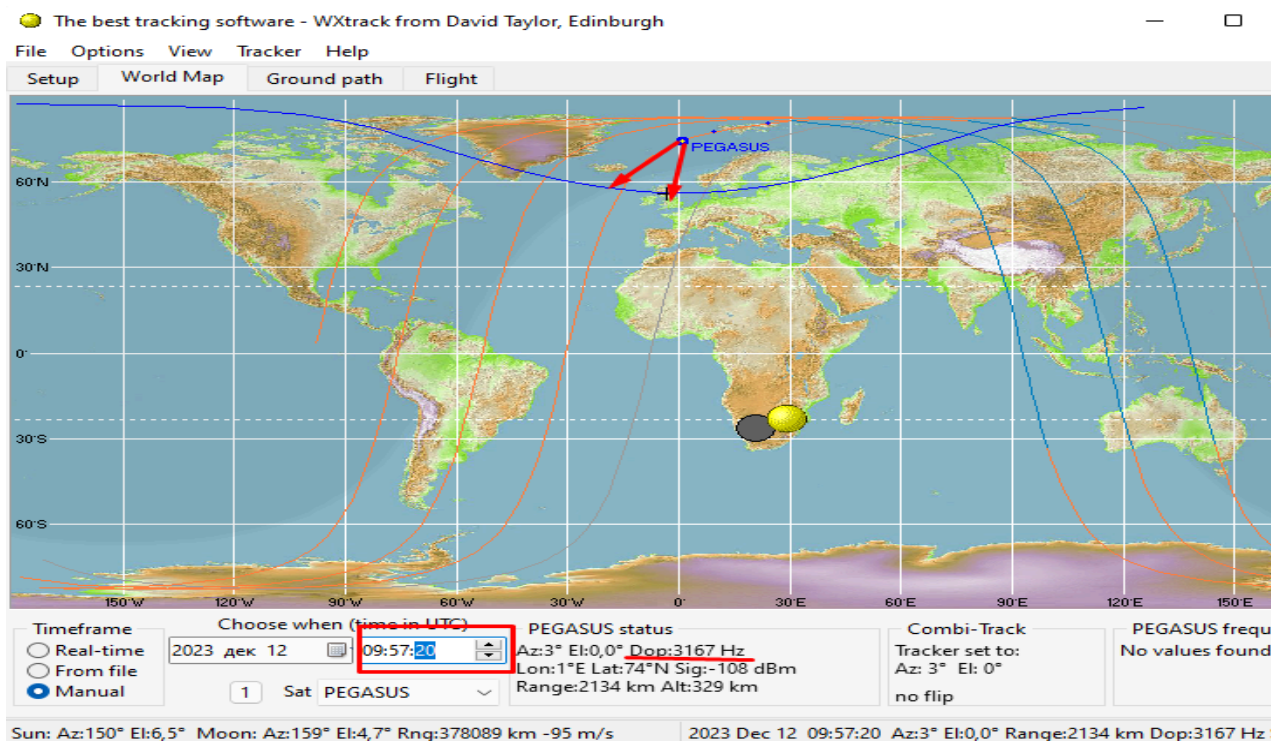


Рис.4.14 Друге потрапляння у зону спостереження супутника PEGASUS

Вже через декілька хвилин, о 10:05:53 супутник покидає зону спостереження і має зсув Доплера -3161 Гц (рис.4.15).

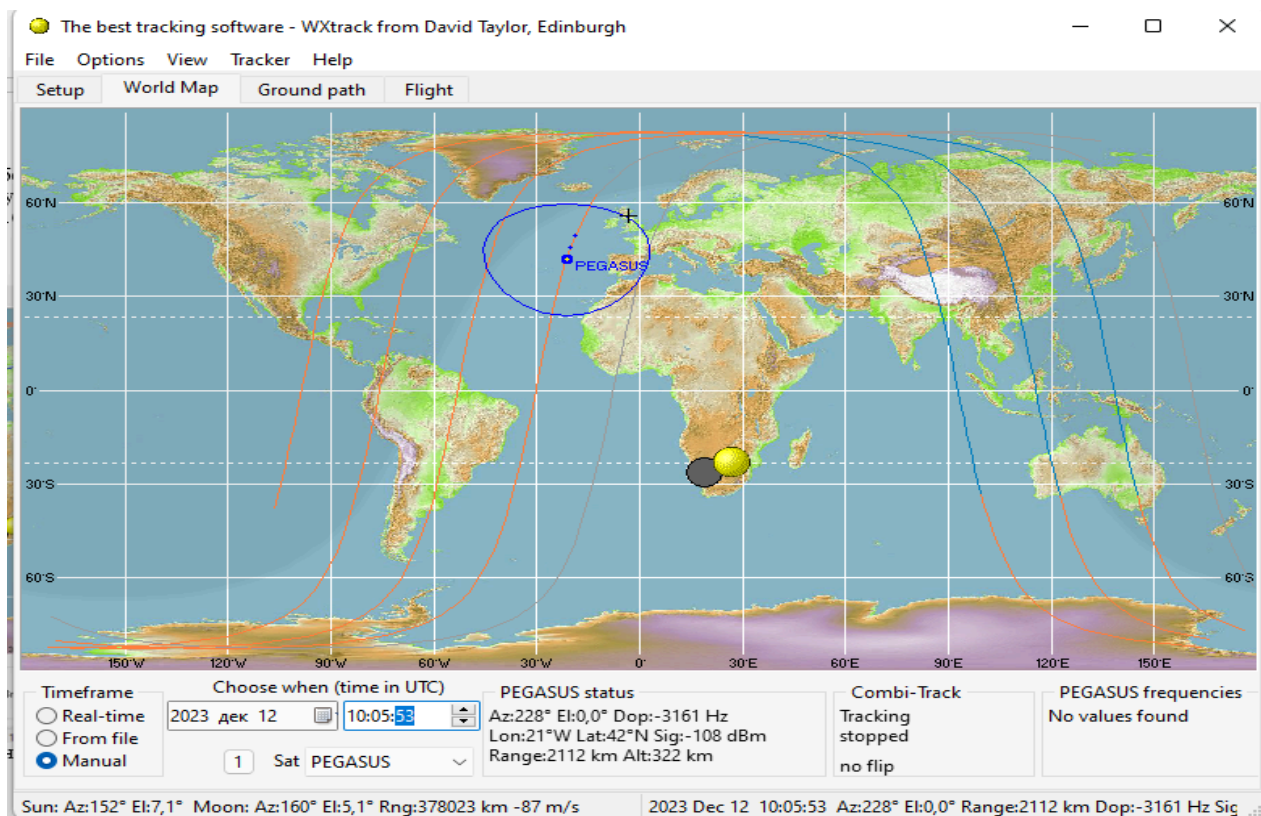


Рис.4.15 Покидання зони спостереження супутником PEGASUS

Отже, за одне обертання навколо Землі, супутник долає відстань 41856 км.

Таблиця 4.2

Розрахунок пройденої відстані супутника PEGASUS

Висота супутника(км)	Радіус Землі (км)	Довжина, пройдена супутником, за повне коло (км)	Назва Супутника
322	6300	41586,16	PEGASUS

4.3 Проведення експерименту з оцінки зміни параметрів супутника TAURUS 1

Експеримент дозволяє вивчити та проаналізувати зміни характеристик спутника TAURUS 1 в програмі Wxtrack під час його руху, виявляючи важливі відомості про його функціонування.

Скидаємо значення до початкових і обираємо зі списку супутник TAURUS 1.

Супутник стоїть у точці, яка не потрапляє у зону спостереження, виправимо це зміною часу і подивимось на результат (рис 4.16).

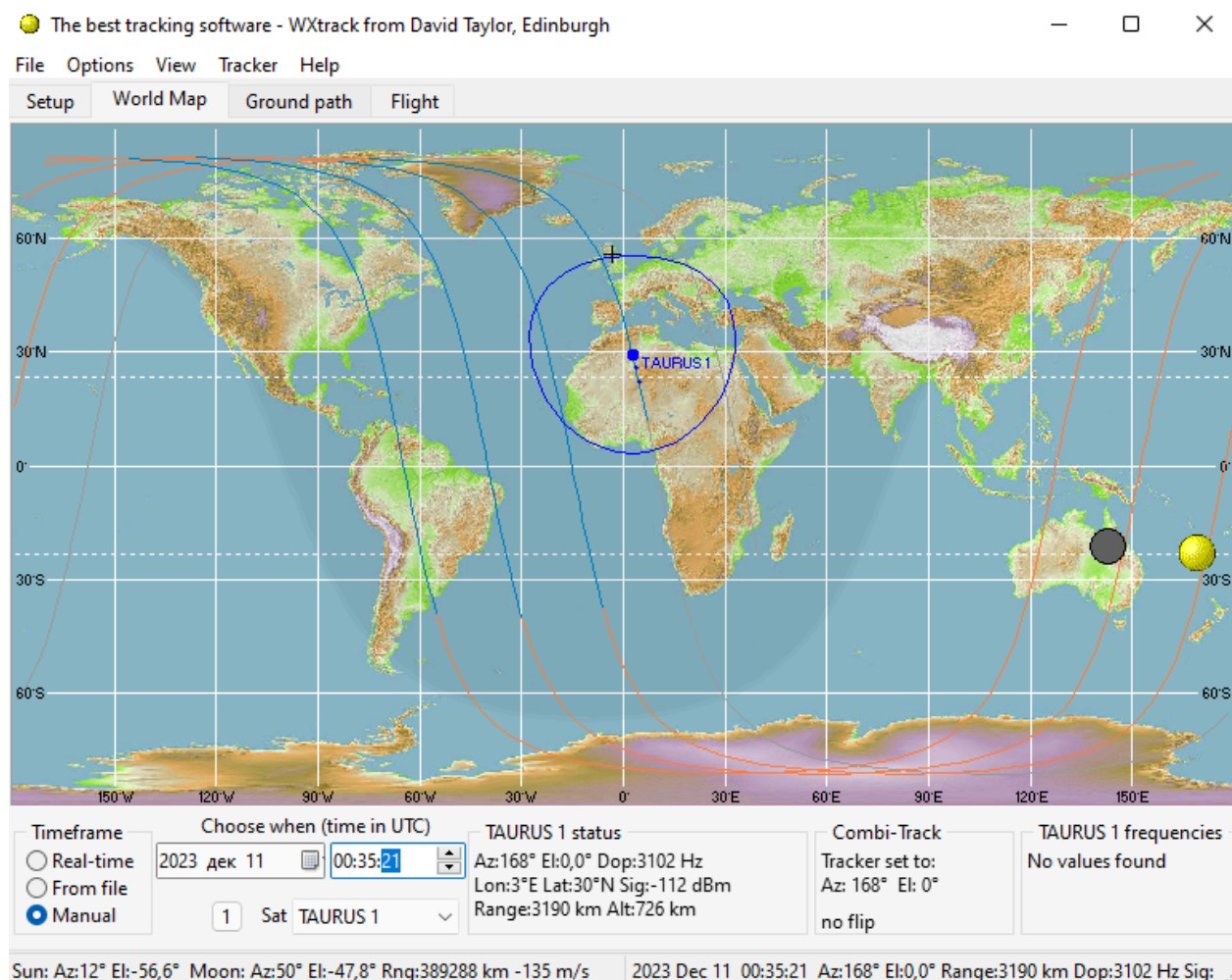


Рис.4.16 Перше потрапляння супутника TAURUS 1 до зони спостереження

Супутник зайшов до зони спостереження о 00:35:21 з частотою зсуву Доплера 3102 Гц і кутом Тета 5 градусів.

Вже о 00:49:59 супутник TAURUS 1 вперше покидає зону спостереження і при цьому має зсув Доплера -3091 Гц (рис. 4.17)

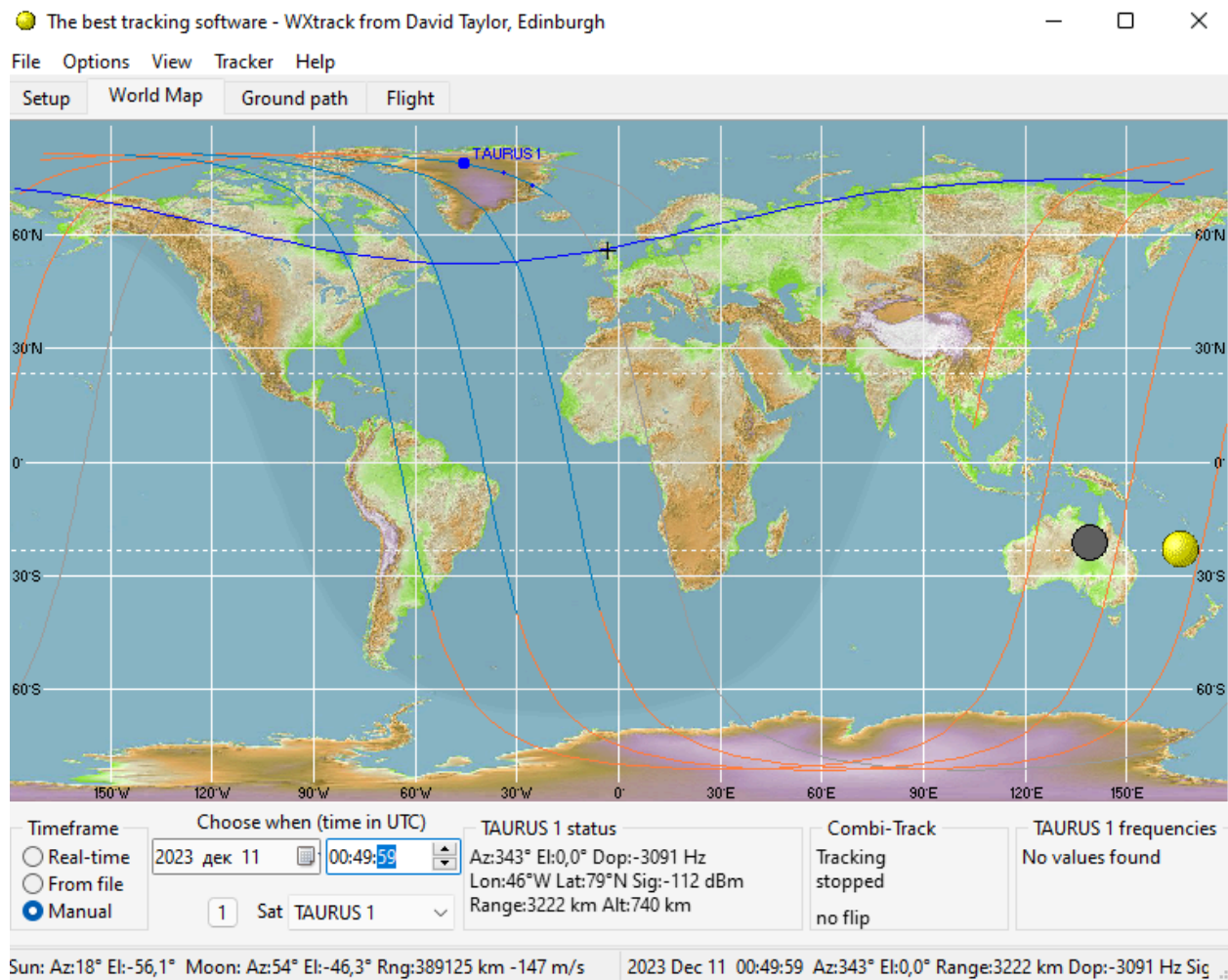


Рис.4.17 Перше покидання зони спостереження супутником PEGASUS

Коли супутник TAURUS 1 покидає обрану зону спостереження можемо спостерігати зникнення чи послаблення сигналу, зміщення даних супутника, його висоти і багато іншого, програма перестав отримувати дані про доплерівський зсув.

Це може викликати перерву у спостереженнях, втрату зв'язку чи призвести до закінчення можливості отримання додаткової інформації про рух та характеристики супутника TAURUS 1.

Швидкість супутника доволі велика, тому через короткий проміжок часу, о 2:15:32 він повертається до зони спостереження і потрапляє у неї з частотою зсуву Доплера 2437 Гц, кут Тета складає 60 градусів (Рис.4.18)

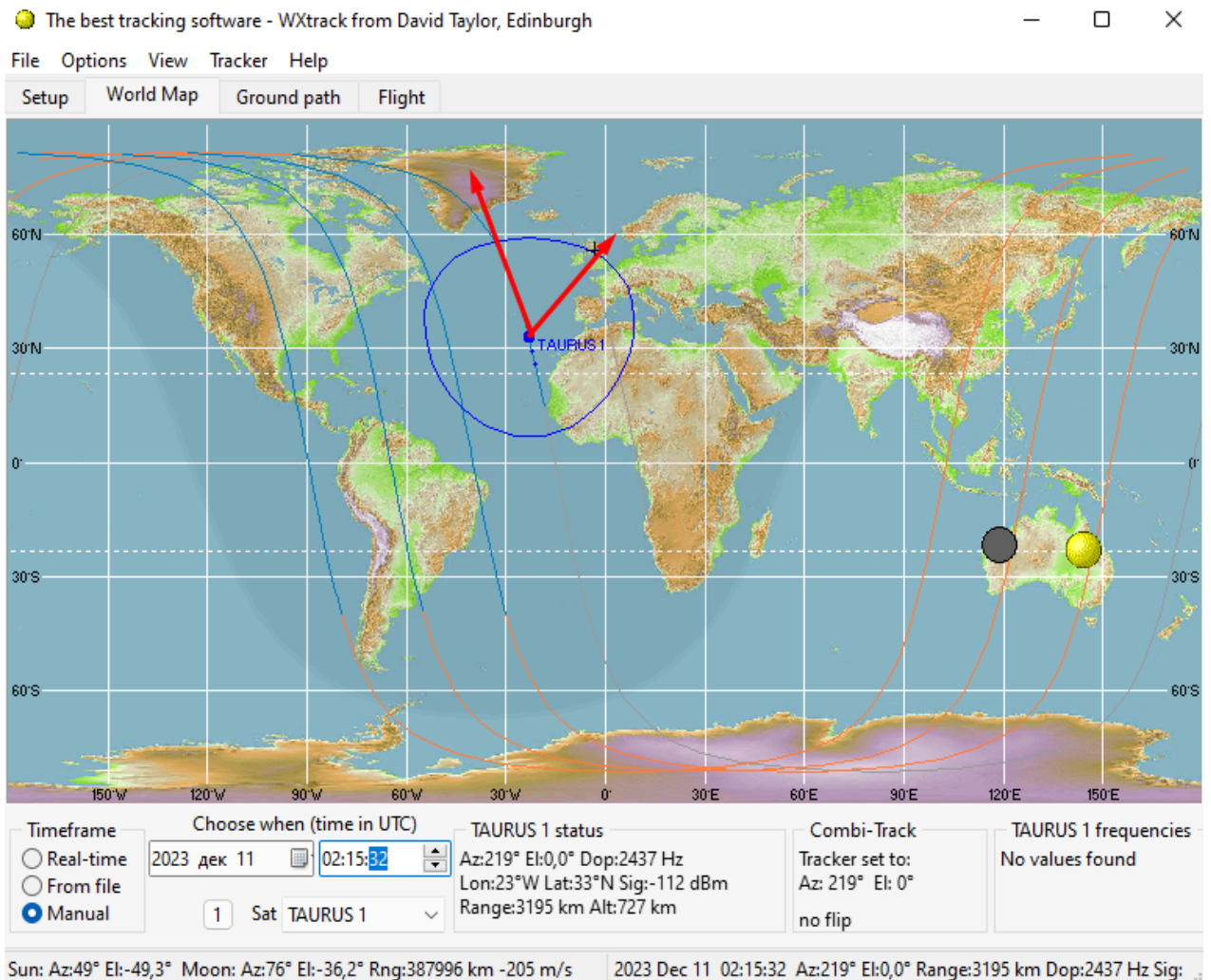


Рис.4.18 Друге потрапляння супутника TAURUS 1 у зону спостереження

Вже о 02:27:41 цей супутник вдруге покидає зону спостереження, маючи при цьому зсув Доплера -2430 Гц.

Супутник TAURUS 1 має велику швидкість обертання навколо нашої планети, і за малий час одного обертання він проходить 44211 км.

Таблиця 4.3

Розрахунок пройденої відстані супутника TAURUS 1

Висота супутника(км)	Радіус Землі (км)	Довжина, пройдена супутником, за повне коло(км)	Назва Супутника
----------------------	-------------------	---	-----------------

4.4 Висновок до розділу

Експериментальний розділ, присвячений спостереженню та аналізу руху супутників GPS PRN 17, BEIDOU-3 G4 і TAURUS 1 в програмі Wxtrack, виявив великий потенціал для розуміння та дослідження динаміки цих об'єктів у космосі. Дослідження викликало інтерес та надало цінну інформацію щодо їхнього руху та параметрів у визначеній зоні спостереження.

1. Унікальність програми Wxtrack: Використання цієї програми дозволило нам отримати детальні дані та візуалізацію руху супутників, що створило можливість для аналізу та вивчення їхньої динаміки.

2. Результати аналізу руху: Спостереження за супутниками дозволило отримати важливі відомості про їхні параметри та рух, що можуть бути корисними для подальших досліджень у сфері космічних технологій та навігації.

3. Практичне значення отриманих даних: Отримана інформація про рух супутників може мати практичне значення для покращення систем навігації, а також для розвитку космічних технологій та наукових досліджень.

4. Межі спостереження: При виході супутників за межі зони спостереження може виникати втрата зв'язку або обмеження доступу до даних про їхні характеристики, що робить цей етап дослідження важливим для розуміння меж спостереження та обмежень аналізу.

В цілому, експериментальний розділ надав можливість вивчення та аналізу руху супутників, розширивши наше розуміння їхньої динаміки та потенційного впливу на космічну сферу технологій та наукових досліджень.

РОЗДІЛ 5. РОЗРАХУНОК ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ РОЗРОБКИ ПРОГРАМНИЙ СИМУЛЯТОР РУХУ СУПУТНИКІВ

Під ефективністю в рамках розрахунку доцільно вважати відношення розрахункового (очікуваного) прибутку по відношенню до суми витрачених на розробку і впровадження ресурсів. Економічна ефективність є не єдиним видом можливої ефективності. Також звернемо увагу на синергетичний результат за рахунок системної інтеграції різних видів ефективності, серед яких присутні наступні:

- Економічна
- Технічна
- Інформаційна
- Математичне моделювання і прийняття рішень
- Психологічна
- Соціальна
- Культурна
- Екологічна
- Ергономічна

Система **програмний симулятор руху супутників** повинна бути економічно ефективною, в той же час вона повинна задовольняти різноманітні інтереси спільноти надавачів освітніх послуг і тих, хто формує на них запит. Вартість послуг для студентів завжди повинна враховуватися при оцінці будь-яких пропозицій щодо надання можливості на реалізацію права на освіту, закріпленого в Конституції України. Ринкова економіка, впровадження якої прийнято за основу в сучасній Україні, передбачає економічне стимулювання будь-якого виду творчої, наукової, технічної діяльності шляхом запиту плати за надані послуги або виконані роботи. В той же час висока вартість не може ставати бар'єром який не може подолати особа, яка прагне реалізувати надане Законом України про Освіту право.

Загальний алгоритм розрахунку рентабельності проекту передбачає врахування таких компонент як витрати на основний варіант реалізації кінцевої системи (програмний симулятор руху супутників), а також її альтернативний варіант. Тут доцільно пригадати відому істину протиставлення таких категорій як Швидко-Якісно-Дешево. З цих трьох компонент можливо одночасно реалізувати лише дві за рахунок перетворення третьої на її повну протилежність.

Так створити можливо програмний симулятор руху супутників Швидко і Якісно, але це буде Дорого. Можна обрати Якісний і Дешевий, але час на його створення при цьому може наближатись до Нескінченності.

Методологічна основа розрахунку полягає у використанні наступного алгоритму розрахунків, представленого послідовністю формул 4.1 – 4.4.

1. Витрати на основний варіант:

$$Z_{\text{прб}} = C_{\text{б}} + E_{\text{н}} \cdot K_{\text{б}} \quad (4.1)$$

2. Витрати на альтернативний (новий) варіант:

$$Z_{\text{пра}} = C_{\text{а}} + E_{\text{н}} \cdot K_{\text{а}} \quad (4.2)$$

$C_{\text{б}}$ - базові витрати;

$K_{\text{б}}$ – капіталовкладення;

$E_{\text{н}}$ - норматив коефіцієнта ефективності інвестицій, $E_{\text{н}} = 0,15$.

1. Термін окупності додаткових капітальних вкладень

$$T_{\text{ок}} = \frac{K_{\text{а}} - K_{\text{б}}}{C_{\text{б}} - C_{\text{а}}} \quad (4.3)$$

2. Річний економічний ефект від впровадження нової системи

$$E_{\text{г}} = Z_{\text{прб}} - Z_{\text{пра}} = (C_{\text{б}} + E_{\text{н}} \cdot K_{\text{б}}) - (C_{\text{а}} + E_{\text{н}} \cdot K_{\text{а}}) \quad (4.4)$$

Для виконання розрахунку ефективності розробки системи авіаційного симулятора для навчання на контрактній основі закладемо наступні початкові дані в грошових одиницях гривня України.

Для *основного варіанту*, який виконуватиметься по підходу Швидко і Якісно:

$$C_b = 1500\ 000$$

$$K_b = 1000\ 000$$

Тоді витрати на базовий варіант з урахуванням нормативу коефіцієнта ефективності інвестицій на рівні $E_n = 0,15$ складе згідно з (4.1):

$$Z_{прб} = C_b + E_n \cdot K_b = 1500000 + 0,15 \cdot 1000000 = 1650000$$

Альтернативний варіант заплануємо реалізувати по схемі Якісно і Дешево з наступними вхідними даними:

$$C_a = 500\ 000$$

$$K_a = 800\ 000$$

Тоді витрати на базовий варіант з урахуванням нормативу коефіцієнта ефективності інвестицій на рівні $E_n = 0,15$ складе згідно з (4.2):

$$Z_{пра} = C_a + E_n \cdot K_a = 500000 + 0,15 \cdot 800000 = 620000$$

Для одержаних результатів виконаємо розрахунок терміну окупності додаткових капітальних вкладень за формулою (4.3):

$$T_{ок} = \frac{K_a - K_b}{C_b - C_a} = \frac{800000 - 1000000}{1500000 - 500000} = -0,2$$

При цьому річний економічний ефект, який розраховується за формулою (4.4) буде наступним:

$$\begin{aligned} E_r &= Z_{прб} - Z_{пра} = (C_b + E_n \cdot K_b) - (C_a + E_n \cdot K_a) = \\ &= 1650000 - 620000 = 1030000 \end{aligned}$$

Одержані результати повністю підтверджуються при автоматизації розрахунків шляхом використання Excel-файлу, результати у вигляді принт-скрину з якого приведені на рис. 4.1

Підсумовуючи проведений розрахунок доцільно ще раз звернути увагу на те що економічна ефективність при всій своїй очевидності не є єдиним варіантом оцінки загального рівня ефективності, про що є відомості на початку даного розділу.

3_Економічна ефективність.xlsx - Microsoft Excel

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V	W
1																							
2				Варіант підприємства																			
3				Основний Новий (альтернативний)																			
4	Кількість АРМ			5	1																		
5	Вартість ПК			1000000	500000																		
6	Зпт			600	200																		
7																							
8																							
9																							
10				Основний Новий (альтернативний)																			
11	Базові витрати	C		1500000	500000																		
12	Капіталовкладення	K		1000000	800000																		
13	Витрати	Зпр		1650000	620000																		
14	Термін окупності			-0,19417																			
15	Річний ефект			1030000																			
16																							
17																							
18																							

Алгоритм розрахунку рентабельності проекту.

1. Витрати на основний варіант: $Z_{прб} = C_б + E_n \cdot K_б$

2. Витрати на альтернативний (новий) варіант: $Z_{пра} = C_a + E_n \cdot K_a$

Сб - базові витрати;
Кб - капіталовкладення;
En - норматив коефіцієнта ефективності інвестицій, En = 0,15.

1. Термін окупності додаткових капітальних вкладень $T_{ок} = \frac{K_a - K_б}{C_б - C_a}$

2. Річний економічний ефект від впровадження нової системи $E_r = Z_{прб} - Z_{пра} = (C_б + E_n \cdot K_б) - (C_a + E_n \cdot K_a)$

Рисунок 5.1 – Автоматизація розрахунку економічної ефективності засобами Excel

РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА ПРАЦІ ТА ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

6.1 Розрахунок освітленості робочої зони

Під час роботи на авіаційному симуляторі рівень освітленості має бути оптимальним. При надмірному освітленні виникає швидка утомлюваність працівників, що може призвести до втрати працездатності та травми. Природне освітлення приміщення здійснюється боковим світлом крізь отвори в зовнішніх стінах або крізь прозорі частини стін.

Основна величина для розрахунку освітлення – КПО. Він залежить від широти місцевості, пори року та погоди. За ним проводиться нормування природнього освітлення.

При односторонньому боковому освітленні нормується мінімальне значення КПО в точці, розташованій на відстані 1 метр від найбільш віддаленої від світлових отворів стіни, на перетині характерного розміру приміщення та умовної робочої поверхні.

Методика розрахунку викладена в [8]. Згідно СНиП II-4-79/85 нормоване значення КПО для робіт високої точності (об'єкт розрізнення від 0.3 до 0.5 мм) зі середнім контрастом об'єкту розрізнення та середнім фоном для III-го поясу $e_H^{III} = 2.0\%$. Для м. Київ (IV пояс світового клімату) КПО:

$$e_H^{IV} = e_H^{III} \cdot m \cdot c, \text{ де} \quad (5.1)$$

e_H^{IV} -КПО для III-го поясу

m – коефіцієнт світового клімату; по таблиці 1.2 з [8] знаходимо $m=0.9$

c - коефіцієнт сонячності клімату по табл. 1.3 з [8], для світлових отворів орієнтованих за азимутом 70 град. коефіцієнт $c=0.8$

$$e_H^{IV} = 2 \cdot 0.9 \cdot 0.8 = 1.44 \quad (5.2)$$

Фактичне значення КПО для бокового освітлення розраховуємо за формулою

$$e_p^{\delta} = (\varepsilon_{\delta} \cdot q + \varepsilon_{зд} \cdot R) \cdot r_1 \cdot \tau_0 / K_3, \text{ де} \quad (5.3)$$

$\varepsilon_{\delta}, \varepsilon_{зд}$ - геометричні КПО в точці розрахунку при боковому освітленні, що враховують пряме світло неба та світло, що відбилося від протилежної будівлі відповідно;

$n1, n1', n2, n2'$ - кількість променів за графіками I та II [8], що проходять від неба та протилежної будівлі в точку розрахунку при поперечному розрізі і плані приміщення;

$$\varepsilon_{\delta} = 0.01(n1 \cdot n2) \quad (5.4)$$

$$\varepsilon_{зд} = 0.01(n1' \cdot n2') \quad (5.5)$$

q - коефіцієнт, що враховує нерівномірну яскравість хмарного неба з таблиці 2.4 [8] для кутової висоти середини світлового отвору над робочою поверхнею (рис. 4.1).

R - коефіцієнт, що враховує відносну яскравість протилежної будівлі, для кирпичної будівлі з врахуванням індексів протилежної будівлі в плані Z1 та в розрізі Z2.

$$Z1 = \frac{l_n \cdot l}{(p+l)a}; \quad Z2 = \frac{H \cdot l}{(p+l)a}; \quad (5.6)$$

l_n, H - відповідно довжина та висота протилежної будівлі;

l - відстань від точки розрахунку в приміщенні до зовнішньої поверхні зовнішньої стіни;

p - відстань між будівлями, що розглядаються;

a - ширина вікна у плані;

r_l - коефіцієнт, що враховує збільшення КПО при боковому освітленні через відбиття від поверхонь приміщення та підстилаючого слою. Залежить від відношення глибини B до висоти гори вікна до рівня робочої поверхні h_1 , відношення l до B , та відношення довжини приміщення $l_{\text{пом}}$ до його глибини B , середньозваженого коефіцієнта відбиття поверхонь приміщення ρ_{CP} :

$$\rho_{\text{CP}} = \frac{\rho_1 S_1 + \rho_2 S_2 + \rho_3 S_3}{S_1 + S_2 + S_3} \quad (5.7)$$

ρ_1, ρ_2, ρ_3 - коефіцієнти відбиття відповідно стелі, стін, полу з [8]

S_1, S_2, S_3 - площі відповідно стелі, полу та стін;

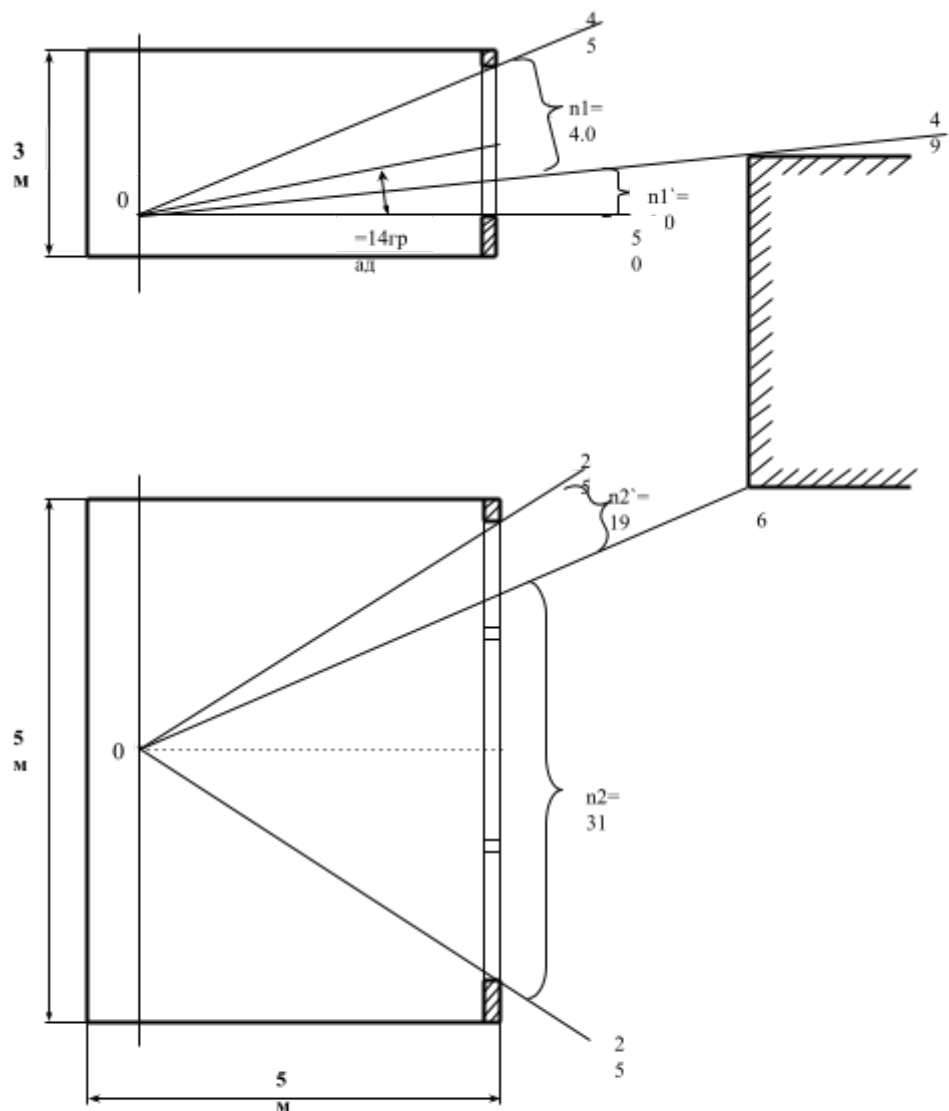


Рисунок 6.1 - Поперечний розріз та план приміщення

τ_0 - загальний коефіцієнт пропускання світла;

$$\tau_0 = \tau_1 \tau_2 \tau_3 \tau_4 \tau_5 \quad (5.8)$$

τ_1 - коефіцієнт пропускання світла матеріалу скління з таблиці 1.8 [8]

для подвійного віконного листового скла;

τ_2 - коефіцієнт, що враховує втрати в рамах вікна з таблиці 1.9. [8]

K_3 - коефіцієнт запасу, визначається по таблиці 1.12 [8].

Значення параметрів, що визначаються за таблицями [8], а також за планом та розрізом приміщення, результати проміжних підрахунків зведені до табл. 5.1, підставляючи числові значення знаходимо:

$$\varepsilon_o = 0.01(4 \cdot 31) = 1.24$$

$$\varepsilon_{зд} = 0.01(1 \cdot 19) = 0.19 \quad Z1 = \frac{30 \cdot 4.25}{(40 + 4.25)3.6} = 0.8 \quad Z2 = \frac{10 \cdot 4.25}{(40 + 4.25)3.6} = 0.27$$

Таблиця 6.1- Вихідні дані і значення коефіцієнтів для розрахунку КПО.

Вихідні дані та коефіцієнти	Значення	Вихідні дані та коефіцієнти	Значення
-----------------------------	----------	-----------------------------	----------

$n1$	4	ρ_2	0,7
$n1'$	1		0,1
$n2$	31	ρ_3	$25 m^2$
$n2'$	19	S_1	$49 m^2$
ε_0	1.24		
	0.19	S_2	$25 m^2$
ε_{3D}		S_3	
	14		
	0.64		0,55
\langle	30M		2,4
q	10M	ρ_{CP}	0,8
l_n	4,25M	B/hI	1
	40M	l / B	2,5
H			
l	3,6M	$l_{ПOM} / B$	
p	2,8M	r_1	0,8
	2,1M		
a	5M		0,7
hI'	5M	τ_1	1
hI		τ_2	1
B			
$l_{ПOM}$		τ_3	1
	0,8	τ_4	
	0,27	τ_5	0,56
	0,7		
$Z1$			1,5
$Z2$		τ_0	0,25
ρ_1			

		K_3	
		R	

$$\rho_{CP} = \frac{0.7 \cdot 2.5 + 0.7 \cdot 49 + 0.1 \cdot 25}{25 + 49 + 25} = 0.55, \quad \tau_0 = 0.8 \cdot 0.7 \cdot 1 \cdot 1 = 0.56$$

В результаті отримуємо:

$$e_p^{\circ} = (1.24 \cdot 0.64 + 0.19 \cdot 0.25) \cdot 2.5 \cdot 0.56 / 1.5 = 0.79$$

Розрахований КПО в 2 рази менше нормованого. Значить робочі місця необхідно розташовувати до вікон приміщення, так щоб вони знаходились в зоні, в межах якої фактичне значення КПО більше або дорівнює нормованому, або необхідно застосовувати спільне освітлення при відповідній йому нормі КПО $e_H^{III} = 0.9$ при цьому за формулою (4.2) визначаємо:

$$e_H^{IV} = 0.9 \cdot 0.8 \cdot 0.75 = 0.55$$

При цьому норми СНиП II-4-79/85 будуть дотримані в межах усього приміщення.

Проведемо перевірочний розрахунок штучного освітлення за методикою викладеною в [9]. На рис 4.2 схема для визначення умов застосування методів розрахунку. При рядах невеликої протяжності ($ln/n < 3$), фактичну освітленість робочої поверхні визначаємо за формулою

$$E = \frac{N \cdot n \cdot \Phi_L \cdot \mu \cdot \sum_{i=1}^m \varepsilon_i \varphi_i}{1000 \cdot K_3 \cdot h^2 \cdot l_p} \quad (5.9)$$

N – кількість світильників в приміщенні;

n – кількість ламп в світильнику;

Φ_L - світловий потік лампи, лм;

μ - коефіцієнт, що враховує збільшення освітленості;

ε_i - відносна освітленість в точці розрахунку, створювана i -м полурядом світильників.

φ_i - коефіцієнт запасу;

h - висота підвісів світильника; $h=3-0.3-0.8=3\text{м}$

lp - довжина ряду світильників; $lp=3.4\text{м}$

Для ламп типу ЛБ40, застосовуваних для освітлення даного приміщення, світловий потік за таблицею 1.1.[9] $\Phi_{л}=3120\text{лм}$

Маємо $n=4$, $N=4$, $K_3=1.5$, $\mu=1.2$, $m=2$

Для визначення табличного значення функції ε знаходимо відношення $p'=p/n$,

де p - відстань від точки розрахунку до проекції ряду світильників на горизонтальну площину.

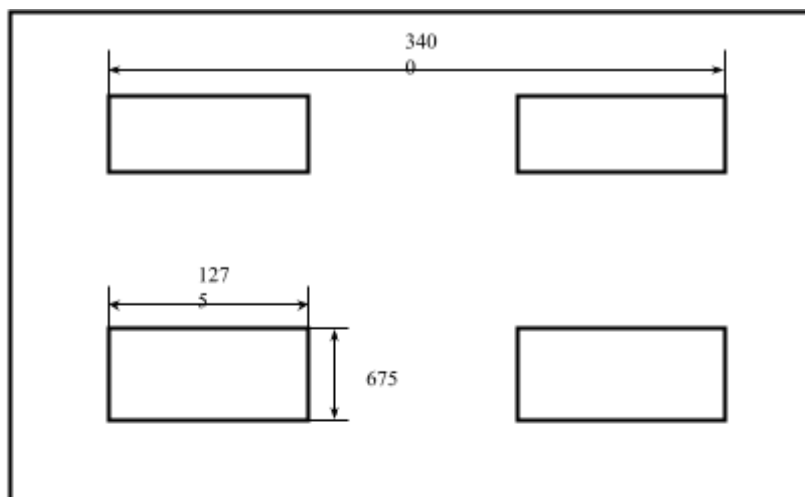
$l'=l_2/n$, l_2 - відстань від точки розрахунку до стіни.

$p'=1/4=0.25$ $l'=2.5/4=0.62$

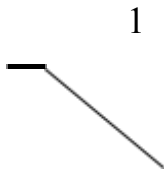
Для кута $\theta=25^\circ$ під яким падає світло $U(\theta)=162\text{лм}$. За табл.1.10 [9] по $U(\theta)$ для світильників 9-ої групи визначаємо $f(p',l')=0.55$ Тоді $\varepsilon = f(p',l') \cdot U(\theta) = 0.55 \cdot 162 = 89$

Підставляючи числові дані отримуємо:

$$E = \frac{4 \cdot 4 \cdot 3120 \cdot 1.2 \cdot 8.9}{1000 \cdot 1.5 \cdot 4 \cdot 3.4} = 560\text{лк}$$



a)



б)

а) розташування світильників

б) визначення відстанні від світильників до поверхні столів (1 – робочі місця)

За таблицею визначаємо значення нормованої освітленості. Для робіт високої точності (об'єкт розрізнення від 0.3 до 0.5 мм) з середнім контрастом об'єкту розрізнення з фоном при середньому фоні знаходимо $E_n=500лк$.

Через те що розраховане фактичне значення освітленості більше нормованого, робимо висновок про придатність системи освітлення в приміщенні.

6.2 Пожежна та вибухова безпека

Деякі речовини та матеріали, що застосовуються на участку монтажу пожежовибухонебезпечні. Ці речовини та деякі їх характеристики, а також засоби пожежогасіння наведені в табл. 5.2.

Таблиця 6.2 - Пожежонебезпечні речовини, що застосовуються під час виробництва печатного вузла.

Найменування речовини	Температура загорання	температура самозайняття	Межі вибуховості		Засоби пожежогасіння
			Нижня	Верхня	
Каніфоль	-	80 °C	12,6 г/м ³	-	Хімічна та повітряно-механічна піна, роспилена вода
Спирт етиловий бензиновий	18 °C	14 °C	3,6% ; 68 г/м ³	19% 340 г/м ³	Хімічна піна, вода, інертні гази
Бензини	17-40 °C	215-474 °C	0,76% 1,1%	5,16% ,12%	Піна, водяний пар, інертні гази
Скло-текстолит	-	-	-	-	Вода, хімічна піна

Для того аби визначити категорію приміщення за вибухопожежною та пожежною небезпекою у відповідності до ОНТП 24-86, необхідно розрахувати надмірний тиск вибуху в приміщенні. Надмірний тиск вибуху визначимо за наступною формулою:

$$\Delta P = [P_{MAX} - P_0] \frac{m \cdot Z}{V_{CB} \cdot \rho_{ГП}} \cdot \frac{100}{C_{СТ}} \cdot \frac{1}{K_u} \quad (5.9)$$

P_{MAX} - максимальний тиск вибуху стехіометричної газо-повітряної або паро-повітряної суміші в замкненому об'ємі ($P_{MAX} = 750 \text{кПа}$);

P_0 - початковий тиск, $P_0 = 101 \text{кПа}$;

m – маса горючої речовини, кг;

Z – площа випару, m^2 ;

V_{CB} - вільний об'єм приміщення;

$\rho_{ГП}$ - щільність пару та газу ($\rho_{\text{етилового спирта по воздуху}} = 1.6 \text{кг/м}^3$)

$C_{СТ}$ – стехіометрична концентрація горючого газу або парів, %;

K_u - коефіцієнт, що враховує негерметичність приміщення та недиабатність процесу горіння, $K_u = 3$;

Вільний об'єм приміщення визначаємо за формулою:

$$V_{CB} = 0.8 \cdot V_{ПОЛН} \quad (5.10)$$

Стехіометрична концентрація визначається за формулою

$$C_{СТ} = \frac{100}{1 + 4.84 \cdot \beta} \quad (5.11)$$

β - стехіометричний коефіцієнт кисню в реакції горіння.

$$\beta = n_e + \frac{n_n + n_x}{4} - \frac{n_0}{2} \quad (5.12)$$

n_0, n_x, n_n, n_e - число атомів С, Н, О та галоїдів в молекулі горючого;

Розраховуємо ΔP за вищенаведеною методикою приймаючи $V_{\text{полн}} = 75 \text{ м}^3$

Щоденно на участку монтажу розходується 0.3л спирту; розрахунок виконан найгіршого випадку; увесь вміст потрапляє в приміщення (для 0.3л легкозаймаючоїся рідини площа розливу 0.3 м^2);

Масу парів рідини визначимо за формулою

$$m = W \cdot S \cdot T$$

W - інтенсивність випарення, $\text{кг} \cdot \text{с}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}$;

S - площа випарення, м^2 ;

T - тривалість випарення ($T = 3600 \text{ с}$)

Інтенсивність випарення визначимо наступним чином

$$W = 10^{-6} \cdot \eta \cdot \sqrt{M} \cdot P_H \quad (5.13)$$

η - коефіцієнт, що обирається з [8] в залежності від швидкості та температури повітря над поверхнею рідини ($\eta = 3.5$);

M - молекулярна маса ($M = 46 \text{ г/моль}$);

P_H - тиск пару C_2H_5OH ($P_H = 5.85 \text{ кПа}$);

Зі справочних даних для C_2H_5OH :

$$W = 1.38 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{с}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}$$

Тоді:

$$m = 1.38 \cdot 10^{-6} \cdot 0.3 \cdot 3600 = 0.15 \text{ кг}, \quad \beta = 2 + \frac{5}{4} - \frac{1}{2} = 2.75,$$

$$C_{CT} = \frac{100}{1 + 4.84 \cdot 2.75} \approx 7.0\%, \quad V_{CB} = 0.8 \cdot 75 = 60 \text{ м}^3,$$

$$\Delta P = [750 - 101] \frac{0.15 \cdot 0.3}{60 \cdot 1.6} \cdot \frac{100}{7} \cdot \frac{1}{3} = 1.4 \text{ кПа}$$

В результаті розрахунку робимо висновок про присвоєння приміщенню категорії В пожежонебезпечне. Оскільки в приміщенні вибухові суміші горючих газів та парів з повітрям не утворюються, а утворюються вони тільки внаслідок аварії або несправності, то приміщення можна віднести до класу В-Іб вибухонебезпечних зон.

Основними причинами виникнення пожежі є:

-порушення прийнятих правил пожежної безпеки та небезпечне поводження з вогнем;

-несправність та перевантаження електричних пристроїв (коротке замкнення);

-несправність вентиляційної системи, що викликає само зайняття або вибух пилу;

-халатне та небезпечне поводження з вогнем;

-самозайняття хлопчатопаперової тканини пропитаної маслом, бензином або спиртом;

-статична електрика, що утворюється від тертя пилу або газів в вентиляційних установках;

-грозові розряди при відсутності або несправності молнієвідводів.

В приміщеннях, де відбувається монтаж печатних плат передбачаємо електричну пожежну сигналізацію (п'ять сповісників типу ПОСТ-1), яка служить для швидкого сповіщення служби пожежогасіння про виникнення пожежі.

Кількість розташованих вогнегасників в робочому приміщенні відповідає вимогам ISO 3941-77.

В робочому приміщенні виконані всі вимоги пожежної безпеки у відповідності до вимог НАПБ А.01.001-95 «Правил пожежної безпеки в Україні».

Вхід в приміщення, проходи між столами та коридори не дозволяється перекривати різними речами та обладнанням. Для зберігання всіх речовин та матеріалів передбачені спеціальні шкафи та ємкості.

З робочими та обслуговуючим персоналом передбачаємо проведення протипожежного інструктажу, занять та бесід.

6.3 Види забруднення навколишнього середовища та напрями його охорони

Різноманітне вторгнення людини в природні процеси в біосфері можна згрупувати за наступними видами забруднень, розуміючи під ними будь-які небажані для екосистем антропогенні зміни:

- інгредієнтне (інгредієнт – складова частина складної сполуки або суміші) забруднення як сукупність речовин, кількісно або якісно сторонніх природнім біогеоценозам;
- параметричне забруднення (параметр навколишнього середовища – одна з її властивостей, наприклад рівень шуму, освітленості, радіації тощо), пов'язане зі зміною якісних параметрів навколишнього середовища;
- біоценотичне забруднення, що полягає у впливі на склад та структуру популяції живих організмів;
- стаціонально-деструкційне забруднення (стація – місце проживання популяції, деструкція – розвалення), що являє собою зміну ландшафтів та екологічних систем в процесі природокористування.

До 60-х років нашого минулого століття під охороною природи мався на увазі захист її тваринного та рослинного світу від знищення. Відповідно і формами цього захисту було головним чином створення особливи охороняємих територій, прийняття юридичних актів, що

що обмежують промисел на деяких тварин, тощо. Вчених та суспільство хвилювали перш за все біоценотичний та частково стаціонально-деструктивний вплив на біосферу. Інгрідієнтне та параметричне забруднення, звісно, існувало також, тим більше що про встановлення очисних споруд на підприємствах мова не йшла. Проте воно не було настільки різноманітним та масованим, як тепер, практично не мало штучно створених сполук, не підвладних природньому розкладу, і природа з ним справлялася самостійно. Так, в річках з непорушеним біоценозом та нормальною швидкістю течії, не припиняємої гідротехнічними спорудами, під впливом процесів перемішування, окису, осаду, поглинання та розкладу редуцентами, дезінфекції сонячним випроміненням тощо забруднена вода повністю відновлювала свої властивості на протязі 30 км від джерел забруднення.

Звичайно, і раніше спостерігалися окремі очаги деградації природи в околицях найбільш забруднюючих підприємств. Проте к середині ХХ ст. темпи інгрідієнтного та параметричного забруднень зросли і якісний їх склад змінився настільки різко, що на значних територіях здатність природи до самоочищення, тобто природньому руйнуванню забруднювача в наслідок природніх фізичних, хімічних та біологічних процесів було втрачено.

В теперешній час не відбувається самоочищення навіть таких повноводних та протяжних рік, як Обь, Єнисей, Лена та Амур. Що вже казати про Дніпро, природня швидкість течії якого в декілька разів знижена гідротехнічними спорудами.

Здатність ґрунту до самоочищення підривається різким зменшенням в ньому кількості редуцентів, що відбувається під впливом необмеженого застосування пестицидів та мінеральних добрив, вирощуванням монокультур, повного збору з полів усіх частин вирощених рослин тощо.

Під охороною навколишнього середовища розуміють сукупність міжнародних, державних та регіональних правових актів, інструкцій та стандартів, що доводять загальні юридичні вимоги до кожного конкретного забруднювача та забезпечують його зацікавленість у виконанні цих вимог,

конкретних природоохоронних заходів задля реалізації цих вимог.

Тільки якщо всі ці складові частини відповідають одна одній за змістом та темпом розвитку, тобто складають єдину систему охорони навколишнього середовища, можна розраховувати на успіх.

Оскільки своєчасно не було вирішено питання охорони природи від негативного впливу людини, тепер все частіше постає задача захисту людини від впливу зміненого природного середовища. Обидва ці поняття інтегруються в терміні «охорона навколишнього (навколо людини) природного середовища».

Охорона навколишнього природного середовища складається з:

- правової охорони, що формулює наукові екологічні принципи у вигляді юридичних законів, обов'язкових для дотримання;
- матеріального стимулювання природоохоронної діяльності, що має на меті зробити її економічно вигідною для підприємств;
- інженерної охорони, що розробляє природоохоронну та ресурсозберігаючу технологію та техніку.

У відповідності до закону України «Про охорону навколишнього природного середовища» охороні підлягають наступні об'єкти:

- природні екологічні системи, озоновий шар атмосфери;
- земля, її надра, поверхневі та підземні води, атмосферне повітря, ліси та інша рослинність, тваринний світ, мікроорганізми, генетичний фонд, природні ландшафти, національні природні парки, пам'ятники природи, рідкісні або такі що знаходяться під загрозою зникнення види рослин і тварин та місця їх проживання.

Основними принципами охорони навколишнього природного середовища мають бути:

- пріоритет забезпечення сприятливих екологічних умов для життя, праці та відпочинку населення;
- науково обгрунтоване поєднання екологічних та економічних інтересів суспільства;
- врахування законів природи та можливостей самовідновлення та

самоочищення її ресурсів;

- недопущення незворотніх наслідків для охорони природнього середовища та здоров'я людини;
- право населення та суспільних організацій на своєчасну і правдиву інформацію про стан навколишнього середовища та негативний вплив на неї та на здоров'я людини різних виробничих об'єктів;
- невідворотність відповідальності за порушення вимог природоохоронного законодавства.

6.4 Інженерна охорона навколишнього середовища

Природоохоронна діяльність підприємств

Природоохоронною є будь-яка діяльність, що спрямована на збереження якості довколишнього середовища на рівні, що забезпечує сталість біосфери. До неї відноситься як великомасштабна діяльність на загальнодержавному рівні зі збереження еталонних образців недоторканої природи та збереженню різноманіття видів на Землі, організації наукових досліджень, підготовки спеціалістів-екологів та вихованню населення, так і діяльність окремих підприємств з очистки від шкідливих речовин стічних вод та відведених газів, зниженню норм використання природних ресурсів тощо. Така діяльність здійснюється в основному інженерними методами.

Існує два основних напрямки природоохоронної діяльності підприємств. Перший – очистка шкідливих викидів. Цей шлях в чистому вигляді є малоефективним, через те що з його допомогою далеко не завжди вдається повністю припинити потрапляння шкідливих речовин до біосфери. До тогож зменшення рівня забруднення одного компонента навколишнього середовища веде до збільшення забруднення іншого.

Наприклад, встановлення вологих фільтрів при газоочистці дозволяє зменшити забруднення повітря, але призводить до ще більшого забруднення води.

Використання очисних споруд, навіть найбільш ефективних, різко зменшує забруднення навколишнього середовища, однак не вирішує цю проблему повністю, оскільки в процесі функціонування цих споруд також виробляються відходи, хоч і в меншому об'ємі, проте, як правило, з підвищеною концентрацією шкідливих речовин. Нарешті, робота більшої частини очисних споруд вимагає значних енергетичних затрат, що, в свою чергу, також не є безпечним для довколишнього середовища.

Крім того, забруднювачі, на знешкодження яких йдуть значні кошти, являють собою речовини, в утворення яких вже вкладено працю і які за нечастим виключенням можна було б використовувати в народному господарстві.

Для досягнення високих еколого-економічних результатів необхідно процес очистки шкідливих викидів поєднати з процесом утилізації утриманих речовин, що зробить можливим об'єднання першого напряму з другим.

Другий напрям – ліквідація самих умов забруднення, що вимагає розробки маловідходних, а в перспективі і безвідходних технологій виробництва, які дозволяли б комплексно використовувати початкову сировину та утилізувати максимум шкідливих для біосфери речовин.

Проте далеко не для всіх виробництв знайдені прийнятні техніко-економічні рішення з різкого зменшення кількості утворюваних відходів та їх утилізації, тому в теперешній час доводиться працювати в обох зазначених напрямках.

Турбуючись про вдосконалення інженерної охорони навколишнього природного середовища, необхідно пам'ятати, що жодні очисні споруди чи безвідходні технології не зможуть відновити стійкість біосфери, якщо будуть перевищені граничні значення скорочення природних, не перетворених людиною природних систем - закон незамінності біосфери.

Такою межею може виявитись використання більше 1% енергетики біосфери і глибоке перетворення більше 10% природних територій (правила одного і десяти відсотків). Тому технічні досягнення не знімають необхідності

розв'язання проблем зміни пріоритетів суспільного розвитку, стабілізації народонаселення, створення необхідного числа заповідних територій та інших, розглянутих раніше.

Види та принципи роботи очисного обладнання та споруд

Більшість сучасних технологічних проців пов'язана з подрібленням речовин, транспортуванням сипких матеріалів. При цьому частина матеріалу переходить в пил, який шкідливий для здоров'я і наносить значну матеріальну шкоду народному господарству внаслідок втрати цінних продуктів.

Для очистки застосовують різні конструкції апаратів. За способів вилову пилу їх поділяють на апарати механічної (сухої та вологої) і електричної очистки газів. В сухих апаратах (циклонах, фільтрах) використовують гравітаційне осадження під дією сили тяжіння, осадження під дією центробіжної сили, інерційне осадження, фільтрування. У вологих апаратах (скрубберах) це досягається промивкою запиленого газу рідиною. В електрофільтрах осадження на електроди відбувається в результаті передачі частинкам пилу електричного заряду. Вибір апаратів залежить від розмірів пилових частинок, вологості, швидкоті та об'єму газів, що поступають на очистку, необхідного рівня очистки.

Для очистки газів від шкідливих газоподібних домішок використовують дві групи методів– некаталітичні та каталітичні. Методи першої групи ґрунтуються на виведенні домішок з газоподібної суміші за допомогою рідких (абсорберів) та твердих (адсорберів) поглиначів. Методи другої групи полягають в тому, що шкідливі домішки вступають в хімічну реакцію і перетворюються в нешкідливі речовини на поверхні каталізаторів. Ще більш складний і багаторівневий процес являє собою очистка стічних вод.

Стічними водами називають води, використані промисловими та комунальними підприємствами і населенням і є такими, що підлягають очистці від різних домішок. В залежності від умов утворення стічні води поділяють на побутові, атмосферні (ливневі, стічні після дощів з території

підприємств) і промислові. Усі вони містять в тій або іншій пропорції мінеральні і органічні речовини.

Стічні води від домішок очищують механічними, хімічними, фізико-хімічними, біологічними та термічними методами, які, в свою чергу, поділяються на рекупераційні та деструктивні. Рекупераційні методи передбачають видобування зі стічних вод і подальшу переробку цінних речовин. При деструктивних методах речовини, що забруднюють воду, підлягають руйнуванню шляхом окислу або відновлення. Продукти руйнування видаляють з води у вигляді газів або осаду.

Механічну очистку застосовують при видаленні твердих нерозчинних домішок, використовуючи методи відстою та фільтрації за допомогою решіток, утримувачів піску, відстойників. Хімічні методи очистки застосовують для видалення розчинних домішок за допомогою різноманітних реагентів, що вступають до хімічних реакцій зі шкідливими домішками, в наслідок чого утворюються малотоксичні речовини. До фізико-хімічних методів відносять флотацію, іонний обмін, адсорбцію, кристалізацію, дезодорацію тощо. Біологічні методи вважаються основними для знешкодження стічних вод від органічних домішок, які окислюються мікроорганізмами, що передбачає достатню кількість кисню у воді. Ці аеробні процеси можуть протікати як в природніх умовах – на полях зрошення при фільтрації, так і в штучних спорудах – аеротінках та біофільтрах.

Виробничі стічні води, що не піддаються очистці перерахованими методами, підлягають термічному знешкодженню, тобто зпалюванню, або закачці в глибинні свердловини (в наслідок чого виникає небезпека забруднення підземних вод). Указані методи застосовують в локальних (цехових), загальнозаводських, районних або міських системах очистки.

Для знезараження стічних вод від мікробів, що містяться в побутових, особливо в фекальних, зтоках, застосовують хлорування в спеціальних відстійниках.

Після того як решітки та інше приладдя вивільнили воду від

мінеральних домішок, мікроорганізми, що містяться в так званому активному мулі, «з'їдають» органічні забруднення, тобто процес очистки зазвичай проходить в декілька етапів. Однак і після того ступінь очистки не перевищує 95%, тобто повністю видалити забруднення водних басейнів не вдається. Якщо до того ж який-небудь завод спустить в міську каналізацію свої стічні води, що не пройшли попередньої фізичної або хімічної очистки від яких-небудь отруйних речовин на цехових або заводських спорудах, то мікроорганізми в активному мулі загинуть і для відновлення активного мулу може знадобитися декілька місяців. Отже, стоки даного населеного пункту впродовж цього часу будуть забруднювати водойму органічними сполуками, що може призвести до його евтрофікації.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Ваша робота виявилася досить обширною і детальною, враховуючи аналіз супутника GPS, програмного забезпечення та експериментальні вимірювання доплерівського зсуву для конкретних супутників. Ось можливий висновок:

Дослідження зміни параметрів радіонавігаційних сигналів для рухомих об'єктів в контексті супутникової системи GPS виявилось важливим етапом для розуміння функціональності цієї системи та її можливих застосувань.

Проведений аналіз характеристик супутника GPS PRN 17 надав глибше уявлення про його технічні можливості та роль у глобальній системі навігації.

Використання програми Wxtrack стало ключовим аспектом у реалізації дослідження, надавши змогу аналізувати та візуалізувати рух супутників з

точністю та достовірністю. Це дозволило експериментально оцінити зміну доплерівського зсуву для конкретних супутників, таких як GPS PRN 17, PEGASUS та TAURUS 1.

Результати дослідження вказують на значимість інформації, що може бути отримана за допомогою аналізу радіонавігаційних сигналів, зокрема доплерівського зсуву, для визначення параметрів руху об'єктів у просторі. Це відкриває нові можливості для поліпшення точності та надійності систем навігації, а також для розвитку відповідних методів та технологій для подальших досліджень.

У цілому, робота підтвердила важливість експериментальної оцінки та аналізу радіонавігаційних сигналів для рухомих об'єктів, а також виявила перспективи їхнього використання для подальших наукових та технічних досліджень у цій області.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

- 1 Бойченко С В., Положення про дипломні роботи (проекти) випускників Національного авіаційного університету / С В. Бойченко, О.В. Іванченко К.: НАУ, 2017. – 63 с.
- 2 Харченко В.П. Методичні рекомендації до виконання магістерських робіт/В.П. Харченко, В.Ю. Ларін – К.: НАУ, 2012. – 52 с.
- 3 <https://www.navcen.uscg.gov/gps-technical-references>
- 4 <https://www.ion.org/publications/upload/NAVI.123.pdf>
- 5 <https://www.satsignal.eu/software/wxtrack.html>

