

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри, д.т.н., проф.

_____ В.Ю. Ларін

«___» _____ 2021 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ «МАГІСТР»
ЗА ОСВІТНЬО-ПРОФЕСІЙНОЮ ПРОГРАМОЮ
«СИСТЕМИ АЕРОНАВІГАЦІЙНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ»

**Тема: «Програмні засоби моделювання та візуалізації супутникових систем
різного призначення»**

Виконав: _____ **В.Г. Бевз**

Керівник: к.т.н., доцент _____ **О.С. Погурельський**

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

Київ - 2021

MINISTRY OF EDUCATION AND SCIENCE OF UKRAINE
National Aviation University
Faculty of Air Navigation, Electronics and Telecommunications
Air Navigation Systems Department

PERMISSION FOR DEFENCE

Head of the Department

Doctor of Sciences (Engineering)

_____ V. Yu. Larin

« ____ » _____ 2021

MASTER'S THESIS
ON THE EDUCATIONAL PROFESSIONAL PROGRAM
“SYSTEMS OF AIR NAVIGATION SERVICE”
(EXPLANATORY NOTE)

Theme: «Software facilities for simulation and visualization of various target purpose satellite systems»

Performed by: _____ **V. Bevz**

Supervisor: _____ **O. Pogurelsky**

Standard inspector: _____ **T. Shmelova**

Kyiv - 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра аеронавігаційних систем
Освітня ступінь «Магістр»
Спеціальність 272 «Авіаційний транспорт»
Освітньо-професійна програма «Системи аеронавігаційного обслуговування»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

д-р техн. наук, проф.

_____В.Ю. Ларін

«___»_____2021 р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Бевза Владислава Геннадійовича

1. Тема дипломної роботи: «Програмні засоби моделювання та візуалізації супутникових систем різного призначення» затверджена наказом ректора № 2339/ст від 22.10.2021.

2. Термін виконання роботи: 25.10.2021 - 27.12.2021.

3. Вихідні дані до дипломної роботи: керівництва користувачів до обладнання лабораторії супутникової навігації кафедри аеронавігаційних систем, комплекси програмного забезпечення для декодування та конвертації даних ГНСС розробки лабораторії супутникових навігаційних систем, інтерфейсні контрольні документи ГНСС.

4. Зміст пояснювальної записки: Пояснювальна записка містить чотири розділи, оформлені за встановленими вимогами. В першому розділі роботи виконується огляд принципів функціонування сучасних систем супутникової навігації та визначається перелік основних задач, які вирішуються в ході реалізації супутникової навігаційної системи. В другому розділі формулюється технічне завдання на виконання дослідження в рамках теми дипломної роботи.

В третьому розділі виконується опис методика одержання вхідних даних для проведення експериментального моделювання та їх перевірка шляхом використання програмними модулями розробки лабораторії супутникових навігаційних систем кафедри аеронавігаційних систем. В четвертому розділі одержані на попередньому етапі початкові дані використовуються в програмних засобах сторонніх розробників для перевірки можливості розширення їх функцій. Наводяться одержані в ході комплексу досліджень результати комп'ютерного моделювання.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: рисунки у відповідних розділах пояснювальної записки, блок-схеми, графіки, таблиці, графічні результати моделювань та візуалізацій Слайди презентації до захисту дипломної роботи.

6. Календарний план-графік роботи.

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	2	3	4
1	Попередній аналіз проблеми, підготовка та написання 1 розділу «Концепція побудови супутникових навігаційних систем»	25.10.21 – 31.10.21	
2	Формулювання цілей та завдань дослідження, написання 2 розділу «Технічне завдання »	1.11.21 – 4.11.21	
3	Розробка методика одержання та перевірки початкових даних для моделювання, написання 3 розділу «Методика одержання та перевірки початкових даних»	5.11.21 – 20.11.21	

1	2	3	4
4	Проведення комплексу експериментальних досліджень, написання 4 розділу «Результати моделювання та візуалізації супутникових систем»	21.11.21 – 11.12.21	
5	Підготовка доповіді та презентаційних матеріалів, захист дипломної роботи	12.12.21 – 27.12.21	

Дата видачі завдання 25.10. 2021 р.

Керівник дипломної роботи _____ Погурельський Олексій Сергійович

Завдання прийняв до виконання _____ Бевз Владислав Геннадійович

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи «Програмні засоби моделювання та візуалізації супутникових систем різного призначення» містить 91 сторінку, 67 рисунків, 2 таблиці, 36 використаних джерела.

Об'єкт дослідження – Глобальна навігаційна супутникова система.

Предмет дослідження – комп'ютерні моделі в середовищі MatLab на основі вхідних даних, одержаних експериментальним шляхом.

Мета роботи – комплексне моделювання супутникових систем різного призначення на основі початкових даних, одержаних експериментальним шляхом.

Методи дослідження – математичне та комп'ютерне моделювання.

У дипломній роботі аналізується концепція побудови діючих супутникових навігаційних систем та основних задач, які вирішуються при їх практичній реалізації і експлуатації. Для виконання моделювання обраних задач описується методика одержання та перевірки початкових даних.

Наводяться результати моделювання, виконаного за допомогою програм створених в середовищі MatLab, розробки лабораторії супутникових навігаційних систем (Розділ 3) та сторонніх розробників (Розділ 4) на основі вхідних даних, одержаних експериментальним шляхом за запропонованою методикою.

ГЛОБАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СУПУТНИКОВА СИСТЕМА, НАВІГАЦІЯ,
АЛЬМАНАХ, КОМП'ЮТЕРНА МОДЕЛЬ, МОДЕЛЮВАННЯ.

ЛИСТ ЗАУВАЖЕНЬ

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ	10
ВСТУП.....	11
РОЗДІЛ 1. КОНЦЕПЦІЯ ПОБУДОВИ СУПУТНИКОВИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ.....	13
1.1 Навігаційні параметри та їх вимірювання	13
1.2 Використання параметрів орбіт навігаційних супутників	18
1.3 Побудова супутникової системи GPS	22
1.4 Структура навігаційного повідомлення	25
1.5 Приймальне обладнання користувачів.....	29
1.6 Визначення псевдовіддалей до супутників та їх різниць.....	33
1.7 Вплив геометрії розташування супутників.....	37
Висновки до розділу 1.....	38
РОЗДІЛ 2. ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ.....	39
2.1 Найменування дипломної роботи.....	39
2.2 Підстава для проведення дипломної роботи.....	39
2.3 Мета і призначення роботи	39
2.4 Вихідні дані для проведення роботи	39
2.5 Очікувані наукові результати і порядок їхньої реалізації.....	40
2.6 Вимоги до виконання роботи	41
2.7 Етапи та строки виконання роботи	41
РОЗДІЛ 3 МЕТОДИКА ОДЕРЖАННЯ ТА ПЕРЕВІРКИ ПОЧАТКОВИХ ДАНИХ	45
3.1 Початкові дані для виконання експериментальної частини дослідження .	45
3.2 Перевірка достовірності одержаних початкових даних.....	53
3.3 Модуль генерації та обробки псевдовипадкових кодів.....	62
Висновки до розділу 3.....	70

РОЗДІЛ 4. РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ ТА ВІЗУАЛІЗАЦІЇ	
СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ.....	72
4.1 Опис елементів програмного інструмента GPS Visibility Predictor.....	72
4.2 Результати моделювання системи GPS.....	77
4.3 Результати моделювання системи Galileo	65
4.3 Результати моделювання системи BeiDou.....	65
Висновки до розділу 4.....	86
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	87
Перелік посилань	89

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

ГНСС	Глобальна навігаційна супутникова система
ГЛОНАСС	Глобальна Навігаційна Супутникова Система розробки Російської Федерації
C/A	Coarse Acquisition Code
CIS	Conventional Inertial System
GPS	Global Positioning System
ECI	Earth Centered Inertial
ECEF	Earth Centered Earth Fixed
ICAO	International Civil Aviation Organization
ICD	Interface Control Document
MEO	Medium Earth Orbit
MHz	Megahertz
MTOM	Maximum Take-off Mass
NAV	Navigation
RPAS	Remotely Piloted Aircraft System
ЕОМ	Електронна обчислювальна машина
МКС	Міжнародна космічна станція
НС	Навігаційний супутник
ПК	Персональний комп'ютер
США	Сполучені Штати Америки
ШСЗ	Штучний супутник Землі

ВСТУП

Функціонування супутникових навігаційних систем стало можливим після появи і успішної апробації технологій розгортання супутникових систем, в яких координати супутників піддаються точному прогнозуванню. Це важливо з огляду на те, що методи визначення координат користувача, які використовуються діючими супутниковими навігаційними системами передбачають наявність інформації про координати супутників, відносно яких користувач визначає своє віддалення. Для реалізації такого розрахунку, у складі навігаційного повідомлення транслюються необхідні для нього початкові дані – координати супутників на опорні моменти часу або орбітальні параметри. Сукупність цієї інформації для всіх супутників системи називається альманахом системи. Додатково альманах містить відомості про функціональний стан кожного з супутників.

Задача моделювання супутникових систем полягає у відтворенні і дослідженні за допомогою математичних та комп'ютерних моделей ряду характеристик, які якісно і кількісно допомагають оцінити роботу супутникової системи. Так можуть бути одержані розрахунки моментів появи і зникнення кожного з супутників в зоні видимості користувача, тривалості їх спостереження, зміни загальної кількості.

Окремим фактором, притаманним віддалемірним системам позиціонування, є геометричний, який характеризує вплив геометричної конфігурації розташування супутників в небі відносно позиції користувача на точність визначення його координат. Реалізуючи моделювання руху супутників з внесенням даних про точку розташування приймача можна створювати прогнози значення геометричних факторів для системи на заданий момент або інтервал часу.

Комп'ютерні моделі супутникових систем широко використовуються як в науково-прикладних, так і в освітніх задачах. Оскільки за допомогою візуалізацій орбіт супутників, їх площин, а також проєкцій ліній руху самих супутників (їх траєкторій) на земну поверхню легшим стає процес вивчення і

розуміння процесів та явищ, які характерні супутниковим системам різного призначення.

В лабораторії супутникових навігаційних систем кафедри аеронавігаційних систем НАУ встановлено обладнання, яке дозволяє одержати необхідні початкові дані для комп'ютерного моделювання різних супутникових систем. Результати моделювання за допомогою того ж обладнання можуть бути порівняні з результатами експериментальних спостережень.

Дипломна магістерська робота «Програмні засоби моделювання та візуалізації супутникових систем різного призначення» пов'язана із описаними вище задачами і виконана за наукової, методологічної та технічної підтримки лабораторії супутникових навігаційних систем кафедри аеронавігаційних систем НАУ.

РОЗДІЛ 1. КОНЦЕПЦІЯ ПОБУДОВИ СУПУТНИКОВИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ

1.1 Навігаційні параметри та їх вимірювання

Стабільність параметрів орбіт супутників дає можливість досить точно обчислити положення супутника для будь-якого моменту часу. Тому виникла революційна для навігації ідея: використати штучні супутники Землі, які знаходяться в безперервному русі, як носії координатної системи. До цього часу носіями координатної системи служили тільки пункти, жорстко закріплені на земній поверхні або в капітальних будівлях, тобто так, щоб їх положення тривалий час було незмінним.

Виходячи з цієї ідеї, положення пунктів на поверхні Землі можна отримати відносно рухомих супутників методом кутової чи лінійної засічки, але при цьому потрібно точно знати момент часу, в якому виконуються вимірювання, що забезпечить визначення положення ШСЗ в просторі під час вимірювань.

ШСЗ системи безперервно випромінюють радіохвилі. Приймачі, встановлені на об'єктах, приймають ці коливання і вимірюють такі параметри прийнятих коливань ШСЗ, які дозволяють визначити однозначно напрямки на супутники чи віддалі до них і за цими даними обчислити положення цих об'єктів. Отже зв'язок між ШСЗ та пунктом на земній поверхні підтримують з допомогою відповідно обладнаних приймачів радіохвиль.

Використовуючи електромагнітні хвилі радіодіапазону, більш точно можна визначати віддалі ніж напрямки. Тому сучасні супутникові системи є віддалемірними. Отже для визначення положення будь-якого пункта або об'єкта потрібно на ньому встановити приймач, який приймає коливання кількох супутників. Для визначення просторового положення приймач повинен приймати коливання не менше як трьох супутників і виконувати вимірювання параметрів прийнятих коливань, які дозволяють обчислити віддалі від приймача до цих супутників. Ці віддалі дають можливість визначити просторові координати приймача.

Для отримання з задовільною точністю місця положення приймача потрібно з відповідною точністю визначати віддалі між ШСЗ та приймачем. Найточнішим методом визначення віддалей є фазовий метод, при якому вимірюють різницю фаз двох когерентних коливань, одне з яких пройшло два рази вимірювану лінію, а шлях другого коливання практично дорівнює нулю. На приймач супутникової системи приходять коливання, які пройшли один раз від супутника до приймача, тобто коливання, фаза яких може замінити фазу $\varphi_{\text{від}}$. Для отримання коливання, фазу якого можна вважати рівною $\varphi_{\text{п}}$, кожний приймач системи обладнали генератором радіохвиль, аналогічним до того, який знаходиться на кожному ШСЗ системи. Коливання, створені генератором приймача, повинні мати точно таку ж частоту як і коливання супутника. Крім цього фази обох коливань (генерованих на супутнику і приймачі) в один і той же момент часу повинні бути однаковими, тобто генератори приймача і супутника повинні бути синхронізованими.

Розроблена система синхронізації генератора приймачів з генераторами супутників під впливом прийнятих від супутника (хоча б одного) коливань. Після проведення синхронізації фазу коливань генератора приймача можна вважати рівною $\varphi_{\text{п}}$. Коливання, які генерує генератор приймача, називають реплікою коливань супутника, тому його фазу позначимо $\varphi_{\text{р}} = \varphi_{\text{п}}$. Фазу коливань, прийнятих від супутника, позначимо $\varphi_{\text{с}}$. Фазометр приймача вимірює різницю фаз $\varphi_{\text{р}} - \varphi_{\text{с}}$, яка є функцією віддалі приймача від супутника.

Основним недоліком фазового методу, як відомо, є багатозначність, тому що фазометри дозволяють визначати різницю фаз в межах одного періоду, тобто вони вимірюють тільки фазові доміри δ , а кількість цілих періодів, що міститься в різниці фаз, залишається невідомою. Кількість періодів N_0 може дорівнювати будь-якому цілому числу. Тому в початковий момент часу t_0 проведення вимірювань різниця фаз:

$$(\varphi_{\text{р}} - \varphi_{\text{с}})_0 = 2\pi(N_0 + \delta_0) \quad (1.1)$$

Необхідно враховувати, що ШСЗ рухаються на своїх орбітах і в зв'язку з цим віддали від них до приймачів, а значить, і різниці фаз безперервно змінюються. Ці зміни фаз реєструють фазометри приймача. Так, через деякий проміжок часу Δt різниця фаз зміниться на $2\pi(n + \delta_t)$ і цю зміну зафіксує фазометр, включно з кількістю цілих періодів n . Віддали від приймача до ШСЗ в момент часу $t = t_0 + \Delta t$ відповідає різниця фаз

$$(\varphi_p - \varphi_c)_t = 2\pi(N_0 + \delta_0) + 2\pi(n + \delta_t) \quad (1.2)$$

В цьому рівнянні N_0 – кількість цілих періодів в початковий момент вимірювання різниці фаз залишається невідомою. Всі інші величини – відомі.

Час проходження коливань від ШСЗ до приймача приблизно дорівнює 0.07 с. Частота коливань, які випромінюють супутники, є близькою до 1 ГГц, отже їх період становить біля $1 \cdot 10^{-9}$ с. Співставляючи час проходження коливань на приймач і період коливань, бачимо, що число N_0 має порядок 10^7 .

Для визначення цього числа в супутникових системах крім точних фазових вимірювань виконують менш точні вимірювання віддали до ШСЗ так званим кодовим методом, близьким до часового. Для цього кожний супутник формує свій псевдовипадковий двійковий код, один зразок якого має тривалість більшу від 0.07 с, тобто більшу від часу проходження радіохвилями віддали від супутника до приймача. Цей зразок коду безперервно повторюється і зміщується з коливаннями, які випромінює супутник. Код має меншу частоту ніж коливання, які випромінює передавач ШСЗ. Але код і коливання є синхронними, бо і код і коливання формуються з коливань основного генератора супутника.

В приймачі створюється аналогічний код до того, що формується в супутнику, тобто в ньому створюється репліка коду, як і репліка коливання. Порівнюючи між собою код, прийнятий з ШСЗ, з реплікою коду, створеною в приймачі (проводячи їх кореляційний аналіз), визначають проміжок часу τ , за який коливання долають віддаль від супутника до приймача (рис. 1.1)

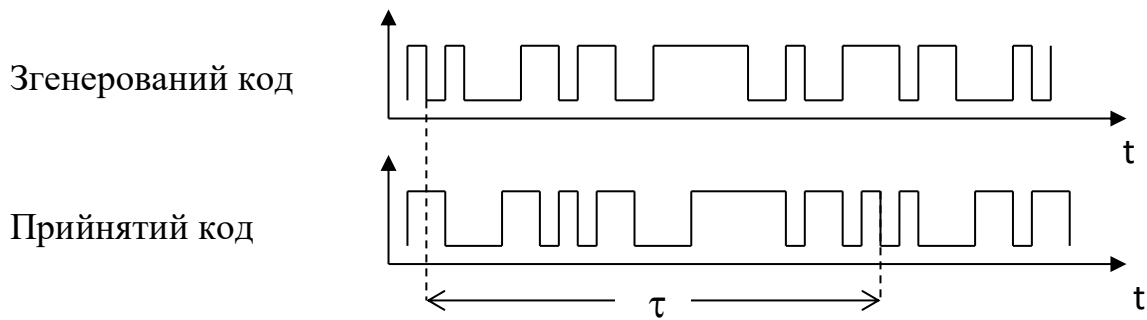


Рисунок 1.1 - Визначення часу затримки τ шляхом порівняння кодів

Частоту коду вибирають такою, щоб час τ , визначений з порівняння коду, давав можливість визначати віддалі між супутником та приймачем з точністю біля 1 м, що достатньо для наближеного виключення багатозначності. Точне значення числа N_0 отримують з опрацювання результатів вимірювань статистичними методами, що вимагає збільшення часу спостережень.

Таким чином, кодові та фазові вимірювання дозволяють отримати віддалі від супутника до приймача. Визначивши віддалі до трьох ШСЗ та обчисливши для моменту вимірювань координати супутників, до яких виміряні віддалі, отримуємо необхідні дані для обчислення просторових координат електричного центра антени приймача.

Ідеальну синхронність роботи генераторів коливань в приймачі і супутниках не вдається досягти. Через деяку несинхронність $\Delta\tau$ час τ , отриманий шляхом порівняння кодів, містить помилку $\Delta\tau$: $\tau = \tau_0 + \Delta\tau$, де τ_0 - це час, затрачений коливаннями на проходження віддалі від ШСЗ до приймача.

З врахуванням несинхронності виміряна різниця фаз в момент часу t дорівнює:

$$(\varphi_p - \varphi_c)_t = 2\pi(N_0 + \delta_0) + 2\pi(n + \delta_t) + (2\pi/\lambda) \cdot v\Delta t \quad (1.3)$$

Помилка через несинхронність генераторів більша від помилки вимірювання приймачем часу τ . У зв'язку з цим віддалі, визначені приймачем за

часом τ без врахування помилки через несинхронність, називають псевдовіддалями (pseudo range).

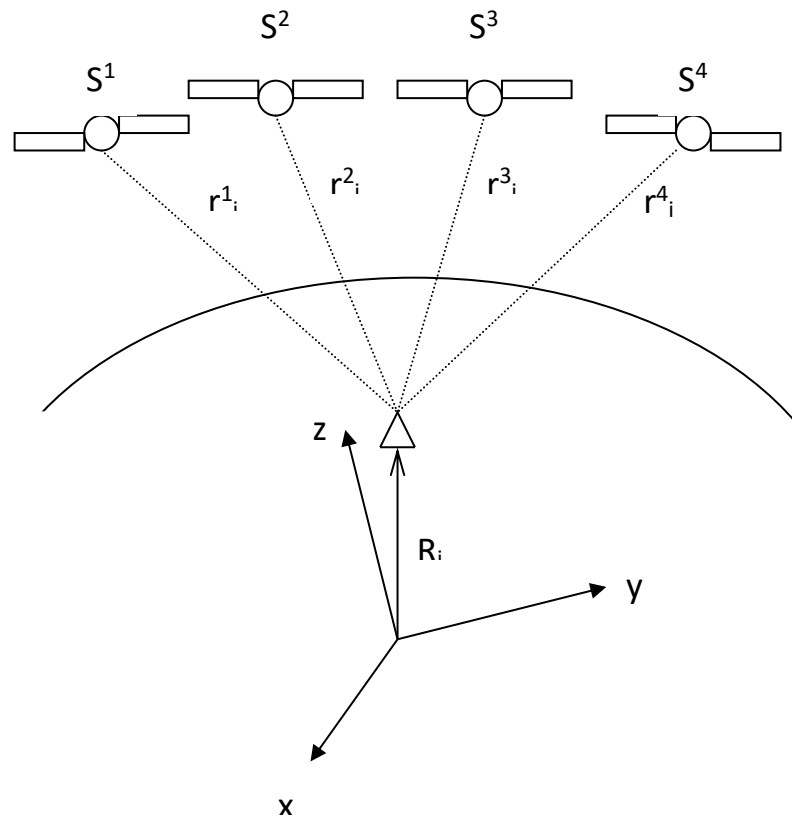


Рисунок 1.2 – Визначення координат шляхом вимірювання відстаней до чотирьох навігаційних супутників

Щоб виключити помилки псевдовіддалей, викликані несинхронністю, потрібно щоб приймач приймав коливання не від трьох, а від чотирьох супутників і виконував для кожного з них одночасно кодові і фазові вимірювання. Ці вимірювання дозволяють отримати координати положення приймача та поправку через несинхронність генератора приймача з генераторами супутників. Отже мінімальною кількістю супутників, коливання яких повинен приймати приймач, є чотири (рис.1.2). При прийманні коливань від більшого числа супутників ніж від чотирьох, підвищується надійність і точність отримання положення приймача і скорочується необхідний час зв'язку з ШСЗ.

Для обчислення віддалей до супутників за визначеною різницею фаз потрібно мати середню швидкість радіохвиль вздовж шляху від ШСЗ до

приймача. Частина цього шляху Для обчислення віддалей до супутників за визначеною різницею фаз потрібно мати середню швидкість радіохвиль вздовж шляху від ШСЗ до приймача. Частина цього шляху проходить в атмосфері, яку умовно можна поділити на верхній шар – іоносферу та нижній – тропосферу. Щоб врахувати вплив іоносфери на швидкість радіохвиль, супутники випромінюють коливання двох різних частот. Дані для уточнення швидкості радіохвиль в тропосфері отримують на контрольних наземних станціях, де виконується її зондування. Ці дані та результати вимірювань на обох частотах використовують тільки приймачі, призначені для високоточного визначення положення пунктів на Землі. При меншій точності обчислення виконують за середнім значенням швидкості і результатами тільки кодових вимірювань.

Для навігаційних задач необхідно визначати швидкість приймача, який встановлено на рухомому об'єкті. Для цього в системі використовують частотний метод визначення змін віддалей, оснований на ефекті Доплера. В таких приймачах крім вимірювань часового зсуву кодів та різниці фаз виконують також вимірювання частоти Доплера.

1.2 Навігаційні параметри та їх вимірювання

Виходячи з того, що в супутникових системах носіями координат є ШСЗ, велику увагу приділяють точному визначенню параметрів орбіт супутників. Параметри орбіти і параметри роботи хронометра кожного супутника весь час контролюють наземні станції керування системою. Їх значення з однієї наземної станції керування періодично передають на ШСЗ, а вони, в свою чергу, пересилають їх кожному приймачу.

Якщо вважати, що Земля є однорідним тілом, то рух супутників навколо Землі описується законами Кеплера. Для супутників Землі вони звучать так:

- орбітою супутника є еліпс, в одному з центрів якого знаходиться Земля;
- радіус-вектор супутника (лінія яка з'єднує центр Землі з супутником) за рівні проміжки часу описує рівні площі;

- відношення квадратів періодів обертання двох супутників дорівнює відношенню кубів великих півосей орбіт супутників.

Рівняння руху супутника отримують виходячи з закону всесвітнього тяжіння Ньютона. Воно є векторним рівнянням другого порядку з шістьма постійними інтегрування. Рух супутника відносно Землі має 6 степенів свободи і тому його визначає шість основних параметрів орбіти.

Параметри орбіти прийнято подавати в інерційній системі координат, яка не обертається разом з Землею. Такою просторовою прямокутною системою є система, початок якої знаходиться в центрі Землі, осі X і Y – в екваторіальній площині, при цьому вісь X проходить через точку весняного рівнодення, а вісь Z збігається з віссю обертання Землі. Така умовна система для визначеної епохи T_0 є прийнятним наближенням до інерційної системи і визначається каталогом положення та власних рухів фундаментальних світил. Цю екваторіальну систему прийнято позначати CIS (Conventional Inertial System).

Система координат CIS незручна для визначення положення пунктів на Землі. Тому використовують умовну стаціонарну систему CTS (Conventional Terrestrial System), щоб положення стаціонарних та рухомих об'єктів визначались координатами, незалежними від власного руху Землі. В цій системі вісь X є переріз площини екватора з площиною грінвіцького меридіана, а вісь Z збігається з середнім положенням осі обертання Землі. Ця система визначається станціями спостережень ШСЗ, які є її опорними точками.

В системі NAVSTAR/GPS від 1987 р. прийнято всесвітню геодезійну референцну систему WGS-84. Поверхнею віднесення в цій системі є геоцентричний екіпотенціальний еліпсоїд обертання. Основні параметри еліпсоїда є наступними: велика піввісь $a = 6\,378\,137$ м, зональна гармоніка другого степеня $C_{2,0} = -484.16685 \cdot 10^{-6}$, кутова швидкість обертання Землі $\omega_E = 7\,292\,115 \cdot 10^{-11}$ рад \cdot с $^{-1}$, гравітаційна стала Землі $\mu = 3\,986\,005 \cdot 10^8$ м 3 /с 2 , коефіцієнт стиснення $f = 1/298.2572221$. Положення точки в цій системі визначають в геоцентричних прямокутних координатах (X, Y, Z), або в еліптичних (φ, λ, h).

Основними параметрами орбіти є:

- лінія перерізу площини орбіти з площиною екватора;
- точка сходження супутника на північ (висхідний вузол);
- точка сходження супутника на південь (низхідний вузол);
- перигей (найближча до Землі точка орбіти супутника);
- апогей (найдальша від Землі точка орбіти супутника);

В екваторіальній координатній системі орбіта супутника визначається такими параметрами:

a, b – велика і мала півосі еліпса орбіти;

e – ексцентриситет: $e = (a^2 - b^2)/a^2$;

i – нахил площини орбіти до площини екватора;

λ - довгота висхідного вузла;

ω - аргумент (довгота) перигею;

v - дійсна аномалія.

Перші два параметри визначають форму еліпса орбіти супутника. Два наступні описують орієнтування траєкторії відносно системи CIS. Останні два параметри дозволяють визначити положення супутника на орбіті.

Дійсна аномалія v не є замкненою функцією часу. Замість неї використовують часто середню аномалію

$$M = 2\pi \cdot ((t - T)/U) \quad (1.4)$$

де t – поточний час;

U – час, за який супутник здійснює один оберт навколо Землі;

T – момент часу проходження супутником через перигей.

Відхилення форми Землі від кулі, неоднорідність розподілу мас в тілі Землі та інші зовнішні фактори, що впливають на супутник, викликають появу збурень в орбіті супутника. Тому еліпси, які відповідають законам Кеплера, переходять в незамкнену, приблизно еліптичну, просторову криву, яка опоясує Землю. Параметри цієї орбіти залежать від часу і для практичного використання даються як ряди.

Найбільше збурення орбіти дає еліпсоїдальна форма Землі. Це відхилення форми породжує відносно великі зміни довготи висхідного вузла Ω та довготи перигею ω .

Положення супутника визначається спочатку на його орбіті, потім просторовим трансформуванням за i та Ω визначають його в системі CIS, i , остаточно, подальшим трансформуванням, яке враховує рух полюса і власне обертання Землі, обчислюють положення супутника в системі CTS. При обчисленнях потрібно приймати до уваги додатково збурення орбіти з допомогою параметрів збурення.

Для обчислення положень супутників станції спостережень пересилають користувачам інформацію про траєкторії супутників, тобто їх ефемериди. В них, як правило, входять дані про систему часу супутників, параметри орбіт Кеплера та параметри збурень орбіт.

Ефемериди, які випромінює кожний супутник системи NAVSTAR/GPS, складаються з часових даних:

- t_{0e} – відносного часу для ефемерид;
- t_{0c} – відносного часу для параметрів хронометра;
- a_0, a_1, a_2 – коефіцієнти поліному рівняння годинника (відхилення, дрейф тощо);

параметрів Кеплера:

- a – корінь квадратний із значення великої півосі;
- e – ексцентриситет;
- i_0 – нахил до часу відносності;
- Ω_0 – пряме сходження висхідного вузла до часу відносності;
- ω - аргумент перигею;
- M_0 – середня аномалія до часу відносності;

параметрів збурення:

- Δn – різниця середнього зміщення і обчисленого значення;
- $\Delta\Omega$ - зміна прямого сходження;

- Δi – зміна нахилу;
- $C_{us}, C_{uc}, C_{is}, C_{ic}, C_{rs}, C_{rc}$ – параметри для коректування збурень орбіти.

1.3 Побудова супутникової системи GPS

Система складається з трьох основних частин, або, як кажуть, трьох сегментів, а саме:

- системи ШСЗ,
- станцій керування або контрольного сегмента,
- приймачів з програмним забезпеченням і ЕОМ.

В систему супутників повинно входити 24 діючих ШСЗ та 4 запасних, які рухаються довкола Землі по колових орбітах з висотою приблизно 20 200 км. Час одного повного оберту супутника довкола Землі 12 зоряних годин. Запасні супутники дозволяють оперативно замінити супутник, який вийшов з ладу. Орбіти супутників вибрані так, щоб з будь-якого пункту на Землі можна було приймати сигнали не менше як шести ШСЗ. Супутники системи весь час удосконалюють і у зв'язку з цим їх ділять на декілька блоків або так званих поколінь.

Перший супутник системи виведено на орбіту в лютому 1978 р. Він належав до першого блоку (block I), останній з яких запущено у жовтні 1985 р. Десять супутників цього блоку обертались в трьох орбітальних площинах з нахилом 63° . Їх маса складала 845 кг. Декілька супутників цього блоку ще є діючими.

В 1989-90 рр. на орбіту вивели дев'ять супутників другого блоку (block II). Їх маса становить біля 1500 кг. Проектна тривалість функціонування одного супутника становить 7.5 років. Площини орбіт ШСЗ цього і наступних блоків нахилені до площини екватора під кутом 55° . Орбіти супутників лежать в шести площинах, перерізи яких з площиною екватора утворюють між собою кути 60° . На орбіті кожної з площин повинно рухатись на рівних віддальях по 4 супутники.

Починаючи з другого блоку всі ШСЗ обладнані пристроями, які дозволяють вмикати спотворення сигналів.

Кожний супутник другого і наступних блоків отримує ідентифікатор, що складається з однієї літери, якою позначена площина орбіти супутника (А, В, С, D, E і F) та цифри, що характеризує положення супутника на орбіті (1, 2, 3, 4). Так, перший супутник другого блоку має ідентифікатор E1. Крім цього використовують ідентифікатори, які є порядковими номерами запуску супутників системи.

Від 1990 до 1994 р. проведено запуск п'ятнадцяти вдосконалених супутників другого блоку, який позначають II А. Ці супутники можуть підтримувати між собою зв'язок, а на деяких з них встановлені відбивачі світла, які дозволяють визначити лазерними віддалемірами віддалі до них з поверхні Землі.

Для заміни ШСЗ, які перестали функціонувати, потрібно продовжувати запуск супутників системи. Тому від 1995 р. почали виводити на орбіту супутники блоку II R. Вони поступово замінюють супутники першого і другого блоків. Проектна тривалість функціонування цих супутників повинна бути 10 років. В них хронометром або основним генератором є водневі мазери, стабілізація частоти в яких на порядок вища від генераторів попередніх супутників і становить 10^{-13} . Крім цього вони можуть виконувати орбітальні спостереження за іншими супутниками. Маса супутників цього блоку перевищує 2000 кг. Їх виводять на орбіту космічними кораблями "Шатл".

Подальше вдосконалення супутників системи NAVSTAR/GPS іде в напрямку оснащення їх пристроями для інерційної навігації. Від початку нового тисячоліття запускаються супутники другого покоління або блоку II F.

Передавачі супутників безперервно випромінюють коливання двох частот, які модульовані кодами. Крім вимірювальних сигналів передавачі передають інформацію про свою орбіту, а також про стан інших супутників системи і параметри їх орбіт. Супутники мають теж приймачі, які приймають сигнали від основної станції сектору керування. Вони містять інформацію про орбіту

супутників. Траєкторії супутників можна коректувати з основної наземної станції керування.

Сегмент керування складається з:

- головного центра керування MCS (Master Control Station), що знаходиться в місті Colorado Springs;
- основної станції керування GCS (Ground Control Station), що розміщена на Гавайських островах;
- трьох стаціонарних станцій контролю (Monitor Station). Вони знаходяться на островах: Вознесіння (Ascension) в північній частині Атлантичного океану, Дієго-Гарсія в Індійському океані та Кваджалейн в північній частині Тихого океану;
- рухомих контрольних станцій.

Станції сегмента керування знаходяться на поверхні Землі на великих відстанях між собою. Вони безперервно приймають коливання, випромінювані супутниками що знаходяться в одній півкулі зі станцією. Віддалі до супутників визначають через півторасекундні інтервали часу. Потім вони усереднюються для інтервалів часу рівних 15 хв. Крім цього на станціях ведеться метеорологічне зондування атмосфери по вертикалі з метою визначення поправки через тропосферу. Результати опрацювання сигналів супутників та вертикального зондування із контрольних станцій пересилають до головного центра керування. Тут обчислюють ефемериди орбіт супутників та рівняння їх хронометрів (генераторів ШСЗ) на 12 годин наперед. Ці дані пересилають на ШСЗ, а вони, в свою чергу, пересилають їх користувачам, тобто на приймачі системи. Основна станція керування має можливість маневрувати рухом супутників, тобто коректувати їх орбіту.

Військово-картографічному агенству США підпорядковано ще п'ять станцій стеження, дані яких використовують для обчислень високоточних ефемерид супутників.

Крім описаних станцій на всій планеті працюють приватні системи станцій стеження ШСЗ таких як SIGNET. Записані на них дані використовують також

для уточнення параметрів орбіт супутників та отримання рівнянь генераторів супутників.

Користувачами системи є власники приймачів з відповідним програмним забезпеченням. Кількість приймачів системи є необмеженою, бо вони пасивні.

Приймачі системи ділять на дві групи: одночастотні та двочастотні. Перші з них приймають з супутників коливання тільки однієї частоти, а другі – коливання обох частот. Другі є більш складними і дають більшу точність, бо враховують вплив іоносфери. Методика спостережень та опрацювання їх результатів постійно вдосконалюється, створюються нові варіанти приймачів, нові технології спостережень та нові програми для опрацювань.

1.4 Структура навігаційного повідомлення

Супутник системи – це платформа, в якій закріплено всі вузли передавачів та інше устаткування. Фактично функцією навігаційних супутників є безперервна трансляція навігаційних повідомлень, наповнення яких сформовано і контролюється на Землі сегментом контролю і управління.

До обладнання самого супутника належать дві сонячні батареї площею 7 кв. м для живлення вузлів його обладнання та системи реактивних двигунів, з допомогою яких керують положенням на орбіті, а також вносять невеликі зміни.

Передавач супутника безперервно випромінює коливання L_1 і L_2 , кожне з яких має окрему частоту. Ці коливання є несучими, бо на них передавач передає коди на наземні станції, і в той же час вони є вимірювальними коливаннями, бо їх використовують для точних фазових та доплерівських вимірювань.

Основним вузлом передавача, який синхронізує в часі роботу всіх інших його вузлів, є основний високостабільний атомний генератор, який називають також хронометром або атомним годинником. Його частота $f_0 = 10.23$ МГц, а її стабільність становить $10^{-12} \cdot f_0$, тобто є дуже високою. Довжина хвилі цих коливань дорівнює 29.31 м. Ці коливання і їх частоту називають стандартними (табл. 1).

Коди, які випромінюють передавачі, є послідовностями двійкових сигналів, тобто нулів і одиниць. Їх формують використовуючи стандартні коливання. Всіх кодів є чотири: код D, код C/D, код P і код Y.

Код D, тобто код даних (Daten Code) – це закодована в двійковій системі така цифрова інформація:

- параметри орбіти супутника,
- час системи GPS,
- скорочена інформація про інші супутники системи.

Таблиця 1.1. Частоти, довжини хвиль коливань і кодів системи GPS та приладова точність визначення псевдовіддалей.

Колівання/код	Частота, МГц	Довжина хвилі, м	Точність псев- довіддалей, м
Стандартні коливання	10.23	29.31	-
Колівання L ₁	1575.42	0.1905	0.002
Колівання L ₂	1227.60	0.2445	0.0025
Код P	10.23	29.31	3
Код C/A	1.023	293.1	30

В цьому коді за 1 с передається 50 двійкових знаків, тобто в ньому щільність інформації складає 50 біт/с. Ця інформація сформована в блоки тривалістю по 30 с (рис. 3). Блок поділяється на 5 підблоків по 300 біт, а підблок складається із 10 тридцятибітових слів. В слові 24 біти інформаційні та 6 біт паритетних.

В першому підблоці є дані для корекції хронометра та для отримання атмосферної поправки. В другому і третьому приводяться значення ефемерид орбіти супутника. Четвертий підблок призначений для спеціальних повідомлень. Наступні підблоки зайняті ефемеридами і рівняннями хронометрів інших

супутників, а також повідомленнями про стан інших супутників. Ці дані прийнято називати альманахом.

Дані каталога дають можливість приймачеві вибрати оптимальні супутники для спостережень, тобто вибрати такі супутники, в яких висота над горизонтом є оптимальною. Найчастіше приймають сигнали тільки тих супутників, на які напрямки з приймача утворюють кут з горизонтальною площиною не менший, ніж 15° .

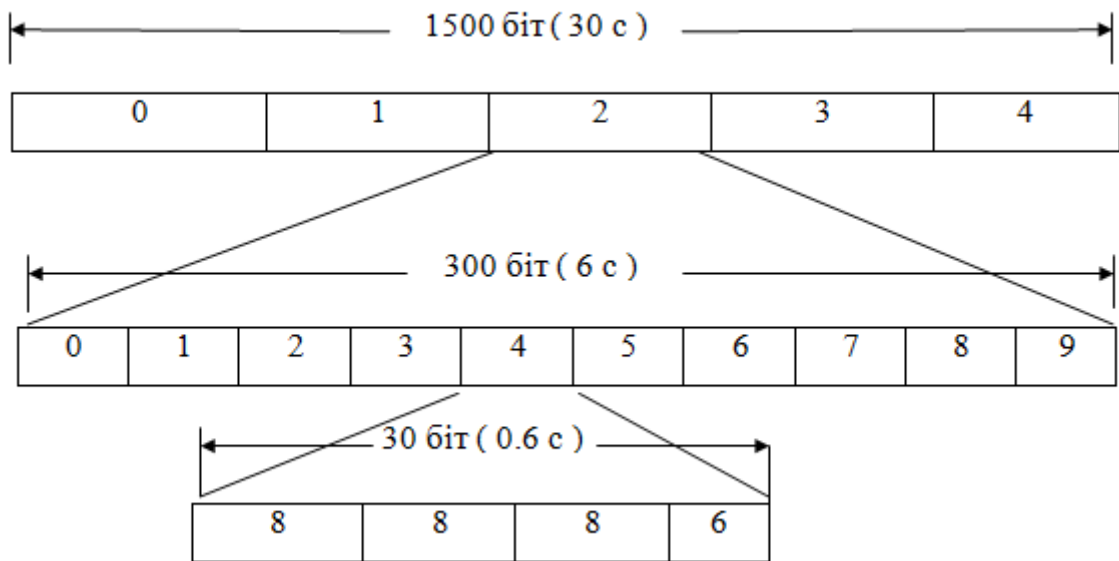


Рисунок 1.3 - Схема одного блоку двійкового коду тривалістю 30 с

Коди P, C/A і Y є псевдовипадковими двійковими сигналами, тобто випадковими послідовностями 0 і 1 (рис. 1.3). Їх використовують для визначення часу проходження коливаннями шляху від ШСЗ до приймача. Крім цього вони дають можливість встановити, якому супутнику належить прийняте коливання, тобто служать також ідентифікаторами супутників.

Код P (Precise Code) – це точний код. Для нього розроблений загальний двійковий код значної тривалості. Коваріаційна функція цього коду близька до Дельта-функції. Кожний супутник на проміжок часу, рівний семи добам, формує з загального коду свій зразок, який складається із випадкової послідовності відрізків різної тривалості загального коду. Тривалість одного зразка коду більша від часу проходження сигналу від супутника до наземної станції.

Сформований в супутнику зразок коду безперервно повторюється. Зразки кодів, які одночасно випромінюють супутники системи, різні.

Кожної суботи о півночі змінюються коди всіх супутників. З цього моменту і починається відлік часу. Для кожного супутника створено 38 зразків коду. Тому через кожні 38 тижнів або 266 днів код, випромінюваний супутником, повторюється.

Код P має стандартну частоту, тобто $f_p = 10.23$ МГц. Отже в ньому за одну секунду формується 10 230 000 двійкових знаків.

Код Y має такі ж характеристики як код P. Він призначений для обмеженого числа користувачів, в основному для військових сил. Його випромінюють супутники, починаючи з другого блоку.

Код C/A (Coarse Acquisition Code) – менш точний, псевдовипадковий двійковий код. Його частота в 10 разів менша від стандартної, тобто $f_{C/A}=1.023$ МГц. Він служить для грубшого визначення віддалей. Кожний супутник формує свій зразок цього коду за таким же принципом, як код P.

Коливання L_1 і L_2 одержують множенням частоти стандартних коливань (рис. 1.4). Так, коливання L_1 має частоту $f_1=10.23 \cdot 154=1575.42$ МГц. Його довжина хвилі $\lambda_1 = 19.05$ см.

Частота коливання L_2 - $f_2 = 10.23 \cdot 120 = 1227.60$ МГц. Довжина хвилі цього коливання $\lambda_2 = 24.45$ см.

Код D модулює коди P і C/A. Після цього модульовані коди змішують з коливаннями L_1 і L_2 . Таким шляхом коди накладають на коливання і вони переносять коди із супутника до всіх наземних приймачів системи.

Коливання L_1 з незмінною фазою змішується з модульованим кодом P (на рис. 2 цей складний сигнал позначений $D(t)P(t)$). З модульованим кодом C/A, позначеним $D(t)C/A(t)$, відбувається те саме після зміни фази коливання L_1 на 90° .

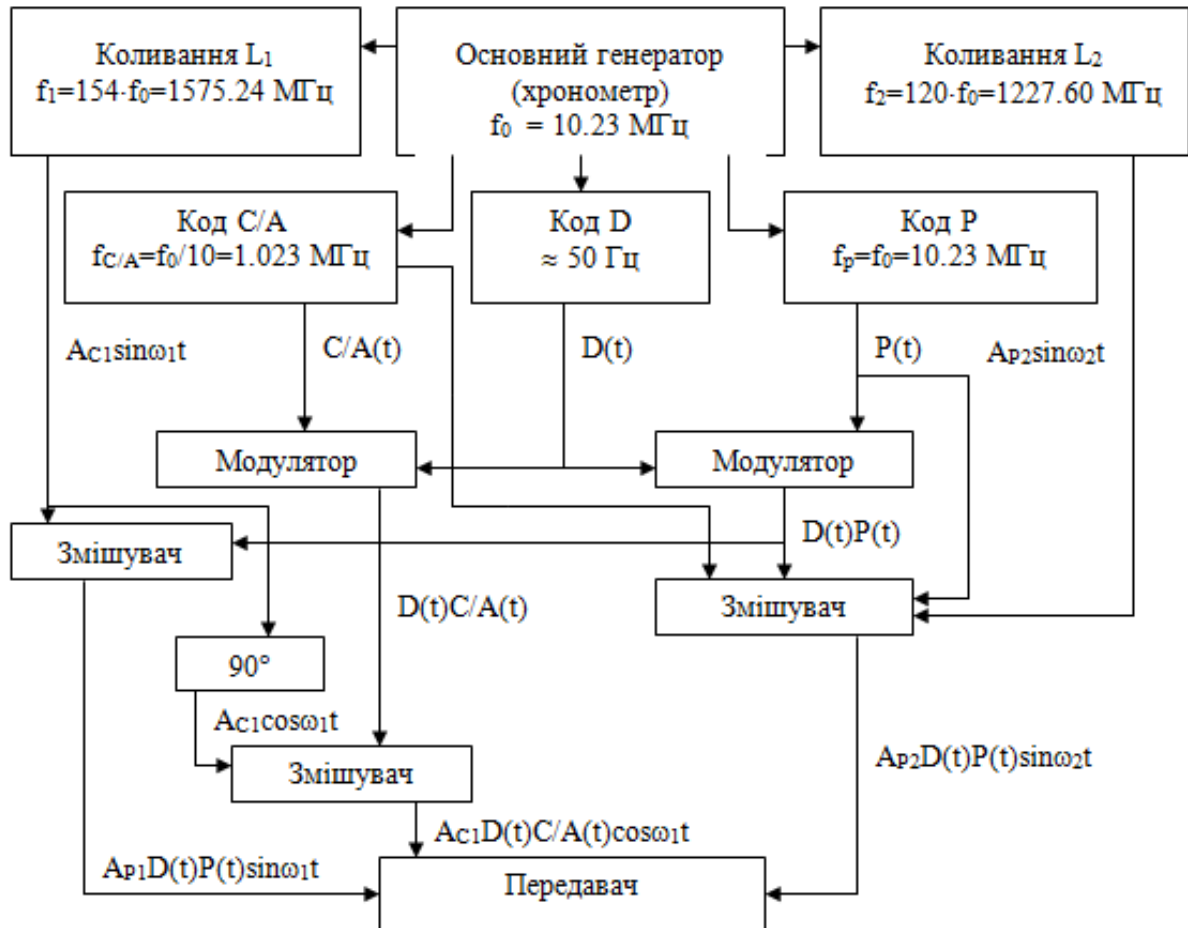


Рисунок 1.4 – Функціональна схема супутникового передавача

Коливання L_2 змішується з немодульованим кодом C/A і P і з модульованим кодом P.

Отже на першому коливанні можна приймати 3 коди, а на другому – тільки код C/A, або тільки код P, або коди P і D. Коливання із змішувачів ідуть на передавальний пристрій з антеною.

1.5 Приймальне обладнання користувачів

Наземні приймачі системи є складними і високоточними електронними приладами. Приймач умовно можна поділити на антену, приймач радіохвиль, мікропроцесор, пристрій керування, пристрій пам'яті і джерело живлення (рис. 1.5). Мікропроцесор керує роботою всього приймача і виконує деякі обчислення. Основні частини пристрою керування – це пульт керування з клавішами та дисплей (екран). Він дає можливість операторові керувати роботою приймача,

вибирати технологію спостережень, аналізувати інформацію, яка виводиться на дисплей, вмикати програми керування і обчислень. В пристрої зберігаються первинно опрацьовані сигнали, прийняті від супутників, та інформація, яку ввів оператор в процесі планування спостережень та їх виконання, а також команди керування. З нього інформація переписується в персональний комп'ютер для дальших обчислень.

Джерелом живлення служить звичайно акумуляторна батарея, яку встановлюють в приймач. Майже всі приймачі можуть працювати також від зовнішніх джерел живлення.

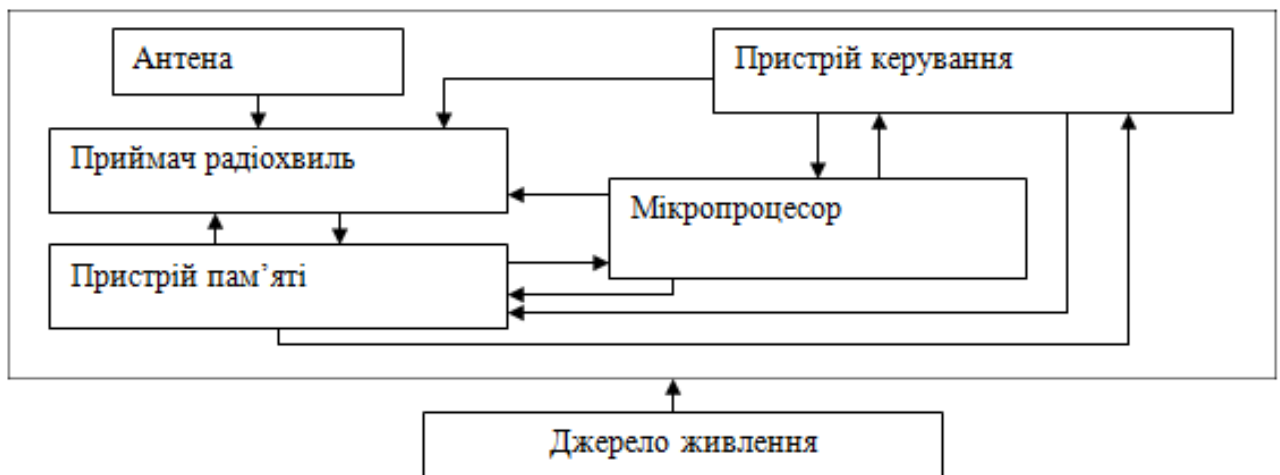


Рисунок 1.5 – Основні вузли приймача

Антени приймачів мікросмугові і можуть приймати сигнали всіх супутників, які знаходяться над горизонтом, якщо нема перешкод. Антени одночастотних приймачів приймають тільки коливання L_1 , а двочастотних L_1 і L_2 . В антені прийняті коливання підсилюються і передаються до приймача радіохвиль. Антенний пристрій часто конструктивно відокремлений від решти вузлів приймача і з приймачем його з'єднують відповідним кабелем.

Електричний центр антен, просторове положення якого саме визначає приймач, повинен бути нечутливим до обертання чи нахилення антени, тобто мати однозначно визначене положення і максимально збігатись з центром ваги антени. Антени встановлюють на об'єктах, положення яких потрібно визначити.

демодулювати (або детектувати), щоб виділити з них коди D, C/A і P. На рис. 1.6 показана тільки частина приймача, яка працює з одним супутником.

Частота коливань L_1 і L_2 , які приходять на антену приймача, через ефект Доплера не дорівнює частоті сформованих в супутнику коливань і кодів. Тому перед проведенням вимірювань виникає необхідність визначити значення частоти Доплера і змінити частоту коливань L_1 і L_2 та кодів, що утворюються в приймачі.

Після цього відбувається розшифрування даних, отриманих на коді D, бо вони є джерелом необхідної вихідної інформації. Ці дані зразу передаються в мікропроцесор приймача (на рис. 1.6 – ЕОМ).

Паралельно з цим визначаються віддалі до супутників. На рисунку показані основні вузли двочастотного приймача, в якому на коливаннях L_1 приймається модульований код C/A, а на коливаннях L_2 – код P.

Результатом порівняння коду C/A, прийнятого з супутника, з його реплікою, сформованою в приймачі, є час τ_c – запізнення прийнятого коду відносно сформованого. А результатом порівняння коду P і його репліки є час τ_p . Отримані значення τ передаються в ЕОМ. Для дальшого уточнення віддалей до супутника в приймачі вимірюють різницю фаз прийнятих та сформованих коливань L_1 і коливань L_2 . Ці дані теж ідуть в ЕОМ.

Як вже було вказано, віддалі, визначені приймачем, містять помилку, яка є наслідком несинхронності основного генератора супутників і приймача.

В ЕОМ більшості приймачів виконується тільки первинне опрацювання отриманих сигналів супутника і їх результати записуються в пам'яті приймача, а після спостережень їх переписують в персональний комп'ютер, в якому виконується повне опрацювання результатів спостережень.

Конструктивне оформлення приймачів буває різним. Приймач може складатись з двох частин – самого приймача та антени, які з'єднуються кабелем. Тоді антену встановлюють над пунктом, який визначають, а приймач знаходиться в зручному для спостерігача місці. Малі приймачі, найчастіше

одночастотні, мають антену вбудовану в приймач, який при вимірюваннях встановлюють над пунктом, положення якого потрібно визначити.

1.6 Визначення псевдовіддалей до супутника та їх різниць

Для визначення віддалі від ШСЗ приймач порівнює прийнятий з супутника код з його реплікою, утвореною в приймачі. Результатом цього порівняння є час τ , затрачений коливаннями на проходження шляху від супутника до приймача (рис. 1.1).

Порівняння коду С/А дозволяє отримати час, який позначимо $\tau_{C/A}$. Маючи його і швидкість v розповсюдження несучих коливань, визначають псевдовіддаль приймача до супутника

$$r_{C/A} = v \cdot \tau_{C/A} \quad (1.5)$$

На коді С/А псевдовіддаль до ШСЗ отримують з точністю до 3 м.

Аналогічні вимірювання виконують на коді Р, отримують час τ_p і псевдовіддаль ШСЗ

$$r_p = v \cdot \tau_p \quad (1.6)$$

Цю псевдовіддаль отримують з точністю 0.3 м.

Тут потрібно відзначити, що код при проходженні через атмосферу деформується і вже не є таким чітким, яким він був сформований. На рис.1 показаний сформований код на супутнику і цей же код після подолання шляху від ШСЗ до приймача.

Спотворення коду ускладнює процес визначення проміжку часу τ і вимагає збільшення тривалості спостережень. Час τ отримують, провівши статистичне опрацювання прийнятого коду і порівнюючи його з реплікою коду кореляційним методом.

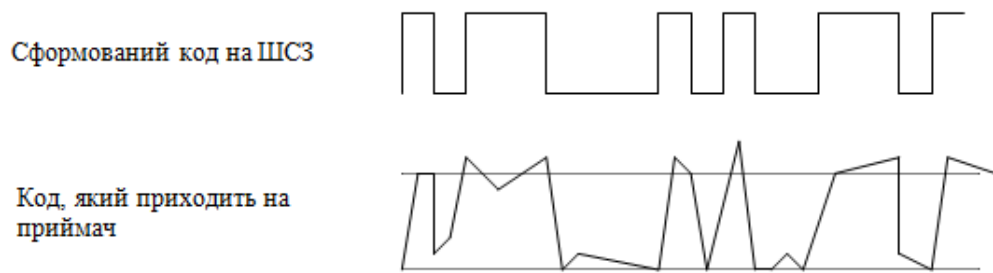


Рисунок 1.7 - Спотворення коду, який приходить на приймач

Наступне уточнення псевдовіддалей відбувається за результатами вимірювання різниці фаз коливань L_1 і L_2 , прийнятих від ШСЗ, і їх реплік, створених в приймачі. Виміряні різниці фаз дозволяють отримати точне значення лінійних домірів в межах довжини хвиль цих коливань, тобто 19.05 см і 24.45 см відповідно на коливання L_1 і L_2 . Псевдовіддаль до супутника

$$r = N_i \cdot \lambda_i + l_i \quad (1.7)$$

де N_i - число вкладень в псевдовіддалі r довжини хвилі λ_i коливання L_1 або L_2 ; l_i – лінійний домір, визначений за виміряним фазометром фазовим доміром відповідно на частоті коливання L_1 або L_2 . Перше наближення значення числа N_i отримують шляхом ділення τ , визначеного з кодових вимірювань, на період вимірювальної частоти, тобто $N_i = \tau / (1/f_i)$. Тут i – номер коливання, 1 або 2.

Надалі його уточнюють за результатами тривалих спостережень, або використовуючи додаткові вимірювання.

В двочастотних приймачах точні значення псевдовіддалей отримують за результатами фазових вимірювань обох коливань. Крім цього в таких приймачах можна виконувати фазові вимірювання на комбінаційних частотах, наприклад на різничній частоті 324.82 МГц, довжина хвилі яких складає 0.9 м, тобто для цієї частоти багатозначність в декілька разів менша. Для підвищення точності визначення віддалі можна виконувати вимірювання різниці фаз ще на сумарній частоті, або на комбінаційних частотах.

Псевдовіддалі, визначені за фазовими домірами на частотах L_1 і L_2 , отримують з точністю відповідно 2 і 2.5 мм.

Приведені вище рівняння не враховують несинхронності роботи генератора приймача і генератора супутника. Віддаль до ШСЗ з врахуванням несинхронності

$$r_0 = r + v \cdot \Delta t \quad (1.8)$$

Не у всіх приймачах використовуються всі можливі варіанти отримання віддалей до супутників. В одночастотних приймачах нерідко проводять тільки порівняння коду С/А. Приладова точність таких приймачів є метровою. Коли одночастотний приймач використовує оба коди, його приладова точність підвищується. В точних приймачах використовують всі можливі шляхи визначення віддалі до супутника, а деякі вимірювання навіть дублюють. Точність таких приймачів складає декілька міліметрів.

Слід зазначити, що мова йде тільки про приладову точність. Вплив зовнішнього середовища і недосконалість апаратури істотно понижують точність результатів вимірювання. Цей фактор приводить до того, що реальна точність визначення положення майже на порядок нижча.

Припустимо, що одночасно працюють два приймачі, k і l . Вони приймають сигнали супутника a . Віддалям від супутника до приймачів в момент часу t відповідають різниці фаз:

$$\begin{aligned} (\Delta \varphi)_{t, ak} &= 2\pi \cdot (N_{0,ak} + \delta_{0,ak}) + 2\pi \cdot (n_{ak} + \delta_{t,ak}) + (2\pi/\lambda) \cdot v \cdot \Delta t_{\tau,k} \\ (\Delta \varphi)_{t, al} &= 2\pi \cdot (N_{0,al} + \delta_{0,al}) + 2\pi \cdot (n_{al} + \delta_{t,al}) + (2\pi/\lambda) \cdot v \cdot \Delta t_{\tau,l} \end{aligned} \quad (1.9)$$

Тут індекси ak , al відповідають віддалі між супутником та відповідно приймачем k і l . N_0 – кількість цілих періодів в різниці фаз на початку вимірювань (в момент часу t_0), n_{ak} , n_{al} – кількість цілих періодів в зміні різниці фаз, яка відбулася за час $t - t_0$, яку визначають фазометри приймачів, $\delta_{t,ak}$ і $\delta_{t,al}$ – покази

фазометрів в момент часу τ , тобто фазові доміри, $\Delta_{\tau,k}$ і $\Delta_{\tau,l}$ – несинхронність генератора приймачів відповідно k і l . В (1.9) враховано, що через рух супутників різниця фаз $\Delta_{\phi r}$ безперервно змінюється.

Різниця цих двох різниць фаз відповідає різниці довжин векторів, які з'єднують приймачі з супутником, тобто є функцією віддалі між приймачами.

$$\begin{aligned} (\Delta\phi)_{t,ak} - (\Delta\phi)_{t,al} = & 2\pi \cdot (N_{0,ak} + \delta_{0,ak} - N_{0,al} - \delta_{0,al}) + \\ & 2\pi \cdot (n_{ak} + \delta_{t,ak} - n_{al} - \delta_{t,al}) + (2\pi/\lambda) \cdot v \cdot (\Delta_{\tau,k} - \Delta_{\tau,l}) \end{aligned} \quad (1.10)$$

Коли ці самі приймачі приймають сигнали ще одного супутника – b , то можна отримати таку ж різницю фаз, яка відповідатиме різниці довжин нових двох векторів до супутника b . Але ця різниця векторів теж є функцією вектора, який з'єднує приймачі. Останній член в рівнянні (1.10) для нового супутника буде таким самим при умові, що хронометри обох супутників синхронні. Тому із таких спостережень можна вилучити помилки через несинхронність годинників приймачів, або істотно їх зменшити. Крім цього з тих вимірювань можна визначити різницю багатозначностей для початкового моменту вимірювань, які повинні бути однаковими, тобто

$$N_{0,ak} + \delta_{0,ak} - N_{0,al} + \delta_{0,al} = N_{0,bk} + \delta_{0,bk} - N_{0,bl} + \delta_{0,bl} \quad (1.11)$$

Приймання двома приймачами сигналів трьох і більше супутників дає можливість не тільки вилучити помилку через несинхронність та більш надійно виключити багатозначність, але також отримати параметри вектора, що з'єднує приймачі, тобто визначити положення одного приймача відносно другого. При цьому вдається зменшити вплив зовнішнього середовища та приладових помилок. Тому точність визначення положення приймача за результатами спостережень двома приймачами, положення одного з яких відоме, вища від автономного визначення положення одного приймача.

1.7 Вплив геометрії розташування супутників

Точність визначення положення об'єкта, чи параметрів вектора, що з'єднує два об'єкти, залежить від конфігурації, в якій знаходяться супутники. При спостереженнях 4 супутників ідеальною є конфігурація, при якій один супутник знаходиться в зеніті, а три інші розміщені як найближче до горизонту і утворюють рівносторонній трикутник. Але таке розміщення практично не трапляється.

На основі прийнятої від супутників інформації приймачі оцінюють конфігурацію супутників і видають її показник, який скорочено позначено DOP. Конфігурація супутників неоднаково впливає на точність визначення планового положення, висоти і часу. Тому приймачі можуть видавати 5 значень цього показника:

- GDOP – характеризує геометрію положення супутників;
- PDOP – характеризує вплив конфігурації супутників на точність визначення положення приймача в просторі;
- HDOP – характеризує вплив конфігурації на точність визначення положення на площині;
- VDOP - характеризує вплив конфігурації на точність визначення вертикального положення;
- TDOP - характеризує вплив положення супутників на точність визначення часу.

Якщо маємо стандартне відхилення визначення псевдовіддалей, то помноживши його на відповідний показник DOP, отримаємо стандарт визначення положення приймача в просторі чи на площині, або стандарт перевищення.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1

В результаті виконаного огляду принципів роботи сучасних супутникових навігаційних систем можна зробити висновок, що їх функціонування базується на використанні сукупності технологій. З них основними є:

- Запуск штучних супутників Землі на орбіти з висотою порядку 20 000 км над поверхнею Землі;
- Трансляція спеціальних радіосигналів, які містять в своїй структурі цифрові дані навігаційного повідомлення та складову у вигляді PRN-коду, яка дозволяє апаратурі користувача ідентифікувати кожний сигнал та виконати вимірювання псевдовіддалі до нього;
- Прийом супутникових сигналів на земній поверхні в умовах впливу факторів, які погіршують точність навігаційних вимірювань внаслідок впливу завад, атмосферних неоднорідностей, а також геометрії розташування супутників в зоні видимості;
- Виконання вторинної обробки прийнятих і декодованих цифрових даних з метою визначення просторових координат користувача і точного часу.

В ході виконання наступних етапів роботи необхідно розробити програмні елементи, які можуть бути використані для моделювання і візуалізації наведеного переліку основних задач, які виконуються в діючих системах супутникової навігації.

РОЗДІЛ 2

ТЕХНІЧНЕ ЗАВДАННЯ НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ

2.1. Найменування дипломної роботи

Програмні засоби моделювання та візуалізації супутникових систем різного призначення.

2.2. Підстава для проведення дипломної роботи

- Наказ ректора про затвердження тем та керівників дипломних робіт № 2339/ст від 22.10.2021.

2.3. Мета і призначення роботи

2.3.1. Мета роботи

Метою роботи є комплексне моделювання супутникових систем різного призначення на основі початкових даних, одержаних експериментальним шляхом.

2.3.2. Призначення роботи

Робота призначена для розширення наявного набору комп'ютерних моделей, розробки лабораторії супутникових навігаційних систем кафедри аеронавігаційних систем за рахунок введення і апробації нових задач і програм, що їх виконують.

2.4. Вихідні дані для проведення роботи

Дипломна робота за поставленим завданням виконується вперше з використанням наявного науково-технічного наробку лабораторії супутникових навігаційних систем кафедри аеронавігаційних систем в області розробки та дослідження комп'ютерних моделей. Використовується досвід реалізації завдань з побудови комп'ютерних моделей, опублікований в роботах:

1. V. Kharchenko, V. Konin, O. Pogurelsky, and E. Stativa. Experimental estimation of GNSS performances at the National Aviation University. E3S Web Conf., 164 (2020) 03052 DOI: <https://doi.org/10.1051/e3sconf/202016403052.0>.

2. Kharchenko V., Konin V., Pogurelskiy O. Hardware and Software Complex for Laboratory of Satellite Technologies //Logistics and Transport. – 2020. – Т. 45.

3. Shyshkov F., Pogurelskiy O., Konin V. Differences in measurements with separate use of frequencies L1 and L2 for the application of satellite navigation in near-earth space //2017 IEEE Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium (MRRS). – IEEE, 2017. – С. 67-70.

2.5. Очікувані наукові результати і порядок їхньої реалізації

2.5.1. Очікувані наукові результати

Внаслідок виконання роботи очікуються наступні наукові результати:

- огляд концепції побудови сучасних супутникових навігаційних систем з визначенням основних задач, які вирішуються на етапі їх практичної реалізації і функціонування;

- аналіз способів одержання початкових даних для виконання моделювань на основі інформації, одержаної експериментальним шляхом безпосередньо як результат роботи з приймальним обладнанням, встановленим в лабораторії супутникових навігаційних систем;

- методика перевірки достовірності одержаних і заданим чином сформованих початкових даних шляхом використання цих даних програмним забезпеченням розробки лабораторії супутникової навігації;

- подальший розвиток комп'ютерних моделей, які використовуються для візуалізації супутникових систем різного призначення.

2.5.2. Порядок реалізації наукових результатів

Отримані наукові результати можуть бути використані:

- в подальшій науково-технічній та освітній діяльності лабораторії супутникових навігаційних систем кафедри аеронавігаційних систем;

- при постановці нових лабораторних робіт в дисциплінах «Аерокосмічні інформаційні технології», «Глобальні навігаційні супутникові системи».

2.6. Вимоги до виконання роботи

Дипломна робота виконується у відповідності до методичних рекомендацій до виконання магістерських дипломних робіт для студентів напряму підготовки 6.070102 «Аеронавігація» та ДСТУ 3973-2000 «СРППВ. Правила виконання науково-дослідних робіт. Загальні положення».

Пояснювальна записка оформлюється у відповідності до вимог ДСТУ 3008-95 «Документація. Звіти у сфері науки і техніки».

2.7 Етапи роботи і терміни їх виконання

Таблиця 2.1.

Етапи роботи	Зміст етапу	Терміни		Форма звітності (№ розділу роботи)
		Початок	Закінчення	
1	2	3	4	5
1. Вибір напряму дослідження та аналіз актуальності проблеми	Аналіз набору навігаційних параметрів та способів їх вимірювання в сучасних супутникових навігаційних системах	25.10.21	27.10.21	Підрозділ 1.1
	Огляд шляхів використання параметрів орбіт навігаційних супутників	28.10.21	29.10.21	Підрозділ 1.2
	Огляд способу побудови та структури	30.10.21	31.10.21	

	супутникової системи GPS			Підрозділ 1.3
--	-----------------------------	--	--	------------------

Продовження таблиці 2.1

1	2	3	4	5
	Аналіз структури навігаційного повідомлення	1.11.21	2.11.21	Підрозділ 1.4
	Опис приймального обладнання користувачів	3.11.21	4.11.21	Підрозділ 1.5
	Аналіз впливу геометрії розташування супутників	5.11.21	6.11.21	Підрозділ 1.6
	Формулювання висновків до першого розділу	7.11.21	9.11.21	Висновки до розділу1

2.Формулювання технічного завдання на виконання дипломної роботи	Визначення мети і вхідних даних для виконання роботи, очікуваних наукових результатів і порядку їх реалізації, ознайомлення з вимогами до виконання роботи, визначення етапів та строків їх виконання	10.11.21	15.11.21	Технічне завдання на виконання дипломної роботи
--	---	----------	----------	---

Продовження таблиці 2.1

1	2	3	4	5
3. Опис методики одержання та перевірки достовірності початкових даних	Аналіз шляхів одержання початкових даних для виконання експериментальної частини дослідження Опис способу перевірки достовірності одержаних даних Опис модулю генерації та обробки псевдовипадкових кодів	16.11.21 19.11.21 23.11.20	18.11.21 22.11.21 25.11.21	Підрозділ 3.1 Підрозділ 3.2 Підрозділ 3.3

	Формулювання висновків до третього розділу	26.11.21	27.11.21	Висновки до розділу 3.
4. Одержання результатів моделювання та візуалізації супутникових систем	Опис елементів програмного інструмента GPS Visibility Predictor	28.11.21	1.12.21	Підрозділ 4.1
	Одержання результатів моделювання системи GPS	2.12.21	5.12.21	Підрозділ 4.2
	Одержання результатів моделювання системи Galileo	6.12.21	9.12.21	Підрозділ 4.3

Продовження таблиці 2.1

1	2	3	4	5
	Одержання результатів моделювання системи BeiDou	10.12.21	11.12.21	Підрозділ 4.4
	Формулювання висновків по четвертому розділу	12.12.21	13.12.21	Висновки до розділу 4

	Формулювання загальних висновків	13.12.21	15.12.21	Загальні висновки
--	-------------------------------------	----------	----------	----------------------

РОЗДІЛ 3. МЕТОДИКА ОДЕРЖАННЯ ТА ПЕРЕВІРКИ ПОЧАТКОВИХ ДАНИХ

В розділі виконується опис методики одержання вхідних даних, на основі яких можливе функціонування програмного забезпечення моделювання та візуалізації супутникових систем. Одержані запропонованим методом альманахи перевіряються на коректність програмними модулями, які розроблені лабораторією супутникової навігації кафедри аеронавігаційних систем.

3.1 Початкові дані для виконання експериментальної частини дослідження

Специфікою функціонування супутникових систем є те, що в них використовується обладнання розташоване на земній орбіті, яке перебуває в безперервному русі навколо центра тяжіння яким є центр маси Землі. При цьому з позиції і сегменту керування і сегменту користувачів необхідно мати достатньо точні моделі для прогнозу положення супутників в будь-який момент часу. Зазвичай для виконання цієї задачі використовуються алгоритми розрахунку просторових положень супутників на основі початкових даними. Цими початковими даними виступають альманахи супутників, які зазвичай оприлюднюються у загальноприйнятих форматах. Так, в інтернеті доступний ресурс <https://celestrak.com/> на якому регулярно оновлюються альманахи супутникових систем різного призначення – від наукових модулів виведених на найнижчі орбіти (наприклад Міжнародна Космічна Станція з висотою розташування 360 – 450 км), до телекомунікаційних угруповань геостаціонарних супутників з висотою 36 000 км, що дорівнює шести радіусам Землі. Формат, в якому оприлюднені дані на цьому ресурсі називається two-line element і файли даних мають відповідне розширення .tle.

На рис. 3.1 представлений вигляд головної сторінки ресурсу <https://celestrak.com/>, з якої можливий доступ до бібліотеки альманахів різних систем у форматі .tle.

Рисунок 3.1 – Головна сторінка ресурсу доступу до альманахів супутників різних систем <https://celestrak.com/>

Доступні альманахи можуть бути завантажені у вигляді текстових документів. Як подібне завантаження виглядає для альманаху системи Globalstar показано на рис. 3.2

International Designator	NORAD Catalog Number	Name	Period (minutes)	Inclination (degrees)	Apogee Height (km)	Perigee Height (km)	Eccentricity	Latest Data	TLE Age (days)
1998-008A	25162	GLOBALSTAR M001 [-]	116.30	52.00	1.517	1.512	0.0002657		9.21
1998-008B	25163	GLOBALSTAR M004 [-]	113.99	52.00	1.412	1.407	0.0002922		9.64
1998-008C	25164	GLOBALSTAR M002 [-]	123.98	52.00	1.859	1.857	0.0001373		9.64
1998-008D	25165	GLOBALSTAR							9.36
1998-023A	25306	GLOBALSTAR							9.73
1998-023B	25307	GLOBALSTAR							9.65
1998-023C	25308	GLOBALSTAR							9.63
1998-023D	25309	GLOBALSTAR							9.88
1999-004A	25621	GLOBALSTAR							9.64
1999-004B	25622	GLOBALSTAR							9.27
1999-004C	25623	GLOBALSTAR							9.33
1999-004D	25624	GLOBALSTAR							9.47
1999-012A	25649	GLOBALSTAR							9.46
1999-012B	25650	GLOBALSTAR							9.35
1999-012C	25651	GLOBALSTAR							9.78
1999-012D	25652	GLOBALSTAR							1.04
1999-019A	25676	GLOBALSTAR							9.34
1999-019B	25677	GLOBALSTAR							1.14
1999-019C	25678	GLOBALSTAR							9.87
1999-019D	25679	GLOBALSTAR							1.03
1999-031A	25770	GLOBALSTAR							1.02
1999-031B	25771	GLOBALSTAR							1.02
1999-031C	25772	GLOBALSTAR							1.02
1999-031D	25773	GLOBALSTAR							1.02
1999-037A	25851	GLOBALSTAR M005 [-]	130.37	52.00	2.151	2.127	0.0013755		1.19

Рисунок 3.2 – Доступний до завантаження альманах системи Globalstar

Необхідно зазначити, що ресурс <https://celestrak.com/> містить вбудований функціонал візуалізації орбіт супутників з наявного каталогу. Його можливості дозволяють відтворювати орбіти і просторове положення супутників як в режимі реального часу, так і для моментів в минулому або в якості прогнозу на моменти в майбутньому. Вигляд візуалізації орбіт частини діючих супутників Globalstar приведено на рис. 3.3, поточного положення Міжнародної Космічної Станції (ISS – International Space Station) на рис. 3.4.

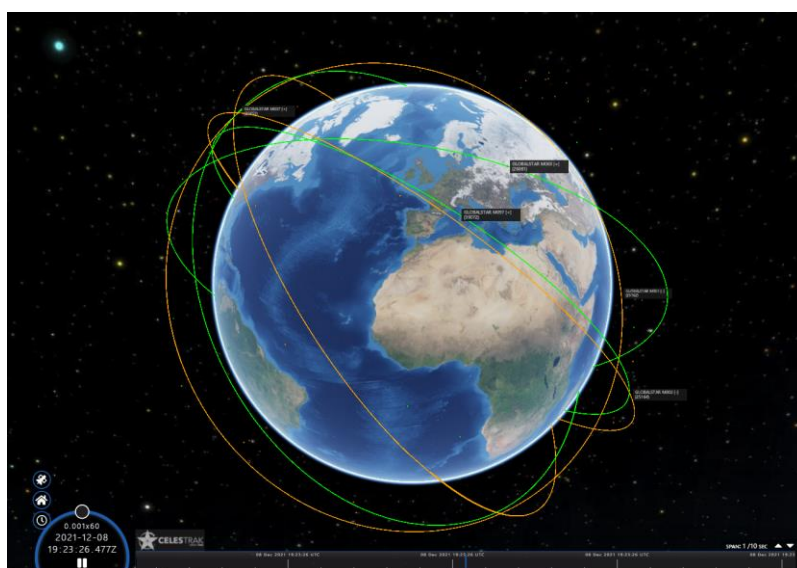


Рисунок 3.3 – Орбіти супутників Globalstar з положеннями супутників в режимі реального часу

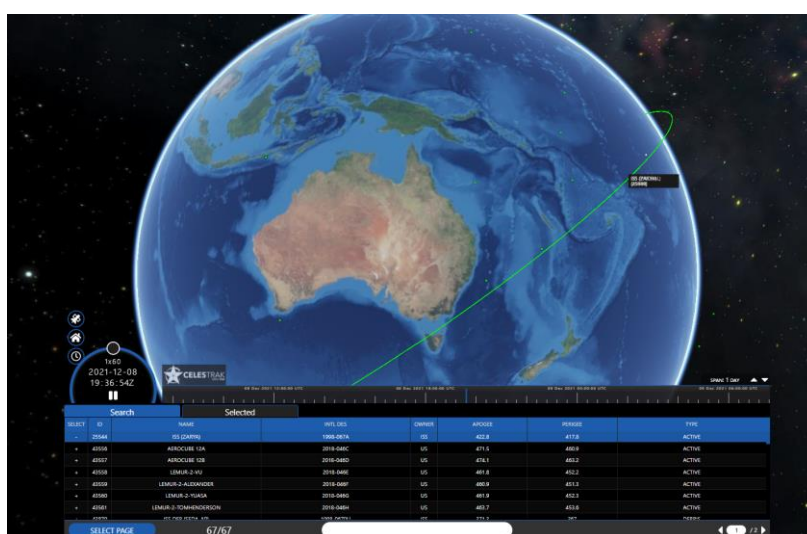


Рисунок 3.4 – Положення Міжнародної Космічної Станції на орбіті

В супутникових навігаційних системах інформації про координати супутників приділяється особлива увага через те, що ці дані задіяні у розрахунку координат користувача. Всі можливі похибки і неточності у їх визначенні впливатимуть на кінцеву якість навігаційних визначень. Інтерфейсні контрольні документи систем GPS, ГЛОНАСС та Galileo містять рекомендовані алгоритми для перерахунку положень супутників на необхідні моменти часу.

Широко розповсюдженим форматом для збереження та передачі користувачам альманаху супутників навігаційних систем є формат Yuma. Зокрема в такому форматі можна знайти всю базу альманахів системи GPS на будь який поточний або історичний момент часу на сайті <https://www.navcen.uscg.gov/?Do=gpsArchives> (рис. 3.5)

The screenshot shows the NAVIGATION CENTER website interface. The main content area is titled "GPS ALMANACS, NANUS, AND OPS ADVISORIES ARCHIVES FOR YEAR 2021". A red arrow points to the "GPS ALMANAC/YUMA FOR YEAR 2021" section. Below this, a grid of almanac files is displayed, with columns for "ALMANAC" and "SEM YUMA". A red arrow points to the "SEM YUMA" column. Below the grid, a sample of a Yuma-format almanac for PRN-01 is shown, detailing orbital parameters and health status.

```

330.ALM - Блокнот
Файл Правка Формат Вид Справка
***** Week 138 almanac for PRN-01 *****
ID: 01
Health: 000
Eccentricity: 0.1112127304E-001
Time of Applicability(s): 61440.0000
Orbital Inclination(rad): 0.3684419251
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7691748954E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5155.637324
Right Ascen at Week(rad): -0.523395021E-000
Argument of Perigee(rad): 0.885308309
Mean Anom(rad): 0.8379062958E+000
A#(s): 0.4987716675E-003
AFI(s/s): -0.1891393642E-010
week: 138

***** Week 138 almanac for PRN-02 *****
ID: 02
Health: 000
Eccentricity: 0.2855597305E-001
Time of Applicability(s): 61440.0000
Orbital Inclination(rad): 0.3640222304
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7891755029E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5155.758304
Right Ascen at Week(rad): -0.5233990728E-000
Argument of Perigee(rad): -1.472707790
Mean Anom(rad): 0.1028312036E+001
A#(s): -0.6437301636E-003
AFI(s/s): 0.0000000000E+000
week: 138

***** Week 138 almanac for PRN-03 *****
ID: 03
Health: 000
Eccentricity: 0.3874301910E-002
Time of Applicability(s): 61440.0000
Orbital Inclination(rad): 0.57162394232
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8011762209E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.673340
Right Ascen at Week(rad): 0.5030179915E+000
Argument of Perigee(rad): 0.908828970
Mean Anom(rad): -0.3364724690E+000
A#(s): -0.2574938654E-004
AFI(s/s): -0.1001593642E-010
week: 138

```

Рисунок 3.5 – Доступ до альманахів GPS у форматі Yuma на сайті

<https://www.navcen.uscg.gov/?Do=gpsArchives>

Альтернативним завантаженню зі спеціальних ресурсів в мережі Internet є алгоритм запису альманаху супутникової системи за допомогою приймача з подальшим декодуванням і конвертацією в необхідний формат. Наявне в лабораторії супутникової навігації обладнання і програмне забезпечення дозволяє виконати процедуру запису альманаху не лише для системи GPS, а й для будь-якої іншої діючої супутникової навігаційної системи – ГЛОНАСС, Galileo та BeiDou.

Розглянемо основні етапи одержання цієї частини експериментальних даних, необхідних для виконання основного дослідження

Запис альманаху будь-якої супутникової навігаційної системи в лабораторії супутникової навігації кафедри аеронавігаційних систем виконується за допомогою інтерфейсу Novatel Connect. Рисунки 3.6 – 3.8 ілюструють послідовність кроків для виконання запису.

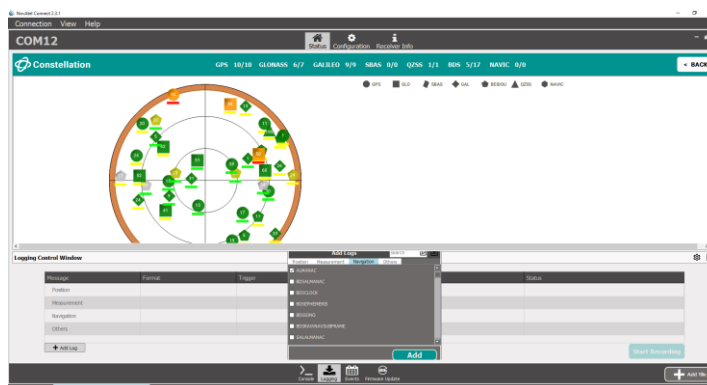


Рисунок 3.6 – Основне вікно інтерфейсу з доступом до меню запису команд і навігаційних повідомлень

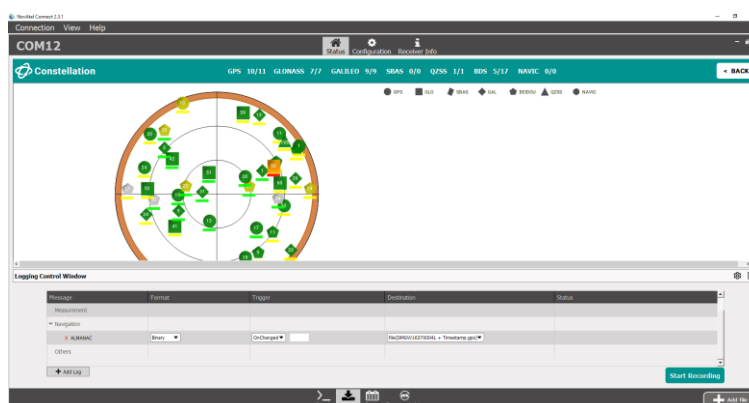


Рисунок 3.7 – Встановлення параметрів запису

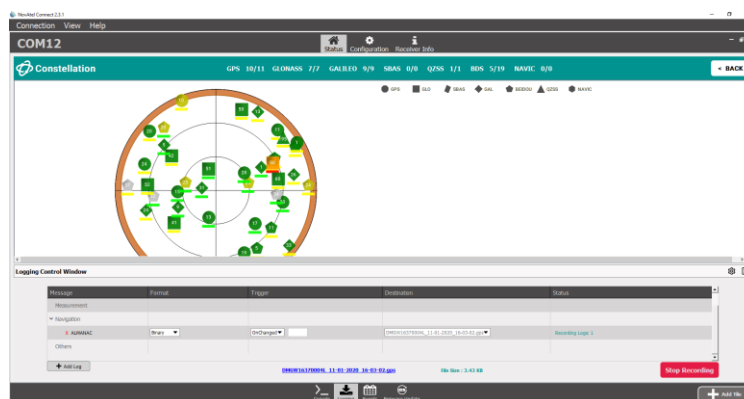


Рисунок 3.8 – Фіналізація етапу запису

Записаний в результаті виконання зазначених кроків альманах представляє собою бінарні дані, які необхідно декодувати і перевести в формат Yuma. Для цього використовується програмне забезпечення декодування і конвертації альманахів, розробки лабораторії супутникової навігації під керівництвом професора Коніна. На етапі експериментального застосування одержаних декодованих альманахів в дослідження приведені в Розділі 4 було встановлено, що алгоритми існуючих програм декодування потребують певної корекції, яка була виконана автором роботи.

Для демонстрації внесених змін і їх характеру на наступних рис. 3.9 – 3.11 приведено порівняння за вмістом файлів альманахів. Одного (розташованого на кожному рисунку зліва) такого, що був одержаний початковою програмою декодування і другого (розташованого відповідно справа) в редакції, одержаній після внесення необхідних корекцій.

Одержані альманахи використовуватимуться в Розділі 4 для експериментальних досліджень. Але для перевірки правильності даних, які в них були записані необхідно провести тестове моделювання програмами, які є розробкою лабораторії супутникової навігації. Це програми орієнтовані на обробку альманахів супутникових систем з метою моделювання орбіт супутників.

Сравнение содержимого файлов

d:\MatLab_Programs\GPS 1.0.1.0\GPS\VALM\almanac_galileo.yum >> d:\MatLab_Programs\GPS 1.0.1.0\GPS\VALM\almabvz_2.alm

Сравнить Следующее отличие Предыдущее отличие Шрифт

Редактирование Только различия; число строк контекста: 2

Двоичный Учитывать регистр символов Игнорировать повтор пробелов Игнорировать частые строки

ANSI<->ANSI

1:**** Week 2089 almaNAU for PRN-01 ****	1:***** Week 41 almabvz for PRN-01 *****
2:ID: 01	2:ID: 01
3:Health: 000	3:Health: 000
4:Eccentricity: 0.18310546875E-03	4:Eccentricity: 0.18310546875E-03
5:Time of Applicability(s): 127200.0000	5:Time of Applicability(s): 127200.0000
6:Orbital Inclination(rad): 1.0008777021	6:Orbital Inclination(rad): 1.0008777021
7:Rate of Right Ascen(r/s): -0.54859427973E-08	7:Rate of Right Ascen(r/s): -0.54859427973E-08
8:SQRT(A) (m ^{1/2}): 5440.6214066	8:SQRT(A) (m ^{1/2}): 5440.6214066
9:Right Ascen at Week(rad): 0.29366144708E+01	9:Right Ascen at Week(rad): 0.29366144708E+01
10:Argument of Perigee(rad): -0.0947233137	10:Argument of Perigee(rad): -0.0947233137
11:Mean Anom(rad): 0.29533923857E+01	11:Mean Anom(rad): 0.29533923857E+01
12:Af0(s): -0.77819824219E-03	12:Af0(s): -0.77819824219E-03
13:Afl(s/s): -0.72759576142E-11	13:Afl(s/s): -0.72759576142E-11
14:week: 2089	14:week: 41
15:	15:
16:**** Week 2089 almaNAU for PRN-02 ****	16:***** Week 41 almabvz for PRN-02 *****
17:ID: 02	17:ID: 02
18:Health: 000	18:Health: 000
19:Eccentricity: 0.36621093750E-03	19:Eccentricity: 0.36621093750E-03
20:Time of Applicability(s): 127200.0000	20:Time of Applicability(s): 127200.0000
21:Orbital Inclination(rad): 1.0008777021	21:Orbital Inclination(rad): 1.0008777021
22:Rate of Right Ascen(r/s): -0.54859427973E-08	22:Rate of Right Ascen(r/s): -0.54859427973E-08
23:SQRT(A) (m ^{1/2}): 5440.6253129	23:SQRT(A) (m ^{1/2}): 5440.6253129
24:Right Ascen at Week(rad): 0.29366144708E+01	24:Right Ascen at Week(rad): 0.29366144708E+01
25:Argument of Perigee(rad): 0.0410339861	25:Argument of Perigee(rad): 0.0410339861
26:Mean Anom(rad): -0.32702552922E+00	26:Mean Anom(rad): -0.32702552922E+00
27:Af0(s): 0.10681152344E-03	27:Af0(s): 0.10681152344E-03
28:Afl(s/s): 0.36379788071E-11	28:Afl(s/s): 0.36379788071E-11
29:week: 2089	29:week: 41
30:	30:
31:**** Week 2089 almaNAU for PRN-03 ****	31:***** Week 41 almabvz for PRN-03 *****
32:ID: 03	32:ID: 03
33:Health: 000	33:Health: 000
34:Eccentricity: 0.28991699219E-03	34:Eccentricity: 0.28991699219E-03
35:Time of Applicability(s): 127200.0000	35:Time of Applicability(s): 127200.0000
36:Orbital Inclination(rad): 0.9014828824	36:Orbital Inclination(rad): 0.9014828824
37:Rate of Right Ascen(r/s): -0.58516723171E-08	37:Rate of Right Ascen(r/s): -0.58516723171E-08
38:SQRT(A) (m ^{1/2}): 5440.6038285	38:SQRT(A) (m ^{1/2}): 5440.6038285
39:Right Ascen at Week(rad): 0.84090909316E+00	39:Right Ascen at Week(rad): 0.84090909316E+00
40:Argument of Perigee(rad): 0.6564479034	40:Argument of Perigee(rad): 0.6564479034
41:Mean Anom(rad): 0.11528824359E+01	41:Mean Anom(rad): 0.11528824359E+01
42:Af0(s): -0.25749206543E-03	42:Af0(s): -0.25749206543E-03
43:Afl(s/s): -0.36379788071E-11	43:Afl(s/s): -0.36379788071E-11
44:week: 2089	44:week: 41
45:	45:
46:**** Week 2089 almaNAU for PRN-04 ****	46:***** Week 41 almabvz for PRN-04 *****
47:ID: 04	47:ID: 04
48:Health: 000	48:Health: 000
49:Eccentricity: 0.45776367188E-04	49:Eccentricity: 0.45776367188E-04
50:Time of Applicability(s): 127200.0000	50:Time of Applicability(s): 127200.0000
51:Orbital Inclination(rad): 0.9014828824	51:Orbital Inclination(rad): 0.9014828824
52:Rate of Right Ascen(r/s): -0.58516723171E-08	52:Rate of Right Ascen(r/s): -0.58516723171E-08
53:SQRT(A) (m ^{1/2}): 5440.6077347	53:SQRT(A) (m ^{1/2}): 5440.6077347
54:Right Ascen at Week(rad): 0.84100496696E+00	54:Right Ascen at Week(rad): 0.84100496696E+00
55:Argument of Perigee(rad): 1.8379966053	55:Argument of Perigee(rad): 1.8379966053
56:Mean Anom(rad): 0.23348146330E+01	56:Mean Anom(rad): 0.23348146330E+01
57:Af0(s): -0.45013427734E-03	57:Af0(s): -0.45013427734E-03
58:Afl(s/s): -0.72759576142E-11	58:Afl(s/s): -0.72759576142E-11
59:week: 2089	59:week: 41
60:	60:
61:**** Week 2089 almaNAU for PRN-05 ****	61:***** Week 41 almabvz for PRN-05 *****
62:ID: 05	62:ID: 05
63:Health: 000	63:Health: 000
64:Eccentricity: 0.12207031250E-03	64:Eccentricity: 0.12207031250E-03
65:Time of Applicability(s): 127200.0000	65:Time of Applicability(s): 127200.0000
66:Orbital Inclination(rad): 0.9014828824	66:Orbital Inclination(rad): 0.9014828824

Найдено различий: 85

Рисунок 3.9 – Порівняння альманахів Galileo після декодування початковою програмою і допрацьованою

Сравнение содержимого файлов

Сравнить Следующее отличие Предыдущее отличие Шрифт Двоичный Учитывать регистр символов
 Редактирование Только различия; число строк контекста: 2 Игнорировать пустые строки Игнорировать частые строки

1:**** Week 2081 almaNAU for BDS-01 *****	1:**** Week 33 almabvz for BDS-01 *****
2:ID: 01	2:ID: 01
3:Health: 00	3:Health: 00
4:Eccentricity: 0.33998489380E-03	4:Eccentricity: 0.33998489380E-03
5:Time of Applicability(s): 462848.0000	5:Time of Applicability(s): 462848.0000
6:Orbital Inclination(rad): 0.0241362290	6:Orbital Inclination(rad): 0.0241362290
7:Rate of Right Ascen(r/s): 0.19429380740E-08	7:Rate of Right Ascen(r/s): 0.19429380740E-08
8:SQRT(A) (m ^{1/2}): 6493.5170898	8:SQRT(A) (m ^{1/2}): 6493.5170898
9:Right Ascen at Week(rad): -0.91905635123E+00	9:Right Ascen at Week(rad): -0.91905635123E+00
10:Argument of Perigee(rad): 2.7700236329	10:Argument of Perigee(rad): 2.7700236329
11:Mean Anom(rad): 0.29289471884E+01	11:Mean Anom(rad): 0.29289471884E+01
12:Af0(s): 0.19836425781E-03	12:Af0(s): 0.19836425781E-03
13:Afl(s/s): 0.47293724492E-10	13:Afl(s/s): 0.47293724492E-10
14:week: 2081	14:week: 33
15:	15:
16:**** Week 2081 almaNAU for BDS-02 *****	16:**** Week 33 almabvz for BDS-02 *****
17:ID: 02	17:ID: 02
18:Health: 00	18:Health: 00
19:Eccentricity: 0.56886672974E-03	19:Eccentricity: 0.56886672974E-03
20:Time of Applicability(s): 462848.0000	20:Time of Applicability(s): 462848.0000
21:Orbital Inclination(rad): 0.0255503675	21:Orbital Inclination(rad): 0.0255503675
22:Rate of Right Ascen(r/s): 0.13829147468E-08	22:Rate of Right Ascen(r/s): 0.13829147468E-08
23:SQRT(A) (m ^{1/2}): 6493.3798828	23:SQRT(A) (m ^{1/2}): 6493.3798828
24:Right Ascen at Week(rad): 0.35042023426E+00	24:Right Ascen at Week(rad): 0.35042023426E+00
25:Argument of Perigee(rad): -2.7220462866	25:Argument of Perigee(rad): -2.7220462866
26:Mean Anom(rad): -0.11042377180E+00	26:Mean Anom(rad): -0.11042377180E+00
27:Af0(s): 0.70858001709E-03	27:Af0(s): 0.70858001709E-03
28:Afl(s/s): -0.25465851650E-10	28:Afl(s/s): -0.25465851650E-10
29:week: 2081	29:week: 33
30:	30:
31:**** Week 2081 almaNAU for BDS-03 *****	31:**** Week 33 almabvz for BDS-03 *****
32:ID: 03	32:ID: 03
33:Health: 00	33:Health: 00
34:Eccentricity: 0.68712234497E-03	34:Eccentricity: 0.68712234497E-03
35:Time of Applicability(s): 462848.0000	35:Time of Applicability(s): 462848.0000
36:Orbital Inclination(rad): 0.0197559948	36:Orbital Inclination(rad): 0.0197559948
37:Rate of Right Ascen(r/s): 0.16457828392E-08	37:Rate of Right Ascen(r/s): 0.16457828392E-08
38:SQRT(A) (m ^{1/2}): 6493.5458984	38:SQRT(A) (m ^{1/2}): 6493.5458984
39:Right Ascen at Week(rad): -0.15646416783E+00	39:Right Ascen at Week(rad): -0.15646416783E+00
40:Argument of Perigee(rad): -0.0334887930	40:Argument of Perigee(rad): -0.0334887930
41:Mean Anom(rad): -0.18285088442E+01	41:Mean Anom(rad): -0.18285088442E+01
42:Af0(s): 0.68664550781E-04	42:Af0(s): 0.68664550781E-04
43:Afl(s/s): 0.10186340660E-09	43:Afl(s/s): 0.10186340660E-09
44:week: 2081	44:week: 33
45:	45:
46:**** Week 2081 almaNAU for BDS-04 *****	46:**** Week 33 almabvz for BDS-04 *****
47:ID: 04	47:ID: 04
48:Health: 00	48:Health: 00
49:Eccentricity: 0.49304962158E-03	49:Eccentricity: 0.49304962158E-03
50:Time of Applicability(s): 462848.0000	50:Time of Applicability(s): 462848.0000
51:Orbital Inclination(rad): 0.0144349989	51:Orbital Inclination(rad): 0.0144349989
52:Rate of Right Ascen(r/s): 0.15772085542E-08	52:Rate of Right Ascen(r/s): 0.15772085542E-08
53:SQRT(A) (m ^{1/2}): 6493.4248047	53:SQRT(A) (m ^{1/2}): 6493.4248047
54:Right Ascen at Week(rad): -0.30096246160E+00	54:Right Ascen at Week(rad): -0.30096246160E+00
55:Argument of Perigee(rad): 2.8215352021	55:Argument of Perigee(rad): 2.8215352021
56:Mean Anom(rad): 0.26066853886E+01	56:Mean Anom(rad): 0.26066853886E+01
57:Af0(s): -0.42533874512E-03	57:Af0(s): -0.42533874512E-03
58:Afl(s/s): -0.36379788071E-11	58:Afl(s/s): -0.36379788071E-11
59:week: 2081	59:week: 33
60:	60:
61:**** Week 2081 almaNAU for BDS-05 *****	61:**** Week 33 almabvz for BDS-05 *****
62:ID: 05	62:ID: 05
63:Health: 00	63:Health: 00
64:Eccentricity: 0.59890747070E-03	64:Eccentricity: 0.59890747070E-03
65:Time of Applicability(s): 462848.0000	65:Time of Applicability(s): 462848.0000
66:Orbital Inclination(rad): 0.0209500466	66:Orbital Inclination(rad): 0.0209500466

Найдено различий: 156

Рисунок 3.10 – Порівняння альманахів Weidou після декодування початковою програмою і допрацьованою

3.2 Перевірка достовірності одержаних початкових даних

Перевірку одержаних на попередньому етапі альманахів систем Galileo та BeiDou можна виконати застосувавши їх в якості вхідних даних програмами MatLab, які будують орбіти всіх супутників системи яка аналізується. У випадку якщо результат моделювання співпадатиме з відомою структурою орбітального угруповування можна припустити коректність вхідних даних.

На першому етапі перевірки використаємо завантажений з ресурсу <https://www.navcen.uscg.gov/?Do=gpsArchives> альманах GPS, актуальний на 330 добу 2021 року. Цей альманах використаємо в якості вхідних даних програмою Visio_GPS (рис. 3.11)

```

%Постоянные:
%скорость вращения Земли. При переключении этого параметра изменяется
%изображение орбиты на графике
%
OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
OMEGAeDOT= 0;
%радиусы земного эллипсоида
A_WGS84=6378137.0;
B_WGS84=6356752.314;
%константы
mu=3986005000000000;
F_CONST = 4.442807633E-10;
Re = 6378136;% радиус Земли
j_color = 0;
color6(1:11) = ['B' 'R' 'G' 'K' 'B' 'R' 'o' 'o' '+' '+' '+'];
kt=1;%установка времени на титульной надписи графика, определяется параметрами d2';
%Задание цветов для графики

color6(1:14) = ['k' 'b' 'g' 'r' 'c' 'm' 'r' ':' 'g' ':' 'b' ':' 'k' 'h'];
%Входные данные
Dat = 'In_Date/330.alm';
map(Re);%функция выводит на графики Землю
d2='12/09/2021'; %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
h= 20.0; min=35.0; s=0.0;%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%координаты точки, из которой наблюдаются спутники
lat = 0.88032730015257;%50 градусов 26минут 20.54 секунд
lon = 0.53109641675259;%30 градусов 25 минут 46.4995секунд
hr=187.488;% метр
%Кoeffициенты и матрица преобразования
coslon = cos(lon); sinlon = sin(lon);
coslat = cos(lat); sinlat = sin(lat);
Fmatr = [
        -sinlon      coslon      0      0;
        -sinlat*coslon -sinlat*sinlon coslat 0;
        coslat*coslon coslat*sinlon sinlat 0;
        0              0          0      1];

```

Рисунок 3.11 – Налаштування програми Visio на використання оновленого альманаху GPS

На наступних рис. 3.12 – 3.16 приведені результати моделювання орбіт GPS з використанням завантаженого альманаху.

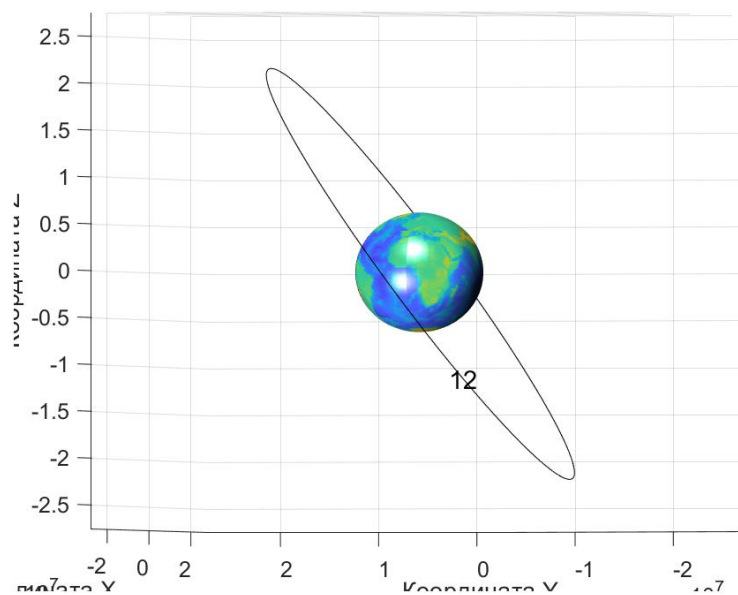


Рисунок 3.12 – Орбіта супутника GPS12 в ECI

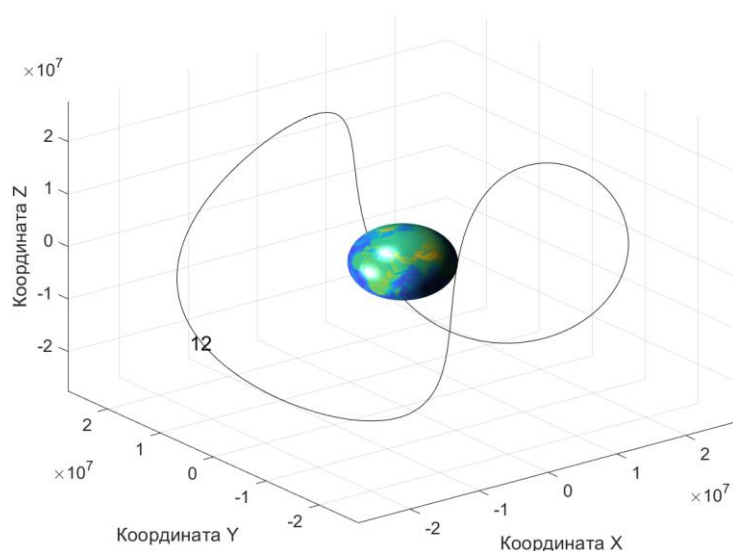


Рисунок 3.13 – Орбіта супутника GPS12 в ECEF

Одержані на рис. 3.12 та 3.13 демонструють орбіту одного супутника GPS із номером 12 в двох варіантах геоцентричної координатної системи – фіксованої у просторі (інерційній) ECI і рухомій разом із Землею навколо її осі обертання – ECEF.

Виконаємо моделювання для всієї сукупності супутників GPS, дані про орбітальні параметри яких присутні в альманаху. Результати моделювання приведені на рис. 3.14 та рис. 3.15.

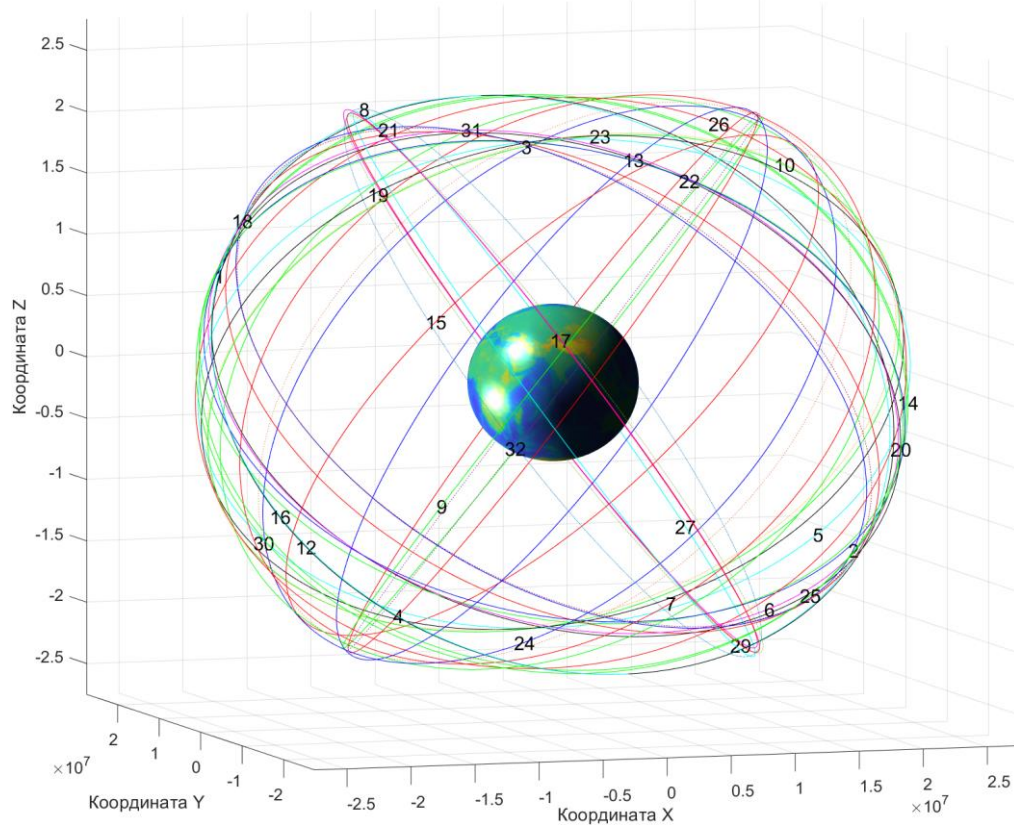


Рисунок 3.14 – Орбіти 32 супутників GPS в ECI

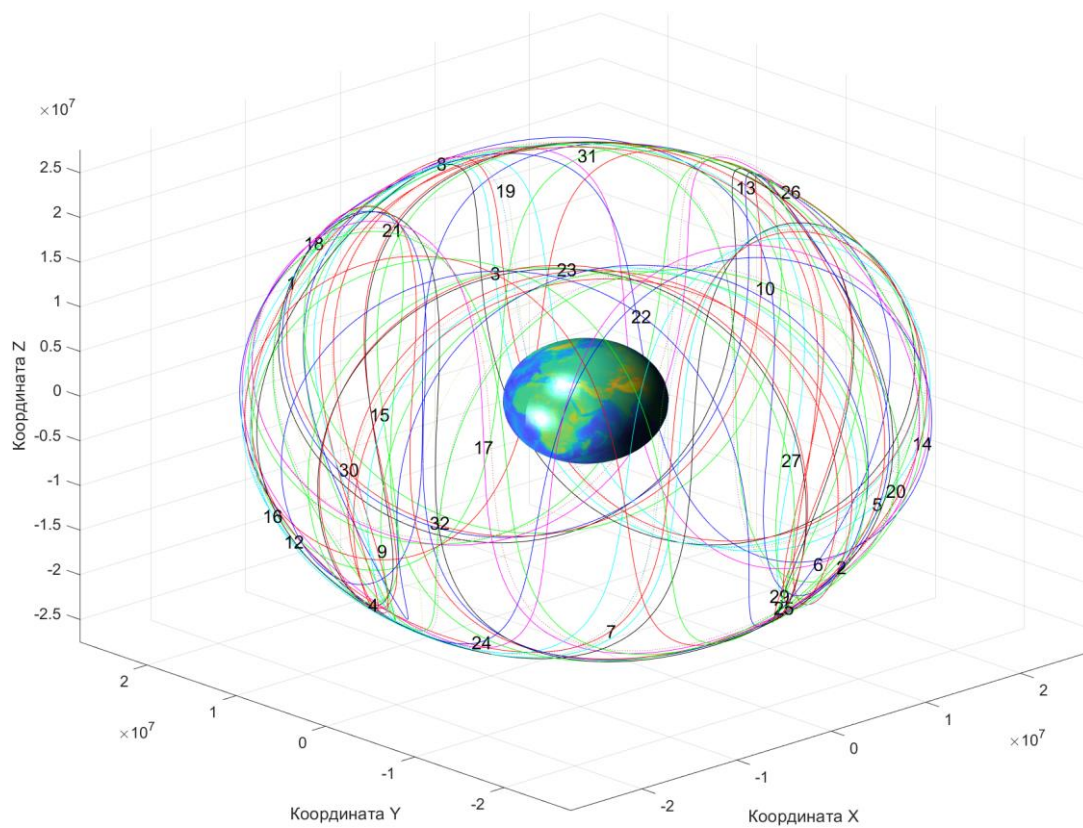


Рисунок 3.15 – Орбіти 32 супутників GPS в ECEF

Перевірка альманаху GPS продемонструвала що до його складу увійшли достовірні дані, скомпоновані у правильній послідовності. Аналогічний перевірку виконаємо для одержаного альманаху системи Galileo. Для цього використаємо його дані у якості вхідних даних програмою Visio_Galileo (рис. 3.16).

```

Editor - F:\2019_ORBITA\2019_GALILEO_ORBITA\Visio_GALILEO.m
+14 Start_GALAlm_pog.m x Start_GALAlm.m x Start_BDSAlm_bvz.m x StartconvertVK.m x Yuma_GPS_Alm.m x Visio
16 %Постоянные:
17 %скорость вращения Земли. При переключении этого параметра изменяется
18 %изображение орбиты на графике
19 OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
20 % OMEGAeDOT= 0;
21 %радиусы земного эллипсоида
22 A_WGS84=6378137.0;
23 B_WGS84=6356752.314;
24 %константы
25 mu=3986005000000000;
26 F_CONST = 4.442807633E-10;
27 Re = 6378136;% радиус Земли
28 j_color = 0;
29 color6(1:11) = ['B' 'R' 'G' 'K' 'B' 'R' 'o' 'o' 't' 't' 't'];
30 kt=1;%установка времени на титульной надписи графика, определяется параметрами d2';
31 %Задание цветов для графики
32
33 color6(1:14) = ['k' 'b' 'g' 'z' 'c' 'm' 'z' 't' 'g' 't' 'b' 't' 'k' 'z'];
34 %Входные данные
35 Dat = 'In_Date/almabvz.alm';
36 map(Re);%функция выводит на графики Землю
37 d2='12/09/2021'; %*****
38 h= 21.0; min=40.0; e=0.0;*****
39 %координаты точки, из которой наблюдается спутники
40 lat = 0.88032730015257;%50 градусов 2минут 20.54 секунд
41 lon = 0.53109641675259;%30 градусов 25 минут 46.4995секунд
42 hr=187.488;% метр
43 %Коэффициенты и матрица преобразования

```

Рисунок 3.16 – Налаштування програми Visio на використання альманаху Galileo

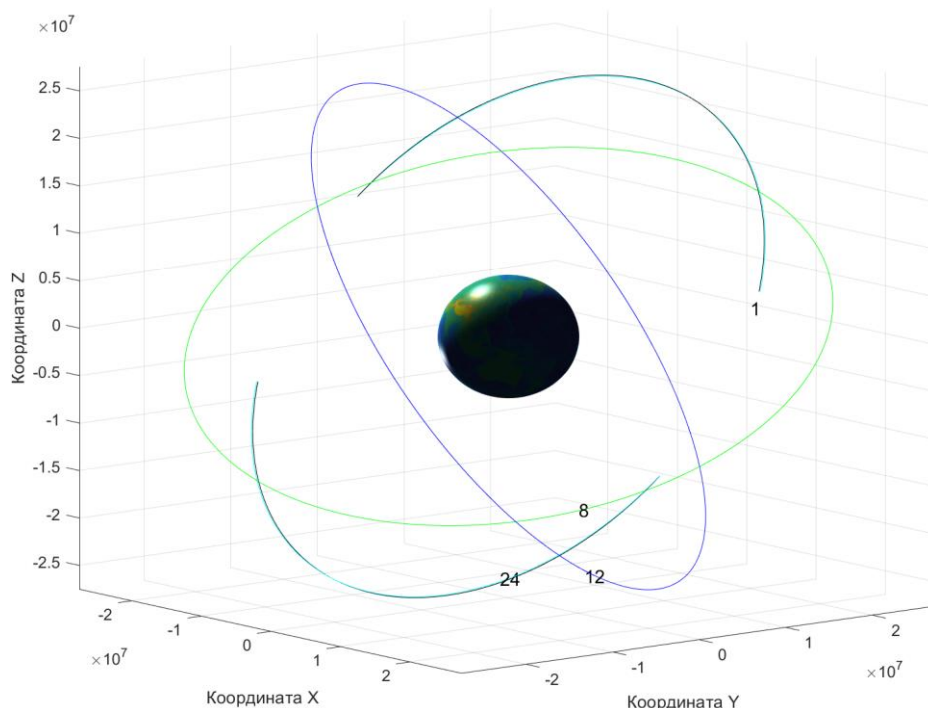


Рисунок 3.17 – 3 орбітальні площини системи Galileo

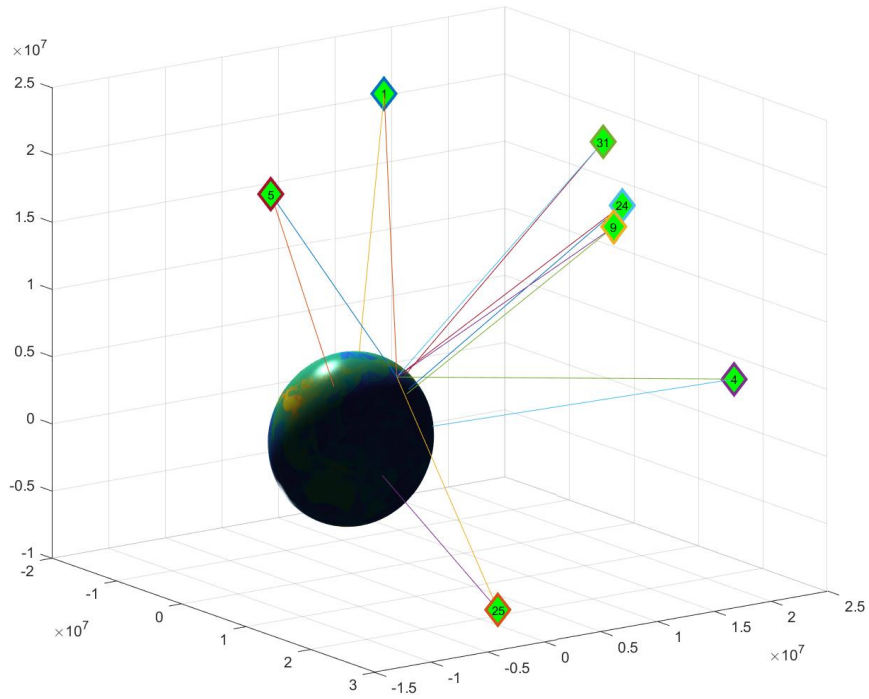


Рисунок 3.18 – Оцінена видимість супутників Galileo з точки розташування антени приймача

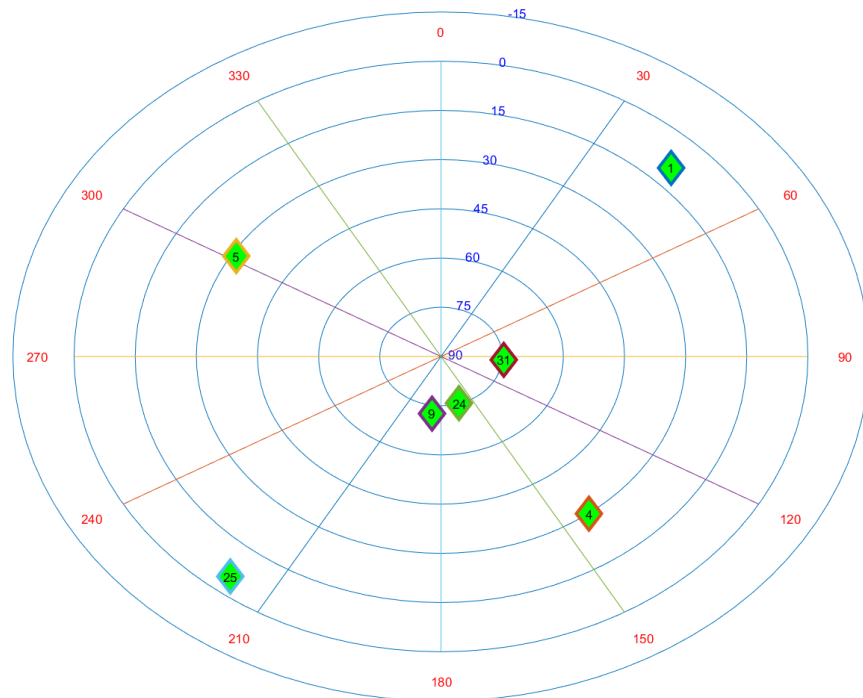


Рисунок 3.19 – Небесна геометрія розташування супутників Galileo над користувачем

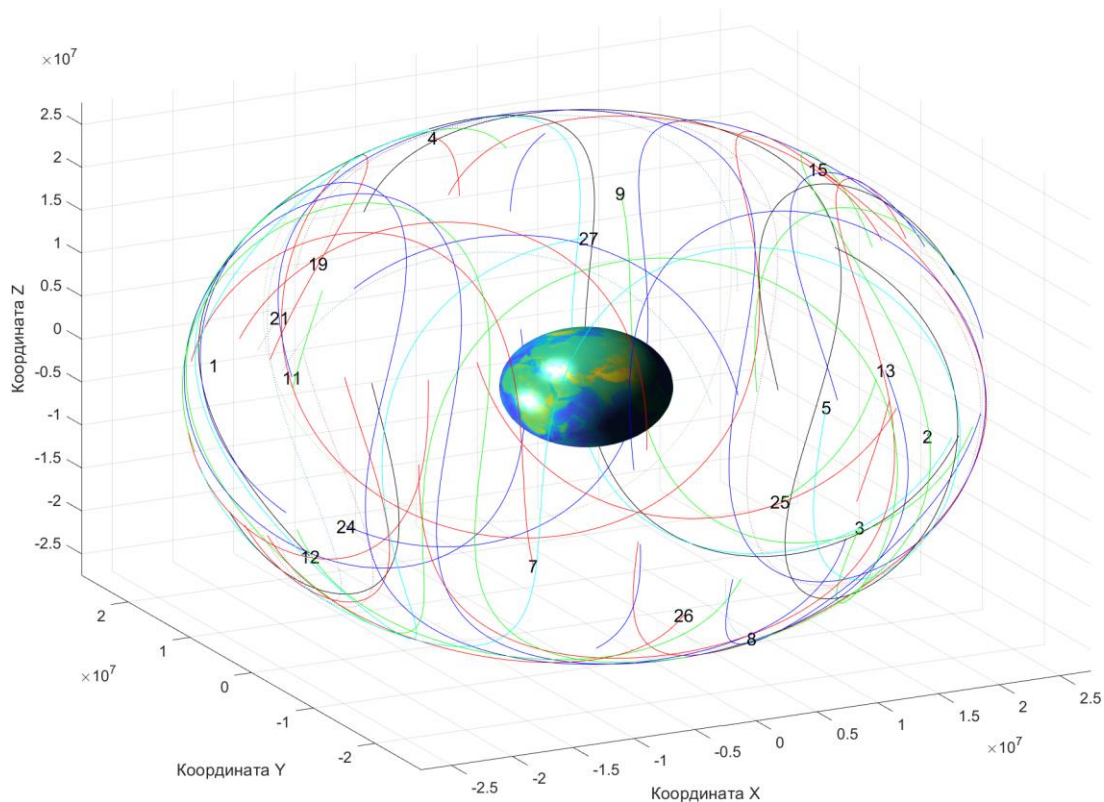


Рисунок 3.20 – Візуалізація орбіт всіх наявних супутників Galileo в ECEF

Одержані результати моделювання орбіт супутників Galileo, їх просторових координат, а також геометрії видимості в небі над користувачем продемонстрували коректність формування файлу альманаху. Він може бути задіяний в експериментальному дослідженні програми комплексної візуалізації параметрів супутникових систем, яка буде описана і детально досліджена в Розділі 4.

Також для виконання запланованого дослідження необхідний альманах системи BeiDou. Він одержаний в результаті допраювань, виконаних в попередньому підрозділі. На поточному етапі необхідно пересвідчитись в правильності його формування. Це доцільно виконати за тією самою методикою – шляхом обробки його даних перевіреним програмним продуктом Visio_BeiDou (рис. 3.21).

Графічні результати відповідних моделювань наведені нижче на рис. 3.22 – 3.24.

```

+15 Start_GALAlm.m Start_BDSAlm_bvz.m StartconvertVK.m Yuma_GPS_Alm.m Visio_GPS.m Visio_GALILEO.m Visio_BDS.m*
13 %число секунд в часе (3600) деленное на шаг (step)
14
15 %Постоянные:
16 %скорость вращения Земли. При переключении этого параметра изменяется
17 %изображение орбиты на графике
18 % OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
19 OMEGAeDOT= 0;
20 %радиусы земного эллипсоида
21 A_WGS84=6378137.0;
22 B_WGS84=6356752.314;
23 %константы
24 mu=3986005000000000;
25 F_CONST = 4.442807633E-10;
26 Re = 6378136;% радиус Земли
27 j_color = 0;
28 color6(1:11) = ['B' 'R' 'G' 'K' 'B' 'R' 'c' 'c' 'i' 'i' 'i'];
29 kt=1;%установка времени на титульной надписи графика, определяется параметрами d2'; h; min; s и j или L;
30 %Задание цветов для графики
31
32 color6(1:14) = ['k' 'b' 'g' 'r' 'c' 'm' 'r' 'i' 'g' 'i' 'b' 'i' 'k' 'h'];
33 %Входные данные
34 Dat = 'In_Date/beidou_BV2.yum';
35 map(Re);%функция выводит на графики Землю
36 d2='12/09/2021'; %*****
37 h=0.0; min=0.0; s=0.0;%*****
38 %координаты точки, из которой наблюдаются спутники
39 lat = 0.88032730015257;%50 градусов 26минут 20.54 секунд
40 lon = 0.53109641675259;%30 градусов 25 минут 46.4995секунд
41 hr=187.488;% метр
42 %Коэффициенты и матрица преобразования
43 coslon = cos(lon); sinlon = sin(lon);
44 coslat = cos(lat); sinlat = sin(lat);
45 Fmatr = [ -sinlon coslon 0 0;
46 -sinlat*coslon -sinlat*sinlon coslat 0;
47 coslat*coslon coslat*sinlon sinlat 0;
48 0 0 0 1];

```

Рисунок 3.21 – Налаштування програми Visio на використання альманаху BeiDou

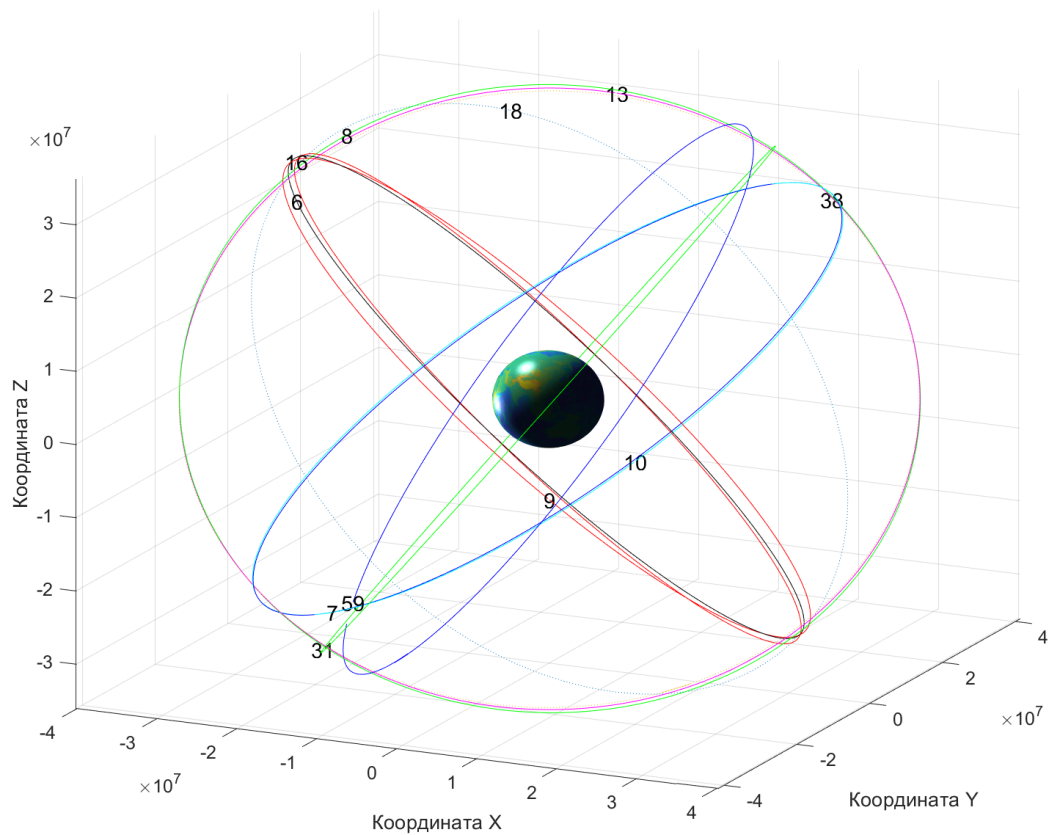


Рисунок 3.21 – Структура орбітального угруповання BeiDou включно з геостационарними супутниками в своєму складі

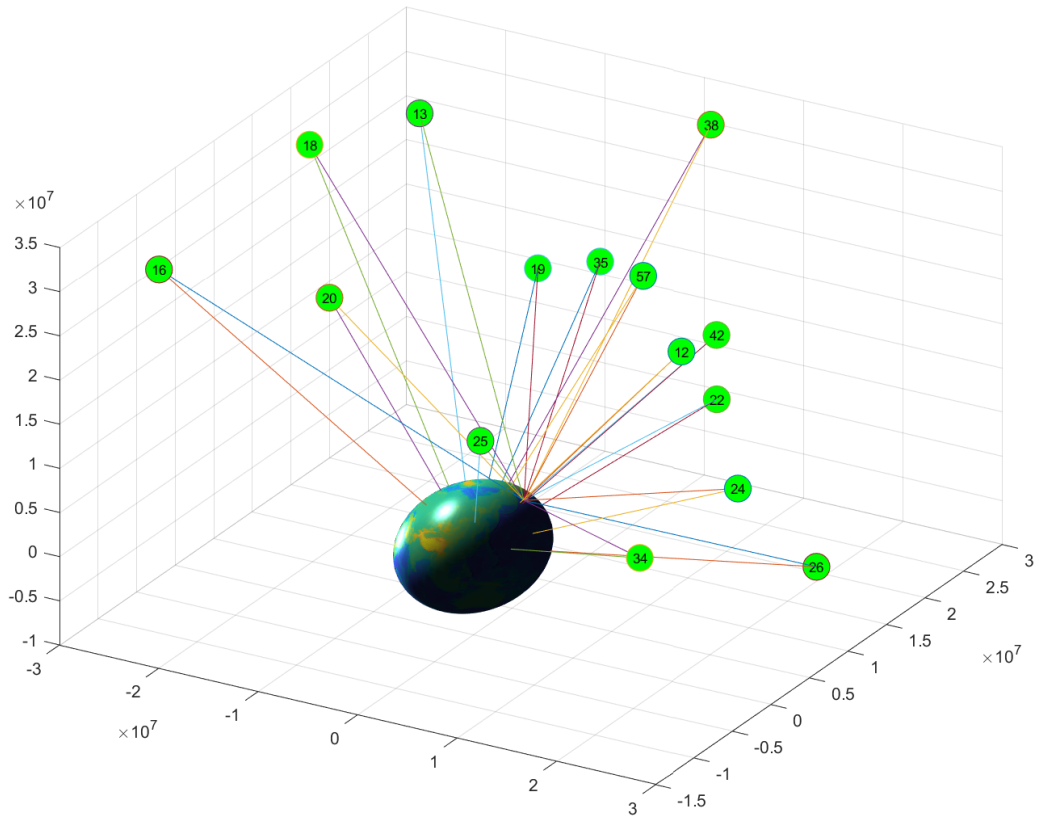


Рисунок 3.22 – Оцінена видимість супутників BeiDou з точки розташування антени приймача

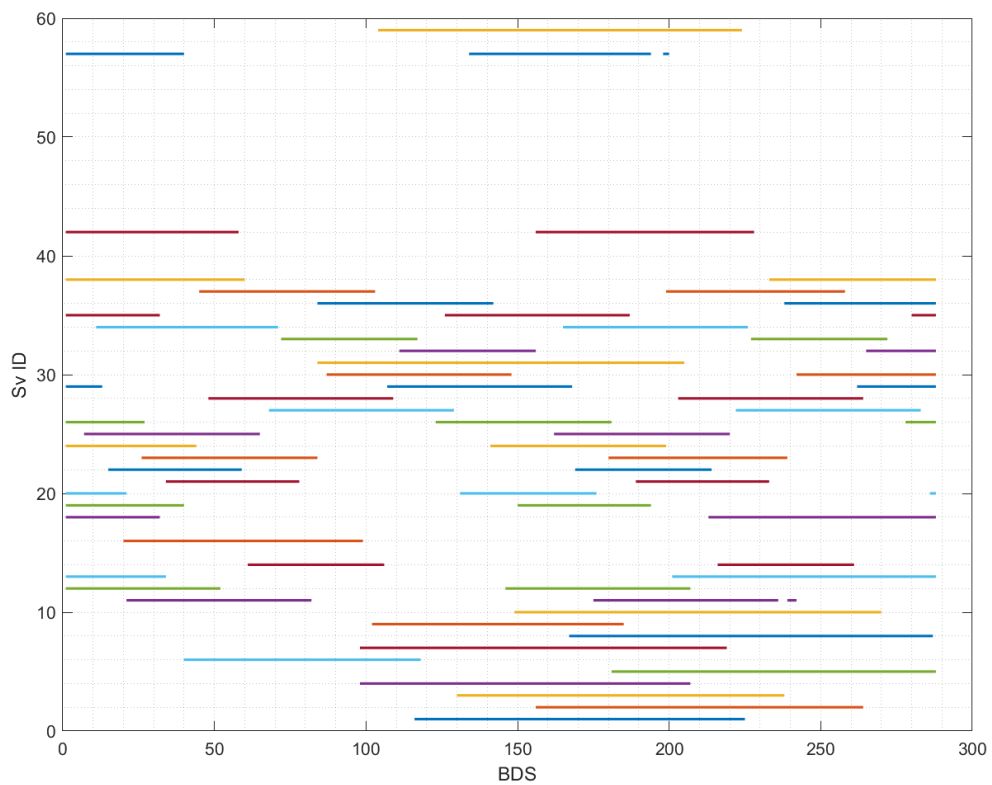


Рисунок 3.23 – Інтервали спостереження супутників BeiDou з точки розташування антени приймача

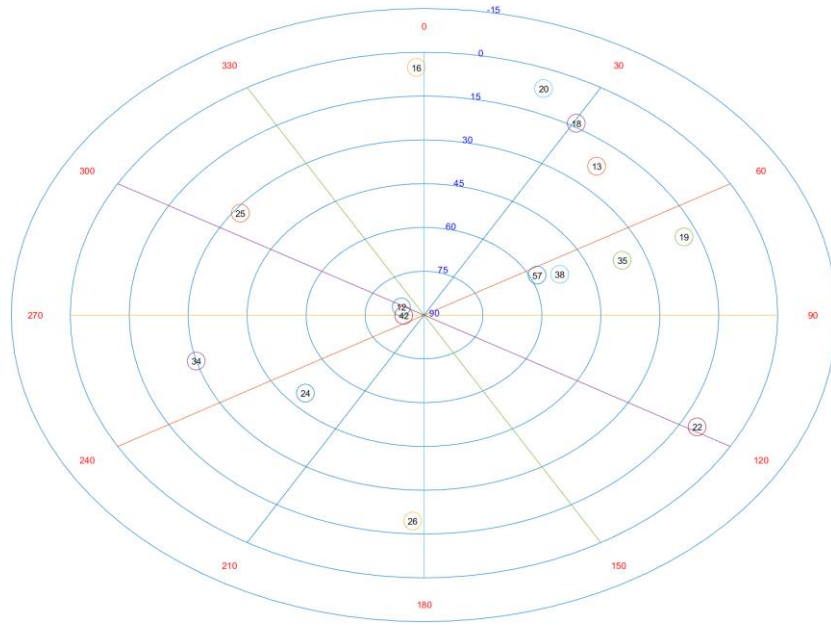


Рисунок 3.24 – Небесна геометрія розташування супутників BeiDou над користувачем

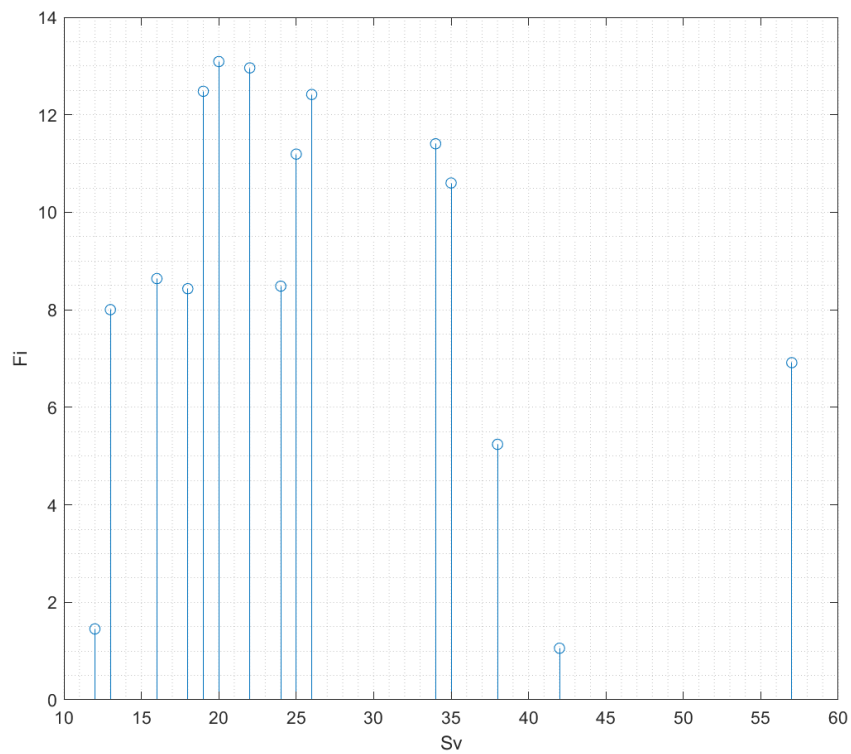


Рисунок 3.25 – Кут над площиною горизонту для кожного супутника в зоні видимості

3.3 Модуль генерації та обробки псевдовипадкових кодів

Окремим джерелом інформації, необхідної для виконання основної функції супутникових навігаційних систем є інформаційні сигнали з супутників. Розглянемо та проаналізуємо спосіб їх моделювання програмним модулем розробки лабораторії супутникових навігаційних систем кафедри аеронавігаційних систем.

Як було зазначено в пункті 1.6 в супутникових навігаційних системах для визначення відстані між навігаційними супутниками та точкою прийому сигналів в антені користувача використовуються так звані псевдовипадкові коди (PRN-code). Вони представляють собою двійкові (бінарні) послідовності (рис. 3.26), які генеруються на навігаційних супутниках і випромінюються в простір.



Рисунок 3.26 – Приклад двійкової PRN послідовності

Супутникові приймачі генерують копії (репліки) PRN кодів кожного із супутників. Це дозволяє використовувати кореляційні функції для пошуку і виявлення супутникових сигналів у прийнятій антеною суміші сигнал+шум. При цьому якщо генерація однакових символів на супутнику та в приймачі відбувається одночасно (за умови синхронізації шкал часу), то прийнятий із простору супутниковий сигнал поступає на антену, а потім в корелятор із затримкою, обумовленою часом на розповсюдження сигналу по лінії супутник – приймальна антена. Визначення саме цього інтервалу часу і є надзвичайно важливим. Загальний принцип порівняння двох PRN послідовностей, одна з яких згенерована на навігаційному супутнику, а інша в приймачі користувача, наведено на рис. 3.27. Отримана затримка в часі на рівні 66 мсек відповідає відстані порядку 22 000 км, що в свою чергу відповідає середнім відстанням між

супутниками на орбітах 20 000 км і користувачем на земній поверхні (похила дальність).

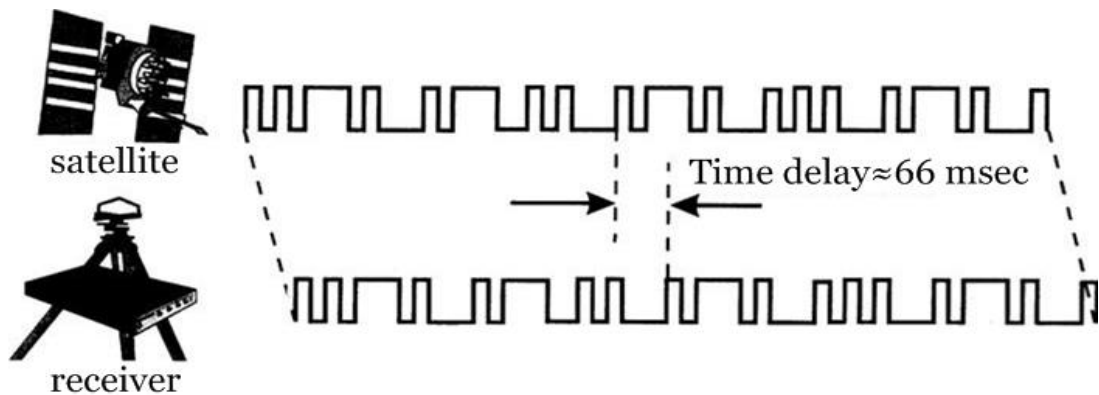


Рисунок 3.27 – Принцип визначення часу розповсюдження сигналу по лінії супутник-приймач за допомогою PRN-коду

Програмний модуль генерації та обробки псевдовипадкових кодів супутників системи GPS представляє собою програму і функції, створені в середовищі MatLab (рис. 3.28)

Имя	Тип	Размер
[..]		<Папка>
Pr2_cod_GPS	m	6 436
P8_CodGPS	m	2 677
Pr1_cod_GPS	m	286
cod_GPS	m	2 278
PrCodGPS	m	5 013
Pr09_CodGPS	m	2 404
Pr7_cod_GPS	m	1 473
Pr6_cod_GPS	m	978
Pr5_cod_GPS	m	805
Pr4_cod_GPS	m	696
Pr3_cod_GPS	m	476

Рисунок 3.28 – Програми в складі програмного модуля cod_GPS

Головна програма модуля дозволяє виконати моделювання с наступним відтворенням у графічному вигляді PRN коду навігаційного супутника GPS у двійковому (бінарному форматі), а також у форматі представлення даних у варіації значень «-1» та «+1». Результати виконання цього моделювання наведені на перших двох графіках рис. 3.29.

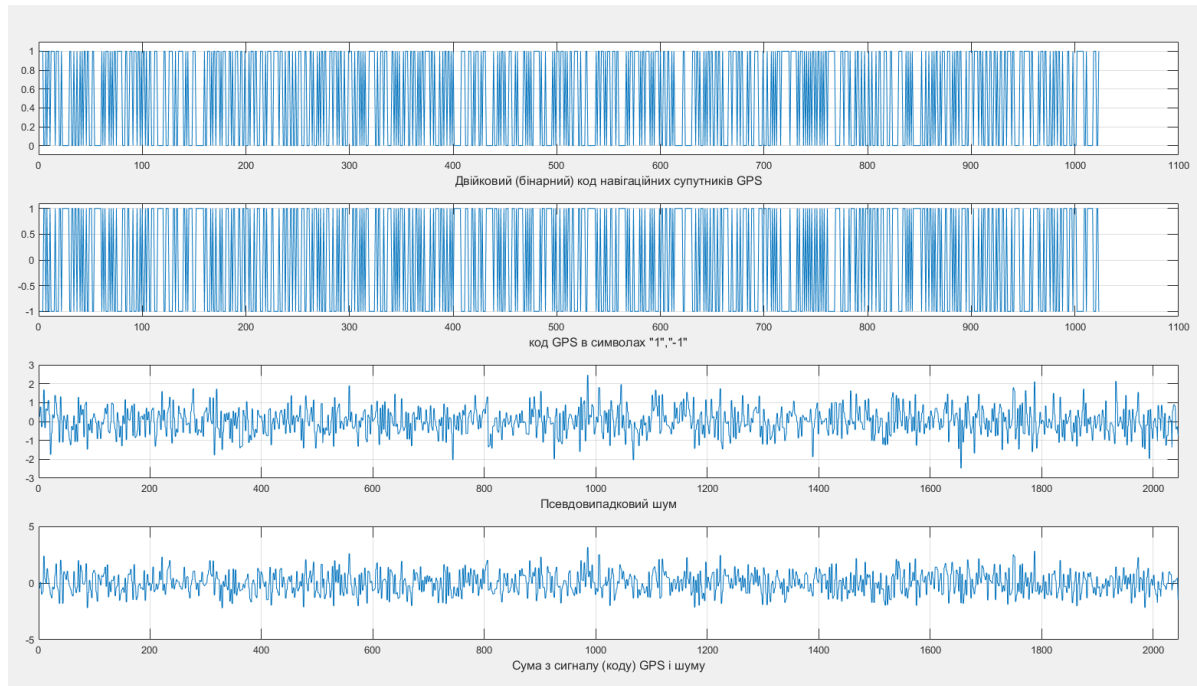


Рисунок 3.29 – Результат генерації PRN коду супутника GPS

Два нижні графіки на рис. 3.29 демонструють згенерований псевдовипадковий шум та сукупність шуму і GPS коду.

Для більш детального ознайомлення з фрагментом PRN коду можна розглянути його фрагмент, який у двійковому (бінарному) форматі наведено на рис. 3.30.

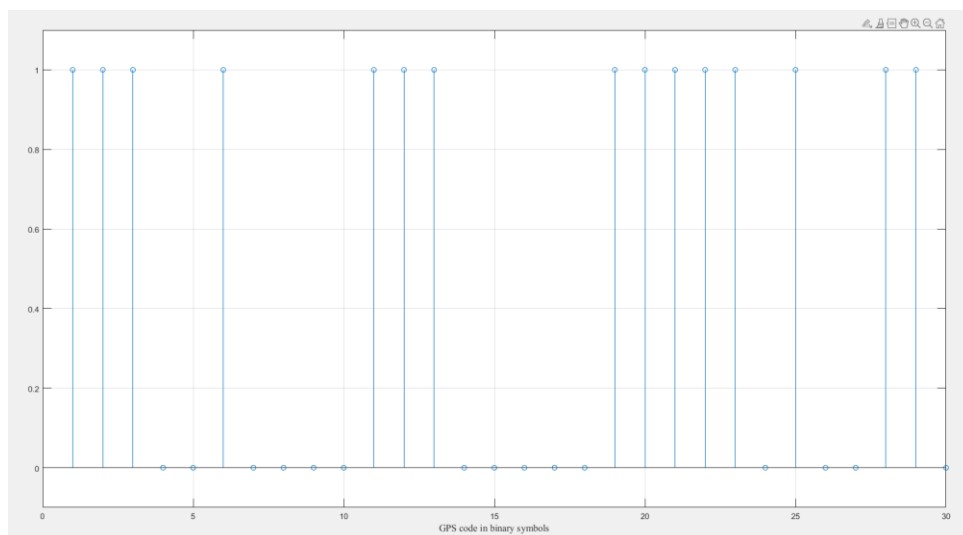


Рисунок 3.30 – Фрагмент PRN послідовності у двійковому (бінарному) форматі

А також фрагмент того ж коду у форматі варіації значень «-1» та «+1», як показано на рис. 3.31.

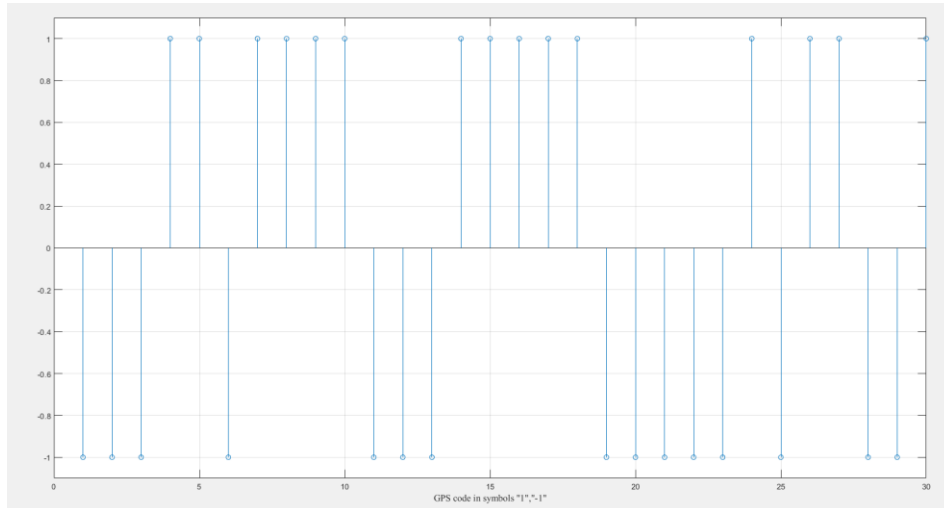


Рисунок 3.31 - Фрагмент PRN послідовності у форматі «-1» та «+1».

Важливим етапом обробки супутникових сигналів є виявлення відомої двійкової послідовності у прийнятих антеною електромагнітних коливаннях у заданому діапазоні частоти. Для цього використовується кореляційна функція, результати обробки якою наведені на рис. 3.32.

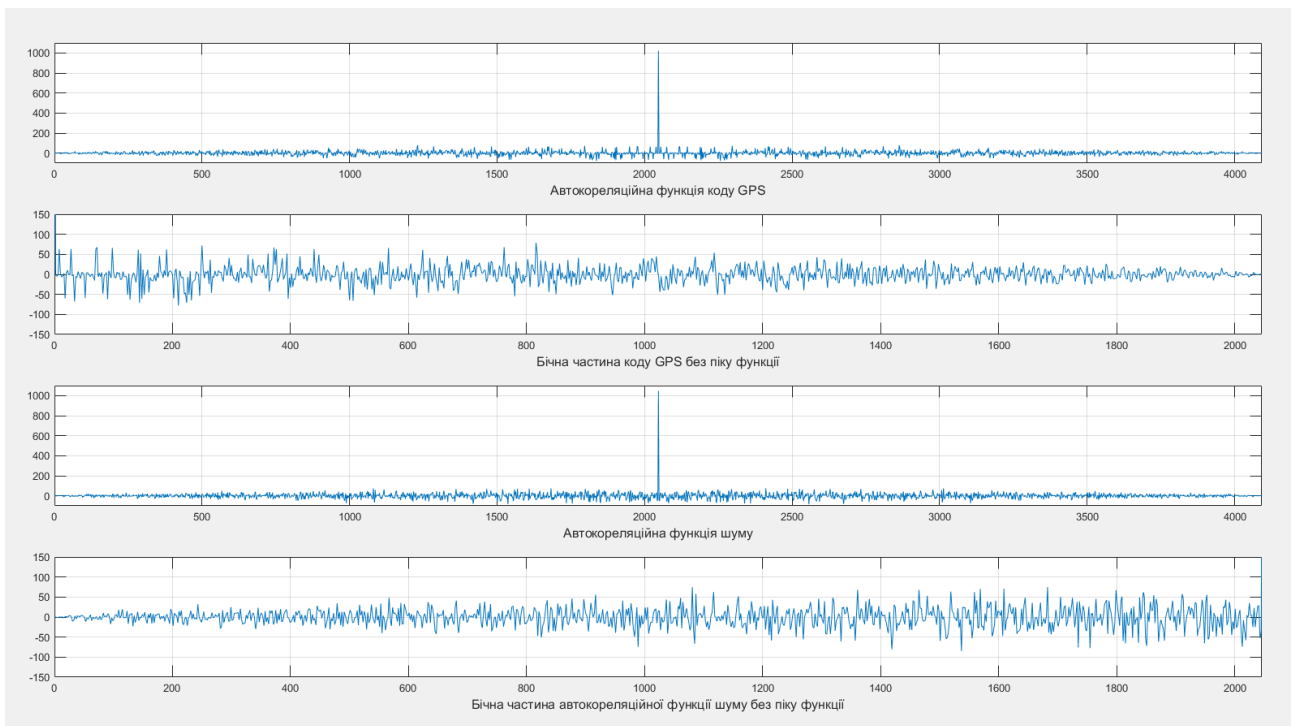


Рисунок 3.32 – Застосування кореляційної функції для обробки різних типів вхідних сигналів

Перший графік на рис. 3.32 одержано в результаті роботи автокореляційної функції для обробки коду GPS. Пік цієї функції чітко вказує на відлік, для якого відбувається повне співпадіння обох кодових послідовностей.

Другий графік демонструє бічну частину попереднього графіку для демонстрації того факту, що для інших відліків кореляція не спостерігається.

Третій і четвертий графіки рис. візуалізують застосування автокореляційної функції до згенерованого псевдовипадкового шуму с піком на відповідному відліку і відсутність кореляції на всьому бічному проміжку.

Оскільки на вхід приймального пристрою поступає суміш коду GPS і шуму, то доцільно розглянути результати застосування кореляційної функції до цих двох сигналів між собою, а також у вигляді автокореляційної функції їх суміші. Результати цієї обробки приведені на рис. 3.33

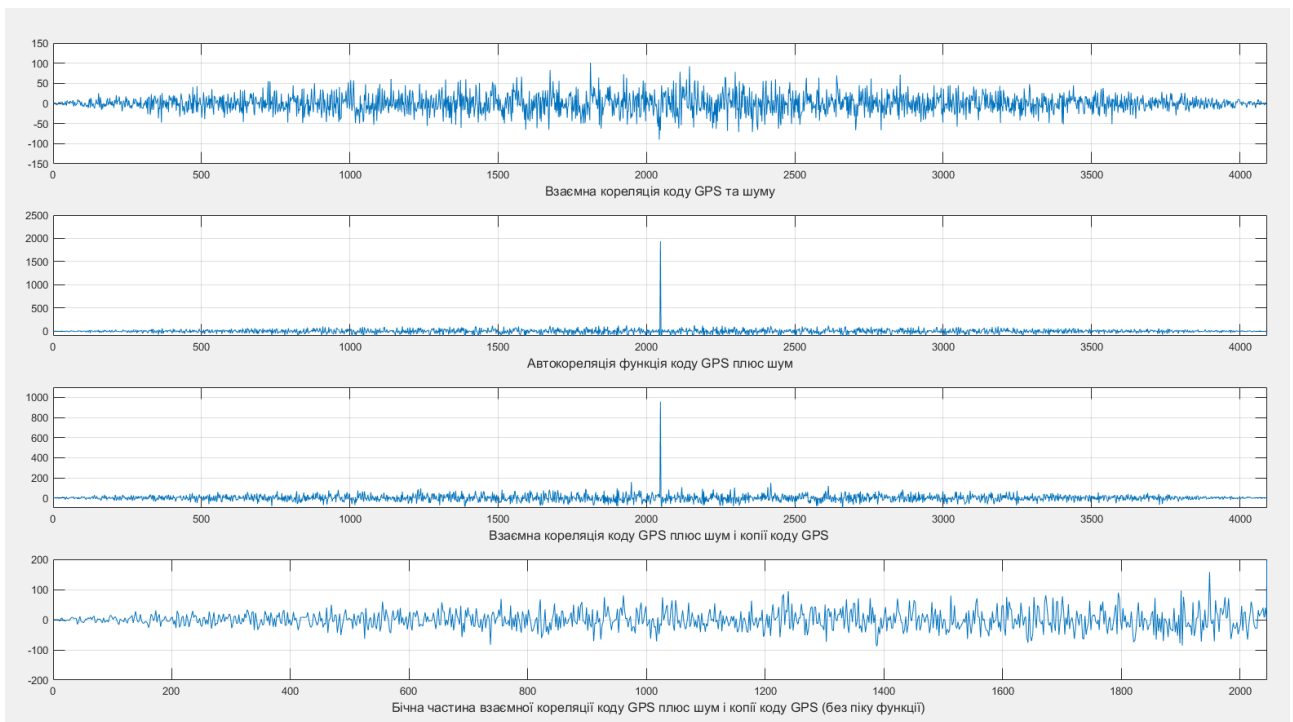


Рис. 3.33 - Застосування кореляційної функції для обробки суміші коду GPS та сигналу шуму.

Одержані в результаті моделювання на рис. результати демонструють, що при порівнянні сигналів GPS та шуму між собою між ними жодної кореляції не спостерігається (перший графік). В той же час відмінно працює як

автокореляційна функція для суміші сигнал GPS + шум (другий графік), так і функція виявлення чистого коду GPS на фоні суміші код GPS+шум (третій графік). Додатково на четвертому графіку приведено бічну частину графіку взаємної кореляції попереднього варіанту порівняння.

Сукупність всіх кодів супутників GPS транслюється на однакових частотах, що призводить до формування складної суміші, на фоні якої необхідно виявити сигнал окремого супутника або певної комбінації із загального набору. Для демонстрації такої можливості програмним модулем виконується окреме моделювання, результати якого наведені на рис. 3.34

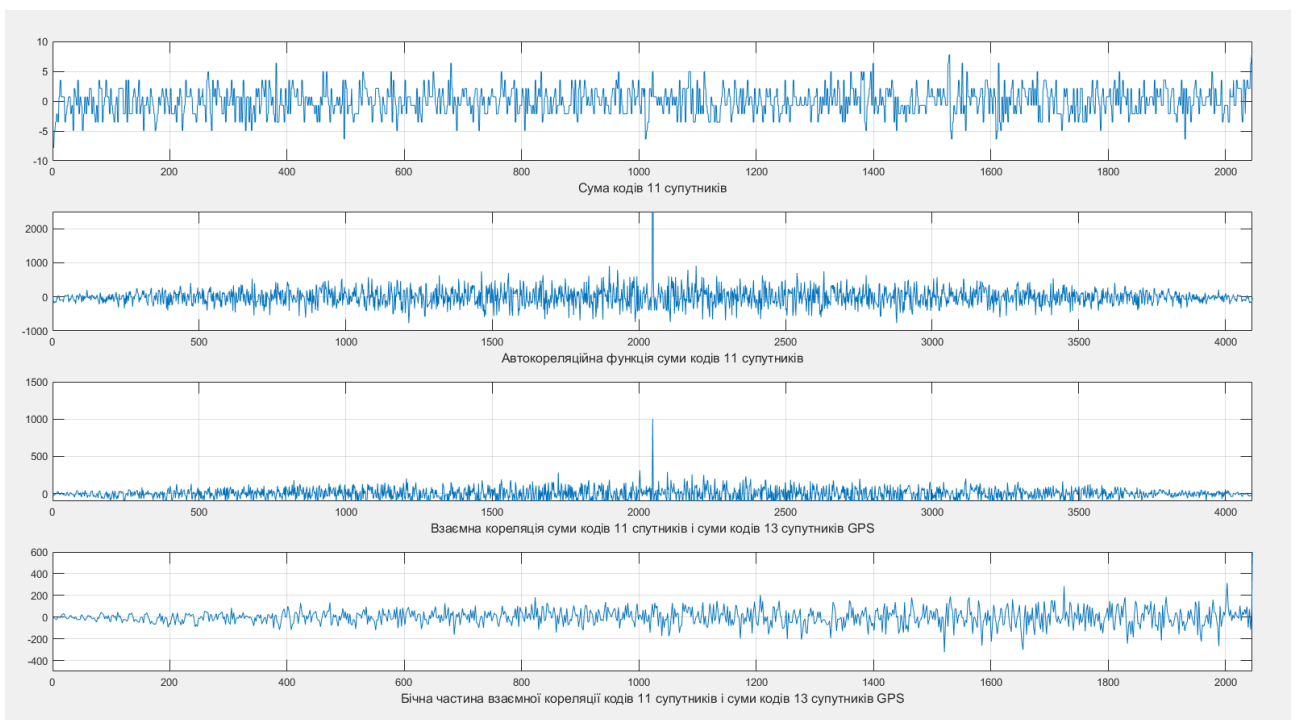


Рисунок 3.34 – Результати обробки та моделювання виявлення сигналу GPS на фоні сукупності 13 кодів

Перший графік рисунку 3.34 візуалізує суму кодів 11 супутників GPS, на другому результат роботи автокореляційної функції для цієї суміші 11 кодів. На третьому графіку результат відпрацювання кореляційної функції для пошуку 11 сигналів в суміші, яка містить загалом сигнали від 13 супутників. Пік функції демонструє виявлення моменту часу (відліку), для якого фіксується співпадіння. Четвертий графік з демонстрацією бічної частини попереднього графіка

додатково підтверджує відсутність інших, потенційно хибних спрацьовувань функції кореляції.

Для додатково дослідження якості застосування кореляційної функції варто проаналізувати результат, одержаний для взаємної кореляції двох різних PRN кодів від GPS супутників з номерами 13 і 37. Графічний результат обробки наведено на рис. 3.35.

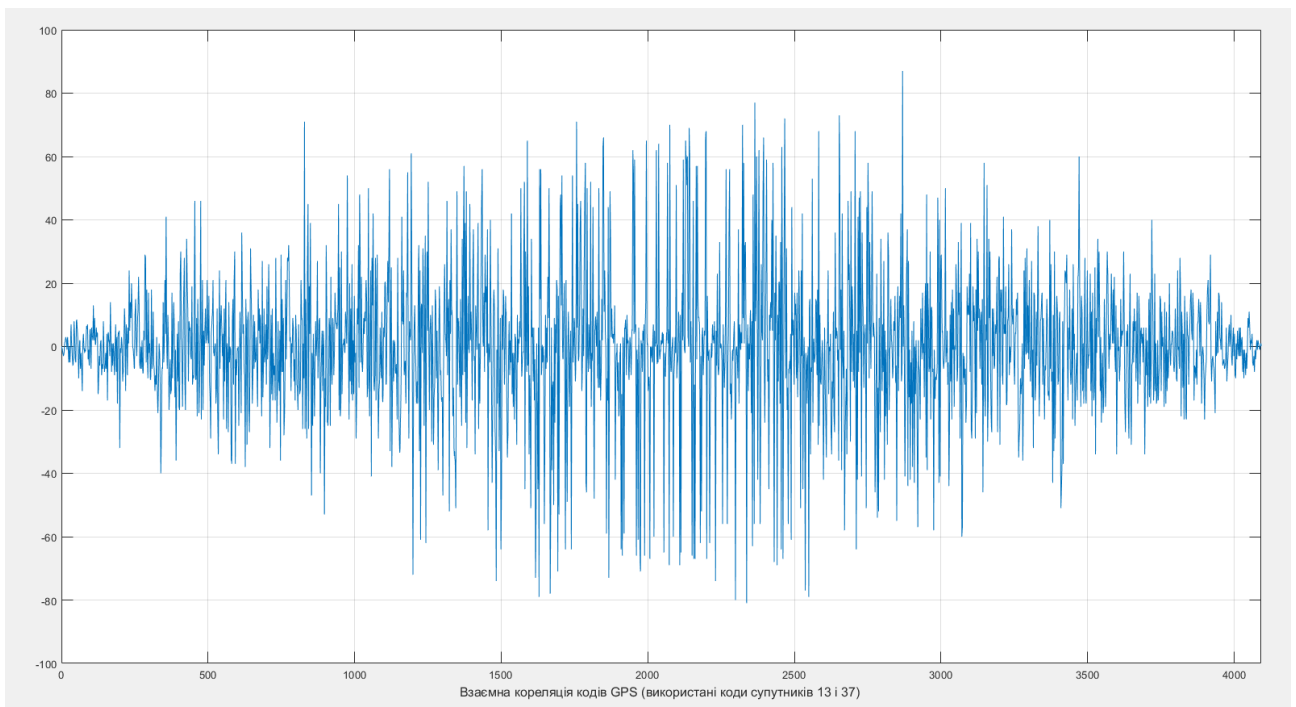


Рисунок 3.35 – Кореляція PRN кодів від супутників GPS з різними номерами

Модуль генерації та обробки псевдовипадкових кодів демонструє наявні можливості з виявлення цифрового сигналу відомої форми, який поступає на вхід з невідомим зсувом у часі (внаслідок розповсюдження у просторі) у складі суміші різних сигналів на одній частоті (внаслідок наявності шуму і сигналів від інших супутників).

Додатково розглянемо як виконується модуляція несучої частоти кодовою M-послідовністю на прикладі сигналу системи ГЛОНАСС.

Застосована для модуляції бінарна фазова маніпуляція (BPSK, binary phase shift keying) передбачає, що «бінарність» реалізується двома фазовими зсувами (один для логічної одиниці і один для логічного нуля).

На рис. 3.36 приведено візуалізацію несучої частоти (перший графік), яка модулюється М-последовністю (третій графік). Результуючий сигнал несучої частоти ГЛОНАС після модуляції приведений на другому графіку.

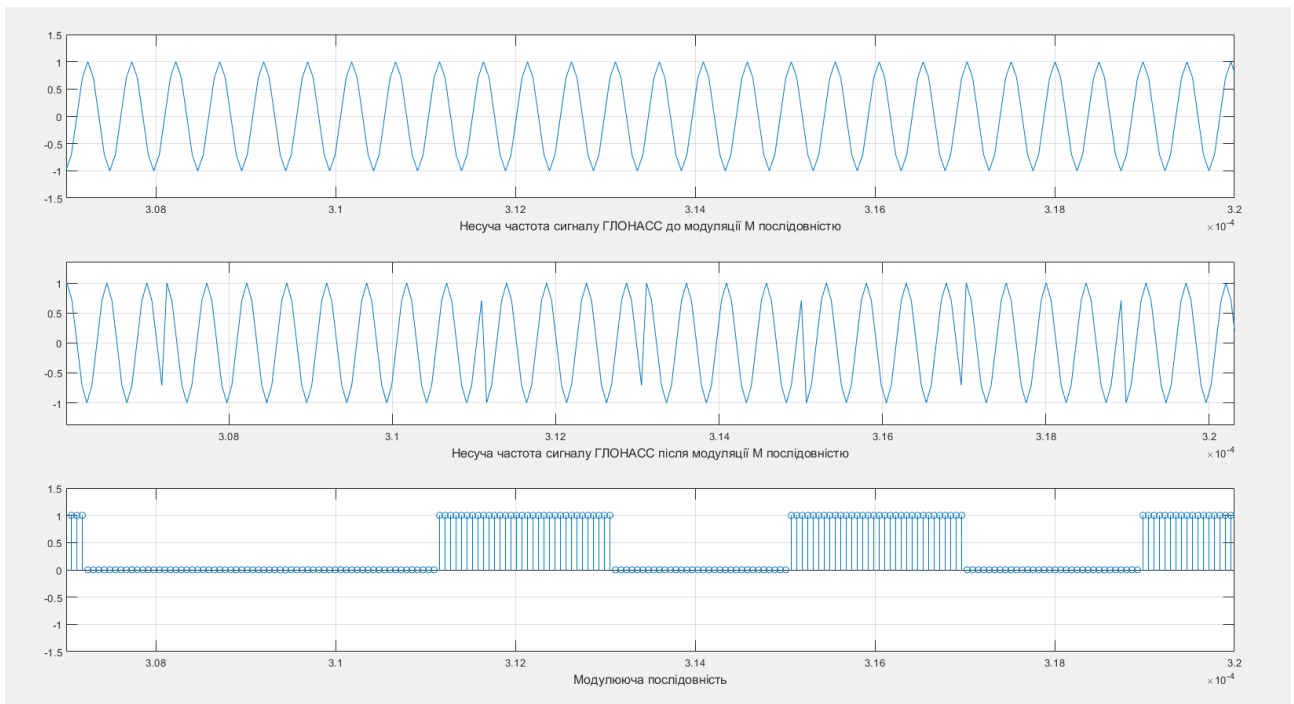


Рисунок 3.36 – Модулювання несучої частоти супутника ГЛОНАСС М-последовністю.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3

В розділі визначено, що початковими даними для комп'ютерних моделей супутникових навігаційних систем виступають параметри орбіт супутників у вигляді альманахів.

Показано, що існує два варіанти одержання актуальних альманахів. Перший передбачає їх завантаження зі спеціалізованих ресурсів в мережі Інтернет, на яких вони періодично оновлюються, а також зберігаються у вигляді бібліотек або архівів на минулі епохи. Другий варіант пов'язаний з одержанням поточного альманаху безпосередньо від самої системи за допомогою спеціального обладнання – приймача.

Обидва варіанти одержання альманаху для подальшого його застосування вимагають приведення його до формату, який може бути прийнятий комп'ютерною моделлю. В переважній більшості доступного програмного забезпечення – це формат Yuma.

З метою проведення дослідження четвертого розділу з використанням даних, одержаних експериментальним шляхом, обрано варіант запису альманахів за допомогою обладнання лабораторії супутникової навігації кафедри аеронавігаційних систем. Для їх переведення в формат Yuma застосовано програмне забезпечення з внесенням ряду змін, які були виявлені в процесі моделювання.

Отримані альманахи супутникових систем GPS (варіант одержання – завантаження зі спеціалізованого ресурсу), Galileo та BeiDou (обидва одержані експериментально) також були перевірені на коректність формування.

Запропонована методика перевірки достовірності одержаних початкових даних (альманахів) полягала у їх використанні програмними засобами моделювання супутникових орбіт, геометрії та видимості супутників в точці прийому.

В результаті виконання робіт розділу одержано початкові дані для подальшого використання програмними засобами моделювання та візуалізації супутникових систем різного призначення, що буде виконано в наступному розділі.

Одержані на етапі перевірки достовірності початкових даних графічні результати тестових моделювань продемонстрували їх коректність і також виступають окремим практичним результатом виконання завдань дипломної роботи.

РОЗДІЛ 4. РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ ТА ВІЗУАЛІЗАЦІЇ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ

В розділі виконується опис програмного комплексу, який обрано для виконання моделювань. Реалізується його переведення на оновлені початкові дані – альманахи різних систем, одержані на попередньому етапі дослідження експериментальним шляхом. Аналізуються результати моделювання із використанням обраного програмного засобу і власного набору даних.

4.1 Опис елементів програмного інструмента GPS Visibility Predictor

Для виконання моделювань супутникових систем в заключній дослідницькій частині роботи обраний програмний комплекс GPS Visibility Predictor 1.0.1.0, який доступний до завантаження для зареєстрованих користувачів на ресурсі спільноти користувачів MatLab mathworks.com у розділі програмного забезпечення для наступної категорії областей застосування: Engineering > Aerospace Engineering > Satellite and Orbital Mechanics. (рис. 4.1)

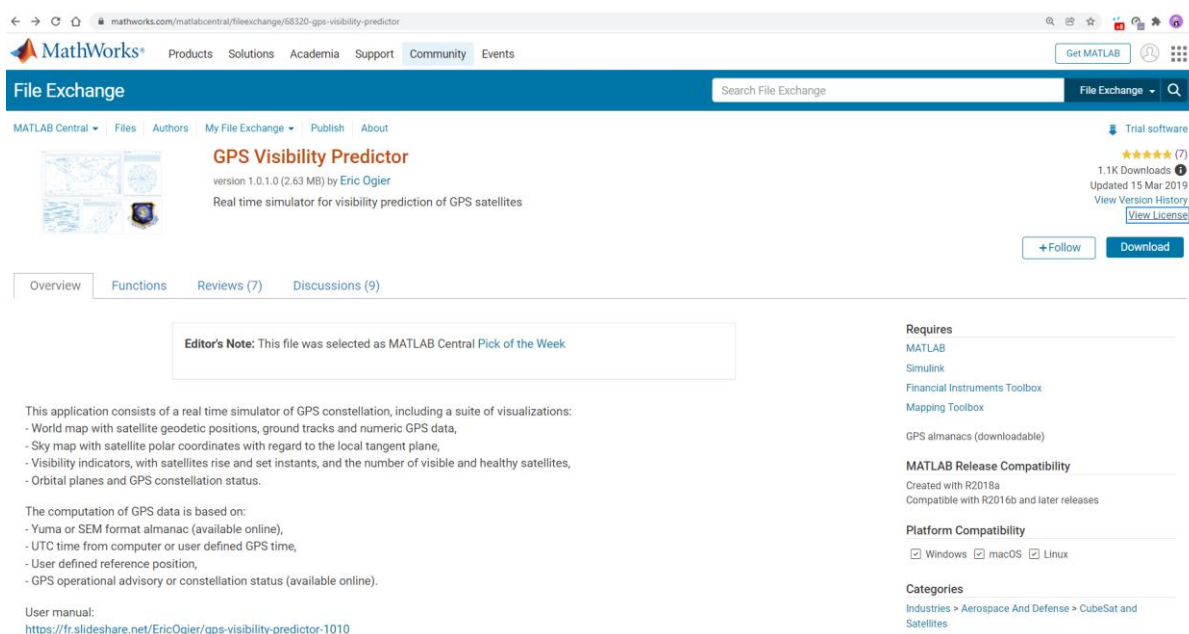


Рисунок 4.1 – Інформаційна сторінка програмного комплексу
GPS Visibility Predictor на ресурсі mathworks.com

Повна адреса сторінки GPS Predictor Visibility наступна:
<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/68320-gps-visibility-predictor>.

Як зазначено в ліцензійній угоді, даний інструмент може застосовуватись без змін або після модифікації при обов'язковому посиланні на автора. Ним зазначений Eric Ogier. Повний текст ліцензійної угоди доступний за посиланням https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/68320-gps-visibility-predictor#license_modal.

Комплекс GPS Visibility Predictor, реалізований в програмному середовищі MatLab. На рис. 4.2 приведена структура функцій, які входять до його складу, взаємозв'язок між ними і типи даних, які необхідні для їх роботи.

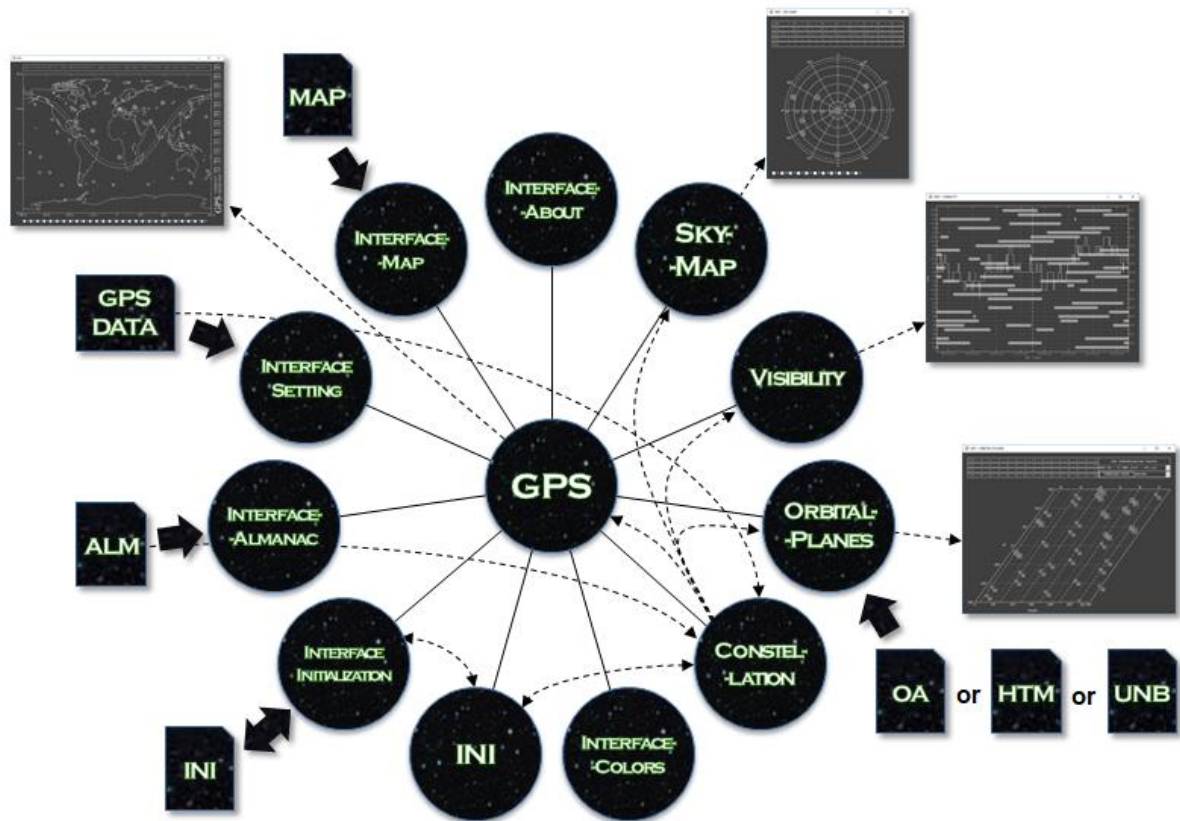


Рисунок 4.2 – Складові інструменту GPS Visibility Predictor

Про масштаб наповнення цього програмного комплексу доступними сценаріями візуалізацій можна судити, виходячи з інформації, яка виводиться на головне робоче вікно, приведене на рис. 4.4. Воно представляє собою географічну мапу земної поверхні з відтворенням обраної точки розташування користувача і поточного положення навігаційних супутників, для яких використовуються символічні позначення, приведені на рис. 4.4.



Рисунок 4.3 – Символьні позначення супутників на головному вікні

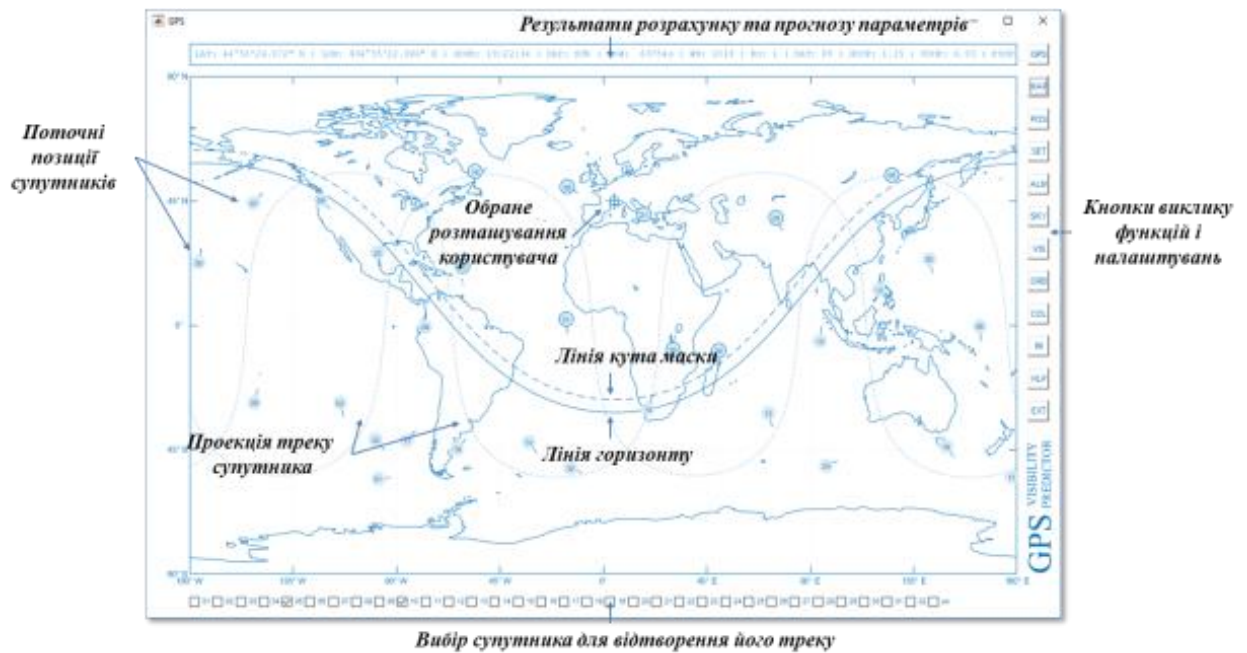


Рисунок 4.4 – Головне вікно з елементами управління додатковими функціями

Елементи керування вбудованими функціями розташовані в правій частині. Вони дозволяють одержувати додаткові результати моделювань. Зокрема натискання на кнопку SKY активує вікно візуалізації видимості супутників (рис. 4.5) для обраної точки розташування користувача, заданої на етапі початкових налаштувань.

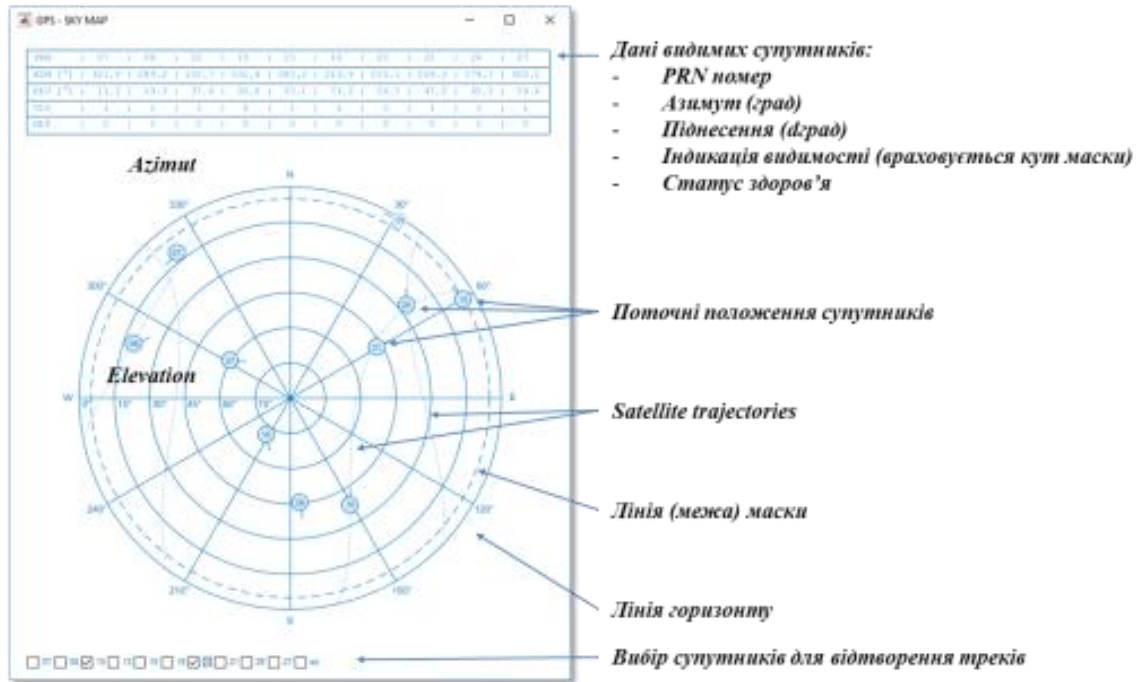


Рисунок 4.5 – Вікно візуалізації видимості супутників для обраної точки розташування користувача

Також до інформації про миттєве розташування супутників відносно користувача можна одержати візуалізацію розрахунку інтервалів їх спостереження в зоні видимості (рис. 4.6).

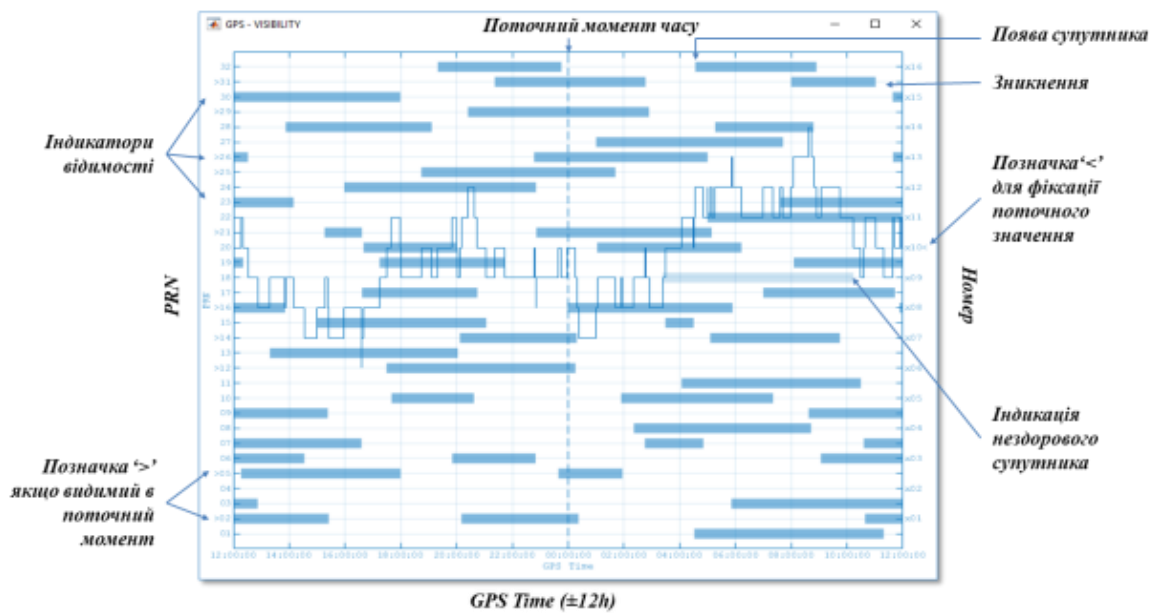


Рисунок 4.6 – Вікно з розрахунками інтервалів спостереження супутників в зоні видимості користувача

Програмний комплекс містить функцію завантаження актуальних даних про склад космічного сегменту, на основі яких виконується візуалізація її структури у вигляді розподілу супутників по орбітальним площинам і слотам (проектним положенням) в них (рис. 4.7)

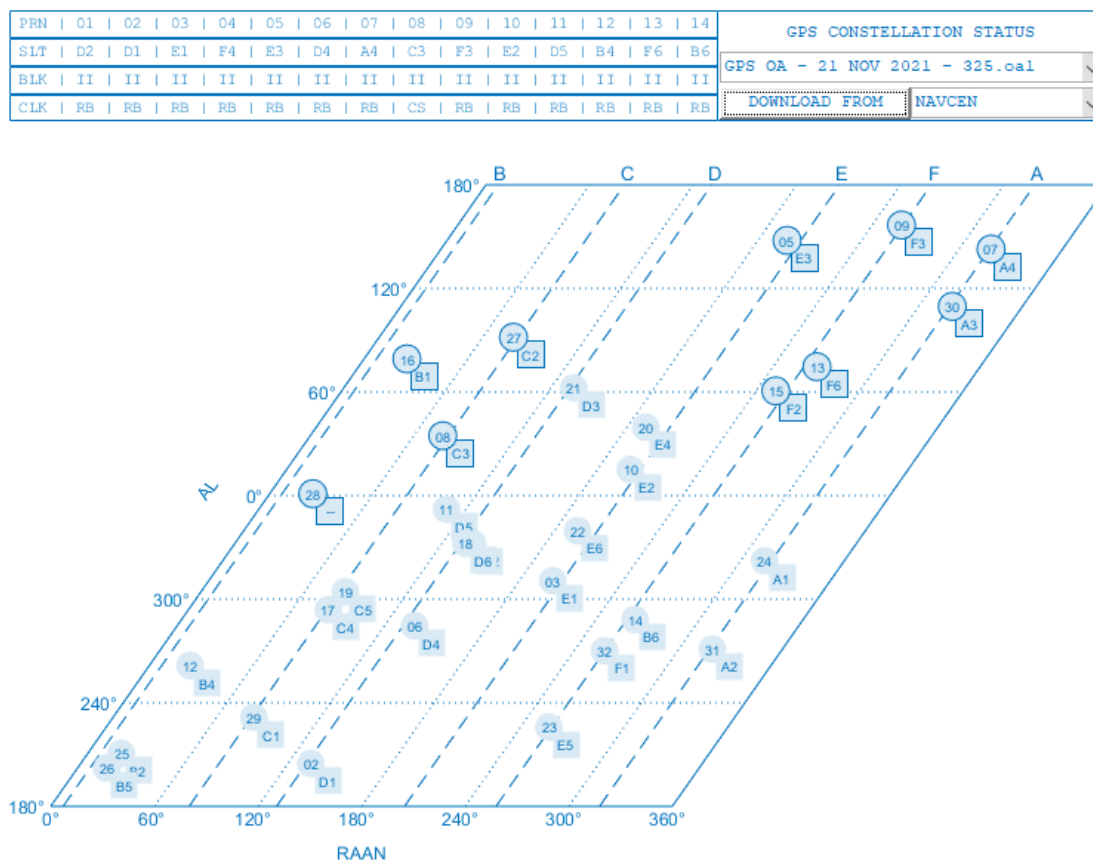


Рисунок 4.7 – Візуалізація структури космічного сегмента
на дату 21.11.2021

Важливим моментом в роботі подібних програмних засобів є можливість оновлення вхідних даних, якими найчастіше виступає альманах. На рис. 4.8 приведено вікно оновлення даних альманаху, яке передбачає різні варіанти переходу на оновлені дані – як в ручному режимі, шляхом вибору файлу з каталогу, так і в автоматичному – зазначивши ресурс для його завантаження. Саме ця можливість переведення комплексу моделювання на альманах інших супутникових систем і буде використана в ході експериментального моделювання і візуалізації.

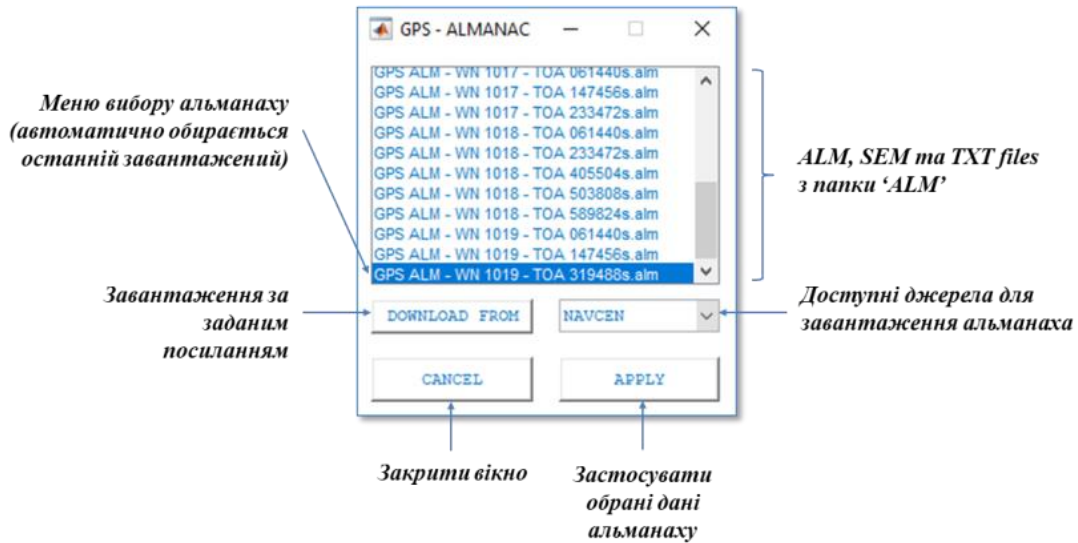


Рисунок 4.8 – Вікно оновлення даних альманаху з доступними опціями переведення на власний набір початкових даних

В результаті проведеного аналізу можна підсумувати, що програмний комплекс GPS Visibility Predictor може виступати багатofункціональним інструментом для проведення досліджень методом комп'ютерного моделювання супутникових систем. Вбудовані в нього функції дозволяють виконувати візуалізації після завантаження в початкових даних у вигляді альманаху. В запланованому дослідженні буде використано альманахи GPS, Galileo та BeiDou одержані експериментальним шляхом і переведені у формат Yuma, який сприймається комплексом GPS Visibility Predictor. З цією метою розташуємо ці альманахи в папці вхідних даних (рис. 4.9).

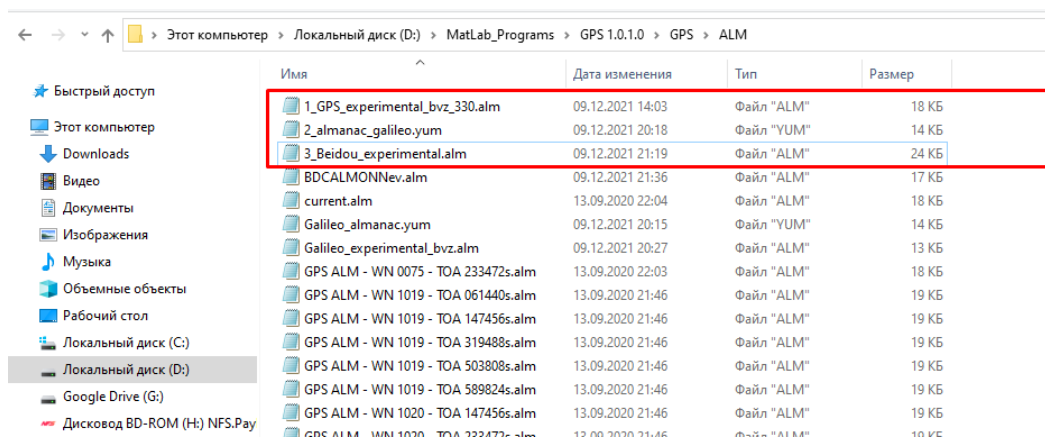


Рисунок 4.9 – Додані до папки експериментально одержані альманахи

4.2 Результати моделювання системи GPS

Для переведення програми в режим моделювання на основі власного набору початкових даних GPS, одержаних в розділі 3 активуємо режим ручного зазначення файлу з необхідним альманахом, який попередньо був записаний в папку вхідних даних (рис. 4.10)

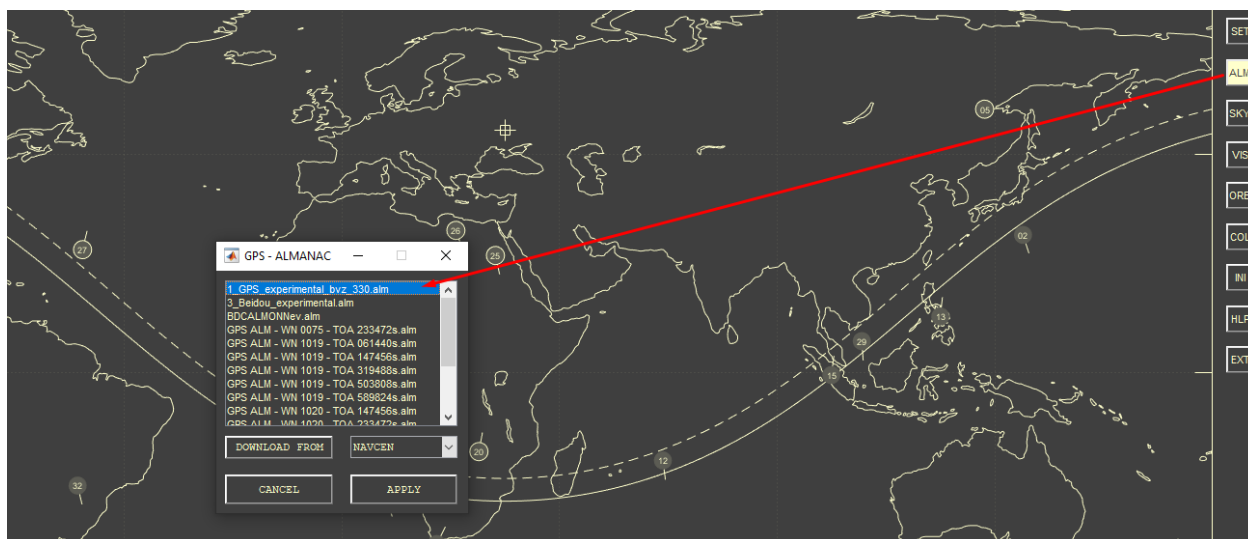


Рисунок 4.10 – Переведення програми на власний альманах GPS

Результати моделювання для системи GPS приведені на рис. 4.11 – 4.15

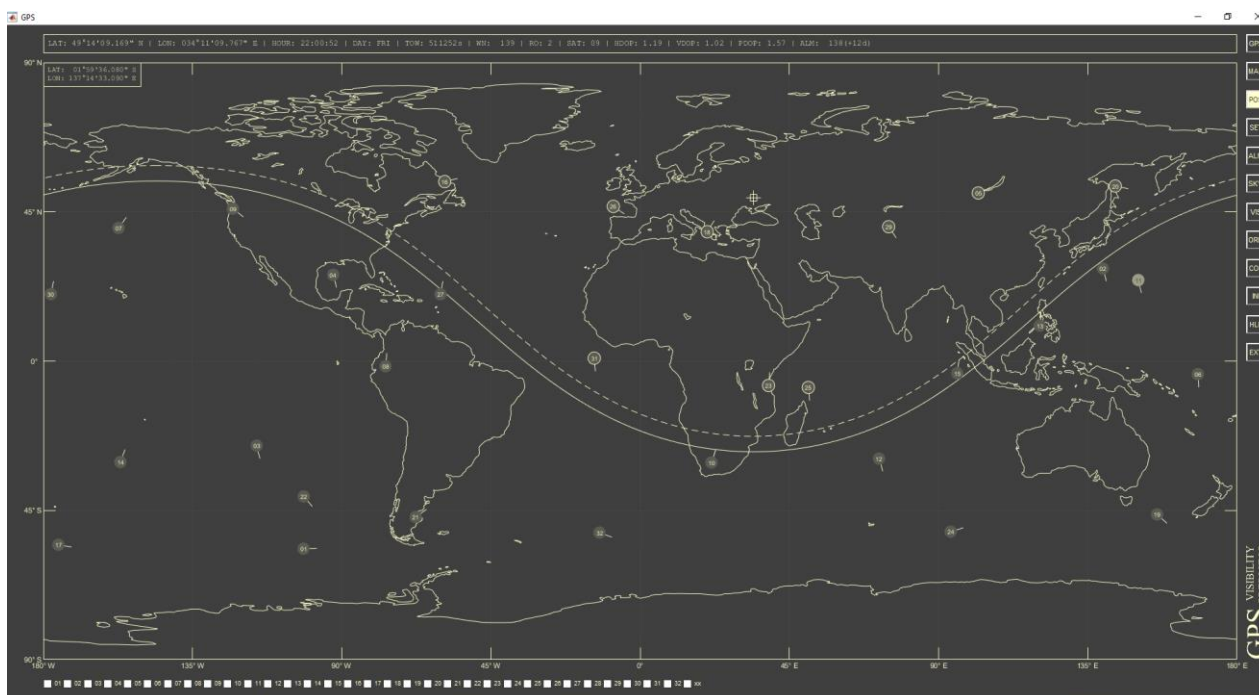


Рисунок 4.11 – Візуалізація положень супутників GPS

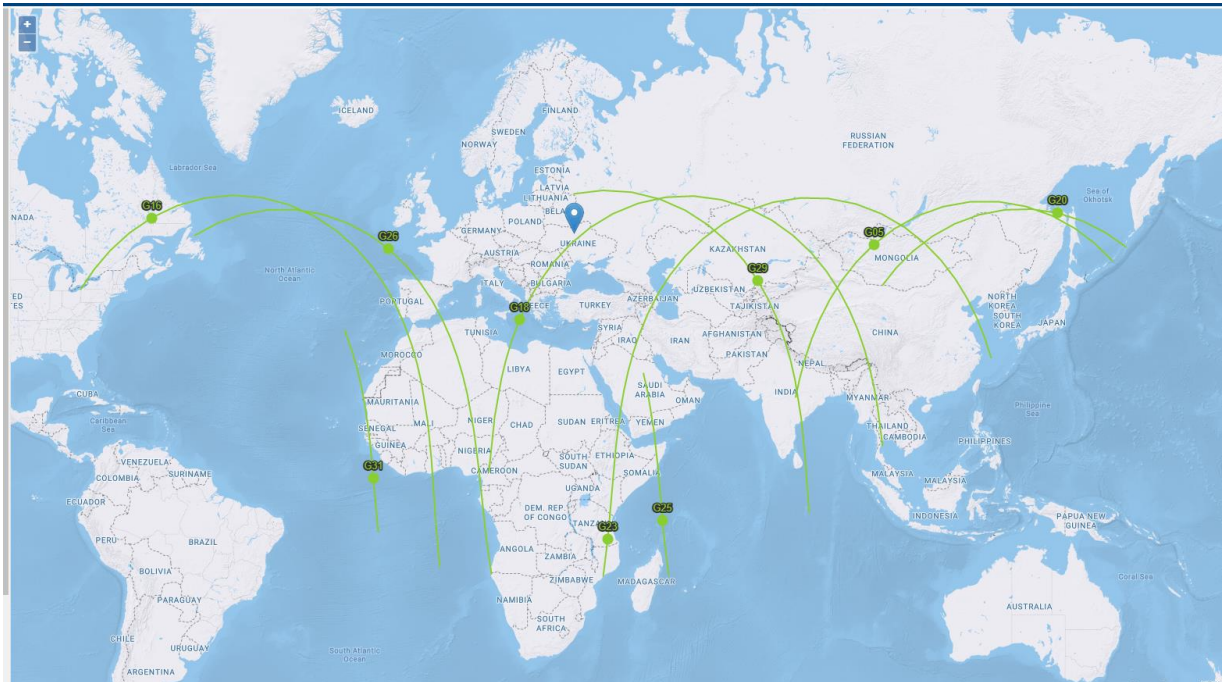


Рисунок 4.12 – Положення супутників GPS одержані з альтернативного джерела (gnssplanning.com)

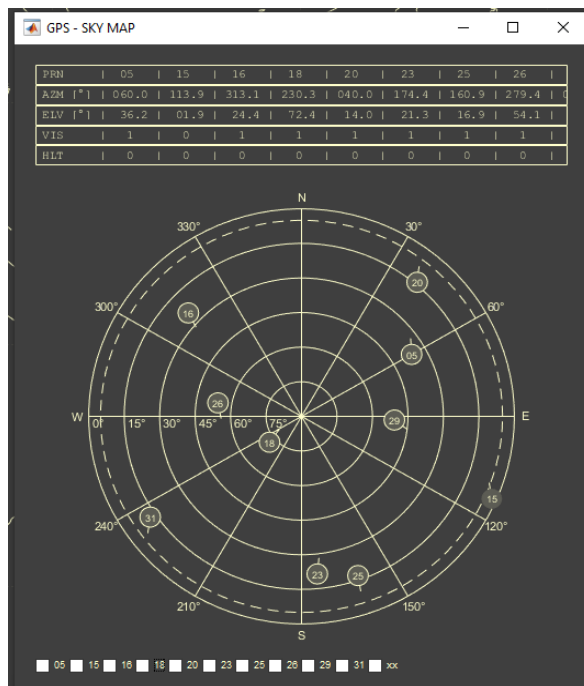


Рисунок 4.13 – Видимість супутників GPS в небі над заданою позицією користувача одержана програмою GPS Visibility Predictor (зліва) і в альтернативному онлайн-інтерфейсі gnssplanning.com (справа)

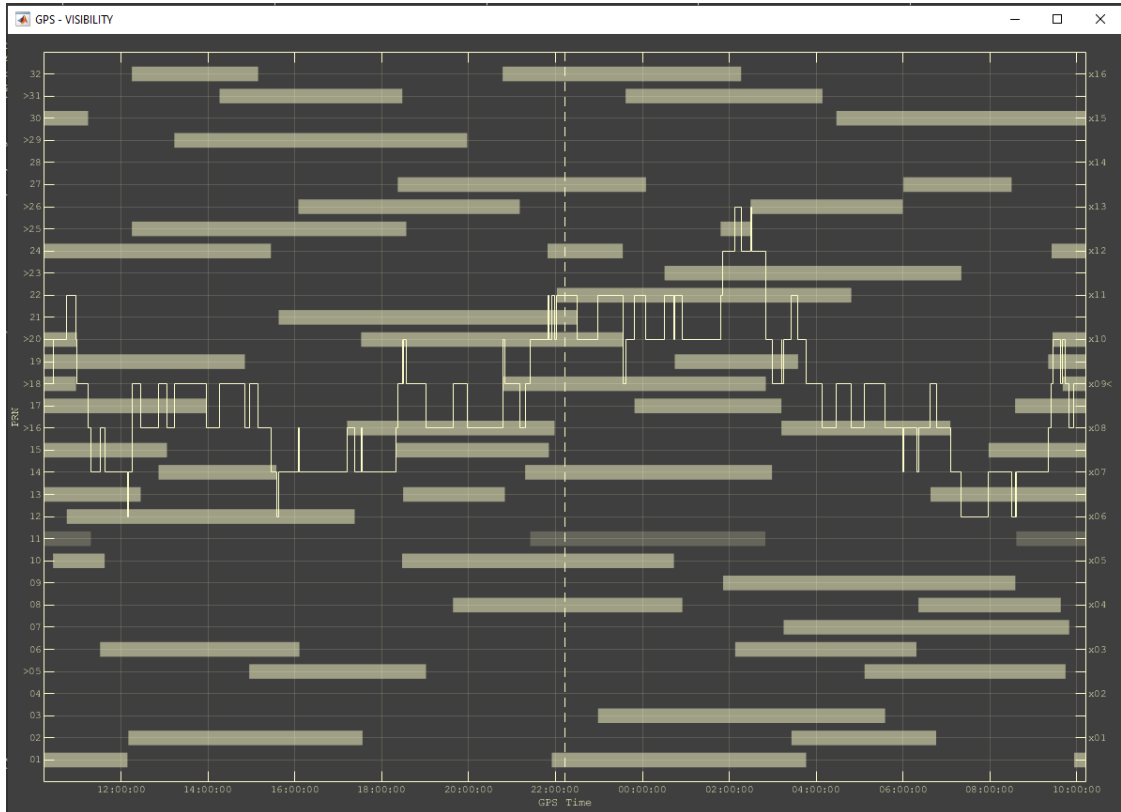


Рисунок 4.14 – Кількість та інтервали спостереження супутників GPS

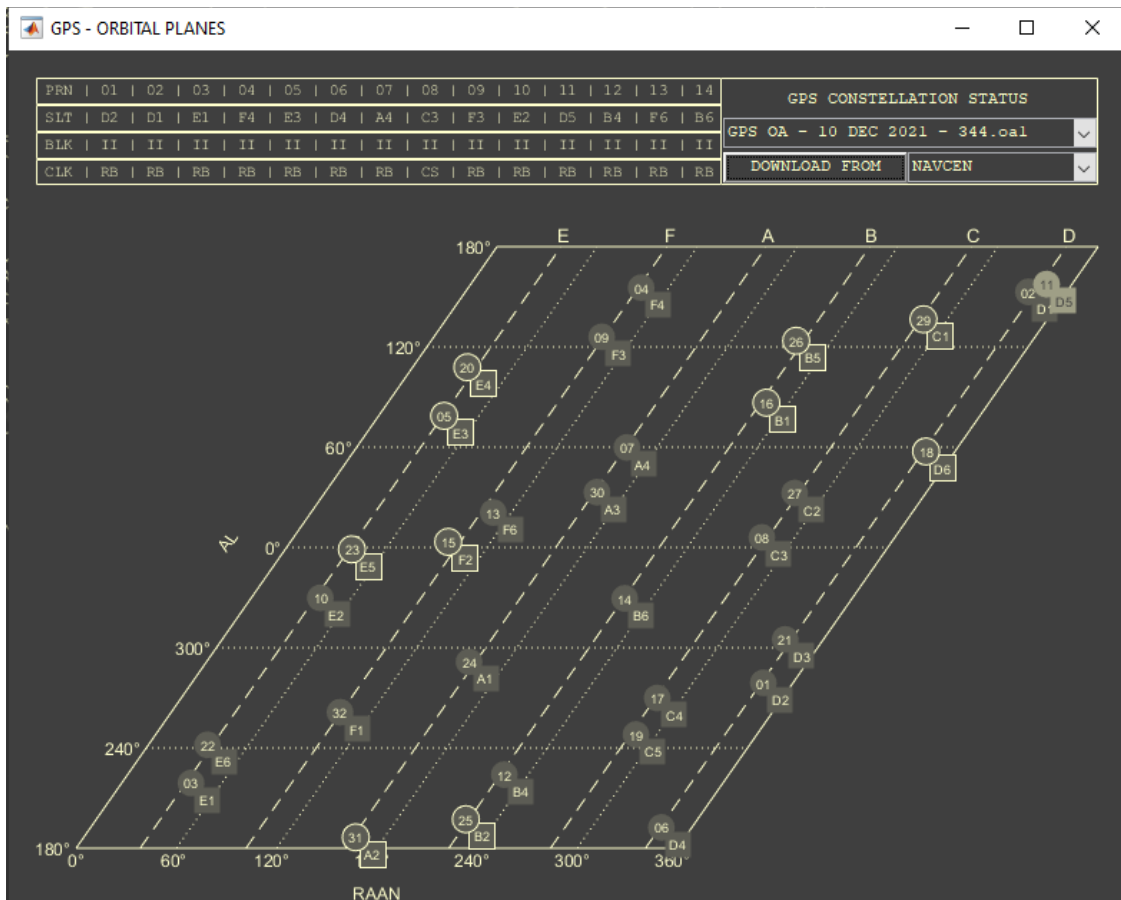


Рисунок 4.15 – Розподіл супутників GPS по орбітальним площинам

4.3 Результати моделювання системи Galileo

Для виконання моделювань супутникової системи Galileo завантажуюмо альманах цієї системи в якості початкових даних (рис. 4.16).

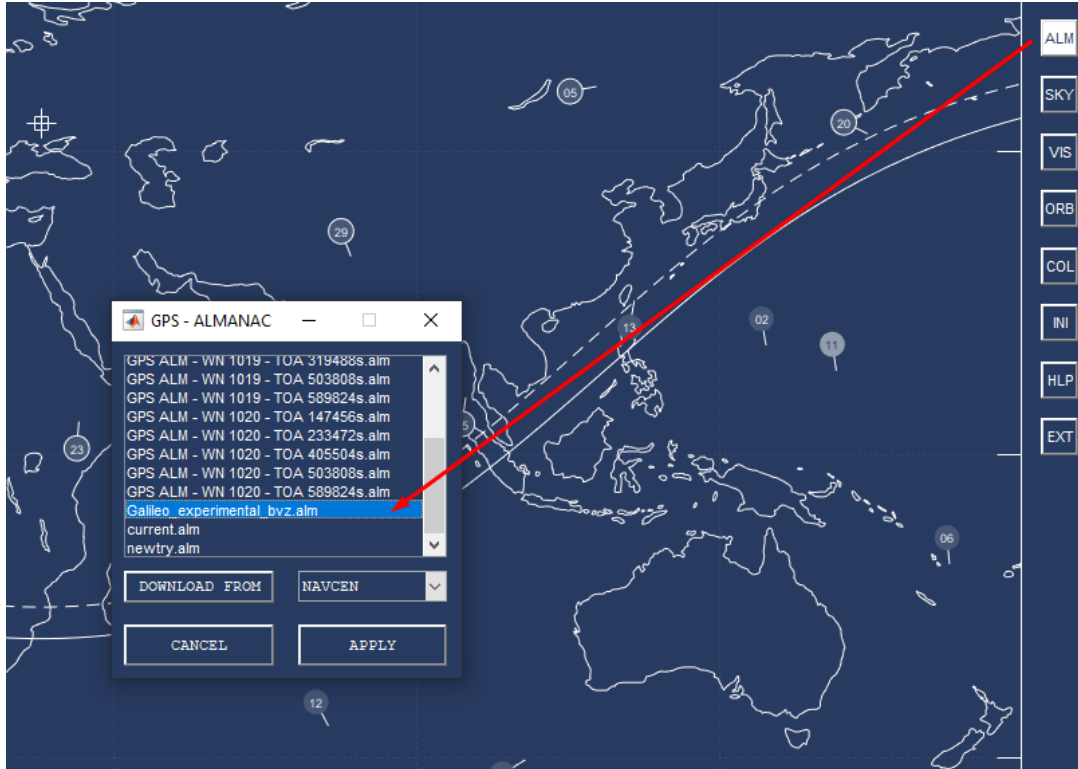


Рисунок 4.16 – Переведення програми на експериментально одержаний альманах Galileo

На рис. 4.17 – 4.20 приведені одержані результати моделювань.

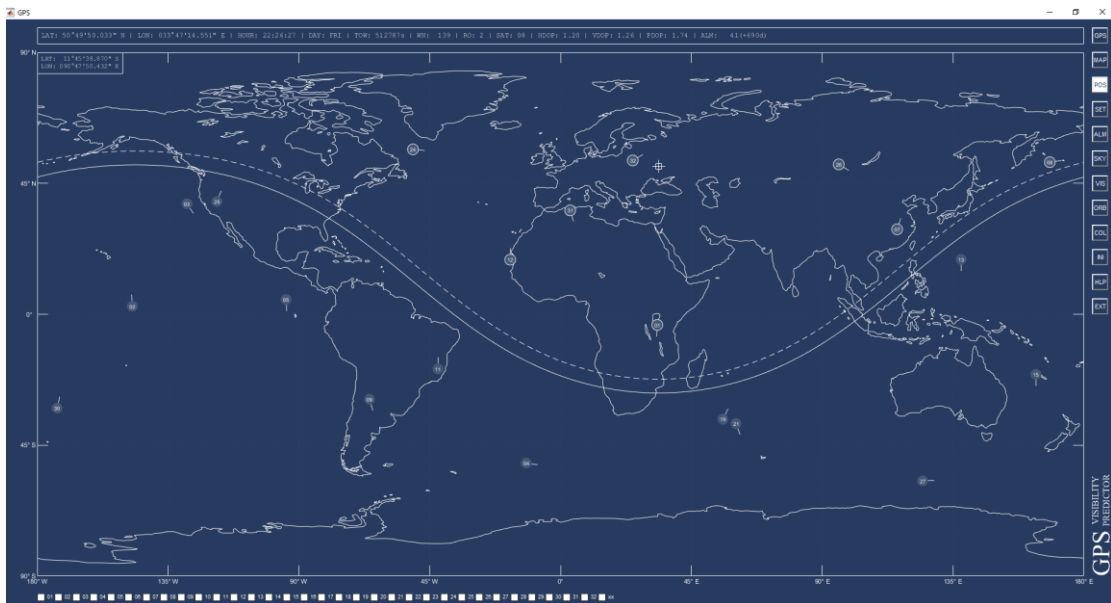


Рисунок 4.17 – Візуалізація положень супутників Galileo

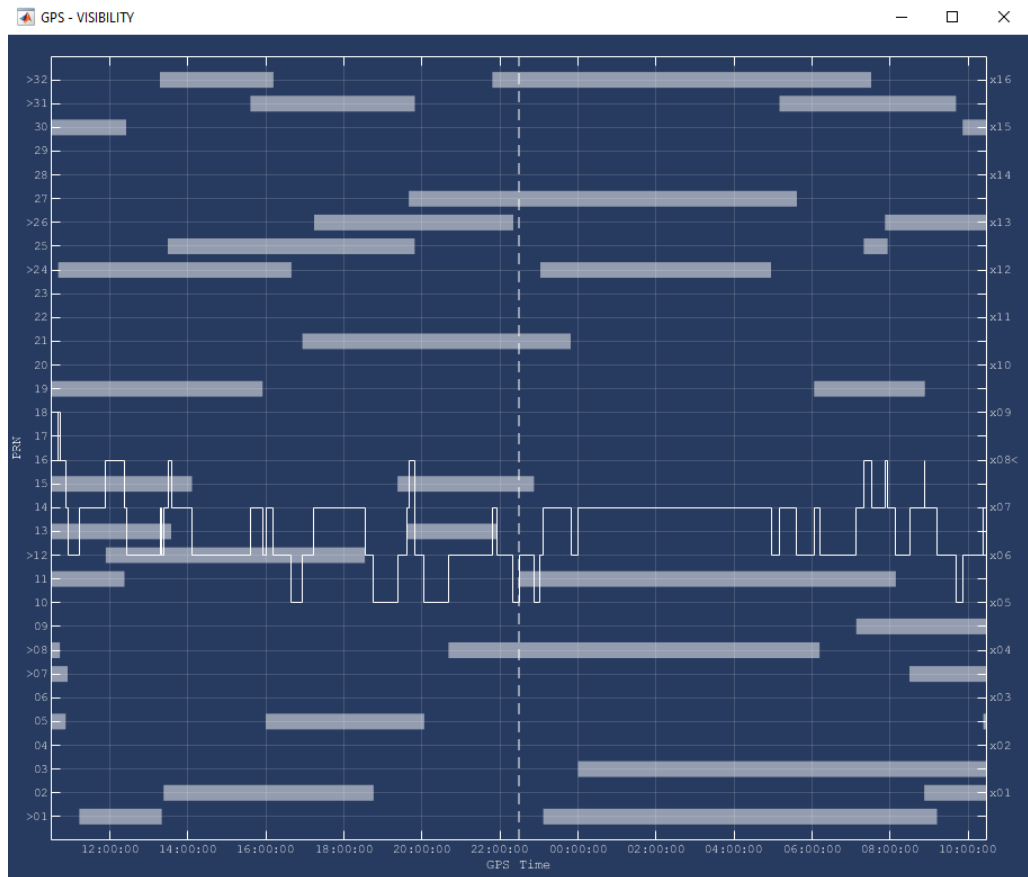


Рисунок 4.18 – Кількість та інтервали спостереження супутників Galileo

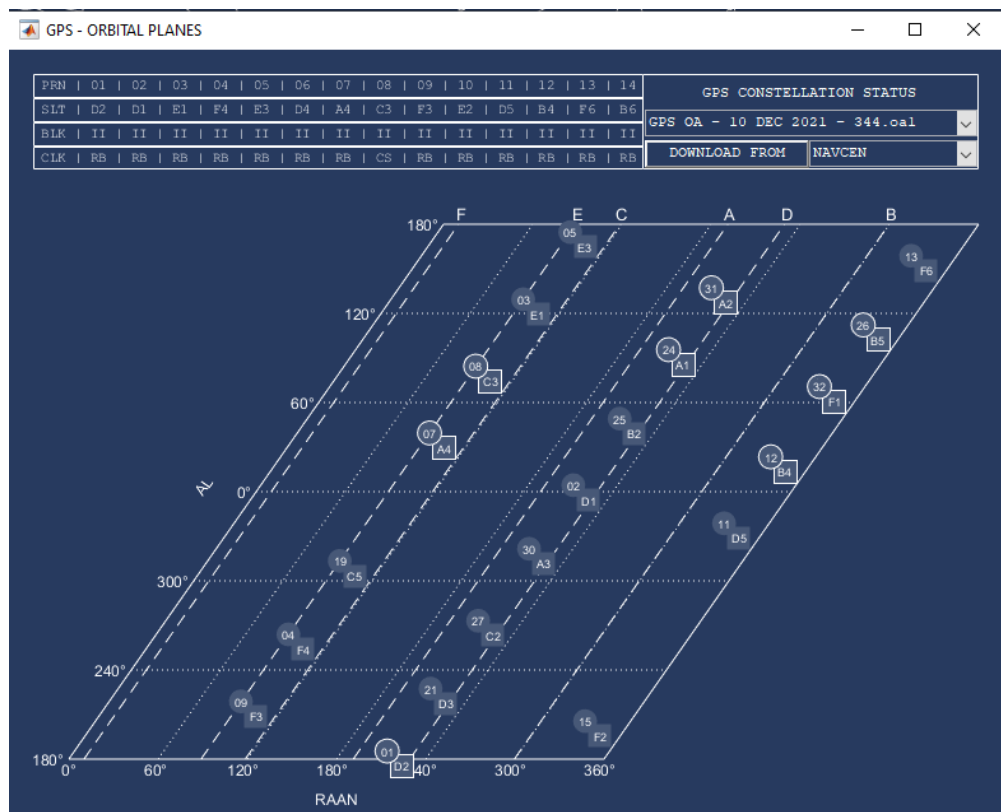


Рисунок 4.19 – Розподіл супутників Galileo по орбітальним площинам

4.4 Результати моделювання системи BeiDou

Для виконання моделювань супутникової системи BeiDou завантажуюмо альманах цієї системи в якості початкових даних (рис. 4.20).

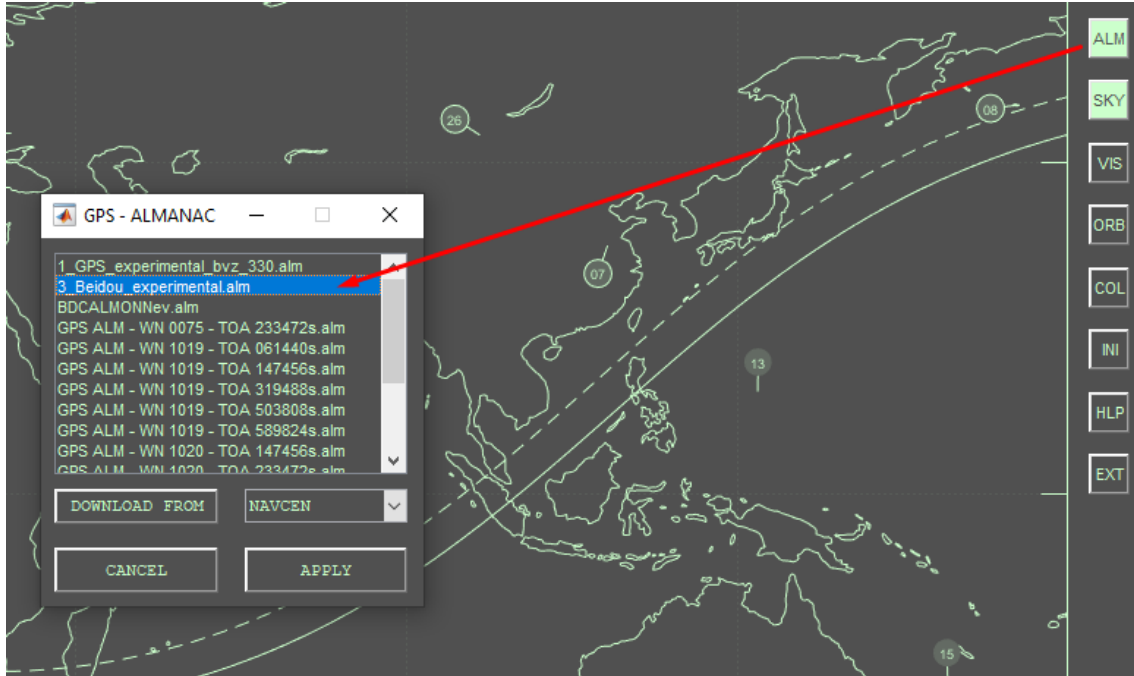


Рисунок 4.20 – Переведення програми на експериментально одержаний альманах BeiDou

На рис. 4.21 – 4.23 приведені одержані результати моделювань.

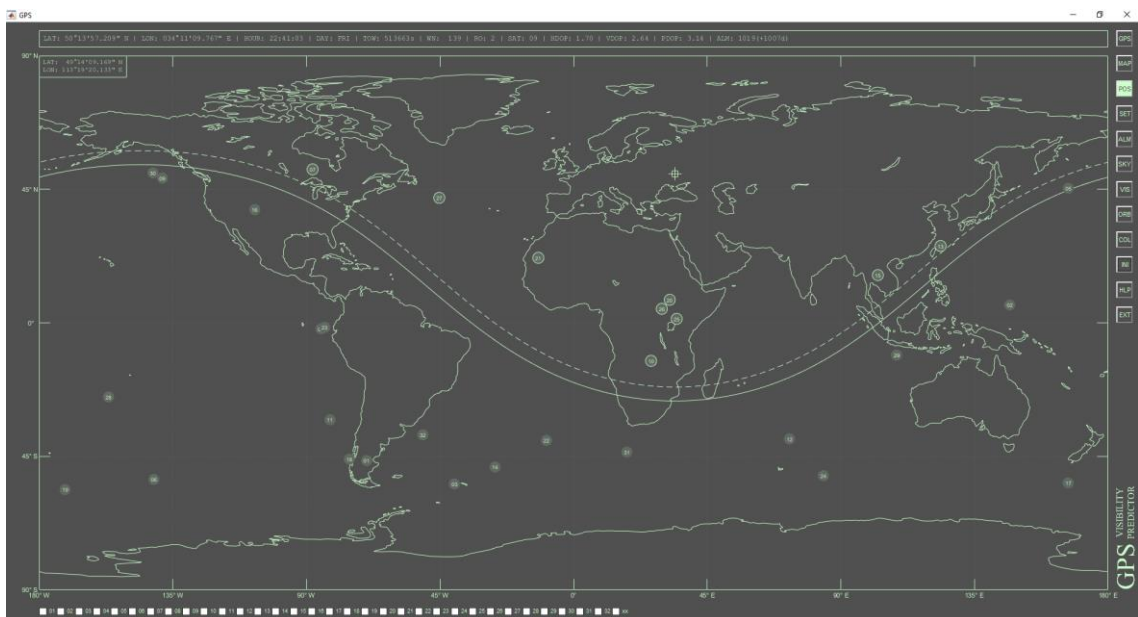


Рисунок 4.21 – Візуалізація положень супутників BeiDou

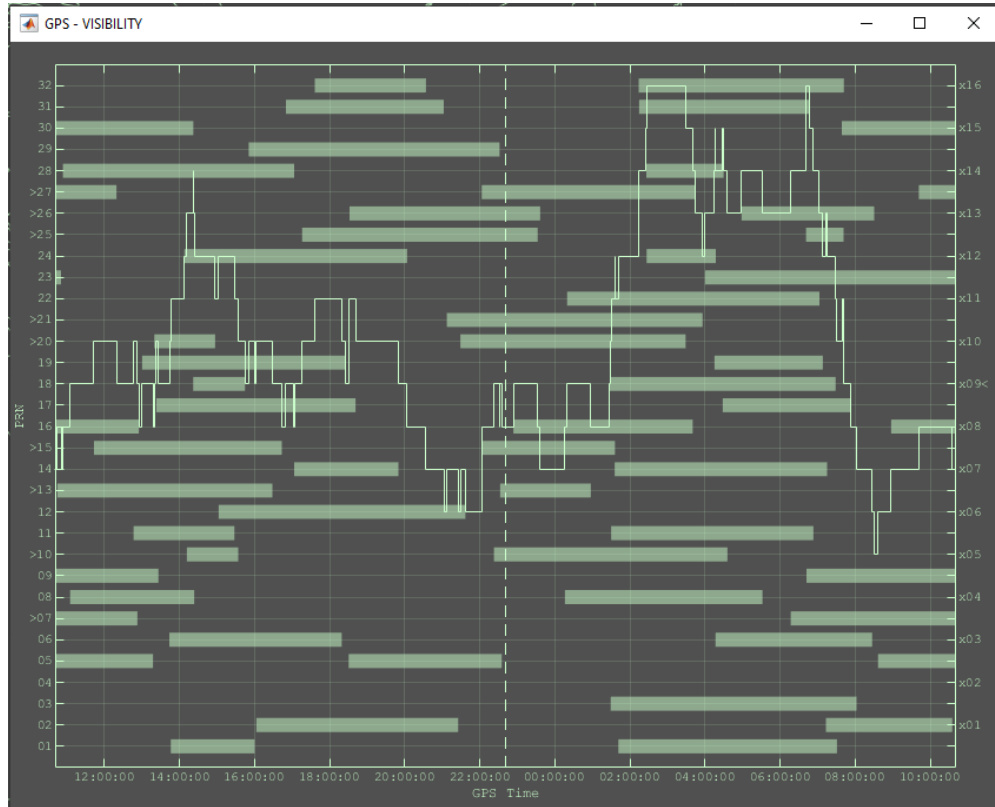


Рисунок 4.22 – Кількість та інтервали спостереження супутників BeiDou

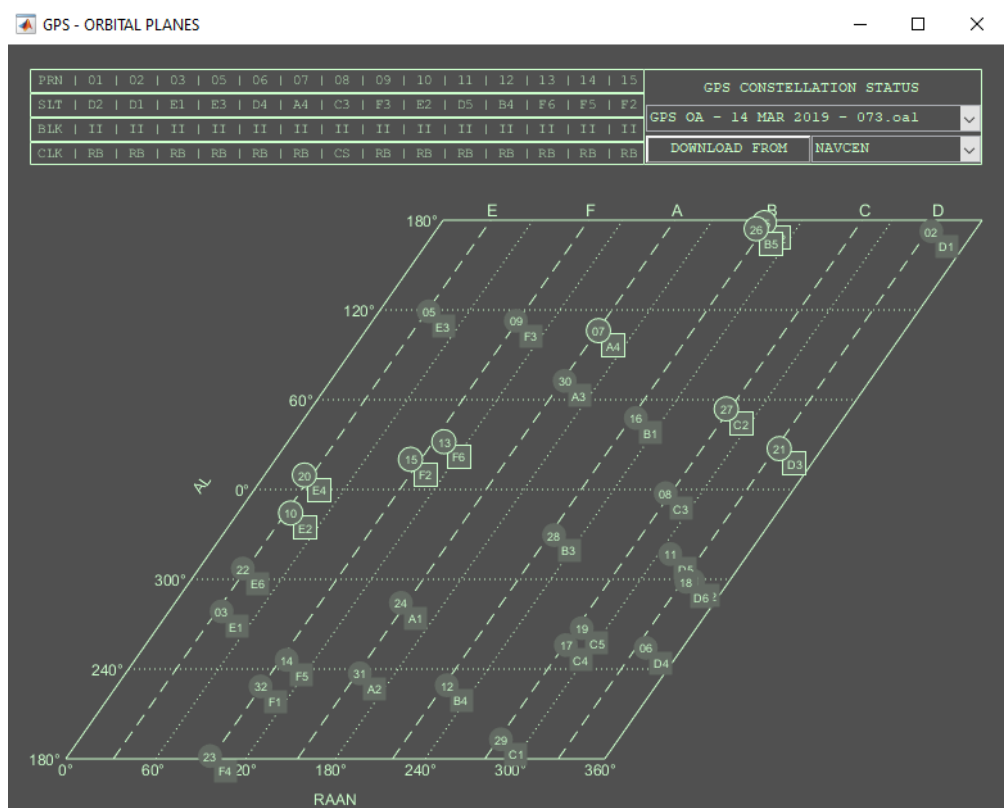


Рисунок 4.23 – Розподіл супутників BeiDou по орбітальним площинам

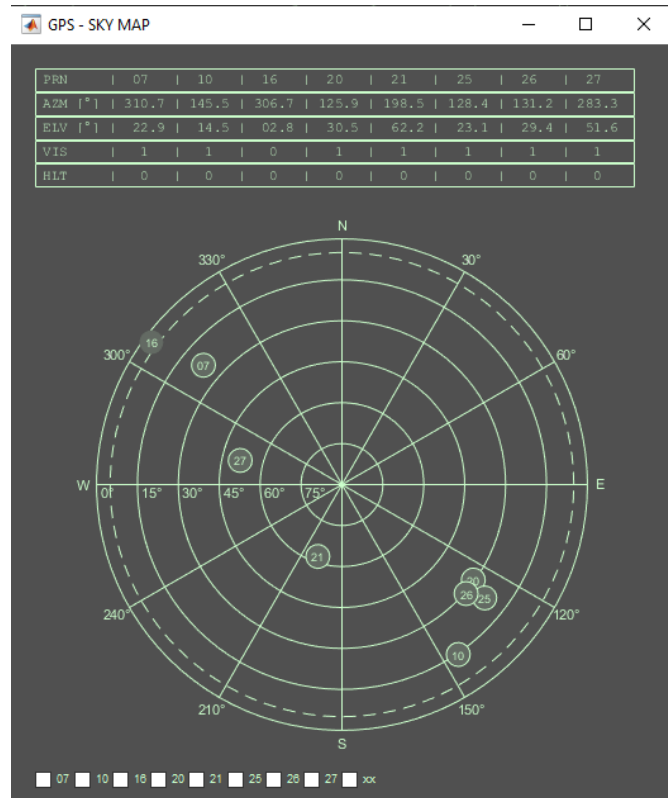


Рисунок 4.24 – Видимість супутників BeiDou в небі над заданою позицією користувача

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4

В ході виконання роботи четвертого розділу було обрано програмний комплекс, який розробниками початково був призначений для виконання моделювань виключно системи GPS. Проте виконаний аналіз початкових даних, необхідних для проведення моделювань показав, що можна використати альманахи інших систем, сформовані в аналогічному форматі. Це дозволило використати альманахи систем GPS, Galileo та BeiDou, одержані на попередньому етапі за методикою, описаною в розділі 3.

Результати моделювань показали, що обраний комплекс успішно виконав моделювання обраних систем на основі експериментально одержаних і завантажених в нього початкових даних. Частково результати моделювання були співставлені з аналогічними результатами, одержаними з інших джерел – інтернет ресурсу gnssplanning.com. Результат порівняння підтвердив коректність функціонування створеної програми моделювання.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

В результаті виконання дипломної роботи було одержані наступні результати:

1. Комплексно проаналізовано принципи роботи сучасних супутникових навігаційних систем з метою визначення ключових етапів вироблення та передачі інформації, необхідної користувачам для можливості безперервного визначення власних координат та точного часу.
2. Запропоновано вдосконалити програмні засоби, які можуть бути використані для моделювання і візуалізації супутникових систем різного призначення, за рахунок формування початкових даних у форматі Yuma, який широко використовується супутниковими навігаційними системами, зокрема системою GPS. Причому ці дані можуть бути одержані як шляхом завантаження зі спеціальних інформаційних і службових ресурсів в мережі Internet, так і прийняті за допомогою приймального обладнання, тобто експериментальним шляхом.
3. Експериментальним шляхом було записано в бінарному форматі альманахи систем GPS, Galileo та BeiDou за допомогою обладнання лабораторії супутникової навігації кафедри аеронавігаційних систем. В подальшому записані альманахи були декодовані і конвертовані в формат Yuma наявним в лабораторії програмним забезпеченням із внесенням ряду змін, які були виявлені в процесі моделювання.
4. Отримані альманахи супутникових систем GPS (варіант одержання – завантаження зі спеціалізованого ресурсу), Galileo та BeiDou (обидва одержані експериментально) були перевірені на достовірність шляхом виконання моделювань із їх застосуванням програмними модулями розробки лабораторії супутникових навігаційних систем.
5. Для розширення можливостей існуючих програмних засобів було проведено моделювання засобами програмного комплексу GPS Visibility

Predictor із застосуванням в якості початкових даних для моделювання альманахів різних систем, одержаних і апробованих на попередньому етапі.

6. Результати моделювань проведених засобами комплексу GPS Visibility Predictor показали, що обране програмне забезпечення успішно виконало поставлену задачу. Одержані при цьому результати пройшли етап верифікації шляхом порівняння з аналогічними, одержаними іншим шляхом. Результат порівняння підтвердив коректність функціонування створеного програмного забезпечення для моделювання і візуалізації супутникових систем різного призначення.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. M. Richharia, (1999), “Satellite communication systems”, McGraw Hill, New York, 1999.
2. D. Roddy, “Satellite communications”, McGraw Hill, New York, 2006.
3. G. Maral and M. Bousquet, “Satellite communication systems”, John Willey & Sons, Ltd, Chichester, England, 2002.
4. R. E. Zee, et al, “The MOST Microsatellite: A low cost enabling technology for future space science and technology missions”, Canadian Aeronautics and Space Journal, 48(1), Canada, pg. 1-11, 2002.
5. J.E. Oberright, “Satellite artificial”, World Book Online Reference Center, World Book, Inc, 2004.
6. I. F. Alyildiz, H. Uzunalioglu, M. D. Bender, Turkiye, “ Handover management in Low Earth Orbit (LEO) satellite networks” Mobile Networks and Applications 4 (1999) 301 -310.
7. P. Papapetrou, S. Karapantazis, F.N. Pavlidou, “ Handover Policies in LEO Systems with Satellite Diversity”, International Conference on Advanced Satellite Mobile Systems (ASMS 2003), 10-11 July, 2003, Frascati, Italy.
8. Y. Seyedi, S. M. Safavi, “On the Analysis of Random Coverage Time in Mobile LEO Satellite Communications”, Communications Letters, IEEE, Volume 16, Issue 5, MAY 2012.
9. A. Botta, A. Pescape, “New generation satellite broadband Internet service: should ADSL and 3G worry”, TMA 2013, co-lacted with IEEE INFOCOM 2013, April 2013, Turin, Italy.
10. S. Cakaj, “Modulation Index Application for Satellite Adjacent Downlink Interference Identification”, The 6th European Conference on Antennas and Propagation EUCAP 2012, IEEE, March 26-30, 2012 – Prague, Czech Republic, pp. 2000-2004.
11. S. Cakaj, W. Keim, K. Malaric, “Intermodulation by Uplink Signal at Low Earth Orbiting Satellite Ground Station”, 18th International Conference on Applied

- Electromagnetics and Communications, ICECom, IEEE, 12-14 October 2005, Dubrovnik, Croatia, pp. 193 - 196.
- 12.G.D. Gordon, W.L. Morgan, ‘Principles of communication satellites’, John Wiley & sons, Inc. 1993.
 - 13.H. Curtis, “Orbital Mechanics for Engineering Students”, Elsevier aerospace engineering series, pg. 55, 1998.
 - 14.John G. Grimes, Global Positioning System Performance Standard / Grimes// - Washington DC 20301-6000: 6000 Defence Pentagon, 4th Edition 2008– p.4-12.
 - 15.Eastern Service Area NAVAIDS Briefing Performance // Washington, March 2009 – p.7-15.
 - 16.Thomas Herring, Principles of the Global Positioning System [Text]: Control Segment – Harward: Academic Press, 2006 –p.16-35.
 - 17.Frank Van Diggelen, GPS: Assisted GPS, GNSS and SBAS – Springfield, VA 22151 USA 2003 – p.171-201.
 - 18.James Farrell, Aided Navigation and Tracking: Inertially Augmented or Autonomous, Navtech GPS / Washington: HCI-Aero, 2002 – p.49-64.
 - 19.James Farrell, Aided Navigation and Tracking: Inertially Augmented or Autonomous, Navtech GPS / Washington: HCI-Aero, 2002 – p.79-101.
 - 20.Robert J. Samuelson, Marlin Mata, GPS Modernization Challenges and Military Implications/ Science Publishers Incorporated//- 2012 – p. 19-27.
 - 21.J. Sanz Subirana, JM. Juan Zornoza, M. Hernández-Pajares, Global Navigation Satellite Systems// Volume I: Fundamentals and Algorithms, 2014 - p. 17-29.
 - 22.Precision of GLONASS/GPS Navigation Definitions// Interface Control Document, ed. 5.1., 2014 – p.76-89.
 - 23.V. Vdovin and M. Vinogradova (TSNII mash), National Reference Systems used in GLONASS, 8th ICG meeting, Dubai - November 2013.
 - 24.Harvei, Brian/ Rebirth of the Russian Space Program, 2nd ed./ Germany, Springer, - 2012 – p. 58-70.
 - 25.Bernhard Hofmann-Wellenhof, GNSS – Global Navigation Satellite Systems: GPS, GLONASS, Galileo and more/ November 20, 2008 – p.87-114.

26. Dragos Zaharia, Galileo/ The European Global Navigation Satellite System/ Wiley// 2009 – p.65-78.
27. Jari Nurmi, Elena Simona, Staphan Sand, Heikki Hurskainen, Galileo Positioning Technology// Springer USA 2012 – p.92-117.
28. Ramjii Prasad, Marina Ruggieri, Applied Satellite Navigation. Using Galileo// Washington 2013 – p.105-127.
29. Ivan Petrovski, GPS, GLONASS, Galileo and BeiDou/ Cambridge// 2012 – p. 25-49.
30. China Satellite Navigation Office/ Development of BeiDou Navigation Satellite System// 2011 – p. 105-125.
31. Jun Shen, Compass/BeiDou Status/ BNStar Navigation Technology & System// Inc., Rome (Italy), June 11, 2009 – p.73-112.
32. EGNOS. SERVICE. DEFINITION DOCUMENT. OPEN SERVICE. European Commission Directorate-General for Energy and Transport, 2009.- 42 p.
33. USER GUIDE FOR EGNOS. Application Developer, 2009.- 103 p.
34. Galileo Open Service. Signal In Space. Interface Control Document (OS SIS ICD). - European Union, 2010 . – 216 p.
35. ГЛОНАСС - ИКД. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5.1).- М.: Российский НИИ космического приборостроения, 2008.- 74 с.
36. BeiDou Navigation Satellite System. Signal In Space. Interface Control Document.(Open Service Signal B1I Version 1.0). - China Satellite Navigation Office, 2012. – 88 p.