

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет



В.В. Конін, І.А. Приходько, Ф. Шишков

ПЕРСПЕКТИВНІ АЕРОНАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ

Київ – 2018

УДК 629.7.052.9(075.8)

В.В. Конін, І.А. Приходько, Ф. Шишков

Перспективні аеронавігаційні системи: навчальний . посібник для вузов/
В.В. Конін,І.А. Приходько, Ф. Шишков. Под ред. В. В. Коніна . – К.: Нац.
авіац. ун-т., 2018. – 111 с.

*Рекомендовано до друку науково-технічною радою Національного
Авіаційного університету протокол №10 от 19.12.2018 р.*

Рецензенти:

Перший заступник начальника Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України
Волах К. П.

Завідувачкафедри комп'ютеризованих електротехнічних систем та технологій Навчально-наукового інституту інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету, доктор техн. наук., професор
Квасніков В. П.

Керівник відділу науково-дослідницького інституту Квант, канд. техн.
наук Крамской В. В.

У навчальному посібнику проаналізовано і систематизовано принципи формування навігаційної інформації перспективними аеронавігаційними системами, зокрема: GPS, GALILEO та QZSS, а також розглянуті питання навігації у відкритому космічному просторі щодо проблеми утилізації космічного сміття.

Для студентів вищих навчальних закладів, які навчаються за спеціальністю «Авіаційний транспорт».

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

| | |
|----------------|--|
| <i>ABAS</i> | Бортове функціональне доповнення |
| <i>BEIDOU</i> | Супутникова навігаційна система «Бэйдоу» |
| <i>CDMA</i> | Кодовий розподіл сигналів |
| <i>CNS/ATM</i> | Зв'язок, навігація, спостереження/організація повітряного руху |
| <i>COMPASS</i> | Супутникова навігаційна система «Бэйдоу» |
| <i>CS</i> | Комерційний сервіс |
| <i>ECEF</i> | Геоцентрична фіксована система координат |
| <i>EGNOS</i> | Європейська геостаціонарна служба навігаційного покриття |
| <i>ESA</i> | Європейське космічне агентство |
| <i>FDF</i> | Обладнання, що забезпечує динаміку польоту |
| <i>FF</i> | Режим без помилок |
| <i>FM</i> | Режим з помилками |
| <i>GACF</i> | Наземні активи апаратури керування |
| <i>GALILEO</i> | Супутникова система навігації Європейського союзу та Європейського космічного агентства |
| <i>GBAS</i> | Наземне функціональне доповнення |
| <i>GCC</i> | Наземний контрольний центр |
| <i>GCS</i> | Наземний контрольний сегмент |
| <i>GMS</i> | Наземний сегмент завдань |
| <i>GNSS</i> | Глобальна навігаційна супутникова система |
| <i>GPS</i> | Глобальна система позиціонування |
| <i>GRAS</i> | Наземне функціональне доповнення |
| <i>GS</i> | Наземний сегмент |
| <i>GSS</i> | Контрольні приймальні станції |
| <i>GSSF</i> | Система симуляції <i>GALILEO</i> |
| <i>GST</i> | Системний час <i>GALILEO</i> |
| <i>GTRF</i> | Наземна опорна система координат <i>GALILEO</i> |
| <i>HAL</i> | Горизонтальний поріг тривоги |
| <i>ICAO</i> | Міжнародна організація цивільної авіації |
| <i>ICD</i> | Інтерфейсний контрольний документ |
| <i>IERS</i> | Центральне управління міжнародної служби обертання Землі |
| <i>IMO</i> | Міжнародна морська організація |
| <i>IPF</i> | Підготовка даних цілісності |
| <i>ITRS</i> | Міжнародна система опорних координат |
| <i>ITU</i> | Міжнародний союз електрозв'язку |
| <i>LAAS</i> | Локальна система функціонального доповнення |
| <i>LBS</i> | Сервіс інформаційних та розважальних послуг, заснованих на визначенні поточного місця розташування користувача |
| <i>MCF</i> | Завдання апаратури керування |
| <i>MCS</i> | Головна станція керування |
| <i>MDP</i> | Ймовірність пропуску відмови |

| | |
|---------------|---|
| <i>MGF</i> | Послуга створення повідомлення |
| <i>MS</i> | Станції спостереження |
| <i>MSF</i> | Послуга підтримки виконання завдання |
| <i>NAVIC</i> | Індійська регіональна супутникова система навігації |
| <i>OS</i> | Відкритий сервіс |
| <i>OSPF</i> | Обробка параметрів орбіти й синхронізація часу |
| <i>PHMI</i> | Ймовірність небезпечної недостовірної інформації |
| <i>PL</i> | Рівень захисту |
| <i>PRS</i> | Урядовий сервіс |
| <i>PTF</i> | Послуга точного часу |
| <i>QZS</i> | Квазі-зенітні супутники |
| <i>QZSS</i> | Квазізенітна супутникова система |
| <i>RAIM</i> | Автономний контроль цілісності |
| <i>RDG</i> | Генерація «сирих» даних |
| <i>SAR</i> | Пошуково-рятувальний сервіс |
| <i>SBAS</i> | Супутникове функціональне доповнення |
| <i>SCCF</i> | Апаратура керування сузір'ям космічних апаратів |
| <i>SDDN</i> | Мережа розподілу даних із супутника |
| <i>SIS</i> | Сигнал у просторі |
| <i>SISA</i> | Точність сигналу у космосі |
| <i>SISE</i> | Похибка сигналу у космосі |
| <i>SoL</i> | Сервіс підвищеної надійності |
| <i>SVS</i> | Симуляція зони обслуговування |
| <i>TCS</i> | Станція контролю й спостереження |
| <i>TMS</i> | Станція керування часом |
| <i>TOW</i> | Час тижня |
| <i>TTC</i> | Телеметрія-спостереження-контроль |
| <i>ULS</i> | Ап-лінк станція |
| <i>UT</i> | Всесвітній час |
| <i>VAL</i> | Вертикальний поріг тривоги |
| <i>WAAS</i> | Широкозонна система функціонального доповнення |
| <i>WGS-84</i> | Всесвітня геодезична система координат |
| <i>WN</i> | Номер тижня |
| <i>ABAS</i> | Бортове функціональне доповнення |
| ГЛОНАСС | Глобальна навігаційна супутникова система |
| ГНСС | Глобальна навігаційна супутникова система |
| ДН | Діаграма направленості |
| КА | Космічний апарат |
| ККС | Контрольно-коригуюча станція |
| КС | Космічне сміття |
| МСЕ | Міжнародний телекомунікаційний союз |
| НКА | Навігаційний космічний апарат |
| НС | Навігаційний супутник |

| | |
|------|---|
| РНП | Радіонавігаційне поле |
| СДКМ | Система диференціальної корекції та моніторингу |
| СКА | Сервісний космічний апарат |
| СРНС | Супутникова радіонавігаційна система |

ВСТУП

Рубіж XX/XXI століть із повною підставою можна вважати початком епохи впровадження й застосування технологій супутникової радіонавігації в усі сфери людської діяльності. Супутникові радіонавігаційні системи (СРНС) мають безпрецедентну (міліметрову) точність у межах всієї Земної кулі й навколоземного простору. На глобальному рівні СРНС застосовуються у фундаментальних дослідженнях при спостереженнях за переміщенням материків і полюсів Землі; у геодезії й картографії для створення кадастрів і цифрових карт; при діагностиці мікропереміщень, що передують руйнуванню висотних споруд, мостів, газо й нафтопроводів; у сільськогосподарській діяльності для ефективного використання високопродуктивних агротехнологій.

Особлива роль СРНС приділяється в навігації, керуванні й контролі авіаційних морських і наземних транспортних засобів, оскільки в цих сферах СРНС перетворилися в найбільші системи масового обслуговування, що стосуються життєзабезпечення.

Глобальна навігаційна супутникова система визначення координат і часу (*GNSS*) у повномасштабній інтерпретації складається із сузір'їв супутників *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, *COMPASS*, апаратури споживача, систем контролю цілісності, точності, експлуатаційній готовності, безперервності обслуговування за допомогою *SBAS*, *GBAS*, *GRAS*. Про можливості застосування *GNSS* технологій у різних господарських галузях України заявлялося ще на межі XX-XXI століть [1-3]. Практично весь випуск журналу «Космічна наука і технологія» (т.7, № 4, 2000 р., головний редактор академік Я. С. Яцків) був присвячений *GNSS*. У цей час техніка й технології *GNSS* в Україні застосовуються в основному в геодезії, будівництві, сільському господарстві, наземному й морському транспорті, побутовій апаратурі. Статистика по кількості навігаційних приймачів, економічним аспектам відсутня. З великою обережністю до *GNSS* технологіям ставляться авіаційні

служби, незважаючи на те, що в інтересах авіації в Європі створена система *EGNOS* [4] і розробляється система *GALILEO*.

Стримуючими факторами впровадження *GNSS* в авіацію України є відсутність моніторингу навігаційного поля й обмеження зони дії *EGNOS*.

Моніторинг радіонавігаційного поля припускає, держава, що впроваджує супутникову навігацію, бере на себе відповідальність за контроль супутникового сигналу у своєму повітряному просторі. Це одна з рекомендацій *ICAO*. Слід підкреслити також, що авіаційні користувачі *GNSS* висувають тверді вимоги до якості сигналу в просторі.

Склад *GNSS* зображено на рис. в1.

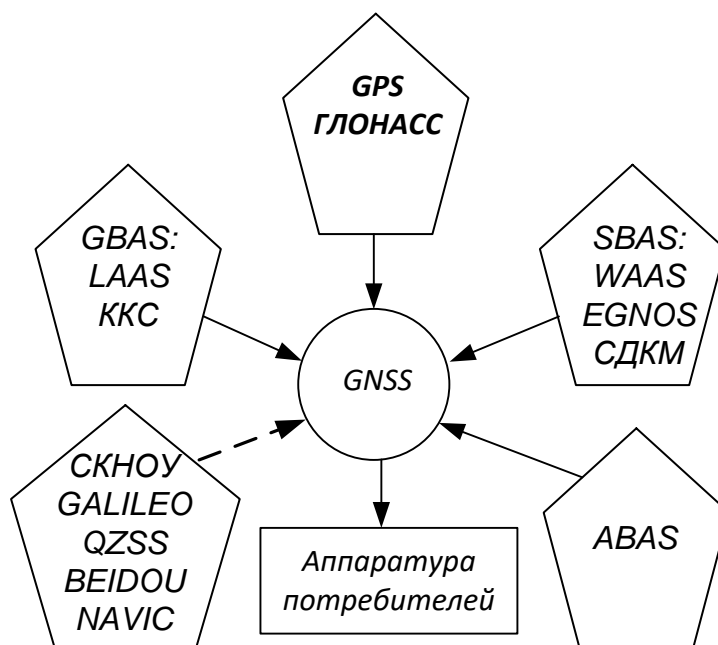


Рис. в1 – Сучасний склад *GNSS*

В експлуатацію введені *GPS*, *WAAS*, *LAAS*. Ці системи перебувають під керуванням США. У державах ЄС із 2011 року експлуатується *EGNOS*. Завершується введення в експлуатацію *ГЛОНАСС* (Росія). У стадії розробки й експериментальної експлуатації перебувають *СКНОУ* (Україна), *GALILEO* (Європейський союз), *QZSS* (Японія), *BEIDOU* (Китай), *СДКМ* (Росія), *NAVIC* (Індія). Система *ABAS* є інтеграція *GPS/ГЛОНАСС* із іншими

бортовими навігаційними системами повітряного судна. Під *SBAS* розуміються космічні функціональні доповнення, що забезпечують споживачів коригувальними даними й інформацією про точність, цілісність, безперервність і експлуатаційної готовності системи при виконанні повітряним судном запланованої операції. Під *GBAS/CAO* визначає наземне функціональне доповнення з обмеженою зоною дії поблизу аеродрому, що забезпечує споживача диференціальними корекціями й даними для оцінки точності й цілісності при заході на посадку аж до першої категорії метеомінімуму. У США це система *LAAS*, у Росії створюються мережі ККС (контрольно-коригувальні станції).

Зони дії космічних функціональних доповнень показано на рис. в2.

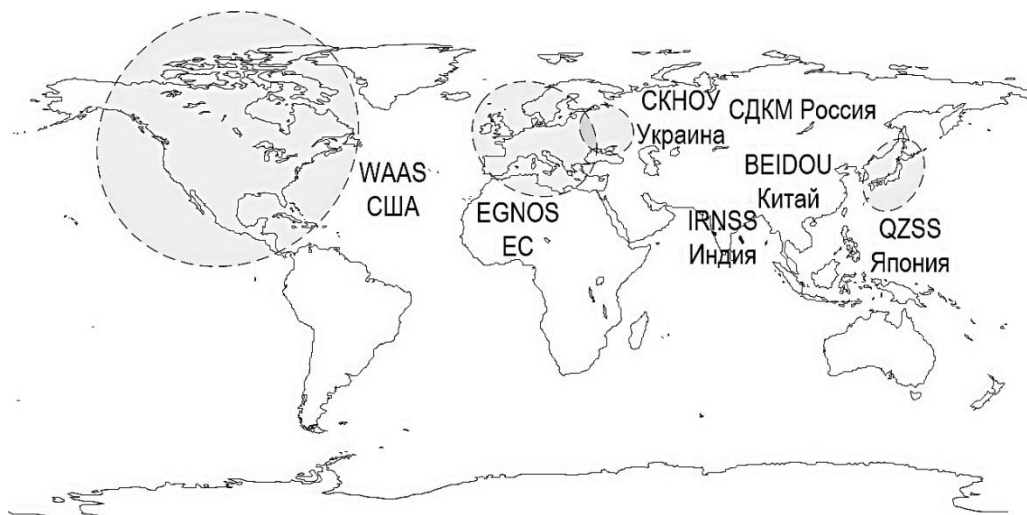


Рис. в2- Зони дії космічних функціональних доповнень (*SBAS*)

Не дивлячись на велику кількість діючих і проєктованих систем, їх характеристики уніфіковані. Апаратура споживачів може ухвалювати й обробляти одночасно сигнали всіх видимих супутників. На рис. в3 показаний миттєвий знімок видимих навігаційних і геостаціонарних супутників, отриманий за допомогою приймача фірми *Novatel*. Спостерігаються супутники *GPS*, *ГЛОНАСС*, *GALILEO*, *EGNOS*, *IRNS*, *СДКМ*.

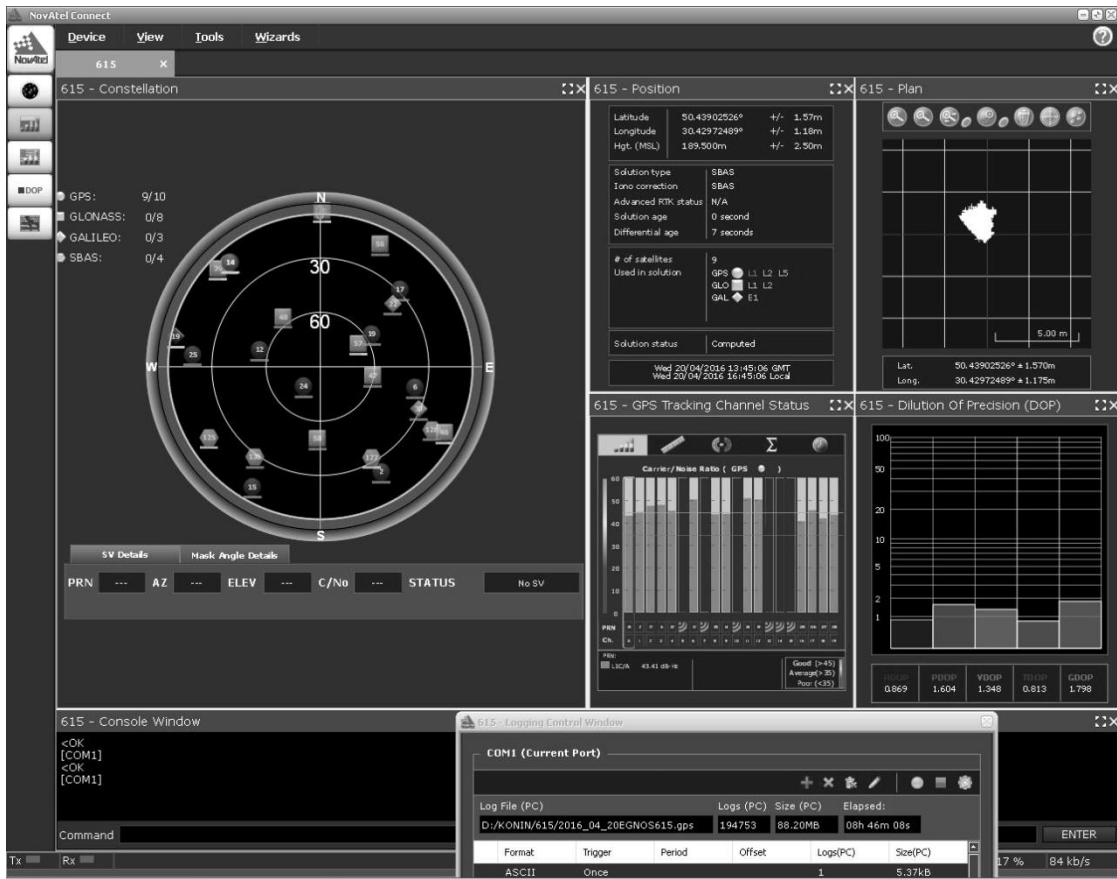


Рис. в3 – Миттєва видимість 25 супутників

Про темпи розвитку *GNSS* до 2023 року переконливо показує, опублікований в 2015 році Європейським агентством по *GNSS* прогноз [7]. До 2023 передбачається розподіл послуг *GNSS* між користувачами у світі згідно з діаграмою рис. в4.

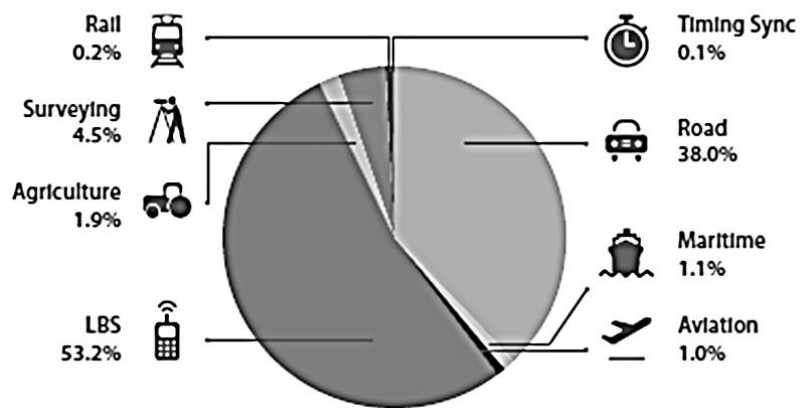


Рис. в4- Розподіл послуг *GNSS* між різними категоріями користувачів [7]

Як видно з діаграми основними споживачами *GNSS* технологій будуть транспортні галузі (наземний, морський, авіаційний, залізничний, агротехнології) і інформаційно розважальні (*LBS*).

Динаміка доходів від *GNSS* технологій зображена на рис. 5 [7]. Як видно з рис. в5 збільшення повного доходу від *GNSS* у світі до 2023 досягнеться 50 мільярдів євро. Природно, що цей дохід буде розподілятися між державами, що ефективно використовують *GNSS*. Значна частина доходів іде на створення нових робочих місць. Україна займає вигідне географічне положення, має розгалужену транспортну мережу, величезний потенціал по розвитку точного землеробства, є космічною державою.

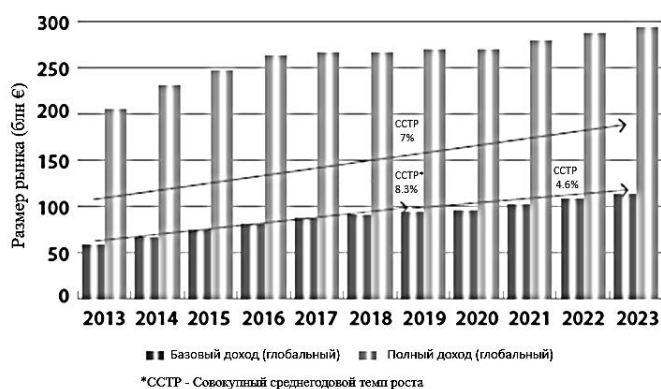


Рис. в5- Динаміка доходів від *GNSS* в світі

Стратегією Міжнародної організації цивільної авіації (*ICAO*) по впровадженню систем зв'язку, навігації, спостереження/організації повітряного руху (*CNS/ATM*) передбачається поступовий перехід від існуючої навігаційної інфраструктури до систем, що базуються на супутниковій навігації відповідно до глобального й регіональних аеронавігаційних планів, схвалених державами.

Особливістю супутникових систем радіонавігації є те, що провайдери, що надають послуги, в інтерфейсних контрольних документах на СРНС, сформулювали обмеження у вигляді вимог, при яких задовольняються характеристики сигналів СРНС у просторі. Держави, які застосовують

відповідне супутникове обслуговування, повинні забезпечити виконання цих вимог.

Характерною рисою супутникової апаратури західного виробництва, що надходить в Україну, є те, що алгоритми й методи обробки інформації є «НОУ-ХАУ» фірм-виробників, що накладає істотні обмеження при її комплексуванні, особливо для систем життєзабезпечення.

У цьому підручнику основна увага приділяється новим СРНС, які перебувають у стадії розробки.

В першій главі розглянуто основні особливості супутникової системи *GALILEO* описані космічний та наземний сегмент, наведені алгоритми оцінки цілосності системи навігаційних супутникової системи *GALILEO*.

В другій главі наведені загальні характеристики квазезенітної супутникової системи та кеплерові елементи геосинхронних супутників.

В третій главі дана загальна характеристика комплексу GSSF за допомогою якого проводиться симуляція поведінки супутникових навігаційних систем та оцінка геометричного фактору погіршення точності.

В четвертій главі описана супутникова навігація у космічному просторі та розглянуто питання утилізації космічного сміття.

В п'ятій главі наведені методичні рекомендації та приклади практичних робіт які виконуються на кафедрі аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету

1. СУПУТНИКОВА СИСТЕМА *GALILEO*

1.1 Характеристики супутникової системи *GALILEO*

У 1994 році Європейська комісія визначила необхідність участі країн Об'єднаної Європи у майбутньому розвитку глобальної навігаційної супутникової системи, що призвело до започаткування програми *GALILEO*. Ця програма мала складатися із трьох фаз: 1) створення концепції; 2) розробка системи; 3) розгортання і комерційна діяльність.

Серед першочергових задач проектування нової системи Група розробки сигналів *GALILEO(STF)*, заснована Європейським Співтовариством в березні 2001 року, виділила сумісність та можливість взаємодії системи *GALILEO* з іншими супутниковими навігаційними системами, насамперед з *GPS*. Політика ЄС у визначенні напрямку розвитку *GALILEO* була окреслена рішенням засідання Транспортної Ради (*Transport Council Meeting*), яке відбулося 17 червня 1999 року, що визначило: система *GALILEO* має бути відкритою глобальною системою, повністю сумісною з *GPS*, однак в той же час бути повністю незалежною від неї”.

Результатом першої фази стало створення документу місії *GALILEO*, який постійно оновлюється. 26 березня 2002 року Рада Європейського Союзу одностайно прийняла рішення про запуск фази розробки (2002-2006) для *GALILEO*, європейської супутникової навігаційної програми під цивільним контролем. На відміну від *GPS* і ГЛОНАСС, саме аспект мирного призначення програми став головним. До основних рис створюваної ЄС системи необхідно віднести: незалежність від неєвропейських навігаційних систем; можливість взаємодії з іншими системами (наприклад, *GPS*); служби навігації (позиціонування) і часу; забезпечення цілісності навігаційних послуг; підтримка служб пошуку та порятунку; передавання навігаційно обумовленої інформації (наприклад, метеорологічних даних).

Отже, створювана Європейським Космічним Агентством (*ESA*) супутникова навігаційна система *GALILEO* має стати єдиною цивільною

системою масового обслуговування, орієнтованою на застосування лише в невійськовому секторі. Окрім країн Європейського Союзу досягнуті домовленості на участь у проекті з такими державами, як Китай, Ізраїль, Південна Корея, Росія та Україна. Ведуться переговори з представниками Аргентини, Австралії, Бразилії, Чилі, Індії, Малайзії.

1.2 Сервіси, що будуть запропоновані

Чотири окремих навігаційних сервіси та один сервіс підтримки Пошуку і Порятунку (*Search and Rescue Service (SAR)*) були заявлені для забезпечення найбільш ширших потреб користувачів, включаючи професійних користувачів, науковців, порятунку життя та сфері державного регулювання. Супутниковий сервіс *GALILEO* може бути покращений на локальній основі за допомогою локальних елементів з більш вимогливими потребами та в залежності від особливих навколишніх характеристик.

Відкритий сервіс (*Open Service; OS*) базується на комбінації відкрито доступних сигналів. Цей сервіс безкоштовний та забезпечує характеристики місцеположення та часу. Гарантії його отримання надаватись не будуть. Завдяки знайденому компромісу з урядом США буде застосовуватись формат даних *BOC1.1.*, що дозволить взаємодоповнювати системи *GPS* та *GALILEO*.

Сервіс підвищеної надійності (*Safety of Life Service; SoL*) надаватиметься з гарантіями отримання сигналу та системою попередження у випадку зниження точності визначення, передбачений перш за все для використання в авіації, судової навігації. Надійність буде підвищена за рахунок двучастотного приймача (*L1: 1559 - 1591* и *E5: 1164 - 1215* МГц).

Комерційний сервіс (*Commercial Service; CS*). Кодований сигнал, що дозволяє забезпечити точність позиціонування до 10 см, надаватиметься за окрему плату. Точність позиціонування збільшується за рахунок ще двох додаткових сигналів (в діапазоні *E6 1260-1300* МГц). Права на використання сигналу планується розповсюджувати через провайдерів. Передбачається

гнучка система розрахунку в залежності від часу користування та виду абоненту.

Урядовий сервіс (Public Regulated Service; PRS) – особливо надійний та високоточний сервіс з використанням кодованого сигналу та строго контрольованим колом абонентів. Сигнал буде захищений від спроб його симулювати та призначений перш за все для використання спецслужбами (поліція, берегова охорона і т.д.), військовими та антикризовими штабами у випадку надзвичайних ситуацій.

Пошуково-рятувальний сервіс (Search and Rescue Service; SAR). Сервіс для забезпечення прийому сигналів лиха та позиціонування місця лиха. Система повинна доповнити, а потім і замінити нині існуючу *Compas-Sarsat*. Перевагою над останньою є більш впевнений прийом сигналу лиха внаслідок більшої близькості до землі та геостационарного положення супутників. Система розроблена відповідно з директивами Міжнародної Морської Організації (IMO) і повинна бути включена в Глобальну морську систему зв'язку під час лиха і для забезпечення безпеки мореплавання (*Global Maritime Distress & Safety System; GMDSS*) [8]

В таблиці 1.1. приведена порівняльна характеристика сервісів GALILEO[9].

Таблиця 1.1

| Сервіси Galileo | Відкритий сервіс | Комерційний сервіс | | Урядовий сервіс | | Пошуково-рятувальний сервіс |
|--------------------------------|--|--------------------------|--|---------------------------------------|-------------------------|-----------------------------|
| | | Глобальне | Локальне | Локальне | Глобальне | |
| Покриття | Глобальне | Глобальне | Локальне | Локальне | Глобальне | Глобальне |
| Точність | 15-30 м (одночастотний) 5-10 м (двочастотний) | 5-10 м (двочастотний) | <10 см – 1 м (локальне доповнення сигналів) | 1 м (локальне доповнення сигналів) | 4-6 м (двочастотний) | 4-6 м (двочастотний) |
| Доступність | 99% | 99% | 99% | 99-99.9% | 99-99.9% | 99% - 99.9% |
| Цілісність | Зазвичай не вимагається | Додаткові сервіси | | Обов'язкові сервіси | | Так |
| Поріг спрацювання сигналізації | - | 20-45 м | 2-3 м | 3-5 м | <15 м | 12-20 м |
| Час спрацювання сигналізації | - | 10 s | 1 s | 1 s | 6 s | 6 s |

| | | | | | | |
|----------------------------------|----|--------------------------|-------------|---|----------------|--------------|
| Ризик втрати цілісності | - | 2x10-7/hour | 2x10-7/hour | 2x10-9/150 s | 3.5x10-7/150 s | 2x10-9/150 s |
| Ризик втрати безперервності | - | 10-4/hour | 10-4/hour | < 10-5/15 s | < 10-5/15 s | 8x10-6/15 s |
| Сертифікація та гарантія сервісу | Ні | Гарантія сервісу можлива | | Побудовано для сертифікації, гарантія сервісу можлива | | Так |

1.3 Структура та сегменти GALILEO

На рис. 1.1 приведена узагальнена структура CPHC GALILEO. Структура складається з трьох основних крупних частин:

- Космічного сегменту угруповання середньо орбітальних і геостационарних (*Geostationary Earth Orbit*) НКА космічного доповнення SBAS (*Space Based Augmentation System*) до CPHC європейського проекту EGNOS;
- Наземної інфраструктури, включаючи комплекс управління;
- Сегменту користувачів у вигляді апаратури користувачів.

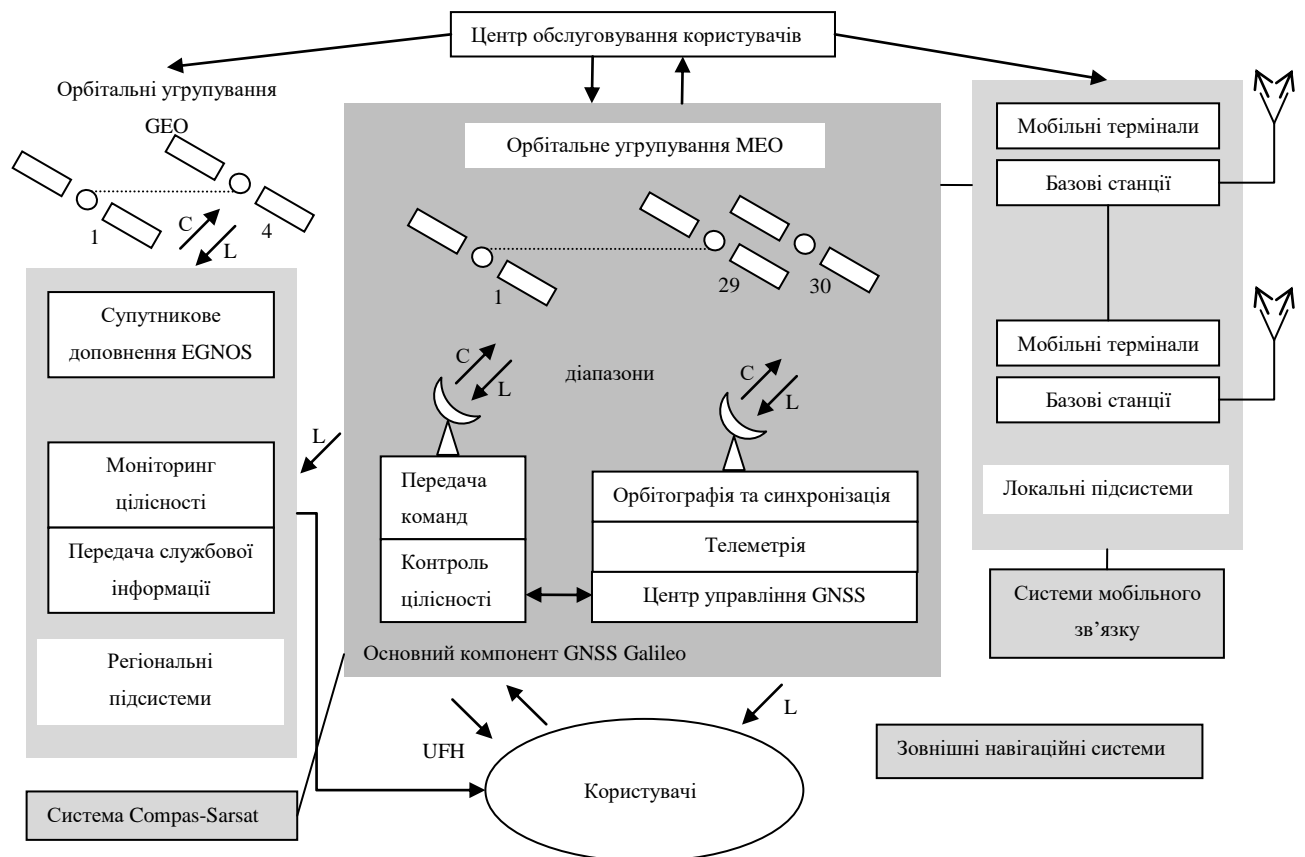


Рисунок 1.1 – структура GALILEO

Сегменти GALILEO

Загальна концепція й архітектура *GALILEO* подібна з *GPS* і ГЛОНАСС.

Послуги, що передбачаються, однак, вимагають додаткової категоризації.

Крім сегмента користувача, *GALILEO* складається із трьох основних компонентів: глобальний сегмент, регіональний сегмент, а також локальний сегмент. (Рис. 1.2).

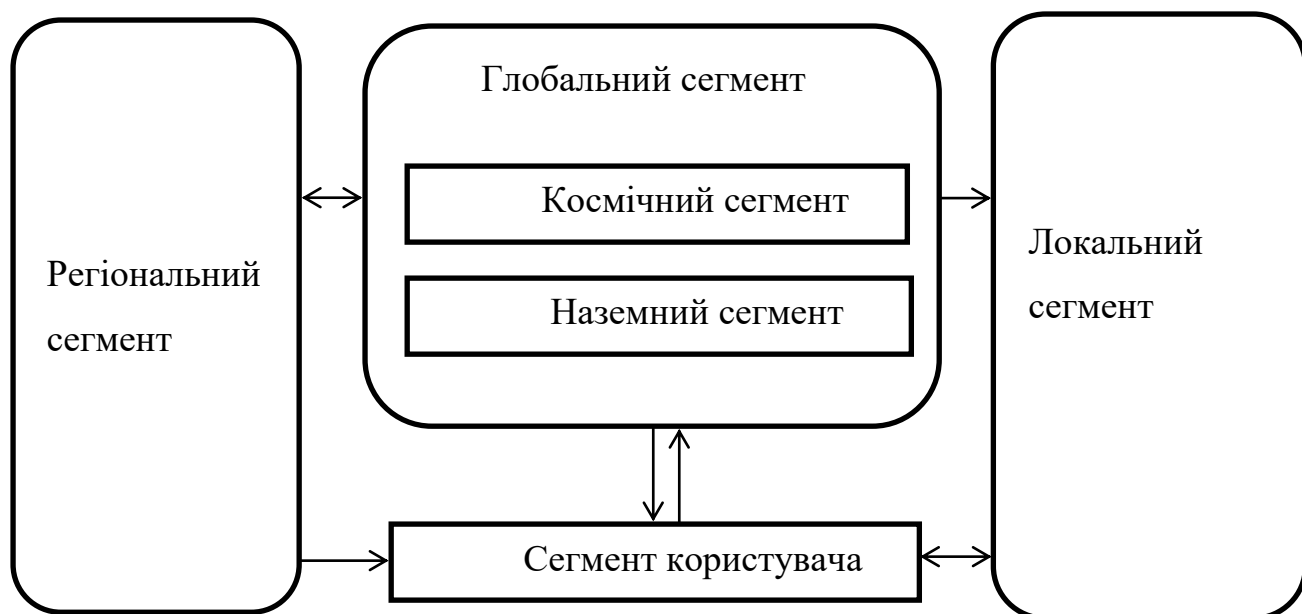


Рис. 1.2 Архітектура *GALILEO*

Глобальний сегмент є ключовим елементом *GALILEO* і підрозділяється на космічний сегмент і наземний сегмент.

Регіональний сегмент складається із системи станцій моніторингу й контролю цілісності, які визначає дані про регіональну цілісність і безпосередньо закладає ці дані на супутники *GALILEO* через захищені виділені канали зв'язку. Регіональний компонент доповнює концепцію цілісності *GALILEO* і дозволяє задовольнити чіткі вимоги до виконання цілісності, наприклад, в авіаційних або морських галузях певних країн або регіонів. *GALILEO* забезпечить здатність вкладати в навігаційне повідомлення інформацію про цілісність для п'яти різних регіонів.

Локальний сегмент дозволяє сервісам *GALILEO*, які надаються на певній території підвищити навігаційні характеристики з метою задоволення особливих експлуатаційних вимог. Точність, доступність і цілісність повинні бути збільшені в локально обмежених областях. Позначення "локальні", таким чином, охоплює діапазон від сотні метрів до тисяч кілометрів. Як правило, елементами локального сегмента є системи із просторовим обмеженим покриттям для конкретних послуг (наприклад, аеропорт, морський порт) або для спеціальних застосувань (наприклад, геологія, моніторинг). Документи *HLD* розмежовує чотири локальні категорії послуг:

- локальний сервіс точного визначення координат: диференціальна корекція надається за допомогою локальних елементів, забезпечує збільшення точності позиціонування краще, ніж 1 метр;

- локальний сервіс високоточного визначення координат: використання методу *TCAR* (*Three-carrier ambiguity resolution(TCAR)*) у зв'язуванні з інформацією надаваною локальними елементами забезпечує 10 сантиметрову точність позиціонування;

- підтримка сервісу локального позиціонування: передача навігаційного повідомлення *GALILEO* за допомогою локальних компонентів збільшує здатність пошуку й захвату навігаційного сигналу;

- послуга локального доповнення: псевдосупутники випромінюють *GALILEO* подібні сигнали, збільшуючи тим самим точність і доступність системи *GALILEO*.

Сегменти *GALILEO* були протестовані й перевірені за допомогою триступінчастої програми.

1.4 Опорна система координат в *GALILEO*

Опорна система координат в *GALILEO* прийнята у відповідності до міжнародних цивільних стандартів. При цьому опорні системи часу та координат базуватимуться на геодезичних опорних станціях та еталонах часу, відмінних від тих, що використовуються в системах *GPS* або

ГЛОНАСС. Це гарантує незалежність усіх систем, дозволяючи одній системі діяти як резервне рішення для іншої.

Наземна Опорна Система Координат *GALILEO(GTRF)* на практиці має стати незалежним членом Міжнародної Системи Опорних Координат (*ITRS*), створеної Центральним Управлінням Міжнародної Служби Обертання Землі (*IERS*). Отримана система координат спирається на координати наземних станцій системи *GALILEO*. Як зазначалося раніше, система *GPS* в якості опорної системи координат використовує систему *WGS-84* (та її модифікації), причому ця система також створена *ITRS* і спирається на координати власних станцій управління.

Як очікується, відмінності в координатах, отриманих відносно систем *WGS-84* та *GTRF* не повинні перевищувати кількох сантиметрів. Тому, з точки зору можливості взаємодії обох систем *GNSS*, покладається, що *WGS-84* та *GTRF* будуть практично ідентичними (в рамках можливої точності) при реалізації обох рішень *ITRS*, тобто це означає, що їх системи опорних координат будуть сумісні одна з одною. Цієї точності цілком достатньо для навігаційних задач і більшості інших категорій користувачів; остаточна різниця порядку двох сантиметрів цікавить лише вчених-геофізиків. У випадку необхідності абсолютної точності, привести параметри до необхідної точності здатні зовнішні відносно *GALILEO* користувачі референцних систем. Наразі не передбачено включати подібну інформацію до навігаційних даних, що транслюватимуться супутниками системи *GALILEO*.

Документи місії з проектною інформацією та офіційний документ 52002DC0518 „Communication from the Commission to the European Parliament and the Council”, щодо стану перебігу програми *GALILEO* містяться на сайті http://europa.eu.int/comm/dgs/energy_transport/galileo.

1.5 Частотний план і сигнали СРНС *GALILEO*

Для СРНС *GALILEO* Міжнародний союз електрозв'язку *MCE (ITU – International Telecommunication Union)* виділив рекордну кількість ділянок частотних полос: шість для користувачів в діапазоні *L* і один службовий в діапазоні *C*. Частоти всіх трьох СРНС – *GALILEO*, *GPS* та *GLONASS* – розміщені досить компактно, при чому для *GALILEO* і *GPS* навіть в ділянках частотного спектру, що перекривається, що дозволяє приймати всі сигнали одним багатоканальним радіонавігаційним приймаючим пристроєм [10].

Частотна багатоканальність СРНС *GALILEO*, разом з запланованими широкополосними сигналами, гарантує надійну завадо захищену роботу системи, підрахунок та компенсацію іоносферних похибок визначень місця і, як результат, високу точність навігації. Принципова можливість перекриття частотних спектрів СРНС *GALILEO* і *GPS* в тому, що обидві ці системи використовують кодове розділення сигналів (*Code Division Multiple Access; CDMA*).

Всього відповідно до рішення *ITU* на проект *GALILEO* виділено унікальне число робочих частот і сигналів – всього 10 навігаційних в загальному діапазоні, позначений як *RNSS* – радіонавігаційна супутникова служба, і один – на систему *Search and Rescue Service* в діапазоні частот 1544 – 1545 МГц. Ці частоти і сигнали показані на частотному плані (рис. 1.3) [11].

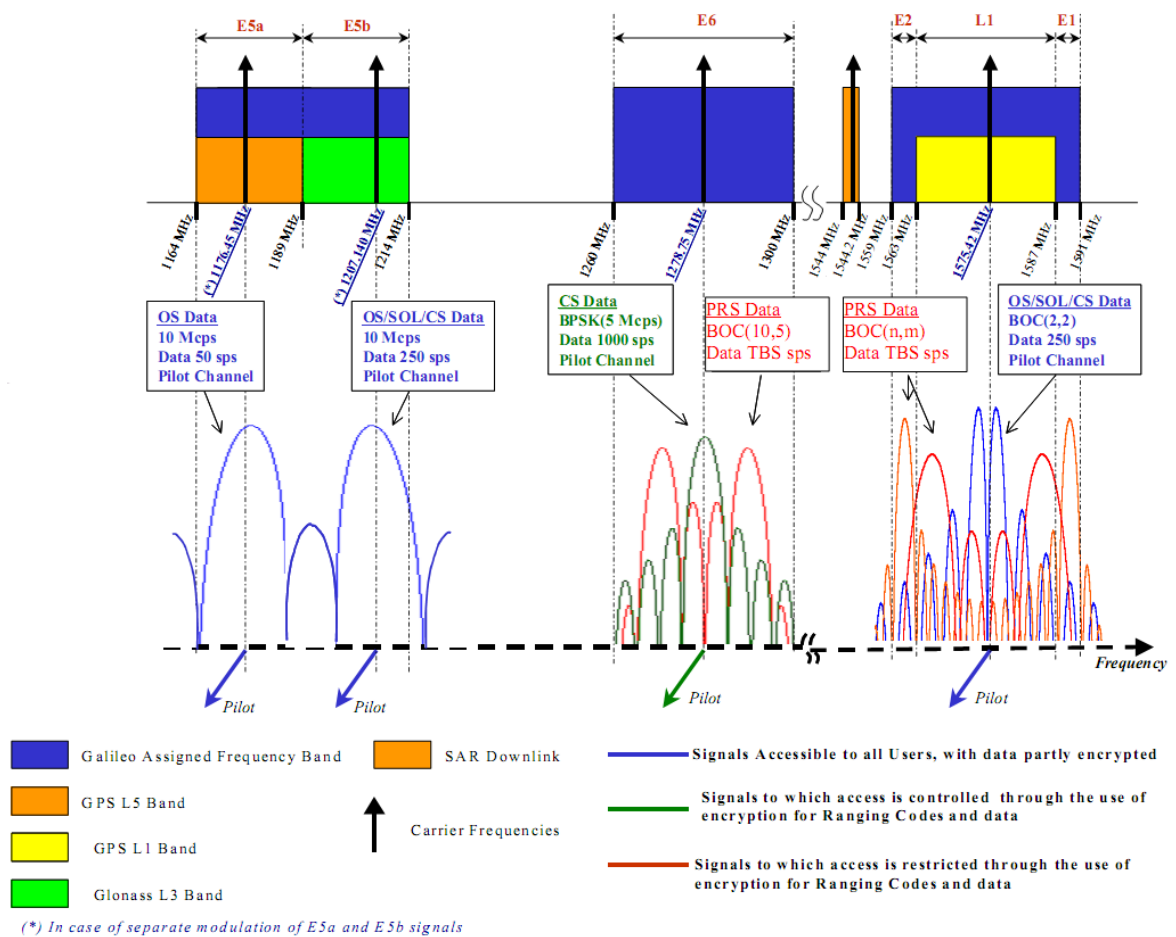


Рис 1.3 – Частотний спектр GALILEO

Чотири сигнали під позначенням $E5a$ і $E5b$ (сінфазно і в квадратурі) в діапазоні 1164 – 1215 МГц. З них одна пара сигналів $E5a$ в діапазоні 1164 – 1215 (синій колір та синя стрілка на рис. 1.3) на центральній частоті 1176,45 МГц, по суті, використовує діапазон сумісно з СРНС GPS . Цей діапазон виділений для модернізації в подальших модифікаціях НКА GPS під позначенням $L5$. Сигнал синього кольору несе навігаційний лист з інформаційним об'ємом 25 біт/с; сигнал позначений чорною стрілкою в квадратурі не несе ніякої інформації, не модульований і використовується в якості пілот-сигналу. Ще одна пара сигналів $E5b$ (синій колір та синя стрілка) розміщена на центральній частоті 1207,14 в діапазоні 1188 – 1215, з них сигнал позначений синім кольором несе навігаційне повідомлення і данні 125 біт/с, включаючи сигнали цілісності СРНС і SAR . Сигнал позначений синьою стрілкою, не модульований і використовується в якості пілот-сигналу.

Варто відмітити, що сигнали *E5a* и *E5b* когерентні між собою. Їх спільна обробка дає можливість збільшити точність СРНС і збільшити надмірність системи, а саме для зменшення впливу завад від авіаційних приводних систем *DME*.

Три сигнали *E6* в діапазоні 1260 – 1300 з центральною частотою 1278,75. З них сигнал червоного кольору з розщепленим спектром (*split-spektrum*) використовується або для сервісу по підписці, або для урядової навігації з криптографічним захистом для забезпечення безвідмовної роботи в особливий період. Розщеплений спектр використовується для зменшення інтерференції між сигналами других *RNSS*-систем, працюючих на близьких несучих частотах. Сигнал з розщепленим спектром подібний спектру сигналу з балансною модуляцією з подавленою несучою. Раніше цей сигнал розглядався як перспективний для модернізації *GPS* під позначенням «сигнал з кодом типу *M*» і використаний в НКА *GPSBlock II-R*. Розробники *GALILEO* використали його в якості свого робочого сигналу.

Другий сигнал (зелений колір) пари захищений за допомогою криптографії для комерційного використання і забезпечує високу роздільну здатність при диференціальних застосуваннях. Він несе навігаційне повідомлення до 500 біт/с з доданими даними для замовника. Сигнал позначений зеленою стрілкою, як і сигнали позначені синіми стрілками, є не модульованим пілот-сигналом, що збільшує його завадостійкість.

Нарешті, три сигнали – *E2*, *L1*, *E2* – випромінює в діапазоні 1559 – 1591 МГц з центральною частотою 1575,42 МГц (діапазон *L1* використовується спільно з СРСН *GPS*). З них один – сигнал червоного кольору, має криптографію для урядового застосування в особливий період, але в двох різних варіантах. Парний сигнал синього кольору несе об'єм даних 100 біт/с і спільно з сигналом *SPS* (код *P/Y*) *GPS* забезпечує можливість прийому і обробки їх недорогим приймачем, який працює в декількох режимах. Сигнал позначений синьою стрілкою в квадратурі аналогічний до сигналів позначених стрілками, тобто являється не модульованим пілот-сигналом.

Пілот-сигнали можуть також використовуватись в спеціальній апаратурі для високоточних геодезичних визначень місць по фазі несучої.

Дані всіх інформативних сигналів СРНС *GALILEO* кодується надмірним кодом з виправленням помилок по Вітербі зі згорткою $\frac{1}{2}$.

Всі сигнали НКА СРНС *GALILEO* біля поверхні Землі, що приймаються на антену, без просторового підсилювача (0 дБ), мають рівень (-158) дБ, крім двох з них (червоних кольорів), для яких цей рівень дорівнює (-155) дБ. Ці рівні, як і для СРНС *GPS*, знаходяться нижче рівня вхідних теплових шумів апаратури. Це означає, що сигнали СРНС як *GPS*, так і *GALILEO* можна виділити з шумів тільки узгодженими по коду кореляційними приймачами. При спільному використанні двох СРНС – *GPS* і *GALILEO* – двохсистемний приймач повинен бути розрахований на кореляційний прийом і демодуляцію кодових сигналів 60-ти НКА. В кожний даний момент обсервації над горизонтом в різних комбінаціях може одночасно спостерігатись до 20-25 НКА двох СРНС – *GPS* і *GALILEO*.

1.6 Космічний сегмент *GALILEO*

Ядром системи *GALILEO* буде глобальне сузір'я з 30 супутників на трьох орбітах середньої висоти з кутом нахилу орбіт до Екватору 56° на висоті близько 23000 км. Десять супутників будуть розміщені рівномірно на кожній площині з періодом обертання близько 14 годин навколо Землі.

Модель орбітального угруповання («сузір'я») СРНС *GALILEO* була розроблена ще на першій фазі розробки проекту, відомої під назвою *GALILEO Sat Definition Phase* [12]. Модель використовує угруповання з 30 НКА на 3-х середніх орбітах (*Middle Earth Orbit*) висотою 23616 км за нахилом площин орбіт 56° . Зазначимо, що нахил 6-ти орбіт угруповання НКА СРНС *GPS* дорівнює 55° , а 3-х орбіт СРНС *GLONASS* – $64,8^\circ$. Величина нахилу орбіт СРНС *GALILEO* вибрана з ціллю забезпечення кращого спостереження угруповання на середніх широтах північної півкулі.

Тип угруповання СРНС *GALILEO* носить умовне позначення «Walker 27/3/1» за ім'ям автору розробок моделей космічних угруповань. Цифри означають кількісне наповнення буквених умовних загальних позначень моделей $T/P/F$, а саме: $T = 27$ – число симетрично розміщених в просторі НКА; $P = 3$ – число площин орбіт. Тоді $T/P = 9$ – є число НКА, рівновіддалених (симетричних) в кожній орбітальній площині. В угрупованні використовуються також три додаткових активних НКА (по одному на кожній орбіті), розміщених в проміжках між рівновіддаленими НКА. Параметр $F=1$ характеризує відносний розподіл у просторі між суміжними орбітами специфічну геометрію угруповання в частині міжплощинного фазування орбіт через 360° по висхідних вузлах (*ascending node*). Угруповання НКА *GALILEO* забезпечує спостереження не менше 9-ти супутників на відкритій місцевості в зоні вище 10° над горизонтом. Дев'ять слідів НКА в кожній точці на поверхні Землі спостерігаються кожні 1,667 обороти НКА за добу. Нагадаємо, що для отримання навігаційних визначень в трьох площинах (широта, довгота і висота) в пасивних СРНС потрібно не менше 4-х одночасно спостережуваних НКА. При цьому забезпечується також прив'язка апаратури користувача до шкали часу СРНС.

1.6.1. Дані навігаційного повідомлення *GALILEO*

Наступна інформація взята з *ICD GALILEO* [13]

Дані навігаційного повідомлення містять усі необхідні параметри для визначення позиції користувача. Ці параметри зберігаються на борті космічних станцій, встановлений час передаються навігаційними супутниками *GALILEO* по усьому світу. Для визначення координат користувача необхідно 4 виду даних:

1. Ефемериди - дані необхідні для визначення положення супутника щодо користувача
2. Час і корекція часу – дані необхідні для розрахунків псевдовідстані.

3. Сервісні дані необхідні для ідентифікації ряду навігаційних параметрів, супутників, а також визначення здоров'я супутників

4. Альманах - дані необхідні для визначення положення супутника в сузір'ї зі зменшеною точністю.

1.6.2. Ефемериди навігаційної системи *GALILEO*

Ефемериди кожного навігаційного супутника *GALILEO* складається з 16 параметрів:

- 6 кеплерових елементів
- 6 гармонійних коефіцієнтів
- 1 параметр корекції зміни нахилу орбіти
- 1 параметр корекції довготи висхідного вузла
- 1 параметр корекції середнього руху
- 1 параметр опорного часу прив'язки переданих ефемерид t_{0e}

Дані ефемерид кожного навігаційного супутника *GALILEO* представлено в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2

Параметри ефемерид

| Параметр | Назва | Біт | Масштабний коефіцієнт | Одиниці вимірювання |
|------------|---|-----|-----------------------|---------------------|
| M_0 | Средня аномалія на час прив'язки | 32* | 2^{-31} | півколо ** |
| Δn | Відмінність середнього руху від розрахункового значення | 16* | 2^{-43} | півколо /сек** |
| e | Ексцентриситет | 32 | 2^{-33} | N/A (відсутня) |
| $A^{1/2}$ | Корінь квадратний з великої півосі орбіти супутника | 32 | 2^{-19} | Метри 1/2 |
| Ω_0 | Довгота висхідного вузла орбітальної площини на тижневу епоху | 32* | 2^{-31} | півколо ** |
| i_0 | Кут нахилу орбіти супутника | 32* | 2^{-31} | півколо ** |
| ω | Аргумент перигею | 32* | 2^{-31} | півколо ** |

| | | | | |
|---------------------------|---|-----|-----------|----------------|
| $\dot{\Omega}$ | Швидкість зміни прямого сходження | 32* | 2^{-43} | півколо /сек** |
| i | Швидкість зміни нахилення орбіти | 14* | 2^{-43} | півколо /сек** |
| C_{uc} | Аргумент косинусної гармонійної поправки до аргументу широти | 16* | 2^{-29} | радіани |
| C_{us} | Аргумент синусної гармонійної поправки до аргументу широти | 16* | 2^{-29} | радіани |
| C_{rc} | Амплітуда косинусної гармонійної поправки до радіуса орбіти супутника | 16* | 2^{-5} | метри |
| C_{rs} | Амплітуда синусної гармонійної поправки до радіуса орбіти супутника | 16* | 2^{-5} | метри |
| C_{ic} | Амплітуда косинусної гармонійної поправки до кута нахилення | 16* | 2^{-29} | радіани |
| C_{is} | Амплітуда синусної гармонійної поправки до кута нахилення | 16* | 2^{-29} | радіани |
| t_{0e} | Опорний час прив'язки переданих ефемерид | 14 | 60 | секунди |
| Загальний розмір ефемерид | | 356 | | |

*параметр зазначений зірочкою доповнюється знаками (+або -)

** Одиниця виміру півколо не є стандартом системи СІ й може бути переведена: 1 півколо= π rad

Кожна ефемерида відповідає всім сигналам конкретного супутника. Ефемериди розраховуються відповідно до протоколу посимвольної передачі даних для кожної частоти.

Користувач може розрахувати координати антени супутника в геоцентричній фіксованій системі координат (*ECEF*) відповідно до *GST* (Системний час *GALILEO*) часу використовуючи формули в таблиці 1.3

Таблиця 1.3

Користувацький алгоритм розрахунків ефемерид.

| Константа | Опис |
|---|--|
| $\pi = 3.1415926535898$ | іраціональне число, що обчислюється як різниця довжини окружності до її діаметра |
| $\mu = 3.986004418 \times 10^{14} \text{ m}^3 / \text{s}^2$ | Геоцентрична гравітаційна постійна |
| $\omega_E = 7.2921151467 \times 10^{-5} \text{ rad} / \text{s}$ | Середня кутова швидкість обертання Землі |
| $c = 299792458 \text{ m} / \text{s}$ | Швидкість світла |

| Обчислення | Опис |
|---|---|
| $A = (A^{1/2})^2$ | Велика піввісь |
| $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$ | Розрахований середній рух (рад/сек) |
| $t_k = t - t_{0e}^*$ | Розрахований час з опорного часу прив'язки переданих ефемерид |
| $n = n_0 + \Delta n$ | Корекція середнього руху |
| $M = M_0 + nt_k$ | Середня аномалія |
| $M = E - e \sin(E)$ | Рівняння Кеплера для ексцентричної аномалії E |
| Обчислення | Опис |
| $v = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sin v}{\cos v} \right\}$ $= \tan^{-1} \left\{ \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E / (1-e \cos E)}{(\cos E - e) / (1-e \cos E)} \right\}$ | Істинна аномалія |
| $\Phi = v + \Omega$ | Аргумент широти |
| $\delta u = C_{us} \sin 2\Phi + C_{uc} \cos 2\Phi$ | Корекція аргументу широти |
| $\delta r = C_{rs} \sin 2\Phi + C_{rc} \cos 2\Phi$ | Корекція радіусу |
| $\delta i = C_{is} \sin 2\Phi + C_{ic} \cos 2\Phi$ | Корекція нахилу орбіти |
| $u = \Phi + \delta u$ | Скоректований аргумент широти |
| $r = A(1 - e \cos E) + \delta r$ | Скоректований радіус |
| $i = i_0 + \delta i + (i)t_k$ | Скоректований уклін орбіти |
| $\left. \begin{aligned} x' &= r \cos u \\ y' &= r \sin u \end{aligned} \right\}$ | Положення на орбітальній площині |
| $\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_E)t_k - \omega_E t_{0e}$ | Скоректована довгота в висхідного вузла |
| $\left. \begin{aligned} x &= x' \cos(\Omega) - y' \cos(i) \sin(\Omega) \\ y &= x' \sin(\Omega) + y' \cos(i) \cos(\Omega) \\ z &= y' \sin(i) \end{aligned} \right\}$ | Координати супутника |

* t - Системний час Galileo t_k – різниця між системним часом Galileo та опорним часом прив'язки переданих ефемерид

1.6.3. Системний час *GALILEO*(GST) і корекція часу

Системний час *GALILEO* передається як 32-бінарний код, який складається з наступних параметрів:

- номер тижня (WN) – це цілочисловий лічильник, який дає послідовність номерів тижня з початку запуску системи. Цей параметр може містити дані до 4096 тижнів (приблизно 78 років), а потім лічильник обнуляється й далі йде новий відлік тижнів.

- час тижня (TOW) – цей параметр визначає число секунд у тижні. TOW охоплює весь тиждень від 0 до 604799 секунд і скидає дані про час на 0 щотижня.

Таблиця 1.4

Параметри системного часу $GALILEO(GST)$

| Параметр | Назва | Біт | Масштабний коефіцієнт | Одиниці вимірювання |
|------------------------|-------------|-----|-----------------------|---------------------|
| WN | Номер тижня | 12 | 1 | тиждень |
| TOW | Час тижня | 20 | 1 | секунди |
| Загальний розмір GST | | 32 | | |

Системний час $GALILEO$ почалося в 00:00 UT у неділю 22 серпня 1999г (у ніч із 21 на 22 серпня)

Параметри корекції часу, зазначені в таблиці 1.5, передаються у встановленому порядку

Таблиця 1.5

Параметри корекції часу $GALILEO$

| Параметр | Назва | Біт | Масштабний коефіцієнт | Одиниці вимірювання |
|--------------------------------|---|-----|-----------------------|---------------------|
| t_{0c} | Корекція опорного часу в тижні | 14 | 60 | с |
| a_{f0} | Коефіцієнт зсуву часу на супутнику | 31* | 2^{-34} | с |
| a_{f1} | Коефіцієнт зміщення часу супутника | 21* | 2^{-46} | с/с |
| a_{f2} | Коефіцієнт швидкості зміни зсуву часу супутника | 6* | 2^{-59} | с/с ² |
| Загальний розмір корекції часу | | 72 | | |

1.7 Наземний сегмент *GALILEO*

Наземна інфраструктура складається із двох Наземних контрольних центрів (*GCC*), п'яти станцій Телеметрія-Спостереження-Контроль (*TTC*), дев'яти станцій закладки інформації на супутник в *C* –діапазоні (*ULS*) і приблизно 40 станцій-датчиків *GALILEO*(*GSS*) рис.1.4

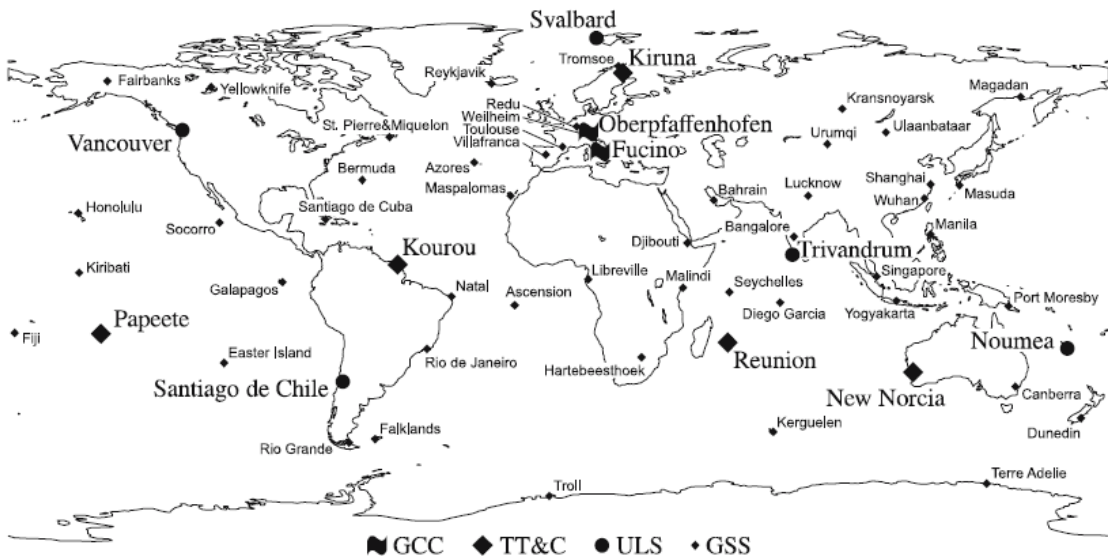


Рис. 1.4 Наземний сегмент супутникової системи *GALILEO*

Розташування *TTC* станцій співвідноситься зі станціями *ULS* (за винятком Кируна), які у свою чергу розташовуються відповідно зі станціями-датчиками *GSS*. Це глобальне компонування, доповнене регіональним наземним сегментом, яка визначають параметри, необхідні для забезпечення цілісності в заданому регіоні.

Наземний сегмент складається із двох основних елементів: Наземний контрольний сегмент (*GCS*), який буде управляти, контролювати сузір'ям супутників, і Наземний Сегмент Завдань (*GMS*), який буде управляти системою навігації, буде визначати параметри цілісності й транслювати сервіси. Розподіл різних засобів сегментів схематично показано на рис 1.5

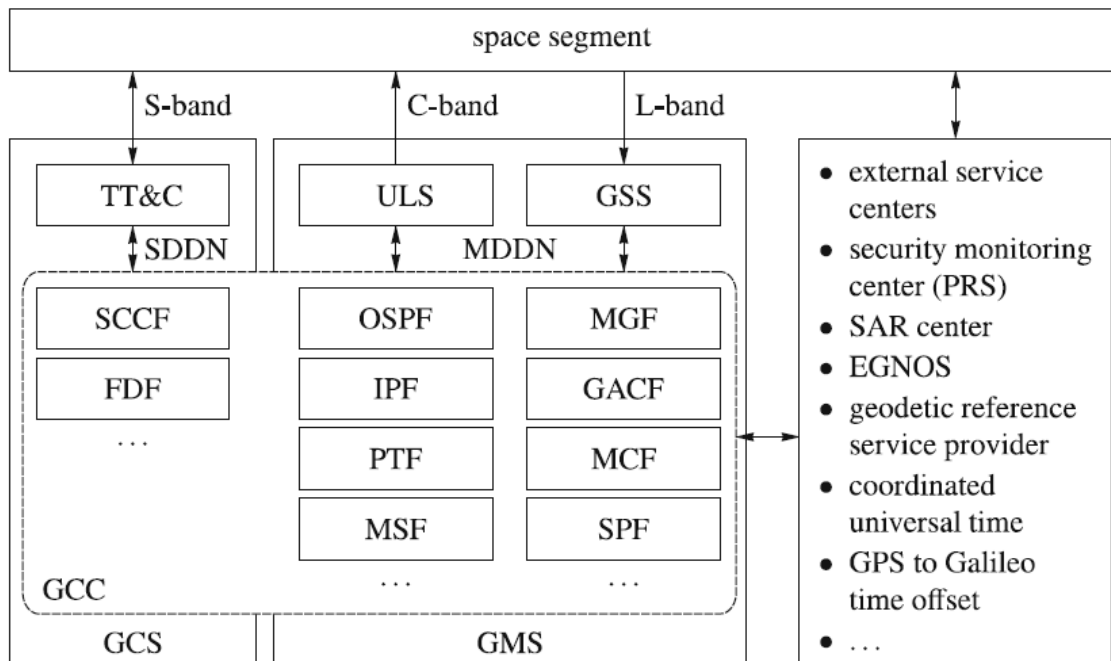


Рис. 1.5 Наземний контрольний сегмент (GCS) і Наземний Сегмент Завдань (GMS).

Два Наземні контрольні центри (GCC) розташовуються в *Oberpfaffenhofen* (Німеччина) і *Fucino* (Італія). Резервна структура збільшується безупинно і як наслідок зменшується частота відмов. Можливості, об'єднані GCC, є наступними:

- обробка параметрів орбіти й синхронізація часу (OSPF) оцінка ефемерид і параметра корекції годин супутника;
- підготовка даних цілісності (IPF) процес виміру дальності й порівняння з SISA; формування знака оцінки цілісності, у випадку якщо супутник GALILEO буде пізнаний як джерело помилок;
- генерується послуга точного часу (PTF) і підтримка GST, включаючи двосторонню передачу інформації про час;
- послуга підтримки виконання завдання (MSF) моніторингу, контролю й планування виконання завдання в офлайн режимі;
- послуга створення повідомлення (MGF) комплексна місія завантаження даних на супутник;

- наземні активи апаратури керування (*GACF*) моніторинг і контроль наземних елементів, архівація даних.

- завдання апаратури керування (*MCF*) моніторинг і контроль усіх онлайн і оффлайн операцій;

- *SPF* надають інтерфейс зовнішнім сервіс центрам і управляють даними від зовнішніх користувачів, наприклад користувача, що використовують комерційний сервіс або постачальника послуг часу;

- апаратура керування сузір'ям космічного апарата (*SCCF*) забезпечує моніторинг і контроль сузір'я супутника;

- обладнання, що забезпечує динаміку польоту (*FDF*) обчислює орбітальні події й маневрування між онлайн і офлайн операціями.

Глобальна мережа з п'яти *TTC* станцій зв'язують *SCCF* із супутниками *GALILEO* за допомогою смуги частот *S* у дво гигагерцовом діапазоні й 13 метровою антеною на кожній стороні. Станції обмінюються інформацією з обладнанням Наземних контрольних центрів (*GCC*) через мережу розподілу даних із супутника (*SDDN*). Вибір *TTC* станцій результат оцінки різних критеріїв, наприклад, максимальний час коли немає контакту із супутником у випадку будь-яких помилок на станції.

1.8 Цілісність *GNSS*. Концепція цілісності *GALILEO*

Цілісність в *GNSS* є одним з найбільш важливих факторів. Це поняття визначається як міра довіри, що відноситься до достовірності інформації, яка передається супутником користувачу. Цілісність включає в себе здатність системи забезпечити користувача своєчасними та обґрунтованими попередженнями (наприклад, спрацювання сигналізації) в тому випадку, якщо інформацією не можна користуватися для виконання запланованої операції [14].

Наземна структура *GALILEO* складається із станцій - датчиків *GALILEO* (*GSS*), станції супутникового каналу зв'язку (*ULS*), та

глобальної комунікаційної мережі, яка буде використана для моніторингу поведінки супутників та забезпечення інформацією щодо цілісності.

Кількість видимих *GSS* з кожного супутника і є наземною мережею та відповідною кількістю необхідних станцій. Існуючі аналізи на системному рівні показують, що необхідна характеристика цілісності для сервісу *SoL* може бути гарантована за умови використання інформації з 35-40 *GSS* станцій.

Наземна інфраструктура буде використовуватись для захисту користувачів від похибок, що відносяться до генерації сигналів *GALILEO*. Це буде зроблено оцінюванням похибки сигналу, коли він залишає фазовий центр антени. Точність оцінки похибки сигналу також визначена з даних зібраних наземним сегментом.

Беручи до уваги всю передану інформацію користувач може підрахувати ризик втрати цілісності та прийняти рішення чи він прийнятний для початку або продовження операції.

1.8.1 Механізм системи тривоги та цілісність даних

Складова ризику втрати цілісності є спотворення сигналу, що передається з супутника. *GALILEO* буде контролювати сигнал у просторі (*SIS*) завдяки Наземному сегменту (використовуючи вимірювання с станцій - датчиків *GSS*). Місцезнаходження станцій *GSS* відомі, отже можна оцінити фактичне місцезнаходження навігаційного космічного апарату та похибку дальності *SISE*.

Звертаючи увагу на прогноз розподілу *SISE*, для всіх різних місцезнаходжень користувачів, вважається, що ці розподіли (не обов'язково Гаусові) можуть бути всі перерозподілені незміщенністю розподілення Гауса з мінімальним стандартним відхиленням, що називається *Signal-In-Space-Accuracy (GALILEO)*. З цим розподіленням різниці між дійсним чотиривимірним місцезнаходженням (орбіти і часи) навігаційного

космічного апарату та прогнозованим чотиривимірним місцезнаходження, яке отримане з навігаційного листа, зображене на рис. 1.6.

Оцінка *SISE* це помилковий процес. Припущення зроблене в такому випадку розподілення дійсної *SISE* навколо величини оціненої *SISE*, може бути переоцінене розподіленням Гауса з стандартним відхиленням, називається *SISMA*. Визначення величини *SISMA* залежить від геометрії між доступними станціями *GSS* та навігаційними космічними апаратами, якості спостережень *GSS* та якості моделювання розповсюдження.

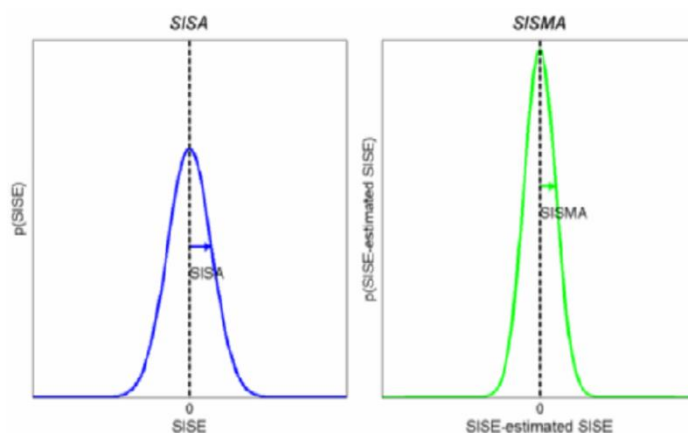


Рис. 1.6 – Графічна ілюстрація *SISA* та *SISMA*

В концепції Цілісності *GALILEO* система оцінює *SISE* використовуючи вимірювання станцій *GSS*. Якщо максимум оціненої *SISE* в сервісах супутника вище за *Integrity Flag Threshold* (поріг спрацювання), супутник буде позначено «*don't use*» («не використовувати»). Через помилковість процесу оцінки *SISE* оцінена *SISE* супутника може бути нижче порогу спрацювання сигналізації в той час як дійсна *SISE* буде вище даного порогу. Це повинно бути розглянуте в концепції цілісності. *IF* поріг спрацювання має бути вибраний таким чином, щоб доступність визначення місцезнаходження з цілісністю і безперервністю задовольняла необхідній специфікації. Якщо *IF* порогу спрацювання буде вибрана нижче, доступність буде знижена, тому що буде траплятись, що оцінена *SISE* вище ніж *IF* поріг спрацювання, в той час коли дійсна *SISE* буде нижче.

Додатково *IF* може бути відмічено попереджуючою міткою кожен раз коли системні оператори помічають аномалії в наземному сегменті або в космічному апараті.

Загальний вигляд всієї архітектури *GALILEO* можливостей цілісності зображено на рис. 1.7.

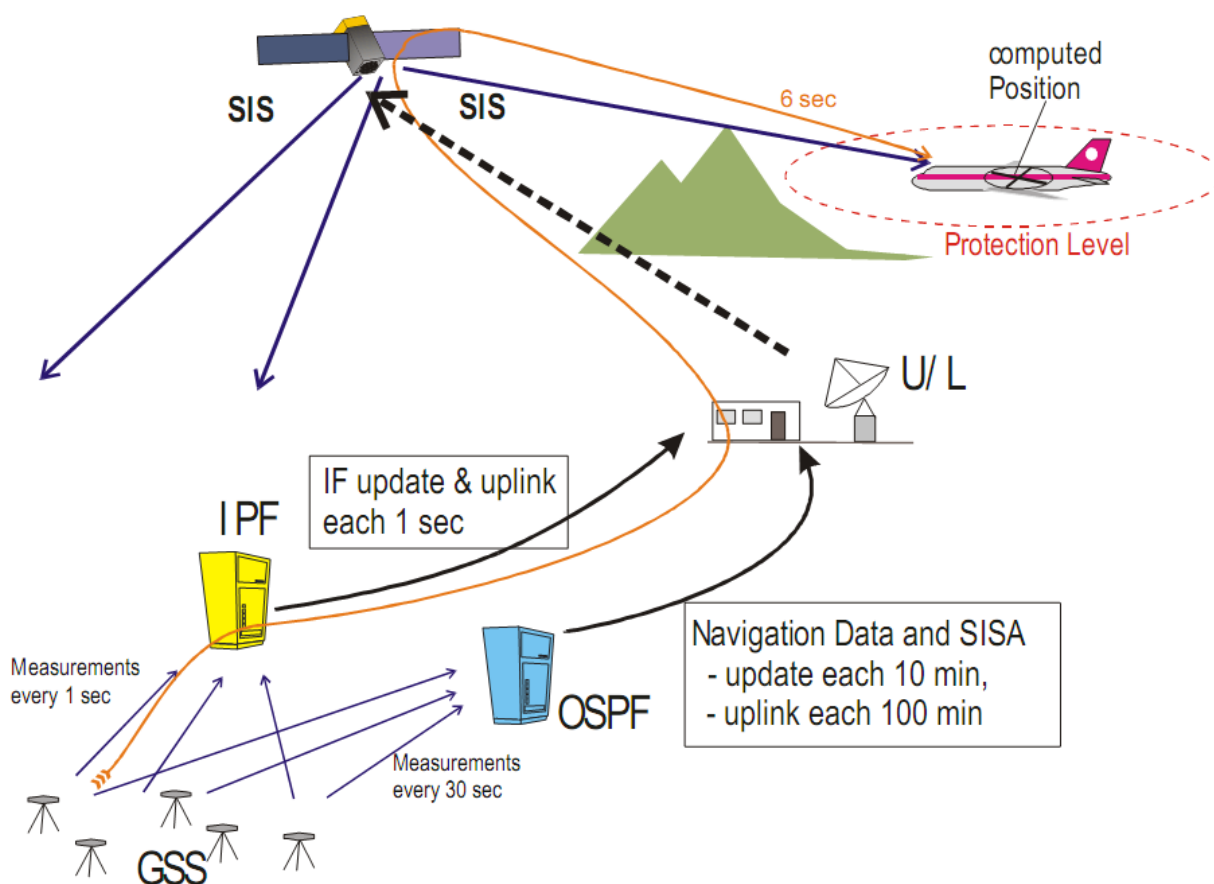


Рис 1.7 – *SISA/IF* контур сигналів

Функція цілісності *GALILEO* полягає у тому, щоб система забезпечувала приймачі користувачів необхідною інформацією для доставки своєчасних попереджень, якщо визначення місцеположення не може використовуватись для навігації. Крім того, це відноситься до довіри до сервісу, який отримує користувач. Ця довіра вимірюється ризиком втрати цілісності, яка є ймовірністю, що користувач не отримає попередження у випадку коли ризик

втрати цілісності не перевищує поріг спрацювання сигналізації *Hazardous Misleading Information (HMI)*.

Функція цілісності системи забезпечує приймачі користувачів інформацією про цілісність. Інформація про цілісність складається з:

- точності передачі *SIS* супутниками (*SISA*);
- точності контролю наземним сегментом передачі сигналу у просторі (*SIS*) супутниками (*SISMA*);
- інформацію, яку сигнал у просторі (*SIS*) передає через супутники не повинна бути використана (*IF* та *IF Threshold*).

З цієї інформації приймач користувача може здобути ризик втрати цілісності для індивідуального визначення місцеположення. Цей ризик втрати цілісності постійно розраховується для даного порогу сигналу тривоги (*Alert Limit*). Поріг сигналу тривоги це максимальне допустиме відхилення місцезнаходження для якого не потрібно викликати сигнал тривоги в приймачі користувача. Щоразу коли отриманий ризик втрати цілісності перевищує поріг сигналу тривоги, обладнання користувача повинне повідомити про це.

Обчислення ризику цілісності для порогу сигналу тривоги повинне бути спрощене, якщо за розподілення необхідне для обчислення приймається розподілення Гауса.

Необхідні наступні умови для розрахунку ризику цілісності для Порогу Сигналу Тривоги:

- *SISE*: помилка *SIS* в домені дальності передачі спричинена навігаційним космічним апаратом, корисним навантаженням навігаційного космічного апарату, та навігаційним повідомленням (тобто даними ефемеридами, часами, і т.д.)

- *SISA*: Оскільки розподіленням *SISE* не обов'язково є розподілення Гауса, методологія перерозподілення використовується для зображення розподілення *SISE* з перерозподіленням розподіленням Гауса.

- Розподілення *SISE* характеризується *SISA*, яка є прогнозом мінімального стандартного відхилення розподілення Гауса, що перерозподілення розподілення *SISE* для безпомилкового *SIS* для всіх можливих місцеположень користувачів.

- *SISMA*: Оскільки *SISE* не може бути виміряна безпосередньо, *SISE* повинна бути оцінена з вимірювань.

- Оцінка *SISE* впливає на оцінену *SISE* (*eSISE*).

- Різниця між *SISE* та *eSISE* полягає у розподіленні.

- *IF* та *IF* поріг спрацьовування: Якщо максимум *eSISE* для *SIS* вище *IF* порогу спрацьовування для цього *SIS*, *IF* для цього *SIS* встановлюється в стан *Not-OK*.

- *IF* порогу спрацьовування може бути обчислена з розподілення *SISE*, розподілення різниці між *SISE* та *eSISE*, та допустимої недоступності системи.

Приймач користувача обчислює ризик втрати цілісності з наступних пунктів, які зафіксовані та передані *SIS* або отримані з такої інформації:

- Відносна геометрія між користувачем та супутниками
- Сумарна похибка *SIS*, що складається з:
 - Похибки поширення
 - Похибки прийому
 - Похибки передачі *SIS* супутниками (*SISA*)
- Інформація про цілісність
 - *OK*, *Not-OK*, *Not-Monitored*
 - *SISMA*
- *IF* поріг спрацьовування

Відносна геометрія між користувачем та супутниками розраховується з оцінки місцезнаходження користувача та ефемеридами супутників.

Для розподілення похибок поширення та прийому існують погоджені моделі. Ці моделі можуть бути отримані додатковими вимірюваннями приймача.

Відповідно до описаної концепції цілісності наступна інформація буде надіслана користувачу.

- *Навігаційний лист*: крім стандартного змісту навігаційного повідомлення будуть міститись також величини *SISA* для супутників. Повторення повідомлення відбудеться максимум через 30 сек.
- *Повідомлення цілісності*: повна інформація про цілісність буде надсилатись кожні 30 сек., включаючи повну таблицю цілісності, що міститиме величини *SISMA* та *IF* для кожного *SIS*.
- *Сигнали тривоги*: може розповсюджуватись в режимі реального часу (кожну 1 сек.) для кожного супутника, якщо потрібно.

Кожен сигнал тривоги закодований 4 бітами, отже 16 різних станів може передаватись користувачу:

- “*Don'tUse*”
- “*NotMonitored*”
- 14 станів для “*OK*” з відповідними величинами *SISMA* в діапазоні від 30 до 520 см.

1.8.2 Концепція цілісності користувача

Припущення

Для концепції цілісності користувача припускається, що кожен супутник, який не виключений мітками *NOT-OK* або *NotMonitored*, може бути в двох станах, що називаються “*Fault-free*” (*FF*) та “*Faulty*” (*FM*). Оскільки кожен супутник розглядається з точки зору доступності визначення місцезнаходження через *IF (OK)*, то кожен супутник робить свій внесок в обидва ці стани для розрахунку кінцевого значення ризику втрати цілісності з відповідною ймовірністю стану.

FF та *FM* режими характеризуються:

В *FF* режимі дійсна *SISE* для супутника *приймається* за нульове середнє розподілення Гауса з стандартним відхиленням *SISA* ($SISE \sim N(0, SISA)$).

В *FM* режимі дійсна *SISE* це розподілення Гауса з оціненою величиною *SISEeSISE* як величиною очікування та стандартним відхиленням *SISMA* ($SISE \sim N(eSISE, SISMA)$). Оскільки *eSISE* не буде відома користувачу, песимістична оцінка для *eSISE* – *IF* поріг спрацьовування *TH* ($SISE \sim N(TH, SISMA)$).

З цими припущеннями приймач користувача зможе визначити ризик втрати цілісності визначення місцеположення в будь-якому місці земної кулі.

Обчислення цілісності

Існує дві основних концепції розрахунку цілісності для користувача:

- може бути розрахована, яка величина похибки повинна бути прийнята, щоб бути сумісною з даним ризиком втрати цілісності (*Protection Level concept*);
- або ризик втрати цілісності може бути безпосередньо розрахований в *Alert Limit (AL)*.

Для першої концепції фіксовані положення мають бути встановлені для кожного механізму пошкодження (наприклад 2% горизонтальне та 98% вертикально, як *WAAS* розположення) та *HPL* відповідно *VPL* результат. Однак, комбінований ризик втрати цілісності встановлено у вимогах до системи *GALILEO*.

Крім того, геометрія користувача, що веде до високого *HPL*, відрізняється від того, що веде до величин *VPL*. У випадку *WAAS* цей момент не розглядається через те, що 2% розміщені для горизонтального випадку.

Рівняння цілісності

Доступна інформація для обчислення ризику цілісності на рівні користувача:

- *IF*;
- Величини *SISA* для кожного супутника;

- Величини *SISMA* для кожного супутника;
- Поріг спрацьовування по *SISA* та *SISMA*.

З зробленими вище припущеннями розподілення похибок відоме для Безпомилкового та Пошкодженого режиму для кожного індивідуального *SIS*. У вертикальному випадку це одновимірна задача, де вертикальна похибка розподілення Гауса з нульовим значенням в Безпомилковому режимі та з ненульовими значеннями для Пошкодженого режиму. В горизонтальному режимі – двовимірна задача, де горизонтальна похибка це розподілення χ^2 -квадрат в Безпомилковому режимі та асиметричне розподілення χ^2 -квадрат для Пошкодженого режиму.

Загальний ризик втрати цілісності розраховується як зважена сума комбінацій Пошкодженого та Безпомилкового режимів всіх супутників. В цьому процесі комбінації режимів, що включають більше одного Пошкодженого режиму виключаються, оскільки вони не розглядаються в рівнянні користувача.

Для гарантування сумісності встановленого комбінованого ризику цілісності повний ризик втрати цілісності обчислюється безпосередньо в вертикальному та горизонтальному порозі сигналу тривоги (*Alert Limit*).

Алгоритм цілісності користувача

В кожній епосі, що фіксується, визначення місцеположення, користувач буде мати можливість передрікати миттєву доступність *SoL* сервісу в тому випадку, якщо наступні умови будуть виконані:

Приймач *GALILEO* може вирішити навігаційну задачу;

Приймач *GALILEO* може передректи характеристику цілісності та безперервності;

Передречена ймовірність *HMI*, щодо наступного критичного періоду роботи не перевищує встановлену величину;

Ймовірність перериву надання сервісу передречена на наступний критичний операційний період не перевищує встановлену величину;

Повідомлення про цілісність отримується через принаймні два незалежних шляхи супутників.

Для забезпечення вище згаданих *SoL* вимог для цілісності та безперервності спеціальний алгоритм відбувається в приймачі користувача. Він створює наступні вихідні повідомлення для користувача:

“*Normal Operation*” – повідомлення коли всі вище названі умови виконуються одночасно;

“*Don't Use*” – повідомлення тривоги коли передречена ймовірність *HMI* перевищує встановлену величину або не отримано повідомлення про цілісність приймачем користувача. В такому випадку користувач повинен відразу припинити поточну операцію, що сприяє повному порушенню цілісності.

“*Don't Initiate*” – повідомлення коли не-цілісність нижче встановленої величини, але передречений перерив надання сервісу перевищує допустимі значення або одне і лише одне повідомлення про цілісність отримане приймачем користувача. В такому випадку операція, що повинна гарантувати безперервність не може бути розпочата, але користувач вже почав і має завершити її.

Правила за якими приймач користувача визначає чи доступний сервіс в даній точці в поточний час:

Обчислена ймовірність *HMI* нижче дозволеної величини;

Кількість критичних супутників на наступний безперервний критичний операційний період не вища за встановлену величину.

Відповідно до технічних умов для стандартного приймача користувача та відповідного номінального навколишнього середовища описана повна концепція цілісності гарантує необхідні характеристики для згаданих технічних умов відповідно якщо користувач працює в відповідному навколишньому середовищі.

Також відмітимо, що для різних програм різні імплементації можливі, в залежності від відповідних потреб користувача. Тобто, якщо користувача не

заінтересований в безперервності, він може обчислити лише ризик втрати цілісності з розсіяної інформації цілісності. Але система спроектована таким чином, щоб надавати можливість забезпечення всіма *SoL* характеристиками [15].

1.9 Концепція (багато-) регіональної цілісності

Вище описана концепція цілісності *GALILEO* це глобальна концепція, тобто наземний сегмент складається з станції *GSS* побудованих в мережу. Мінімальна проєктована кількість станцій – 30. Передбачається, що ця мережа забезпечить визначення *SIS* помилок для кожного супутника *GALILEO* з достатньою надійністю та доступністю щоб задовольнити вимоги до *SoL* сервісу, що встановлені в [16].

Регіони *ICAO* мають досить різну структуру. Країни відповідальні за забезпечення навігації та обслуговування повітряного руху (*Air Traffic Service; ATS*). Тому системою *GALILEO* передбачено, що країни або об'єднання країн повинні бути здатні обчислити цілісність *GALILEO* самостійно. На рис. 1.8 зображено оцінку *SISE* для одного супутника *GALILEO* [17].

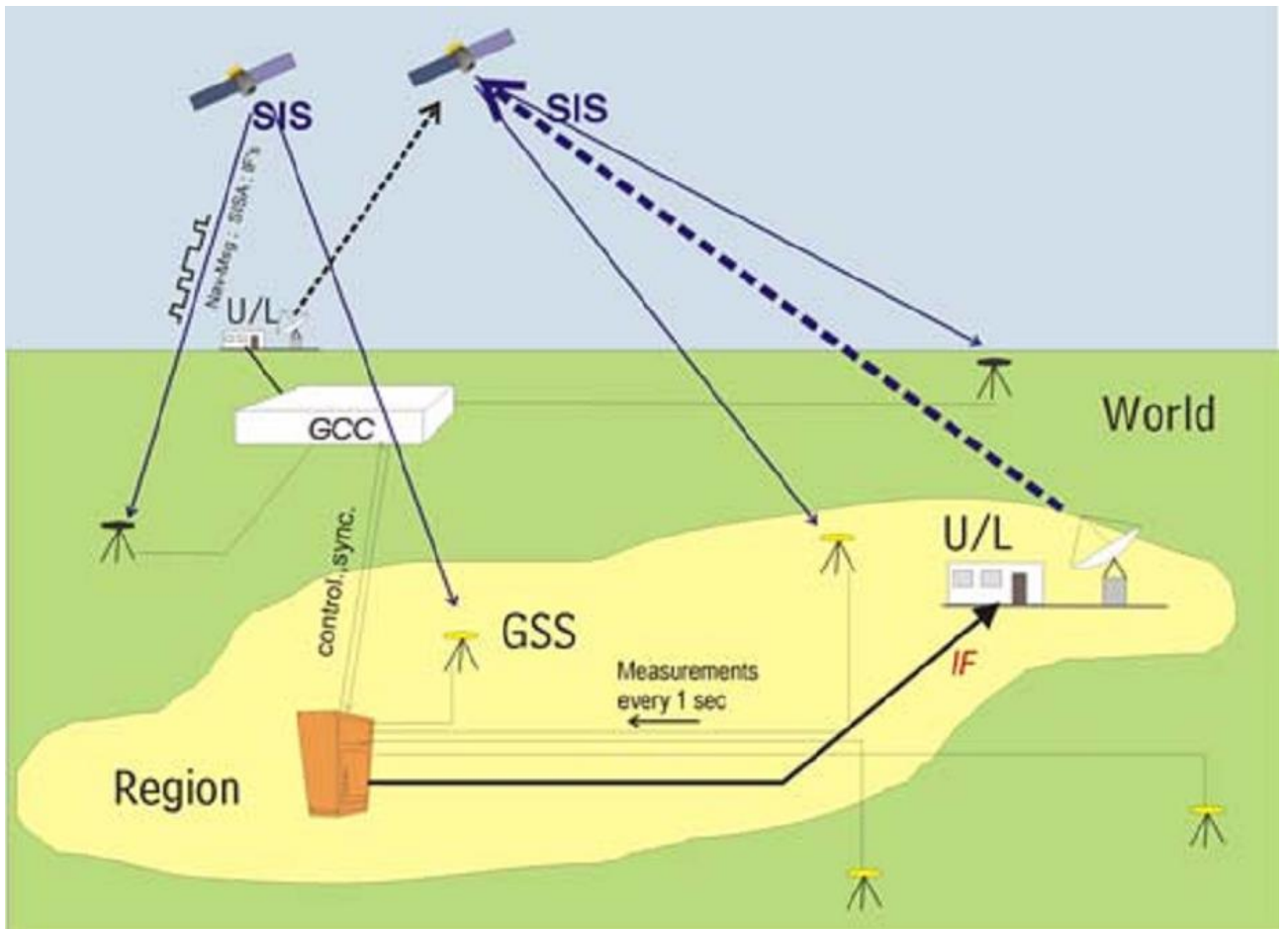


Рис1.8 – Оцінка SISE для одного супутника *GALILEO*

1.10 Алгоритм оцінки цілісності *GSSF*

Модуль обчислення цілісності підтримує обчислення ймовірності отримання небезпечної недостовірної інформації *PHMI* (*Probability of Hazardous Misleading Information*), також називається ризик втрати цілісності (*Integrity Risk*) та рівні захисту *PL* (*Protection Levels*), що базується на *SBAS* та *GALILEO* концепціях.

PHMI обчислюється як функція сигналу тривоги по горизонталі *HAL* (*Horizontal Alert Limit*) та сигналу тривоги по вертикалі *VAL* (*Vertical Alert Limit*) окремо, а також комбіновано і для безпомилкового режиму (*FF*) і для Пошкодженого режиму (*FM*).

1.10.1 Розрахунок $PHMI(HAL)_{FF}$

На рис 1.9 зображено функціональну схему обчислення ризику втрати цілісності ($PHMI$), базуючись на $HALFF$ режимі [18].

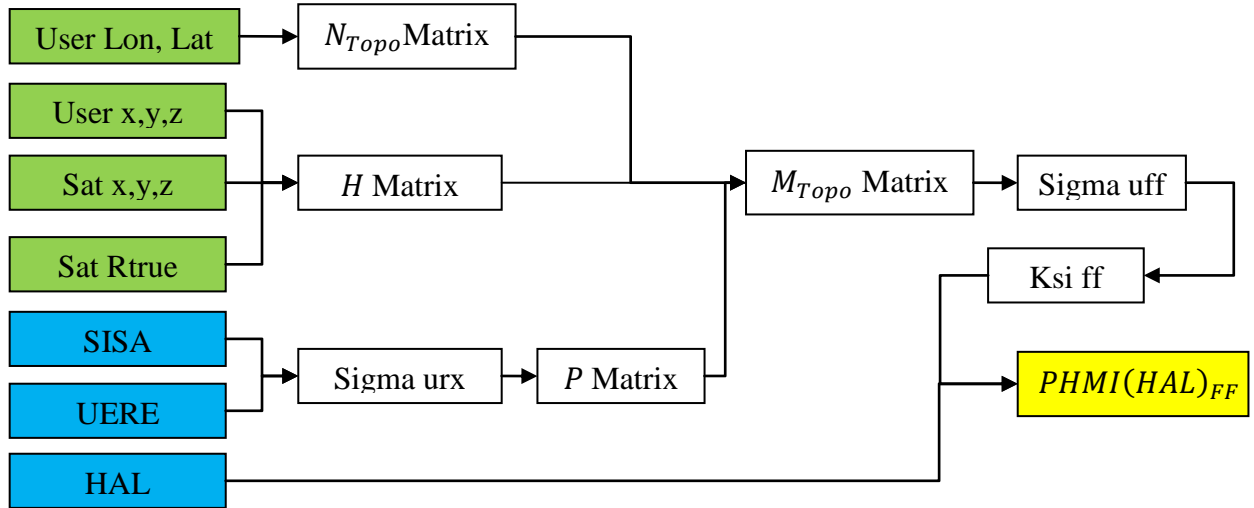


Рис. 1.9 - Порядок розрахунку $PHMI(HAL)_{FF}$

Для розрахунку $PHMI(HAL)_{FF}$ створимо спочатку N_{Topo} -матриця руху користувача в топоцентричній системі

$$N_{Topo} = \begin{pmatrix} -\sin\delta\cos\lambda & -\sin\lambda & \cos\delta\cos\lambda \\ -\sin\delta\sin\lambda & \cos\lambda & \cos\delta\sin\lambda \\ \cos\delta & 0 & \sin\delta \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

де δ – географічна широта (вхідні дані для поточного користувача); λ – географічна довгота (вхідні дані для поточного користувача).

$$H = \begin{pmatrix} \frac{x_U - x_{s.1}}{R_1} & \frac{y_U - y_{s.1}}{R_1} & \frac{z_U - z_{s.1}}{R_1} & 1 \\ \frac{x_U - x_{s.2}}{R_2} & \frac{y_U - y_{s.2}}{R_2} & \frac{z_U - z_{s.2}}{R_2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_U - x_{s.N_V}}{R_{N_V}} & \frac{y_U - y_{s.N_V}}{R_{N_V}} & \frac{z_U - z_{s.N_V}}{R_{N_V}} & 1 \end{pmatrix},$$

де x, y, z – координати позиції в ECEF (вхідні дані для видимих супутників); N_V – номер видимих супутників (вхідні дані); R – істинна дальність.

$$\sigma_{u.Rx.i} = \sqrt{SISA_i^2 + \sigma_{u.L.i}^2}, i = 1, \dots, N_V,$$

де $SISA$ - Точність сигналу у космосі (параметр); $\sigma_{u.L}$ - UEREСтандартне відхилення (вхідні дані для видимих супутників).

Розрахуємо P - Observation Weighting Matrix

$$P = \begin{bmatrix} \sigma_{u.Rx.1}^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_{u.Rx.2}^2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & \sigma_{u.Rx.N_V}^2 \end{bmatrix}^{-1},$$

де u – користувач; R – істина дальність(вхідні дані для видимих супутників)

Розрахуємо $M_{Торо}$ – Матриця випадкових похибок в топоцентричній системі:

$$\begin{aligned} M_{Торо} &= N_{Торо}^T \cdot (H^T P H)^{-1} (H^T P); \\ \sigma_{u.FF.ne} &= \sum_{i=1}^{N_V} [(M_{Торо[1,i]}) \cdot (M_{Торо[2,i]}) (SISA_i^2 + \sigma_{u.L.i}^2)]; \\ \sigma_{u.FF.nn}^2 &= \sum_{i=1}^{N_V} [M_{Торо[1,i]}^2 (SISA_i^2 + \sigma_{u.L.i}^2)]; \\ \sigma_{u.FF.ee}^2 &= \sum_{i=1}^{N_V} [M_{Торо[2,i]}^2 (SISA_i^2 + \sigma_{u.L.i}^2)]. \end{aligned}$$

Розраховується ξ –Похибка радіуса:

$$\xi_{FF}^2 = \frac{1}{2} (\sigma_{u.FF.nn}^2 + \sigma_{u.FF.ee}^2) + \sqrt{\left(\frac{1}{2} (\sigma_{u.FF.nn}^2 - \sigma_{u.FF.ee}^2)^2 + \sigma_{u.FF.ne}^2\right)}.$$

Таким чином $PHMI(HAL)_{FF}$ розраховується як:

$$PHMI(HAL)_{FF} = e^{\left(\frac{-HAL^2}{2 \cdot \xi_{FF}^2}\right)},$$

де HAL – Горизонтальній рівень спрацьовування сигналізації

1.10.2 Розрахунок $PHMI (VAL)_{FF}$

На рис 1.10 зображено функціональну схему обчислення ризику втрати цілісності ($PHMI$), базуючись на $VALFF$ режимі [18].

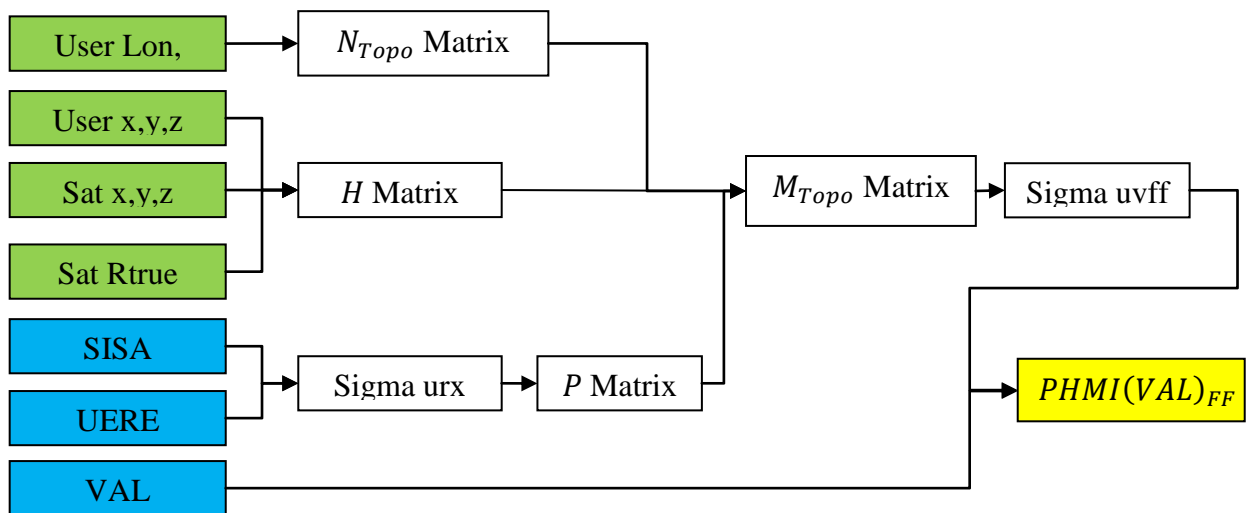


Рис1.10 - Порядок розрахунку $PHMI(VA)_{FF}$

$$\sigma_{u.V.FF} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N_V} [M_{Topo[3,i]}^2 (SISA_i^2 + \sigma_{u.L.i}^2)]}$$

Отже, $PHMI(VA)_{FF}$ розраховується:

$$PHMI(VA)_{FF} = 1 - erf\left(\frac{VAL}{\sqrt{2} \cdot \sigma_{u.V.FF}}\right),$$

де VAL – Вертикальний рівень спрацьовування сигналізації

1.10.3 Розрахунок $PHMI(VA, HA)_{FF}$

$$PHMI(VA, HA)_{FF} = PHMI(VA)_{FF} + PHMI(HA)_{FF}$$

1.10.4 Розрахунок $PHMI(HA)_{FM}$

На рис 1.11 зображено функціональну схему обчислення ризику втрати цілісності ($PHMI$), базуючись на $HALFM$ режимі [18].

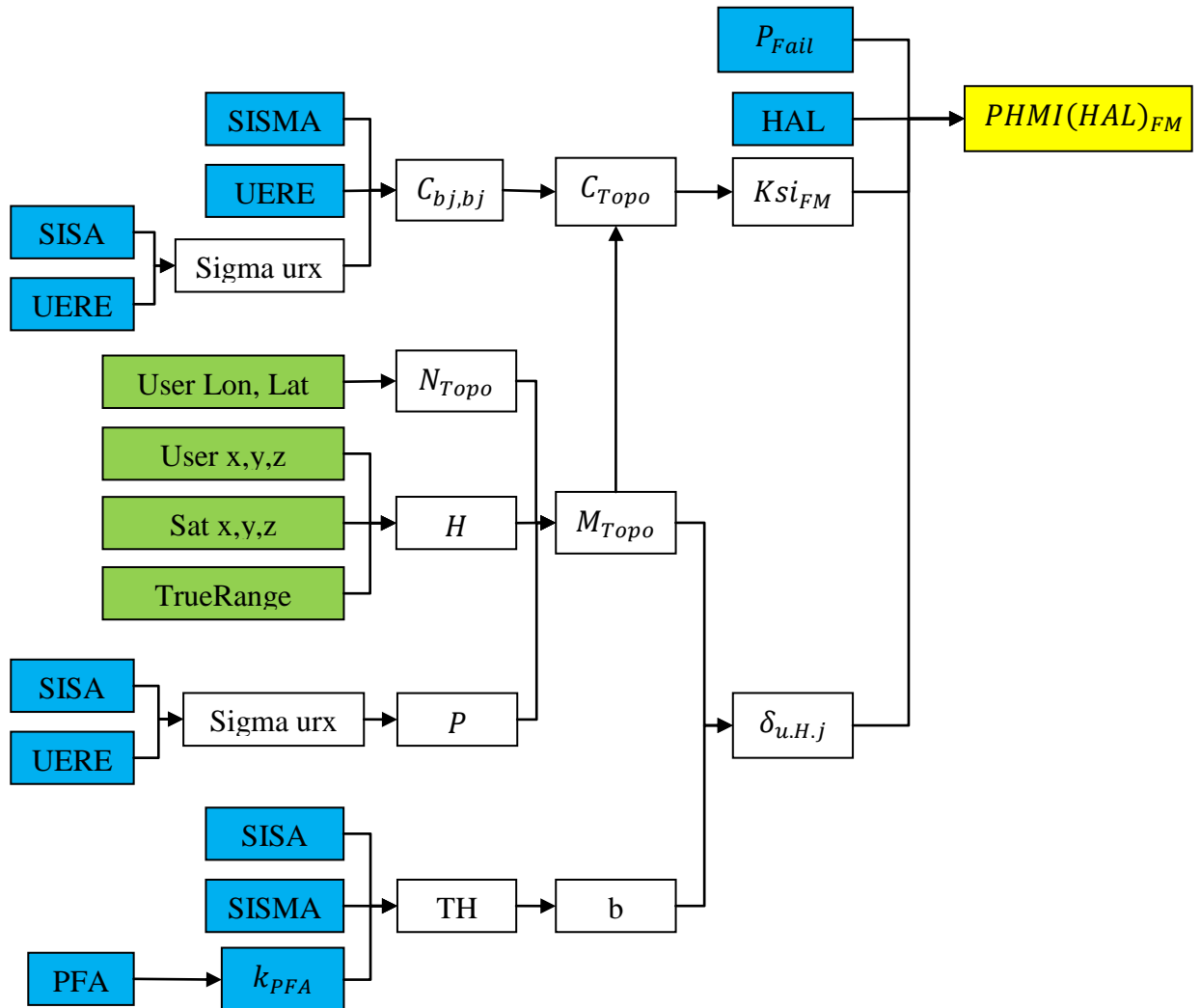


Рис. 1.11 - Порядок розрахунку $PHMI(HAL)_{FM}$

Спочатку створюється матриця $C_{bj,bj}$ – Коваріаційна матриця *режима відмов*

$$C_{bj,bj} = \begin{bmatrix} \sigma_{u.Rx.1}^2 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 0 & \ddots & & & \vdots \\ \vdots & & SISA_i^2 + \sigma_{u.L.i}^2 & & \vdots \\ \vdots & & & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & \dots & \dots & \sigma_{u.Rx.N_V}^2 \end{bmatrix};$$

утворюється матриця $C_{Торо}$

$$C_{Торо} = M_{Торо} \cdot C_{bj,bj} \cdot M_{Торо}^T;$$

$$\sigma_{u.FM.nn}^2 = C_{Торо[1,1]};$$

$$\sigma_{u.FM.ee}^2 = C_{Торо[2,2]};$$

$$\sigma_{u.FM.ne} = C_{Торо[1,2]}.$$

Розраховується ξ -похибка радіуса кола:

$$\xi_{FM}^2 = \frac{1}{2}(\sigma_{u.FM.nn}^2 + \sigma_{u.FM.ee}^2) + \sqrt{\left(\frac{1}{2}(\sigma_{u.FM.nn}^2 - \sigma_{u.FM.ee}^2)\right)^2 + \sigma_{u.FM.ne}^2}.$$

Розраховується k_{PFA} – IPFПороговий фактор:

$$k_{PFA} = N_{CDF}^{-1}(PFA) \cdot \left(1 - \frac{1}{2}PFA\right).$$

Розраховується TH_j - IPFПоріг (величина розраховується з k_{PFA}):

$$TH_j = k_{PFA} \cdot \sqrt{SISA_j^2 + SISMA_j^2}.$$

b –Вектор зміщення:

$$b = [0 \dots TH_j \dots 0];$$

Створюється матриця $C_{u.H.FM}$

$$C_{u.H.FM} = C_{Торо[1:2,1:2]} = \begin{pmatrix} \sigma_{u.FM.nn}^2 & \sigma_{u.FM.ne} \\ \sigma_{u.FM.ne} & \sigma_{u.FM.ee}^2 \end{pmatrix};$$

$$\mu_{u.n} = |M_{Торо[1,j]} \cdot b_j|;$$

$$\mu_{u.e} = |M_{Торо[2,j]} \cdot b_j|;$$

$$v = [\mu_{u.n} \quad \mu_{u.e}];$$

Створюється параметр $\delta_{u.H.j}$ – параметр нецентральності

$$\delta_{u.H.j} = (v \cdot C_{u.H.FM}^{-1} \cdot v^T)_{[1,1]}.$$

Таким чином $PHMI(HAL)_{FM}$ розраховується як:

$$PHMI(HAL)_{FM} = P_{Fail} \cdot \sum_{i=1}^{N_V} \left(1 - \chi_{CDF,2,\delta_{u.H.j}}^2 \left(\frac{HAL^2}{\xi_{FM,j}^2}\right)\right) + PHMI(HAL)_{FF}.$$

1.10.5 Розрахунок $PHMI (VAL)_{FM}$

На рис 1.12 зображено функціональну схему обчислення ризику втрати цілісності ($PHMI$), базуючись на VAL_{FM} режимі [18].

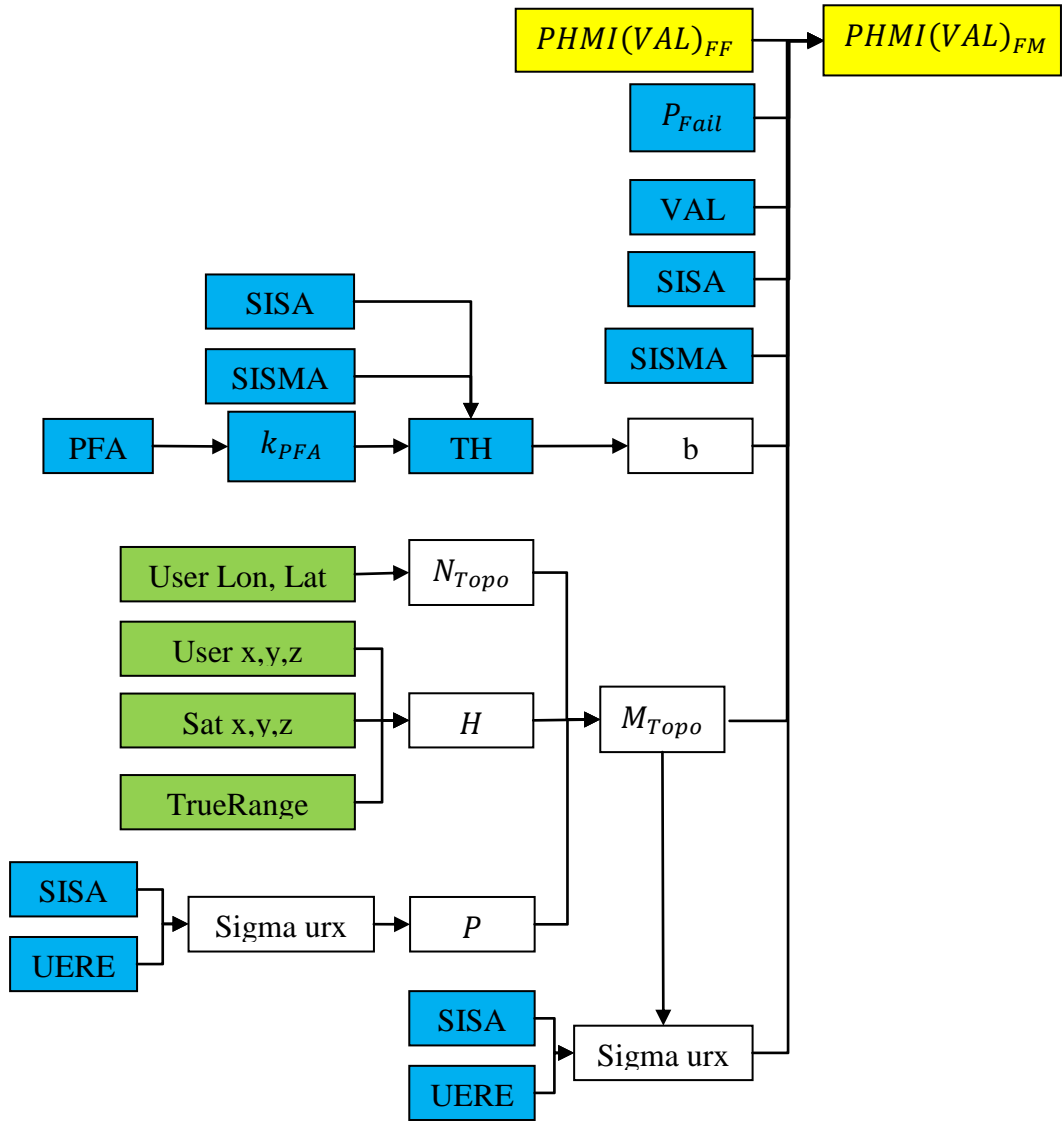


Рис. 1.12 - Порядок розрахунку $PHMI(VAL)_{FM}$

$$\sigma_{u.v.FM} = \sqrt{\sigma_{u.v.FF}^2 + M_{Topo[3,j]}^2 (SISA_j^2 - SISA_j^2)};$$

$$\mu_{u.v} = |M_{Topo[3,j]}^2 \cdot b_j|;$$

$PHMI(VAL)_{FM}$ розраховується:

$$PHMI(VAL)_{FM} = PHMI(VAL)_{FF} + P_{Fail} \cdot \sum_{i=1}^{N_V} \left(1 - \frac{1}{2} \left(erf \left(\frac{VAL + \mu_{u.v}}{\sqrt{2} \cdot \sigma_{u.v.FM}} \right) + erf \left(\frac{VAL - \mu_{u.v}}{\sqrt{2} \cdot \sigma_{u.v.FM}} \right) \right) \right).$$

1.10.6 Розрахунок $PHMI (VAL, HAL)_{FM}$

$$PHMI(VAL, HAL)_{FM} = PHMI(VAL)_{FM} + PHMI(HAL)_{FM}.$$

1.8.7 Розрахунок $HPL/VPL (GALILEO)$

На рис. 1.13 зображено функціональну схему обчислення рівня захисту (*Protection Levels (PL)*), що базується на *SBAS* та *GALILEO* концепціях [18, 19].

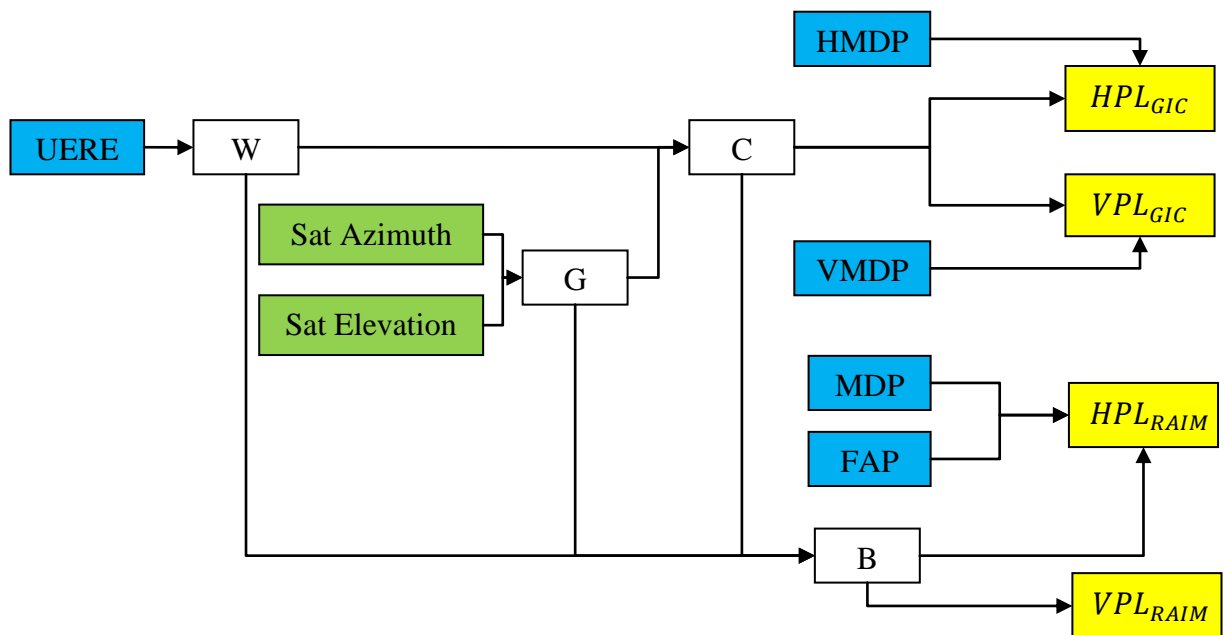


Рис. 1.13 - Порядок розрахунку $HPL/VPL(GALILEO)$

Створимо матрицю G – Матриця геометрії:

$$G = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_1 \cdot \sin \alpha_1 & \cos \varepsilon_1 \cdot \cos \alpha_1 & \sin \varepsilon_1 & 1 \\ \cos \varepsilon_2 \cdot \sin \alpha_2 & \cos \varepsilon_2 \cdot \cos \alpha_2 & \sin \varepsilon_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \cos \varepsilon_{N_V} \cdot \sin \alpha_{N_V} & \cos \varepsilon_{N_V} \cdot \cos \alpha_{N_V} & \sin \varepsilon_{N_V} & 1 \end{bmatrix}.$$

Створимо матрицю W – Вагова матриця:

$$W = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_{u.L.1}} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_{u.L.2}} & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \dots & 0 & \frac{1}{\sigma_{u.L.N_V}} \end{bmatrix}.$$

Використовуючи матриці G та W утворимо матрицю C :

$$C = [(WG)^T(WG)]^{-1}.$$

HPL_{GIC} розраховується як (*GIC Алгоритм (EGNOS видимі супутники)*):

$$HPL_{GIC} = r^{-1}(1 - HMDP) \times \sqrt{\frac{1}{2}(C_{|1,1|} + C_{|2,2|}) + \sqrt{\left[\frac{1}{2}(C_{|1,1|} - C_{|2,2|})\right]^2 + C_{|1,2|}^2}},$$

де $HMDP$ – ймовірність втрати виявлення по горизонталі (*параметр*);

VPL_{GIC} розраховується як

$$VPL_{GIC} = c^{-1} \left(\frac{1}{2} VMDP \right) \cdot \sqrt{C_{[3,3]}},$$

де $VMDP$ – ймовірність втрати виявлення по вертикалі (*параметр*);

QR Факторизація of $(W \cdot G)(N \times M)$ gives: $Q (N \times M)$ and $R (N \times M)$,

$$\text{де } (W \cdot G) = Q \cdot R$$

$$B = C \cdot (W \cdot G)^T;$$

$$dt_1 = c^{-1}(MDP),$$

де MDP – ймовірність втрати виявлення (*параметр*)

$$dt = c^{-1} \left(\frac{FAP}{2N_{VS}} \right),$$

де FAP – ймовірність помилкової тривоги

$$Q_{Sub} = Q_{[1:N][5:M]};$$

$$Q_P = Q_{Sub}^T.$$

HPL_{RAIM} розраховується як (*RAIM Алгоритм (EGNOS супутники не видимі)*):

$$HPL_{RAIM} = \max \left(\frac{dt+dt_1}{|p_k|} \cdot \sqrt{B_{[1,k]}^2 + B_{[2,k]}^2}, k = 1, N \right).$$

VPL_{RAIM} розраховується як:

$$VPL_{RAIM} = \max \left(\frac{dt+dt_1}{|p_k|} \cdot B_{[3,k]}^2, k = 1, N \right).$$

Отже, $HPL(GALILEO)$ розраховується:

$$HPL(GALILEO) = PHMI^{-1}(HAL = PHMI_{H.Alloc}).$$

де $PHMI_{H.Alloc}$ – $PHMI$ Позначено горизонтально

$$VPL(GALILEO) = PHMI^{-1}(VAL = PHMI_{V.Alloc}).$$

де $PHMI_{V.Alloc}$ - $PHMI$ Позначенно вертикально

2. КВАЗІЗЕНІТНА СУПУТНИКОВА СИСТЕМИ

2.1 Огляд квазізенітної супутникової системи

$QZSS$ складається з $QZSS$ Космічного сегмента (SS) який включає сузір'я Квази- Зенітних Супутників (QZS) на орбіті Землі, і $QZSS$ Наземний сегмент (GS) який включає Станції спостереження (MS), Головну станцію керування (MCS), Станція контролю й спостереження (TCS) і Станція керування часом (TMS). Система зображено на рис. 2.1.

QZS сигнали передаються з QZS і перевіряються станціями спостереження. Головна станція керування збирає результати спостережень MS , після чого розраховує прогнозує QZS час і орбіту. Також Головна станція керування збирає інші дані й генерує навігаційні повідомлення, і передає QZS за допомогою Станції контролю й спостереження.

Станція контролю й спостереження постійно спостерігає за станом QZS і функціонує разом з MCS для надання відповідних послуг при необхідності. Також, приблизно раз у рік, TCS виконує контроль орбіт що б QZS правильно її витримував.

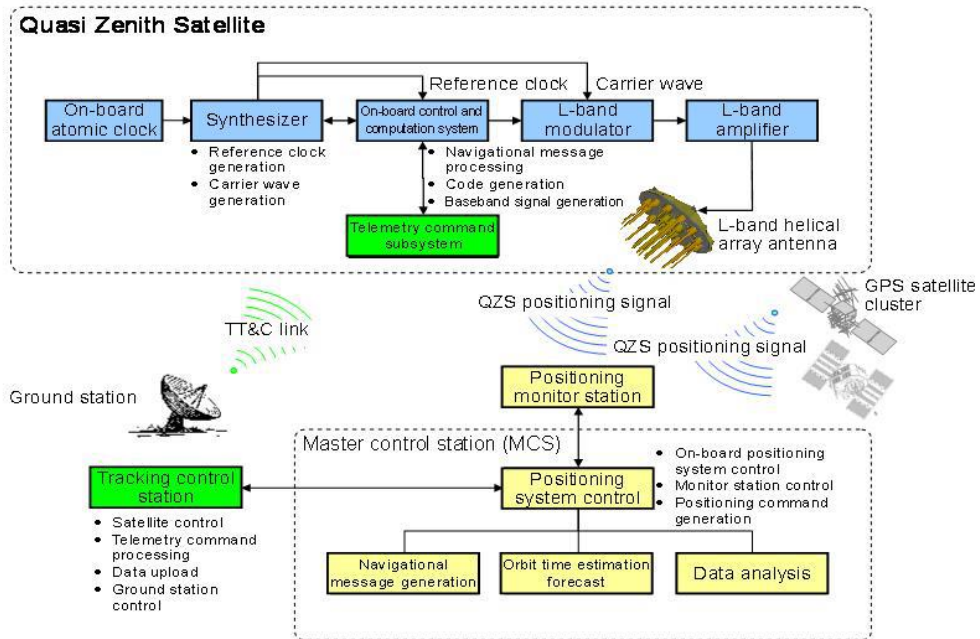


Рис. 2.1 Складові частини квазізенітної супутникової системи

2.2 Огляд QZSS Космічного сегменту

Космічний сегмент QZSS (SS) спочатку складається з одного супутника, і в кінцевому рахунку з трьох або більше супутників які матимуть характеристики описані нижче.

Базова лінія сузір'я QZSS включає в себе три супутника. Всі QZS знаходяться на однакових орбітах "форма-8" земний слід (проходить над південно-західною Азією, Австралією) як зображено на рис.2.2.

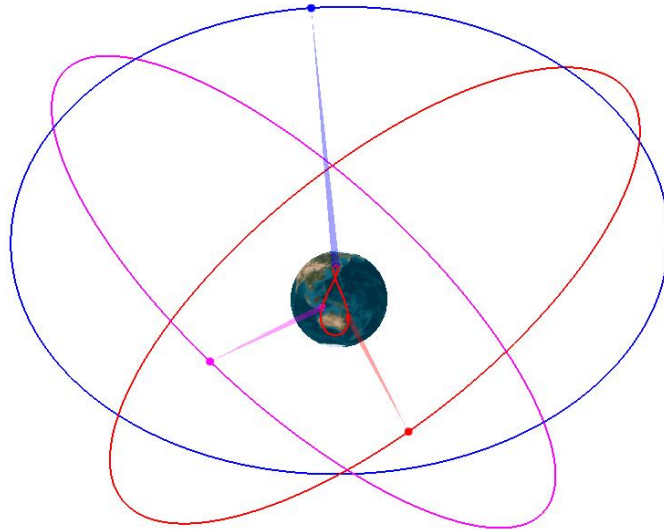


Рис. 2.2 Базова лінія сузір'я QZSS

Супутники мають такий же орбітальний період як традиційні екваторіальні геостаціонарні супутники (близько 23 годин 56 хвилин), однак, вони мають великий нахил орбіти тому вони не залишаються у площині екватора та рухаються відносно Землі. Орбіти QZS еліптичні іноді відомі як "сильно-нахилені еліптичні орбіти".

QZSS будуть обертатися на орбіті трохи далі від Землі в Північній Півкулі ніж в Південному. Ці орбіти відносяться до більш тривалого піднесення над Японією. В остаточному підсумку одиночний супутник буде доставлено на кожну із трьох орбіт, тим самим забезпечує тривале покриття основних територій (включаючи всю територію Японії).

Велика піввісь (A)

$A = 42164$ км (в середньому)

Ексцентриситет(e)

$e = 0.075 \pm 0.015$

Уквітн орбіти (i)

$i = 43^\circ \pm 4^\circ$

Пряме сходження висхідного вузла(Ω)

З аргументом перигею, пряме сходження висхідного вузла для кожного супутника призначені для підтримки центральної довготи земного сліду. Вихідне пряме сходження висхідного вузла *QZS-1* Ω_0 задано 195 градусів.

Аргумент Перигею (ω)

$$\omega = 270^\circ \pm 2^\circ$$

Центральна довгота земного сліду

Центральна довгота земного сліду — це центр фігури – 8 , і центр двох довгот підняття й сходження. Довгота 135° Схід $\pm 5^\circ$. (діапазон центральної довготи може перевищити $\pm 5^\circ$ з метою підвищення доступності *QZS-1*.)

Рисунок 2.3 показує орбіту Земного сліду *QZS* (дані в Таблиці 2.1)

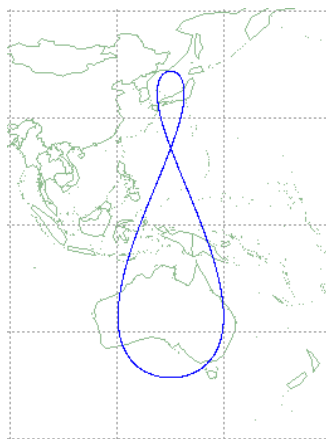


Рис.2.3 Орбіта Земного сліду *QZS*

| Номер | Опис | Значення |
|-------|---|------------------------------------|
| 1 | Епоха | 26 Дек. 2009, 12:00:00 (UTC) |
| 2 | Велика піввісь (км) | 42164.16945 |
| 3 | Ексцентриситет | 0.075 |
| 4 | Уклін орбіти (град) | 43.0 |
| 5 | Пряме сходження висхідного вузла (град) | 195.0 |
| 6 | Аргумент Перигею (град) | 270.0 |
| 7 | Средня аномалія(град) | 305.0 |

QZS має дві, що розгортаються панелі сонячних батарей, антени передачі *L*-Діапазону (*L-ANT*), класу *L1 SAIF* передавачі антени (*LS-ANT*),

телеметрії, спостереження і команда (*TT & C*) антени, і антена передавач часу *Ku*-Діапазону(*Ku-Ant*). *QZS* використовує фіксовані (некеровані) антени, установлених на одній стороні космічного апарата. Положення *QZS* регулюють так, щоб гарантувати, що ці антени завжди вказують до центру Землі. Гасання управляє орієнтацією масивів сонячних батарей, щоб оптимізувати приймання сонячних променів.

L-ANT складається зі спіральною антеною ґрат. Крива посилення формована цим масивом призначена для подачі сигналів з постійними рівнями потужності у будь-якому місці Землі, компенсуючи форми поверхні Землі.

3. ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА КОМПЛЕКСУ *GSSF*

3.1 Короткий огляд

GSSF розроблена для *ESA/ESTEC* багатонаціональною командою під назвою *VEGAI GmbH* у Дармштаді в Германії, яка 100% субсидована Британською *VEGAGroup Plc*. *GSSF* надає користувачам можливість створювати моделі, що симулюють функції *GALILEO*.

Розроблений на *C++* та *C#* на платформі *Windows XP*, *GSSF* пропонує просте симуляційне середовище, що дозволяє користувачам створювати та налаштовувати сценарії симуляцій, запускати симуляції, аналізувати та візуалізувати дані, а також імпортувати та експортувати дані та звіти [12].

Galileo System Simulation Facility це програмний продукт, що відтворює функціональну та технічну поведінку системи *GALILEO*, для підтримки проекту *GALILEO* необхідними симуляціями. *GSSF* версії 2.1 підтримує лише *SVS (Service Volume Simulation)*. *RDG (Raw Data Generation)* доступна в версії 2.0 та буде знову доступна в майбутній версії 2.2.

SVS дозволяють аналізувати характеристики навігації та цілісності протягом довгих періодів часу та на великих географічних площах. *GSSF* дозволяє користувачам визначити доречні характеристики надійності на глобальній або регіональній сітці, або для індивідуального місцезнаходження.

GSSF задуманий як середовище для симуляцій, що відтворює функціональну та технічну поведінку системи *GALILEO*, для підтримки проекту протягом його життєвого циклу.

Дизайн системи: *GSSF* підтримує аналіз характеристик надійності, генерацію сирих даних в стандартних форматах для використання в інших тестових системах та для перевірки роботи алгоритмів.

Система імплементації: *GSSF* спроектований для формування частини тестової системи або *AIV* платформ, дозволяючи реальним елементам

системи бути вмонтованими та протестованими перед повномасштабною інтеграцією системи.

Робота системи: *GSSF* передбачено для підтримки діяльності, щодо планування та логістики. Також може бути використаний в процедурах перевірки та управління командним тренуванням.

3.2 Можливості симуляцій та аналізів

GSSF забезпечує єдиний симулятор, що використовує вибірні моделі залежно від типу аналізу, яких хоче виконати користувач.

SVS дозволяють аналізувати характеристики навігації та цілісності протягом довгих періодів часу та на великих географічних площах. *GSSF* дозволяє користувачам визначити доречні характеристики надійності на глобальній або регіональній сітці, або для індивідуального місцезнаходження. Ці характеристики надійності це видимість, покриття, геометрія, геометричний фактор точності (*DOP*), точність навігації, цілісність та сервіс (включаючи Критичні Супутники), а також відповідну доступність та безперервність фігур. На додаток *GSSF* забезпечує аналізом глобальної Інтерференції *GPS/GALILEO*, а також аналізами енергетичного потенціалу та потенціалу похибок.

На рис. 3.1 зображено загальну блок-схему функціонування симуляцій *SVS*.

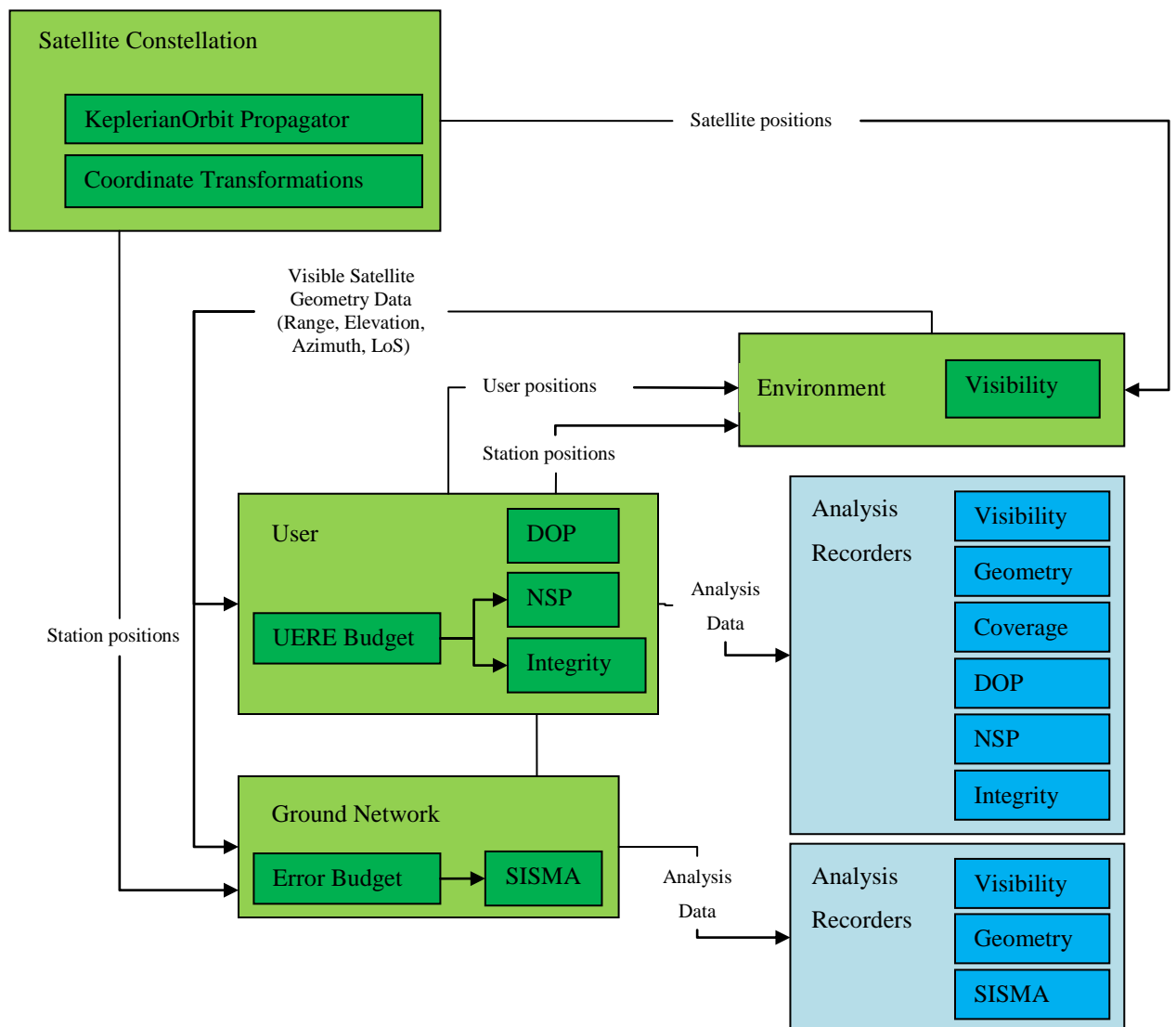


Рис. 3.1 – Функціональний огляд SVS

3.3 Функціональний огляд можливостей Сервісних Симуляцій

RDG (Raw Data Generation), яка не доступна в поточній версії, використовує високоточні моделі для генерації *GPS* і *GALILEO* спостереження здобуті станціями *GSS (Galileo Sensor Stations)*.

GSSF дає змогу симулювати номінальні системи та їхні різні деградовані моделі, детермінованих та ймовірнісних способах. Космічних сегмент та сегмент користувачів не обмежені лише *GALILEO* та надають *GPS* і *SBAS/EGNOS* відповідні моделі.

GSSFV2.1 підтримує наступні Аналізи та відповідні характеристики надійності:

Аналіз видимості:

Обчислює видимість між супутниками та користувачами або елементами наземного сегменту. Він повертає кількість супутників в огляді кожного шагу часу, та максимум, мінімум, та середню кількість супутників в огляді для кожного користувача або елемента наземного сегменту, протягом періоду часу симуляції.

Аналіз розширеної видимості:

Аналіз Розширеної Видимості обчислює кількість наземних станцій, що мають певну кількість супутників в огляді кожної епохи симуляції. Кількість супутників порогу спрацьовування може бути задана користувачем.

Аналіз глибини покриття:

Обчислює кількість наземних станцій в огляді для кожного місцезнаходження супутника в кожний шаг часу симуляції. Може бути використаний для відтворення глобальної мапи (*DOC*) Глибини Покриття.

Обернене покриття:

Цей аналіз обчислює кількість супутників, що мають певну кількість наземних станцій в огляді кожної епохи симуляції. Поріг спрацьовування також може бути заданий користувачем.

Аналіз геометрії:

Обчислює множину геометричних даних (піднесення, азимут, дальність) для кожного приймача та їх видимих супутників, для кожного шагу часу симуляції.

Геометричний фактор точності:

Обчислює *DOP* для кожного користувача або елемента сегменту протягом періоду часу симуляції. Він повертає середнє, максимальне, та мінімальне значення *DOP* для кожного користувача або елемента наземного сегменту, а також миттєві дані для кожного шагу часу симуляції. Аналіз дозволяє обчислити наступні типи *DOP*: *Time DOP (TDOP)*, *PositionalDOP*

(*PDOP*), *GeometricDOP* (*GDOP*), *HorizontalDOP* (*HDOP*), та *VerticalDOP* (*VDOP*).

Аналіз точності навігаційних систем:

Обчислює точність Навігаційних Систем (*Navigation System Precision; NSP*) для кожного користувача або елемента наземного сегменту протягом періоду часу симуляції. Він повертає середнє, максимальне, та мінімальне *NSP* для кожного користувача або елемента наземного сегменту, а також миттєві дані для кожного шагу часу симуляції. Аналіз дозволяє обчислити наступні типи *NSP*: *Overall NSP* (*ONSP*), *Time NSP* (*TNSP*), *HorizontalNSP* (*HNSP*), and *VerticalNSP* (*VNSP*).

Точність контролю сигналу в просторі:

Обчислює точність контролю сигналу в просторі (*Signal-In-Space Monitoring Accuracy; SISMA*) для кожного місцезнаходження супутника в кожний шаг часу симуляції. Може бути використаний для відтворення глобальної мапи *SISMA*.

Аналіз цілісності:

GSSF забезпечує аналіз цілісності для обчислення цілісності в надлишковий спосіб. *GSSF* пропонує список рівнянь цілісності, які можуть бути вибрані та настроєні їхні відповідні параметри. Серед них рівняння стосовно *PHMI*, *SBAS*, а також *GALILEO*. *GSSF* дозволяє задавати самостійно рівняння [11].

3.4 Розвиток новітніх технологій використовуючи симуляції

З самого початку проекту, *ESA* фокусувала свою увагу на розвитку новітніх технологій для надання широкого спектру інструментів та можливостей підтримки сьогоденішніх та майбутніх застосувань.

Разом з повним масивом корисних систем навантаження та сервісів наземних станцій, *ESA* ввела в експлуатацію всеосяжне симуляційне середовище, що буде забезпечувати складними моделями роботи *GALILEO*. Ці симуляційні моделі будуть дуже потрібні організаціям та компаніям, що

надають послуги клієнтам, які залежні від правильного визначення навігаційної точності та аналізу даних цілісності системи *GALILEO*.

Це бачення симуляційного середовища тепер реалізовані як *GSSF*. *GSSF* забезпечує симуляційне середовище, що відтворює функціональні та експлуатаційні якості системи *GALILEO* та потужну і легку в користуванні платформу для компаній, які потребують симуляційні застосування для гарантування цілісності продуктів та послуг, що будуть надані системами *GALILEO*, *GPS* та *EGNOS* [13].

4. СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЯ В КОСМІЧНОМУ ПРОСТОРИ

4.1 Космічне сміття

Проблема зближення космічних апаратів виникла практично після запуску першого штучного супутника Землі. Із створенням космічних станцій виникла необхідність доставки на їх борт космонавтів і вантажів. Це завдання було успішно вирішене в СРСР. В Україні було створено унікальне підприємство, яке до теперішнього часу є єдиним виробництвом у пострадянському просторі, що здійснює виготовлення і постачання систем стикування для космічних апаратів ПАО «Курс». Україна має науковий, технічний і виробничий потенціал для участі у вирішенні завдань утилізації космічних апаратів, що виробили свій ресурс (утилізація «космічного сміття»).

Завдання утилізації космічного сміття комплексне і багатопланове. Одним з проблемних питань є навігація сервісного космічного апарату, розрахунок його точних координат та планове прибуття в задану точку.

Проблематика дослідження супутникового навігаційного забезпечення безпілотного сервісного космічного апарату полягають в наступному: радіонавігаційне поле, яке формується супутниковими навігаційними системами *GPS*, *ГЛОНАСС*, в перспективі *GALILEO*, *COMPASS* забезпечує штатне функціонування навігаційних приймачів на відстані до 2000 - 3000 км. від поверхні Землі при висоті орбіт навігаційних супутників в межах 19000 - 22000 км. Цього достатньо для навігації низькоорбітальних космічних апаратів (висота орбіт до 3000 км). Радіонавігаційне поле на відстанях 3000 - 22000 км і далі до висоти геостаціонарної орбіти нестійке, оскільки утворюється за рахунок бічного випромінювання антенних систем супутників.

Багато питань способів утилізації сміття знаходяться в стані опрацювань, наукових досліджень і розробок. До сьогодні не проведено жодного експериментального дослідження. Перший в історії «прибиральник»

космічного сміття (КС), можливо, буде запущений в 2018 році за допомогою багаторазової космічної системи, яку розробляє компанія *Swiss Space Systems*.

Проте, при будь-якому способі утилізації КС передбачається наявність сервісного космічного апарату (СКА). Навігація є основою для управління СКА. Останнім часом стали актуальними завдання створення бортових навігаційних систем. Це пов'язано з тим, що при великому позитивному досвіді забезпечення навігації космічного апарату (КА) мережею наземних станцій траєкторних вимірів, є складнощі в застосуванні цієї мережі. Мережа наземних станцій розміщена на обмеженій території і не може забезпечити проведення вимірів у будь-якій точці орбіти. Підтримка, розвиток і експлуатація наземного сегменту управління КА складають значну частину вартості космічних проектів.

Використання космічних систем супутникової навігації *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO* відкриває широкі можливості побудови бортових систем навігації КА. Автономна навігаційна система (АНС) дозволяє підвищити точність і оперативність в порівнянні з наземним сегментом управління і скоротити витрати на балістико-навігаційне забезпечення польоту СКА.

Значне місце в забезпеченні польоту СКА займає космічна навігація. Існують декілька підходів до визначення цього терміну. В усіх випадках передбачається, що основним завданням навігації є визначення координат і вектору швидкості СКА за результатами вимірів і їх обробки. В той же час в цей термін вкладають ширший смисл: забезпечення польоту по траєкторії з метою виконання заданих умов. При цьому окрім вказаних вище, вимагається вирішувати ряд не менш важливих завдань, пов'язаних з наведенням СКА:

- визначення і прогнозування фактичної орбіти СКА;
- оцінка результатів прогнозу з точки зору виконання цільової задачі;
- виконання маневрів для виправлення помилок траєкторії або підтримки заданої орбіти.

При визначенні задач навігаційного забезпечення слід враховувати особливості операцій, що проводяться при утилізації.

Здійснення зустрічі СКА і КС можна проводити, або за схемою зближення безпосередньо з ділянки виведення СКА на орбіту (пряме виведення), або за схемою зближення з проміжної орбіти (орбіти очікування).

При прямому спостереженні час запуску і траєкторію ракети-носія вибирають так, щоб були забезпечені необхідні початкові умови зближення безпосередньо у кінці ділянки виведення. Траєкторія виведення при цьому може розташовуватися або не розташовуватися в площині орбіти КС. Схема прямого виведення накладає жорсткі обмеження на значення кутів між площинами орбіт і на час запуску ракети-носія СКА. Тому перевага надається виведенню з використання проміжної орбіти. Реалізація цього варіанту припускає попереднє виведення СКА на орбіту очікування. Різниця в періодах обертання СКА і КС дозволяє вибрати момент початку зближення при найбільш вигідному їх взаємному розташуванні.

Забезпечення зустрічі КА вимагає високоточного визначення параметрів зближуваних об'єктів. Це можливо тільки при використанні автономних навігаційних засобів на борту СКА.

4.2 Застосування сигналів ГНСС у космосі

Навігаційне завдання є частиною балістико-навігаційного забезпечення при керуванні космічними апаратами.

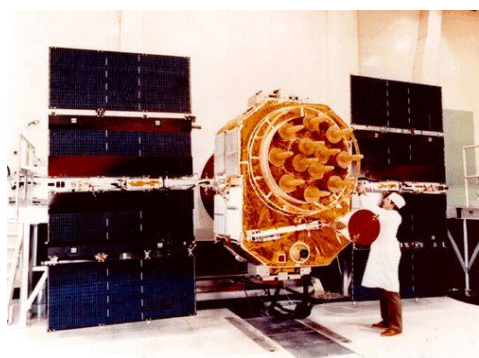
Застосування сигналів космічних навігаційних систем ГЛОНАСС і *GPS* (*GNSS*) для навігаційного і часового забезпечення космічних апаратів (КА) на низьких орбітах на цей момент стало загальноприйнятим. У міжнародній практиці є досвід розміщення й успішної експлуатації навігаційних приймачів сигналів *GNSS* на борту КА, що перебувають на низьких орбітах. Розроблені і випробувані в умовах польоту низькоорбітальних супутників зразки навігаційної апаратури. Умови застосування систем ГЛОНАСС і *GPS* для навігації космічних апаратів на високих орбітах відрізняються наявністю

розривного навігаційного поля, великих перерв у сеансах вимірювань і меншим енергетичним потенціалом навігаційної радіолінії між супутником і навігаційними КА в зв'язку більшою відстанню між ними в порівнянні з низькоорбітальним споживачем. Постійно зростає інтерес до застосування *GNSS* для координатно-часового забезпечення супутників, розміщених на геостаціонарних та еліптичних орбітах.

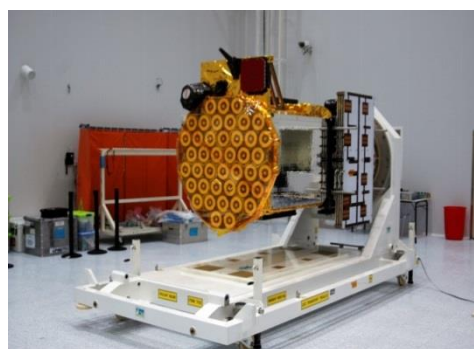
4.3 Радіонавігаційне поле

Визначення координат, швидкості та часу супутниковими навігаційними системами в навколоземному просторі здійснюється в радіонавігаційному полі (РНП), яке формується радіосигналами, що випромінюються супутниками. Для визначення координат в трьохвимірному просторі необхідно, аби приймач користувача одночасно приймав сигнали щонайменше від чотирьох супутників.

Інтенсивність радіонавігаційного поля залежить від направлених властивостей антенних систем навігаційних супутників. Антенна система *GPS* (рис. 4.1, а) складається з двох підрешіток: внутрішньої чотирьохелементної та зовнішньої восьми елементної, які збуджуються протифазними струмами визначеної амплітуди. Завдяки цьому поблизу земної поверхні формується поле, наближене до рівномірного. Антенна система ГЛОНАСС аналогічна системі *GPS*. Антена *GALILEO* (рис. 4.1, б) має більшу кількість випромінюючих елементів.



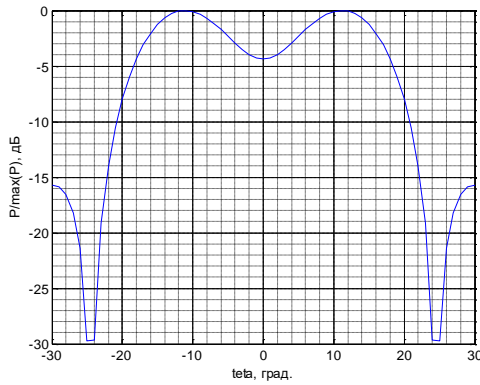
а)



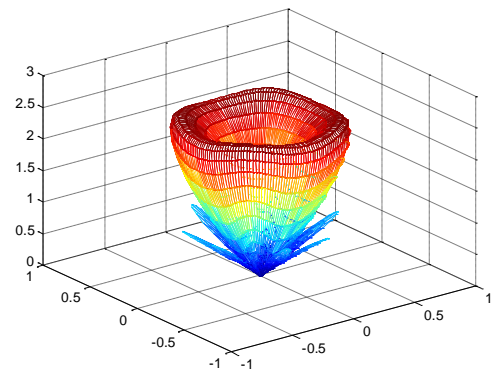
б)

Рис. 4.1. Антенні системи: а - *GPS*, б — *GALILEO*

Діаграми направленості (ДН) антенних систем формують РНП в межах основного пелюстка. Розрахункова нормована ДН супутника *GPS* приведена на рис. 4.2 [20], рис. 4.3 [21,22,23,24,25].

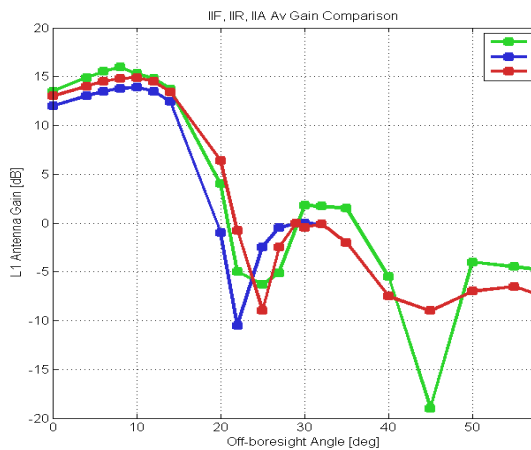


а)

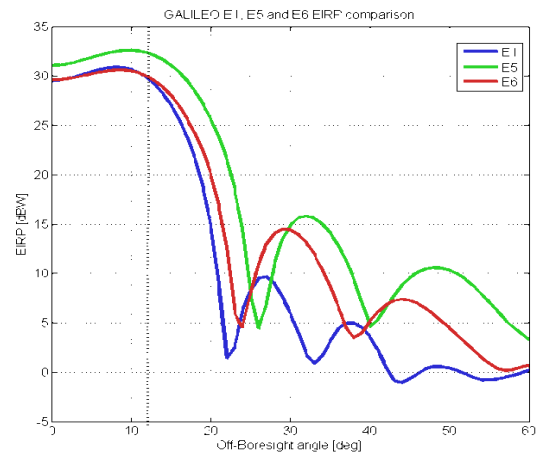


б)

Рис. 4.2. Діаграма направленості антени супутника *GPS*



а)



б)

Рис. 4.3. Діаграми направленості антен супутників:

а - *GPS*, б - *GALILEO*

Для *GPS* верхня границя зони стійкого РНП становить 3000 км при ширині основного пелюстка ДН, приблизно, 46° [26].

При віддаленні об'єкту від поверхні Землі більш ніж 2000 км для ГЛОНАСС та 3000 км для *GPS* можна говорити про нестійке РНП, в якому одночасно неможливо приймати сигнали від чотирьох навігаційних супутників однієї системи.

На рис. 4.4 РНП представляє собою накладення електромагнітних хвиль, що випромінюються усіма навігаційними супутниками в межах основного пелюстка ДН антени супутника.

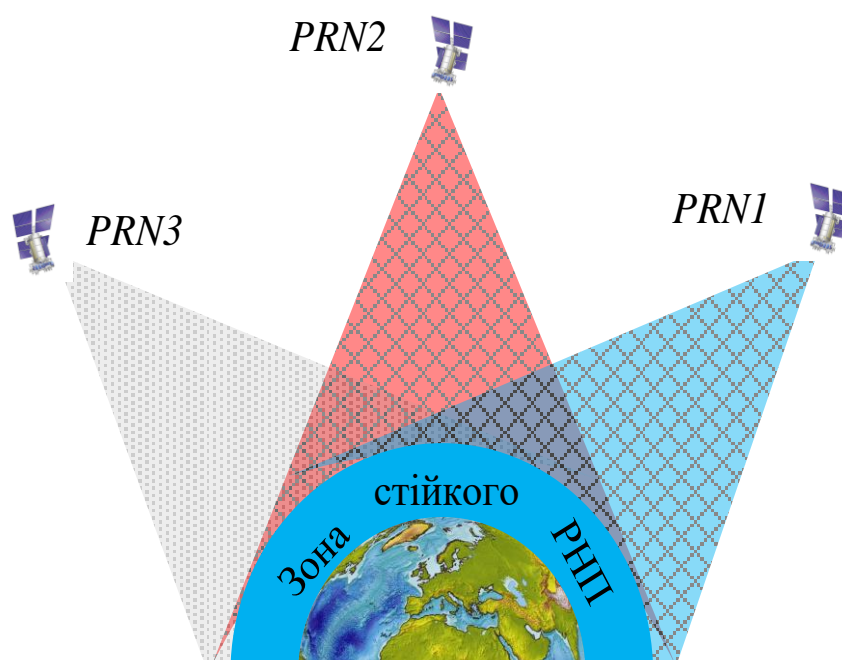


Рис. 4.4. Взаємне накладення електромагнітних полів

На рис. 4.5 зображено електромагнітне випромінювання антени одного супутника. Електромагнітне поле зосереджено всередині конічної поверхні з кутом при вершині, який дорівнює 2θ (один з перерізів ДН). При значенні кута 2φ забезпечується покриття сегменту земної поверхні. В секторах $\pm(\theta - \varphi)$ електромагнітне поле розповсюджується в просторі до геостаціонарної орбіти і далі. Якщо чутливість приймального обладнання дозволяє, то РНП в цій області може бути використано для навігаційних визначень.

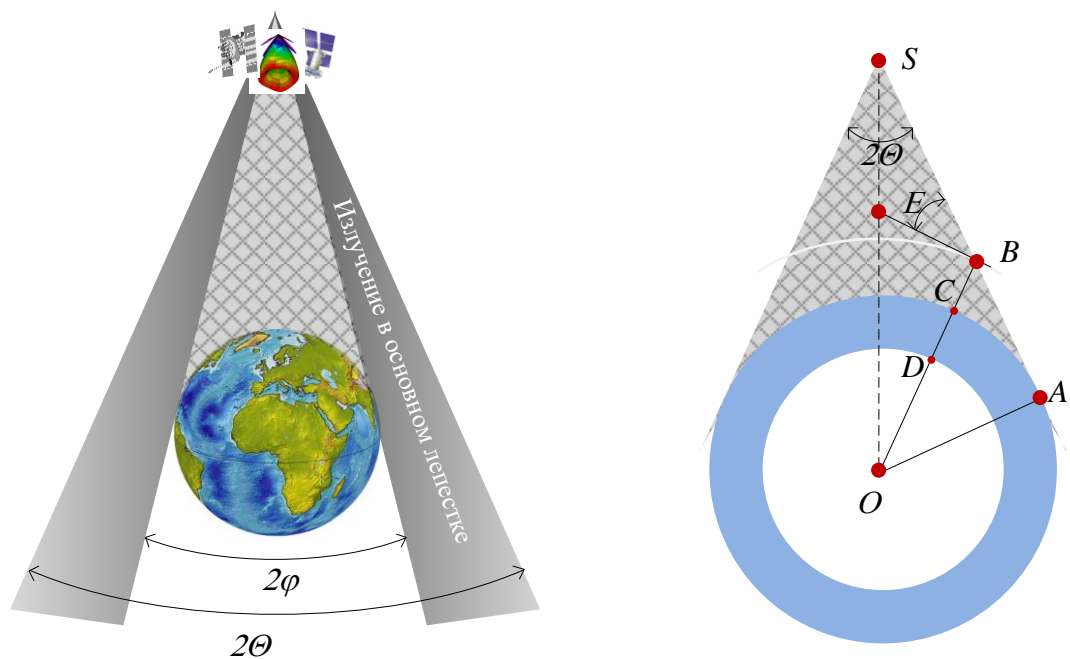


Рис. 4.5. Структура формування навігаційного поля

На рис. 4.5 позначено:

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

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

S – фазовий центр антени супутника;

O – центр мас Землі;

OS – радіус орбіти супутника;

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

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

DC – максимальна висота, при якій зберігається стійке РНП;

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

E – кут видимості супутника.

Розглянемо, як змінюється кут видимості супутника E користувачем в залежності від висоти над поверхнею Землі. Мінімальне значення кута

видимості супутника E можна визначити за наступною формулою та рис. 4.5 [26]:

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

Для супутників *GPS*: $OS = 26560445$ м, $\theta = 21.3^\circ$; для ГЛОНАСС: $OS = 25509715,5$ м, $\theta = 38^\circ$.

Графіки залежності E від висоти приведені на рис. 4.6.

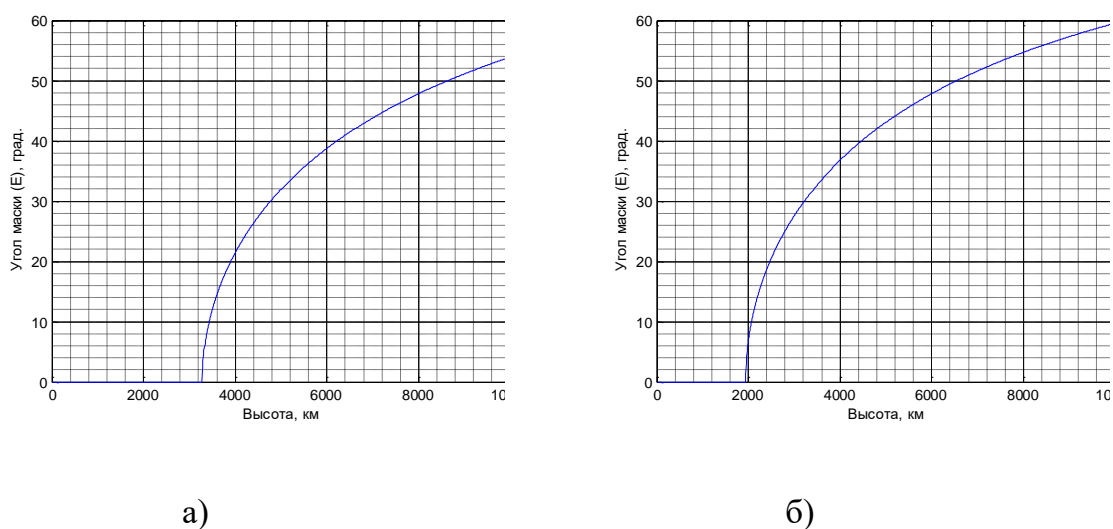


Рис. 4.6. Залежність кута маски від висоти:

а – для *GPS*, б – для ГЛОНАСС

4.4 Оцінка доступності ГНСС у навколосемному просторі

Згідно з технічними умовами супутникові системи навігації *GPS* і ГЛОНАСС нормально функціонують до 3000 км і 2000 км відповідно. Це ж, очевидно, буде стосуватися й нових систем *GALILEO*, *COMPASS*.

Однак завдання збирання космічного сміття може вимагати забезпечення навігації СКА на високих кругових і еліптичних орбітах.

Визначення координат у тривимірному просторі виконується за даними, отриманим від чотирьох супутників із задовільним геометричним розташуванням щодо об'єкта, для якого обчислюється місце розташування.

При невиконанні зазначеної умови радіонавігаційне поле вважається нестійким (тимчасово недоступним).

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

Для прогнозування доступності супутникових навігаційних систем широко використовується геометричний фактор.

Концепція просторово - часового геометричного фактору зниження точності (*GDOP*) у цей час широко використовується в завданнях визначення координат, оцінки цілісності, прогнозування доступності.

Відхилення від чотирьох координат (широта, довгота, висота, час) може бути визначене з співвідношення

$$\begin{bmatrix} \delta x_1 \\ \delta x_2 \\ \delta x_3 \\ \delta x_4 \end{bmatrix} = (G^T G)^{-1} G^T \begin{bmatrix} \Delta \rho_1 \\ \Delta \rho_2 \\ \dots \\ \Delta \rho_n \end{bmatrix},$$

де δx - відхилення координат, G - матриця геометрії, G^T - транспонована матриця геометрії, $\Delta \rho$ - відхилення обмірюваних псевдо відстаней.

Просторово - часовий геометричний фактор визначається так

$$GDOP = \sqrt{\text{Tr}[(G^T G)^{-1}]}$$

де Tr - є слід матриці, тобто сума елементів головної діагоналі.

4.5 Концепція побудови моделі оцінки доступності супутників ГНСС

Навігаційне поле в навколосемному середовищі формується безперервною трансляцією радіосигналів навігаційними супутниками ГНСС. Псевдовіддалемірний метод, який використовується для розрахунку координат користувача потребує одночасного прийому сигналів щонайменше

від 4х НС. Таким чином, питання оцінки доступності супутників ГНСС, які можуть бути видимі користувачу на різних відстанях від земної поверхні, є ключовим для визначення можливості використання супутникової навігації в космосі.

Модель оцінки доступності супутників ГНСС має базуватися на розрахунку просторового положення усіх НС в заданий момент (інтервал) часу та їх розташування відносно заданого положення (траєкторії руху) користувача. Це можливо шляхом використання алгоритмів застосування альманаху ГНСС для визначення координат супутників в довільний момент часу, які приведені в інтерфейсних контрольних документах систем GPS, ГЛОНАСС та *GALILEO*.

На наступному етапі моделювання мають враховуватись усі обмеження з прийому радіосигналів, які виникають через їх затінення профілем Землі або вихід користувача за межі діаграми направленості (ДН) передавальної антени.

Налаштування моделі мають передбачати зміну кількості задіяних ГНСС, підключення до основного сузір'я додатково геостаціонарних супутників систем функціональних доповнень, варіативність напрямів прийому сигналів НС (розташованих позаду в передній півсфері відносно користувача).

Вхідні дані, які необхідні для виконання моделювання:

1. Дата:
 - а. календарна дата у форматі мм/дд/рік;
 - б. час за шкалою *UTC* – години, хвилини, секунди;
2. Альманах ГНСС;
3. Координати розташування користувача у форматі широта, довгота та висота над земною поверхнею;
4. Інтервал моделювання:
 - а. величина кроку;
 - б. кількість кроків;

5. Активація та налаштування фільтрів вибору видимих супутників;
6. Налаштування статистики:
 - а. Значення параметрів розподілу (σ , μ);
 - б. Кількість варіантів для моменту часу;
7. Границі сузір'їв супутників по альманаху;
8. Константи:
 - а. Параметри Землі згідно до *WGS84*;
 - б. Константа F для орбітальних параметрів;

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

- розв'язок рівняння Кеплера для моделі руху супутників *GPS*;
- розв'язок диференціальних рівняння для моделі руху супутників *GLONASS*;
- розв'язок рівнянь та накопичення результатів статистичних оцінок.

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

Модель доцільно доповнити функціями симуляції розрахунку координат в розрахованих умовах з заданими статистичними параметрами похибки визначення відстані до НС.

Таким чином, перелік вихідних даних має бути наступним:

1. загальна кількість та номери видимих НС для заданого моменту (інтервалу) часу;
2. Масив даних по видимим супутникам:

- а. *PRN* номери видимих супутників;
 - б. кут, під яким супутник видно з даної точки;
 - в. координати супутника у системі *ECEF*;
 - г. кут азимуту супутника;
 - д. кут піднесення супутника;
3. Масив даних по факторам погіршення точності для даних точок, при використанні окремих систем, а також всіх систем разом.
4. Статистичні дані для оцінки точності навігаційних визначень:
- а. оцінка координат з похибкою;
 - б. різниця між оцінкою координат та наперед відомими значеннями для оцінки абсолютної похибки їх визначення;
 - в. середнє значення координат;
 - г. медіана оцінки координат для даної точки та даного моменту часу;
 - д. різниця між наперед відомим значенням координат та їх середнім значенням в результаті оцінювання;
 - е. дані по факторам погіршення точності для всіх варіацій для даної точки та даного моменту часу.

Модель може бути умовно розділена на ряд модулів, призначених виконувати окремі функції. До складу основних модулів входять:

1. Модуль вводу даних – використовується для введення даних у програму
2. Модуль роботи з альманахом - читання, обробка даних альманаху, виділення доступних супутників;
3. Модуль обчислення часу та трансформації координат - обчислення часу, перехід з географічної у *ECEF* систему координат;
4. Модуль обчислення даних супутників та вибору видимих - обчислення даних наявних супутників, вибір «видимих» супутників;

5. Модуль обчислення факторів погіршення точності - приблизне обчислення факторів погіршення точності для кожної точки в кожен момент часу;
6. Модуль статистики та обчислення координат - обчислення координат заданої точки за рахунок псевдо відстані до супутників, при введенні нормальних помилок з заданим σ . Накопичення статистики, обчислення *DOP* факторів для отриманих точок;
7. Модуль побудови гістограми відношення видимості супутника до часу - підготовка даних, виведення на екран гістограми залежності видимих супутників від часу;
8. Модуль виведення графічної інформації - виведення на екран заданих графіків, виведення на екран додаткових графіків.

Загальна блок-схема моделі приведена на рис. 4.7

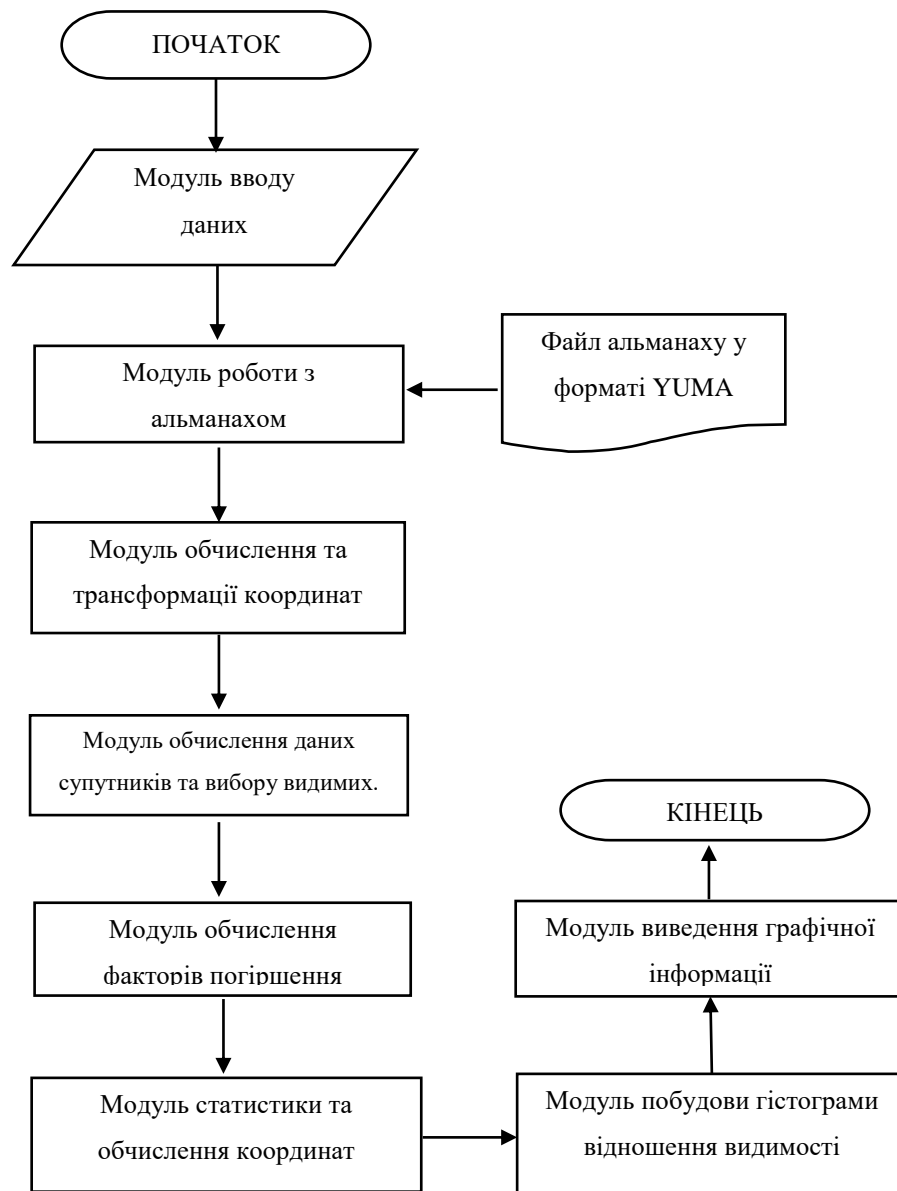


Рис. 4.7. Загальна блок-схема моделі оцінки доступності супутників ГНСС

5. ПРАКТИЧНІ РОБОТИВ КОМПЛЕКСІ *GSSF*

5.1 Практична робота 1

Підготовка вхідних даних програмного комплексом *GSSF* для симуляції й аналізу характеристик при спільному використанні *GPS*, *GALILEO*

Ціль практичної роботи: Підготувати вхідні дані для тестування комплексу *GSSF*. Оцінити доступність і видимість супутникових систем *GPS*, *GALILEO*

Завдання:

1. Вивчити інтерфейс програмного комплексу *GSSF*
2. Задати три довільно обрані координати на різних континентах
3. По черзі оцінити видимість і доступність супутникових систем *GPS*, *GALILEO* протягом 24 годин.
4. Графічно відобразити залежність видимості й доступності (PDOP) від часу для кожної досліджуваної супутникової системи в обраних координатах
5. Оформити протокол дослідження. Висновки.

Порядок виконання роботи.

Порядок виконання роботи показаний на прикладі оцінки видимості супутників системи *GALILEO* для координат міста Київ.

1. Вивчити інтерфейс програмного комплексу *GSSF*.

Створення нової симуляції й сценарію показано на рис. 5.1

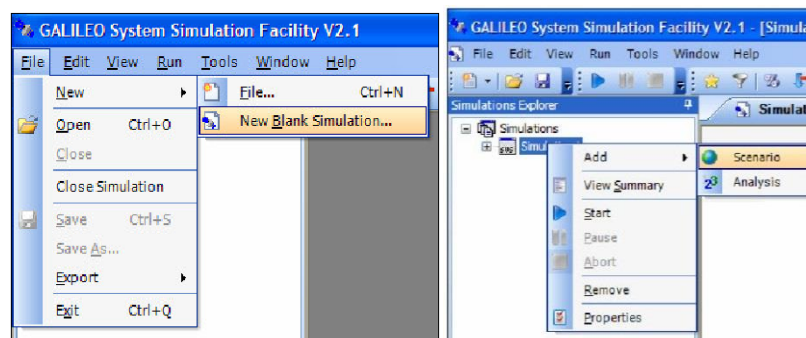


Рис. 5.1 Створення нової симуляції та сценарію.

Згідно із принципами роботи програмного забезпечення необхідно додати елементи сценарію. Порядок додавання космічного й користувачького сегмента показано на рис. 5.2; 5.3

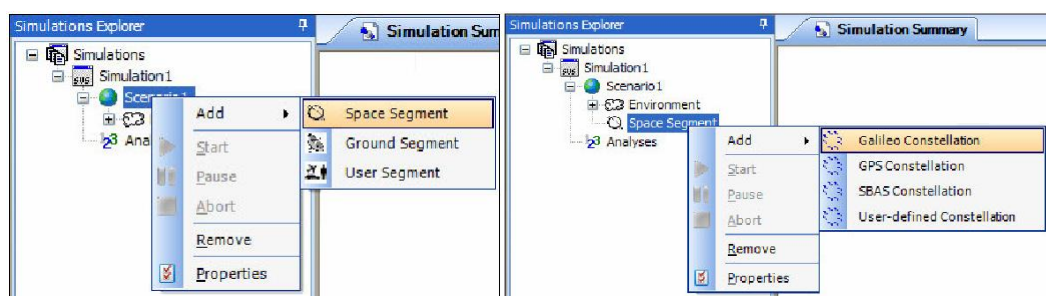


Рис. 5.2 Додавання елементів космічного сегмента.

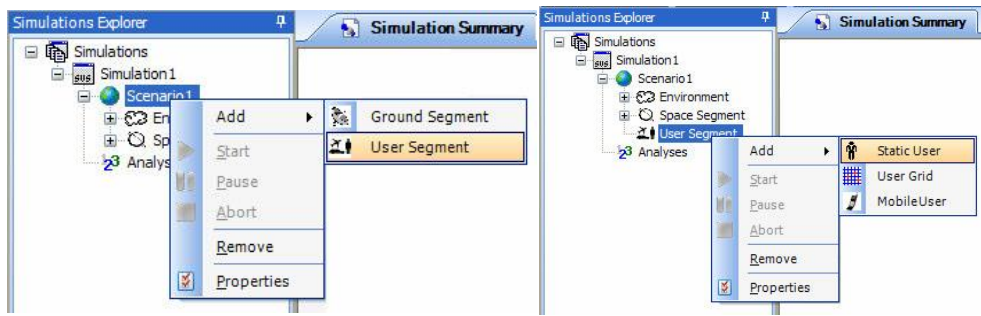


Рис. 5.3 Додавання елементів користувачького сегмента.

У розділі *Analyses* вивчити характеристики системи, що підлягають дослідженню. Згідно із завданням практичної роботи необхідно вибрати категорії видимості (*Visibility*) і доступності (*DOP Dilution of Precision*) Вікно з обраними характеристиками показано на рис 5.4.

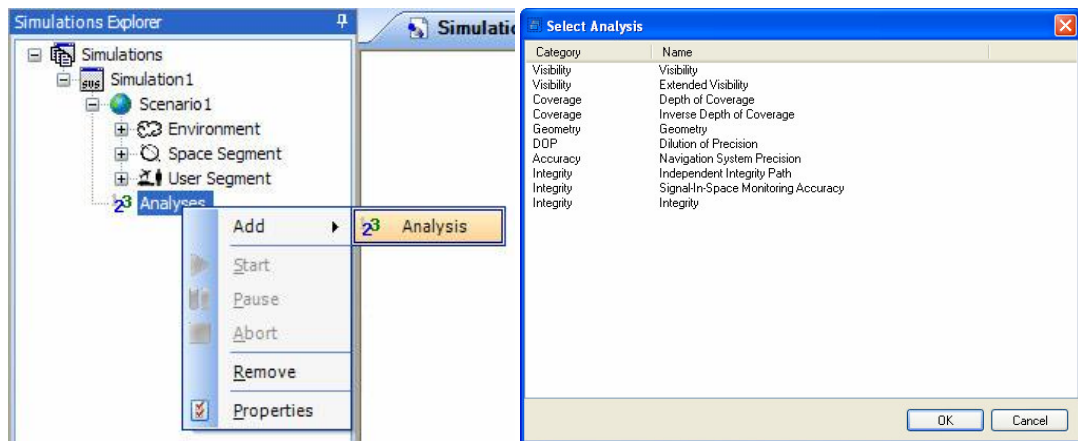


Рис. 5.4 Характеристики системи, що підлягають дослідженню

Вибравши категорію *Visibility* установлюємо галочку напроти користувачького сегмента й зберігаємо. Установка аналізованої категорії показана на рис. 5.5

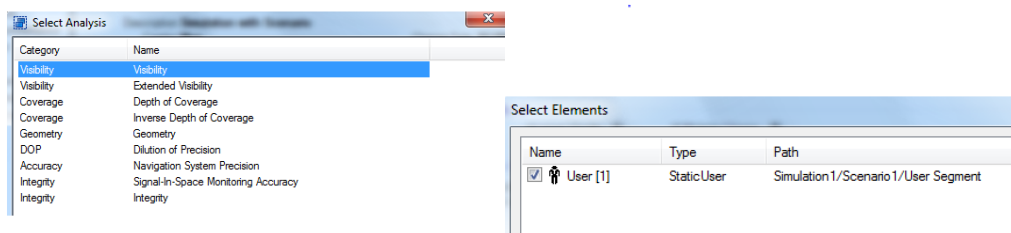


Рис. 5.5 Установка аналізованої категорії

2. Задати три довільно обрані координати на різних континентах

Для внесення обраних координат у систему *GSSF* необхідно виділити створений користувацький сегмент (*User[1]*), скористатися закладкою *Properties* і встановити координати широти й довготи в розділах *ValueLatitude* і *Value longitude* відповідно. Процес внесення координат показаний на рис. 5.6

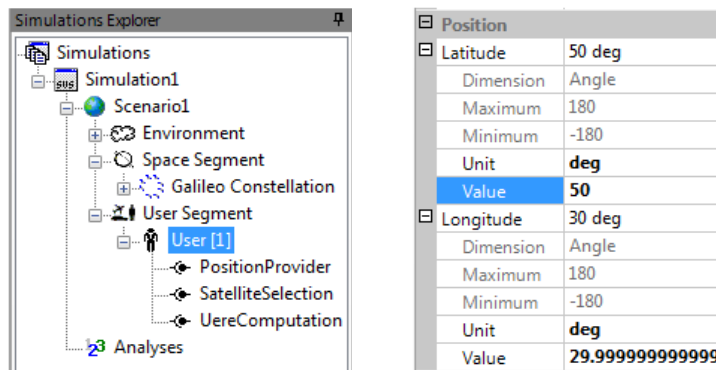


Рис. 5.6 Установка обраних координат

3. По черзі оцінити видимість і доступність спусникових систем *GPS*, *GALILEO*, протягом 24 годин.

Для установлення поточного часу й тривалості дослідження необхідно виділити создану симуляцію (*Simulation1*) у розділі *Properties* установити *Start time*, *Stop time* і *Timestep*. Процес установки часу показаний на рис. 5.7

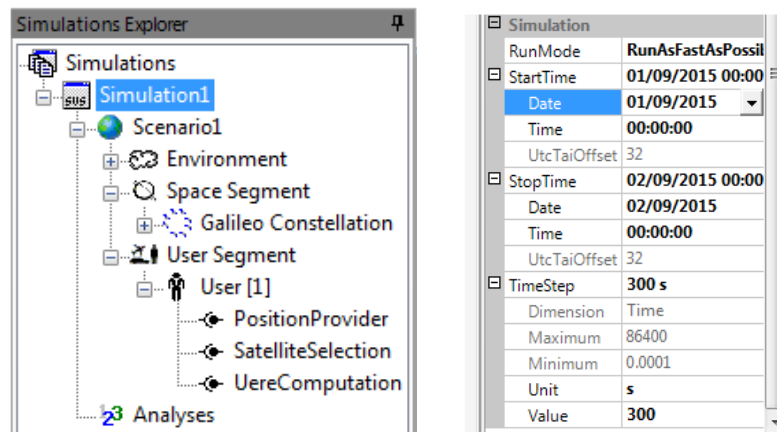


Рис. 5.7 Установлення поточного часу

Оцінку видимості й доступності виконуємо по черзі. Для коректної роботи програмного комплексу *GSSF* необхідно зберегти створеною симуляцію (*Simulation1*) на диску C персонального комп'ютера використавши тільки латинський алфавіт у назві. Далі натискаємо кнопку *Start* для виконання встановленого сценарію симуляції.

Графічно відобразити залежність видимості та доступності (PDOP) від часу для кожної досліджуваної супутникової системи в обраних координатах

Процес виконання встановленого сценарію симуляції можна побачити в розділі *Runtime Controller* рис.5.8

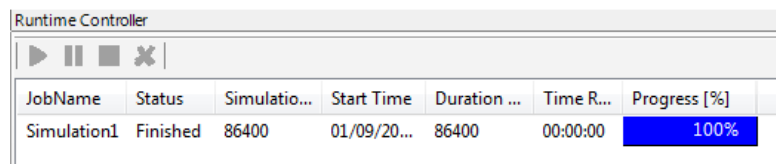


Рис. 5.8 Процес виконання встановленого сценарію

Результати симуляції з'являються в головному вікні програмного комплексу *GSSF*. Для того щоб відобразити заданий параметр дослідження необхідно натиснути на кнопку *Select/Deselect Curves* рис. 5.9

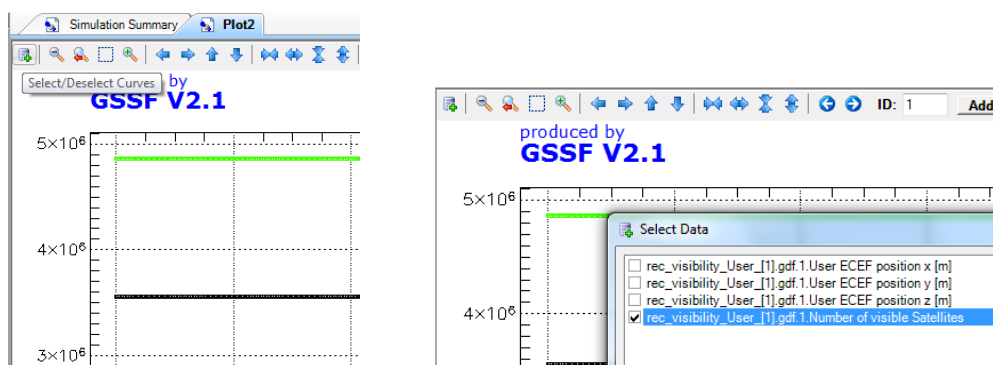


Рис. 5.9 Відображення заданого параметра дослідження

У результаті отримуємо графік видимості супутників зазначеної супутникової навігаційної системи у встановлений час у заданих координатах рис. 5.10

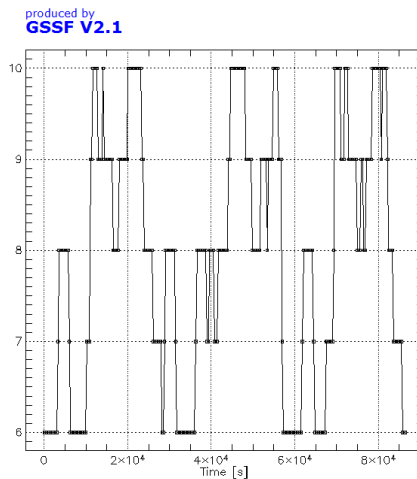


Рис. 5.10 Графік видимості супутників

Контрольні запитання.

1. Особливості будови й роботи супутникової системи *GALILEO*.
2. Основні відмінності й подібності супутникових систем *GPS* і *GALILEO*?
3. Оцінка доступності. Поняття *DOP*.

5.2 Практична робота 2

Підготовка вхідних даних програмного комплексу *GSSF* для симуляції й аналізу характеристик при використанні системи *GALILEO*

Ціль практичної роботи: Підготувати вхідні дані для тестування комплексу *GSSF*. Оцінити цілісність супутникової системи *GALILEO* для статичного й мобільного користувача.

Завдання:

1. Вивчити інтерфейс програмного комплексу *GSSF*.
2. Створити сценарій для оцінки цілісності систем *GALILEO* у трьох довільно обраних координатах. Вибрати алгоритм оцінки цілісності для *HPL* і *VPL*.
3. Задати координати мобільного користувача оцінити цілісність роботи системи *GALILEO*

4. Оформити протокол дослідження. Висновки.

Порядок виконання роботи

Для оцінки цілісності системи *GALILEO*у довільно заданих координатах необхідно:

1. Створити нову симуляцію й встановити поточний час. Процес настройки показано на рис. 5.11.

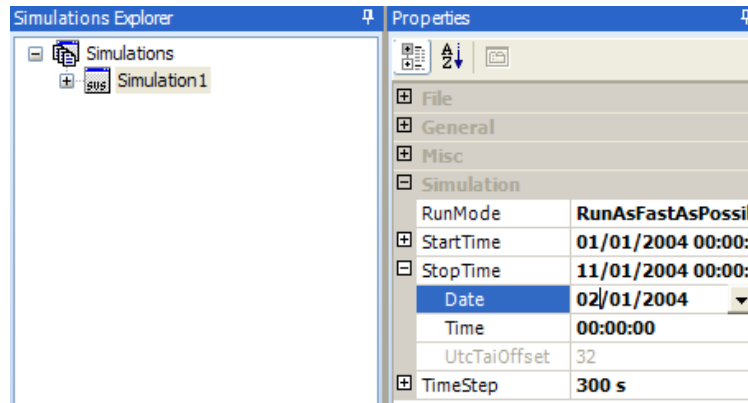


Рис. 5.11 Створення нової симуляції та встановлення поточного часу

2. Створити новий сценарій и додати космічний сегмент. Процес настройки показано рис 5.12.

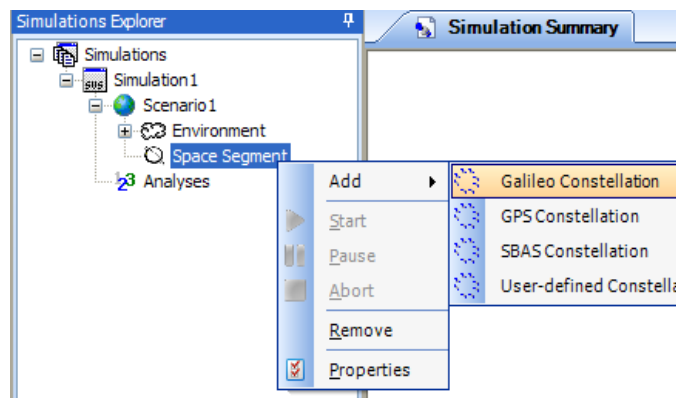


Рис. 5.12 Створення нового сценарію и додавання космічного сегменту

3. Додати сегмент користувача и встановити обрані координати. Процес настройки показано на рис. 5.13.

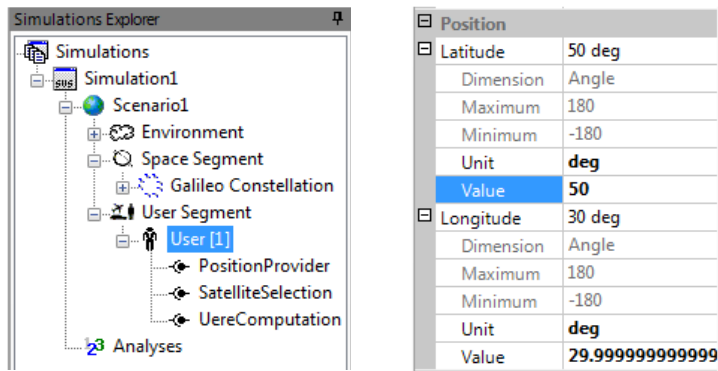


Рис. 5.13 Встановлення координат

4. Задати необхідний параметр аналізування. Згідно із завданням необхідно оцінити цілісність супутникової системи *GALILEO*. Процес настройки показано на рис. 5.14.

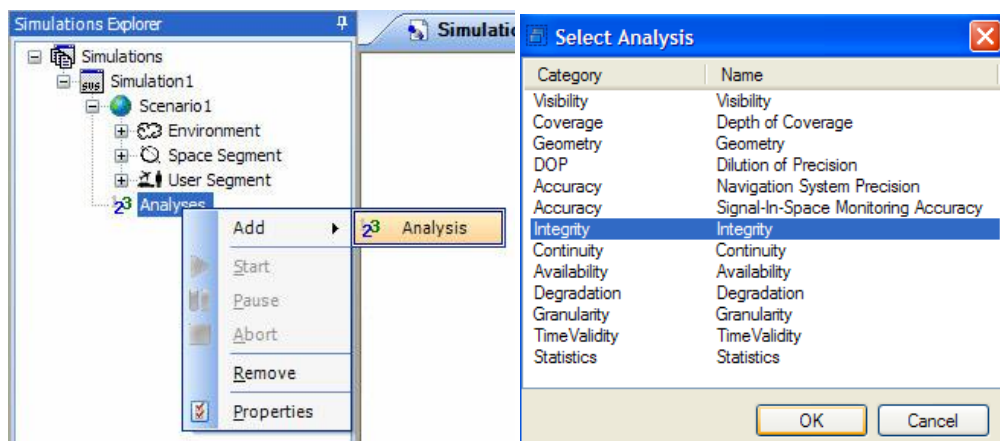


Рис. 5.14 Задання параметрів аналізування

5. Задати алгоритм оцінки цілісності необхідно в настройках користувача, вибравши пункт *Configure Integrity*. У розділі *Equations* вибираємо алгоритми оцінки для *HPL* і *VPL* відповідно рис. 5.15.

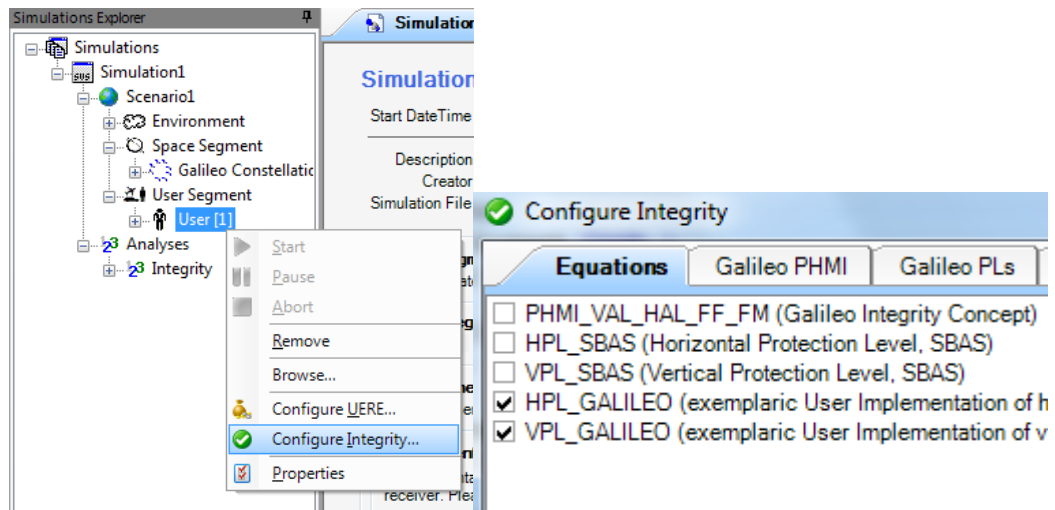


Рис. 5.15 Установка алгоритму оцінки цілісності супутникової системи *GALILEO*

Для коректної роботи програмного комплексу *GSSF* необхідно зберегти створену симуляцію (*Simulation1*) на диску *C* персонального комп'ютера використавши тільки латинський алфавіт у назві. Далі натискаємо кнопку *Start* для виконання встановленого сценарію симуляції.

На рис. 5.16 показаний результат виконання сценарію аналізу оцінки цілісності системи *GALILEO* у заданих координатах у теперішній момент часу. Оцінка цілісності відбувалася шляхом оцінки *HPL* і *VPL*.

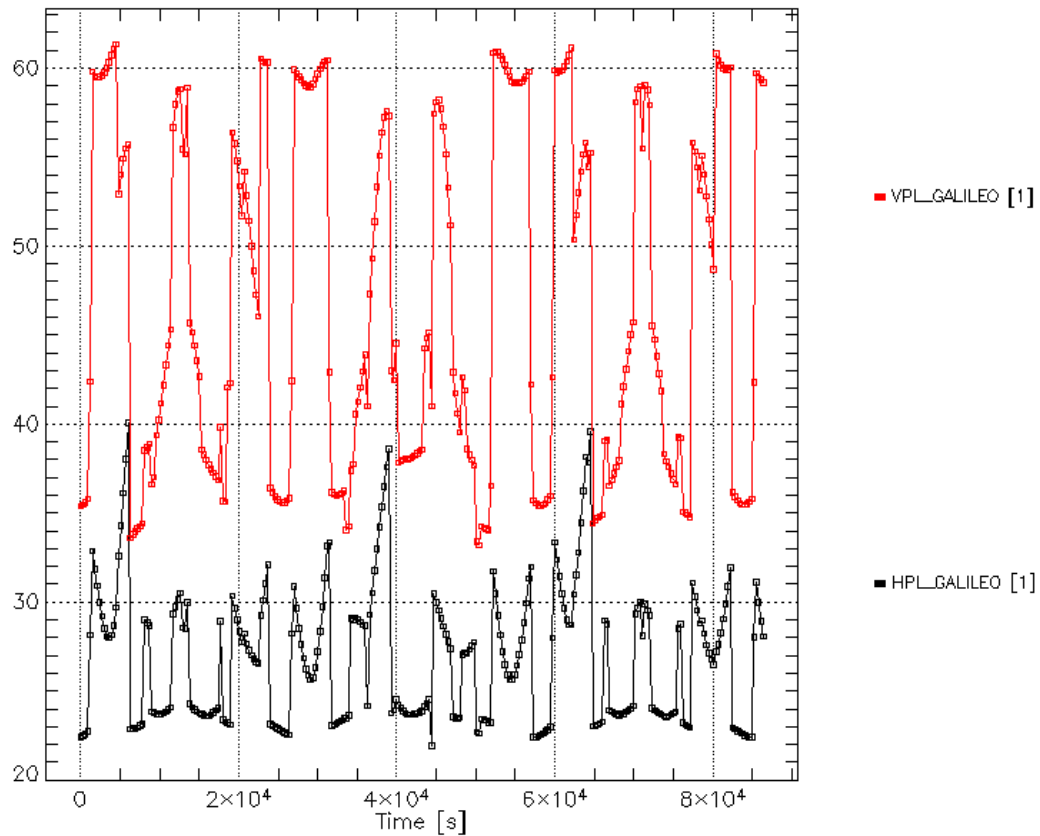


Рис. 5.16 Оцінка HPL і VPL супутникової системи GALILEO

Щоб оцінити цілісність роботи системи *GALILEO* для мобільного користувача необхідно задати маршрут руху, для цього створюємо новий сценарій і додаємо в користувацький сегмент *Mobile User*. За допомогою контекстного меню додаємо траєкторію руху рис. 5.17.

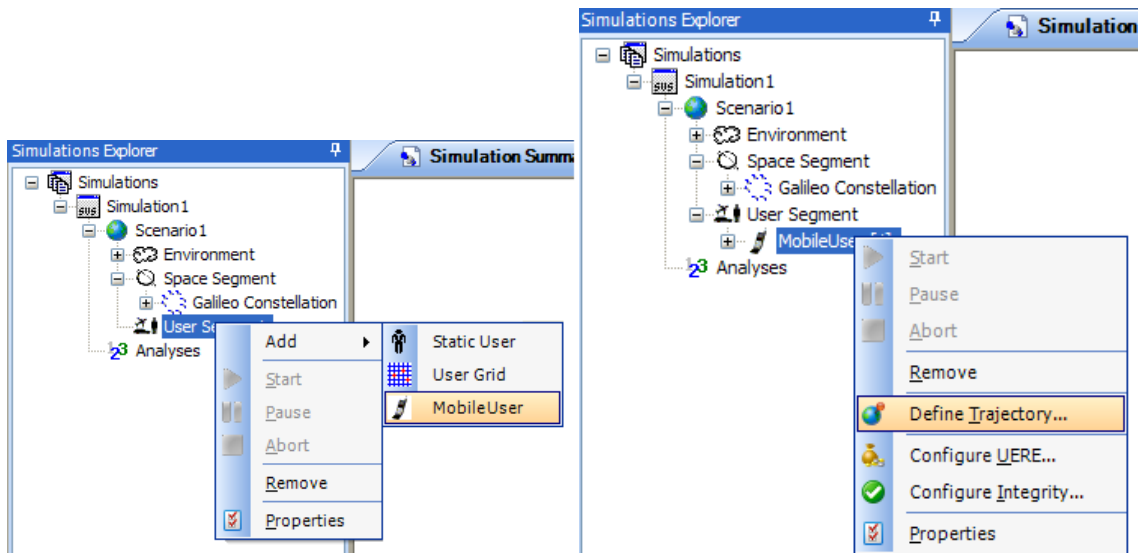


Рис. 5.17 Створення *Mobile User* в сегменті користувача.

У розділі *Velocity* заповнюємо координати руху висоту польоту й швидкість руху. Створену траєкторію необхідно зберегти на диску *C* персонального комп'ютера рис. 5.18.

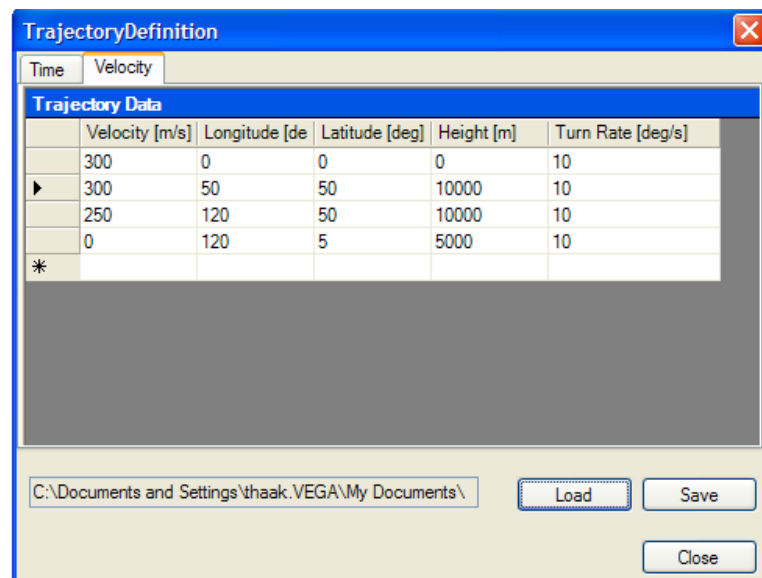


Рис. 5.18 Створення нової траєкторії

Далі оцінка цілісності відбуватися відповідно до попередніх інструкцій і згідно з обраним сценарієм. На рис 5.19 та рис 5.20 приклад оцінки цілісності для *HPL* та *VPL* згідно із зазначеною траєкторією руху.

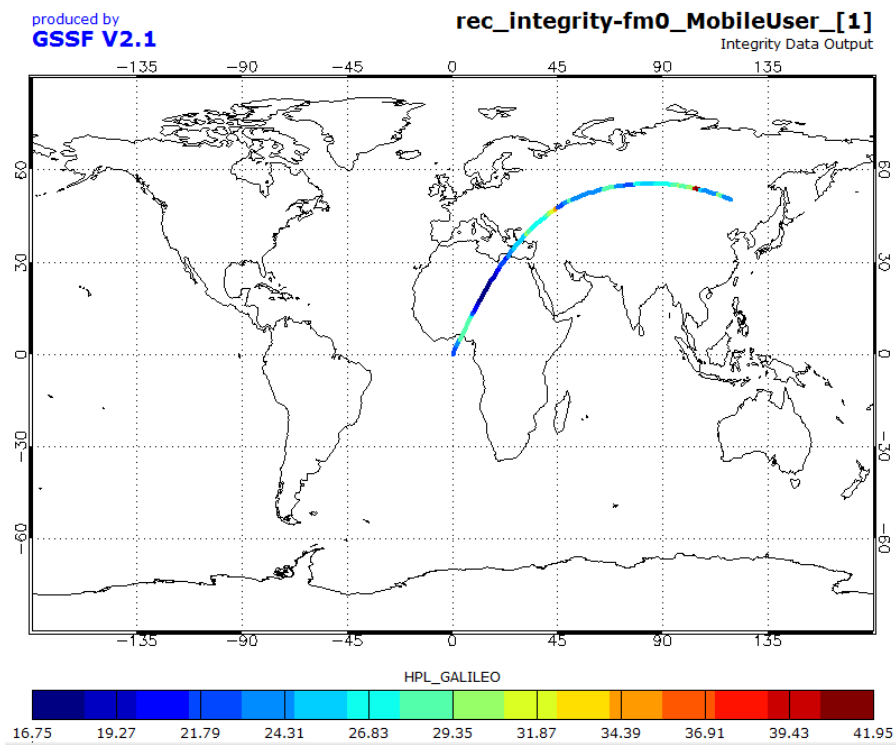


Рис. 5.19 Оцінка цілісності (HPL)

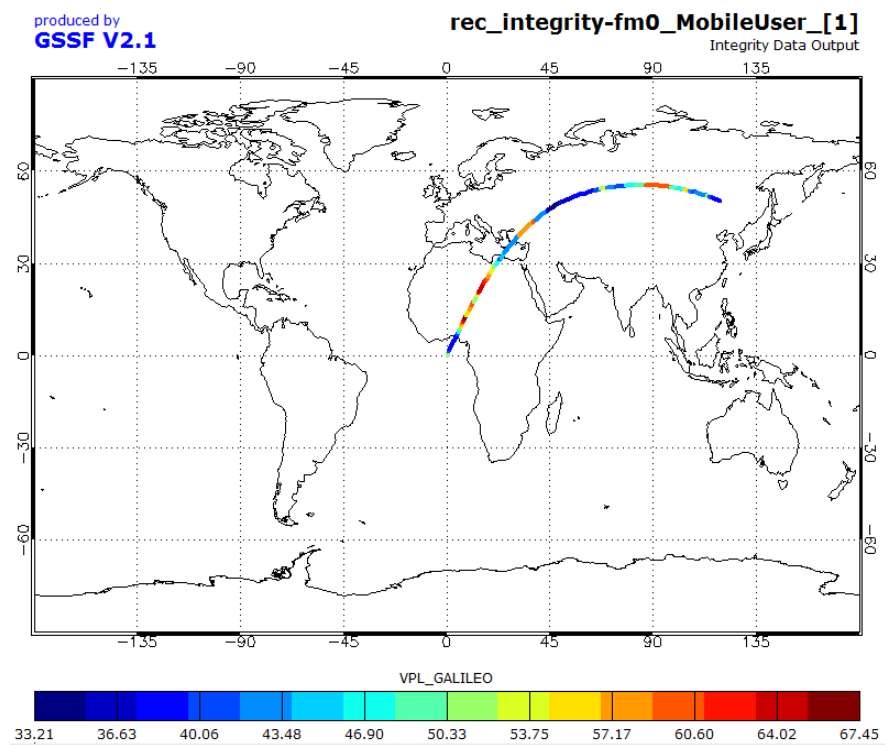


Рис. 5.20 Оцінка цілісності (VPL)

Контрольні запитання.

1. Загальне поняття цілісності

2. Основні терміни поняття в оцінці цілісності *GALILEO* (*SISE*, *SISA*, *SISMA*)

3. Визначення HPL і VPL

5.3 Практична робота 3

Формування й виконання сценарію "Оцінка геометричного фактору при функціонуванні *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, *COMPASS*". Формування й виконання сценарію "Оцінка геометричного фактору при функціонуванні *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, *COMPASS*" і кути маски 30 градусів.

Ціль практичної роботи: Підготувати вхідні дані для тестування комплексу *PLANNING*. Оцінити геометричний фактор при функціонуванні супутникових систем *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, *COMPASS* для різних ділянок земної поверхні.

Завдання:

1. Вивчити інтерфейс програмного комплексу *PLANNING*. Завантажити поточний альманах.

2. Задати три довільно обрані координати на різних континентах, установити час, на який буде проводитися дослідження.

3. Оцінити геометричний фактор погіршення точності супутникових систем *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, *COMPASS* при обмеженій видимості з Півночі й Півдня по чергово вибираючи супутникові системи. Оцінити геометричний фактор погіршення точності при використанні всіх супутникових систем разом. Для оцінки доступності систем використовувати *PDOP*.

4. Оформити протокол дослідження. Висновки.

Порядок виконання роботи

Для коректної роботи програмного продукту *PLANNING* і одержання точних дослідницьких даних необхідно завантажити новий альманах. Поточну версію файлу формату *.alm* можна одержати на офіційнім сайті <http://www.trimble.com/>.

Щоб застосувати новий файл необхідно скористатися вкладками: *Almanac – Import – Almanac* і вибрати потрібний файл рис. 5.21

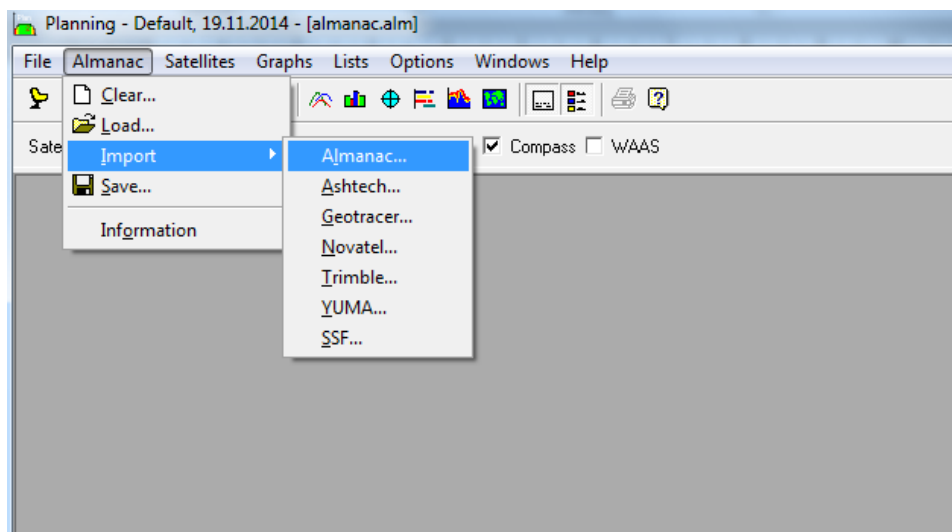


Рис. 5.21 Завантаження нового альманаху

Під час завантаження поточного альманаху, програмний продукт *PLANNING* повідомить про кількість завантажених даних і інформацію про супутникові системи які готові до використання рис. 5.22.

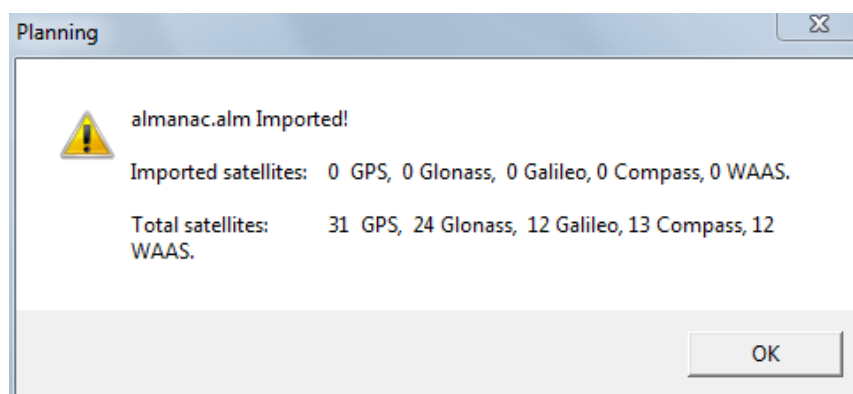


Рис. 5.22 Завантажені дані про супутникові системи.

Для установки заданих координат і настроювання часу необхідно скористатися кнопкою *StationEditor*. Нове діалогове вікно дає можливість задати координати об'єкта і його висоту, установити кут маски, указати час, коли будуть проводитися дослідження рис. 5.23

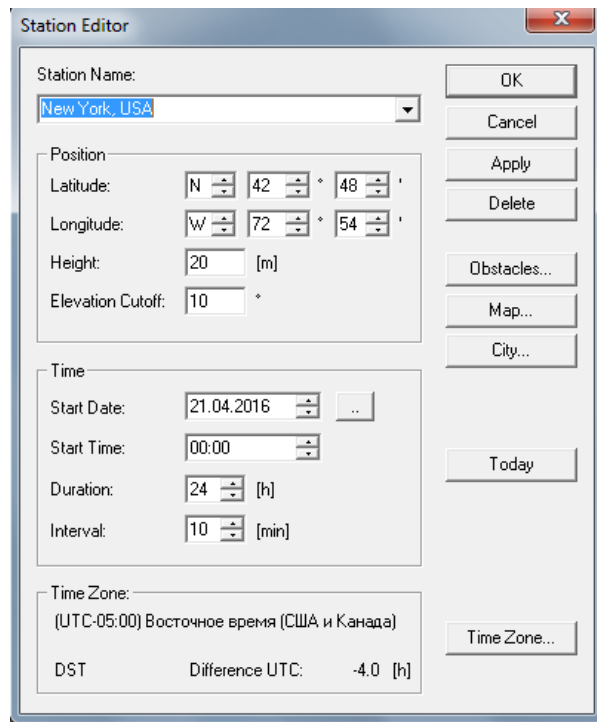


Рис. 5.23 Настроювання діалогового вікна.

Для обмеження видимості з Півночі та Півдня необхідно скористатися вкладкою *Obstacles* і за допомогою мишки задати необхідні обмеження рис. 5.24.

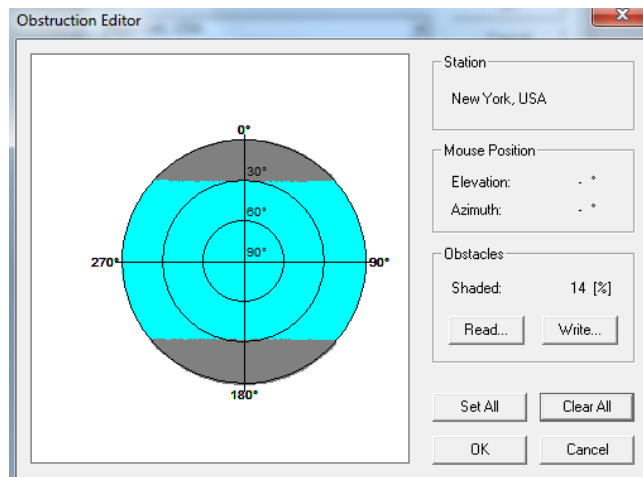


Рис. 5.24 Обмеження видимості з Півночі й Півдня.

Для оцінки доступності супутникових систем *GPS*, ГЛОНАСС, *GALILEO*, *COMPASS* необхідно встановити відповідні оцінки в панелі керування програмного комплексу *PLANNING* рис. 5.25.

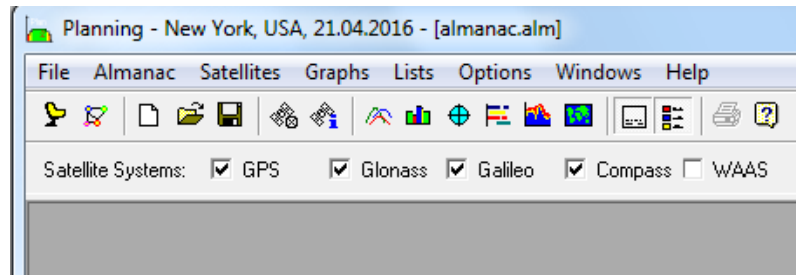


Рис. 5.25 Установка оцінок у панелі керування *PLANNING*

По черзі вибираючи супутникові навігаційні системи оцінюємо *PDOP* для різних точок Землі в зазначений час, для цього скористаємося вкладкою *Graphs – DOP*.

На рисунках 5.26, 5.27, 5.28, 5.29 показана оцінка геометричного фактору *PDOP* для різних супутникових систем в Ірані місто Тегеран, розрахунки коефіцієнтів проводиться протягом години.

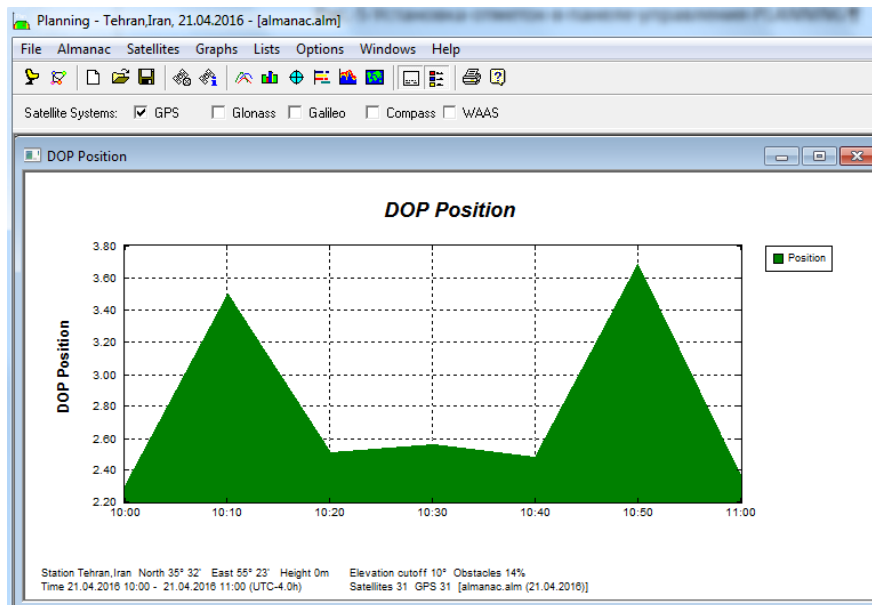


Рис. 5.26 Оцінка геометричного фактора *PDOP* для супутникової системи *GPS*

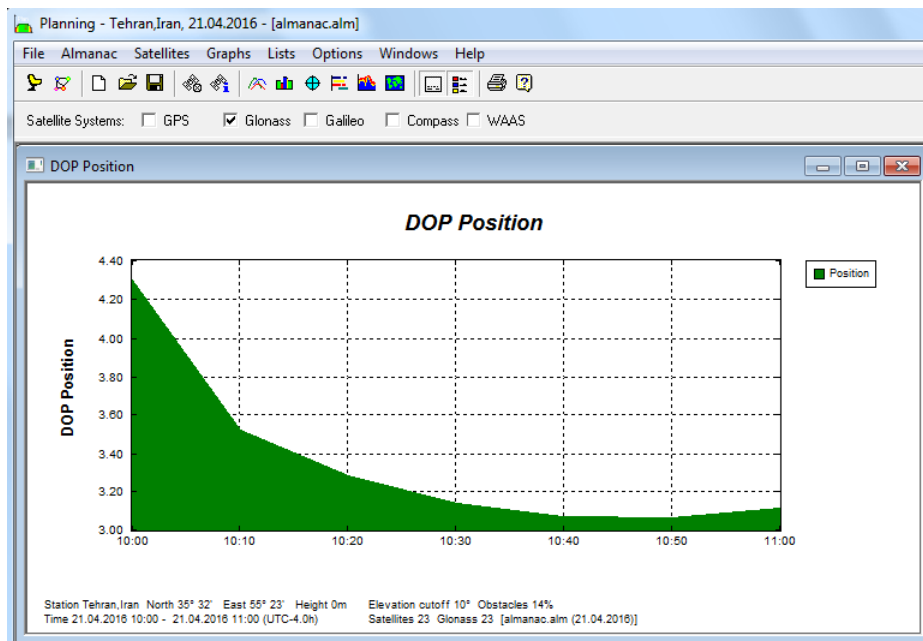


Рис. 5.27 Оцінка геометричного фактора $PDOP$ для супутникової системи ГЛОНАСС

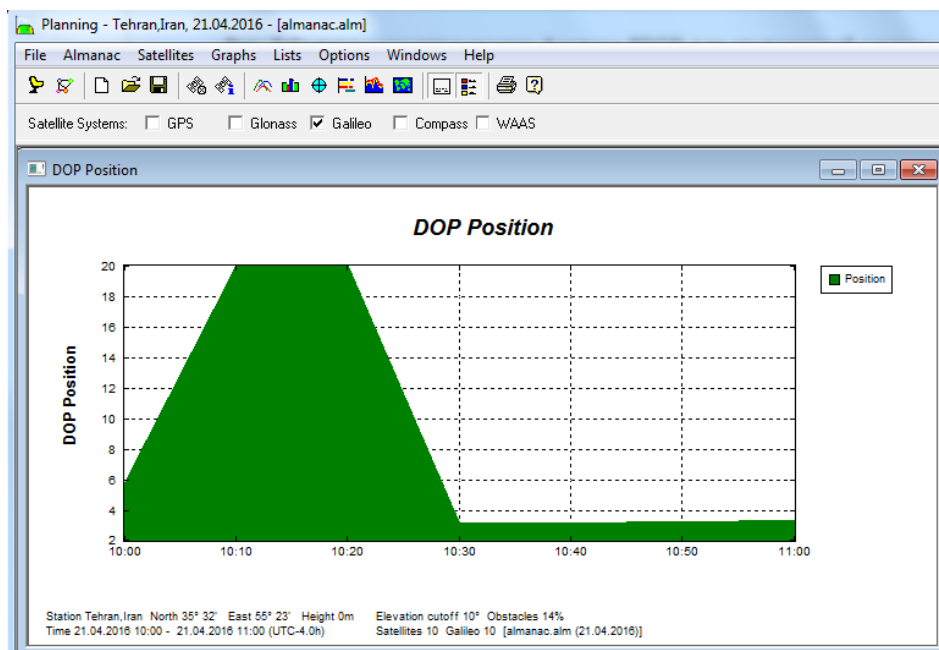


Рис. 5.28 Оцінка геометричного фактора $PDOP$ для супутникової системи GALILEO

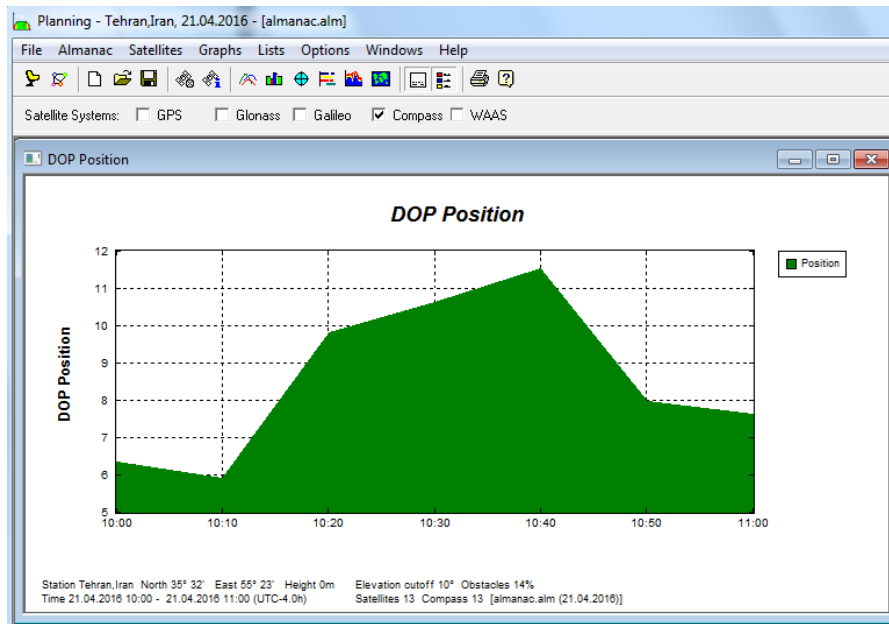


Рис. 5.29 Оцінка геометричного фактора $PDOP$ для супутникової системи *COMPASS*

Для оцінки геометричного фактору погіршення точності при спільній роботі всіх досліджуваних супутникових систем, необхідно встановити відповідні оцінки в панелі керування програмного комплексу *PLANNING* рис 5.30.

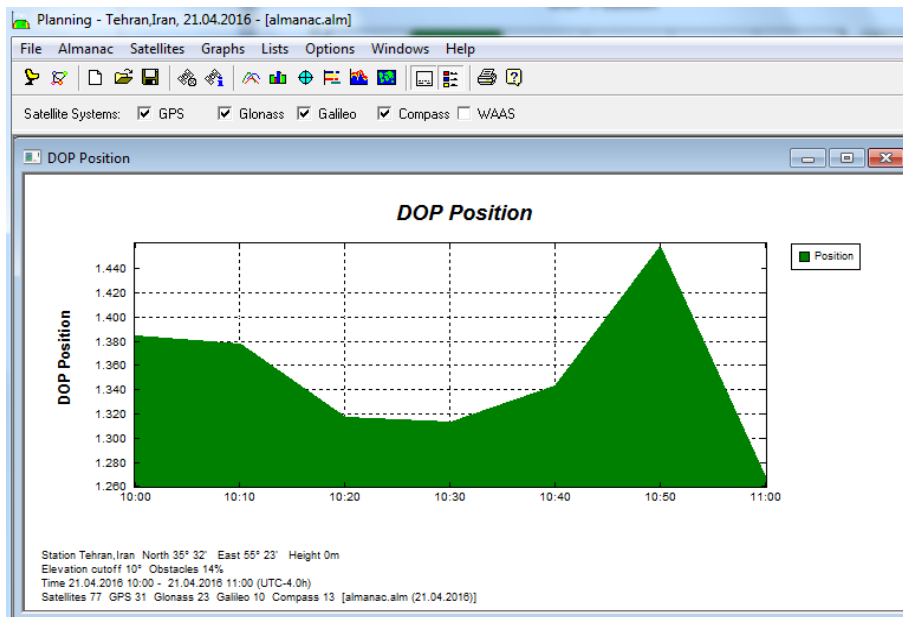


Рис. 5.30 Оцінка геометричного фактора $PDOP$ для *GPS*, *ГЛОНАСС*, *GALILEO*, *COMPASS*

Контрольні запитання.

1. Що таке геометричний фактор погіршення точності (*DOP*)? Від чого залежать коефіцієнти *DOP*?
2. Структура супутникової навігаційної системи *COMPASS*.

5.4 Практична робота 4

Вивчення квазі-зенітної супутникової системи. Моделювання орбіти.

Ціль лабораторної роботи: Підготувати вхідні дані для моделювання орбіти квазі-зенітної супутникової системи в таких програмних продуктах, як *Satellite Simulation* і *GEO Motion* використовуючи різні формати альманахів.

Завдання:

1. Вивчити теоретичні дані про квазі-зенітної супутникової системи. Особливості побудови космічного сегмента, принцип роботи.
2. Створити альманах у форматі *TLE* для квазі-зенітного супутника. За допомогою програмного продукту *SatelliteSimulation* змоделювати орбіту квазі-зенітного супутника.
3. Завантажити альманах у форматі *YUMA* для квазі-зенітного супутника із сайту <http://qz-vision.jaxa.jp/>. За допомогою програмного продукту *GeoMotion* змоделювати орбіту квазі-зенітного супутника.
4. Оформити протокол дослідження. Висновки.

Порядок виконання роботи

Виконувати практичну роботу слід згідно із завданням.

Для створення альманаху у форматі *TLE*, можна скористатися прикладом розшифрування *ISS (ZARYA)* і таблицями опису формату рисунки 5.31, 5.32.

ISS (ZARYA)

```
1 25544U 98067A 08264.51782528 -.00002182 00000-0 -11606-4 0 2927  
2 25544 51.6416 247.4627 0006703 130.5360 325.0288 15.72125391563537
```

| номер | положення | зміст | приклад |
|-------|-----------|--|--------------|
| 1 | 01-01 | Номер рядка | 1 |
| 2 | 03-07 | Номер супутника в базі даних NORAD | 25544 |
| 3 | 08-08 | Класифікація (U = U nclassified - не таємно) | U |
| 4 | 10-11 | Міжнародне позначення (останні дві цифри року запуску) | 98 |
| 5 | 12-14 | Міжнародне позначення (номер запуску в цьому році) | 067 |
| 6 | 15-17 | Міжнародне позначення (частина запуску) | A |
| 7 | 19-20 | Рік епохи (останні дві цифри) | 08 |
| 8 | 21-32 | Час доби (ціла частина - номер дня в році, подрібнена - частина дня) | 264.51782528 |
| 9 | 34-43 | Перша похідна від середнього руху (прискорення), поділена на два [виток / день ^ 2] | -.00002182 |
| 10 | 45-52 | Друга похідна від середнього руху, поділена на шість (мається на увазі, що число починається з десяткового роздільника) [виток / день ^ 3] | 00000-0 |
| 11 | 54-61 | Коефіцієнт гальмування B * (мається на увазі, що число починається з десяткового роздільника) | -11606-4 |
| 12 | 63-63 | Спочатку - типи ефемерид, зараз - завжди число 0 | 0 |
| 13 | 65-68 | Номер (версія) елемента | 292 |
| 14 | 69-69 | Контрольна сума по модулю 10 | 7 |

Рис. 5.31 Таблиця опису формату *TLE*, перша лінія

| номер | положення | зміст | приклад |
|-------|-----------|---|-------------|
| 1 | 01-01 | Номер рядка | 2 |
| 2 | 03-07 | Номер супутника в базі даних NORAD | 25544 |
| 3 | 09-16 | Нахил в градусах | 51.6416 |
| 4 | 18-25 | Довгота висхідного вузла в градусах | 247.4627 |
| 5 | 27-33 | Ексцентриситет (мається на увазі, що число починається з десяткового роздільника) | 0006703 |
| 6 | 35-42 | Аргумент перицентра в градусах | 130.5360 |
| 7 | 44-51 | Середня аномалія в градусах | 325.0288 |
| 8 | 53-63 | Частота звернення (оборотів в день) (середнє рух) [виток / день] | 15.72125391 |
| 9 | 64-68 | Номер витка на момент епохи | 56353 |
| 10 | 69-69 | Контрольна сума по модулю 10 | 7 |

Рис. 5.32 Таблиця опису формату *TLE*, друга лінія

Отриманий альманах квазі-зенітного супутника необхідно внести в програмний продукт *SatelliteSimulation* для моделювання орбіти супутникової системи. Приклад моделювання показаний на рисунку 5.33.

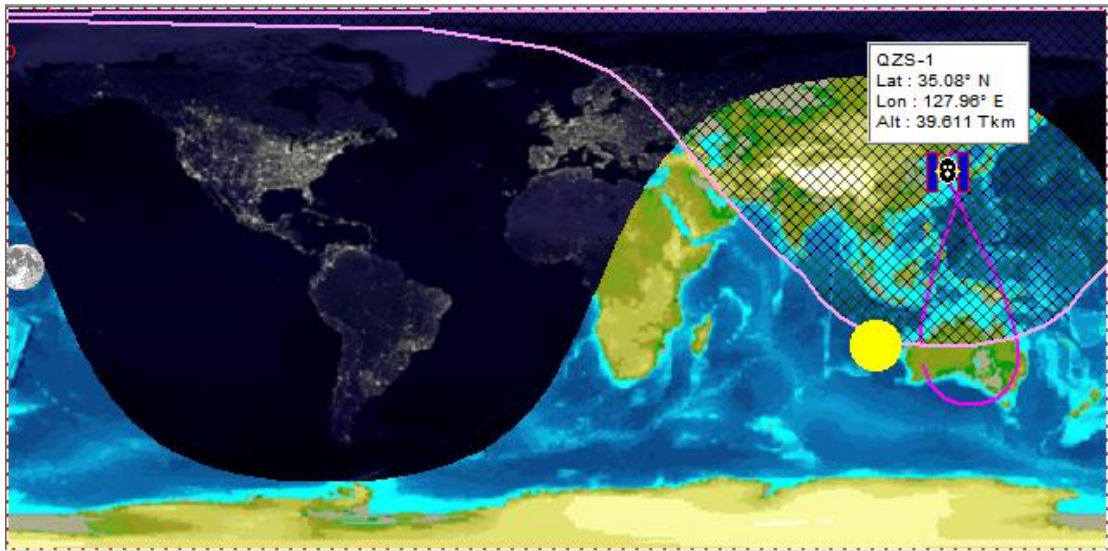


Рис. 5.33 Приклад моделювання орбіти квазі-зенітного супутника в програмному продукті *SatelliteSimulation*

Для моделювання орбіти в програмному продукті *GeoMotion* необхідно завантажити альманах у форматі *YUMA* (рис. 5.34). Для успішного моделювання орбіти квазі-зенітного супутника потрібно скорегувати пункти *PRN*, *Health* і *ID* згідно із синтаксисом супутникової системи *GPS*. Скоректований альманах вставити в програмний продукт *Geo Motion* і змоделювати орбіту. Приклад моделювання показаний на рисунку 5.35.

```

***** Week 876 almanac for PRN-193 *****
ID:                193
Health:            001
Eccentricity:      7.540422440E-02
Time of Applicability(s): 389120.0000
Orbital Inclination(rad): 0.7095260355
Rate of Right Ascen(r/s): -2.6515390187E-09
SQRT(A) (m 1/2):   6493.030273
Right Ascen at Week(rad): -1.554095560E+00
Argument of Perigee(rad): -1.570509829
Mean Anom(rad):    2.481741979E+00
Af0(s):            -2.069473267E-04
Af1(s/s):          3.274180926E-11
week:              876

```

Рис. 5.34 Альманах квазі-зенітного супутника у форматі *YUMA*

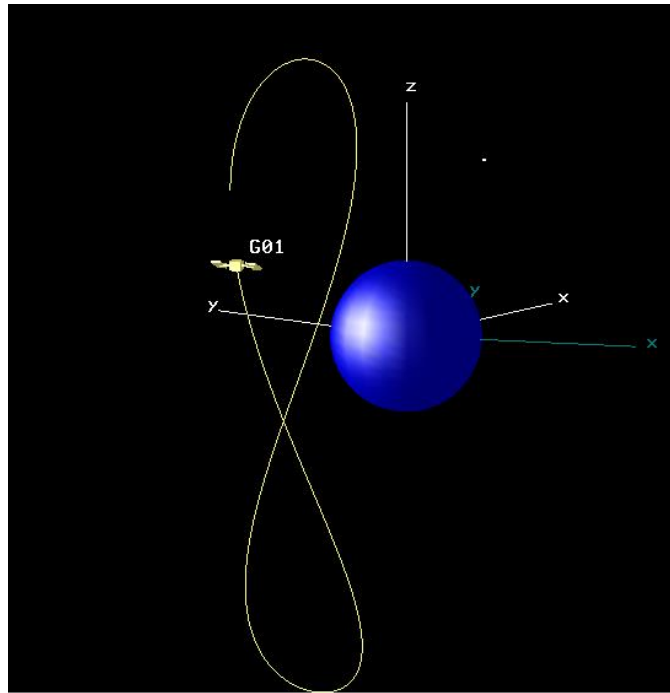


Рис. 5.35 Приклад моделювання орбіти квазі-зенітного супутника в програмному продукті *Geo Motion*

Контрольні запитання.

1. Які формати альманахів використовуються для моделювання орбіти квазі-зенітної супутникової системи , в чому їх відмінність?
2. Особливості роботи космічного сегмента квазі-зенітного супутника.

5.5 Практична робота 5

Вивчення доступності супутників для навігації у навколоземному просторі

Ціль практичної роботи: Вивчити особливості використання супутникової навігації у навколоземному просторі. Дослідження зміни кількості доступних супутників в залежності від використання різних пелюсток діаграми напрямленості. Знайти найкращі значення геометричного фактору та побудувати їх відображення на рисунку позицій.

Завдання:

1. Вивчити теоретичні дані по супутниковій навігації у навколоземному просторі.

2. Скачати альманах для GPS у форматі YUMA зі сайту <https://celestrak.com/GPS/almanac/Yuma/>. Або знайти альманах Yuma для більшої кількості систем та використовувати його.

3. Провести дослідження залежності кількості доступних супутників та значень геометричного фактору від використаних пелюсток діаграми напрямленості.

4. Оформити протокол дослідження. Зробити висновки.

Теоретичні дані

Для супутникової навігації на високих навколоземних орбітах варто використовувати так звані «загоризонтні» навігаційні супутники (рис. 5.36). Для навігації можна використовувати як сигнали основної пелюстки (від ± 13.8 до ± 23.5 градусів діаграми напрямленості), так і сигнали, що проходять через бокові пелюстки діаграми напрямленості (від ± 30 до ± 60 градусів, у даній роботі поділені на групи від ± 30 до ± 40 , від ± 40 до ± 50 та від ± 50 до ± 60 градусів), при умові достатньо чутливих приймачів.



Рис. 5.36. Основний та бокові пелюстки діаграми напрямленості антени навігаційного супутника

Порядок виконання роботи

1. Ввести параметри досліджуваної позиції, часу у програмі *start.m* . У прикладі використовуються такі значення:

Дата:

```
d2 = '11/13/2016'; %дата у форматі мм/дд/рррр
h = 19;           %година початку
min = 0;         %хвилина початку
second = 0;      %секунда початку
```

Точка:

```
% Місцеположення
lat = 0;          % радіан
lon = 30.52*pi/180; % радіан
hr = 36000000;   % м
* Це місцеположення відповідає точці на геостаціонарній орбіті
```

Час:

```
step = 60;       %крок у секундах
iterations = 1440; %кількість кроків
```

2. Обрати які супутники використовувати. Залежить від альманаху.

Наприклад для *GPS*:

```
useSystems = [1 0 0 0];
minSat = [ 1 38 110 211];
maxSat = [ 32 61 138 293];
```

Значення 1 у *useSystems* відповідає значенням *minSat* = 1 та *maxSat* = 32, тобто *PRN* значенням супутників сузір'я *GPS*.

3. Помістіть альманах у папку *In_Date* в директорії в якій знаходиться програма. Вкажіть шлях до альманаху. Наприклад:

```
Dat = 'In_Date/2016_11_13.yum';
```

4. Запустити програму *start.m* з використанням лише основної пелюстки діаграми напрямленості:

```
isHigherThanHorison = 0; % дозволити загоризонтні супутники
includeSideLoops1 = 0; % не використовувати перші бокові пелюстки
includeSideLoops2 = 0; % не використовувати другі бокові пелюстки
includeSideLoops3 = 0; % не використовувати треті бокові пелюстки
```

5. Знайдіть найкраще положення згідно до геометричного фактору (йому відповідає ітерація з найменшим значенням $GDOP$) та побудуйте графік його положення.

Наприклад, можна надрукувати наступне:

```
[minGDOP, minGDOPiter] = min(GDOP);
```

Де $minGDOP$ – мінімальне значення $GDOP$, $minGDOPiter$ – ітерація що відповідає цьому мінімальному $GDOP$. Для даного прикладу найкраще значення $GDOP = 111.7386$, у 1061 ітерації, що відповідає:

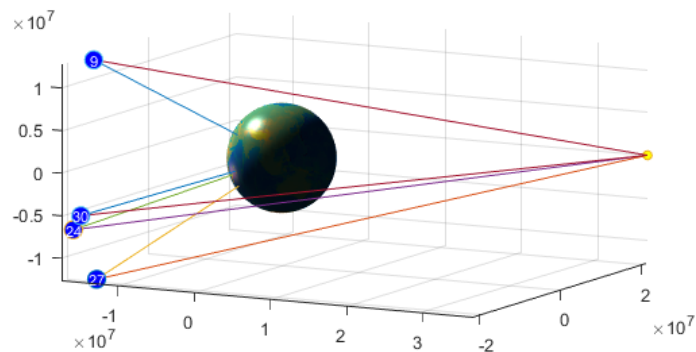


Рис. 5.37. Положення з найкращім $GDOP$

Для побудови положення встановіть j на потрібне значення ітерації. Потім скопіюйте побудову положення у команди *MATLAB*. Наприклад:

```
j = 1061;
plotSatPos(storedData(j).storeSV(:), [storedData(j).storeXk(:),
storedData(j).storeYk(:), storedData(j).storeZk(:)]', storedData(j).storeSs(:), [Rx
Ry Rz]);
```

6. Збережіть графік кількості доступних супутників.(рис. 5.38) У даному прикладі:

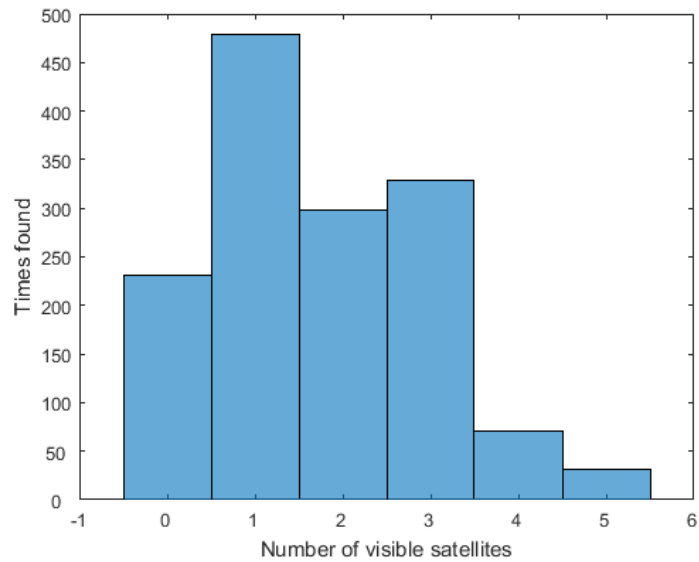


Рис. 5.38. Кількість видимих супутників

7. Повторіть пункти 5, 6 збільшуючи кількість доступних бокових пелюсток. Тобто для перших бокових пелюсток:

includeSideLoops1 = 1; % використовувати перші бокові пелюстки

Аналогічно для других та третіх бокових пелюсток.

8. Додайте графік видимих супутників від часу.(рис. 5.39).

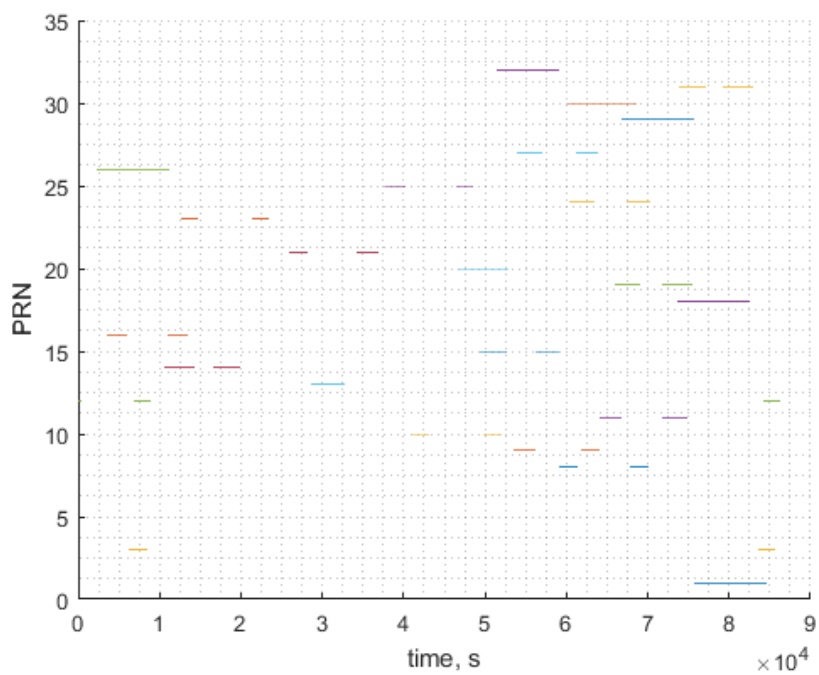


Рис. 5.39. Графік видимих супутників

9. Зробіть висновки про залежність геометричного фактору від кількості супутників, та про різницю у кількості супутників в залежності від доступних бокових пелюсток. Оформіть протокол дослідження.

Лістинг програми **start.m**

```

clc
clear all
close all

%%% Вхідні дані
% Дата и время
d2 = '11/13/2016'; %дата у форматі мм/дд/рррр
h = 19;
min = 0;
second = 0;
% Путь к файлу Альманаха
Dat = 'In_Date/2016_11_13.yum';
% Місцеположення
lat = 0; %радіан
lon = 30.52*pi/180; %радіан
hr = 36000000; %m
maska = 5.1;
% Параметры симуляции
step = 60; %seconds
iterations = 1440;
% Константы фильтров
isHigherThanHorison = 0; % При значенні 1 дозволяє лише використання
надгоризонтних супутників
lowerLimit = 13.8; %deg % область затемнення оснвної пелюстки землею
upperLimit = 23; %deg % край основної пелюстки діаграми направленості
includeSideLoops1 = 0; % включити перші бокові пелюстки зі значеннями
нижче
loop1Min = 30; %deg % мінімум перших бокових пелюсток у діагр напр
loop1Max = 40; %deg % максимум перших бокових пелюсток у діагр напр
includeSideLoops2 = 0; % включити другі бокові пелюстки зі значеннями
нижче
loop2Min = 40; %deg
loop2Max = 50; %deg
includeSideLoops3 = 0; % включити треті бокові пелюстки зі значеннями
нижче
loop3Min = 50; %deg
loop3Max = 60; %deg
useSystems = [1 0 0 0]; %доступні супутники - відповідають значення
minSat та maxSat
minSat = [ 1 38 110 211];
maxSat = [ 32 61 138 293];
% Константы
OMEGAeDOT=7.2921151467e-005;
A_WGS84=6378137.0;
B_WGS84=6356752.314;
mu=3986005000000000;
F_CONST = 4.442807633E-10;
j2 = 1082.68E-6;
re = (A_WGS84 + B_WGS84) / 2.;
sin55 = sin(55.0 * pi / 180.0);
formatOut = 'mm/dd/yyyy';

% Чтение альманаха
[max_kol, alm_full] = read_alm(Dat);

```

```

sysNumber = length(useSystems);
cn = 0;

for k = 1:sysNumber

if (useSystems(k))
for i = minSat(k):maxSat(k)
for j = 1:max_kol
if (alm_full(j).ID == i)
cn = cn + 1;
alm(cn).ID = alm_full(j).ID;
alm(cn).e = alm_full(j).e;
alm(cn).TOA = alm_full(j).TOA;
alm(cn).deltai = alm_full(j).deltai;
alm(cn).OMEGADOT = alm_full(j).OMEGADOT;
alm(cn).omega0 = alm_full(j).omega0;
alm(cn).A05 = alm_full(j).A05;
alm(cn).omega = alm_full(j).omega;
alm(cn).Af0 = alm_full(j).Af0;
alm(cn).Af1 = alm_full(j).Af1;
alm(cn).M0 = alm_full(j).M0;
alm(cn).Week = alm_full(j).Week;

end
end
end
end

end

satNum = cn;

satID = [alm.ID];
% Час і положення
Rx = NaN;
Ry = NaN;
Rz = NaN;
lastSat = satID(satNum);
a = A_WGS84;
b = B_WGS84;
n=a*a/sqrt(a*a*cos(lat)*cos(lat)+b*b*sin(lat)*sin(lat));
Rx=(n+hr)*cos(lat)*cos(lon);
Ry=(n+hr)*cos(lat)*sin(lon);
Rz=(b*b/(a*a)*n+hr)*sin(lat);
clear sab;
% Дата альманаху
[week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,second);
timeMask = NaN(1,iterations);
% Обчислення
for time = 1:iterations
storeSV = NaN(lastSat, 1);
storeFi = NaN(lastSat, 1);
storeXk = NaN(lastSat, 1);
storeYk = NaN(lastSat, 1);
storeZk = NaN(lastSat, 1);
storeXt = NaN(lastSat, 1);
storeYt = NaN(lastSat, 1);
storeEl = NaN(lastSat, 1);
storeAz = NaN(lastSat, 1);
storeSs = NaN(lastSat, 1);

```

```

currentSec = weeks+step*(time-1);
timeMask(time) = currentSec;
isSeenInPoint = 0;

for currentSat = 1 : satNum
%Отримання даних з алманаху
    currentID = alm(currentSat).ID;
    difWeek=(week - alm(currentSat).Week);
    tk = currentSec + difWeek * 604800 - alm(currentSat).TOA;
    dd = 302400.0 + difWeek * 604800;
    smA = alm(currentSat).A05;
    eks=alm(currentSat).e;
    if ( smA > 0 )
    while (abs(tk) > dd)
    if tk > dd
            tk = tk - 604800;
        else
    if tk < -dd
            tk = tk + 604800;
        end
    end% if
    end% while

        n0=sqrt((mu) / (smA^6));
        dn = 1.5 * j2 * re * re / (smA^4 ) * (1. - 1.5 * sin55 *
sin55);

        n=n0 * (1 + dn);
        Mk = alm(currentSat).M0 + n*tk;
        eps = 1.0E-15;
        y = eks * sin(Mk);
        x1 = Mk;
        x = y;
    for kk = 0 : 15
            x2 = x1;
            x1 = x;
            y1 = y;
            y = Mk - (x - eks * sin(x));
        if (abs(y - y1) < eps)
        break
        end
            x = (x2 * y - x * y1) / (y - y1);
        end
            EkTrans = x;
            deltr = F_CONST * eks * smA * sin(EkTrans);
            dt1 = alm(currentSat).Af0 + alm(currentSat).Af1 * tk +
deltr;
            tk = tk - dt1;
        while (abs(tk) > dd)
        if tk > dd
                tk = tk - 604800;
            else
        if tk < -dd
                tk = tk + 604800;
            end
        end% if
        end% while

            vd = 1. - eks * cos(EkTrans);
            NUK =atan2(sqrt(1-eks^2)*sin(EkTrans) / vd, (cos(EkTrans)-
eks) / vd); %true anomaly

            Ek = acos((eks+cos(NUK))/(1+eks*cos(NUK)));

```

```

latitude      uk =NUk + alm(currentSat).omega; % PHI argument of

ik=alm(currentSat).deltai;
rk =(smA^2)*(1.0-eks*cos(Ek));
xkorb =rk*cos(uk);
ykorb =rk*sin(uk);
OMEGAk =alm(currentSat).omega0+(alm(currentSat).OMEGADOT-
OMEGAEaDOT)*tk-OMEGAEaDOT*alm(currentSat).TOA;
Xk = xkorb*cos(OMEGAk)-ykorb*cos(ik)*sin(OMEGAk);
Yk = xkorb*sin(OMEGAk)+ykorb*cos(ik)*cos(OMEGAk);
Zk = ykorb*sin(ik);
xls = Xk - Rx;
yls = Yk - Ry;
zls = Zk - Rz;
currentPR = sqrt(xls*xls+yls*yls+zls*zls);
P = sqrt(Rx * Rx + Ry * Ry + Rz * Rz);
tdot = ( ( Rx*xls+Ry*yls+Rz*zls ) / currentPR ) / P;
xll = xls / currentPR;
yll = yls / currentPR;
zll = zls / currentPR;

if tdot >= 1.00      b = 0.0;
elseif tdot <= -1.00      b = pi;
else
      b = acos( tdot);
end

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

AZ =az *180/pi;
EL = satang*180/pi;
elp = (EL - 90);
azp = (AZ + 90.0);
rad = pi / 180;
x0 = 0; y0 = 0;
xt = elp * cosd(azp);
yt = (-1) * elp * sind(azp);
Prr1 =[ Rx-Xk, Ry - Yk, Rz - Zk];
Prr2 =[ 0- Xk, 0 - Yk, 0 - Zk ];
cosFi1 = Prr1(1)*Prr2(1)+Prr1(2)*Prr2(2)
+Prr1(3)*Prr2(3);
cosFi2 = sqrt( Prr1(1)*Prr1(1)+Prr1(2)*Prr1(2)
+Prr1(3)*Prr1(3))*...
sqrt( Prr2(1)*Prr2(1)+Prr2(2)*Prr2(2)
+Prr2(3)*Prr2(3));
cosfi = cosFi1/cosFi2;
Fi = acosd(cosfi);

% Вибір видимих супутників і фіксація даних

```

```

    if (EL > maska && abs(Fi) < upperLimit)
        sigSource = 1; %direct view
        isSeenInPoint = 1;
    end
    if ( isHigherThanHorison == 0 && EL < -maska && abs(Fi) < upperLimit &&
abs(Fi) >lowerLimit)
        sigSource = 2; %main lobe
        isSeenInPoint = 1;
    end
    if (isHigherThanHorison == 0 && includeSideLoops1 == 1 && abs(Fi) <
loop1Max && abs(Fi) > loop1Min)
        sigSource = 3; %s11
        isSeenInPoint = 1;
    end
    if (isHigherThanHorison == 0 && includeSideLoops2 == 1 && abs(Fi) <
loop2Max && abs(Fi) > loop2Min)
        sigSource = 4; %s12
        isSeenInPoint = 1;
    end
    if (isHigherThanHorison == 0 && includeSideLoops3 == 1 && abs(Fi) <
loop3Max && abs(Fi) > loop3Min)
        sigSource = 5; %s13
        isSeenInPoint = 1;
    end
    if (isSeenInPoint == 1)
        storeSV(currentID) = currentID;
        storeFi(currentID) = Fi;
        storeXk(currentID) = Xk;
        storeYk(currentID) = Yk;
        storeZk(currentID) = Zk;
        storeXt(currentID) = xt;
        storeYt(currentID) = yt;
        storeEl(currentID) = EL;
        storeAz(currentID) = AZ;
        storeSs(currentID) = sigSource;
        isSeenInPoint = 0;
    end;
end% if ( alm(i).A05 > 0 )
end;
    storedData(time).storeSV = storeSV;
    storedData(time).storeFi = storeFi;
    storedData(time).storeXk = storeXk;
    storedData(time).storeYk = storeYk;
    storedData(time).storeZk = storeZk;
    storedData(time).storeXt = storeXt;
    storedData(time).storeYt = storeYt;
    storedData(time).storeEl = storeEl;
    storedData(time).storeAz = storeAz;
    storedData(time).storeSs = storeSs;
end;
% Очистка надлишкової інформації
clear storeSVstoreFistoreXkstoreYkstoreZkstoreXtstoreYtstoreElstoreAz
clear timecurrentPointcurrentSat

% Обчислення DOP факторів метод 1
GDOP = NaN(iterations, 1);
PDOP = NaN(iterations, 1);
HDOP = NaN(iterations, 1);
VDOP = NaN(iterations, 1);
TDOP = NaN(iterations, 1);

for time = 1:iterations

```



```

VisSv = storedData(time).storeSV(:);
VisSv = VisSv(isfinite(VisSv));
lengthSv = length(VisSv);
ELd = storedData(time).storeEl(VisSv);
AZd = storedData(time).storeAz(VisSv);
G = zeros(lengthSv, 4);
cosEl = NaN;
sinEl = NaN;
cosAz = NaN;
sinAz = NaN;
Gs = NaN;
M = NaN;

if (lengthSv > 3)
for i = 1:lengthSv
    cosEL = cosd(ELd(i))    ;
    sinEL = sind( ELd(i))  ;
    cosAz = cosd(AZd(i))    ;
    sinAz = sind( AZd(i))  ;
    G(i,1) = - cosEL*cosAz;
    G(i,2) = -cosEL*sinAz;
    G(i,3) = - sinEL;
    G(i,4) = 1;
end
    Gs = G(1:lengthSv,1:4);
    M = inv(Gs'*Gs);
    GDOP(time) = sqrt(M(1,1) + M(2,2) + M(3,3) + M(4,4) );
    PDOP(time) = sqrt(M(1,1) + M(2,2) + M(3,3) );
    HDOP(time) = sqrt(M(1,1) + M(2,2) );
    VDOP(time) = sqrt( M(3,3) );
    TDOP(time) = sqrt(M(4,4));
end

end

clear timepointi

COOR = [];
differ = [];
P = [];

maskTime2 = ones(iterations, lastSat);
for j = 1:iterations
    maskTime2(j,:) =maskTime2(j,:) .* (step*(j-1));
end

satInView = [];
for j = 1:iterations
    satInView =[satInView storedData(j).storeSV(:)];
end
satInView = satInView';
%sigmaR      =      sqrt(MyCooR(1).STD(1)^2      +      MyCooR(1).STD(2)^2      +
MyCooR(1).STD(3)^2)
clear ij
%Очистка зайвих даних
clear
aAa1A_WGS84predazAZAZdazpbB_WGS84color6COORcosAzcosElcosELcosficosFilcosFi2c
oslatcosloncurrentSatcurrentPRcurrentSecdDd2daDatdd
clear
deltrDfdifferdifWeekdnDrdtldweekdXdYdZEkeksEkTransELELdelpepseps1F_CONSTfGDOP
fHDOPFiFmatrfPDOPfVDOPfTDOPfGShhrik

```

```

clear
includeSideLoopsinstancesisHigherThanHorisonjj_colorj2kklastSatlengthSvloopMa
xloopMinlowerLimitLPRMmaskamax_colmaxSat
clear
minminSatMkmodeweekmYnn0NUkOMEGAeDOTOMEGAKPparaMaxparaMinPRPr1Pr2RradrerkRM
satangsatIDsatNumsecondsigmaRsin55sinAz
clear
sinElsinELsinlatsinlonsmAsysNumberTltdottkukupperLimituseSystemsvdVisSvWlweek
weeksxXx0x1x2xazxeXkxkorbx1llxlsxnxtYy0ylyazyeykykorbyll
clear ylsynytZZkzllzlszn

%Побудова графіків
display('Графік положення вираховується для першого момента часу, для
побудови графіку для іншого часу замініть j на потрібну ітерацію та викличіть
plotSatPos з даними як у прикладі');
for j = 1:1%iterations
    plotSatPos(storedData(j).storeSV(:), [storedData(j).storeXk(:),
storedData(j).storeYk(:), storedData(j).storeZk(:)]'
,storedData(j).storeSs(:), [Rx Ry Rz]);
    plotFi(storedData(j).storeSV(:), storedData(j).storeFi(:));
end;

plotVis(maskTime2, satInView);
[allVisSv] = plotTimeHisto(iterations, storedData);

[minGDOP, minGDOPiter] = min(GDOP)

```

map.m

```
function map(N)
```

```
%Имя функции:map
```

```
%Применена функция MatLab для внесения в графики орбитального движения изображения
```

Земли

```

load('topo.mat','topo','topomap1');
[x,y,z] = sphere(50);
cla reset
%axis square off
props.AmbientStrength = 0.1;
props.DiffuseStrength = 1;
props.SpecularColorReflectance = .5;
props.SpecularExponent = 20;
props.SpecularStrength = 1;
props.FaceColor= 'texture';
props.EdgeColor = 'none';
props.FaceLighting = 'phong';
props.Cdata = topo;
surface(x*N,y*N,z*N,props);
light('position',[-1 0 1]);

```

```
light('position',[-1.5 0.5 -0.5], 'color', [.6 .2 .2]);
view(3);
grid on
```

plotFi.m

```
function plotFi( svToPlot, fiToPlot )
    figure();
    stem(svToPlot, fiToPlot);
    grid on;
    grid minor;
    xlabel ( 'PRN' ) ;
    ylabel ('sattelite angle Fi, deg');
    hold off
end
```

plotSatPos.m

```
function plotSatPos( svToPlot, A,svSource, Rec )
NN = 6378136;
currentFig = figure();
currentFig.Name = 'Satellites in view';
map(NN);

hold on;
for i = 1 : length(svToPlot)
    str1 = sprintf('%d',svToPlot(i));
    plot3(A(1, i), A(2, i), A(3, i));
switch svSource(i)
case 1
    myColor = 'r';
    myMarker = 'o';
    myTextColor = 'k';
case 2
    myColor = 'b';
    myMarker = 'o';
    myTextColor = 'w';
case 3
    myColor = 'g';
    myMarker = 'o';
    myTextColor = 'k';
case 4
    myColor = 'g';
    myMarker = 's';
    myTextColor = 'k';
case 5
    myColor = 'g';
    myMarker = 'd';
    myTextColor = 'k';
otherwise
    myColor = 'm';
    myMarker = 'o';
    myTextColor = 'k';
end
    plot3(A(1, i), A(2, i),A(3, i), 'Marker'
,myMarker,'MarkerSize',10,'MarkerFaceColor',myColor ),grid on
    text(A(1, i),A(2, i),A(3, i),str1,'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman','HorizontalAlignment','center
','Color',myTextColor);
```

```

        plot3([Rec(1) A(1, i) ], [Rec(2) A(2, i) ], [Rec(3) A(3, i) ])
        plot3([ 0 A(1, i) ], [0 A(2, i) ], [0 A(3, i) ])
    end
    plot3(Rec(1),Rec(2),Rec(3), 'Marker'
, 'o', 'MarkerSize',5, 'MarkerFaceColor','y' )
    axis equal;
    view(50,19)
    hold off;
end

```

plotTimeHisto.m

```

function [allVisSv] = plotTimeHisto(iterations, storedData)
for j = 1:iterations
    VisSv = storedData(j).storeSV(:);
    VisSv = VisSv(isfinite(VisSv));
    allVisSv(j).visSv = VisSv;
    lengthSv(j) = length(VisSv);
    allVisSv(j).lengthSv = length(VisSv);
end
figure();
histogram(lengthSv);
xlabel ( 'Number of visible satellites' ) ;
ylabel ( 'Times found' );
y_labels = get(gca, 'YTick');
set(gca, 'YTickLabel', y_labels);
set(gca, 'YTickLabelMode', 'Manual');
x_labels = get(gca, 'XTick');
set(gca, 'XTickLabel', x_labels);
set(gca, 'XTickLabelMode', 'Manual');
end

```

plotVis.m

```

function plotVis(maskTime2, satInView )
currentFig = figure();
currentFig.Name = 'Visible satellites';

    hold on
    plot(maskTime2, satInView);
    xlabel ( 'time, s' );
    ylabel ( 'PRN' ) ;
    grid minor
    hold off
end

```

read_alm.m

```

function [satNumb, alm_full] = read_alm(Dat)
%Имя функции:
%Функция читает данные альманаха навигационных спутников GPS и ГЛОНАСС,
полученные в формате
%YUMA
fid = fopen(Dat);
if fid == -1
error('Error: Cannot open almanac file');
end
% read first line of the file
line = fgets(fid);
j = 0;
while (line ~= -1)
    lead = line(1);
switch (lead)

```

```

case'I'% PRN number
    temp = sscanf(line, '%*27c%d');
    j = j+1;
    alm_full(j).ID = temp;
case'E'% eccentricity
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).e = temp;
case'T'% time of applicability, seconds
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).TOA = temp;
case'O'% inclination
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).deltai = temp;
case'R'
if line(2) == 'a'% Right Ascension of the Ascending Node (RAAN),
    temp2 = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).OMEGADOT = temp2;
elseif line(2) == 'i'% Rate of RAAN, radians per second
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).omega0 = temp;
end
case'S'% square root of semimajor axis, meters %in original uses temp^2
semimajor axis
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).A05 = temp;
case'A'% argument of perigee
if line(2) == 'r'
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).omega = temp;
end
if line(2) == 'f'% Af0(s) and Af1(s)
if line(3) == '0'
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).Af0 = temp;
else
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).Af1 = temp;
end
end
case'M'% mean anomaly
    temp = sscanf(line, '%*27c%f');
    alm_full(j).M0 = temp;
case'w'
    temp = sscanf(line, '%*27c%d');
    alm_full(j).Week = temp;
end% end case/switch
    line = fgets(fid);
end% end while loop
max_kol = length([alm_full.ID]);
satNumb = max_kol;

```

Tim.m

```

function [week,modeweek,d,dweek,weeks]=Tim(d2,h,min,s)
week = floor(daysdif('1/6/1980',d2,3)/7);
modeweek=week;
d = daysdif('1/6/1980',d2,3);
dweek=fix(d-week*7);
weeks=(dweek)*24*60*60+h*60*60+min*60+s;
end

```

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Конин В. В., Ситак В. А. Концепция создания и развития подсистемы спутникового радионавигационного обеспечения в системе единой спутниковой системы передачи информации//Радиоэлектроника, 1999.- № 12.- с. 34- 39 (Изв. высш.учебн. заведений).
2. Конин В. В., Загоруйко В. В. Спутниковые навигационные системы//Деньги и технологии, 2000.- № 4. – с. 60 – 63.
3. Радіоновігаційний план України. Проект/Під загальною редакцією д.т.н. Кошового А. А.- Київ, вид. «КВІЦ», 2002.- 77 с.
4. Konin V., Shyshkov F. Extending the Reach of SBAS Some Aspects of EGNOS Performance in Ukraine/ InsideGNSS. – January– February 2015. – P.50 – 54.
5. Авиационная электросвязь. Радионавигационные средства.- ICAO, 2006.- Т.1.-598 с.
6. Konin V., Shyshkov F. European geostationary navigation overlay service in Ukraine/ Proceedings of the National Aviation University. – Kyiv: NAU, 2015. – V. 2. – P. 23-26.
7. GNSS Market Report, Issue 4/ European GNSS Agency, 2015.- p. 84.
8. Wikipedia Galileo.
[http://en.wikipedia.org/wiki/Galileo_\(satellite_navigation\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Galileo_(satellite_navigation)).
9. European Commission and ESA. "Galileo". // Technical document on the definition on services, www.esadefinition. – 2002. – 66 p.
10. “Mission High Level Definition” ESA and EC, 3 April 2001, <http://www.galileo-pgm.org/hndexrd.ht>.
11. GSSFP3.OM.001 – Operations Manual – Issue 1 – Revision 4. 2007.
12. G. Salgado and all. Understanding Galileo. A New Model Constellation Availability. // Galileo World, Spring – 2001.– P. 30–35.
13. ICD GALILEO

14. Конин В.В., Харченко В.П. Спутниковая радионавигация. – К.: - электронная версия. – 2007. – 711 с.
15. Veit Oehler, Francesco Luongo, Hans L. Trautenberg, Juan-Pablo Boyero, Jan Krueger, Tanja Rang The Galileo Integrity Concept and Performance. p. 11.
16. Galileo Mission High Level Definition, Galileo Joint Undertaking, Is 5, October 200.
17. Helmut Blomenhofer, Walter Ehret, Arian Leonard, Eduarda Blomenhofer GNSS/Galileo Global and Regional Integrity Performance Analysis. 2004. p. 10.
18. GSSFP3.OM.002 - Algorithms and Models - Issue 1 - Revision 5.pdf
19. Richard Broughton. Evaluation of a new satellite navigation integrity monitoring algorithm. – Cranfield, 2003. – P. 275.
20. Рыхлова Л., Бахтигараев Н. Новые проблемы околоземной астрономии // Околоземная астрономия. 2009. М.: Институт астрономии РАН, 2010.
21. Space Security index 2012 / Ed. C. Jaramillo. University of Waterloo, Ontario, Canada, 2012.
22. Space Track public satellite catalog maintained by the U. S. military. 2012. [Электрон. ресурс]. Режим доступа: online: <http://space-track.org>
23. Liou J.-C. et al. Improving the Near-Earth Micrometeoroid and Orbital Debris Environment Definition with LAD-C // 57th Intern. Astronautical Congress. Valencia, Spain. 2–6 Oct. 2006.
24. Satellite box score // Orbital Debris Quarterly News. 2012. V. 16. Iss. 4.
25. Olmedo E. et al. Cataloguing Performance of a Proposed European Space Situational Awareness System // Proc. 5th European Conf. on Space Debris. ESA/ESOC. Darmstadt, Germany. 2009.
26. Режим доступа:online:
http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/Space_Debris

ЗМІСТ

| | |
|---|-----------|
| ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ | 2 |
| ВСТУП | 5 |
| 1. СУПУТНИКОВА СИСТЕМА GALILEO | 11 |
| 1.1 Характеристики супутникової системи GALILEO..... | 11 |
| 1.2 Сервіси, що будуть запропоновані..... | 12 |
| 1.3 Структура та сегменти GALILEO | 14 |
| 1.4 Опорна система координат в GALILEO | 16 |
| 1.5 Частотний план і сигнали CPHC GALILEO..... | 18 |
| 1.6 Космічний сегмент GALILEO | 21 |
| 1.6.1. Дані навігаційного повідомлення GALILEO..... | 22 |
| 1.6.2. Ефемериди навігаційної системи GALILEO | 23 |
| 1.6.3. Системний час GALILEO (GST) і корекція часу..... | 25 |
| 1.7 Наземний сегмент GALILEO..... | 27 |
| 1.8 Цілісність GNSS. Концепція цілісності GALILEO | 29 |
| 1.8.1 Механізм системи тривоги та цілісність даних..... | 30 |
| 1.8.2 Концепція цілісності користувача | 35 |
| 1.9 Концепція (багато-) регіональної цілісності | 39 |
| 1.10 Алгоритм оцінки цілісності GSSF..... | 40 |
| 1.10.1 Розрахунок $PHMI (HAL)_{FF}$ | 41 |
| 1.10.2 Розрахунок $PHMI (VAL)_{FF}$ | 42 |
| 1.10.3 Розрахунок $PHMI (VAL, HAL)_{FF}$ | 43 |
| 1.10.4 Розрахунок $PHMI (HAL)_{FM}$ | 43 |
| 1.10.5 Розрахунок $PHMI (VAL)_{FM}$ | 45 |
| 1.10.6 Розрахунок $PHMI (VAL, HAL)_{FM}$ | 47 |

| | |
|--|------------|
| 1.8.7 Розрахунок <i>HPL/VPL (GAILEO)</i> | 47 |
| 2. КВАЗІЗЕНІТНА СУПУТНИКОВА СИСТЕМИ..... | 49 |
| 2.1 Огляд квазізенітної супутникової системи | 49 |
| 2.2 Огляд <i>QZSS</i> Космічного сегменту..... | 50 |
| 3. ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА КОМПЛЕКСУ <i>GSSF</i> | 54 |
| 3.1 Короткий огляд | 54 |
| 3.2 Можливості симуляцій та аналізів | 55 |
| 3.3 Функціональний огляд можливостей Сервісних Симуляцій..... | 56 |
| 3.4 Розвиток новітніх технологій використовуючи симуляції | 58 |
| 4. СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЯ В КОСМІЧНОМУ ПРОСТОРИ | 60 |
| 4.1 Космічне сміття..... | 60 |
| 4.2 Застосування сигналів ГНСС у космосі..... | 62 |
| 4.3 Радіонавігаційне поле | 63 |
| 4.4 Оцінка доступності ГНСС у навколосемному просторі | 67 |
| 4.5 Концепція побудови моделі оцінки доступності супутників ГНСС | 68 |
| 5. ПРАКТИЧНІ РОБОТИ В КОМПЛЕКСІ <i>GSSF</i> | 73 |
| 5.1 Практична робота 1..... | 73 |
| 5.2 Практична робота 2..... | 78 |
| 5.3 Практична робота 3..... | 85 |
| 5.4 Практична робота 4..... | 91 |
| 5.5 Практична робота 5..... | 94 |
| ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ | 109 |
| ЗМІСТ | 111 |