

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ

Завідувач кафедри

д-р техн. наук, проф.

_____ В.Ю. Ларін

«__» _____ 2021 р.

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

Тема: «Модель системи придушення спуфінгу глобальними навігаційними системами»

Виконав: _____ **В.Р. Каленченко**

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

Нормоконтролер _____ **Т.Ф.Шмельова**

Київ 2021

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

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

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Ларін В.Ю.

_____ 2021р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

_____ Каленченка Володимира Романовича _____

1. Тема дипломної роботи: «Модель системи придушення спуфінгу глобальними навігаційними системами» затверджена наказом ректора від 22.10.2021 №2339/ст.
2. Термін виконання роботи: з 06.10.2021 по 13.12.2021
3. Вихідні дані до проекту: апаратно–програмний комплекс для обробки сигналів глобальних систем супутникової навігації GPS, ГЛОНАСС, Galileo, BeiDou та QZSS. Оброблена інформація використовується в середовищі Matlab для обрахунку і графічного представлення різних параметрів.
4. Зміст пояснювальної записки:
 - Загальний опис вразливостей приймачів сигналів глобальних супутникових навігаційних систем;
 - характеристики та можливості адаптивних антенних систем;
 - опис програмних компонентів для моделювання усунення перешкод спуфінгу за допомогою адаптивної антеної решітки;

– експериментальна оцінка ефективності представленої моделі придушення спуфінгу-

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

6. Календарний план–графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Вибір напрямку дослідження.	01.09.21 р. – 06.10.21 р.	Виконав:
2.	Огляд методів і технологій втручань у сигнали GNSS.	06.10.21 р. – 22.10.21 р.	Виконав:
3.	Дослідження характеристик і можливостей адаптивних антенних систем.	22.10.21 р. – 27.10.21 р.	Виконав:
4.	Дослідження можливостей адаптивних антенних систем.	27.10.21 р. – 09.11.21 р.	Виконав:
5.	Моделювання програмної частини в середовищі Matlab. Аналіз і обробка результатів.	09.11.21 р. – 27.11.21 р.	Виконав:
6.	Оформлення пояснювальної записки та інших документів	27.11.21 р. – 08.12.21 р.	Виконав:
7.	Підготовка документів та презентації	08.12.21 р. – 13.12.21 р.	Виконав:

7. Дата видачі завдання: "06" жовтня 2021 р.

Керівник дипломного проекту _____ Конін Валерій Вікторович

Завдання прийняв до виконання _____ Каленченко Володимир Романович

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи магістра «Модель системи придушення спуфінгу глобальними навігаційними системами»: 109 с., 52 рис., 16 табл., 2 дод., 30 джерел.

Об'єкт дослідження – супутникові навігаційні системи.

Мета роботи – створення системи придушення спуфінгу GNSS на базі чотирьохелементної адаптивної антеної решітки й оцінити її ефективність використовуючи multi-GNSS в статичному режимі.

Мета дослідження – проаналізувати отримані експериментальні дані після моделювання заглушення завади адаптивною антеною решіткою та зробити висновки про ефективність системи та можливості подальшої навігації.

В першому розділі дипломної роботи був проведений аналітичний огляд проблеми втручання до навігаційної апаратури за допомогою радіоперешкод, наведені характеристики сигналів GNSS і методи впливу на них.

У другому розділі розглянуто принцип роботи адаптивної антеної решітки, описана модель придушення спуфінгу на базу адаптивної антеної системи.

У третьому розділі відображено блок-схему програмної частини роботи у середовищі Matlab, описано функціонування кожного блоку моделі.

У четвертому розділі коротко описаний приймач OEM719, розглянуто інтерфейс програми Novatel Connect 2.3.2, описаний принцип формування вхідних даних. У цьому ж розділі показані та проаналізовані отримані результати дослідження.

СПУФІНГ, СИСТЕМИ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ, ТОЧНІСТЬ,
АДАПТИВНА АНТЕНА РЕШІТКА, НАВІГАЦІЙНИЙ ПРИЙМАЧ,

КОРИСНИЙ СИГНАЛ, ЗАВАДА, ПРИДУШЕННЯ ЗАВАД, ДІАГРАМА
СПРЯМОВАНOSTI

АРКУШ ЗАУВАЖЕНЬ

ЗМІСТ

ВСТУП.....	8
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	10
РОЗДІЛ 1 ВРАЗЛИВОСТІ ГЛОБАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ.....	11
1.1 Вразливість GNSS.....	11
1.2 Методи та технології атак на сигнали GNSS.....	20
1.3 Вибір напрямку дослідження.....	27
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1.....	28
РОЗДІЛ 2 АДАПТИВНА АНТЕНА РЕШІТКА.....	29
2.1 Аспекти побудови адаптивних систем на базі антенних решіток....	29
2.2 Показники якості ААС.....	30
2.3 Принцип дії, структура та характеристики адаптивної антеної решітки	31
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2.....	37
РОЗДІЛ 3 КОМП'ЮТЕРНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ ПРИДУШЕННЯ СПУФІНГУ.....	38
3.1 Блок-схема комп'ютерної моделі.....	38
3.2 Вхідні дані.....	40
3.3 Вирішення рівняння адаптації.....	46
3.4 Розрахунок діаграми спрямованості.....	48
3.5 Конфігурація блоків моделі системи придушення спуфінгу.....	49

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3.....	51
РОЗДІЛ 4 МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ ПРИДУШЕННЯ СПУФІНГУ.....	52
4.1 Формування експериментальних даних для моделювання.....	52
4.2. Сценарії придушення спуфінгу.....	57
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4.....	93
ВИСНОВКИ ДО ДИПЛОМНОЇ РОБОТИ.....	94
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	97
ДОДАТОК А.....	101
ДОДАТОК Б.....	107

ВСТУП

Актуальність дослідження. З безперервним ростом використання GNSS технологій у сучасному світі зростає потреба захисту навігаційної апаратури користувача від навмисних чи ненавмисних втручань шляхом радіоперешкод. Сигнали GNSS на вході антени дуже слабкі та мають номінальний рівень - 130dBm, через що апаратура користувача може піддаватися навмисному приглушенню сигналів супутників або навмисним перешкодам (spoofing GNSS), які імітують сигнали навігаційних супутників створюючи задані зловмисниками умови для руху об'єкта по траєкторії чи розрахунок координат з великими помилками.

Одним з найбільш перспективних напрямків розв'язку проблеми захисту каналів зв'язку й передачі даних від перешкод є розробка обладнання їх адаптивної компенсації, що автоматично пристосовуються до завадової умови. За останні роки проведено багато робіт, присвячених використанню адаптивних методів компенсації активних перешкод, що стосуються переважно для систем супутникової навігації та у значно меншому ступені до систем радіозв'язку.

Актуальність даної теми полягає у потребі створення адаптивної антенно-приймальної системи, яка передбачає автоматичне виявлення та усунення корельованих радіоперешкод без втручання до навігаційної апаратури користувача, зберігаючи при цьому максимальну кількість корисних сигналів. Такий адаптивний механізм лише при відмінностях у структурі сигналів (просторових, тимчасових, частотних, поляризаційних) дозволяє розпізнати корисний сигнал від перешкоди та адаптивно усунути її.

Зростання у XXI столітті кількості автоматизованих систем керування як для приватного користування, так і для комерційного, наприклад

автомобільних автопілотів чи роботизованих логістичних дронів, які використовують для навігації сигнали супутникових навігаційних систем і можуть стати підконтрольними злодіям опанувавши технологію спуфінгу, теж збільшують актуальність проблеми.

Враховуючи це, темою дипломної магістерської роботи було обрано **«Модель системи придушення спуфінгу глобальними навігаційними системами»**. В основі цієї роботи лежить створення адаптивної антеної системи придушення спуфінгу, аналіз її ефективності за різними сценаріями адаптації та розташування перешкоди, оцінка точності навігації користувачем після усунення спуфінгу.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

DOP – Dilution of precision (Погіршення точності)

GPS – Global Positioning System (Система глобального позиціонування)

GNSS – Global Navigation Satellite System (Глобальна навігаційна супутникова система)

QZSS – Quasi-Zenith Satellite System (Квазізенітна супутникова система)

ААР – Адаптивна антена решітка

ААС – Адаптивна антена система

АР – Адаптивна решітка

ДС – Діаграма спрямованості

РОЗДІЛ 1 ВРАЗЛИВОСТІ ГЛОБАЛЬНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ

1.1 Вразливість GNSS

При використанні технології GNSS одним із основних проблематичних питань є захист апаратури користувача від навмисних та ненавмисних радіоперешкод. Сигнали GNSS на вході антени користувача мають номінальний рівень -130 dBm і навігаційна апаратура користувача може піддаватися навмисному приглушенню сигналів супутників і навмисним перешкодам (spoofing GNSS), які імітують сигнали GNSS та можуть створити умови для руху об'єкта по заданій зловмисниками траєкторії.

Спуфінг – це радіоперешкода, яка являє собою сигнал подібний сигналам навігаційних супутників. У спуфінг закладається хибна інформація, яка сприймається навігаційним приймачем як корисний сигнал. У результаті приймач приймає хибні координатні рішення, об'єкт рухається по траєкторії заданій злоумисниками чи з великими помилками здійснює синхронізацію часу. Хибний сигнал складається із сигналів усіх супутників і приймається навігаційним приймачем з одного напрямку. Після придушення хибного сигналу приймач повинен працювати у штатному режимі при умові, що приймається необхідне число сигналів навігаційних супутників.

У XXI столітті проблема захисту каналів зв'язку і передачі даних від перешкод при використанні радіо каналів має винятково важливіше значення. У зв'язку з безперервним зростанням потоку переданої інформації, відповідальності й складності розв'язуваних автоматизованими системами керування завдань актуальність зазначеної проблеми постійно збільшується. Безперервне зростання у світі кількості безпілотних автомобільних, дронівих та роботизованих систем, які використовують для навігації сигнали супутникових навігаційних систем, теж збільшують актуальність проблеми.

Одним з найбільш перспективних напрямків розв'язку проблеми захисту каналів зв'язки й передачі даних від перешкод є розробка обладнання їх адаптивної компенсації, що автоматично пристосовуються до завадової умови. За останні роки проведено багато робіт, присвячених використанню адаптивних методів компенсації активних перешкод, що стосуються переважно для систем супутникової навігації та у значно меншому ступені до систем радіозв'язку. У працях [1, 2] класифікуються сценарії навмисного втручання у навігаційний сигнал, оцінюються соціальноекономічні наслідки, розглядаються системи моніторингу загроз GNSS, повідомлення про загрози, пропонується система звітності. Значна увага приділяється методам моніторингу RFT. У [3] розглядаються характеристики перешкод при польоті повітряного судна, у [4, 5, 6] вивчається вразливість GPS на морських суднах, у [7] у реальному часі досліджується вплив завад на сигнали супутників на автомобільному транспорті, у роботах [8, 9, 10] розроблені методи виявлення спуфінгу GNSS, у тому числі того, який повільно змінюється та важко відслідковується.

У згаданих вище роботах найбільша увага приділена питанням обробки інформації на тлі корельованих перешкод, що передбачає не тільки нагромадження корисних, але й компенсацію сигналів, що заважають. Така обробка можлива лише при відмінностях у структурі корисного сигналу й перешкоди (просторових, тимчасових, частотних, поляризаційних), що дозволяють виділити, що компенсує напруга перешкод і виключити корисний сигнал з ланцюгів адаптації.

Найбільш діючим способом придушення перешкод у цей час визнане застосування адаптивних антенно-приймальних систем (ААПС) на базі антенних решіток [11, 12, 13]. Основна перевага ААПС полягає в здатності таких систем завдяки багатоканальності автоматично виявити присутність джерел перешкод і пригнічувати їхні сигнали на виході системи. При цьому результуюча ефективність набагато вище, чим при звичайних відомих

способах, як наприклад, при використанні широкосмугових сигналів або гостроспрямованих антен.

Адаптивна антенно-приймальна система містить у собі багатоеlementні антенні решітки, діаграмостворюючу підсистему й адаптивне прийомне обладнання, що здійснює автоматичне підстроювання діаграми спрямованості антени з утвором провалів у напрямку приходу перешкод.

Умова приймання корисного сигналу при цьому практично не погіршується через підтримку потрібної форми ДС. В ААПС для збільшення вихідного відношення сигнал/перешкода використовується відмінність просторових характеристик сигналів та перешкод, тобто здійснюється просторова фільтрація.

Придушення здійснюється на вході навігаційного приймача, де динамічний діапазон апаратури вище, чим у наступних каскадах (у місцях традиційного ослаблення перешкод).

Враховуючи, що ААС можуть використовуватися як для бортових приймачів GNSS, так і для наземної апаратури, наприклад, контрольно-корегуючих станцій (ККС) додатково наносяться відмінності в обмежених умовах.

Для ААС бортових навігаційних приймачів необхідно зважати на тверді обмеження на масогабаритні показники й енергоспоживання. У той же час для таких ААС важливо досягти швидкодії, що задовольняє динамічно зміни сигнально-завадову обстановку при маневрі літального апарата. Звідси впливає необхідність вибирати АР з малою кількістю елементів, що впливає на вибір адаптивного алгоритму керування.

Для ААС аеродромних контрольно-коригувальних станцій антенна решітка може мати значно більше число елементів. Це дозволяє ставити перед ААС додаткові завдання, такі, наприклад, як придушення перешкод від

більшого числа постановників і визначення їх місця розташування при організації ККС у багатопозиційні системи.

Вимоги до швидкодії таких ААС не дуже великі. Але при відповідній постановці завдання може з'явитися необхідність у точному визначенні кутових координат постановника перешкод. Звідси випливають особливості вибору алгоритму адаптації.

Основні смуги частот, що використовуються для авіаційних цілей складають приблизно 14% усього радіочастотного спектра і забезпечують дві головні функції: зв'язок "земля - повітря" та радіонавігацію. Крім того, швидко поширюється впровадження супутникових служб, як визначено політикою ІКАО у відношенні систем зв'язку, навігації та нагляду/організації повітряного руху (CNS/ATM), узгодженій на десятій Аеронавігаційній конференції та схваленій Радою ІКАО. Міжнародна система узгоджень, що стосується завад для радіослужб, зберігається в документі Міжнародного союзу електрозв'язку (МСЕ), котрий називається "Регламент радіозв'язку". Положення цього документу визначають обставини та процедури, що стосуються пред'явлення вимог до інших адміністрацій МСЕ приймати профілактичні міри у тих випадках, коли має місце несприятливий вплив завад.

Аналіз розподілу смуг частот Регламенту радіозв'язку дозволяє відмітити такі моменти.

Рухома супутникова служба (MSS), що використовується для пошуку та порятунку, працює у смузі частот 406-406,1 МГц. Потенційно у смугу приймача GNSS може потрапляти 3 гармоніки випроміненого MSS сигналу. MSS використовується як супутниковий зв'язок, що випромінюється в діапазонах (1525-1559) МГц та 1626,5-1660,5 МГц, безпосередньо примикає до діапазону GNSS.

Те саме можна сказати про авіаційний радіозв'язок(ДМБ/ВОРЛ/БСПС).

Слід зазначити, що розглядається пропозиція про розподіл смуги (1880-1215) МГц для системи “Гамлет”. Випромінювання РЛС у смузі (2700-3300) МГц може потрапляти у смугу GNSS у вигляді другої субгармоніки.

Останнім часом набула поширення практика сумісного використання частот авіаційних смуг іншими службами. До смуг частот, де така практика вже проводиться, відноситься смуга (5000-5250) МГц. Тому слід звернути увагу на потенційну загрозу проникнення третьої субгармоніки.

Як особливий випадок розглядається промислове, наукове, медичне обладнання (ПНМ). Воно визначається як обладнання, що призначене для генерування та місцевого використання радіочастотної енергії для промислових, наукових, медичних цілей, за виключенням застосування в області електрозв’язку. Випромінювання особливо високої потужності генеруються в таких процесах, як гартування металу.

У Регламенті радіозв’язку ПНМ-обладнання [14] не підпадає під визначення радіослужби та не є предметом якихось положень Регламенту. Тим не менше частоти для використання ПНМ-обладнання зазначені у слідуючи рядках:

- 13553-13567 кГц (центральна частота 13560 кГц),
- 26957-27283 кГц (центральна частота 27120 кГц),
- 40,66-40,70 МГц (центральна частота 40,68 МГц),
- 902-928 МГц в Район 2 (центральна частота 915 МГц),
- 2400-2500 МГц (центральна частота 2450 МГц),
- 5725-5875 МГц (центральна частота 5800 МГц),
- 24-24,25 ГГц (центральна частота 24,125 ГГц).

Гармоніки випромінюваних ПНМ-обладнанням коливань можуть спричиняти завадовий вплив, особливо на засоби ОВН-зв’язку.

Розглянемо вимоги стандартів і рекомендованої практики ІКАО.

Для приймачів GPS і ГЛОНАСС (без функціональних доповнень) оцінка завадостійкості проводиться з використанням таких характеристик [14]:

- похибка у визначенні дальності - 0,4 м (GPS), 0,8 м (ГЛОНАСС);
- частота помилок у слові – 1 на 10^4 слів (GPS і ГЛОНАСС).

Ці дані не враховують умов поширення сигналу, а також похибок часу й ефемерид навігаційних супутників.

Зазначені характеристики повинні забезпечуватися у заводській обстановці, що наведена нижче для різних етапів польоту.

Приймачі GPS, які використовуються на етапі точного заходу на посадку, повинні задовольняти вимоги до експлуатаційних характеристик у присутності завод у вигляді гармонійних коливань, рівень потужності яких на антенному вході дорівнює граничним значенням таблиці 1.1.

Відповідно для ГЛОНАСС дані наведені в таблиці 1.2.

Що стосується шумоподібних перешкод, то відповідні дані наведені в таблицях 1.3 і 1.4.

Для GPS у смузі частот $1575,42 \text{ МГц} \pm B_{wi} / 2$ при рівні корисного сигналу – $-164,5 \text{ дБ Вт}$, для ГЛОНАСС у смузі частот $f_k \pm B_{wi} / 2$, де $f_k = 1602 \text{ МГц} + k_x$ $0,6525 \text{ МГц}$ (k від -7 до 4).

Значення граничних рівнів для імпульсних перешкод наведені в таблиці 1.5.

Таблиця 1.1 – Граничний рівень потужності сигналів, які отримують приймачі GPS

Значення частот сигналу, що заважає f_i ;	Порогові значення завади для приймачів, що використовуються на етапі точного заходу на посадку
$f_i < 1315 \text{ МГц}$	$-4,5 \text{ дБВт}$
$1315 \text{ МГц} < f_i < 1525 \text{ МГц}$	Лінійно зменшується від $-4,5 \text{ дБВт}$ до -42 дБВт

1 525 МГц < f_i < 1565,42 МГц	Лінійно зменшується від -42дБВтдо -150,5дБВт
1565,42 МГц < f_i < 1585,42 МГц	-150,5 дБВт
1585,42 МГц < f_i < 1610 МГц	Лінійно зменшується від -150,5дБВтдо -60 дБВт
1610 МГц < f_i < 1618 МГц	Лінійно зменшується від -60 дБВт до -42 дБВт
1618 МГц < f_i < 2000 МГц	Лінійно зменшується від -42 дБВт до -8,5 дБВт
1610 МГц < f_i < 1626,5 МГц	Лінійно зменшується від -60 дБВт до -22 дБВт
1626,5 МГц < f_i < 2000 МГц	Лінійно зменшується від -22дБВтдо -8,5 дБВт
$f_i > 2000$ МГц	-8,5 дБВт

Таблиця 1.2 – Граничний рівень потужності сигналів, які отримують приймачі ГЛОНАСС

Значення частот сигналу, що заважає f_i ;	Порогові значення завади для приймачів, що використовуються на етапі точного заходу на посадку
$f_i < 1315$ МГц	-4,5 дБВт
1315 МГц < f_i < 1562,15625 МГц	Лінійно зменшується від -4,5 дБВт до -42 дБВт
1562,15625 МГц < f_i < 1583,6525 МГц	Лінійно зменшується від -42 дБВт до -80 дБВт
1583,65625 МГц < f_i < 1592,9525 МГц	Лінійно зменшується від -80дБВтдо -149дБВт
1592,9525 МГц < f_i < 1609,36 МГц	-149дБВт
1609,36 МГц < f_i < 1613,65625 МГц	Лінійно зменшується від -149 дБВт до -80 дБВт
1613,65625 МГц < f_i < 1635,15625 МГц	Лінійно зменшується від -80 дБВт до -42 дБВт

$1613,65625 \text{ МГц} < f_i < 1626,15625 \text{ МГц}$	Лінійно зменшується від -80 дБВт до -22 дБВт
$1635,15625 \text{ МГц} < f_i < 2000 \text{ МГц}$	Лінійно зменшується від -42 дБВт до -8,5 дБВт
$1626,15625 \text{ МГц} < f_i < 2000 \text{ МГц}$	Лінійно зменшується від -22 дБВт до -8,5 дБВт
$f_i > 2000 \text{ МГц}$	-8,5 дБВт

Таблиця 1.3 – Рівень потужності сигналів шумоподібних перешкод

Ширина частот завади	смуги	Порогове значення завади
$0 \text{ Hz} < B_{w_i} < 700 \text{ Hz}$		-150,5 дБВт
$700 \text{ Hz} < B_{w_i} < 10 \text{ kHz}$		$-150,5 + 6 \log_{10} (B_{w_i}/700)$ дБВт
$10 \text{ kHz} < B_{w_i} < 100 \text{ kHz}$		$-143,5 + 3 \log_{10} (B_{w_i}/10000)$ дБВт
$100 \text{ kHz} < B_{w_i} < 1 \text{ МГц}$		-140,5 дБВт
$1 \text{ МГц} < B_{w_i} < 20 \text{ МГц}$		Лінійно збільшується від -140,5 до -127,5 дБВт
$20 \text{ МГц} < B_{w_i} < 30 \text{ МГц}$		Лінійно збільшується від -127,5 до -121,1 дБВт
$30 \text{ МГц} < B_{w_i} < 40 \text{ МГц}$		Лінійно збільшується від -121,1 до -119,5 дБВт
$40 \text{ МГц} < B_{w_i}$		-119,5 дБВт

Таблиця 1.4 – Рівень потужності сигналів шумоподібних перешкод

Ширина частот завади	смуги	Порогове значення завади
$0 \text{ Hz} < B_{w_i} < 1 \text{ kHz}$		-149 дБВт

1 kHz < Bw _i < 10 kHz	Лінійно збільшується від	-149 до -146дБВт
10 kHz < Bw _i < 0,5 МГц		-146 дБВт
0,5 МГц < Bw _i < 10 МГц	Лінійно збільшується від	-146 до-133дБВт
10МГц < Bw _i		-133 дБВт

Таблиця 1.5 – Граничний рівень потужності імпульсних перешкод

	GPS і SBAS	ГЛОНАСС
Діапазон частот	1 575,42 МГц ± 10 МГц	От 1592,9525 до 1609,36 МГц
Порогове значення завади (Пікова потужність імпульса)	0 дБВт	0 дБВт
Тривалість імпульса	≤ 125 мкс < 1 мс	≤ 1 мс
Скважність	≤10%	≤ 10 %

Розглянемо літературні данні по РЕБ і РЕП.

У монографії [15] наводяться дані про постановники завад РЛС, які перекривають частковий діапазон апаратури GNSS.

Приведені дані свідчать, що є велика кількість літакових засобів активних радіозавад різного типу і великої потужності.

Опис системи авіаційної радіоелектронної розвідки АВАКС [3] свідчить, що до неї входить багатофункціональна РЛС AN/AP Y-7, яка працює в десяти сантиметровому діапазоні радіохвиль. Її передавач має потужність 1мВт в імпульсі. Друга гармоніка випромінювання цієї РЛС може бути завадою для системи GNSS.

В систему АВАКС також входить 14 радіостанцій дециметрового діапазону хвиль. В [16] також відмічається, що американська фірма “Бендікс” випускає РЛС середньої дальності з такими характеристиками: діапазон частот –1550-1850 МГц, потужністю передавача – 400 кВт, ширина діаграми спрямованості антени по азимуту - 14°, по куту місця - 30°.

Як повідомляється в [17], відомство США розробило засоби придушення цивільних GPS-сигналів у конкретних районах. За допомогою бортових та наземних пристроїв можна придушувати сигнали широкому регіоні. Причому, є припущення, що на військові сигнали ці засоби не діють. Центр Naval Air Warfare Center Weapons Division розмістив на своєму Web-сайті інформацію про використовувані ним GPS-глушники потужністю до 500 Вт.

В [18] повідомляється про активні завади одноразового використання. Спрямоване завадове випромінювання зі спектральною потужністю порядку 0,1 Вт/МГц, яке діє на час від години і більше може закидатись безпілотними ЛА, літальними апаратами, що пілотуються, доставляться артилерійськими снарядами чи диверсійними гуртами.

Додамо, що на сьогоднішній час з'явилося багато низькоорбітальних систем, наприклад, супутники зв'язку Starlink з орбітою 335км [19]. Їх сигнали практично завжди потрапляють до апаратури супутникової навігації з верхньої півсфери та мають потенційно небезпечні гармоніки.

1.2 Методи та технології атак на сигнали GNSS

Згідно класифікації, яка прийнята у більшості наукових публікацій, можна виділити наступні типи спуфінгу:

- асинхронні атаки;
- синхронні атаки;

- синхроні атаки з декількома передатчиками;
- meaconer (атака з репітером).

Принципіальна різниця синхроних і асинхроних атак у тому, чи потрапляє згенерований сигнал у вікно корельованого аналізу приймача GNSS чи ні (рис. 1.1) [20].

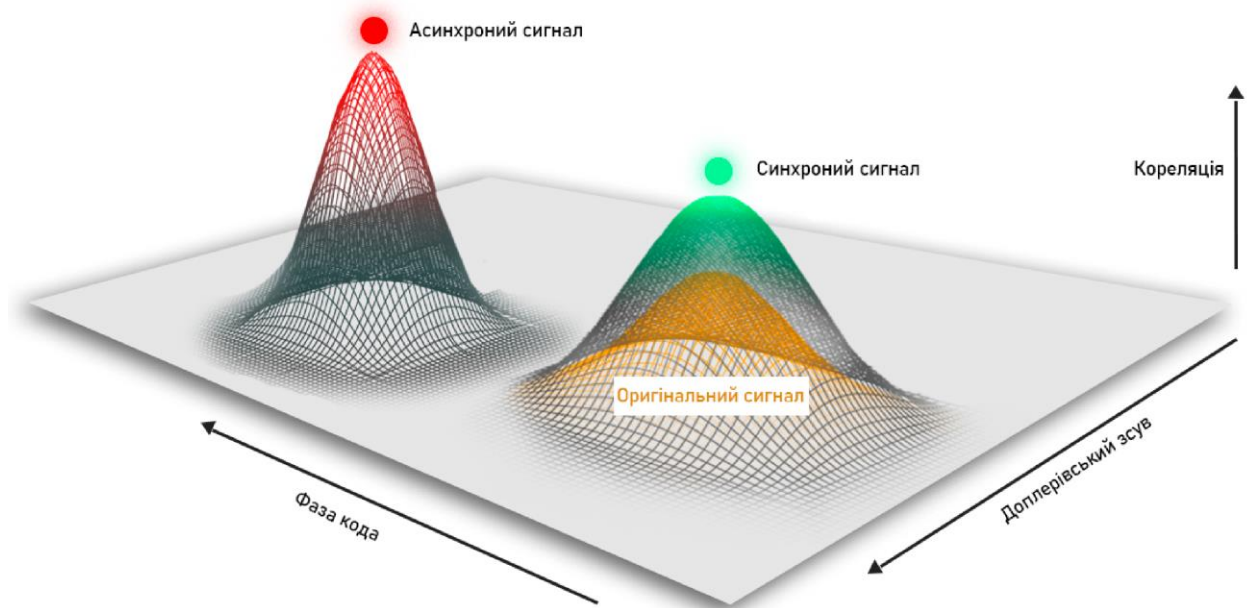


Рисунок 1.1 – Різниця між асинхроною та синхроною атакою [20]

Вмикаючись, навігаційний модуль знаходиться у режимі пошуку супутникового сигналу. Коли сигнали ідентифіковані, приймач переходить у режим спостереження. Приймач класифікує це як перешкоду, якщо сигнал спуфінгу не потрапляє до вікна кореляційного аналізу по фазі кода чи доплерівського зсуву.

Щоб виконати ефективну асинхрону атаку, необхідно на першому етапі порушити спостереження справжніх сигналів приймачем (рис 1.2). Як правило, це досягається за рахунок збільшення потужності спуфера. Відповідно, потужність генерованих сигналів у фазовому центрі приймальної антени да 40-50 дБ вище, ніж у справжніх сигналів супутників. Після невдалої

спроби відслідкувати сигнал більшість супутників переходить у режим пошуку та фіксують підробні сигнали (рис 1.3).

За умови синхронної атаки сигнали спуфера ідентичні супутниковим сигналам у синфазному та доплеровському режимі, тому приймач перемикається на імітаційні сигнали не порушуючи стеження сигналу. Під час синхронної атаки потужність спуфера повина перевищувати потужність супутникових сигналів на 4 дБ.

Таким чином, моделювання ідентичного часу та координат не може бути підтвердженням синхронної атаки.

Говорячи про методи виконання спуфінгу, Асинхрона атака найпростіша у реалізації. Достатньо мати будь-яку SDR-карту (soft-define radio): ADALM-Pluto [21], bladeRF [22], HackRF [23] або USRP [24] і завантажити програмне забезпечення з відкритим вихідним кодом для генерації супутникових сигналів GPS (в інтернеті, наприклад, github.com/osqzss/gps-sdr-sim) [20, 25]. Також можна використати будь-яке лабораторне обладнання виробництва Spirent, Rohde & Schwarz або NI з набором інструментів GNSS для Labview.

Щоб спровокувати асинхрону атаку достатньо згенерувати супутникові сигнали з правильною модуляцією та структурою кадра. Час і координати можна моделювати будь які.

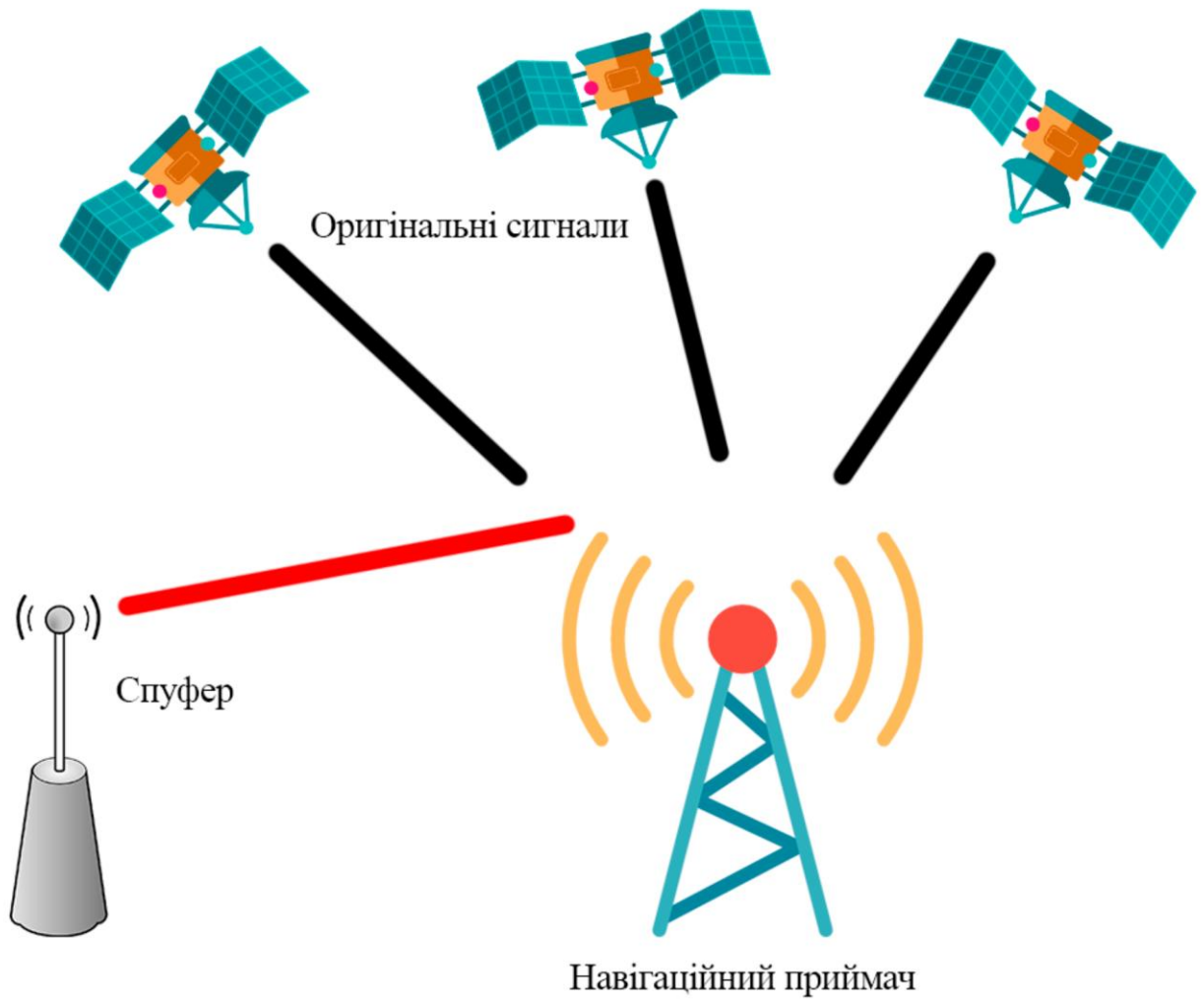


Рисунок 1.2 – Проста генерація потужних сигналів під час асинхронної атаки

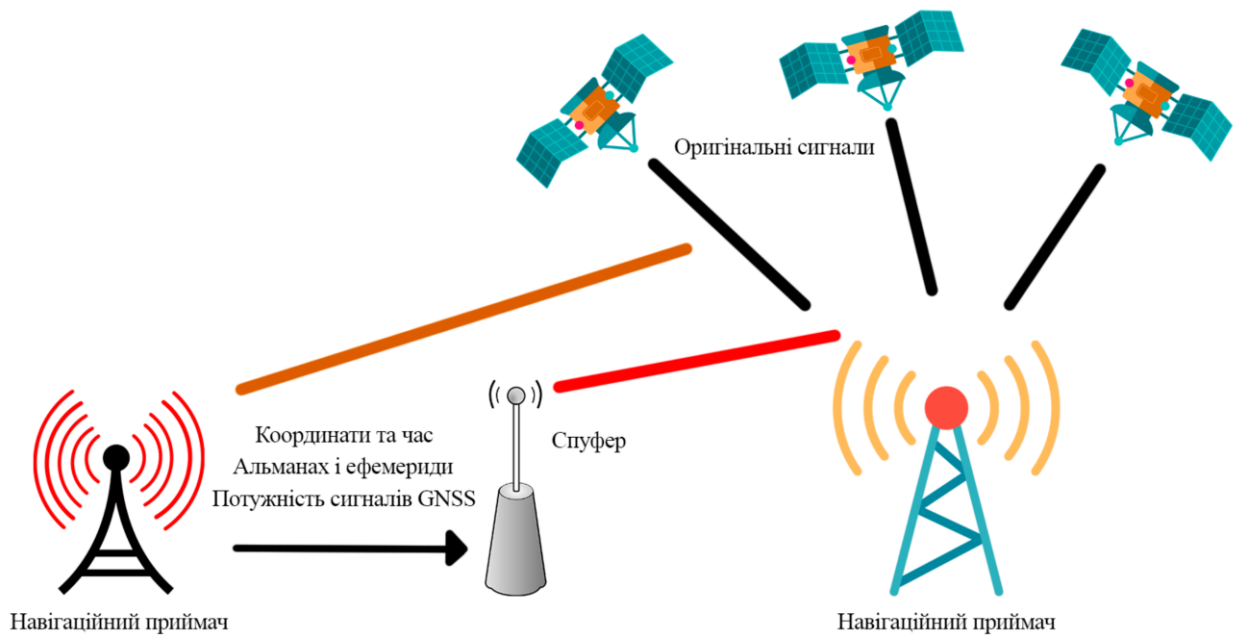


Рисунок 1.3 – Асинхронна атака з урахуванням характеристик сигналів GNSS

Синхрона атака більш складна. Виконання подібної атаки потребує точної синхронізації з супутниковими сигналами. Фазовий центр антени приймача GNSS повинен імітувати сигнали з точно такими ж фазою кода, доплерівським зсувом, координатами та відміткою часу. Згенеровані сигнали повинні містити еквівалентні дані альманаху та ефемерид.

На першому етапі синхронної атаки сигнали аналогічні легитимним, але мають невелику потужність (рис. 1.4).

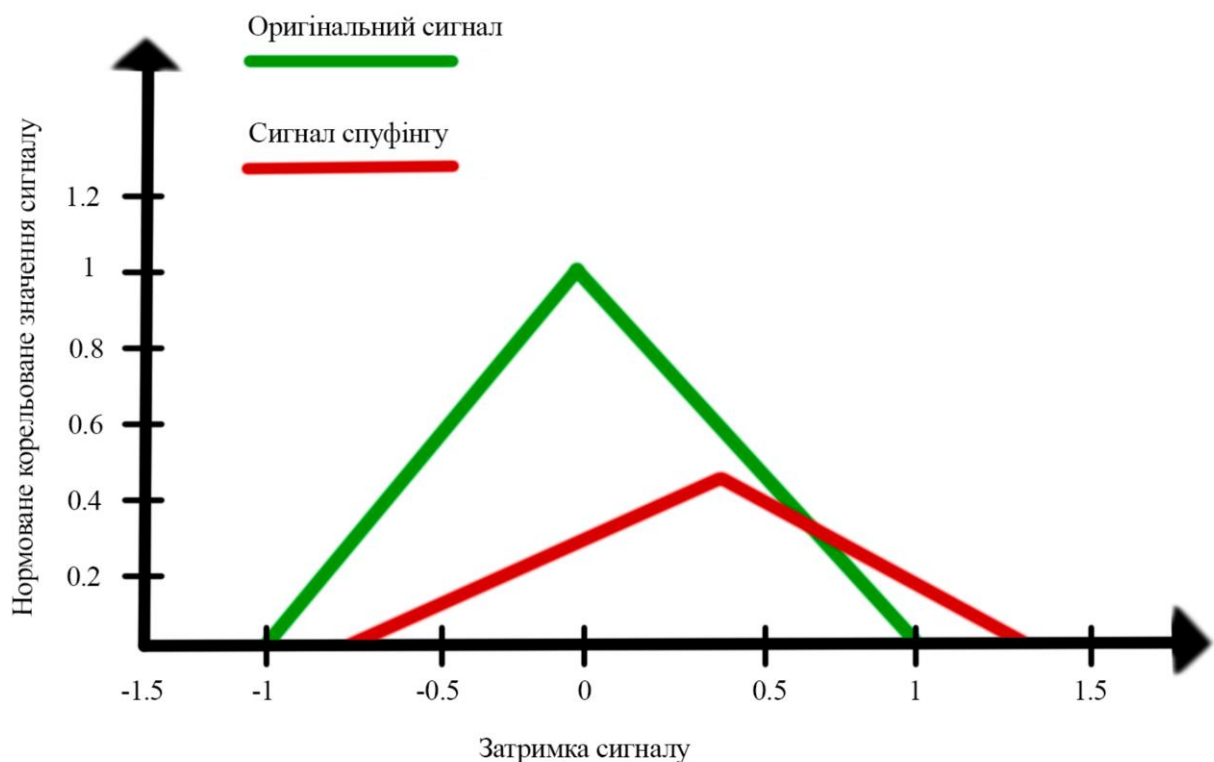


Рисунок 1.4. – Перший етап синхронної атаки, сигнал спуфінгу не потужний, але синхронізований по фазі та доплерівському зсуву

Потім потужність збільшується до рівня, як мінімум, на 4 дБ вищого потужності реальних сигналів (рис. 1.5).

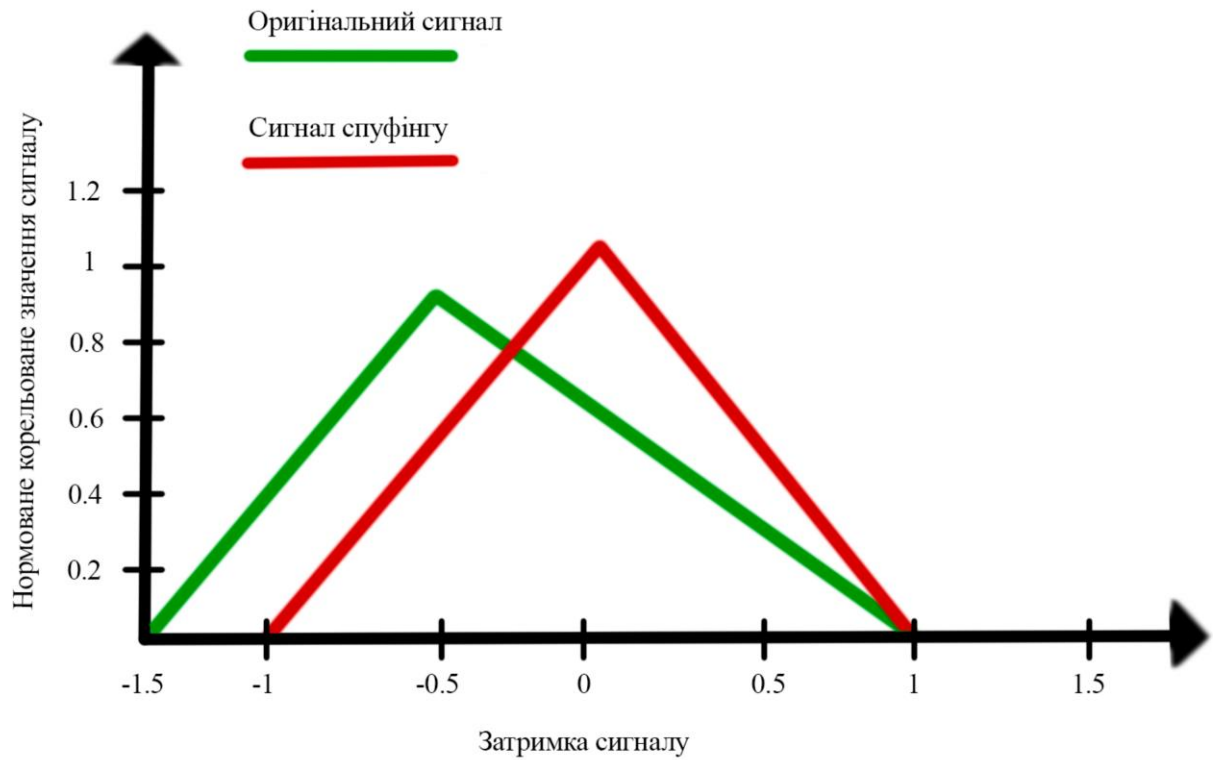


Рисунок 1.5 – Пругий етап синхронної атаки, сигнал спуфінгу плавно збільшує потужність

Таким чином, відбувається «захоплення» корелятора. Після чого можна застосовувати плавну зміну координат та/або часу (рис 1.6).

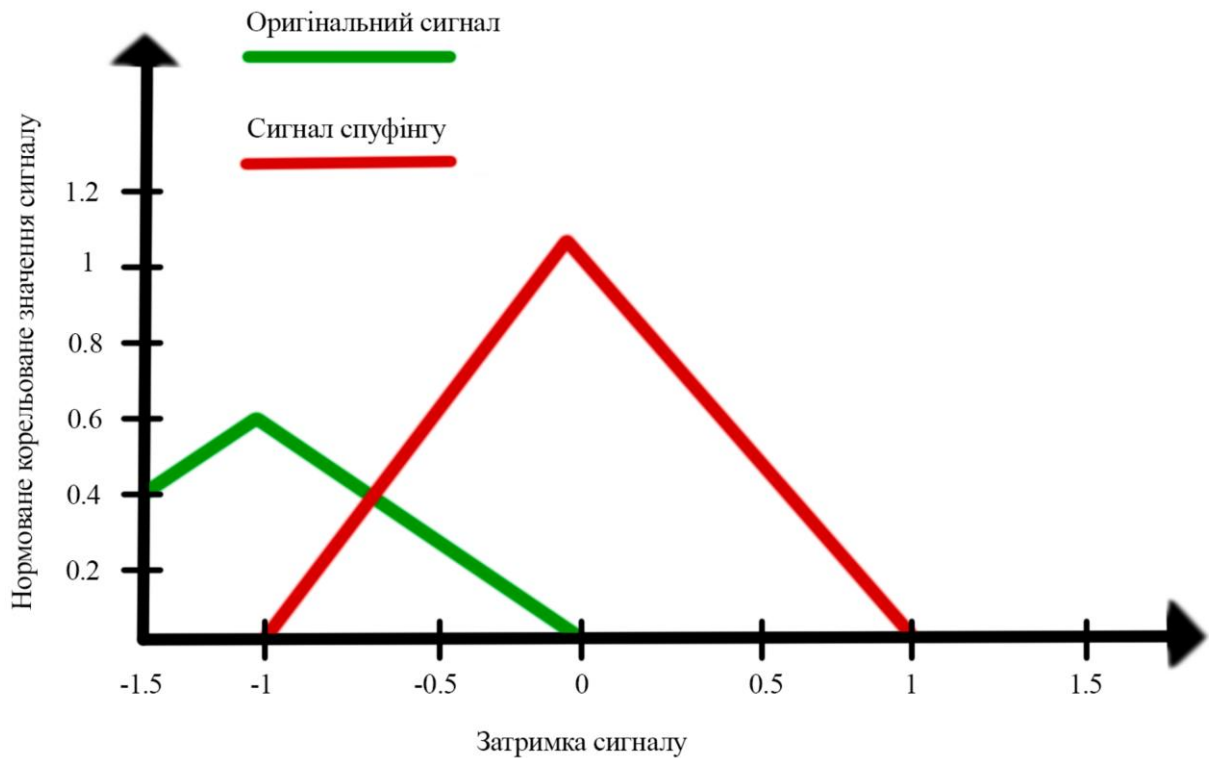


Рисунок 1.6 – Третій етап синхронної атаки, зміна характеристик та інформації у сигналі

Синхронні атаки з одним передатчиком можуть бути виявлені оцінкою кута приходу радіочастотного сигналу. Якщо всі супутникові сигнали приходять із одного напрямку – вони фальшиві. У випадку декількох передач цей метод виявлення не працює.

Для виконання синхронної атаки з декількома передатчиками необхідно декілька точно синхронізованих спуферів. Кожен повинен генерувати сигнал тільки від одного супутника. Генератори слід розміщувати навколо «мішені». Цей метод ускладнює алгоритми виявлення атак. Якщо дрони, які слідкують за супутниками, отримують сигнали від генераторів «хибних» сигналів, то можна провести еталону атаку (за умови точної синхронізації часу, фази, доплерівського зсуву та потужності). Для проведення еталонної атаки на всі навігаційні системи необхідно використати не менше 30-35 дронів із синхронізованими спуферами, з відповідною інерціальною навігаційною

системою та великим запасом енергії. Не існує прецедентів відносно того, чи проводилась коли-небудь подібна атака.

Для виконання атаки типу Meancore необхідно записувати сигнали навігаційних супутників і відтворювати їх. Атака можлива в асинхронному та синхронному сценарії. Доступні SDR-карти можуть бути використані для взлому. В інтернеті зустрічаються згадки про пристрої з приймачем, передатчиком та ПЛІС (англ. Programmable logic device, PLD). ПЛІС використовується для спотворення прийнятого сигналу в реальному часі. Основна перевага цього способу – можливість атакувати приймачі з криптографічним захистом [26]. Головний недолік – час може бути перенесений тільки у «минуле», разом із тонкостями спотворення координат.

1.3 Вибір напрямку дослідження

Із приведеного вище аналітичного огляду можна зробити висновок, що розробка та дослідження методів протидії та зменшенню впливу навмисних та ненавмисних радіоперешкод на супутникову навігаційну апаратуру є актуальною задачею. Одним із ефективних методів пом'якшення завад є застосування адаптивної антеної решітки. У зв'язку з цим, у даній дипломній роботі вирішуються наступні задачі:

- розгляд характеристик адаптивних антенних систем;
- створення комп'ютерної моделі придушення спуфінгу;
- моделювання системи пом'якшення та обробка результатів досліджень.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1

Отже, одним з найбільш перспективних напрямків розв'язку проблеми захисту каналів зв'язку й передачі даних від перешкод є розробка обладнання їх адаптивної компенсації, що автоматично пристосовуються до заводової умови. останні роки проведено багато робіт, присвячених використанню адаптивних методів компенсації активних перешкод, що стосуються переважно для систем супутникової навігації та у значно меншому ступені до систем радіозв'язку.

Актуальність даної теми полягає у потребі створення адаптивної антенно-приймальної системи, яка передбачає автоматичне виявлення та усунення корельованих радіоперешкод без втручання до навігаційної апаратури користувача, зберігаючи при цьому максимальну кількість корисних сигналів.

Із наукових робіт [8, 9, 10, 11, 12, 13] дізналися, що адаптивна антена система є досить ефективним методом протидії протидії навмисним та ненавмисним радіоперешкам, які можуть вводити в оману супутникову навігаційну апаратуру, через це створення та дослідження подібної системи було обране в якості дипломної роботи.

РОЗДІЛ 2 АДАПТИВНА АНТЕНА РЕШІТКА

2.1 Аспекти побудови адаптивних систем на базі антенних решіток

Основна причина пильної уваги до адаптивних антенних решіток полягає у здатності таких систем без апріорної інформації про завадову ситуації автоматично виявити присутність джерел завад і придушувати їх сигнали на виході, покращуючи тим самим прийом корисного сигналу.

Надійність систем з ААР вище ніж надійність систем зі звичайною АР. ДС звичайної АР при виході з ладу одного з її елементів може суттєво спотворитись через збільшення рівня бокових пелюсток. В ААР за рахунок автоматичної підстройки інших елементів рівень таких пелюсток буде зменшений до дозволеного. ААР дозволяє боротися також зі спотвореннями, обумовленими ефектами у ближній зоні, наприклад, через вплив крил і хвоста літака на ДС бортової антени. В ААР для збільшення вихідного ВСШ використовується різниця просторових характеристик сигналів та завад.

На початку 60-х років Хауелс обґрунтував можливість придушення завади ААР з допомогою формування нуля ДС в напрямку її джерела [27].

Вимоги до ААПС діляться на вимоги до перехідного і встановленого режимам.

Перехідний режим визначається відрізком часу, необхідним для підстройки адаптивної системи, в результаті якої досягається встановлений режим.

Встановлений режим настає після завершення перехідного та може визначатись різними характеристиками. Наприклад, вихідним відношенням потужності сигналу до суми потужностей завади та шуму.

Існує взаємозв'язок між швидкістю зміни нестационарного шумового поля та характеристиками адаптивної системи у встановленому режимі. В загальному випадку, чим повільніше такі зміни, тим краще характеристики

системи. Тому потрібно знаходити оптимальне компромісне рішення між швидкістю і точністю адаптації.

У літакових системах радіозв'язку найбільша швидкість перехідного процесу обмежена частотою модуляції сигналу. Найменша ж швидкість перехідного процесу визначається з умови забезпечення компенсації ефектів, обумовлених власними рухами літака.

Алгоритм адаптації обирається з урахуванням:

- характеристик сигналу;
- повноти апріорної інформації;
- оптимізуючих параметрів системи;
- необхідної швидкості адаптації процесу;
- схемної важкості;
- технологічних вимог;
- вартості.

2.2 Показники якості ААС

Адаптивні антенні системи GNSS використовуються для автоматичної зміни діаграми спрямованості таким чином, щоб максимально придушувати завади й приймати сигнали від навігаційних супутників з мінімальними втратами.

Тому за основний показник ефективності ААС приймаємо коефіцієнт виграшу у відношенні сигнал/завада

$$K_b = K_{nod} \cdot K_c,$$

де K_{nod} - коефіцієнт придушення завади, K_c - коефіцієнт зміни корисного сигналу після адаптації.

Коефіцієнт придушення завади визначається відношенням потужності завади на вході ААС до вихідної потужності завади.

Коефіцієнт зміни корисного сигналу дорівнює відношенню потужностей сигналів до й після адаптації системи.

Процес адаптації в ААС, обумовлений обраним алгоритмом, характеризується показниками швидкодії й стійкості.

Швидкодія характеризується інтервалом часу T_c , після закінчення якого досягається сталий режим, тобто коли вагові коефіцієнти максимально наближаються до оптимального.

Стійкість системи можна визначити середньоквадратичним відхиленням вагових коефіцієнтів W від сталого значення (математичного очікування) за час адаптації.

2.3 Принцип дії, структура та характеристики адаптивної антеної решітки

Адаптивна антена решітка (АР) складається з випромінювачів $-1, \dots, n$, фазообертачів- j_1, \dots, j_n , атенюаторів- A_1, \dots, A_n , суматора та модуля керування амплітудою та фазою рис. 2.1 [28].

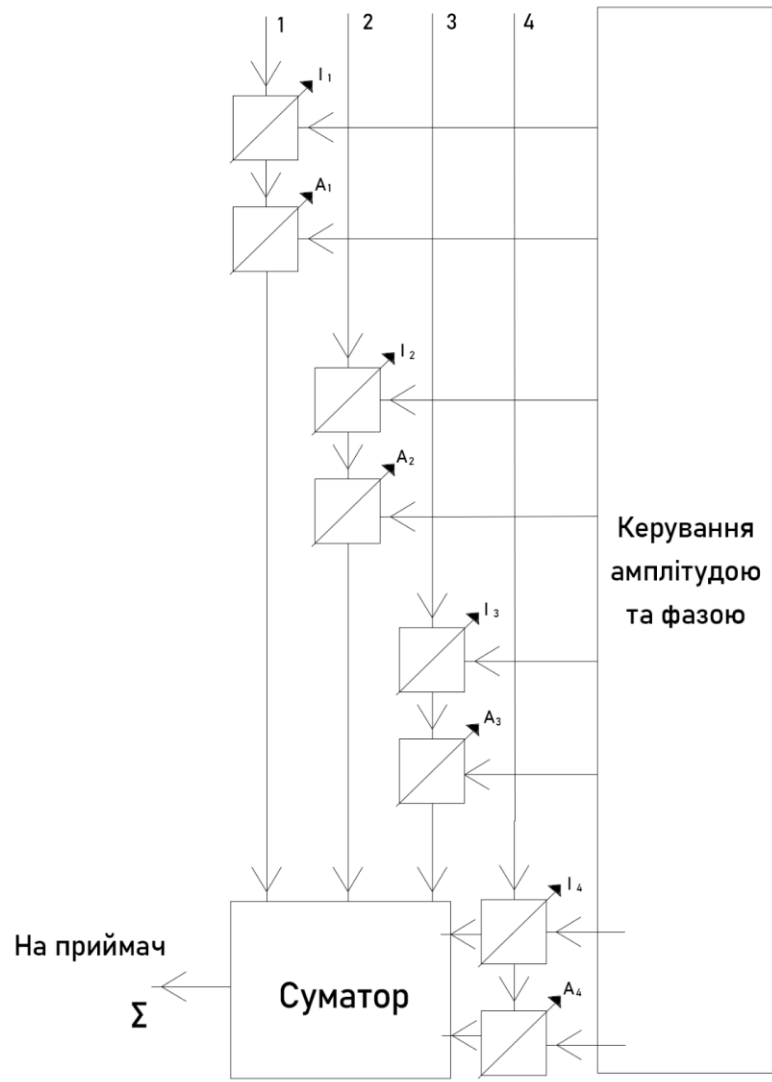
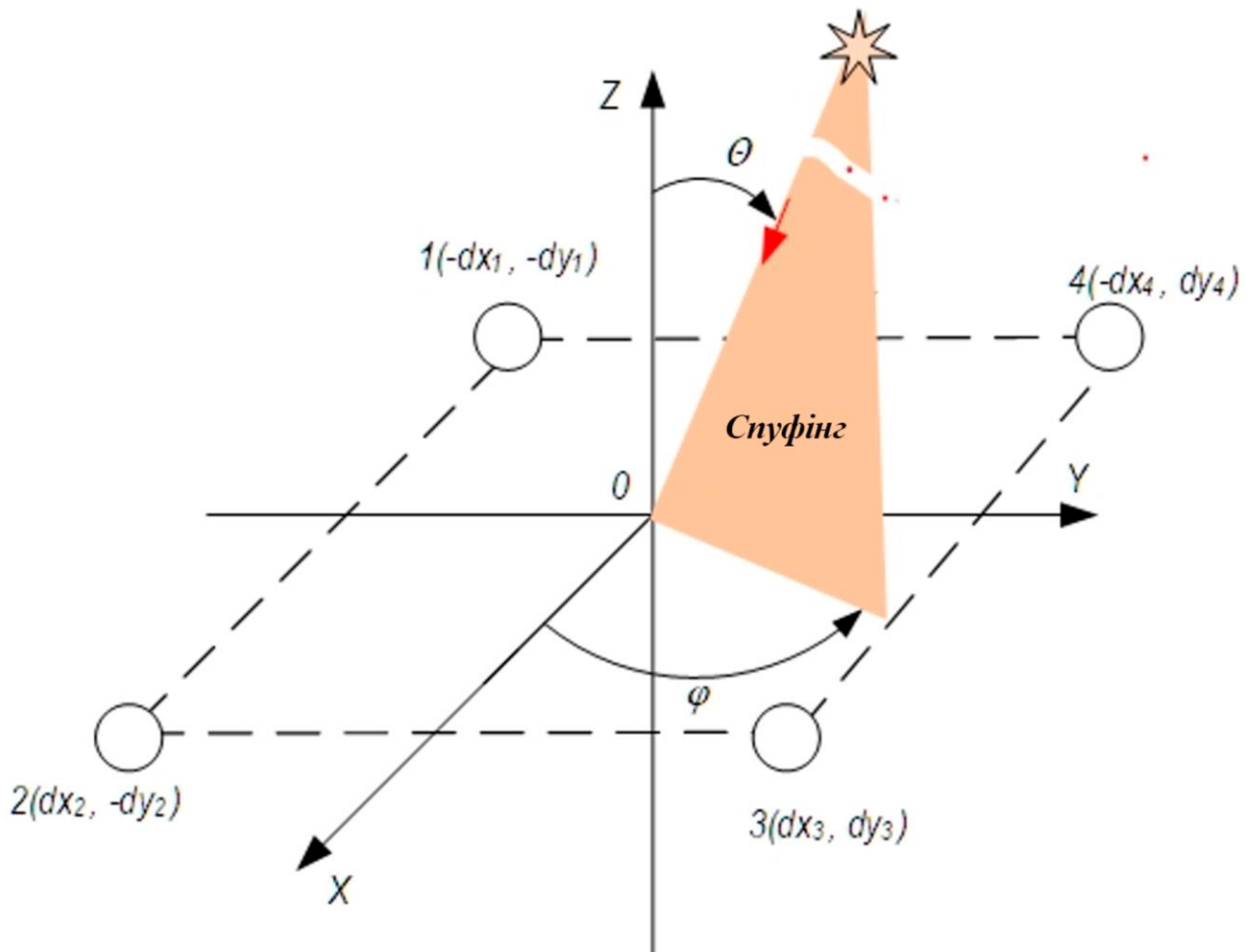


Рисунок 2.1 – Схема адаптивної антени решітки



Рисинок 2.2 – Апертура адаптивної антеної решітки

Діаграма спрямованості антеної решітки, яка складається із n -елементів, по полю має вигляд [26]: $D(q,j) = I(q,j) \times \prod_{i=1}^n A_i \times \exp(j \frac{2p}{l} \sin q (x_i \cos j + y_i \sin j))$,

де $I(q,j)$ - діаграма спрямованості випромінювача,

q - кут, який рахується від осі Z , співпадаючий з нормаллю до площині AP ,

j - кут, який рахується від осі X , лежачий у площині APP та перпендикулярній осі Y ,

x_i, y_i – координати фазового центра i -го випромінювача в прямокутній системі координат.

Позначимо сигнали у верхній півсфері відносно апертури АР (рис 2.2) $Sv(q_m, j_m)_n$, де q_m, j_m - кути, під якими сигнали потрапляють на АР, $m \in 1, \dots, m$ - кількість сигналів, $n \in 1, \dots, n$ - кількість каналів у АР;

S_{s_n} - коефіцієнт передачі від виходу випромінювача до виходу суматора.

Введені позначення дозволяють записати матричне рівняння

$$\begin{bmatrix} Sv(\theta_1, \varphi_1)_1 & Sv(\theta_1, \varphi_1)_2 & \dots & Sv(\theta_1, \varphi_1)_n \\ Sv(\theta_2, \varphi_2)_1 & Sv(\theta_2, \varphi_2)_2 & \dots & Sv(\theta_2, \varphi_2)_n \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ Sv(\theta_m, \varphi_m)_1 & Sv(\theta_m, \varphi_m)_2 & \dots & Sv(\theta_m, \varphi_m)_n \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_{\Sigma 1} \\ S_{\Sigma 2} \\ \dots \\ S_{\Sigma n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{\Sigma 1} \\ b_{\Sigma 2} \\ \dots \\ b_{\Sigma m} \end{bmatrix}. \quad (2.1)$$

У (2) параметр $Sv(q_m, j_m)_n$ слід розуміти як сигнал із верхньої півсфери, який надходить із напрямку q_m, j_m до випромінювача АР n .

Результуючий сигнал, який надходить на вхід приймача рівен сумі сигналів $\sum_1^m b_{\Sigma m}$. Якщо серед $Sv(q_m, j_m)_n$ присутній spoofing і його необхідно заглушити, то необхідно (2) уявляти у вигляді системи рівнянь, у якій коефіцієнти в стовпчиках $[S_{\Sigma 1} \ S_{\Sigma 2} \ \dots \ S_{\Sigma n}]^T$ невідомі, а елементам правої частини необхідно надавати значення, котрі б свідчили про певний рівень придушення спуфінгу.

Наприклад, якщо спуфінг з напрямку θ_1, φ_1 , то праву частину можна уявити як $[01\dots 1]^T$. Якщо це рівняння буде вирішено, то з напрямку θ_1, φ_1 не буде перешкод.

2.2 Модель системи придушення спуфінгу на базі адаптивної антеної решітки

Розглянемо чотирьохелементну АР. Випромінювачі АР розміщені на вершинах квадрату зі стороною b (рис 2.2).

Якщо на апертуру адаптивної АР падають слоскі електромагнітні хвилі від навігаційних супутників і постановника перешкод, то з (2) ми отримуємо

$$\begin{bmatrix} Sv(\theta_1, \varphi_1)_1 & Sv(\theta_1, \varphi_1)_2 & Sv(\theta_1, \varphi_1)_3 & Sv(\theta_1, \varphi_1)_4 \\ Sv(\theta_2, \varphi_2)_1 & Sv(\theta_2, \varphi_2)_2 & Sv(\theta_2, \varphi_2)_3 & Sv(\theta_2, \varphi_2)_4 \\ Sv(\theta_3, \varphi_3)_1 & Sv(\theta_3, \varphi_3)_2 & Sv(\theta_3, \varphi_3)_3 & Sv(\theta_3, \varphi_3)_4 \\ Sv(\theta_4, \varphi_4)_1 & Sv(\theta_4, \varphi_4)_2 & Sv(\theta_4, \varphi_4)_3 & Sv(\theta_4, \varphi_4)_4 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} S_{\Sigma 1} \\ S_{\Sigma 2} \\ S_{\Sigma 3} \\ S_{\Sigma 4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{\Sigma 1} \\ b_{\Sigma 2} \\ b_{\Sigma 3} \\ b_{\Sigma 4} \end{bmatrix}, \quad (2.2)$$

де

$$Sv(\theta_i, \varphi_i)_1 = \exp(-j \frac{\pi d}{\lambda} \sin \theta_i \cdot (x_1 \cos \varphi_i + y_1 \sin \varphi_i)),$$

$$Sv(\theta_i, \varphi_i)_2 = \exp(j \frac{\pi d}{\lambda} \sin \theta_i \cdot (x_2 \cos \varphi_i - y_2 \sin \varphi_i)),$$

$$Sv(\theta_i, \varphi_i)_3 = \exp(j \frac{\pi d}{\lambda} \sin \theta_i \cdot (x_3 \cos \varphi_i + y_3 \sin \varphi_i)),$$

$$Sv(\theta_i, \varphi_i)_4 = \exp(-j \frac{\pi d}{\lambda} \sin \theta_i \cdot (x_4 \cos \varphi_i - y_4 \sin \varphi_i)),$$

де

$Sv(\theta_i, \varphi_i)_m$ - сигнал на випромінювачі $m \in 1, \dots, 4$ з напрямку θ_i, φ_i , $b_{\Sigma i}$ - сигнал на виході сумматора з i -го напрямку, $i = 1, 2, \dots, 4$.

Систему рівнянь (2.2) назвемо рівняннями адаптації. Якщо серед сигналів $Sv(\theta_i, \varphi_i)_m$ є перешкода й її необхідно подавити на виході суматора, то $b_{\Sigma i}$ прирівнюється до нуля чи іншої прийнятної величини, з (2.2) визначаються вагомні коефіцієнти $[S_{\Sigma 1} S_{\Sigma 2} \dots S_{\Sigma n}]^T$ та підставляються діаграми спрямованості (2.1) замість $A_i, i = 1, 2, \dots, 4$. Як наслідок, отримуємо діаграму спрямованості АР, яка пом'якшує спуфінг. Для чотирьохелементної решітки права частина рівняння (2.2) уявлялась у вигляді $[b_{\Sigma 1} b_{\Sigma 2} b_{\Sigma 3} b_{\Sigma 4}]^T = [0111]^T$ через те, що перешкода з напрямку 1 повинна бути придушена, а сигнали з напрямків 2, 3 та 4 повинні сприяти формуванню коефіцієнтів $[S_{\Sigma 1} S_{\Sigma 2} S_{\Sigma 4}]^T$, за яких забезпечується достатне для продовження навігації розміщення супутників. Особливим питанням є процес формування матриці сигналів спуфінгу та супутників у лівій частині рівняння (2.2). У розглянутому методі у першому рядку матриці у рівнянні

(2.2) записується сигнал спуфінгу, а у рядках з другого до четвертого записуються сигнали будь-яких тьох супутників, які знаходяться у зоні видимості. Ці супутники обираються методом перебору до отримання задовольняючих конфігурацій супутників из тих, які залишилися після процедури адаптації перешкоди.

Критеріями задовольняючої конфігурації може бути величина геометричного фактору для решти супутників або топологія розміщення супутників, за якої можна прогнозувати достатню точність визначення координат. Ці питання ми детально не розглядаємо, оскільки вони аналізуються у багатьох джерелах і не мають складності. У подальшому коефіцієнти $[S_{\Sigma 1} S_{\Sigma 2} S_{\Sigma 4}]^T$ в (2.2) визначаються методом вирішення системи лінійних рівнянь четвертої складності.

Чотирьохелементна ААР (рис. 2.3) найбільш розповсюджена у застосуванні користувачами малорозмірних навігаційних приймачів.



Рисунок 2.3 – Випромінювачі чотирьохелементної ААР в декартовій системі координат

На рис. 2.4 – 2.5 зображені результати моделювання об'ємних діаграм спрямованості чотирьохелементної ААР після застосування процедур адаптації для деяких напрямків приходу сигналу-завади.

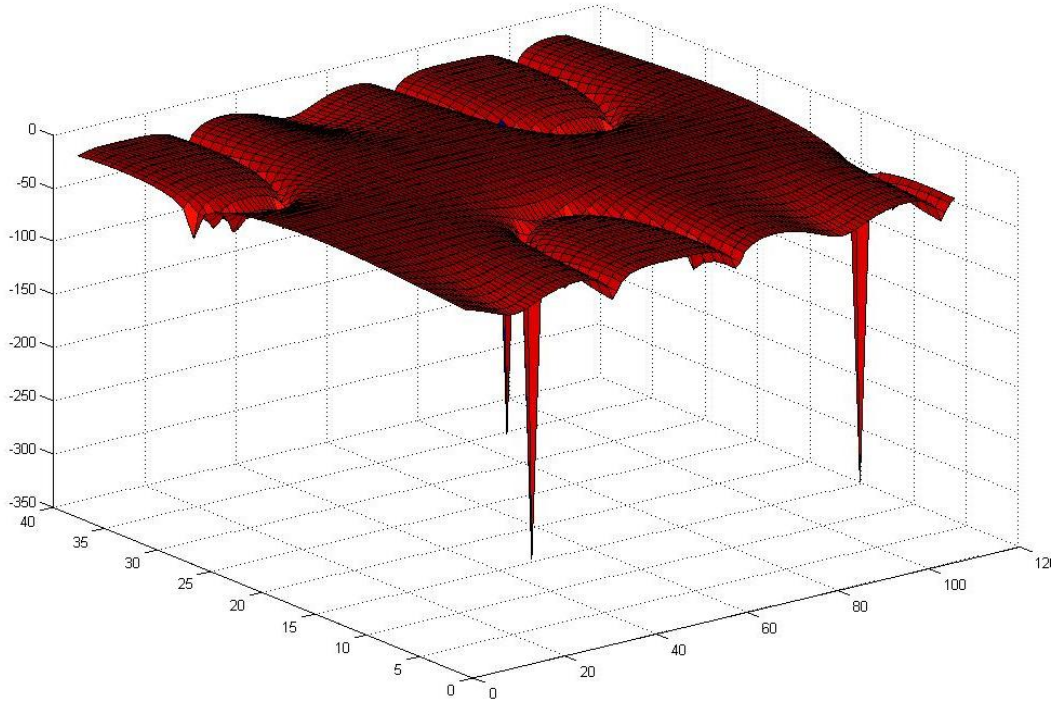


Рисунок 2.4 – Діаграма спрямованості ААР з $\theta = 45^\circ, \varphi = 170^\circ$

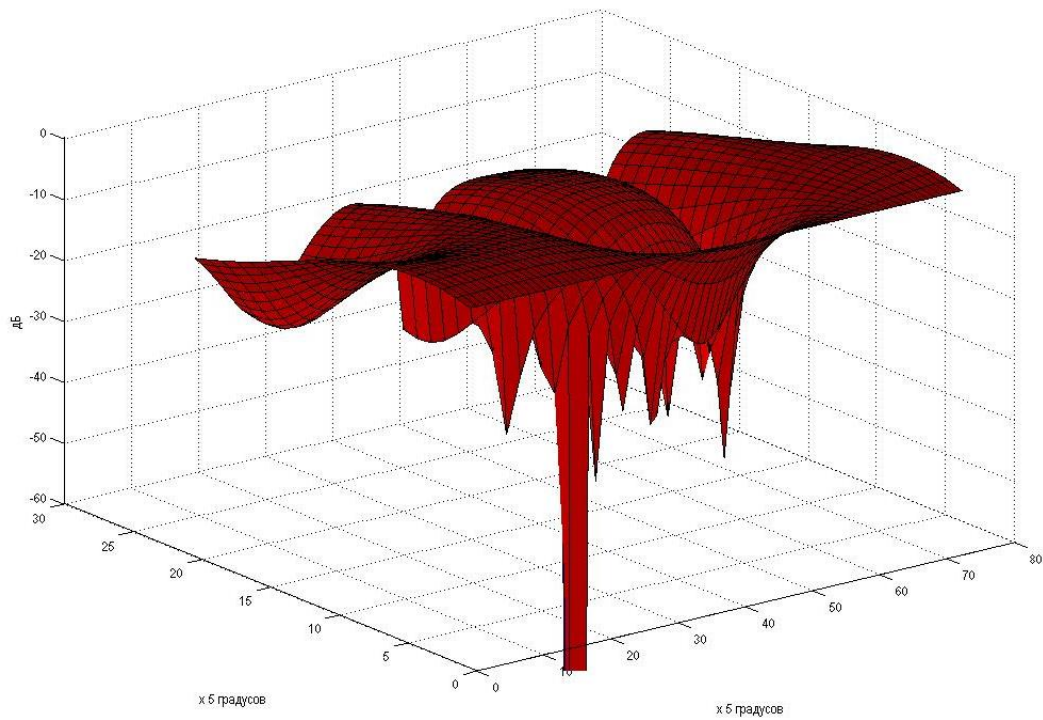


Рисунок 2.5 – Діаграма спрямованості ААР з $\theta = 50^\circ, \varphi = 75^\circ$

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2

Таким чином, адаптивна антена решітка дозволяє пом'якшити дію завади, яка надходить із певного напрямку. Із рисунка 2.5 видно, що після застосування процедури придушення перешкоди, діаграма спрямованості деформується. Навігаційний приймач отримає сигнал із верхньої півсфери.

Як відомо [29], для визначення координат необхідно мінімум 4 супутники та хороше їх розташування (низьке значення геометричного погіршення точності). Оскільки діаграма спрямованості деформується, то сигнали частини супутників не будуть сприйматися навігаційним приймачем, що може призвести до втрати навігації. У наступних розділах на основі математичного апарату, згаданого раніше, розроблюється та досліджується викладене проблематичне питання.

РОЗДІЛ 3 КОМП'ЮТЕРНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ ПРИДУШЕННЯ СПУФІНГУ

3.1 Блок-схема комп'ютерної моделі

Блок-схема комп'ютерної моделі системи придушення спуфінгу зображена на рис. 3.1. Модель складається з семи основних блоків та мають наступний зміст:

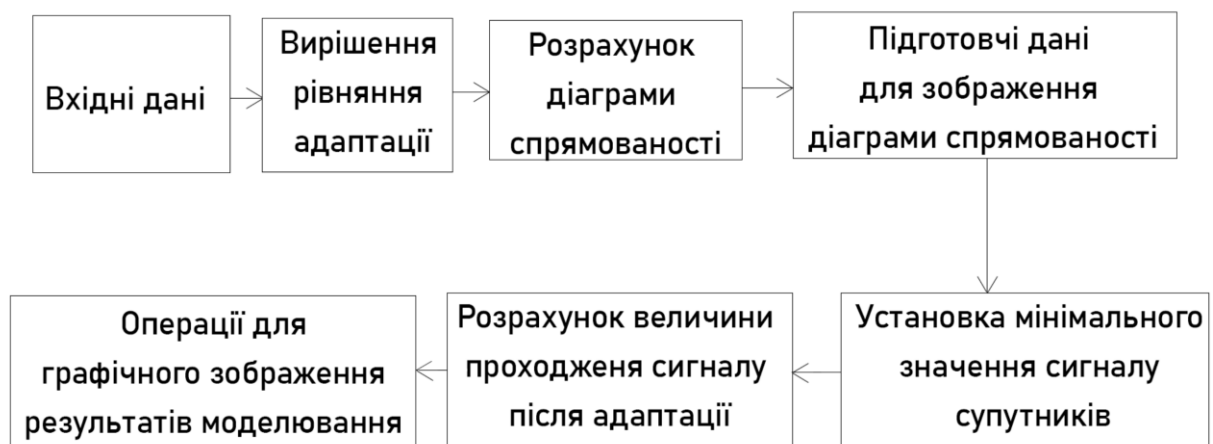


Рисунок 3.1 – Блок-схема комп'ютерної моделі системи придушення спуфінгу

Модель складається з семи основних блоків та мають наступний зміст:

- Блок «Вхідні дані» - призначений для вводу вхідних даних для моделювання процесу спуфінгу.

- Блок «Вирішення рівняння адаптації». У блоці на основі вхідних даних про сигнал-перешкоду виявляються коефіцієнти за яких буде відбуватися придушення перешкоди з заданих запрямоків.

- Блок «Розрахунок діаграми спрямованості». У даному блоці відбувається розрахунок діаграми спрямованості антеної решітки з урахуванням коефіцієнтів адаптації.

- Блок «Підготовка даних для зображення діаграми спрямованості». У блоці враховуючи положення навігаційних супутників і напрямку приходу

сигналу спуфінгу формуються дані для зображення діаграми спрямованості та її проєкції після застосування процедур адаптації.

- Блок «Установка мінімального значення сигналу супутників». У блоці встановлюються порогові значення допустимих рівнів сигналу навігаційних супутників.

- Блок «Розрахунок величини проходження сигналу після адаптації». У цьому блоці розраховується значення амплітуд сигналів супутників після застосування процедур адаптації.

-Блок «Операції для графічного зображення результатів моделювання». Даний блок формує підпрограми для графічного зображення результатів моделювання.

Кожен блок являє собою частину програмного коду або функцію у серидовищі MatLab. Розглянемо основні складові, які використовуються у програмному коді.

3.2 Вхідні дані

У розділах 1 та 2 показано, що об'єкт, на який здійснюється спуфінг-атака у даний момент часу, знає про своє істинне місцеположення у трьохмірному просторі, розміщення навігаційних супутників, рівнях сигналів і напрямку приходу перешкоди. Положення об'єкту, розміщення навігаційних супутників, геометричний фактор і рівні сигналів супутників визначаються навігаційною апаратурою, яка розміщена на об'єкті. Напрямок приходу перешкоди визначається встановленим на об'єкті спеціальним пеленгатором або методом сканування провалів діаграми спрямованості антеної решітки чи спеціальними програмними засобами встановленими у навігаційний приймач.

У подальшому будемо виходити з того, що наявність спуфінгу виявлено, але напрямок невідомий. У програмному коді це задається параметрами $teta_0$, f_i .

Наступні вхідні дані визначаються навігаційним приймачем у вигляді повідомлень.

Следующие входные данные определяются в навигационном приемнике в виде сообщений. Для приемача OEM 719 протоколи цих повідомлень мають вигляд [ссылку в конце]. Кожне повідомлення містить заголовок, основну частину та контрольну суму.

Повідомлення геометричний фактор (Message ID 1332). Формат повідомлення зображений на рис. 3.1. На полях 2-6 записуються значення просторового часового геометричного фактора (GDOP), просторово-геометричного фактору (PDOP), горизонтально-геометричного фактору (HDOP), горизонтального часового геометричного фактору (HTDOP), часового геометричного фактору (TDOP) відповідно. У полі 7 записується кут маски.

Повідомлення «позиція приймача» (Message ID 42). Формат повідомлення зображений на рис. 3.2. Дані про позицію приймача мітяться у полях 4 – широта, 5 – довгота, 6 – висота. У полі 7 міститься інформація про систему координат, яку використовує приймач. У полях 21 та 22 записується інформація про кути маски систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, BEIDOU.

У повідомленні «видимість супутників» (Message ID 1043) здійснюється передача даних про кути азимута та місця супутників (рис. 3.3). Окрім того, до поля 6 записуються ідентифікаційні номери супутників, до яких відносяться кути.

Field type			Binary Bytes	Binary Offset
Field	Description	Format		
1	ALIGNDOP	Log header. See <i>Messages</i> on page 30 for more information.		0
2	GDOP	Geometric DOP	Float	H
3	PDOP	Position DOP	Float	H+4
4	HDOP	Horizontal DOP	Float	H+8
5	HTDOP	Horizontal and time DOP	Float	H+12
6	TDOP	Time DOP	Float	H+16
7	Elev mask	Elevation mask angle	Float	H+20
8	#sats	Number of satellites to follow	Ulong	H+24
9	sats	Satellites in use at time of calculation	Ulong	H+28
10	Next sat offset = H+28+(#sats * 4)			
11	xxxx	32-bit CRC (ASCII and Binary only)	Hex	H+28+ (#sats * 4)
12	[CR][LF]	Sentence terminator (ASCII only)	-	-

Рисунок 3.1 – Повідомлення «геометричний фактор».

Field	Field type	Description	Format	Binary Bytes	Binary Offset
1	BESTPOS header	Log header. See <i>Messages</i> on page 30 for more information.		H	0
2	sol stat	Solution status, see <i>Table 73: Solution Status</i> on the next page	Enum	4	H
3	pos type	Position type, see <i>Table 74: Position or Velocity Type</i> on page 396	Enum	4	H+4
4	lat	Latitude (degrees)	Double	8	H+8
5	lon	Longitude (degrees)	Double	8	H+16
6	hgt	Height above mean sea level (metres)	Double	8	H+24
7	undulation	Undulation - the relationship between the geoid and the ellipsoid (m) of the chosen datum When using a datum other than WGS84, the undulation value also includes the vertical shift due to differences between the datum in use and WGS84.	Float	4	H+32
8	datum id#	Datum ID number (see <i>Table 28: Datum Transformation Parameters</i> on page 116)	Enum	4	H+36
9	lat σ	Latitude standard deviation (m)	Float	4	H+40
10	lon σ	Longitude standard deviation (m)	Float	4	H+44
11	hgt σ	Height standard deviation (m)	Float	4	H+48
12	stn id	Base station ID	Char[4]	4	H+52
13	diff_age	Differential age in seconds	Float	4	H+56
14	sol_age	Solution age in seconds	Float	4	H+60
15	#SVs	Number of satellites tracked	Uchar	1	H+64
16	#solnSVs	Number of satellites used in solution	Uchar	1	H+65
17	#solnL1SVs	Number of satellites with L1/E1/B1 signals used in solution	Uchar	1	H+66
18	#solnMultiSVs	Number of satellites with multi-frequency signals used in solution	Uchar	1	H+67
19		Reserved	Hex	1	H+68

Рисунок 3.2 – Повідомлення «позиція приймача»

20	ext sol stat	Extended solution status (see <i>Table 77: Extended Solution Status</i> on page 399)	Hex	1	H+69
21	Galileo and BeiDou sig mask	Galileo and BeiDou signals used mask (see <i>Table 76: Galileo and BeiDou Signal-Used Mask</i> on page 399)	Hex	1	H+70
22	GPS and GLONASS sig mask	GPS and GLONASS signals used mask (see <i>Table 75: GPS and GLONASS Signal-Used Mask</i> on page 398)	Hex	1	H+71
23	xxxx	32-bit CRC (ASCII and Binary only)	Hex	4	H+72
24	[CR][LF]	Sentence terminator (ASCII only)	-	-	-

Рисунок 3.2 (продовження) – Повідомлення «позиція приймача»

Кути місця та азимута навігаційних супутників записуються у полях 8 та 9 відповідно (рис. 3.3). У програмному коді ці компоненти позначені EL, AZ.

Крім того, формуються дані для позначення супутників, характеристики яких використовуються у вирішенні рівняння адаптацій у вигляді “txt = []”.

Дані про співвідношення сигнал/шум записуються до поля 10 – повідомлення «дальність» (Message ID 43) (рис. 3.4).

Field	Field type	Description	Format	Binary Bytes	Binary Offset
1	SATVIS2 header	Log header. See <i>Messages</i> on page 32 for more information.		H	0
2	Satellite System	GNSS satellite system identifier. See <i>Table 128: Satellite System</i> on page 631	Enum	4	H
3	sat vis	Is satellite visibility valid? 0 = FALSE 1 = TRUE	Enum	4	H+4
4	almanac flag	Was complete almanac used? 0 = FALSE 1 = TRUE	Enum	4	H+8
5	#sat	Number of satellites with data to follow	Ulong	4	H+12

Рисунок 3.3 – Повідомлення «видимість супутників»


Field	Field type	Description	Format	Binary Bytes	Binary Offset
6	Satellite ID	In binary logs, the satellite ID field is 4 bytes. The 2 lowest order bytes, interpreted as a USHORT, are the system identifier: for instance, the PRN for GPS or the slot for GLONASS. The 2 highest-order bytes are the frequency channel for GLONASS, interpreted as a SHORT and zero for all other systems. In ASCII and abbreviated ASCII logs, the satellite ID field is the system identifier. If the system is GLONASS and the frequency channel is not zero, then the signed channel is appended to the system identifier. For example, slot 13, frequency channel -2 is output as 13-2. For more information, refer to <i>PRN Numbers</i> on page 51	Ulong	4	H+16
7	health	Satellite health <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; width: fit-content;">  Satellite health values may be found in the applicable Interface Control Document for each system. </div>	Ulong	4	H+20
8	elev	Elevation (degrees)	Double	8	H+24
9	az	Azimuth (degrees)	Double	8	H+32
10	true Doppler	Theoretical Doppler of satellite - the expected Doppler frequency based on a satellite's motion relative to the receiver. It is computed using the satellite's coordinates and velocity along with the receiver's coordinates and velocity (Hz).	Double	8	H+40
11	apparent Doppler	Apparent Doppler for this receiver - the same as Theoretical Doppler above but with clock drift correction added (Hz).	Double	8	H+48
12	Next satellite offset = H + 16 + (#sat x 40)				
13	xxxx	32-bit CRC (ASCII and Binary only)	Ulong	4	H+16+ (#sat x 40)
14	[CR][LF]	Sentence terminator (ASCII only)	-	-	-

Рисунок 3.3 (продовження) – Повідомлення «видимість супутників»

1	RANGE header	Log header. See <i>Messages</i> on page 32 for more information.		H	0
2	# obs	Number of observations with information to follow ¹	Ulong	4	H
3	PRN/slot	Satellite PRN number of range measurement Refer to <i>PRN Numbers</i> on page 51	Ushort	2	H+4
4	glofreq	(GLONASS Frequency + 7) (see GLONASS Slot and Frequency Numbers section of this manual)	Ushort	2	H+6
5	psr	Pseudorange measurement (m)	Double	8	H+8
6	psr σ	Pseudorange measurement standard deviation (m)	Float	4	H+16
7	adr	Carrier phase, in cycles (accumulated Doppler range)	Double	8	H+20
8	adr σ	Estimated carrier phase standard deviation (cycles)	Float	4	H+28
9	dopp	Instantaneous carrier Doppler frequency (Hz)	Float	4	H+32
10	C/No	Carrier to noise density ratio $C/No = 10[\log_{10}(S/N_0)]$ (dB-Hz)	Float	4	H+36
11	locktime	Number of seconds of continuous tracking (no cycle slipping)	Float	4	H+40
12	ch-tr-status	Tracking status (see <i>Table 160: Channel Tracking Status</i> on the next page and the example in <i>Figure 15: Channel Tracking Example</i> on the next page)	Ulong	4	H+44
13...	Next PRN offset = H + 4 + (#obs x 44)				
variable	xxxx	32-bit CRC (ASCII and Binary only)	Ulong	4	H+4+ (#obs x 44)
variable	[CR][LF]	Sentence terminator (ASCII only)	-	-	-

Рисунок 3.4 – Повідомлення «дальність»

3.3 Вирішення рівняння адаптації

Рівняння адаптації у програмному коді представлено у вигляді окремої функції Matlab

`function [x] = eq_4N1(teta0, f_i, alfa(i), psi(i), b),`

де $teta0, f_i$ – кути місця й азимута спуфінга відповідно,

$alfa(i), psi(i)$ – кути азимута та місця супутників, дані яких використовуються для адаптації,

i – ідентифікаційні номери супутників (три номери),

b – вектор стовпчик правої частини рівняння адаптації

(зазвичай $b = [0 \ 1 \ 1 \ 1]^T$).

Для визначення $[x]$ формується матриця

$$A = \begin{bmatrix} u_{1p} & u_{2p} & u_{3p} & u_{4p} \\ u_{1s1} & u_{2s1} & u_{3s1} & u_{4s1} \\ u_{1s2} & u_{2s2} & u_{3s2} & u_{4s2} \\ u_{1s3} & u_{2s3} & u_{3s3} & u_{4s3} \end{bmatrix},$$

де

$$u_{1p} = \exp(-i \cdot T \cdot CS),$$

$$u_{2p} = \exp(i \cdot T \cdot C_S),$$

$$u_{3p} = \exp(i \cdot T \cdot CS),$$

$$u_{4p} = \exp(-i \cdot T \cdot C_S),$$

$$CS = \cos(f_i) + \sin(f_i),$$

$$C_S = \cos(f_i) - \sin(f_i),$$

$$CS = \cos(f_i) + \sin(f_i),$$

$$T = k \cdot d \cdot \sin(teta0)/2,$$

$$u_{1s1} = \exp(-i \cdot T1 \cdot CS1),$$

$$u_{2s1} = \exp(i \cdot T1 \cdot C_S1),$$

$$u_{3s1} = \exp(i \cdot T1 \cdot CS1),$$

$$u_{4s1} = \exp(-i \cdot T1 \cdot C_S1),$$

$$CS1 = \cos(alf1) + \sin(alf1),$$

$$C_S1 = \cos(alf1) - \sin(alf1),$$

$$T1=k \cdot d \cdot \sin(\psi1)/2,$$

$$u_{1s2} = \exp(-i \cdot T2 \cdot CS2),$$

$$u_{2s2} = \exp(i \cdot T2 \cdot C_S2),$$

$$u_{3s2} = \exp(i \cdot T2 \cdot CS2),$$

$$u_{4s2} = \exp(-i \cdot T2 \cdot C_S2),$$

$$CS2 = \cos(\alpha2) + \sin(\alpha2),$$

$$C_S2 = \cos(\alpha2) - \sin(\alpha2),$$

$$T2=k \cdot d \cdot \sin(\psi2)/2,$$

$$u_{1s3} = \exp(-i \cdot T3 \cdot CS3),$$

$$u_{2s3} = \exp(i \cdot T3 \cdot C_S3),$$

$$u_{3s3} = \exp(i \cdot T3 \cdot CS3),$$

$$u_{4s3} = \exp(-i \cdot T3 \cdot C_S3),$$

$$CS3 = \cos(\alpha3) + \sin(\alpha3),$$

$$C_S3 = \cos(\alpha3) - \sin(\alpha3),$$

$$T3=k \cdot d \cdot \sin(\psi3)/2.$$

Для визначення x використовується функція MatLab $x = A \backslash b$, яка вирішує систему лінійних рівнянь. У результаті вирішення отримуємо у загальному вигляді чотири комплексних числа. Для прикладу, одне з рішень має вид:

$$x1=11.679250676590250 + 12.990129929836186i,$$

$$x2=-13.345121604900905 + 1.821188423248486i,$$

$$x3=11.679250676590158 - 12.990129929836268i,$$

$$x4=-13.345121604900916 - 1.821188423248388i.$$

3.4 Розрахунок діаграми спрямованості

Грунтуючись на формулі, яка приведена у розділі 2,

Основою на формуле, приведенной в разделе 2 приведем выражения для программного кода диаграммы направленности.

$$D(\theta, \varphi) = U1(\theta, \varphi) + U2(\theta, \varphi) + U3(\theta, \varphi) + U4(\theta, \varphi),$$

де

$$U1(\theta, \varphi) = u1 \cdot u_{_1},$$

$$U2(\theta, \varphi) = u2 \cdot u_{_2},$$

$$U3(\theta, \varphi) = u3 \cdot u_{_3},$$

$$U4(\theta, \varphi) = u4 \cdot u_{_4},$$

$$u_{_1} = \exp(-i \cdot T \cdot CS),$$

$$u_{_2} = \exp(i \cdot T \cdot C_S),$$

$$u_{_3} = \exp(i \cdot T \cdot CS),$$

$$u_{_4} = \exp(-i \cdot T \cdot C_S),$$

$$T = k \cdot d \cdot \sin(\theta) / 2,$$

$$CS = \cos(\varphi) + i \cdot \sin(\varphi),$$

$$C_S = \cos(\varphi) - i \cdot \sin(\varphi),$$

$$u1 = x1,$$

$$u2 = x2,$$

$$u3 = x3,$$

$$u4 = x4,$$

φ – кут діаграми спрямованості у вертикальній площині,

θ – кут діаграми спрямованості у горизонтальній площині.

3.5 Конфігурація блоків моделі системи придушення спуфінгу

У цьому підрозділі розглядаються основні процедури блоків «Підготовка даних для зображення діаграми спрямованості», «Установка мінімального значення сигналу супутників», «Розрахунок величини проходження сигналу після адаптації», «Операції для графічного зображення

результатів моделювання» необхідних для виконання моделювання в автоматичному режимі.

Для зображення діаграми спрямованості у трьохмірному просторі її розрахунок виноується в окремих точках. У горизонтальній площині у межах $0^\circ - 360^\circ$, у вертикальній у межах $0^\circ - 120^\circ$. Для вертикальної площини 0° знаходиться на нормалі до площині апертури антеної решітки. У програмному кодї ця операція виконується циклічно. Компоненти $i1 \in [0^\circ, 120^\circ]$, $i2 \in [0^\circ, 360^\circ]$ відповідають кутам φ, j . Рівні відношень сигнал/шум нормуються, після чого максимальний пороговий сигнал відповідає 0 дБ, а мінімальні величини сигналу повинні бути більше 35 дБ сигналу до нормування. Наприклад, ми маємо сигнали від трьох супутників 50 дБ, 36 дБ, 35 дБ. Після нормування значення сигналів будуть 0 дБ, -14 дБ, -15 дБ. Супутник, у якого нормований сигнал -15дБ не приймає участі у подальших розрахунках. Для цього випадку порогове значення рівне -15дБ.

Діаграма спрямованості також нормується. При нормуванні кожна точка ДС ділиться на максимальне значення ДС (при розрахунку по полю). У програмному кодї приходження/непреходження сигналу супутника записується у наступному вигляді:

```
Sv(i)=20*log10(SIGMA(tteta(i),tf(i)) / SIGMA2)+Sv0(i);
```

```
if Sv(i) < Norm
```

```
    Sv(i) =NaN;
```

```
    tteta(i) = 0;
```

```
    tf(i) = 0;
```

```
    no_Sv(i) = i;
```

```
end;
```

де

$SIGMA(tteta(i),tf(i))$ – значення амплітуди ДС у точці $tteta(i),tf(i)$,

$tteta(i), tf(i)$ – координати супутника під номером i ,

$SIGMA2$) – нормуючий коефіцієнт для ДС,

$Sv0(i)$ – нормуючий коефіцієнт для сигналу супутника під номером i ,

$Norm$ – поріг, менше якого супутник вилучається.

Аналогічним чином записується й сигнал спуфінгу. У програмному коді сигнал спуфінгу позначений JSv , $Sv(34) = JSv$.

Для візуалізації ДС використовується програма MatLab [patternCustom](#), яка будує 2D-діаграму спрямованості антени по заданим кутовим векторам.

Для графічного зображення супутників на круговій діаграмі використовується спеціально створена функція `plotsat(90, 0)`.

Програмний код моделі системи придушення спуфінгу приведений у додатку.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3

У цьому розділі була відображена блок-схема моделі усунення спуфінгу створена у середовищі Matlab 2019. Описана послідовність роботи написаного програмного коду, приведені формули та функції, які використовуються у розрахунках. Був відображений процес формування вхідних даних до програми, описані функції та рівняння використані під час процедури адаптації, формули для розрахунку діаграми спрямованості, а також процедури блоків із підготовки графічних результатів моделювання, які виконують моделювання в автоматичному режимі.

РОЗДІЛ 4 МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ ПРИДУШЕННЯ СПУФІНГУ

4.1 Формування експериментальних даних для моделювання

Для моделювання процесу придушення спуфінга у данній роботі використовується експериментальне отримання даних за допомогою навігаційної станції на базі супутникового приймача OEM719 (рис. 4.1) [30]. Приймач встановлюється у режим прийому сигналів від GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, BEIDOU, QZSS із верхньої напівсфери. Повідомлення, які створюються приймачем записуються у файл. Ці повідомлення повинні містити кути, під якими спостерігаються супутники з позиції споживача, співвідношення сигнал/шум та геометричний фактор. Саме ці параметри використовуються при моделюванні після декодування. Покажемо процедуру моделювання.



Рисунок 4.1 – Плата супутникового приймача NovAtel OEM719

Нехай буде записаний файл All102321_23-10-2021_13-01-42, який ми позначили: записуються усі данні (All), 23 жовтня 2021 року, 13 годин, 1 хвилина 42 секунди (час старту).

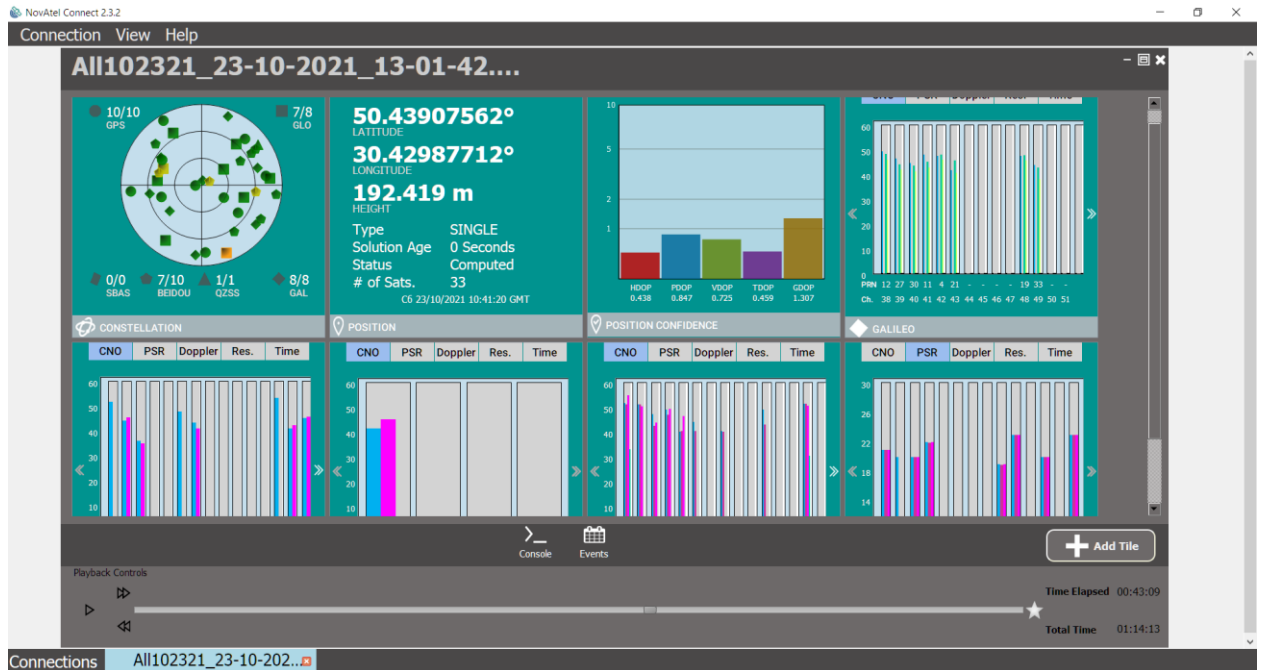


Рисунок 4.2 – Дані супутникової станції на суботу 23/10/21 10 годин, 41 хвилина, 20 секунд GMT

На рис. 4.2 зображені дані супутникової станції на суботу 23/10/21 10 гоние, 41 хвилина, 20 секунд GMT. Є 33 супутники: 10 GPS, 7 (із 8) ГЛОНАСС, 8 GALILEO, 7 (із 10) BEIDOU, 1 QZSS.

На рис. 4.2 зображена інформація про геометричний фактор на данний момент часу ($GDOP = 1.307$, $PDOP = 0.847$, $HDOP = 0.438$, $VDOP = 0.725$, $TDOP = 0.459$).

Детальна інформація про місцезоложення супутників може бути считана з файлу чи вкладки рис. 4.3.

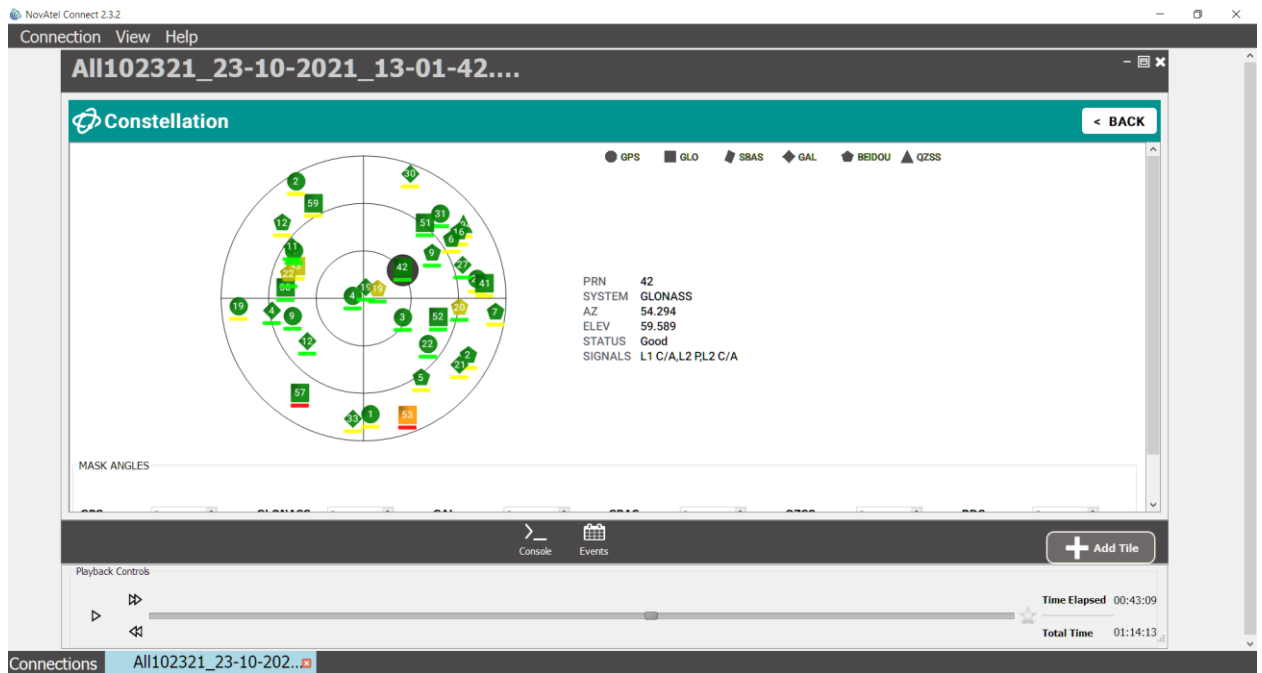


Рисунок 4.3 – Детальна інформація про місцезположення супутників

Наприклад, супутник PRN 42 (виділений) належить системі ГЛОНАСС, відносно користувача азимут 54.294° , кут місця 59.589° , статус – хороший, функціонує на частотах L1 C/A, L2P, L2 C/A.

Співвідношення сигнал/шум також може бути счинатаний із файла чи діаграми приведених нижче.

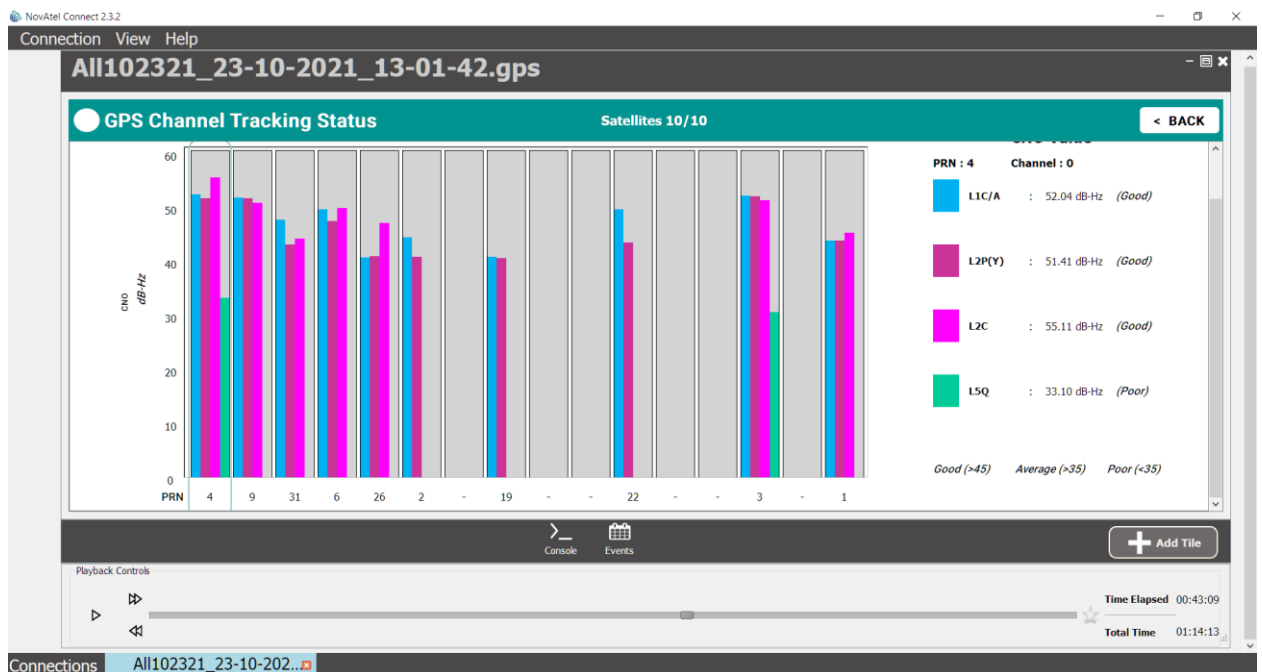


Рисунок 4.4 – Співвідношення сигнал/шум супутників GPS



Рисунок 4.5 – Співвідношення сигнал/шум супутників ГЛОНАСС

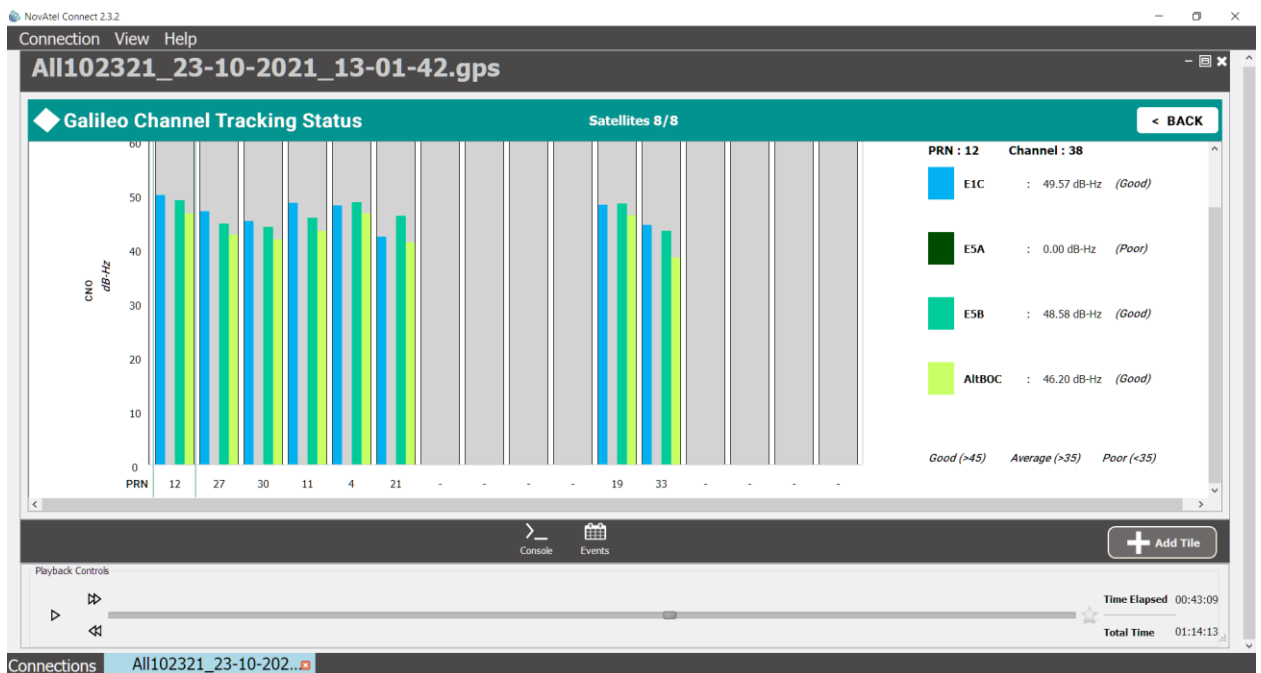


Рисунок 4.6 – Співвідношення сигнал/шум супутників GALILEO

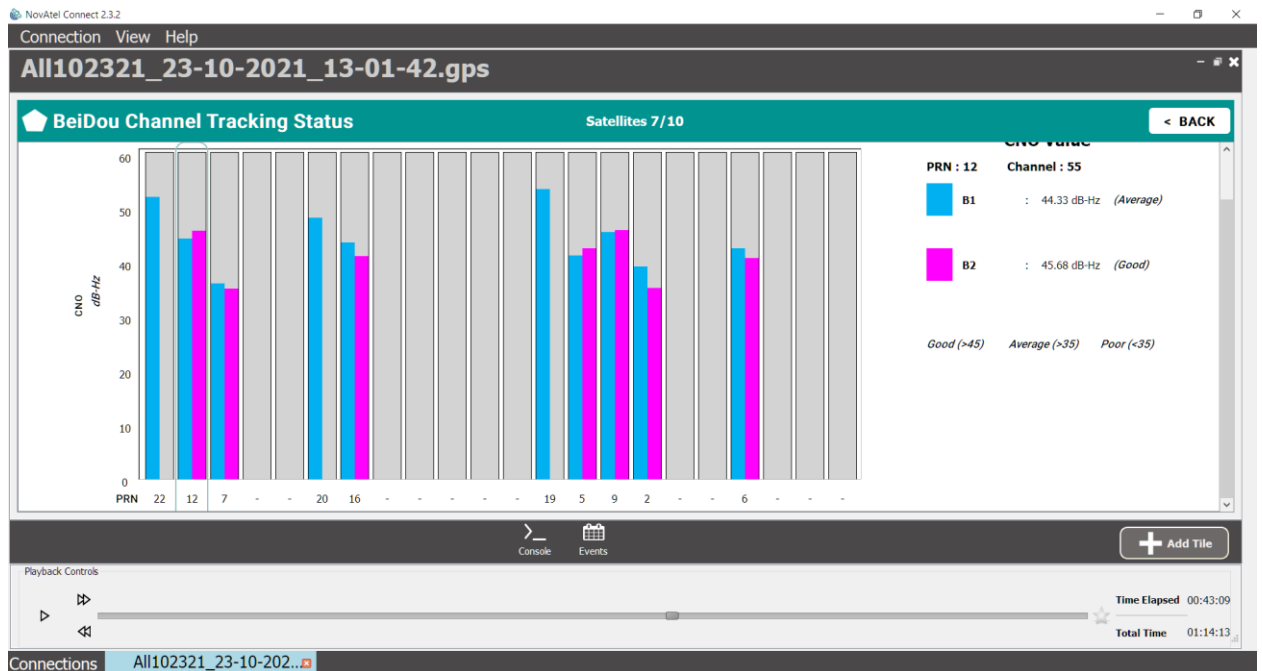


Рисунок 4.7 – Співвідношення сигнал/шум супутників BEIDOU

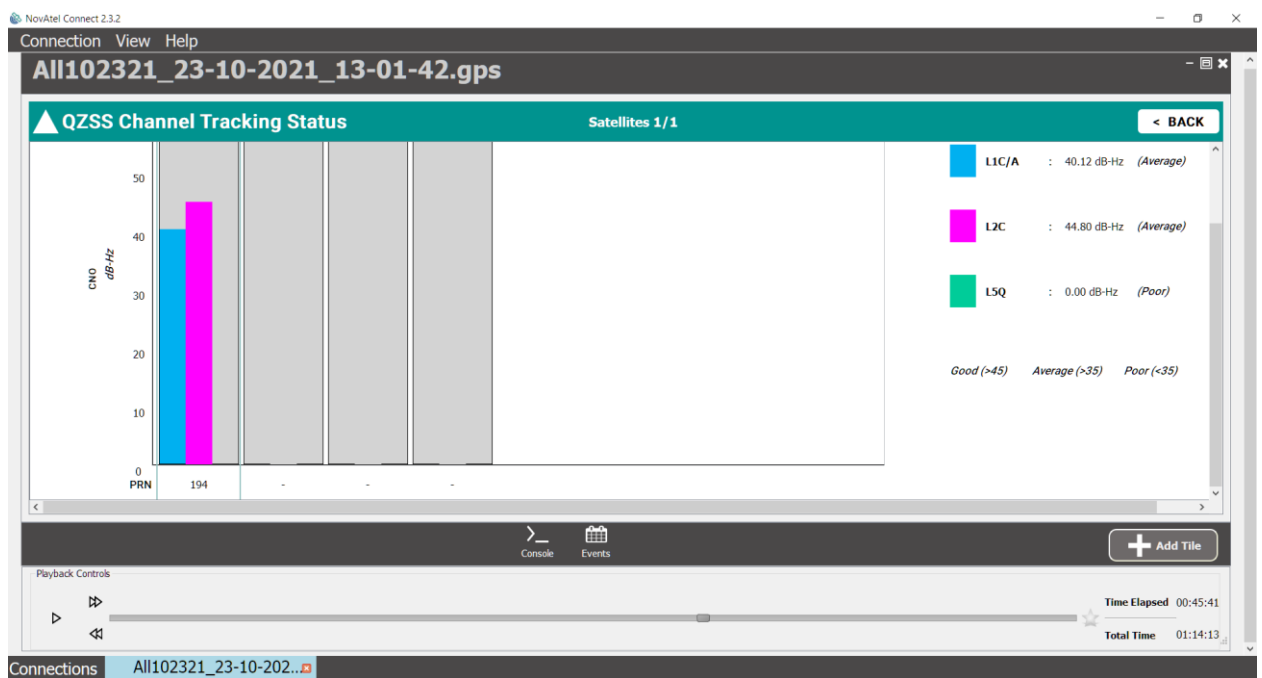


Рисунок 4.8 – Співвідношення сигнал/шум супутників QZSS

Конфігурація супутників неперервно змінюється через їх рух навколо Землі. На рис. 4.9 зображена конфігурація на 10 годин 50 хвилин 15 секунд GMT.

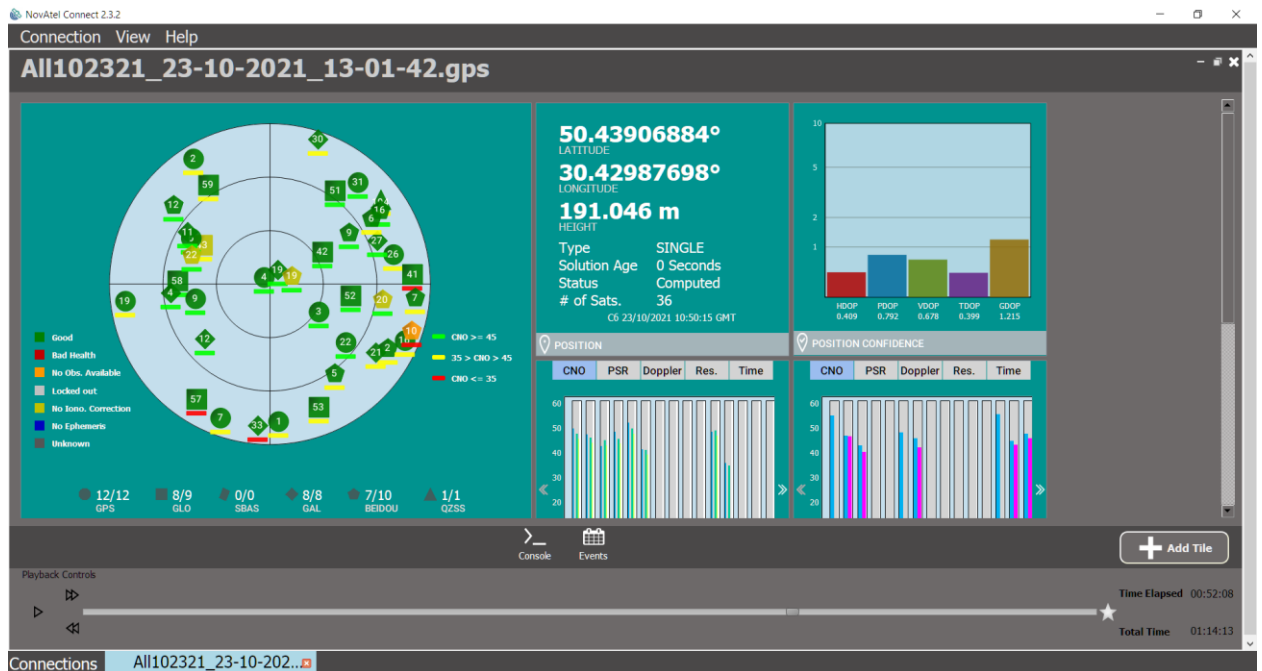


Рисунок 4.9 – Конфігурація супутників на 10 годину 50 хвилин 15 секунд GMT

Виходячи з рис. 4.9, у робочому стані вже 36 супутників і для цього сценарію повинні бути нові дані.

Таким чином, відбувається процес формування вхідних даних. У таблиці 4.1 приведені результати отримані описаним вище методом. Ці результати використовуються для моделювання.

4.2. Сценарії придушення спуфінгу

Розглянемо декілька сценаріїв, у яких необхідно заглишити спуфінг-перешкоду. Для першого моделювання адаптації візьмемо рівняння 2, 20 та 26 супутників. Супутники під номерами 6, 11, 14, 15, 18, 21, 22, 23 та 31 мають рівень сигналу нижче умовних -15дБ , тому їх сигнали не розпізнаються навігаційним приймачем.

У таблиці 4.1 приведені наді кута азимута, місць супутників та нормоване відносно найкращого рівню сигналу +2.157дБ, котрий має 7 супутник, співвідношення сигнал\шум (в дБ) після адаптації.

Таблиця 4.1 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 2, 20, 26

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-10.602
2	129	10	-8.321
3	303	6	-14.027
4	256	33	-16.857
5	181	19	-13.097
6	212	31	-
7	67	51	0
8	110	62	-4.822
9	290	63	-9.243
10	69	24	-5.315
11	252	25	-
12	310	29	-16.627
13	81	46	-12.227
14	325	64	-
15	290	16	-
16	23	16	-8.347
17	79	51	-15.71
18	156	26	-
19	86	18	-8.929
20	326	14	-8.385
21	274	35	-
22	217	23	-
23	155	13	-
24	279	53	-9.302
25	47	25	-5.147
26	68	69	-4.615
27	105	35	-2.3275
28	145	26	-14.957
29	80	28	-9.648
30	75	26	-10.462
31	170	29	-
32	106	24	-9.9

33	51	10	-12.118
----	----	----	---------

На рисунку 4.10 можна спостерігати розміщення супутників на орбіті після адаптації, також червоним кольором вказане розміщення спуфера. Як ми бачимо, після усунення сигналу спуфінгу та деформації діаграми спрямованості (рис. 4.11, 4.16) навігаційний приймач розпізнає сигнали від 24 супутників. Можна спостерігати, що основна частина супутників у даному сценарії зникла в межах $\varphi=230^\circ$, оскільки саме у цьому напрямку адаптивна антена система здійснювала послаблення сигналу спуфінгу (рис. 4.12). Величини протидії по азимуту та місцю зображені на рис. 4.13 та 4.14. Рисунок 4.15 відображає співвідношення сигнал\шум супутників, які залишилися видимими для навігаційного приймача.

Щоб зрозуміти наскільки точну навігацію буде надавати ця решта супутників, необхідно проаналізувати параметр погіршення точності (dilution of precision).

HDOP – горизонтальне погіршення точності складає 1.2794;

VDOP – погіршення точності по вертикалі складає 1.1522;

PDOP – погіршення точності позиції в тривимірному просторі складає 0.6603;

TDOP – погіршення точності часу складає 0.9442.

Таким чином, точність навігації має хороший рівень для точного розрахунку координат.

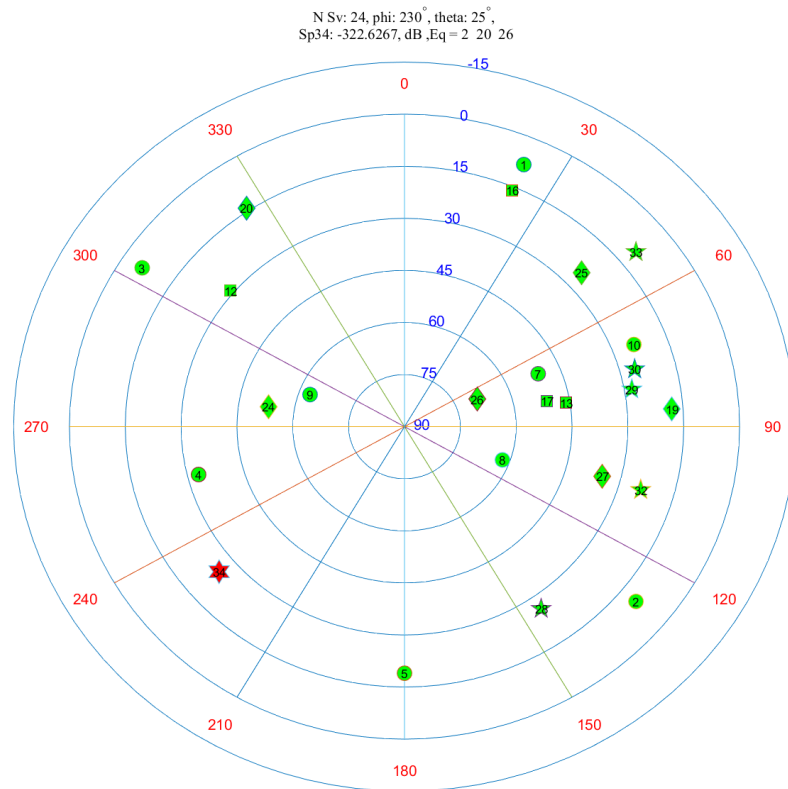


Рисунок 4.10 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 2, 20, 26

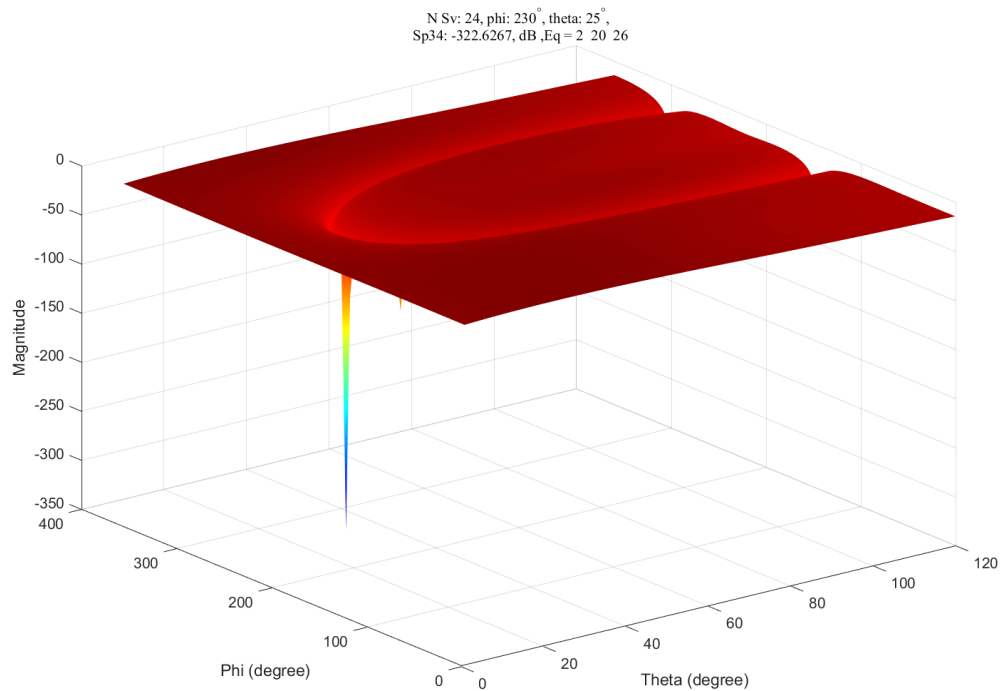


Рисунок 4.11 – Деформація об'ємної діаграми спрямованості після застосування процедури адаптації спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 2, 20, 26

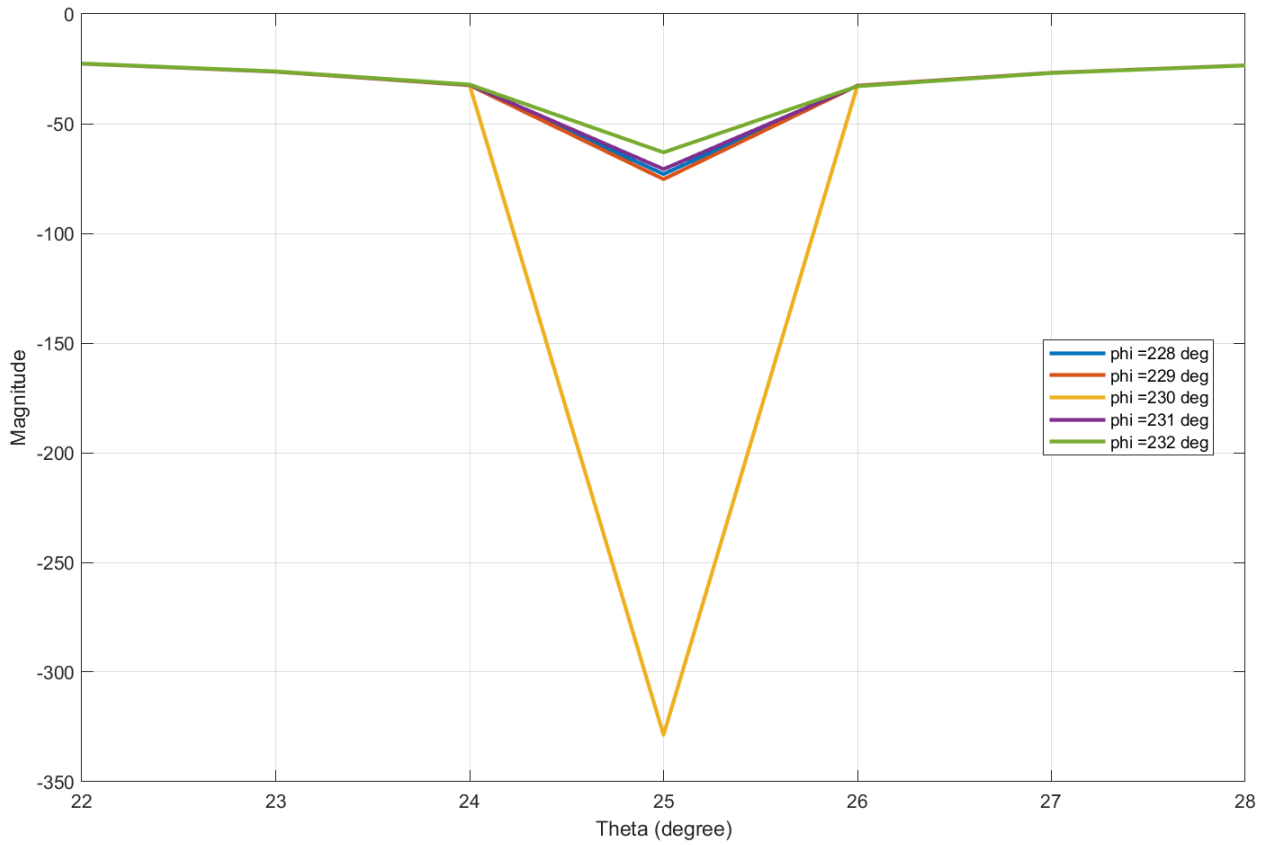


Рисунок 4.12 – Величини послаблення сигналу по місцю $\theta=25^\circ$ з азимутів $\varphi=228^\circ$, $\varphi=229^\circ$, $\varphi=230^\circ$, $\varphi=231^\circ$, $\varphi=232^\circ$ використовуючи рівняння супутників 2, 20, 26

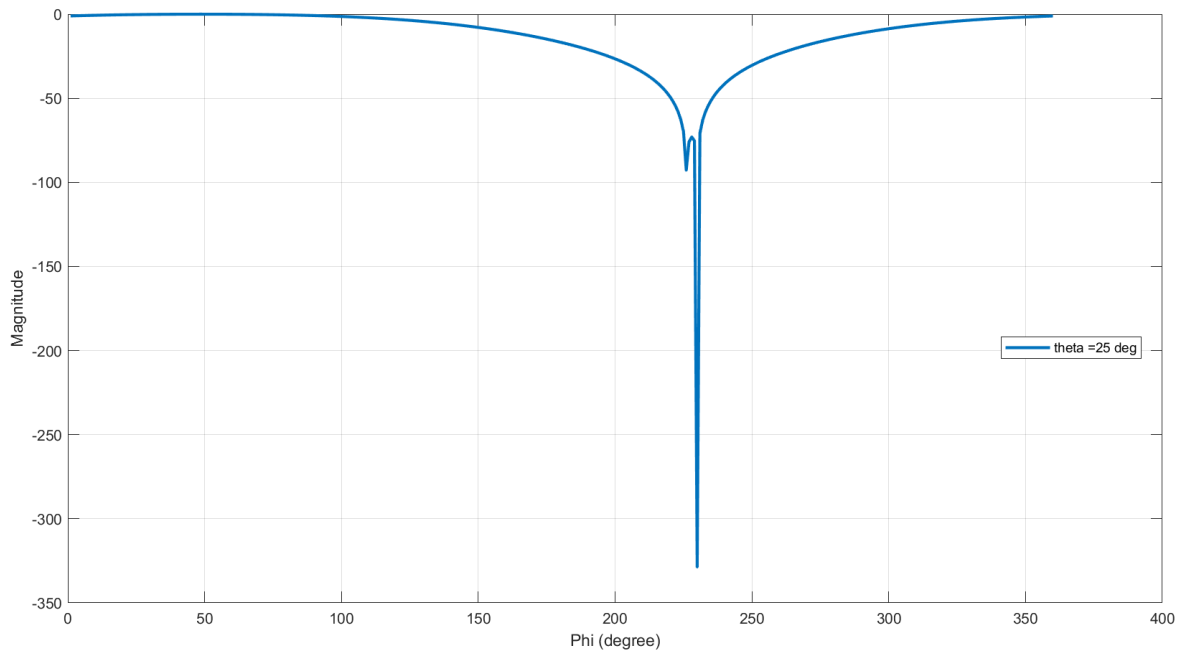


Рисунок 4.13 – Величина протидії заваді по азимуту після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 2, 20, 26

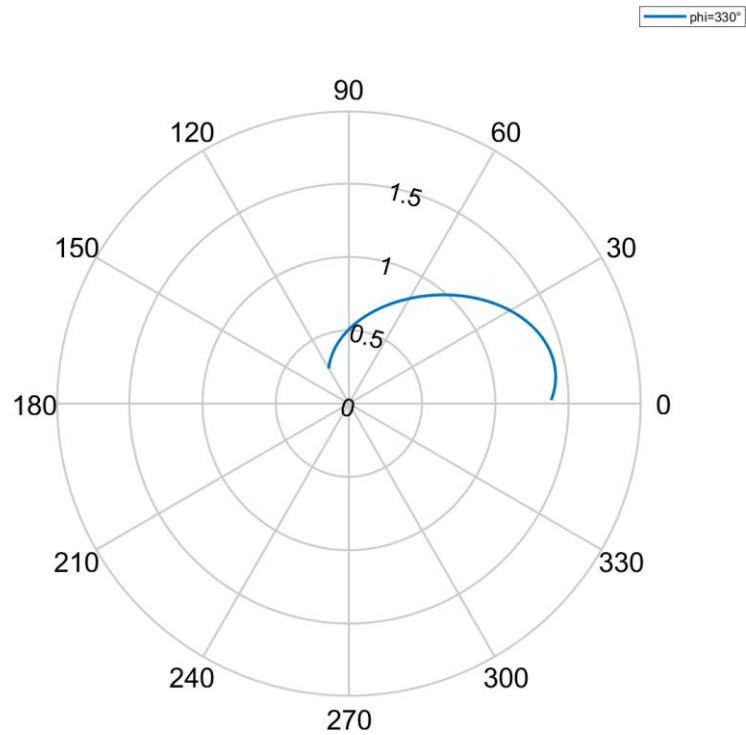


Рисунок 4.13 – Величина протидії заваді по місцю після усунення перешкоди з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 2, 20, 26

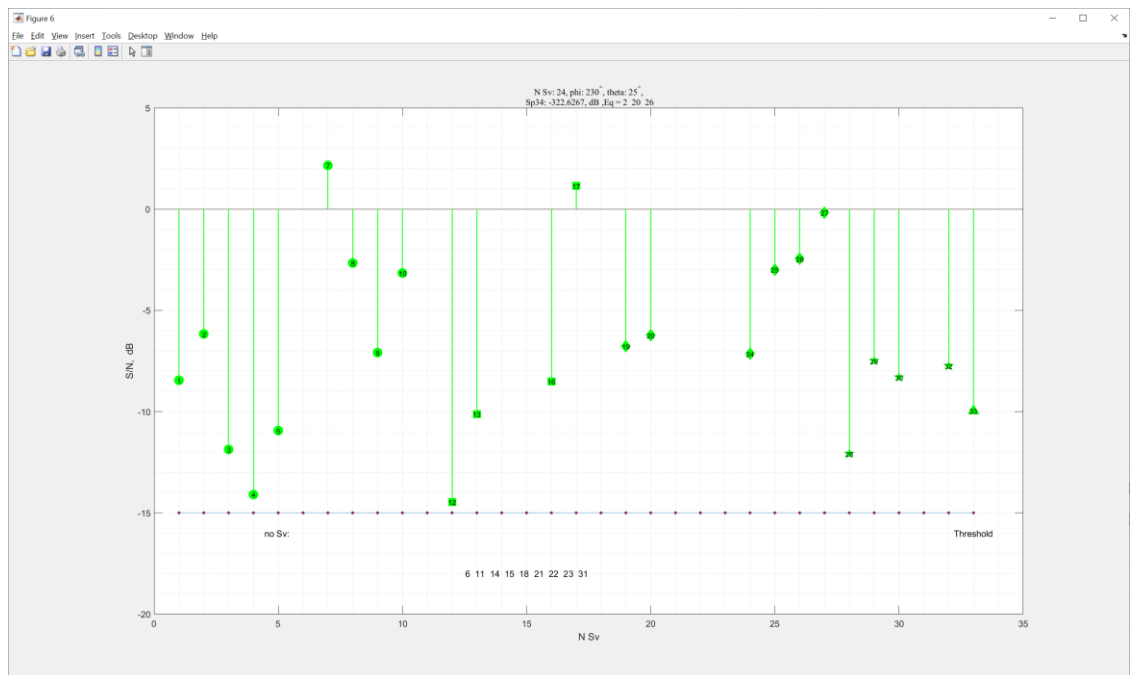


Рисунок 4.15 – Співвідношення сигнал\шум супутників, які залишилися видимими приймачем після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 2, 20, 26

N Sv: 24

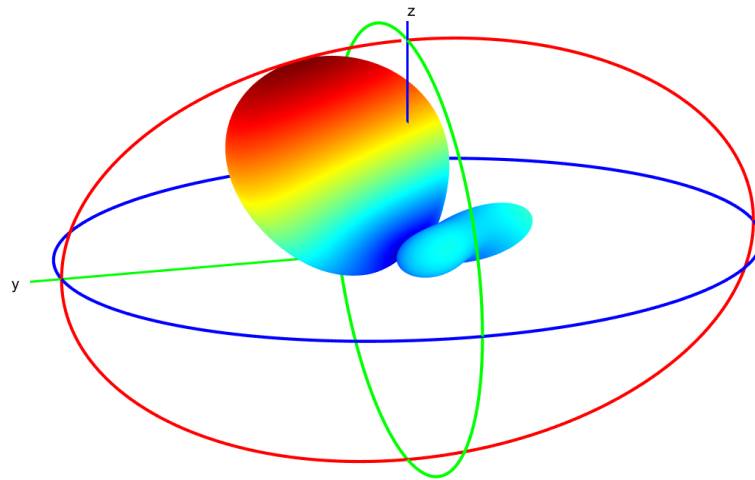


Рисунок 4.16 – Діаграма спрямованості після застосування процедури адаптації перешкоди з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 2, 20, 26

Для іншого сценарію візьмемо рівняння супутників 9, 21 та 18 для розрахунку адаптації завади. Співвідношення сигнал\шум після усунення завади вказані у таблиці 4.2. Дані нормовані відносно супутника 27 з найпотужнішим рівнем сигналу -2.57дБ (рис. 4.17).

Таблиця 4.2 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 9, 18, 21

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-5.885
2	129	10	-5.092
3	303	6	-8.34
4	256	33	-
5	181	19	-11.32
6	212	31	-9.64
7	67	51	-1.579
8	110	62	-1.631
9	290	63	-6.34
10	69	24	-2.727
11	252	25	-
12	310	29	-6.629

13	81	46	-12.19
----	----	----	--------

Таблиця 4.2 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 9, 18, 21

14	325	64	-
15	290	16	-10.34
16	23	16	-6.087
17	79	51	-1.839
18	156	26	-
19	86	18	-5.91
20	326	14	-1.841
21	274	35	-9.39
22	217	23	-
23	155	13	-
24	279	53	-
25	47	25	-2.052
26	68	69	-12.33
27	105	35	0
28	145	26	-11.65
29	80	28	-7.53
30	75	26	-8.14
31	170	29	-
32	106	24	-7.203
33	51	10	-7.98

Після адаптації залишилося 25 супутників. Супутники під номерами 4, 11, 14, 18, 22, 23, 24 та 31 були втрачені навігаційним приймачем, що можна спостерігати на рис. 4.18.

Взявши для адаптації рівняння іншої групи супутників ми змінили діаграму спрямованості, що можна спостерігати на рисунках 4.19, 4.20 та 4.21

Погіршення точності при такому сценарії моделювання складає:

HDOP – 1.2581;

VDOP – 1.1421;

PDOP – 0.5956;

TDOP – 0.9745.

Як бачимо, точність розрахунків координат зросла відносно попереднього експерименту.

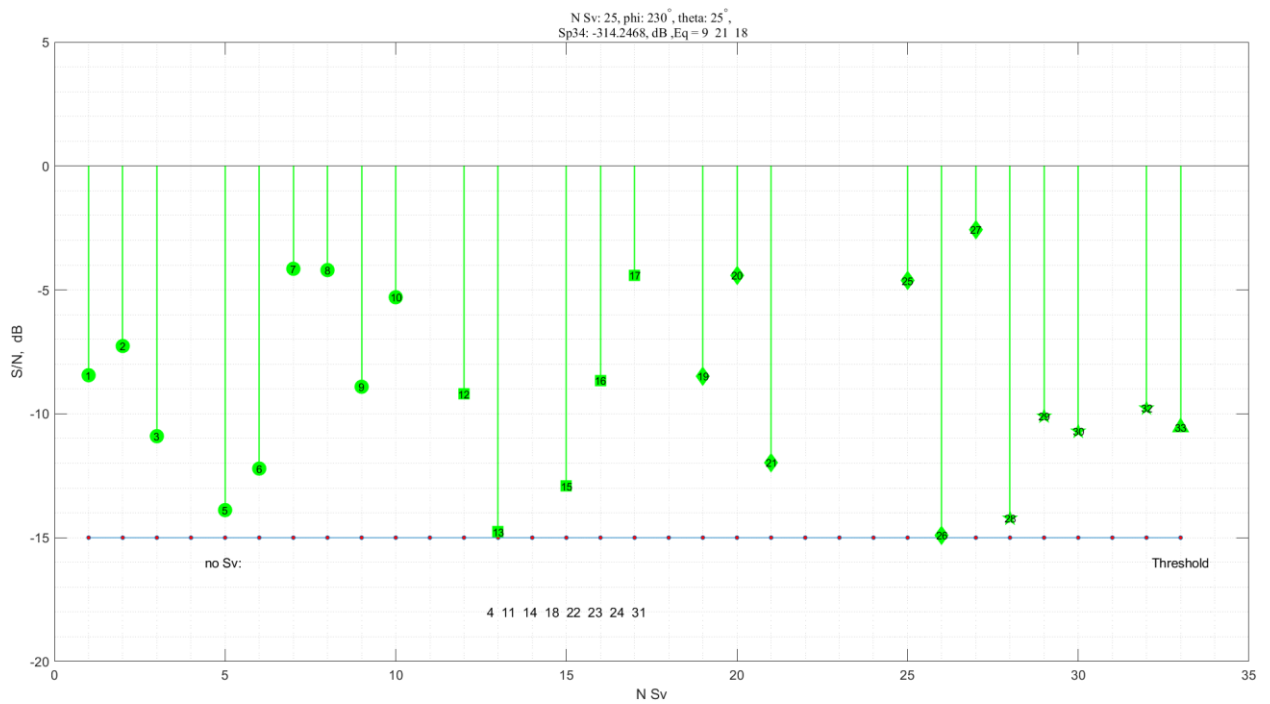


Рисунок 4.17 – Співвідношення сигнал\шум супутників, які залишилися видимими приймачем після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 9, 18, 21

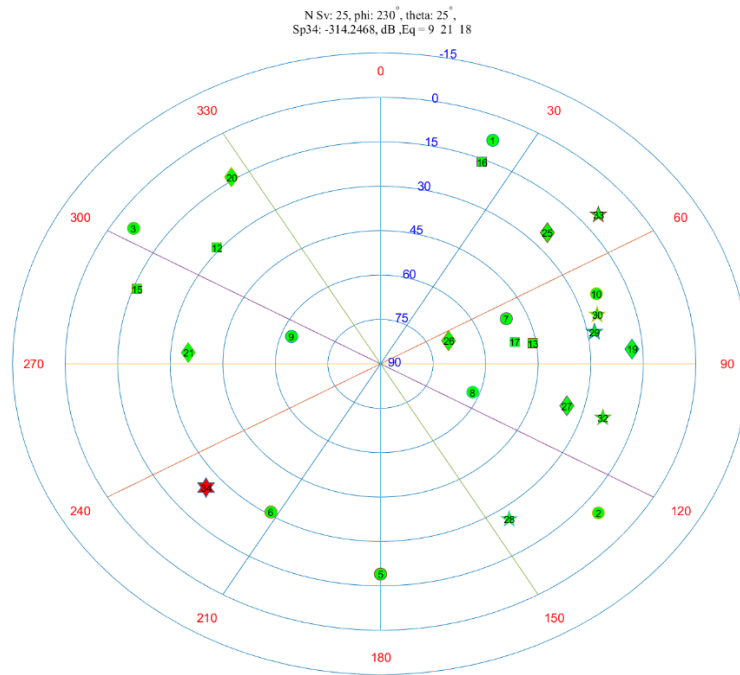


Рисунок 4.18 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади використовуючи рівняння супутників 9, 18, 21

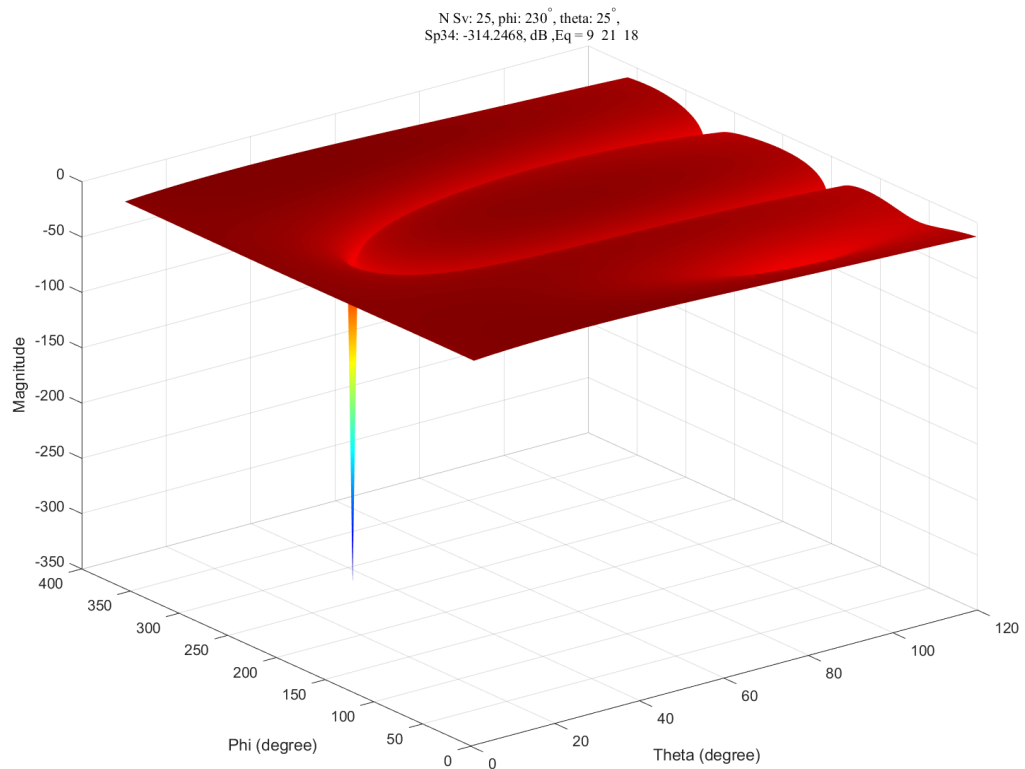


Рисунок 4.19 – Деформація об'ємної діаграми спрямованості після застосування процедури адаптації спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 9, 18, 21

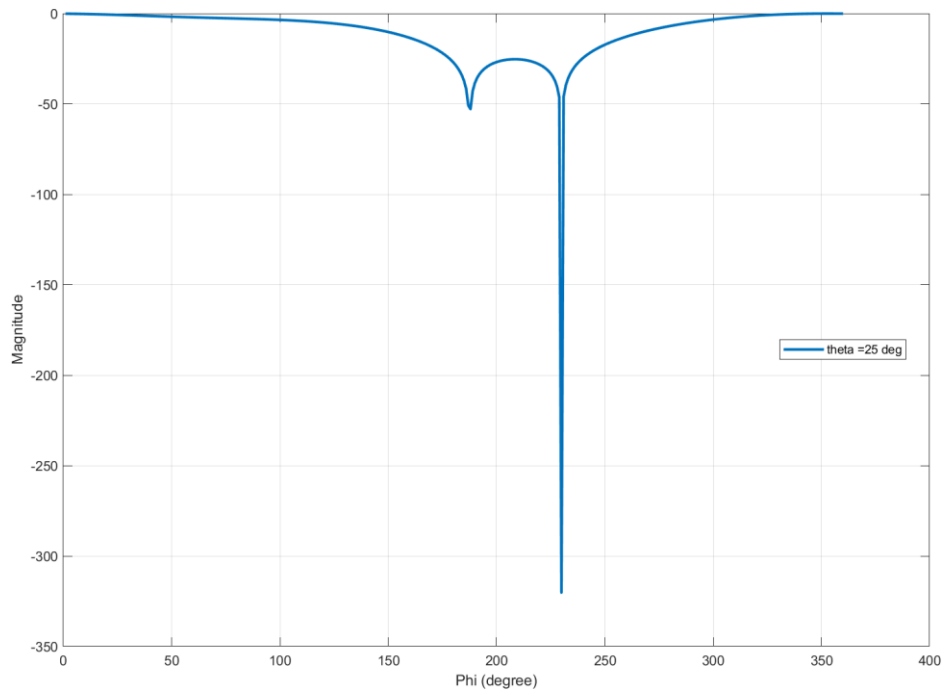


Рисунок 4.20 – Величина протидії заваді по азимуту використовуючи рівняння супутників 9, 18, 21

N Sv: 25

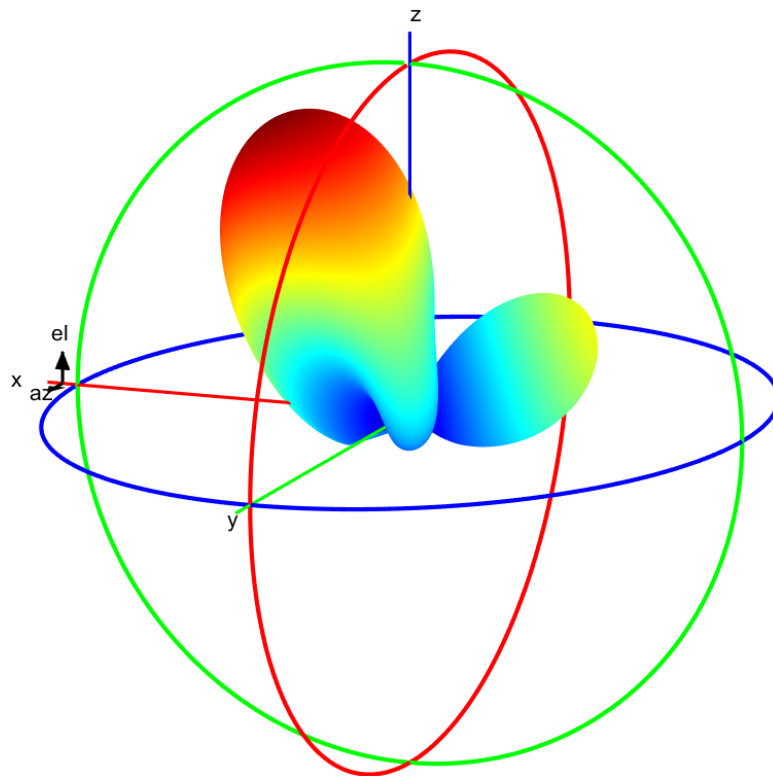


Рисунок 4.21 – Діаграма спрямованості після застосування процедури адаптації використовуючи рівняння супутників 9, 18, 21

Проведемо моделювання адаптації з рівняннями 3, 15 та 20 супутників, кожен з яких знаходиться поблизу один одного по куту азимута та місцю. У таблиці 4.3 міститься інформація про співвідношення сигнал\шум нормоване відносно найпотужнішого сигналу після адаптації – +0.6124дБ.

Таблиця 4.3 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 3, 15, 20

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-9.2596
3	303	6	-
4	256	33	-
5	181	19	-7.0636
6	212	31	-
7	67	51	-3.0416
8	110	62	0
9	290	63	-0.2234
10	69	24	-
11	252	25	-
12	310	29	-13.0776
13	81	46	-
14	325	64	-
15	290	16	-
16	23	16	-
17	79	51	-
18	156	26	-12.0676
19	86	18	-
20	326	14	-12.3876
21	274	35	-11.1482
22	217	23	-
23	155	13	-
24	279	53	-8.9666
25	47	25	-
26	68	69	-2.5376
27	105	35	-2.3606
28	145	26	-7.3186
29	80	28	-

Таблиця 4.3 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 3, 15, 20

30	75	26	-
31	170	29	-8.8116
32	106	24	-11.0976
33	51	10	-

Цього разу залишилося лише 15 із 33 супутників. Сигнали супутників 1, 3, 4, 6, 10, 11, 13, 14, 15, 16, 17, 19, 22, 23, 25, 29, 30 і 33 було втрачено.

Хоча й втрачена більша кількість навігаційних супутників, завдяки їх вдалому розміщенню (рис. 4.22), погіршення точності не перевищує 2.6, що є достатнім рівнем для використання результатів вимірювання чутливою апаратурою. При цьому, діаграма спрямованості була сильно змінена, та має вигляд (рис. 4.23).

HDOP – 2.5797;

VDOP – 2.2819;

PDOP – 1.3969;

TDOP – 1.8044.

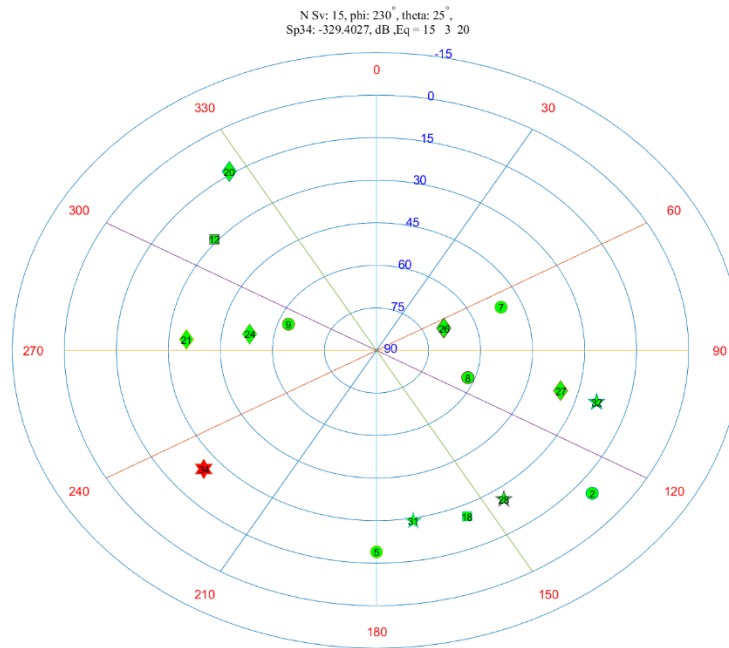


Рисунок 4.22 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 3, 15, 20

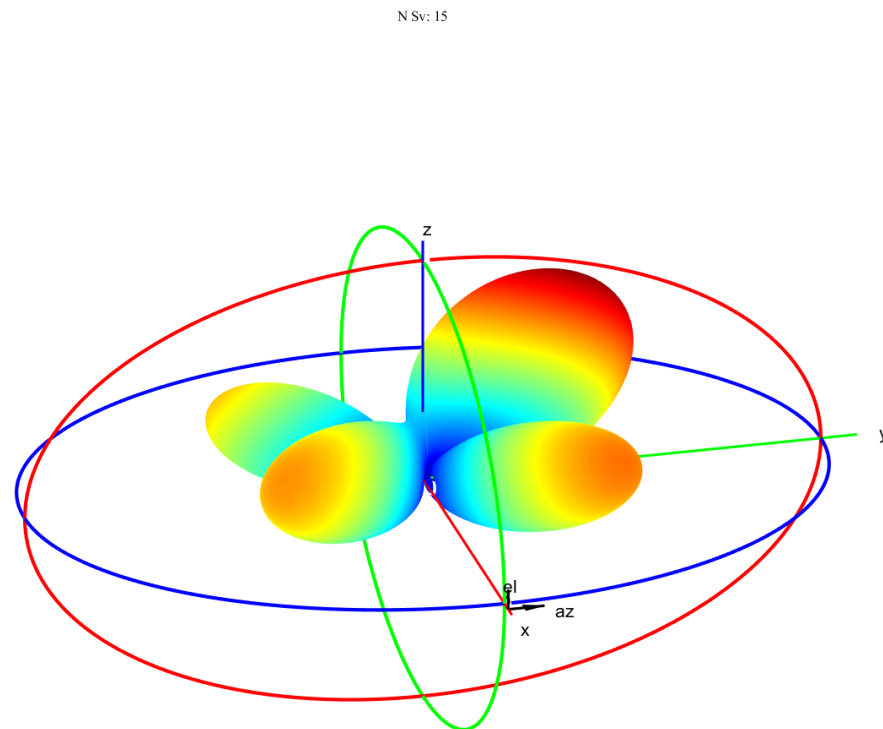


Рисунок 4.23 – Деформація ДС після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 3, 15, 20

Візьмемо для моделювання адаптації рівняння 1, 2 та 4 супутників, котрі розміщені у різних квадрантах. У таблиці 4.4 містяться дані про співвідношення сигнал\шум нормоване відносно найпотужнішого сигналу після адаптації -15 дБ найгійший сигнал 14 та 3.802

У таблиці 4.4 міститься інформація про співвідношення сигнал\шум нормоване відносно найпотужнішого сигналу після адаптації (3.802дБ).

Таблиця 4.4 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-
3	303	6	-
4	256	33	-15.822
5	181	19	-
6	212	31	-18.362
7	67	51	-2.121
8	110	62	-11.599
9	290	63	0
10	69	24	-
11	252	25	-
12	310	29	-13.568
13	81	46	-
14	325	64	-18.772
15	290	16	-
16	23	16	-
17	79	51	-6.189
18	156	26	-
19	86	18	-
20	326	14	-14.792
21	274	35	-9.482
22	217	23	-
23	155	13	-
24	279	53	-4.72
25	47	25	-8.542
26	68	69	-18.802
27	105	35	-

28	145	26	-2.732
----	-----	----	--------

Таблиця 4.4 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

29	80	28	-
30	75	26	-
31	170	29	-
32	106	24	-
33	51	10	-

Супутники 1, 2, 3, 5, 10, 11, 13, 15, 16, 18, 19, 22, 23, 27, 28, 29, 30, 31, 32 та 33 мають потужність сигналів нижче вставленого порогового рівня, через що приймач розпізнає сигнали тільки 13 супутників.

Погіршення точності склало:

HDOP – 4.2836;

VDOP – 3.5433;

PDOP – 1.4472;

TDOP – 3.2343.

Рівень зниження точності у горизонтальній площині вище 4, що є рекомендованим мінімумом для прийняття рішень по отриманим даним, але не дозволить проводити точні розрахунки координат. Це пов'язане з поганим розташуванням частини видимих супутників – половина з них знаходиться на короткій відстані один від одного (рис. 4.24). В свою чергу діаграма спрямованості сильно змінила свою форму (рис. 4.25).

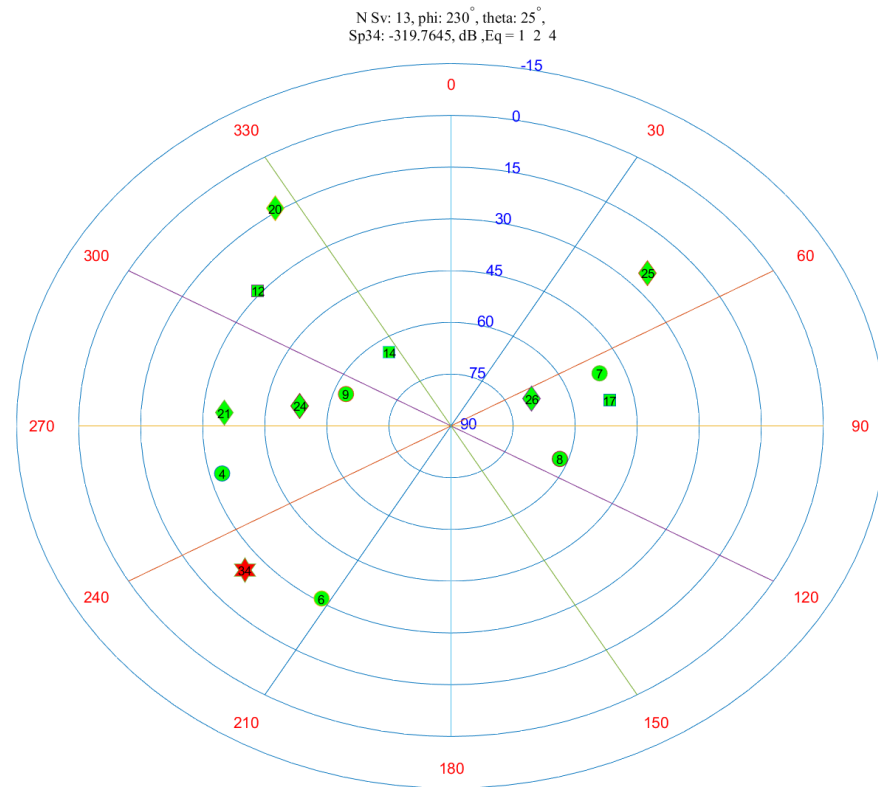


Рисунок 4.24 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

N Sv: 13

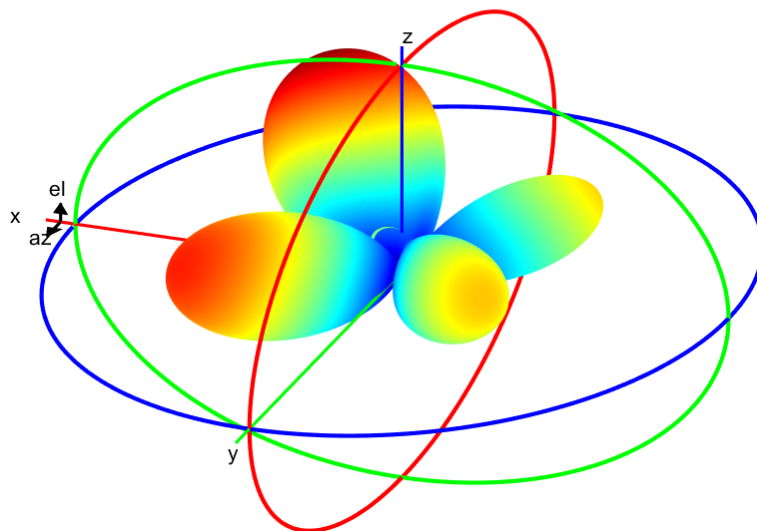


Рисунок 4.25 – Деформація ДС після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Повторимо попередій сценарій моделювання перемістивши спуфер до іншого квадранту, кут його азимута $\varphi=120^\circ$. У таблиці 4.5 міститься інформація про співвідношення сигнал\шум нормоване відносно найпотужнішого сигналу після адаптації (3.764дБ).

Таблиця 4.5 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=120^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-
3	303	6	-
4	256	33	-12.457
5	181	19	-
6	212	31	-11.361
7	67	51	0
8	110	62	-9.684
9	290	63	-2.2022
10	69	24	-10.656
11	252	25	-
12	310	29	-
13	81	46	-17.108
14	325	64	-
15	290	16	-
16	23	16	-16.798
17	79	51	-4.48
18	156	26	-
19	86	18	-17.158
20	326	14	-
21	274	35	-
22	217	23	-16.708
23	155	13	-
24	279	53	-9.733
25	47	25	-8.833
26	68	69	-2.0282
27	105	35	-
28	145	26	-
29	80	28	-16.148
30	75	26	-16.228
31	170	29	-

Таблиця 4.5 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=120^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

32	106	24	-
33	51	10	-

Після моделювання залишилось 16 супутників – 1, 2, 3, 5, 11, 12, 14, 15, 18, 20, 21, 23, 27, 28, 31, 32, 33 були втрачені. Діаграма спрямованості має вигляд як у попередньому експерименті (рис. 4.26), але цього разу параметр погіршення точності має менші величини:

HDOP – 2.4822;

VDOP – 2.1794;

PDOP – 1.2491;

TDOP – 1.7860.

Це пов'язано з більш вдалим розміщенням видимих супутників відносно приймача (рис 4.27).

Рисунок 4.27 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=120^\circ$, $\theta=25^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Спробуємо змінити місце розташування завади не змінюючи рівняння адаптації $\theta=2^\circ$. У таблиці 4.6 міститься інформація про співвідношення сигнал\шум нормоване відносно найпотужнішого сигналу після адаптації (3.584дБ).

Таблиця 4.6 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=120^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-
3	303	6	-
4	256	33	-
5	181	19	-
6	212	31	-11.475
7	67	51	-1.088
8	110	62	-10.618
9	290	63	0
10	69	24	-15.934
11	252	25	-
12	310	29	-14.864
13	81	46	-18.374
14	325	64	-18.334
15	290	16	-
16	23	16	-
17	79	51	-5.217
18	156	26	-
19	86	18	-
20	326	14	-
21	274	35	-12.324
22	217	23	-
23	155	13	-
24	279	53	-5.55
25	47	25	-14.634
26	68	69	-2.076

27	105	35	-
28	145	26	-
29	80	28	-
30	75	26	-
31	170	29	-

Таблиця 4.6 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=120^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

32	106	24	-
33	51	10	-

Після адаптації залишилося 13 супутників. Зникли 1, 2, 3, 4, 5, 11, 15, 16, 18, 19, 20, 22, 23, 27, 28, 29, 30, 31, 32 та 33. Діаграма спрямованості зображена на рис. 4.28.

Погіршення точності має схожі з попереднім сценарієм величини, як і розміщення супутників на орбіті (рис. 4.29).

HDOP – 2.7984;

VDOP – 2.3982;

PDOP – 1.1942;

TDOP – 2.0797.

N Sv: 13

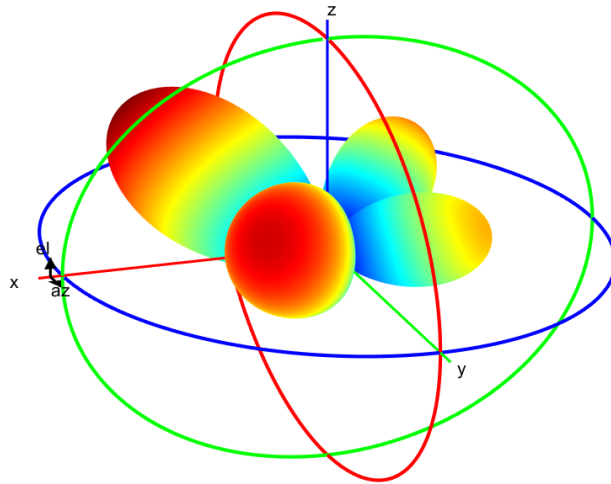


Рисунок 4.28 – Деформація ДС після усунення завади з $\varphi=120^\circ$, $\theta=2^\circ$
використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

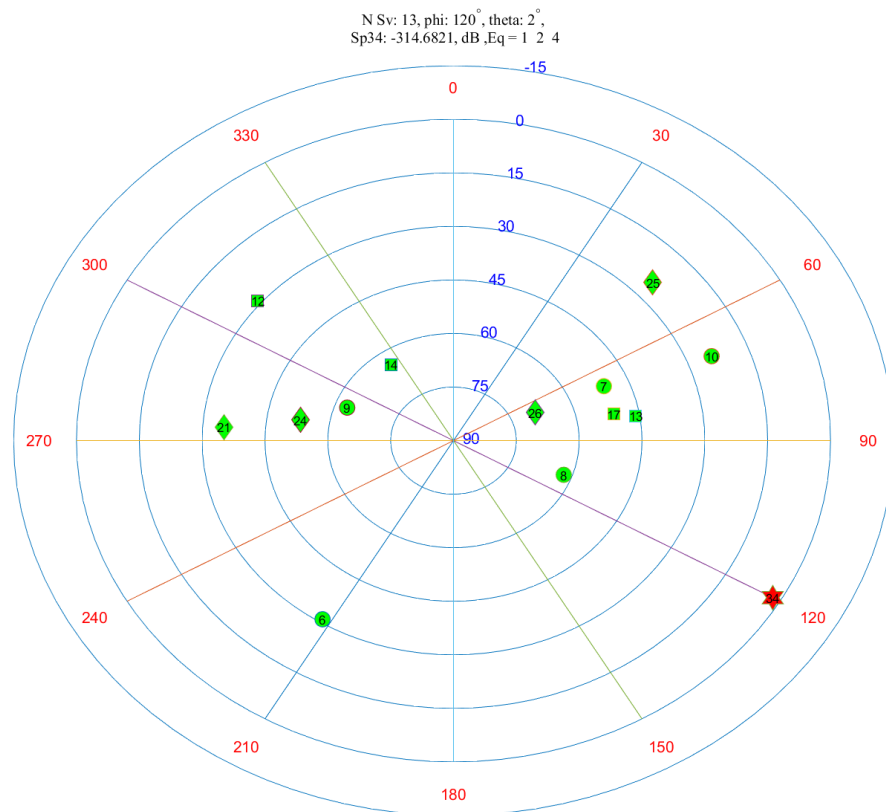


Рисунок 4.29 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=120^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Перемістимо заваду до іншого квадранту. Її напрямок $\varphi=35^\circ$, $\theta=2^\circ$. У таблиці 4.7 міститься інформація про співвідношення сигнал\шум нормоване відносно найпотужнішого сигналу після адаптації (3.571дБ).

Таблиця 4.7 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=35^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-
3	303	6	-
4	256	33	-
5	181	19	-
6	212	31	-11.232
7	67	51	-1.038
8	110	62	-10.57
9	290	63	0
10	69	24	-15.741
11	252	25	-
12	310	29	-14.931
13	81	46	-18.311
14	325	64	-18.311
15	290	16	-
16	23	16	-
17	79	51	-5.17
18	156	26	-
19	86	18	-
20	326	14	-
21	274	35	-12.499
22	217	23	-
23	155	13	-
24	279	53	-5.595
25	47	25	-14.461
26	68	69	-2.043
27	105	35	-

28	145	26	-
29	80	28	-
30	75	26	-
31	170	29	-
32	106	24	-
33	51	10	-

Після адаптації залишилося 13 супутників. Зникли супутники 1,2, 3, 4, 5, 11, 15, 16, 18, 19, 20, 22, 23, 27, 28, 29, 30, 31, 32 та 33. Діаграма спрямованості зображена на рисунку 4.30. Розміщення видимих після процедур адаптації супутників зображено на рисунку 4.31.

Параметр геометричного погіршення точності має ідентичні з попереднім сценарієм дані:

HDOP – 2.7984;

VDOP – 2.3982;

PDOP – 1.1942;

TDOP – 2.0797.

N Sv: 13

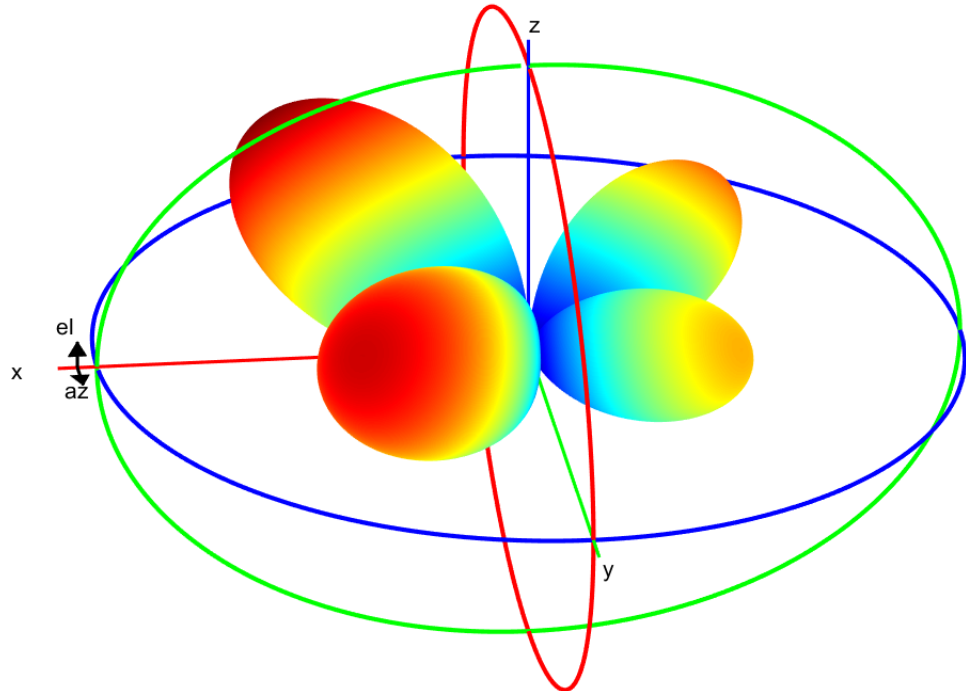


Рисунок 4.30 – Деформація ДС після усунення завади з $\varphi=35^\circ$, $\theta=2^\circ$
використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

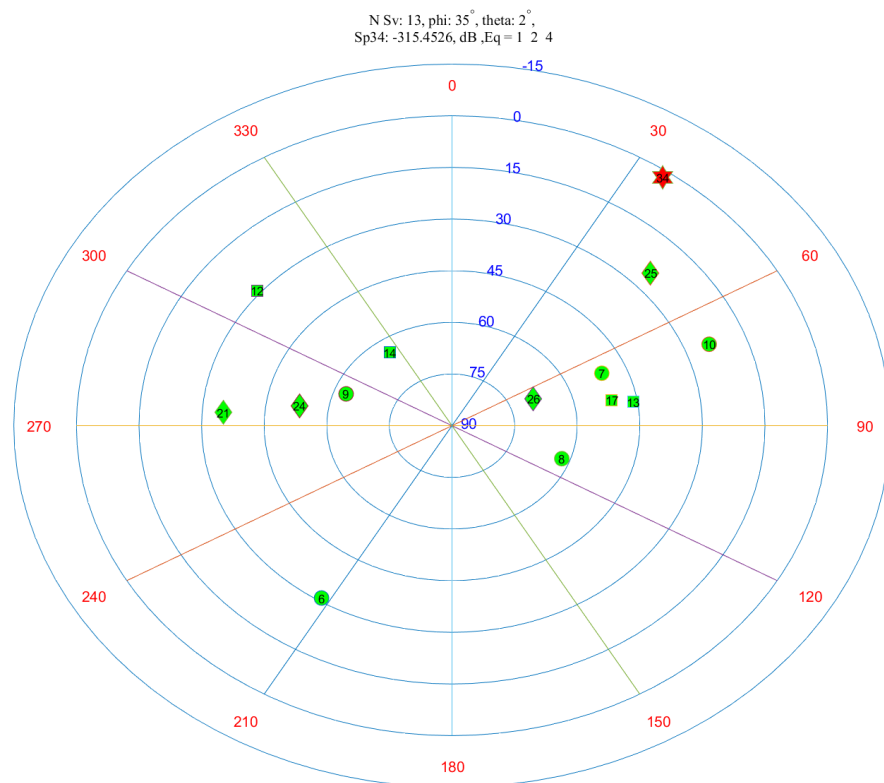


Рисунок 4.31 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=35^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Ще раз повторимо переміщення завади до іншого квадранту. Її напрямок $\varphi=330^\circ$, $\theta=2^\circ$. У таблиці 4.8 міститься інформація про співвідношення сигнал\шум нормоване відносно найпотужнішого сигналу після адаптації (3.54дБ).

Таблиця 4.8 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=330^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-
3	303	6	-
4	256	33	-
5	181	19	-
6	212	31	-10.669
7	67	51	-0.917

Таблиця 4.8 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=330^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

8	110	62	-10.456
9	290	63	0
10	69	24	-15.3
11	252	25	-
12	310	29	-15.11
13	81	46	-18.17
14	325	64	-18.26
15	290	16	-
16	23	16	-
17	79	51	-5.056
18	156	26	-
19	86	18	-
20	326	14	-

21	274	35	-12.943
22	217	23	-
23	155	13	-
24	279	53	-5.707
25	47	25	-14.07
26	68	69	-1.965
27	105	35	-
28	145	26	-
29	80	28	-
30	75	26	-
31	170	29	-
32	106	24	-
33	51	10	-

Після адаптації залишилося 13 супутників. Зникли супутники 1,2, 3, 4, 5, 11, 15, 16, 18, 19, 20, 22, 23, 27, 28, 29, 30, 31, 32 та 33. Діаграма спрямованості зображена на рисунку 4.32. Розміщення видимих після процедур адаптації супутників зображено на рисунку 4.33.

Парамент геометричного погіршення точності знову повторюється:

HDOP – 2.7984;

VDOP – 2.3982;

PDOP – 1.1942;

TDOP – 2.0797.

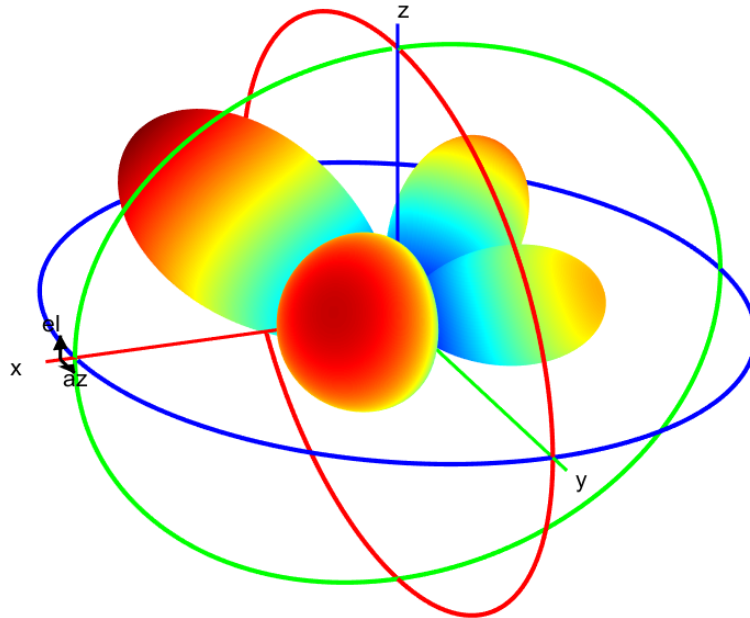


Рисунок 4.32 – Деформація ДС після усунення завади з $\varphi=330^\circ$, $\theta=2^\circ$
використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

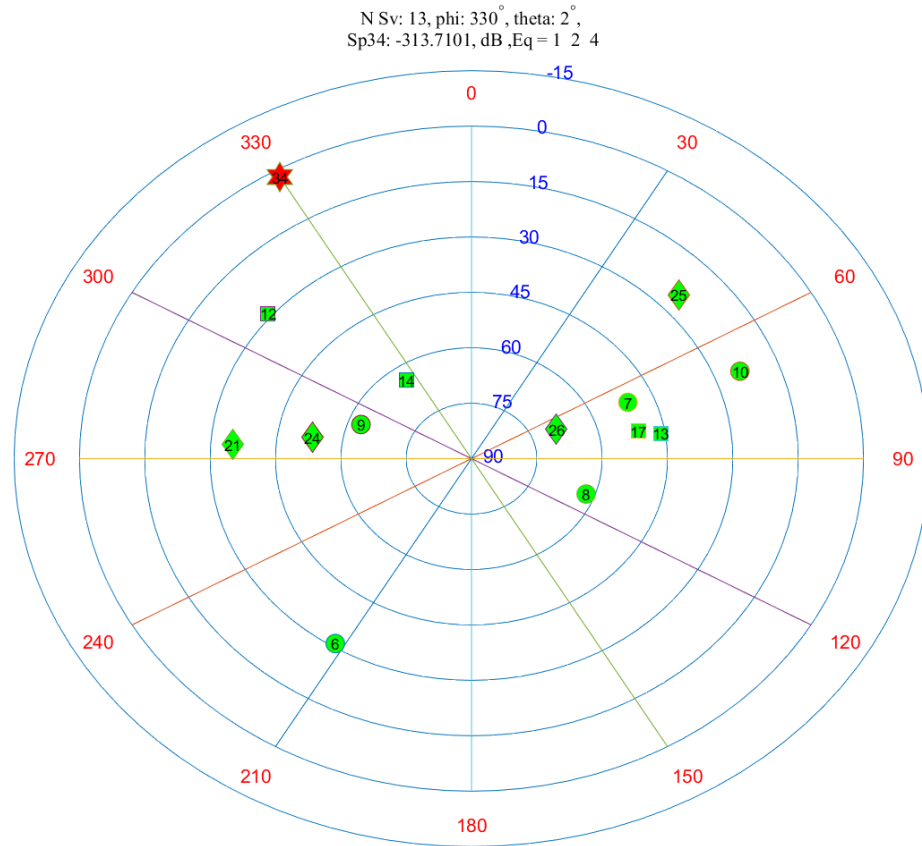


Рисунок 4.31 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=330^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Ще раз повторимо переміщення завади до іншого квадранту. Її напрямок $\varphi=230^\circ$, $\theta=2^\circ$. У таблиці 4.9 міститься інформація про співвідношення сигнал\шум нормоване відносно найпотужнішого сигналу після адаптації (3.553дБ).

Таблиця 4.9 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-
3	303	6	-
4	256	33	-
5	181	19	-
6	212	31	-10.907

Таблиця 4.9 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=230^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

7	67	51	-0.969
8	110	62	-10.504
9	290	63	0
10	69	24	-15.493
11	252	25	-
12	310	29	-15.033
13	81	46	-18.233
14	325	64	-18.283
15	290	16	-
16	23	16	-
17	79	51	-5.105
18	156	26	-
19	86	18	-
20	326	14	-
21	274	35	-12.747
22	217	23	-
23	155	13	-
24	279	53	-5.657
25	47	25	-14.233
26	68	69	-1.998
27	105	35	-
28	145	26	-
29	80	28	-
30	75	26	-
31	170	29	-
32	106	24	-
33	51	10	-

Після адаптації залишилося 13 супутників. Зникли супутники 1,2, 3, 4, 5, 11, 15, 16, 18, 19, 20, 22, 23, 27, 28, 29, 30, 31, 32 та 33. Розміщення видимих після процедур адаптації супутників зображено на рисунку 4.33. Діаграма спрямованості зображена на рисунку 4.32.

Параметр погіршення точності ідентичний попереднім сценарієм у інших квадрантах:

HDOP – 2.7984;

VDOP – 2.3982;

PDOP – 1.1942;

TDOP – 2.0797.

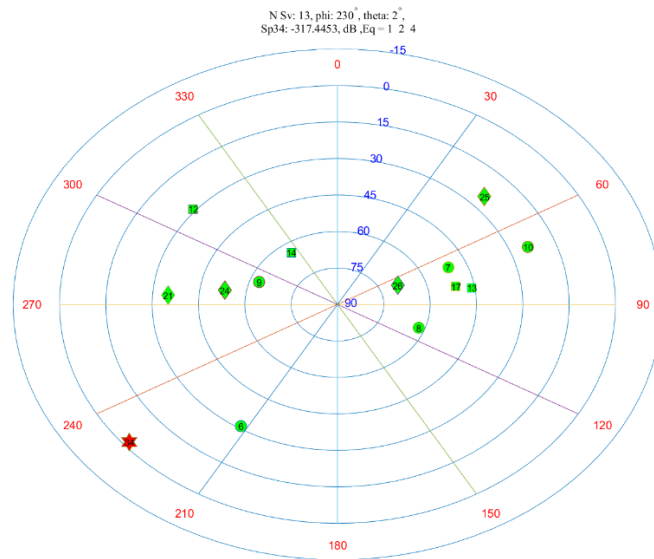


Рисунок 4.32 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=2^\circ$ використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

N Sv: 13

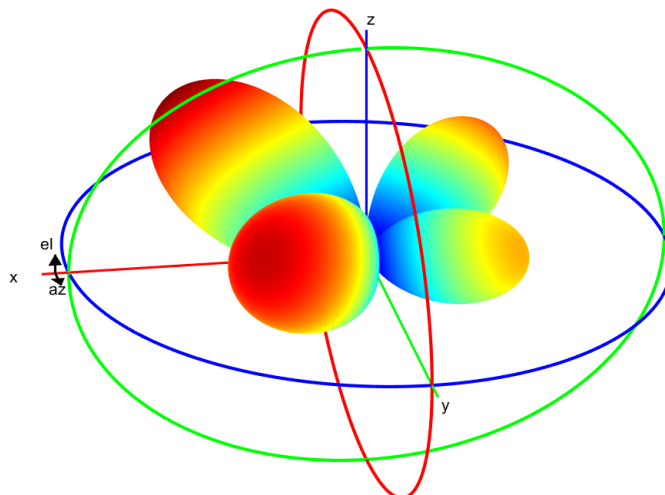


Рисунок 4.33 – Деформація ДС після усунення завади з $\varphi=230^\circ$, $\theta=2^\circ$
використовуючи рівняння супутників 1, 2, 4

Як можна побачити, напрямок приходу завади має невеликий вплив на кількість видимих супутників після адаптації та на можливості надання навігації. Змінюючи положення завади незначно змінювалося співвідношення сигнал\шум, у той час як вибір різних супутників для рівняння адаптації мав значний вплив на зміну діаграми спрямованості, кількість видимих супутників після усунення перешкоди та параметр погіршення геометричної точності.

Повторимо експеримент зі зміною місцяположення завади, але використаємо рівняння супутників 5, 9, 31. У таблиці 4.10 приведені наді кута азимута, місць супутників та нормоване відносно найкращого рівню сигналу +3.54дБ, котрий має 4 супутник, співвідношення сигнал\шум (в дБ) після адаптації. Завада надходить з напрямку $\varphi=90^\circ$, $\theta=15^\circ$.

Таблиця 4.10 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=90^\circ$, $\theta=15^\circ$ використовуючи рівняння супутників 5, 9, 31

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-16.51
3	303	6	-
4	256	33	0
5	181	19	-6.457
6	212	31	-2.7657
7	67	51	-3.3754
8	110	62	-7.402
9	290	63	-2.9867
10	69	24	-15.493
11	252	25	-14.22
12	310	29	-
13	81	46	-16.32
14	325	64	-
15	290	16	-17.26

16	23	16	-
17	79	51	-4.0282
18	156	26	-18.25
19	86	18	-

Таблиця 4.10 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=90^\circ$, $\theta=15^\circ$ використовуючи рівняння супутників 5, 9, 31

20	326	14	-17.36
21	274	35	-4.1751
22	217	23	-7.114
23	155	13	-
24	279	53	-2.425
25	47	25	-15.65
26	68	69	-5.59
27	105	35	-12.259
28	145	26	-17.09
29	80	28	-
30	75	26	-
31	170	29	-10.78
32	106	24	-
33	51	10	-

Після адаптації було втрачено 11 супутників. Розташування решти 22 зображено на рис. 4.34, разом вони дають такі показники точності:

HDOP – 1.5294;

VDOP – 1.3615;

PDOP – 0.6615;

TDOP – 1.1900.

Діаграма спрямованості зображена на рисунку 4.35.

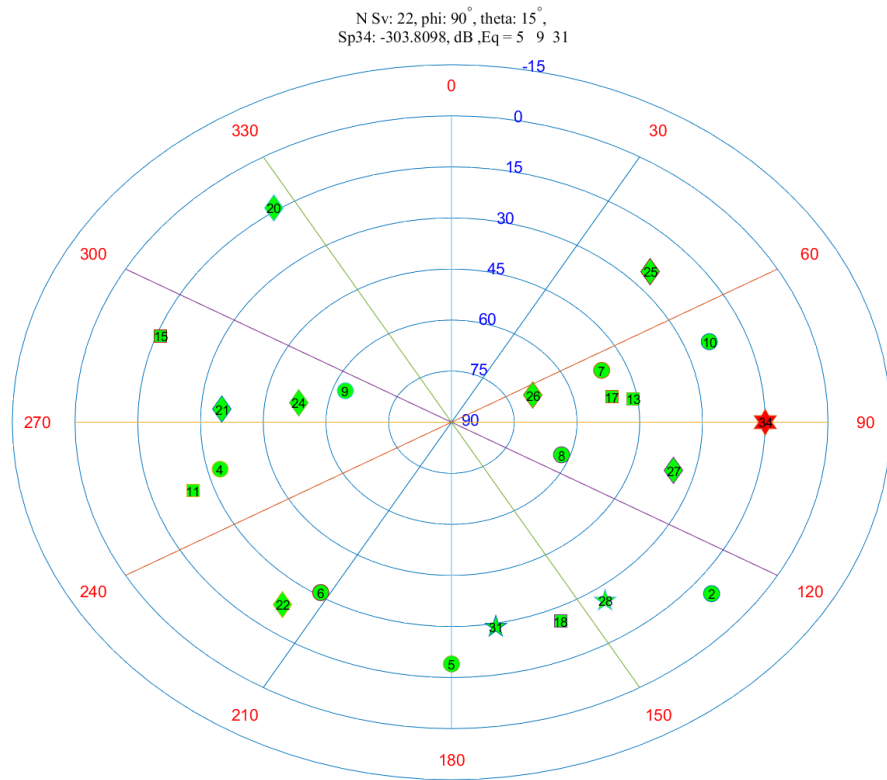


Рисунок 4.34 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=90^\circ$, $\theta=15^\circ$ використовуючи рівняння супутників 5, 9, 31

N Sv: 22

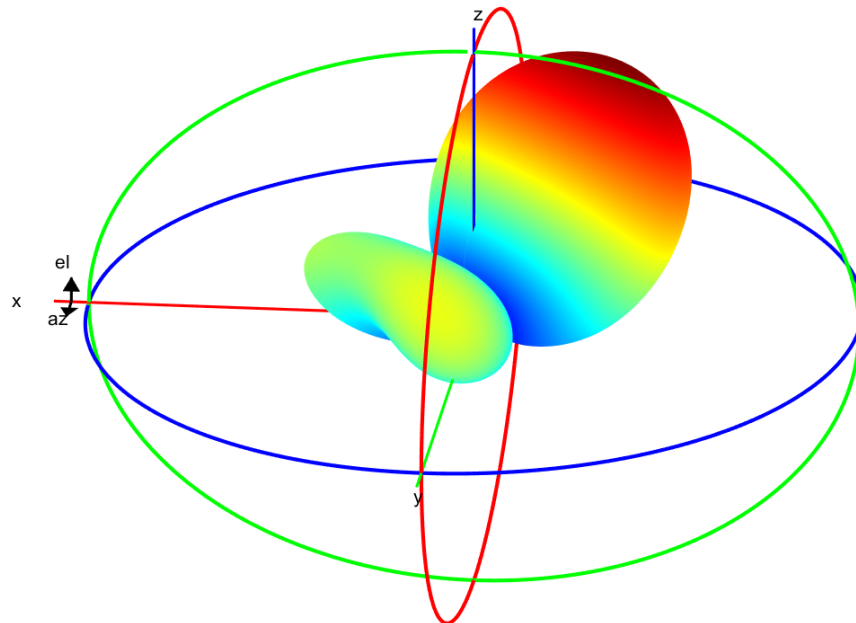


Рисунок 4.35 – Деформація ДС після усунення завади з $\varphi=90^\circ$, $\theta=15^\circ$ використовуючи рівняння супутників 5, 9, 31

У цьому сценарії рівняння супутників не змінюється, а завада надходить з напрямку $\varphi=145^\circ$, $\theta=15^\circ$. У таблиці 4.11 містяться наді кута азимута, місць супутників та співвідношення сигнал\шум нормоване відносно 4 супутника з рівнем сигналу +1.905дБ.

Таблиця 4.11 – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=145^\circ$, $\theta=15^\circ$ використовуючи рівняння супутників 5, 9, 31

Номер супутника	Кут азимута, φ	Місце супутника, θ	Співвідношення сигнал\шум (у дБ)
1	23	8	-
2	129	10	-
3	303	6	-
4	256	33	0
5	181	19	-10.541
6	212	31	-2.2328
7	67	51	-3.145
8	110	62	-1.85971
9	290	63	-7.071
10	69	24	-10.405
11	252	25	-15.125
12	310	29	-
13	81	46	-13.855
14	325	64	-
15	290	16	-
16	23	16	-
17	79	51	-2.3526
18	156	26	-
19	86	18	-15.395
20	326	14	-
21	274	35	-5.682
22	217	23	-7.876
23	155	13	-
24	279	53	-3.48
25	47	25	-10.586
26	68	69	-7.407
27	105	35	-4.212
28	145	26	-
29	80	28	-13.715

Таблиця 4.11 (продовження) – Співвідношення сигнал\шум сигналів супутників, які надходять до навігаційного приймача після усунення спуфінгу з $\varphi=145^\circ$, $\theta=15^\circ$ використовуючи рівняння супутників 5, 9, 31

30	75	26	-15.045
31	170	29	-14.865
32	106	24	-14.915
33	51	10	-

Після адаптації було втрачено 12 супутників. Розташування доступних для навігації 21 зображено на рис. 4.36. Діаграма спрямованості зображена на рисунку 4.37.

Показники точності склали:

HDOP – 2.1778;

VDOP – 1.9130;

PDOP – 1.0561;

TDOP – 1.5951.

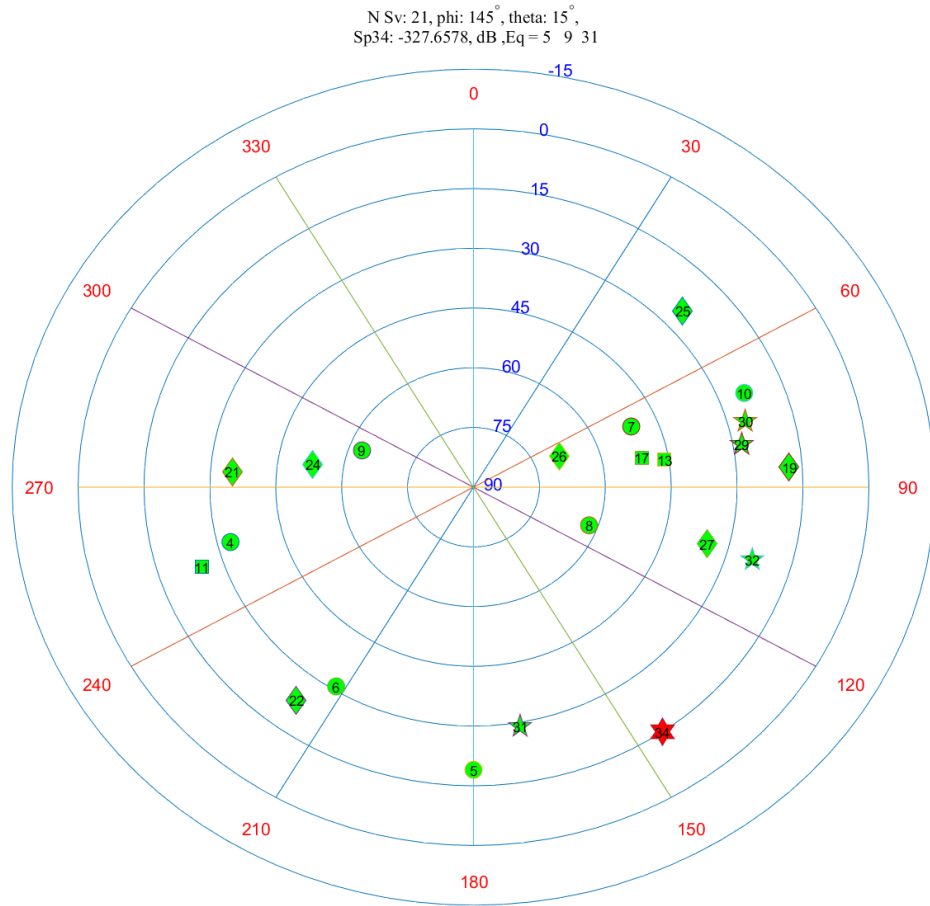


Рисунок 4.36 – Розміщення видимих навігаційним приймачем супутників після усунення завади з $\varphi=145^\circ$, $\theta=15^\circ$ використовуючи рівняння супутників 5, 9, 31

N Sv: 21

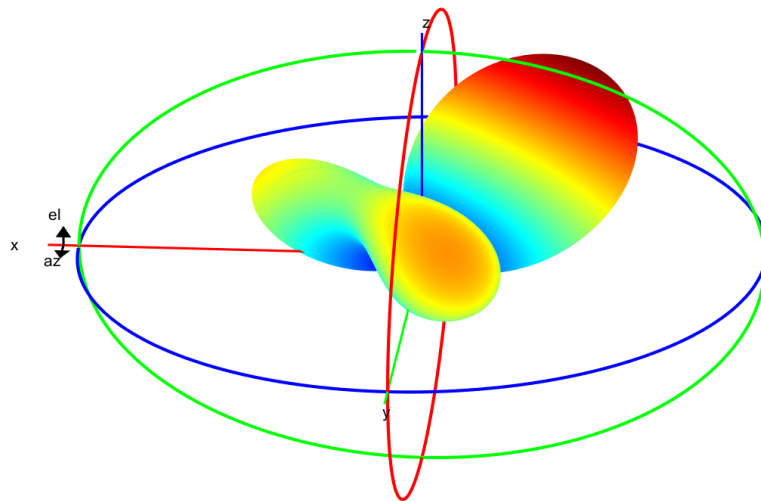


Рисунок 4.37 – Деформація ДС після усунення завади з $\varphi=145^\circ$, $\theta=15^\circ$
використовуючи рівняння супутників 5, 9, 31

Як видно із експериментів, для отримання точної навігації використовуючи адаптивні антени систем придушення спуфінгу важливим є вибір групи супутників для створення рівняння адаптації.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4

Отже, можна сказати, що система придушення спуфінгу на базі чотирьохелементної адаптивної решітки є досить ефективною. Аналізуючи результати дослідження, видно, що якість навігації після усунення спуфінгу напряму залежить від обраних для рівняння адаптації супутників, а не від розміщення спуферу. У більшості експериментів параметр геометричного погіршення точності складав достатні для точної навігації величини, що свідчить про перспективність даної системи.

ВИСНОВКИ ДО ДИПЛОМНОЇ РОБОТИ

На основі проведеного аналітичного огляду у першому розділі ми підтвердили актуальність розробки та дослідження методів протидії спуфінгу. Із наукових робіт [8, 9, 10, 11, 12, 13] дізналися, що адаптивна антена система є досить ефективним методом протидії протидії навмисним та ненавмисним радіоперешкам, які можуть вводити в оману супутникову навігаційну апаратуру. У зв'язку з цим, у даній дипломній роботі біли вирішені наступні задачі:

- розгляд характеристик адаптивних антенних систем;
- створення комп'ютерної моделі придушення спуфінгу;
- моделювання системи пом'якшення та обробка результатів досліджень.

У другому розділі були описані характеристики, котрі впливають на якість ААР. Був описаний принцип дії, структура та можливості застосування адаптивної антеної решітки для пом'якшення дії завади, яка надходить з певного напрямку. Із рисунка 2.5 видно, що після застосування процедури придушення перешкоди, діаграма спрямованості деформується. Оскільки діаграма спрямованості деформується, то сигнали частини супутників не будуть сприйматися навігаційним приймачем, що зменшує кількість супутників доступних для навігації.

У третьому розділі описана створена нами у середовищі Matlab програмна модель математичного апарату для адаптації завади адаптивними антенними системами. Була відображена блок-схема моделі усунення спуфінгу. Описана послідовність роботи написаного програмного коду, приведені формули та функції для розрахунків адаптації завади.

У четвертому розділі ми розповіли про формування вхідних даних для проведення експериментів усунення завади за допомогою ААР.

Проаналізувавши різні сценарії усуенення спуфінгу, можна сказати, що система показала свою ефективність, тому що за різних вхідних даних не було випадків повної втрати навігації з боку користувача. У більшості експериментів параметр геометричного погіршення точності [29] складав достатні для точної навігації величини. Як видно із даних у таблицях 4.6, 4.7, 4.8, 4.9, а також таблиць з іншими вхідними даними 4.10 та 4.11, можна сказати, що ключове значення для отримання точної навігації має вибір ефективної групи супутників для створення рівняння адаптації. Напрямок та місце завади мають лише незначний вплив на значення сигнал\шум, показники DOP при цьому можуть не змінювати своїх значень.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. R. T. Ioannides, T. Pany and G. Gibbons, "Known Vulnerabilities of Global Navigation Satellite Systems, Status, and Potential Mitigation Techniques," in *Proceedings of the IEEE*, vol. 104, no. 6, pp. 1174-1194, June 2016.
DOI: [10.1109/JPROC.2016.2535898](https://doi.org/10.1109/JPROC.2016.2535898).
2. Sarang Thombre, M. Zahidul H. Bhuiyan, Patrik Eliardsson, Björn Gabrielsson, Michael Pattinson, Mark Dumville, Dimitrios Fryganiotis, Steve Hill, Venkatesh Manikundalam, Martin Pölöskey, Sanguk Lee, Laura Ruotsalainen, Stefan Söderholm, Heidi Kuusniemi. GNSS Threat Monitoring and Reporting: Past, Present, and a Proposed Future. Journal: *The Journal of Navigation* / Volume 71 / Issue 3 / May 2018.
DOI: <https://doi.org/10.1017/S0373463317000911>.
3. Andrej Novák, Karel Havel, Martin Bugaj. Measurement of GNSS signal interference by a flight laboratory. *Transportation Research Procedia*. [Volume 35](https://doi.org/10.1016/j.trpro.2018.12.011), 2018, Pages 271-278.
<https://doi.org/10.1016/j.trpro.2018.12.011>.
4. JAHSHAN BHATTI and TODD E. HUMPHREYS. Hostile Control of Ships via False GPS Signals: Demonstration and Detection. *NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation* Vol. 64, No. 1, Spring 2017. – P. 51-66. <https://doi.org/10.1002/navi.183>.
5. Marcos, E. Pérez, Konovaltsev, A., Caizzone, S., Cuntz, M., Yinusa, K., Elmarissi, W., Meurer, M., "Interference and Spoofing Detection for GNSS Maritime Applications using Direction of Arrival and Conformal Antenna Array," *Proceedings of the 31st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2018)*, Miami, Florida, September 2018, pp. 2907-2922. <https://doi.org/10.33012/2018.15901>.

6. A. Konovaltsev, E. Pérez Marcos, et al, “Interference Detection and Characterization with an Array based GNSS Receiver using Conformal Antennas in Maritime Environments”, Proc. of ION GNSS+ 2017, Portland, OR, USA, Sept. 2017, pp. 2795-2811.
7. FRANC DIMC and MATEJ BALZEC. An Experimental Evaluation of Low-Cost GNSS Jamming Sensors. *NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation*. Vol. 64, No. 1, Spring 2017. P. 93-109.
<https://doi.org/10.1002/navi.184>.
8. Wenyi Wang, Na Li, Renbiao Wu, and Pau Closas. Detection of Induced GNSS Spoofing Using S-Curve-Bias. *Sensors (Basel)*. 2019 Feb; 19(4): 922. doi: 10.3390/s19040922.
9. Larisa A. Dobryakova, Łukasz S. Lemieszewski, Evgeny F. Ochinnikov. Protecting vehicles vulnerable to terrorist attacks, such as GNSS jamming, by electromagnetic interference shielding of antenna. *URAL RADIO ENGINEERING JOURNAL*. 2017, 50 (122), 77–83.
10. Ali Pirsiavash, Ali Broumandan, Gérard Lachapelle and Kyle O’Keefe. Investigation of the Number of Spoofed GNSS Signals for Short-Range Scenarios. The 16th Word Congress of the International Association of Institutes of Navigation (IAIN). 28 November – 1 December 2018, Chiba, Japan
11. Kovalevsky, E.A., Konin V. V. Adaptive antenna for control stations of radionavigation satellite systems./ 9th International Crimean Microwave Conference: Microwave and Telecommunication Technology. – CriMiCo. – 15-17 sept. 1999 . –Conference Proceedings. – Sevastopol: Weber, 1999.– P 161-163.
12. Cuntz, Manuel, Denks, Holmer, Konovaltsev, Andriy, Hornbostel, Achim, Dreher, Achim, Meurer, Michael, "GALANT - Architecture Design and First Results of A Novel Galileo Navigation Receiver Demonstrator With Array Antennas," *Proceedings of the 21st International Technical Meeting*

- of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2008), Savannah, GA, September 2008, pp. 1470-1477.*
13. Zhang, X. Cui, H. Xu, S. Zhao and M. Lu, "Efficient signal separation method based on antenna arrays for GNSS meaconing," in *Tsinghua Science and Technology*, vol. 24, no. 2, pp. 216-225, April 2019. DOI: 10.26599/TST.2018.9010125.
 14. Дополнение А к письму государствам AN/1-99/95. ИКАО
 15. Керування безпекою польотів в аеронавігаційній системі: методичні рекомендації / уклад.: В.П. Харченко, Ю.В. Чинченко, В.М. Васильєв – К.: НАУ, 2008. – 56 с.
 16. Вартакесян В. А. Радиоэлектронная развертка. М.: Военное из-во, 1991. – 254 с.
 17. Работает ли GPS в Афганистане? // Computerworld / Україна, 14.11.2001 #41(344).
 18. Справочник по радиоэлектронике / под ред. Я. Д. Ширмана. SpaceX's plan to launch more than 7,000 internet-beaming satellites
 19. SpaceX launch more than 7,000 internet-beaming satellites [Електронний ресурс] – <https://www.theverge.com/2018/11/15/18096943/spacex-fcc-starlink-satellites-approval-constellation-internet-from-space>
 20. Van der Merwe, Johannes & Zubizarreta, Xabier & Lukcin, Ivana & Rügamer, Alexander & Felber, Wolfgang. (2018). Classification of Spoofing Attack Types. 10.1109/EURONAV.2018.8433227
 21. ADALM-PLUTO [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://wiki.analog.com/university/tools/pluto>
 22. bladeFR 2.0 [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.nuand.com/bladerf-2-0-micro/>
 23. HackRF Documentation [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://github.com/greatscottgadgets/hackrf>
 24. The USRP product line [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <https://www.ettus.com/>

25. Ali Broumandan, Ali Jafarnia Jahromi, Saeed Daneshmand, Gérard Lachapelle. GNSS Vulnerability to Spoofing Threats and a Review of Anti-Spoofing Techniques
26. Broumandan A., Jafarnia-Jahromi A., Lachapelle G. Spoofing detection, classification and cancelation (SDCC) receiver architecture for a moving GNSS receiver. *GPS Solut.* 2015;19:475–487. doi: 10.1007/s10291-014-0407-3
27. Falcone K. et al. Small Affordable Anti-Jam GPS Antenna (SAAGA) Development, ION GPS-99 Proc., 14-17 September, Nashville, TN
28. Конин В. В., Харченко В. П. Системы спутниковой радионавигации. - К.: Холтех, 2010. – 520 с.
29. Richard B. Langley (May 1999). [Dilution of Precision](#).
30. OEM719 Product Sheet // NovAtel Inc. – Canada – 06/10/2020 – 2 p.


```

k2= 360;% 72*5;
% m=2;
% m1=8;
% k2=73;%54*2;
i1m = 0;
k0 =1;
n0 = 1;
fprintf('k0 = %i ', k0);
for i1=k0 : k1%160:190
%   i1m = i1m + 1;
%   i2m =0;
    for i2=n0:k2%200:240
%       i2m=i2m+1;
teta = (a +step*i1);
fi = (b+stepfi*i2);
T=k*d*sind(teta)/2;
T1=k*d1*sind(teta)/2;
CS= cosd(fi) +sind(fi);
C_S= cosd(fi) -sind(fi);
u_1= exp(-i*T*CS);
u_2= exp(i*T*C_S);
u_3= exp(i*T*CS);
u_4= exp(-i*T*C_S);
U1(i1,i2)=u1*u_1;%*(1+cos(teta));
U2(i1,i2)=u2*u_2;%*(1+cos(teta));
U3(i1,i2)=u3*u_3;%*(1+cos(teta));
U4(i1,i2)=u4*u_4;%*(1+cos(teta));
% De(i1,i2)= abs(1/1*(exp(-i*T1)+exp(i*T1)));
De(i1,i2)= (1+cosd(teta));
SIGMA1(i1,i2)= (1/1)*(U1(i1,i2)+U2(i1,i2)+U3(i1,i2)+U4(i1,i2));
Prom(i1,i2) = abs(SIGMA1(i1,i2));
SIGMA(i1,i2)=abs(SIGMA1(i1,i2))*De(i1,i2);
% SIGMA(i1,i2) = (1+cosd(teta));

    end
end
% SIGMA2=max(max(abs(SIGMA1)));
SIGMA2=max(max(abs(SIGMA)))*(1/2);
% SIGMA2 = 1;
%+++++
% Pos1 = [300 300 262 233];
% hF = figure('Position',Pos1,'MenuBar', 'figure','Color','w');

%, 'FontSize',10,'FontName','TimesNewRoman'
% figure(1)
y = (1 : 1 : k1)';
x =1 :1: k2;
% x = 0 :5:180;
z = SIGMA/SIGMA2; %Z;%
zmax = max( max(z));
% z = 20*log10(z)
% [x,y,z] = sph2cart(y,x,z)
% surf(x,y,z)
% plor3(x,y,z)
aa= 1;

Norm = -15;% -15;
% Sv1=20*log10(z(15,325))
load('Sv0');

for k= 1:kSv
    i = n_Sv(k);

```

```

tteta(i)=(EL(i) - a) / step + 1 - k0;
    tf(i)= (AZ(i)-b)/stepfi ;
    tteta(i)= floor(tteta(i));
    tf(i)= floor(tf(i));

    Sv(i)=20*log10(SIGMA(tteta(i),tf(i)) / SIGMA2)+Sv0(i);
if Sv(i) < Norm
    Sv(i) =NaN;
    tteta(i) = 0;
    tf(i) = 0;
    no_Sv(i) = i;
end;

end

no_Sv = find(no_Sv);
strno_Sv = num2str(no_Sv);
mask = find(tteta);
tteta(34)=(teta0-a)/step ;
    tf(34)= (f_i-b)/stepfi;
    tteta(34)= floor(tteta(34)) + 1 - k0;
    tf(34)= floor(tf(34)) + 1 - n0;

    JSv=20*log10(SIGMA(tteta(34),tf(34))/SIGMA2);
Sv(34) = JSv;
E_L = tteta(34);
% E_L = find(E_L);

A_Z= tf(34);
% A_Z = find(A_Z);
% mask = find(tteta);
strmask = num2str(size(mask,2));
phi = num2str(tf(34));
theta = num2str(tteta(34));
Sp34 = num2str(Sv(34)); ;

EL= EL(mask);
AZ = AZ(mask);
%+++++
% figure(1);
Pos1 = [300 300 262 233];

hF(1) = figure('Position',Pos1,'MenuBar', 'figure','Color','w');
set (gca, 'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman', 'LineWidth', 1)
patternCustom(z',y,x,'CoordinateSystem','polar');
colorbar off
%+++++
% [t,s] = title({' N Sv: ',strmask,', phi: ',phi,'^\{\circ}',', theta: ',theta,'^\{\circ}','];[' Sp34: ',Sp34,', dB ',...
% 'Eq = ',Eq]);
% [t,s] =
t = title({' N Sv: ',strmask});
t.FontName = 'Times New Roman';
t.FontSize = 8;
t.FontWeight = 'normal';
t.HorizontalAlignment = 'center';
%
% hF(2) = figure('Position',Pos1,'MenuBar', 'figure','Color','w');
% figure(2);
% y = (1 : 1: k1);
% x = 0:1:359;
% patternCustom(z',y,x,'CoordinateSystem','polar',...
% 'Slice','theta','SliceValue',f_i);

```



```

hF(3) = figure('Position',Pos1,'MenuBar', 'figure','Color','w');
% figure(3);
patternCustom(z',y,x,'CoordinateSystem','polar',...
    'Slice','phi','SliceValue',330);
%+++++
zdB = 20*log10(z/zmax);
hF(4) = figure('Position',Pos1,'MenuBar', 'figure','Color','w');
% % figure(2);
% % y = (1 : 1: k1);
% % x = 0:1:359;
patternCustom(zdB,y,x,'CoordinateSystem','rectangular',...
    'Slice','theta','SliceValue',25);
hF(5) = figure('Position',Pos1,'MenuBar', 'figure','Color','w');
% figure(3);
patternCustom(zdB,y,x,'CoordinateSystem','rectangular',...
    'Slice','phi','SliceValue',228:232);
%+++++
%Pos1 = [300 300 262 233];
xlim([22 28])
hF(6) = figure('Position',Pos1,'MenuBar', 'figure','Color','w');
%
set (gca, 'FontSize',10,'FontName','TimesNewRoman', 'LineWidth' , 1)
patternCustom(zdB,y,x,'CoordinateSystem','rectangular');
colorbar('off');
%+++++
t = title({' N Sv: ',strmask,', phi: '\phi','^{\circ}',', theta: '\theta','^{\circ}','],' Sp34: '\Sp34', dB ',...
'Eq = 'Eq}));
t.FontName = 'Times New Roman';
t.FontSize = 10;
t.FontWeight = 'normal';
t.HorizontalAlignment = 'center';

Sv0 = [-13 -9 -14 -2 -6 -5 -1 -3 0 -9 -16 -13 -14 -20 -15 -14 -2 -15 -12 -9 -5 -9 -16 -2 -9 -2 -4 -11 -13 -14
-10 -12 -15];
%
% figure(5)
Pos1 = [300 300 374 333];
hF(7) = figure('Position',Pos1,'MenuBar', 'figure');%,'Color','w');
%
set (gca, 'FontSize',10,'FontName','TimesNewRoman', 'LineWidth' , 1)
Norm(1:33) = -15;
% plot(1:33, Sv0,'--',1:33, Norm,'MarkerSize',3,'MarkerFaceColor','b', 'LineWidth' , 1)% ХВТБФШ РПУМЕ
РЕТЧЦИ ТЙУХОЛПЧ
% hold on
plot(1:33, Norm,'Marker' , 'o','MarkerSize',3,'MarkerFaceColor','r'), grid minor

hold on

stem(1:10, Sv(1:10),'- og','MarkerSize',10,'MarkerFaceColor','g','LineWidth' , 1 )
for n =1:10
    s = num2str(n);
text(n, Sv(n), s, 'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman',...
    'HorizontalAlignment','center' );
end

stem(11:18, Sv(11:18),'- sg','MarkerSize',10,'MarkerFaceColor','g','LineWidth' , 1 )
for n =1:8
    s = num2str(10+n);
text(10+n, Sv(10+n), s, 'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman',...
    'HorizontalAlignment','center' );
end

```

```

stem(19:27, Sv(19:27),'-dg','MarkerSize',10,'MarkerFaceColor','g','LineWidth', 1)
for n =1:9
    s = num2str(18+n);
text(18+n, Sv(18+n), s, 'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman',...
    'HorizontalAlignment','center');
end

stem(28:32, Sv(28:32),'-pg','MarkerSize',10,'MarkerFaceColor','g','LineWidth', 1)
for n =1:5
    s = num2str(27+n);
text(27+n, Sv(27+n), s, 'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman',...
    'HorizontalAlignment','center');
end

stem(33, Sv(33),'- ^g','MarkerSize',10,'MarkerFaceColor','g','LineWidth', 1)
text(33, Sv(33), '33', 'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman',...
    'HorizontalAlignment','center');

ylim([-20 5])
t = title({'N Sv: ',strmask,' phi: ',phi,'\^{\circ}',' theta: ',theta,'\^{\circ}'];[' Sp34: ',Sp34,' dB ',...
'Eq = ',Eq]);
% [t,s] = title({'N Sv: ',strmask});
t.FontName = 'Times New Roman';
t.FontSize = 10;
t.FontWeight = 'normal';
t.HorizontalAlignment = 'center';
text(5, -16, 'no Sv: ', 'FontSize',10,'FontName','TimesNewRoman',...
    'HorizontalAlignment','center');
text(15, -18, 'srno_Sv', 'FontSize',10,'FontName','TimesNewRoman',...
    'HorizontalAlignment','center');
text(33, -16, 'Threshold', 'FontSize',10,'FontName','TimesNewRoman',...
    'HorizontalAlignment','center');

xlabel('N Sv')
ylabel('S/N, dB')
elp = EL - 90;
azp = AZ + 90.0;

xt = elp.*cosd(azp);
yt = -elp.*sind(azp);

elP = E_L - 90;
azP = A_Z + 90.0;

xtP = elP.*cosd(azP);
ytP = -elP.*sind(azP);

%figure(6);

plotsat(90, 0);
kSv = size(elp,2);
for k=1: kSv
    i = mask(k);
% if (i < 25)
hold on
if i<11
    plot(xt(k),yt(k), 'Marker' ,'o','MarkerSize',10,'MarkerFaceColor','g');
end
if i >10 && i<19
    plot(xt(k),yt(k), 'Marker' ,'s','MarkerSize',10,'MarkerFaceColor','g');
end
if i>18 && i<28

```

```

plot(xt(k),yt(k), 'Marker' , 'd', 'MarkerSize', 12, 'MarkerFaceColor', 'g' );
end
if i>27&& i<34
plot(xt(k),yt(k), 'Marker' , 'p', 'MarkerSize', 14, 'MarkerFaceColor', [0 1 0] );
end
% if i>32
% plot(xt(k),yt(k), 'Marker' , '^', 'MarkerSize', 14, 'MarkerFaceColor', [0 1 0] );
% end
str1 = num2str(i);
text(xt(k),yt(k),str1,'FontSize',8,'FontName','TimesNewRoman',...
'HorizontalAlignment','center' );

% if k == 34
plot(xtP, ytP, 'Marker' , 'h', 'MarkerSize', 16, 'MarkerFaceColor', 'r' );
% end
% hold on

text(xtP, ytP, '34', 'FontSize', 8, 'FontName', 'TimesNewRoman', ...
'HorizontalAlignment', 'center' );

axis( [-110 110 -110 110]);
%axis( [-90 90 -90 90]);

end
t = title({' N Sv: ',strmask,', phi: ',phi,'\{\circ}',', theta: ',theta,'\{\circ}','];[' Sp34: ',Sp34,', dB ',...
'Eq = ',Eq]);
% [t,s] = title({' N Sv: ',strmask});
t.FontName = 'Times New Roman';
t.FontSize = 10;
t.FontWeight = 'normal';
t.HorizontalAlignment = 'center';

n_Sv = n_Sv(mask);
n1 = size(n_Sv,2);% strmask;
for kk = 1: n1
i1 = n_Sv(kk);
cosEL = cosd(El(i1)) ;
sinEL = sind( El(i1)) ;
cosAz = cosd(Az(i1)) ;
sinAz = sind( Az(i1)) ;
G(i1,1) = - cosEL*cosAz;
G(i1,2) = -cosEL*sinAz;
G(i1,3) = - sinEL;
G(i1,4) = 1;
end
G = G(1:n1,1:4);
M = inv(G'*G);
GDOP = sqrt(M(1,1) + M(2,2) + M(3,3) + M(4,4) );
PDOP = sqrt(M(1,1) + M(2,2) + M(3,3) );
HDOP = sqrt(M(1,1) + M(2,2) );
VDOP = sqrt( M(3,3) );

DOP = [GDOP PDOP HDOP VDOP]'
n1
no_Sv
sqrt(M(4,4))

```

ДОДАТОК Б

УДК: 629.7.07(043.2)

Конін В.В., проф.,

Каленченко В.Р.

Національний авіаційний університет, м. Київ

МОДЕЛЬ СИСТЕМИ ПРИДУШЕННЯ СПУФІНГУ ГЛОБАЛЬНИМИ НАВІГАЦІЙНИМИ СИСТЕМАМИ

При використанні технології GNSS одним із основних проблемних питань є захист апаратури користувача від навмисних та ненавмисних радіоперешкод. Сигнали GNSS на вході антени користувача мають номінальний рівень -130 dBm і навігаційна апаратура користувача може піддаватися навмисному приглушенню сигналів супутників і навмисним перешкодам (spoofing GNSS), які імітують сигнали GNSS та можуть створити умови для руху об'єкта по заданій зловмисниками траєкторії.

Спуфінг – це перешкода, яка являє собою сигнал подібний сигналам навігаційних супутників. У спуфінг закладається хибна інформація, яка сприймається навігаційним приймачем як корисний сигнал. У результаті приймач виробляє хибні координатні рішення, об'єкт рухається по траєкторії заданій злоумисниками чи з великими помилками здійснює синхронізацію часу. Хибний сигнал складається із сигналів усіх супутників і приймається навігаційним приймачем з одного напрямку. Після придушення хибного сигналу приймач повинен працювати у штатному режимі при умові, що приймається необхідне число сигналів навігаційних супутників.

Якщо для об'єкту, який координатно вирішує тимчасову задачу застосовується агресія у вигляді спуфінга, то для її пом'якшення чи придушення може використовуватися адаптивна для перешкоди антена решітка.

Привабливість методу просторової фільтрації перешкод за допомогою адаптивних антенних решіток складається в тому, що відпадає необхідність втручатися у програмне забезпечення приймача, оскільки даний метод може бути повністю автономним і сумісним із більшістю навігаційних приймачів.

Адаптивна антена решітка знижує величину сигналу перешкоди в обраному секторі, але разом із сигналом завади видаляються/послаблюються і сигнали деяких навігаційних супутників. У науково-технічній літературі відсутні відомості про кількість супутників, котрі залишилися після усунення сигналу перешкоди для випадків коли у зоні прямої видимості присутні навігаційні супутники декількох систем. Частково ці питання розглянуті у роботах [1, 2]. Розвитку та дослідженню цього питання присвячене це дослідження.

Адаптивна антена решітка (АР) складається з випромінювачів $-1, \dots, n$, фазообертачів $\varphi\varphi_1, \dots, \varphi\varphi_n$, атенюаторів A_1, \dots, A_n , суматора та модуля керування амплітудою та фазою рис.1 [1]

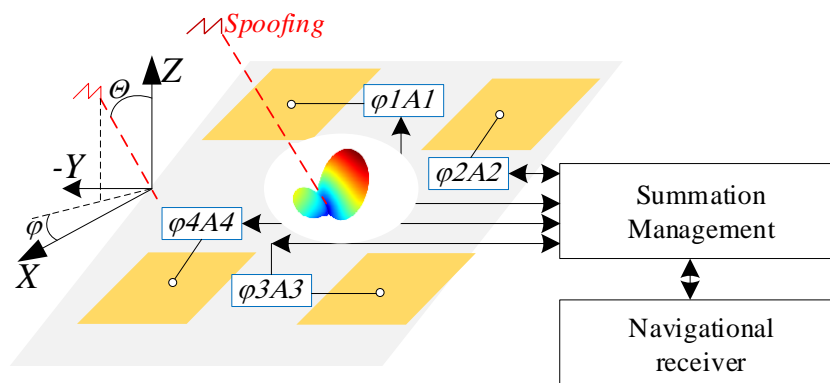


Рис. 1 Адаптивна антена решітка

Діаграма спрямованості антеної решітки по полю, яка складається із n елементів, має вигляд [3]:

$$D(\theta, \varphi) = I(\theta, \varphi) \cdot \sum_{i=1}^n A_i \cdot \exp(j \frac{2\pi}{\lambda} \sin \theta \cdot (x_i \cos \varphi + y_i \sin \varphi)),$$

де $I(\theta, \varphi)$ - діаграма спрямованості випромінювача,

θ - кут, який рахується від осі Z , співпадаючий з нормалью до площини АР,

φ - кут, який рахується від осі X , лежачий у площині АР та

перпендикулярної осі Y ,

x_i, y_i - координати фазового центра i -го випромінювача в прямокутній системі координат.

Для моделювання процесу придушення спуфінгу у данній роботі використовується експериментальне отримання даних за допомогою навігаційної станції на базі супутникового приймача OEM 719. Приймач встановлюється у режим прийому сигналів від GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, BEIDOU, QZSS із верхньої напівсфери. Повідомлення, які створюються приймачем записуються у файл. Ці повідомлення повинні містити кути, під якими спостерігаються супутники з позиції споживача, співвідношення сигнал/шум та геометричний фактор.



Рис.2. Блок-схема програми для моделювання придушення спуфінгу.

Співвідношення сигнал/шум також може бути счинатаний із файла чи діаграми в інтерфейсі програмного забезпечення NovAtel Connect. Блок-схема програми, за допомогою якої досліджувалась запропонована модель, зображена на рис. 2.

Додамо деякі результати моделювання. На рис. 3 зображені вхідні наді отримані експериментально та підготовлені для моделювання. На кругових діаграмах супутники GPS кулями, ГЛОНАСС-прямокутниками, GALILEO-ромбами, BEIJU-п'ятикутниками, QZSS-трикутником. У подальшому спуфінг буде зображений шестикутною зірочкою. Усього 33 супутники.

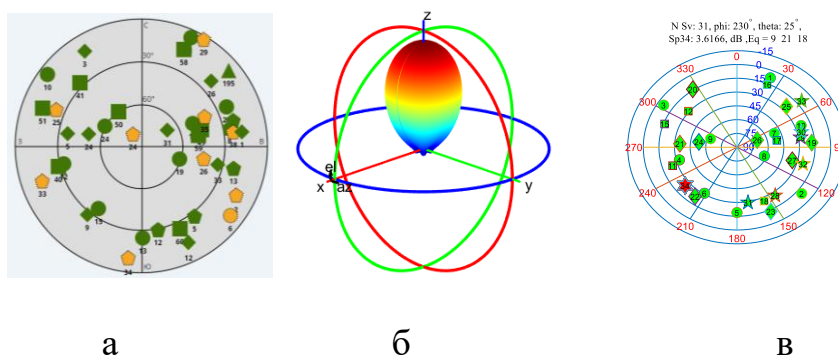


Рис. 3. Вхідні дані: а-отримане експериментально розміщення супутників, б-діаграма спрямованості антеної решітки без застосування процедур адаптації, в-видимі супутники після проходження через чотирьох елементну решітку

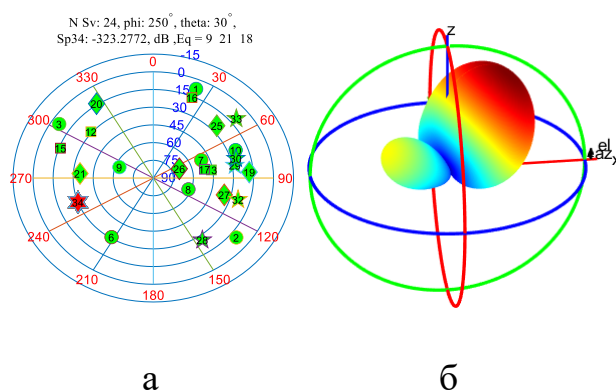


Рис. 4. Результати моделювання при застосуванні процедури придушення спуфінгу: а-видимі супутники, б-діаграма спрямованості.

Покажемо ефективність усунення спуфінгу, якщо перешкода проходить, наприклад, із південно-східного напрямку ($\varphi = 250^\circ, \theta = 30^\circ$). Результати моделювання приведені на рис 5.

На рис. 4 показані результати моделювання, коли сигнал спуфінгу приходить з напрямку $\varphi = 250^\circ, \theta = 30^\circ$. На круговій діаграмі позначено $N_{Sv} = 24$ -кількість супутників, які залишилися після процедури придушення спуфінгу, Sp_{34} - величина придушення спуфінгу в dB, $E_q = (9\ 21\ 18)$ - номери супутників, рівняння сигналів яких було застосовано при вирішенні задачі адаптації. Із приведених вище даних, у результаті застосування процедури придушення спуфінгу із заданого напрямку теоретично досягнуто придушення -323 dB. При цьому, у результаті деформації діаграми спрямованості з розрахунку навігаційної задачі виключилися 9 супутників із 33.

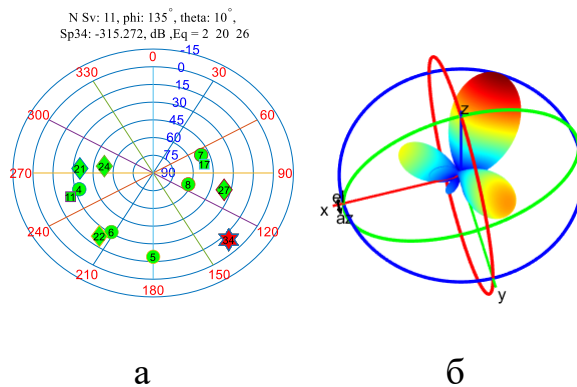


Рис. 5. Придушення спуфінгу (неоптимізований варіант): а-видимі супутники, б-діаграма спрямованості.

Як результат, усунення перешкоди при заданих умовах було втрачено 22 супутники з 33. Це не кінцевий результат. Є можливості оптимізувати цю задачу використовуючи сигнали інших супутників, якщо у цьому є необхідність.

Таким чином, модель усунення спуфінг-перешкод у частині приграмних рішень отримала розвиток і вдосконалення. Результати

моделювання процесу придушення спуфінгу показали ефективність розглянутої моделі.

Список використаних джерел:

1. Y. Averyanova, O. Kutsenko, V. Konin, Interference Suppression at Cooperative Use of GPS, GLONASS, GALILEO, BEIDOU, Proceedings of the first Ukrainian Microwave Week 2020, pp. 44-48.
2. O. Kutsenko, Y. Averyanova and V. Konin, "Simulation of Four- Directional Spoofing Suppression with Five-Elements Antenna Array," 2021 IEEE 3rd Ukraine Conference on Electrical and Computer Engineering (UKRCON), 2021, pp. 213-216, doi: 10.1109/UKRCON53503.2021.9575929.
3. Конин В.В., Харченко В. П. Системы спутниковой радионавигации. – К.: Холтех, 210. – 520 с.