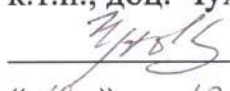


МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ «ЖИТОМИРСЬКА ПОЛІТЕХНІКА»
ФАКУЛЬТЕТ ІНФОРМАЦІЙНО-КОМП'ЮТЕРНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
КАФЕДРА КОМП'ЮТЕРНИХ ТЕХНОЛОГІЙ У МЕДИЦИНІ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЯХ

УДК 629.783

«Допущено до захисту»

Завідувач кафедри
комп'ютерних технологій у
медицині та телекомунікаціях
к.т.н., доц. Чухов В.В.


« 19 » 12 2023 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

на тему **ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТОЧНОСТІ ПРИВ'ЯЗКИ РЛС НА
МІСЦЕВОСТІ НА ПОМИЛКИ ПОБУДОВИ ТРАЕКТОРІЇ ОБ'ЄКТА**

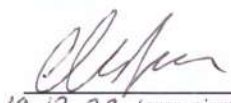
за спеціальністю 172 «Телекомунікації та радіотехніка»
освітній ступінь «магістр»

Виконавець роботи
студент 2 курсу, гр.ТРМ-22-1


19.12.23 (дата, підпис)

Нікітчук С.М.

Керівник роботи
к.т.н., доц.


19.12.23 (дата, підпис)

Ципоренко В.Г.

Житомир
2023

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ДЕРЖАВНИЙ УНІВЕРСИТЕТ «ЖИТОМИРСЬКА ПОЛІТЕХНІКА»
ФАКУЛЬТЕТ ІНФОРМАЦІЙНО-КОМП'ЮТЕРНИХ ТЕХНОЛОГІЙ
КАФЕДРА КОМП'ЮТЕРНИХ ТЕХНОЛОГІЙ У МЕДИЦИНІ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЯХ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної магістерської роботи

на тему Дослідження впливу точності прив'язки РЛС на місцевості на
помилки побудови траєкторії об'єкта

Виконав: студент 2 курсу,
групи ЗТРм-22-1 спеціальності
172 «Телекомунікації та радіотехніка»

Нікітчук С.М.

Керівник Ципоренко В.Г.

Рецензент Андрєєв О.В.

Житомир
2023

«Затверджено»

Завідувач кафедри комп'ютерних
технологій у медицині та
телекомунікаціях

 Владислав ЧУХОВ
« 27 » 10 2022 р.

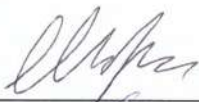
Завдання на кваліфікаційну магістерську роботу

Нікітчук Сергій Миколайович
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема роботи Дослідження впливу точності прив'язки РЛС на місцевості на помилки побудови траєкторії об'єкта
затверджено наказом по університету від « 22 » 11 2023 р. № 679/с
2. Мета дослідження дослідження впливу точності прив'язки РЛС на місцевості на помилки побудови траєкторії об'єкта
3. Вихідні дані (характеристики об'єкта, умов дослідження та ін. аналитичний метод, метод математичного моделювання, статистичне оцінювання отриманих результатів
(точності визначення розташування РЛС) тощо.
4. Основні задачі дослідження провести аналіз існуючих РЛС і методів оцінки їх місця розташування; розробка методики оцінки впливу точності прив'язки РЛС на місцевості.
5. Термін подання роботи до захисту грудень 2023 р.
6. Дата видачі завдання « 27 » 10 2022 р.

Науковий керівник

Завдання прийняв
до виконання


(підпис)

(підпис)

Цилюренко В.І.
(прізвище, ініціали)
Нікітчук С.М.
(прізвище, ініціали)

АНОТАЦІЯ

У даній магістерській роботі проведено аналіз впливу помилок можливої прив'язки РЛС на місцевості з використанням супутникових геоінформаційних технологій на точність побудови траєкторії руху об'єкта за результатами радіолокаційних вимірів. Проведено статистичну оцінку помилок побудови траєкторії руху об'єкта при неточній прив'язці РЛС на місцевості.

ABSTRACT

In this master's work, the analysis of the influence of errors of possible radar binding on the ground using satellite geoinformation technologies on the accuracy of constructing the target trajectory based on the results of radar measurements is carried out. A statistical assessment of errors in constructing the trajectory of the target movement with inaccurate radar alignment on the ground has been carried out.

РЕФЕРАТ

Кваліфікаційна робота присвячена дослідженню впливу помилок можливої прив'язки РЛС на місцевості з використанням супутникових геоінформаційних технологій на точність побудови траєкторії руху об'єкта за результатами радіолокаційних вимірів.

Обсяг кваліфікаційної роботи 66 сторінок. Робота складається з трьох розділів та містить 43 рисунки, 3 таблиці, 16 джерел згідно зі списком літератури.

У першому розділі роботи проведено аналіз існуючих РЛЗ та методів оцінки їхнього розташування. У другому розділі виконано розробку методики оцінки впливу точності прив'язки РЛС на місцевості на помилки побудови траєкторії польоту мети. У третьому розділі проведено статистичну оцінку точності визначення місцезнаходження РЛС та її вплив на точність побудови траєкторії руху об'єкта за результатами радіолокаційних вимірювань шляхом математичного моделювання.

Метою роботи є вивчення впливу точності прив'язки РЛС на місцевості з використанням супутникових геоінформаційних технологій на помилки побудови траєкторії польоту об'єкта.

У роботі використано такі основні методи дослідження як аналітичний метод, метод математичного моделювання та статистична оцінка отриманих результатів.

Наукова новизна запропонованої методики у тому, що межі зміни значень помилок прив'язки РЛС на місцевості були отримані результаті статистичної обробки практичних вимірювань становища РЛС з допомогою геоінформаційних технологій з урахуванням навігаційної системи GPS.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ	7
ВСТУП.....	8
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ПРИВ'ЯЗКИ РЛС НА МІСЦЕВІ З ВИКОРИСТАННЯМ ГЕОІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ.....	9
1.1. Загальна характеристика процесу отримання радіолокаційної інформації.....	9
1.2. Основні характеристики сучасних РЛЗ.....	11
1.3. Системи координат, що застосовуються для позиціонування об'єкта.....	18
РОЗДІЛ 2. МЕТОДИКА ОЦІНКИ ВПЛИВУ ТОЧНОСТІ ПРИВ'ЯЗКИ РЛС НА ПОМИЛКИ ПОБУДУВАННЯ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛІТУ ОБ'ЄКТА.....	31
2.1. Аналіз факторів, що впливають на точність визначення місцезнаходження в супутникових радіонавігаційних системах.....	31
2.2. Алгоритм оцінки впливу неточності прив'язки РЛС на помилки побудови траєкторії об'єкта за даними радіолокаційних вимірів.....	36
РОЗДІЛ 3. ПРАКТИЧНА ОЦІНКА ПОМИЛОК ПОБУДУВАННЯ ТРАЄКТОРІЇ ЗА ДАНИМИ НАВІГАЦІЙНИХ ВИМІРІВ.....	42
3.1. Модель траєкторії руху.....	42
3.2. Визначення точності прив'язки РЛС на місцевості.....	47
3.3. Статистична оцінка точності побудови траєкторії руху об'єкта.....	57
ВИСНОВКИ.....	65
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....	67

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

БСЧЧ – бортовий стандарт часу та частоти;
ГЦСК – геоцентрична система координат;
ДМ – демодулятор;
ДНА – діаграма направленості антени;
ЗС – зонduючий сигнал;
ВІП – вимірювально-індикаторний пристрій;
ЛА – літальний апарат;
РЛС – радіолокаційна станція;
М – модулятор;
МПСК – місцева прямокутна система координат;
ОС – об’єкт спостереження;
ПА – передавальна антена;
ПМГ – площина місцевого горизонту;
ПрА – приймальна антена;
ПЧПП – перетворювач частоти та підсилювач потужності;
СК – система координат;
СКВ – середнє квадратичне відхилення;
СРНС – супутникові радіонавігаційні системи;
ПСП – пристрій селекції та посилення;
ФБШЧ – формувач бортової шкали часу;
Хр – хронізатор;
О – об’єкт;
ЕПР – ефективна поверхня розсіювання.

ВСТУП

На етапі розвитку радіолокаційної техніки більшість РЛС використовуються у вигляді мобільних комплексів. Тому важливим фактором, що впливає на якість розв'язуваних завдань, є складність забезпечення точної прив'язки РЛС на місцевості в обмежений час, що зумовлює необхідність використання супутникової системи радіонавігації (ССРН) [1].

При використанні ССРН мають місце помилки визначення місцезнаходження приймача за сигналами радіонавігаційних супутників. Наявність перешкод на шляху розповсюдження сигналів супутників може призвести до підвищення помилок позиціонування РЛС [2].

Натомість помилки прив'язки РЛС на місцевості безпосередньо впливають на точність побудови траєкторії руху об'єкта за результатами радіолокаційних вимірів (РЛВ). Тому визначення впливу помилок можливої прив'язки РЛС на місцевості з використанням супутникових геоінформаційних технологій на точність побудови траєкторії руху об'єкта за результатами РЛВ є актуальним завданням.

Об'єктом досліджень є процес побудови траєкторії руху об'єкта за результатами РЛВ.

Предметом дослідження є розробка методики оцінки впливу помилок прив'язки РЛС на місцевості, з використанням супутникових геоінформаційних технологій, на точність побудови траєкторії руху об'єкта.

Результати проведених досліджень доповідалися на науково-практичній конференції «Інформаційно-комп'ютерні технології: стан, досягнення та перспективи розвитку» у м. Житомирі у 2020 році [3].

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ ПРИВ'ЯЗКИ РЛС НА МІСЦЕВІ З ВИКОРИСТАННЯМ ГЕОІНФОРМАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

1.1 Загальна характеристика процесу отримання радіолокаційної інформації

Створення систем контролю повітряно-космічного простору неможливе без використання радіолокаційної техніки, фізичні принципи дії якої засновані на розсіянні радіохвиль об'єктами та іншими неоднорідностями, що відрізняються своїми електричними характеристиками. Радіолокацією називається виявлення об'єктів (цілей) та визначення їх просторових координат та параметрів руху за допомогою радіотехнічних засобів та методів. Цей процес називається радіолокаційним спостереженням, а пристрої такого призначення - станціями радіолокації (РЛС) або радіолокаторами. До радіолокаційних цілей відносяться: пілотовані та безпілотні літальні апарати (ЛА), морські та річкові кораблі, різні наземні та надводні об'єкти, природні та штучні космічні тіла, атмосферні утворення та ін.

Вимірюванню координат і швидкості об'єктів передують їх виявлення, дозвіл та впізнання. Під дозволом об'єктів розуміють визначення кількості об'єктів в групі, їх протяжності, класу і т.д. Упізнання об'єкту означає встановлення її істотних ознак, зокрема, державної власності. Сукупність відомостей, одержуваних засобами радіолокації, називається радіолокаційною інформацією. З усіх перерахованих функцій радіолокації основною є радіолокаційне спостереження (виявлення об'єктів, вимірювання координат і параметрів руху), а розрізнення об'єктів, впізнання їх та передача отриманої інформації радіолокації за призначенням відносяться до додаткових функцій РЛС [5,10].

До складу будь-якої активної РЛС входять пристрої формування і випромінювання радіохвиль, а також приймання та обробки радіосигналів.

Зондувальне випромінювання не є сигналом, тому що ЕМВ стають носієм інформації про об'єкт, тобто радіолокаційним сигналом, лише після взаємодії з об'єктом. Параметри радіосигналу несуть певну інформацію про властивості об'єктів і зміну їхнього стану.

Структурна схема активної РЛС зображена на рис. 1.1. Радіопередавальний пристрій, що складається з модулятора (М), перетворювача частоти й підсилювача потужності (ППП), призначений для формування високочастотного зондувального сигналу (ЗС). Передавальна антена (ПА) забезпечує випромінювання зондувального сигналу. Приймальна антена (ПрА) приймає відбиті від об'єктів (О) сигнали і подає їх на вхід радіоприймального пристрою, що складається з пристрою селекції та посилення (ПСП) і демодулятора (ДМ). Пристрій селекції та посилення виділяє радіосигнал у заданій смузі частот, а також здійснює його посилення. Демодулятор здійснює демодуляцію високочастотного сигналу, перетворюючи його на вигляд, зручний для вилучення інформаційної складової. Вимірювально-індикаторний пристрій (ВІП) здійснює вимірювання значень параметрів радіосигналу, відбитого від об'єкта спостереження, і його видачу на засоби відображення [4].

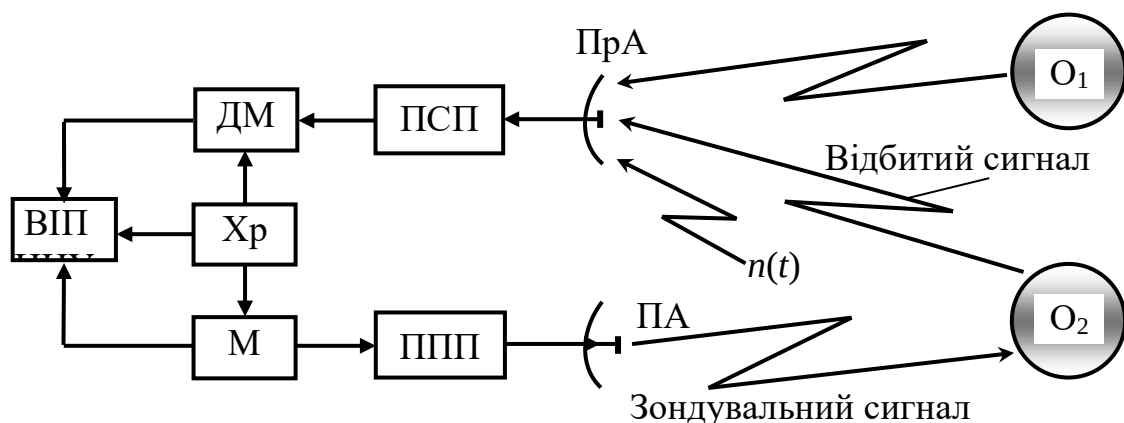


Рисунок 1.1 — Структурна схема активної РЛС

Таким чином, приймальний пристрій РЛС приймає відбиті хвилі і витягує інформацію, що міститься у відбитому сигналі: наявність об'єкту, його дальність, напрямок, швидкість тощо. Отримані оцінки значень

параметрів радіосигналу можуть відрізнятися від істинних через спотворення, які вносять у сигнал шуми (перешкоди) $n(t)$ на трасі поширення радіохвиль і в самій апаратурі РЛС. Робота всіх складових РЛС синхронізується хронізатором (X_p).

Основним завданням радіолокації є збір та обробка інформації щодо зондованих об'єктів. У наземних РЛС обробка радіолокаційної інформації поділяється на три етапи. Первинне опрацювання полягає у виявленні сигналу об'єкта та вимірюванні його координат із відповідною якістю або похибками. Вторинне оброблення передбачає визначення параметрів траєкторії кожного об'єкта, включно з операціями ототожнення позначок об'єктів. Під час третинної обробки проводиться уточнення траєкторій об'єктів, за результатами вимірювань, отриманих різними РЛС.

1.2 Основні характеристики сучасних РЛС

Ефективність і якість розв'язання поставлених завдань із використанням радіолокаційної техніки безпосередньо залежить від тактичних і технічних характеристик РЛС. Тактичні показники визначають можливості використання РЛС за призначенням. До тактичних даних РЛС належать зона огляду, роздільна здатність, точність радіолокаційних вимірювань, завадозахищеність, надійність, метод огляду простору та обробки інформації. До технічних параметрів можна віднести: довжину хвилі, ширину спектра сигналу, його тривалість і період повторення, чутливість приймального пристрою, ширину діаграми спрямованості антени, рівень бічних пелюсток тощо. Технічні характеристики РЛС мають забезпечити виконання тактичних характеристик.

Зона огляду - область простору, в якій проводиться виявлення об'єктів із заданими характеристиками. Ця зона обмежується за дальністю з межами $R_{\min}$ - $R_{\max}$, і сектором огляду за азимутом і за кутом місця. Під мінімальною дальністю $R_{\min}$ розуміють радіус мертвої зони, тобто найменшу відстань від РЛС, на якій можна виявити об'єкт і виміряти його координати із заданою

точністю. Максимальною дальністю виявлення $R_{\text{макс}}$ називається найбільша відстань між РЛС і об'єктом, за якої дотримуються задані ймовірності правильного виявлення і помилкової тривоги.

Визначимо дальність дії активної РЛС. Нехай передавальний пристрій РЛС формує сигнал потужністю $P_{\text{випр}}$ із довжиною хвилі λ , який через антену з коефіцієнтом підсилення G_A випромінюється в простір (рис. 1.1). Тоді біля об'єкту на відстані R_o створюється щільність потоку потужності [4]:

$$P_o = \frac{P_{\text{випр}} G_A}{4\pi R_o^2} F_{\text{пер}}^2(\theta_o),$$

де $F_{\text{пер}}^2(\theta_o)$ - значення діаграми спрямованості передавальної антени РЛС у напрямку на об'єкт.

Потік потужності P_o падає на поверхню об'єкта, яка стає джерелом вторинного випромінювання з потужністю

$$P_1 = P_o \sigma_o = \frac{P_{\text{випр}} G_A \sigma_o}{4\pi R_o^2} F_{\text{пер}}^2(\theta_o),$$

де σ_o - ефективна поверхня розсіювання об'єкта.

Як відомо, ефективною поверхнею розсіювання (ЕПР) об'єкта називають площу поперечного перерізу фіктивного тіла, яке розсіює всю падаючу на нього потужність ізотропно, тобто рівномірно в усіх напрямках, і водночас створює в місці розташування антени приймального пристрою таку саму щільність потоку потужності, як і реальний об'єкт [2]. Тому об'єкт у точці розташування антени приймального пристрою створює щільність потоку потужності $P_2 = \frac{P_o \sigma_o}{4\pi R_o^2}$. Тоді потужність сигналу на вході приймача РЛС визначається як:

$$P_{\text{пр}} = P_2 A_{\text{эф}} \gamma_c F_{\text{пр}}^2(\theta_o) = \frac{P_{\text{випр}} G_A \sigma_o A_{\text{эф}} \gamma_c}{(4\pi R_o^2)^2} F_{\text{пер}}^2(\theta_o) F_{\text{пр}}^2(\theta_o),$$

де γ_c - коефіцієнт поляризаційних втрат;

$F_{\text{пр}}^2(\theta_o)$ - значення діаграми спрямованості приймальної антени РЛС у напрямку на об'єкт.

Якщо вважати, що поляризаційні втрати відсутні, а об'єкт перебуває в напрямку максимуму діаграми спрямованості антени РЛС, то максимальна дальність ($R_0=R_{\max}$), за якої потужність сигналу на вході приймального пристрою РЛС відповідає пороговій чутливості приймача, визначається з виразу:

$$R_{\max} = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{випр}} G_A G_{\text{пр}} \lambda^2 \sigma_0}{(4\pi)^3 P_{\min}}}. \quad (1.1)$$

Порогове значення для простого радіосигналу знаходиться за виразом [6]:

$$P_{\min} = \gamma P_{\text{пор}}, \quad (1.2)$$

де $\gamma = \frac{1}{2} q_{\min}^2$ - коефіцієнт помітності, який визначається мінімальним відношенням сигнал/шум $q_{\min}$, за якого забезпечуються необхідні показники якості розв'язуваних завдань;

$P_{\text{гран}}$ - мінімальна потужність прийнятих сигналів, за якої на виході лінійної частини приймача відношення сигнал/шум дорівнює одиниці (гранична чутливість приймача).

Вираз для максимальної дальності дії РЛС можна перетворити, враховуючи те, що смуга пропускання приймача простого радіосигналу тривалістю τ_c може бути визначена як $\Delta f_{\text{пр}} \approx 1/\tau_c$:

$$R_{\max} = \sqrt[4]{\frac{2E_c G_A G_{\text{пр}} \sigma_0 \lambda^2}{(4\pi)^3 q_{\min}^2 \alpha_{\varepsilon} N_0}}, \quad (1.3)$$

де $E_c = P_{\text{випр}} \tau_c$ - енергія випромінюваного радіосигналу;

α_{ε} - коефіцієнт втрат, який враховує можливе згасання сигналу в антенно-фідерному тракті, неузгодженість амплітудно-частотної характеристики приймача зі спектром корисного сигналу тощо.

Вираз (1.3) називають основним рівнянням радіолокації або рівнянням дальності РЛС у вільному просторі, оскільки в цьому рівнянні не враховується вплив поверхні та атмосфери Землі на поширення радіохвиль [8].

Роздільна здатність кількісно характеризується мінімальною різницею за параметром, що дозволяється, між двома сигналами, при яких вони ще фіксуються РЛС окремо. Гранично досягну роздільну здатність називають потенційною [8].

Рішення про виявлення сигналу від об'єкта проводиться в результаті аналізу відношення сигнал/шум q на виході схем оптимальної обробки сигналів, що визначається тільки енергією сигналу та спектральною щільністю шуму потужності і не залежить від форми сигналу. Реально форма та структура сигналів, що застосовуються в РЛС, впливає на роздільну здатність та точність вимірювання параметрів [8].

При розгляді задачі дозволу сигналів прийнята реалізація $y(t)$ являє собою суміш перешкоди $n(t)$ і не менше двох сигналів однакового типу з приблизно однаковими інформативними параметрами $\alpha_1 \approx \alpha_2$, які накладаються один на одного:

$$y(t) = x(t, \alpha_1) + x(t, \alpha_2) + n(t); \quad t \in [0; T]. \quad (1.4)$$

При цьому завдання роздільної здатності сигналів зводиться до завдання роздільного виявлення двох сигналів.

Прийнятий корисний сигнал має певну просторово-тимчасову, тому розглядають роздільну здатність за просторовими, часовими параметрами [17].

Просторова структура сигналу залежить від напрямку його приходу, тому в даному випадку розглядають роздільну здатність по азимуту та куту місця.

Роздільна здатність у напрямку приходу сигналів - це мінімальний кут між напрямками на два джерела сигналів, що мають однакові час запізнення і частоту зсуву, при яких вони ще спостерігаються РЛС окремо.

Тимчасова структура сигналу залежить від часу запізнення та частоти зсуву (доплерівської частоти) сигналу. Тому розглядають роздільну здатність за часом запізнення і частоті зсуву сигналів.

Роздільна здатність за часом запізнення сигналів - це мінімальна різниця часів запізнення двох сигналів, що мають однакову частоту зсуву та напрямок приходу, при яких вони ще спостерігаються РЛС окремо. Потенційна роздільна здатність сигналів за часом запізнення визначається лише шириною їх спектра, тобто

$$\delta t_3 = \frac{1}{\Delta f_c} \cdot \quad (1.5)$$

Маючи значення потенційної роздільної здатності сигналу за часом запізнення, можна визначити потенційну роздільну здатність по похилій дальності для активної РЛС за формулою

$$\delta R = \frac{c \cdot \delta t_3}{2} = \frac{c}{2\Delta f_c} \quad (1.6)$$

Роздільна здатність по частоті зсуву сигналів - це мінімальна різниця частот зсуву двох сигналів, що мають однакові час запізнення і напрямок приходу, при яких вони ще спостерігаються РЛС окремо.

Потенційна роздільна здатність сигналів за частотою Доплера залежить від тривалості сигналу на вході пристрою оптимальної обробки $\tau_{с\text{вх}}$:

$$\delta F_d = \frac{1}{\tau_{с\text{вх}}} \quad (1.7)$$

Для сигналу, що має довжину хвилі λ , потенційна роздільна здатність за частотою Доплера, пов'язана з потенційною роздільною здатністю по радіальній швидкості активної РЛС виразом [17]

$$\delta V_r = \frac{\lambda \cdot \delta F_d}{2} = \frac{\lambda}{2\tau_{с\text{вх}}} \quad (1.8)$$

Точність радіолокаційних вимірів характеризується значенням середньоквадратичного відхилення (СКВ) помилки оцінювання дальності та радіальної швидкості. Для активної РЛС, яка використовує простий

радіоімпульс тривалістю τ_c з кривої Гауса СКВ помилки оцінювання дальності та радіальної швидкості визначається виразами:

$$\sigma_R = \frac{C\tau_c}{2\sqrt{\pi}q} = \frac{C}{2\Delta f_c\sqrt{\pi}q} = \frac{\delta R}{\sqrt{\pi}q} \quad (1.9)$$

$$\sigma_{V_R} = \frac{\lambda}{2\tau_c\sqrt{\pi}q} = \frac{\delta V_R}{\sqrt{\pi}q} \quad (1.10)$$

На основі аналізу виразів (1.5) – (1.10) можна зробити такі висновки.

Потенційна похибка вимірювання часу запізнення сигналу обернено пропорційна ширині спектра сигналу і відношенню сигнал/шум на виході узгодженого фільтра. Для вузькосмугових сигналів $\Delta f_c \approx 1/\tau_c$, тому для підвищення точності вимірювання часу запізнення таких сигналів слід зменшувати їхню тривалість.

Точність вимірювання частоти зсуву сигналів тим вища, що більше їх тривалість і відношення сигнал/шум.

Вимоги до одночасного забезпечення високих точностей вимірювання дальності та радіальної швидкості для вузькосмугових сигналів суперечливі. Розв'язати таку суперечність можна шляхом використання широкосмугових сигналів, у яких база $B = \Delta f_c \cdot \tau_c \gg 1$.

Розглянемо основні характеристики існуючих РЛЗ. Трикоординатний радіолокатор 19Ж6 і його модифікація 36Д6 призначений для виявлення і супровід об'єктів, що низько летять, а також об'єктів на середніх і великих висотах в умовах впливу перешкод. Використовується в сучасних автоматизованих системах ППО та в зенітних ракетних комплексах. РЛС може використовуватись також для супроводу цивільних літаків. Це когерентно імпульсний радіолокатор кругового огляду з можливістю роботи в секторному режимі. Імпульсна потужність передавача – 350...500 кВт. Максимальна дальність дії 360 км. при частоті повторення імпульсів 375 Гц. Мінімальна дальність – 14 км. Поляризація – горизонтальна на передачу,

горизонтальна та вертикальна на прийом. Вертикальна поляризація використовується для захисту головного променя діаграми спрямованості антени (ДСА) від активних шумових перешкод. Застосовується паралельно-послідовне знімання інформації в зоні виявлення (паралельний – у кутомісній площині та послідовний – в азимутальній площині). Сканування променів ДСА у кутомісній площині – частотне, в азимутальній площині – електромеханічне. У кутовій площині реалізується дві зони виявлення: нижня від 0° до 6° – формується чотирма $1,5$ градусними променями; верхня від 6° до 30° – формується чотирма 6 -ти градусними променями. Точності вимірювання: азимуту - $10, \dots, 15$ хв, висоти - 400 м, дальності < 100 м. Темп сканування в азимутальній площині 6 або 12 об / хв. Середній час напрацювання на відмову понад 800 годин [4].

Трикоординатний радіолокатор 80К6М з цифровим формуванням 12 -ти променевої ДНА на прийом у кутомісній та електромеханічним скануванням в азимутальній площині. РЛС 80К6М призначена для використання у складі радіотехнічних військ ППО для видачі цілевказівки зенітним ракетним комплексам та повинна забезпечувати виявлення, супровід, вимірювання трьох координат та визначення державної належності об'єктів. Як зондувальний сигнал в РЛС використовуються прямокутні радіоімпульси з внутрішньоімпульсною лінійною частотною модуляцією з девіацією частоти 440 кГц, тривалість огинаючої радіоімпульсу - $43,3$ мкс. Мінімальна дальність роботи станції – $6,5$ км., максимальна – 360 км. РЛС здійснює круговий огляд за азимутом за 5 або 10 с. Сектор огляду по куту місця в режимі «1» 0 – 35 градусів, а в режимі «2» – 0 – 55 градусів. Час перемикання з режиму на режим – не більше $0,1$ с. Роздільна здатність РЛС по дальності 500 - 600 м, а по азимуту - $2,5$ - $3,5$ градусів. СКО вимірювання дальності не перевищує 100 м, азимуту – 20 хвилин. СКО виміру висоти в режимі «1» - 300 м, а в режимі «2» - 400 м.

РЛС забезпечує одночасне виявлення, супровід та видачу інформації споживачам не менше ніж по 150 повітряних об'єктах, що летять зі швидкостями від 60 до 4800 км/год. Для забезпечення електромагнітної

сумісності при роботі в угрупованнях та захисту від прицільних активних перешкод застосовується перебудова на одну із шести заздалегідь вибраних фіксованих частот діапазону S. У РЛС забезпечується придушення активних перешкод, що впливають з бокових пелюстків ДНА, з одночасною видачею сигналів пеленгу на постановники перешкод.

1.3 Системи координат, що застосовуються для визначення місцезнаходження об'єкта

Для прив'язки РЛС на місцевості та визначенні траєкторії переміщення об'єкта спостереження (ОС) широко використовується географічна система координат (СК), в якій Земля представлена сферою, радіус якої дорівнює $R_3=6371110$ м. Приклад географічної СК є відносна геоцентрична полярна СК (рис.1.2). Центр цієї СК розташований у центрі Землі, а положення об'єктів визначається довготою (L), широтою (B) та висотою (R_{OH}). Географічною довготою називається двограний кут між площинами Грінвічського та місцевого меридіанів, який відраховується у площині екватора. Лінії паралелей та меридіанів утворюють картографічну сітку координатної прив'язки.

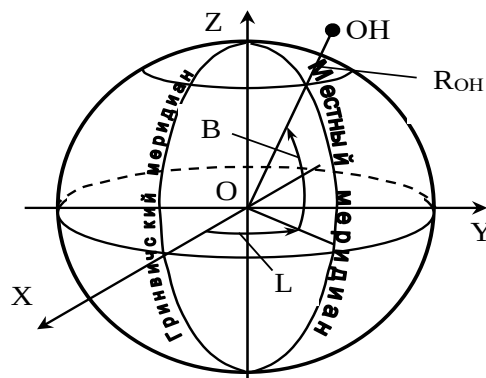


Рисунок 1.2 – Геоцентрична СК

Висота визначається завдовжки радіус-вектора ОН. Для опису переміщення об'єкта щодо точки на поверхні Землі використовують топоцентричну прямокутну та сферичну системи координат (рис. 1.3).

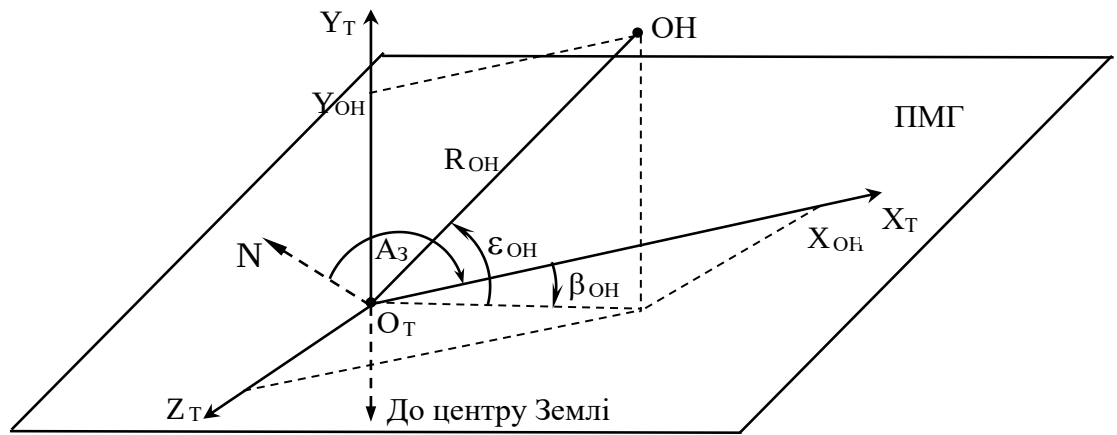


Рисунок 1.3 – Топоцентрична система координат

Топогеодезична прив'язка позиції РЛС лежить на поверхні Землі полягає у визначенні центру топоцентричної СК, у якій розташовується фазовий центр антени РЛС. У прямокутній СК вісь $O_T Y_T$ перпендикулярна до площини місцевого горизонту (ПМГ) та проходить через центр Землі. Осі $O_T X_T$ і $O_T Z_T$ розташовані в ПМГ так, щоб утворилася права трійка векторів. Кут між напрямками на Північний полюс Землі N та віссю $O_T X_T$, що відраховується за годинниковою стрілкою, називають азимутом. Положення O_H у даній СК характеризується координатами X_{OH} , Y_{OH} , Z_{OH} [5,10]. Топоцентрична сферична СК прив'язується до прямокутної. У ній положення O_H характеризується сферичними координатами β_{OH} , ϵ_{OH} , R_{OH} . Азимут β_{OH} - це кут, який відраховується від осі $O_T X_T$ у напрямку проекції радіусу - вектора O_H на ПМГ за годинниковою стрілкою. Кут місця ϵ_{OH} визначається як кут між проекцією радіусу - вектора O_H на ПМГ і радіусом - вектором O_H . Похила дальності R_{OH} визначається як модуль радіусу - вектора O_H . Зв'язок між координатами O_H у прямокутній та сферичній системі координат можна подати у вигляді

$$\left. \begin{aligned} X_{OH} &= R_{OH} \cos \epsilon_{OH} \cos \beta_{OH} \\ Y_{OH} &= R_{OH} \sin \epsilon_{OH} \\ Z_{OH} &= R_{OH} \cos \epsilon_{OH} \sin \beta_{OH} \end{aligned} \right\}.$$

Проекцію траєкторії польоту на земну поверхню називають лінією шляху. Траєкторія складається з сукупності точок, у яких послідовно має бути об'єкт. Точку, в якій знаходиться об'єкт, що рухається, називають його місцезнаходженням [9].

Висота та місце розташування антени на місцевості визначають кути закриття та дальність дії РЛС. Кути закриття визначаються рельєфом місцевості. Кути закриття вимірюються з точністю $\pm 2'$ по куту місця та $\pm 1^\circ$ по азимуту [2]. Кути закриття визначаються за допомогою теодоліту, розміщеного на рівні електричного центру антени. Дискретність по азимуту (крок між сусідніми значеннями азимуту) знімання значень кута закриття має перевищувати ширини діаграми спрямованості антени РЛС у горизонтальній площині. Для РЛС з гостронаправленою ДНА кути закриття визначатимуться шляхом зняття кругової панорами навколишніх РЛС перешкод.

На рис.1.4 показаний приклад розміщення біля РЛС 19Ж6 при побудові системи контролю повітряного простору. Відповідно до [2], при виборі позиції для РЛС необхідно виходити з умови забезпечення найкращого огляду простору у відповідальному секторі за азимутом та кутом місця. На позиції РЛС на дальності до 400 м не повинно бути лісу, щогли ЛЕП та різних споруд. Кути закриття РЛС 19Ж6 не повинні перевищувати мінус $4'$. Як видно із рис. 1.4, побудованого з допомогою ГІС-проекта “Google Earth”, розміщення РЛС біля не відповідає вимогам з кутку закриття у зазначеному напрямі,

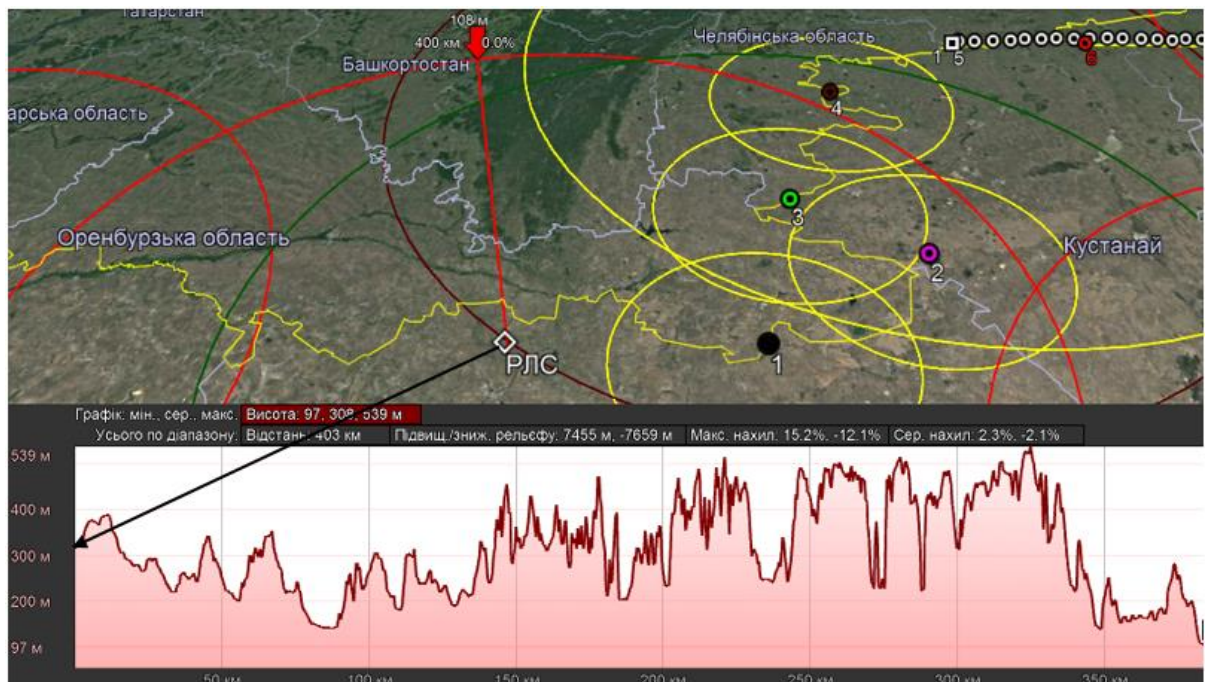


Рисунок 1.4 – Профіль рельєфу поверхні

т.к. на віддаленні 11 км від позиції РЛС знаходиться височина висотою 391 м, яка на 73м перевищує місце розташування РЛС. І тому для забезпечення прийнятного кута закриття необхідно перемістити РЛС на цю височину. Крім того, досить важливим фактором, що впливає як на правильність визначення кутів закриття, так і на точність визначення координат мети у просторі, є точність топогеодезичного прив'язування позиції РЛС на поверхні Землі. На рівні розвитку геоінформаційних технологій місце розташування об'єктів лежить на поверхні Землі визначається з допомогою систем глобального позиціонування. Тому доцільно розглянути принципи побудови та потенційну точність можливої прив'язки позиції РЛС на Землі з використанням цієї технології.

Супутникові радіонавігаційні системи (СРНС) є всепогодними системами космічного базування, що дозволяють визначати поточне місце розташування і швидкість рухомих об'єктів з точною прив'язкою до часу.

Принцип дії систем полягає в тому, що навігаційні супутники випромінюють спеціальні радіосигнали, які приймаються та певним чином обробляються апаратурою споживачів на користь отримання відомостей про місцезнаходження та швидкість об'єкта.

Глобальну СРНС можна розглядати, як високотехнологічну інформаційну систему, що складається з п'яти основних сегментів (рис.1.5). Наземний керуючий сегмент включає центр управління космічним сегментом, радіолокаційні та оптичні станції стеження за навігаційними супутниками, апаратуру контролю стану навігаційних супутників і радіолінію передачі службової інформації і команд управління. Він вирішує завдання визначення, прогнозування та уточнення параметрів руху навігаційних супутників, формування та передачі в бортову апаратуру супутників необхідної цифрової інформації, а також виконує низку контрольних та профілактичних функцій.

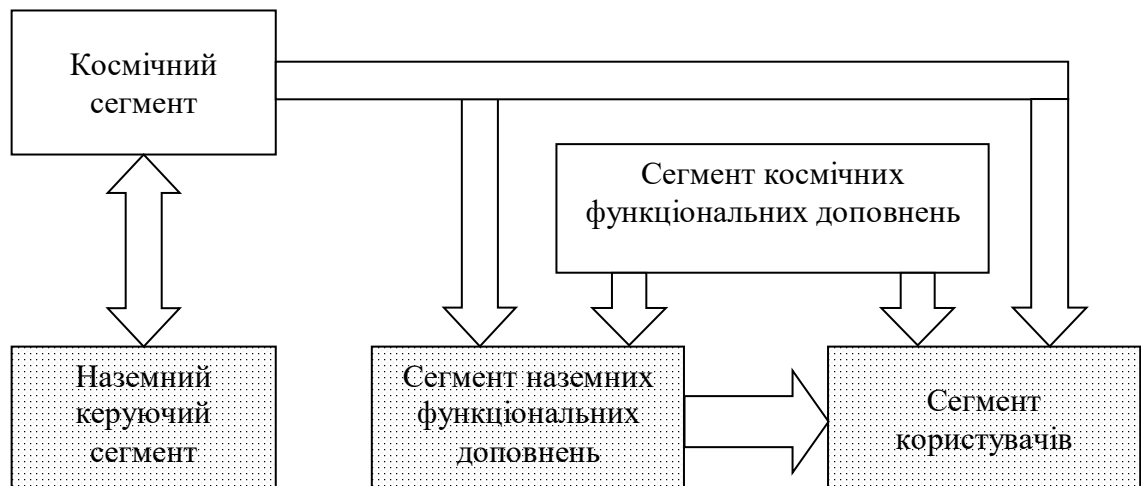


Рисунок 1.5 – Структура СРНС

Сегмент користувачів потенційно може складатися з необмеженої кількості супутникових навігаційних приймачів, які приймають сигнали навігаційних супутників та проводять розрахунки поточного місця розташування, швидкості та часу з похибками, які визначаються супутниковою навігаційною системою та апаратурою споживача.

Сегменти наземних (GBAS) та космічних (SBAS) функціональних доповнень є апаратурно-програмними комплексами, призначеними для забезпечення точності навігаційних визначень, цілісності, безперервності, доступності та експлуатаційної готовності системи. Завдяки даним сегментам

можливий так званий диференціальний режим вимірювань параметрів навігації, що надає найбільш точні результати.

Космічний сегмент є системою навігаційних супутників, що обертаються за певними орбітами навколо Землі. На кожній орбіті є кілька супутників. Навігаційний супутник має на борту радіоелектронну апаратуру, що випромінює в напрямку Землі радіосигнали, що містять необхідну інформацію для проведення навігаційних визначень за допомогою апаратури споживача.

Реалізацію супутникових радіонавігаційних технологій забезпечують глобальна система позиціонування GPS (Global Positioning System), що належить США, і глобальна навігаційна супутникова система ГЛОНАСС, що належить російській федерації.

Супутники системи GPS звертаються навколо Землі в шести різних площинах по орбітах з висотою близько 20 200 км та періодом обігу 11 годин 58 хвилин. Усі супутники системи мають спосіб орбіти 55 градусів. Єдиною відмінністю орбіт супутників є те, що за довготою висхідного вузла вони відстають один від одного приблизно на 60 градусів. На борту кожного супутника є чотири стандарти частоти (два цезієві і два рубідієві), сонячні батареї, двигуни коригування орбіт, приймально-передавальна апаратура та комп'ютер. Час експлуатації супутника – п'ять років, причому цей проміжок часу параметри орбіти нічого не винні відрізнятися від номінальних значень лише на 5%. Станом на 7 квітня 2021 року космічний сегмент містить 32 супутники.

Підсистема космічних апаратів системи ГЛОНАСС у штатному режимі містить 24 супутники, що знаходяться на кругових орбітах висотою 19100 км, способом $64,8^\circ$ і періодом звернення 11 годин 15 хвилин у трьох орбітальних площинах. Орбітальні площини стоять по довготі на 120° . У кожній орбітальній площині 8 супутників рознесені аргументом широти на 45° . Крім цього, у площинах положення супутників зсунуті відносно один одного за аргументом широти на 15° . На сьогоднішній день космічна угруповання системи ГЛОНАСС має у складі 28 космічних апаратів, з яких

23 використовуються за цільовим призначенням. Для визначення розташування та швидкості в цих системах необхідно, щоб у зоні радіовидимості апаратури споживача знаходилося як мінімум 4 супутники, що належать одному сузір'ю, або 5 супутників, що належать різним сузір'ям.

У таблиці 1.1 вказані основні технічні характеристики GPS та ГЛОНАСС, заявлені США та росією. Аналіз даних, наведених у табл.1.1, показує, що основні технічні характеристики GPS та ГЛОНАСС багато в чому збігаються. Тому надалі розглянемо основні засади побудови GPS.

Таблиця 1.1 - Технічні характеристики систем GPS та ГЛОНАСС

Параметр	GPS	ГЛОНАСС
Помилка позиціонування в горизонтальній площині, м	100 - 95% часу; 300 - 99,99% часу	28 - 95% часу; 140 - 99,99% часу
Помилка позиціонування у вертикальній площині, м	156 - 95% часу; 500 - 99,99% часу	60 - 95% часу; 585 - 99,99% часу
Помилки при передачі даних часу, нс	340 - 95% часу	700 - 95% часу
Помилки вимірювання:	дальності до супутника не перевищують 150 м, радіальної швидкості – не перевищують 2 м/с.	-
Несуча частота	1575,542 МГц (L1) та 1227,6 МГц(L2) з кодовим поділом каналів (CDMA)	1598,0625, ..., 1609,315 (L1), 1242,9375,...,1251,6875 (L2) з частотним поділом каналів (FDMA)
Рівень потужності радіосигналу, що приймається на виході лінійно поляризованої антени з коефіцієнтом посилення 3 дБі	Від -160дБВт до -155дБВт для будь-якої орієнтації антени, ортогональної до напрямку поширення при вугіллі піднесення 5 градусів або більше.	Від -161дБВт до -155,2дБВт для будь-якої орієнтації антени, ортогональної до напрямку поширення при вугіллі піднесення 5 градусів або більше.
Модуляція радіосигналу	Навігаційний радіосигнал, що передається на частоті L1, модулюється за допомогою двопозиційної фазової маніпуляції псевдовипадковим шумоподібним (PRN) грубим кодом захоплення та супроводу (C/A) з тактовою частотою 1,023 МГц. Кодова послідовність PRN, що передається, утворена підсумовуванням по модулю два коди C/A і навігаційного повідомлення зі швидкістю 50 біт/с. Кодова послідовність C/A повторюється кожен мілісекунду.	Кожен супутник передає на своїй частоті навігаційний радіосигнал, модульований двійковою послідовністю за допомогою двопозиційної фазової маніпуляції. Модулююча двійкова послідовність утворюється підсумовуванням по модулю два далекомірного коду з тактовою частотою 0,511 МГц, навігаційного повідомлення зі швидкістю 50 біт/с та допоміжної послідовності типу меандр із частотою 100 Гц. Псевдовипадкова кодова послідовність повторюється кожен мілісекунду.
Час	Прив'язано до системи координованого всесвітнього часу UTC	

Структурну схему формувача сигналу навігаційного супутника GPS наведено на рис.1.6. З борту кожного супутника безперервно випромінюються радіосигнали на двох несучих частотах $f_{L1} = 1575,42 \text{ МГц}$ і $f_{L2} = 1227,6 \text{ МГц}$ які формуються шляхом множення опорної частоти $10,23 \text{ МГц}$ бортового зразка часу та частоти (БЗЧЧ) на певне число. У GPS використовується кодовий поділ навігаційних сигналів супутників з використанням псевдовипадкової послідовності, індивідуальної кожного супутника. Ця кодова псевдовипадкова послідовність, що є грубим далекомірним С/А-кодом, підсумовується по модулю два з навігаційним повідомленням і здійснює фазову маніпуляцію несучої f_{L1} на 0 і π .

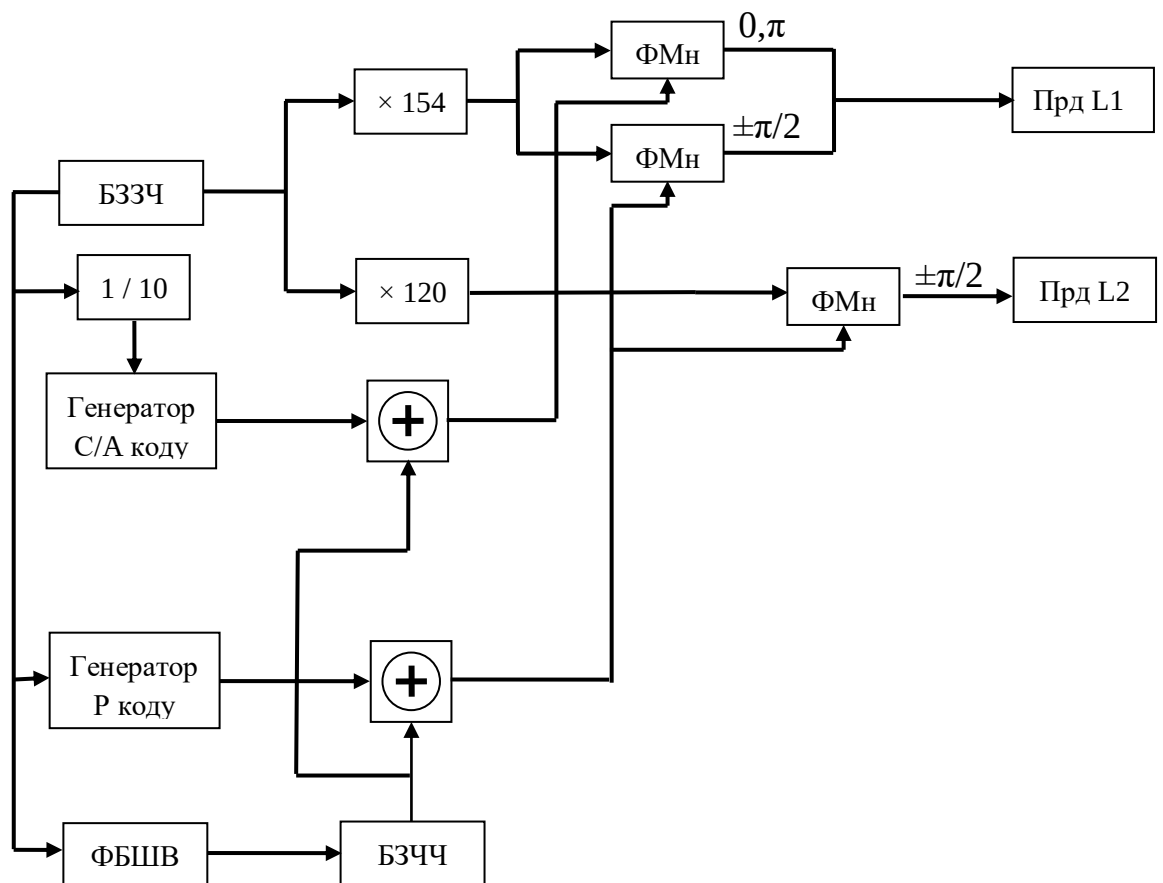


Рисунок 1.6 – Формування сигналу навігаційного супутника GPS

Код санкціонованого доступу (Р-код) утворюється підсумовуванням по модулю два далекомірного коду високої точності з тактовою частотою $10,23 \text{ МГц}$ та навігаційного повідомлення. Р-код здійснює фазову модуляцію

несучих обох частот на $\pm\pi/2$. Ортогональність сигналів C/A та P-коду забезпечує можливість їхнього поділу в апаратурі споживача. Ширина спектру сигналу, модульованого цивільним кодом, становить 2,046 МГц, а військового коду – 20,46 МГц. Навігаційне повідомлення формується в бортовій ЕОМ (БЕОМ) і є цифровими даними, які дозволяють споживачеві визначити час передачі супутника, місцезнаходження супутника, стан супутника, параметри бортової шкали часу, поправки до UTC і стан орбітального угруповання. Мітки бортового часу генеруються у формувачі бортової шкали часу (ФБШЧ), а необхідні поправки системного часу надходять на супутник з наземного комплексу управління у вигляді службової інформації, що включає також інформацію про орбіти супутників системи (альмани) [8].

Використання двох несучих частот дає можливість обчислити та врахувати поправку на поширення радіохвиль в іоносфері. Тому усунення помилки, зумовленої іоносферною рефракцією, можливе лише в апаратурі споживача, здатної обробляти сигнал високої точності.

Як псевдовипадкові послідовності застосовуються М-послідовності. М-послідовність формується за допомогою n-розрядного зсуву регістру і суматорів за модулем два. Кількість символів у послідовності дорівнює $N = 2^n - 1$ та визначає довжину М-послідовності [8,2].

Генератор C/A коду є генератором коду Голда (рис.7.2). Псевдовипадковий код $G_i(t)$ певного навігаційного супутника з ідентифікаційним номером i формується підсумовуванням по модулю дві вихідні послідовності генератора $G1$ з послідовністю $G_{2i}(t)$. Псевдовипадкова послідовність $G1$ формується за допомогою підсумовування по модулю два послідовності з третього і десятого відводів 10-розрядного зсувного регістру згідно з утворюючим поліномом $G_1 = 1 + x^3 + x^{10}$. Послідовність $G2$ також формується за допомогою 10-розрядного зсувного регістра і суматора за модулем два, однак її утворює

поліном буде іншим $G_2 = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}$. При цьому кожному ідентифікаційному номеру супутника i відповідає окрема послідовність $G_{2i}(t)$ яка виходить додаванням по модулю дві пари послідовностей з певних відводів регістру G2. Наприклад, на рис.7.2 показано, що для отримання послідовності $G_{2i}(t)$ для супутника з номером $i = 20$ необхідно скласти по модулю дві послідовності з виходів 4 і 7 регістра G2. Синхронізація роботи зсувних регістрів здійснюється тактовою частотою $f_{T_G} = 1,023 \text{ МГц}$, а для встановлення формувача коду в початковий стан, який відповідає одиницям у всіх розрядах регістру зсуву, використовується сигнал скидання. Довжина послідовності C/A коду складає $N = 2^{10} - 1 = 1023$, а тривалість одного символу $\tau_G \approx 1 \text{ мкс}$. Тривалість одного біта інформаційного повідомлення дорівнює $T_\phi = 20 N \tau_G \approx 20 \text{ мс}$ і суттєво перевищує період послідовності, що становить $T_{псп} = N \tau_G \approx 1 \text{ мс}$. В даному випадку швидкість передачі інформації дуже мала, але при цьому можливість помилки в таких повідомленнях практично виключена.

Апаратура споживача СРНС призначена для прийому та обробки навігаційних сигналів супутників з метою оцінки вектора стану споживача (просторово-часових координат, швидкості тощо). Для спрощення апаратури споживача завдання отримання оцінок вектора стану розбивають на етап первинної та вторинної обробки.

У першому етапі вирішується завдання фільтрації радіонавігаційних параметрів сигналу, але в етапі вторинної обробки обчислюються оцінки вектора стану споживача з допомогою отриманих першому етапі оцінок радіонавігаційних параметрів і навігаційних функцій. Структурна схема апаратури споживача зображено на рис.1.7.

У загальному вигляді функціонування апаратури споживача полягає у наступному:

- сигнали навігаційних супутників приймаються антеною, посилюються та надходять на вхід приймача;

- у приймачі сигнали переносяться з несучої частоти на проміжну і за допомогою аналого-цифрового перетворювача перетворюються на цифрову форму;
- у кореляторі проводиться оптимальна цифрова обробка вхідних сигналів, результати якої є основою для реалізації алгоритмів пошуку сигналів із затримки та частоти Доплера, стеження за супутниками та виділення навігаційних повідомлень;
- навігаційний обчислювач управляє апаратурою споживача та здійснює обчислювальні процедури для первинної та вторинної обробки сигналів;
- інтерфейс забезпечує взаємодію складових апаратури споживача між собою та із зовнішніми пристроями.

Рисунок 1.7 – Структурна схема навігаційного приймача

GPS-приймач, в процесі демодуляції навігаційного сигналу, здійснює вимірювання тимчасового зсуву τ між прийнятою псевдовипадковою послідовністю та сформованою в приймачі. Отриманий за такого порівняння часовий зсув, з точністю до початкової фази, визначає час проходження навігаційного сигналу.

Таким чином, сьогодні основними джерелами інформації про місцезнаходження об'єктів є супутникові радіонавігаційні системи, принцип роботи яких полягає у прийомі та обробці супутникових радіосигналів. Тому прив'язка РЛС біля може бути здійснена, навіть у важкодоступних районах, з використанням радіонавігаційних сигналів системи GPS. Важливою особливістю утворених у такий спосіб радіоліній є наявність значних послаблень радіосигналу, викликаних великою відстанню між приймачем і космічним апаратом, і навіть частотно-селективні завмирання атмосфері. Точність позиціонування характеризує ступінь відповідності між виміряним положенням об'єкта в даний момент часу і його справжнім значенням на цей же момент часу. Тому необхідно проаналізувати вплив на точність

навігаційно тимчасових визначень можливих джерел похибок у СРНС, а також розробити методику оцінки впливу неточності прив'язки РЛС до помилок побудови траєкторії польоту об'єкта.

РОЗДІЛ 2 МЕТОДИКА ОЦІНКИ ВПЛИВУ ТОЧНОСТІ ПРИВ'ЯЗКИ РЛС НА ПОМИЛКИ ПОБУДУВАННЯ ТРАЄКТОРІЇ ПОЛІТУ ОБ'ЄКТА

2.1 Аналіз факторів, що впливають на точність визначення місцезнаходження в супутникових радіонавігаційних системах

Точність позиціонування характеризується допустимою величиною відхилення вимірних координат від дійсних.

Основні навігаційні параметри, що визначаються СРНС - дальність і радіальна швидкість. Відповідними параметрами радіосигналу є затримка сигналу в часі і доплерівський зсув частоти. Так як головною вимогою, що пред'являються до СРНС, є висока точність вимірювання навігаційних параметрів, то і основною вимогою, що пред'являються вимірювання параметрів радіосигналів, так само буде висока точність вимірювання затримки сигналу і доплерівського зміщення частоти.

Вимоги до підвищення точності вимірювання затримки сигналу та доплерівського зміщення частоти суперечливі. Для підвищення точності вимірювання затримки необхідно розширювати спектр сигналу, а підвищення точності вимірювання доплерівського зсуву частоти - збільшувати тривалість сигналу.

Підвищення точності спільного оцінювання затримки сигналу та доплерівського зміщення частоти можна досягти за рахунок збільшення бази сигналу. У СРНС, як відомо, використовуються шумоподібні радіосигнали з базою сигналу $B \gg 1$. При визначенні параметрів навігації у споживача повинна бути можливість одночасного доступу до сигналів від різних супутників. Проблема багатостанційного доступу вирішується шляхом тимчасового, частотного чи кодового поділу сигналів. Наприклад, у супутниковій навігаційній системі GPS використовується кодовий поділ, а в СРНС ГЛОНАСС – частотне. Відомо, що при ортогональності сигналів та їх точної синхронізації методи тимчасового, частотного та кодового поділу

еквівалентні. Тому одним із факторів, що впливає на якість функціонування системи супутникової навігації є точна синхронізація бортового та наземного еталонів часу та якість роботи систем автоматичного підстроювання частоти та часу приймачів споживача.

Проаналізуємо вплив на точність навігаційно – тимчасових визначень можливих джерел похибок у РРНЗ [7].

На точність визначення споживачем СРНС координат місцезнаходження, висоти, швидкості, часу впливає безліч факторів, які можна поділити на три групи: похибки, що вносяться бортовим обладнанням навігаційного супутника та командно-вимірювальним комплексом; похибки, що вносяться на трасі поширення сигналу навігаційного супутника; похибки, що вносяться приймачем споживача. Вони пов'язані з особливостями первинних і вторинних навігаційних вимірювань, з характеристиками сигналів, середовища поширення і т.д. Перша група помилок обумовлена в основному недосконалістю частотно-часового та ефемеридного забезпечення СРНС і в цій роботі не розглядається. Похибки, що вносяться на трасі поширення сигналу навігаційного супутника, зумовлені неточним знанням умов поширення радіохвиль у тропосфері та іоносфері. Ці два шари здійснюють помітний вплив на якість навігаційних вимірювань у СРНС, що проявляється в основному в додаткових затримках сигналу, що виникають через рефракцію сигналів супутника (викривлення траси поширення радіохвиль) під час проходження атмосфери Землі.

Наявність систематичної похибки синхронізації БЕЧВ навігаційних супутників та споживача обумовлює додаткову похибку вимірювання дальності до i -го навігаційного КА. При цьому виміряну дальність $\hat{D}_i$ називають псевдодальністю від i -го КА до споживача, яка відрізняється від справжньої дальності D_i на деяку невідому величину D' .

$$\hat{D}_i = D_i + D' = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} + D',$$

де x_i, y_i, z_i і x, y, z – координати супутника та споживача, відповідно.

Величину D' у загальному вигляді можна уявити як:

$$D' = c(\delta T - \delta T_{KAi}) + \Delta D_{ион}^i + \Delta D_{трон}^i + \xi,$$

де $c = 299792458$ м / с - швидкість світла,

δT - розбіжність шкали часу приймача по відношенню до системного часу,

δT_{KAi} - розбіжність шкали бортового часу і-го супутника по відношенню до системного часу,

$\Delta D_{ион}^i$ - іоносферне виправлення вимірювань, що враховує вплив іоносфери на навігаційний сигнал,

$\Delta D_{трон}^i$ - тропосферне виправлення вимірювань,

ξ - похибка, що характеризує інші помилки, пов'язані з помилками вимірювання ефемеридних даних, апаратною точністю вимірювань в апаратурі споживача, багатопроменеве поширення радіохвиль і т.д.

Основна складова тропосферної похибки навігаційних визначень у РРНЗ обумовлена наявністю тропосферної рефракції. Рефракція сигналів СРНС у тропосфері викликана неоднорідностями та зміною її діелектричної проникності. Додаткова затримка сигналу навігаційного супутника в тропосфері може досягати 8,...,80 нс. Тропосферу з погляду впливу її коефіцієнт заломлення, отже, і тропосферну затримку, розглядають як суміш сухого повітря та водяної пари. Для кожної з цих компонентів окремо значення коефіцієнта заломлення добре відомі. Знаючи вміст водяної пари, за відомими закономірностями можна визначити значення коефіцієнта заломлення суміші. Крім того, відносні похибки прогнозу тропосферних затримок за середнім показником заломлення в точці прийому не перевищують 8,...,10%. Тому моделі атмосфери, що використовуються в СРНС, дозволяють зменшити ці похибки до одиниць наносекунд [9].

Значення тропосферної рефракції, як і іоносферної, досягають максимуму при малих кутах піднесення супутника (25 м при куті піднесення 5°) [3,8]. Це великий протяжністю траси, яку проходять радіосигнали у атмосфері. У такому разі, для зменшення впливу атмосферних помилок в апаратурі споживачів здійснюється обробка сигналів тільки тих супутників,

які перебувають над горизонтом вище ніж певний кут - "кут місця". Зазвичай цей кут становить $5, \dots, 10^\circ$ залежно від якості алгоритмів компенсації атмосферних помилок, що використовуються в приймачі СРНС. При компенсації атмосферної рефракції періодичність розрахунку коригуючих поправок споживачем визначається швидкістю зміни відповідних затримок, яка у звичайних умовах не перевищує 10 м/год.

В даний час відомі такі методи визначення та обліку цих похибок: моделювання умов на трасі розповсюдження сигналів; застосування одночасно двох частот здійснення вимірювань параметрів сигналу; надмірні вимірювання параметрів сигналу на одній частоті [5].

Метод моделювання траси. Цим методом розраховують атмосферну (в даному випадку іоносферну) затримку з використанням відомих функціональних залежностей її значення параметрів атмосфери на відповідній ділянці радіотрас. Співвідношення, що використовуються при цьому, повинні бути оптимальні за критеріями точності та прийнятної складності. Такий підхід широко застосовують в одночастотній (цивільній) апаратурі користувачів СРНС. Так, параметри моделі іоносфери, які передаються службовими даними навігаційних супутників, дозволяють зменшити іоносферну похибку приблизно наполовину.

Двох частотний метод теоретично найбільш точний, проте вимагає високоточних вимірювань на двох частотах і значно ускладнює апаратуру споживача.

Метод надлишкових і частотних вимірювань. У цьому випадку проводяться вимірювання сигналів декількох супутників (зазвичай більше восьми). Тут за рахунок усереднення просторових характеристик іоносфери можна досягти значного зниження впливу на точність визначення координат споживачів. Для стаціонарного споживача така методика дає вигравш точно на кілька порядків. Іоносфера може викликати також обертання площини поляризації лінійно поляризованих сигналів (ефект Фарадея), що призводить до появи додаткових втрат енергії сигналу, зменшення яких в СРНС застосовують антени з круговою поляризацією.

Похибки багатопроменевого поширення сигналу. На приймальну антену апаратури споживача СРНС може надходити як прямий сигнал від навігаційного супутника, а й безліч перевідбитих сигналів від земної і морської поверхонь і прилеглих об'єктів, наприклад, будинків. Для авіаційного споживача СРНС затримка відбитого сигналу може становити до 160 мкс для супутника, що у зеніті, а за невеликих кутах піднесення супутника це значення зменшується на порядок. Рівень відбитого сигналу можна порівняти з прямим сигналом. Це призводить до суттєвих спотворень корисного сигналу та похибок у схемах стеження за параметрами цього сигналу (затримкою, частотою та фазою). Експериментальні дослідження показали великий розкид значень далекомірної похибки через багатопроменевість, яка становить 0,5,...,2 м у кращому випадку (при використанні спеціальних антен) і до 100 м у гіршому [17]. Використання високоточних сигналів Р-коду в СРНС GPS або ВТ-сигналів у СРНС ГЛОНАСС дозволяє знизити похибки через багатопроменеві в середньому до 1,...,3м і в найгіршій ситуації до 8м [7,8]. У найбільш несприятливих ситуаціях може статися зрив стеження сигналом супутника, особливо у фазі.

До далекомірних похибок, зумовлених апаратурою споживача, відносять похибки стеження за моментом приходу (тимчасового стану) сигналу супутника. При цьому основний внесок роблять шумові та динамічні похибки схем стеження. Внаслідок наявності шумів у радіо тракті апаратури споживача виникає шумова похибка вимірювання квазідальності, дисперсія якої може бути визначена за виразом [16]:

$$\mathcal{E}_w^2 = (c\tau)^2 \frac{0,5B_{CC3}}{SNR\Delta f_{ПРМ}}, \quad (2.1)$$

де c – швидкість поширення електромагнітних хвиль у вільному просторі;

τ – тривалість одного символу коду Голда;

B_{CC3} – ширина смуги схеми стеження за затримкою;

SNR – значення відношення сигнал/шум.

При цьому значення СКО радіальної похибки визначення споживача визначається відповідно до виразу [1,2]:

$\sigma_R = \sigma_S \times GDOP$	(2.2)
-----------------------------------	-------

де $\sigma_S^2 = \sum_{i=1}^n \varepsilon_{ui}^2$ – при статистичній незалежності вимірів квазідальності кожного з n КА робочого сузір'я;

$GDOP$ – значення просторово-часового геометричного фактора.

Геометричний фактор характеризує вплив взаємного розташування навігаційних супутників та споживача на точність навігаційних визначень у СРНС, тобто похибки визначення первинних та вторинних навігаційних параметрів залежать від геометрії взаємного розташування навігаційних супутників та споживача.

Можуть використовуватися інші показники погіршення точності, а саме:

HDOP – горизонтальне погіршення точності,

VDOP – погіршення точності по вертикалі,

PDOP – погіршення точності позиції в тривимірному просторі,

TDOP – погіршення точності через похибки часу.

Таким чином, важливою умовою досягнення високої точності навігаційних визначень у СРНС є таке взаємне просторове розташування робочого сузір'я навігаційних супутників та споживача, за якого забезпечується необхідна точність навігаційних визначень при заданому рівні похибок вимірювання квазідальності. Тобто, $GDOP$ є мірою зменшення точності навігаційних визначень у СРНС через особливості просторового розташування навігаційних супутників та споживача.

На рис. 2.1 показано нанесені на карту дані вимірювань розташування приймача GPS, отримані в різні моменти часу, за умови, що приймач не змінював свого розташування. Як випливає з наведених на рис. 2.1 даних, виміряні координати розташування РЛС на місцевості з використанням супутникових радіонавігаційних технологій можуть істотно відрізнятися від дійсних.

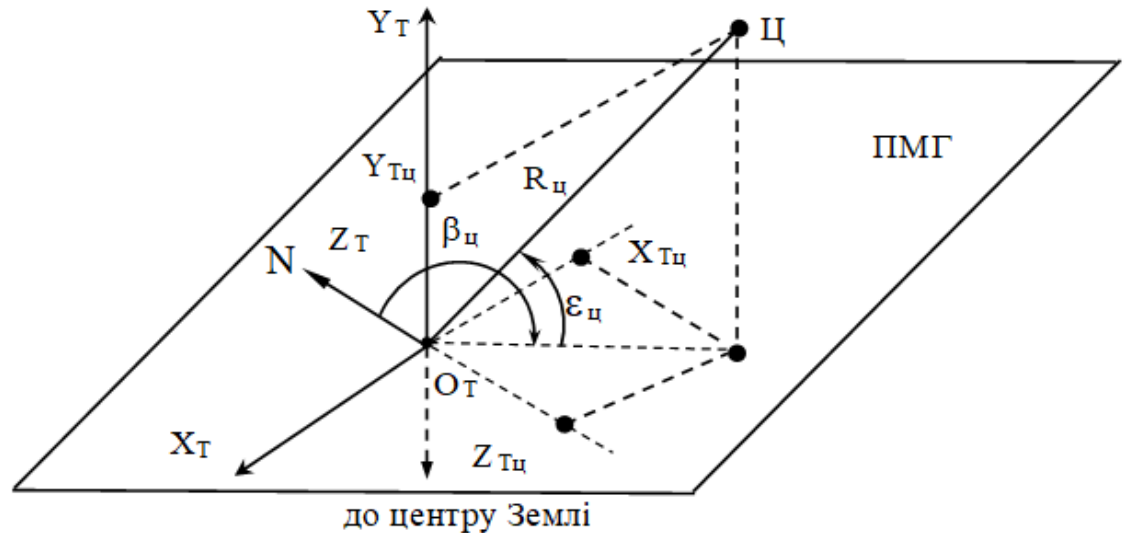


Рисунок 2.1 – Вимірювання розташування приймача GPS

Тому актуальним науковим завданням є оцінка впливу неточності прив'язки РЛС на місцевості з використанням супутникових радіонавігаційних технологій на потенційні помилки побудови траєкторії польоту мети за даними радіолокаційних вимірювань.

2.2 Алгоритм оцінки впливу точності прив'язки РЛС на місцевості на помилки побудови траєкторії мети за даними РЛВ

Для прив'язки РЛС на місцевості та вирішення завдань переміщення мети Ц щодо точки на поверхні Землі використовують топоцентричну місцеву прямокутну систему координат (МПСК) та сферичну СК (рис.2.2). Нехай вісь $O_T Z_T$ збігається із напрямком на Північний полюс Землі N .



ПМГ, що відраховується за годинниковою стрілкою, називають азимутом $\beta_{\text{ц}}$. Положення цілі у цій СК характеризується координатами $X_{\text{Тц}}$, $Y_{\text{Тц}}$, $Z_{\text{Тц}}$. Топоцентрична сферична СК прив'язується до прямокутної. У ній положення цілі характеризується сферичними координатами $\beta_{\text{ц}}$, $\varepsilon_{\text{ц}}$, $R_{\text{ц}}$. Кут місця визначається як кут між проекцією радіусу – вектора $O_{\text{Т}}\text{Ц}$ на ПМГ і радіусом – вектором $O_{\text{Т}}\text{Ц}$. Похила дальність визначається як модуль радіусу – вектора $O_{\text{Т}}\text{Ц}$. Зв'язок між координатами Ц у прямокутній та сферичній системі координат можна подати у вигляді

$$\left. \begin{aligned} X_{\text{Тц}} &= -R_{\text{ц}} \cos \varepsilon_{\text{ц}} \sin \beta_{\text{ц}} \\ Y_{\text{Тц}} &= R_{\text{ц}} \sin \varepsilon_{\text{ц}} \\ Z_{\text{Тц}} &= R_{\text{ц}} \cos \varepsilon_{\text{ц}} \cos \beta_{\text{ц}} \end{aligned} \right\}.$$

При побудові системи контролю повітряної обстановки переміщення цілі розглядається щодо розташування центру системи контролю повітряної обстановки. При проведенні досліджень для простоти вважатимемо, що центр системи контролю повітряної обстановки поєднаний з РЛС, яка проводить вимірювання координат Ц у сферичній СК.

Положення РЛС на поверхні Землі в географічній системі координат визначається широтою $B_{\text{РЛС}}$ та довготою $L_{\text{РЛС}}$, тому положення РЛС у ГЦСК можна визначити наступним чином:

$$\left. \begin{aligned} X_1 &= R_3 \cos B_{plc} \cos L_{plc} \\ Y_1 &= R_3 \cos B_{plc} \sin L_{plc} \\ Z_1 &= R_3 \sin B_{plc} \end{aligned} \right\}. \quad (2.3)$$

Перерахунок координат цілі з ГЦСК в МПСК можна провести, використовуючи послідовно праві обертання навколо осі Z на кут $(90^\circ - L_{plc})$ і навколо нового положення осі OX на кут $-B_{plc}$ з подальшим перенесенням початку ГЦСК в точку $X_1Y_1Z_1$:

$$\begin{bmatrix} X_{T\zeta} \\ Y_{T\zeta} \\ Z_{T\zeta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin L_{plc} & -\cos L_{plc} & 0 \\ \cos B_{plc} \cos L_{plc} & \cos B_{plc} \sin L_{plc} & \sin B_{plc} \\ -\cos L_{plc} \sin B_{plc} & -\sin B_{plc} \sin L_{plc} & \cos B_{plc} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_\zeta - X_1 \\ Y_\zeta - Y_1 \\ Z_\zeta - Z_1 \end{bmatrix}. \quad (2.4)$$

Зворотний перерахунок координат цілі з МПСК в ГЦСК можна провести, використовуючи зворотну матрицю обертань з наступним перенесенням початку МПСК центр ДЦСК:

$$\begin{bmatrix} X_\zeta \\ Y_\zeta \\ Z_\zeta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin L_{plc} & \cos B_{plc} \cos L_{plc} & -\cos L_{plc} \sin B_{plc} \\ -\cos L_{plc} & \cos B_{plc} \sin L_{plc} & -\sin B_{plc} \sin L_{plc} \\ 0 & \sin B_{plc} & \cos B_{plc} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{T\zeta} \\ Y_{T\zeta} \\ Z_{T\zeta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}. \quad (2.5)$$

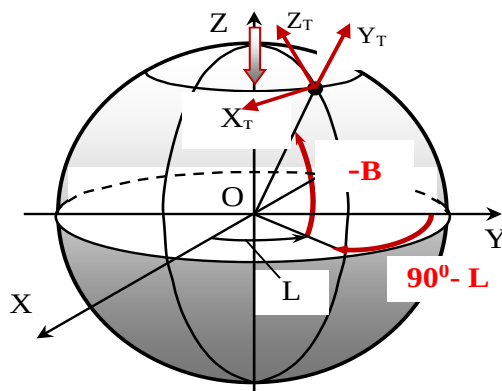


Рисунок 2.3 – Перерахунок координат цілі із ГЦСК в МПСК

Нехай переміщення цілі Ц траєкторією задано в географічній системі координат і описується для кожного моменту часу, відповідного номеру РЛВ на інтервалі вимірювань, поліномом першого ступеня:

$$\begin{aligned} R_{цз}(k) &= R_0 + K_R k, \quad K_R = \frac{R_N - R_0}{N}; \\ B_{цз}(k) &= B_0 + K_B k, \quad K_B = \frac{B_N - B_0}{N}; \\ L_{цз}(k) &= L_0 + K_L k, \quad K_L = \frac{L_N - L_0}{N}. \end{aligned} \quad (2.6)$$

Тоді координати цілі, що входять до (2.4) в ГЦСК, можна визначити на основі моделі руху цілі (2.6) згідно з виразом:

$$\left. \begin{aligned} X_{ц} &= R_{цз} \cos B_{цз} \cos L_{цз} \\ Y_{ц} &= R_{цз} \cos B_{цз} \sin L_{цз} \\ Z_{ц} &= R_{цз} \sin B_{цз} \end{aligned} \right\}. \quad (2.7)$$

Зворотний перерахунок координат цілі з ГЦСК в географічну систему координат можна здійснити згідно з виразом:

$$\left. \begin{aligned} R_{цз} &= \sqrt{X_{ц}^2 + Y_{ц}^2 + Z_{ц}^2} \\ L_{цз} &= \arctg(Y_{ц} / X_{ц}) \\ B_{цз} &= \arcsin(Z_{ц} / R_{цз}) \end{aligned} \right\}. \quad (2.8)$$

На основі отриманих співвідношень можна запропонувати наступний алгоритм оцінки впливу точності прив'язки РЛС на місцевості з використанням супутникових геоінформаційних технологій на точність побудови траєкторії руху цілі.

1. Використовуючи модель руху цілі (2.6), отримати переміщення цілі Ц траєкторії в географічній системі координат для кожного моменту часу, відповідного номеру РЛВ на інтервалі вимірювань;

2. Перерахувати координати мети в ДЦСК згідно з виразом (2.7);

3. Задати точне положення РЛС на території географічної системи координат, що визначається широтою $B_{РЛС}$ і довготою $L_{РЛС}$;

4. Розрахувати точне положення РЛВ у ГЦСК $X_1Y_1Z_1$ згідно з виразом (2.3);

5. Розрахувати траєкторію цілі в МПСК відносного істинного положення РЛЗ для кожного моменту часу, що відповідає номеру РЛВ на інтервалі вимірювань, згідно з виразом (2.4);

6. Провести вимірювання координат положення приймача радіонавігаційних сигналів $B_{РЛС}^*, L_{РЛС}^*$ та розрахувати абсолютну помилку $\Delta B_{РЛС} = B_{РЛС}^* - B_{РЛС}, \Delta L_{РЛС} = L_{РЛС}^* - L_{РЛС}$ визначення його розташування за результатами статистичної обробки масиву отриманих вимірювань;

7. Розрахувати положення РЛС на місцевості в географічній системі координат з урахуванням можливої абсолютної помилки визначення його розташування за даними радіонавігаційних вимірів $B_{РЛС}'' = B_{РЛС} + \Delta B_{РЛС}, L_{РЛС}'' = L_{РЛС} + \Delta L_{РЛС}$;

8. Розрахувати положення РЛВ у ГЦСК $X_1Y_1Z_1$ згідно з виразом (2.3) для отриманих значень $B_{РЛС}'', L_{РЛС}''$;

9. Перерахувати координати мети з МПСК до ГЦСК згідно з (2.5) щодо вимірюного положення РЛВ, розрахованого у попередньому пункті, тобто. за умови, що $B_{РЛС} = B_{РЛС}'', L_{РЛС} = L_{РЛС}''$;

10. Перерахувати траєкторію руху мети в географічну систему координат за даними проведених РЛП $R_{цг}^*, B_{цг}^*, L_{цг}^*$ згідно виразу (2.8);

11. Для кожного моменту часу, що відповідає номеру РЛП на інтервалі $k = \overline{0, N-1}$ вимірювань розрахувати різницю між істинним $R_{цг}, B_{цг}, L_{цг}$ та

виміряним $R_{цг}^*, B_{цг}^*, L_{цг}^*$ значенням координат цілі

$$\Delta R_{цг}^* = R_{цг} - R_{цг}^*, \Delta B_{цг}^* = B_{цг} - B_{цг}^*, \Delta L_{цг}^* = L_{цг} - L_{цг}^* ;$$

12. Розрахувати за вибіркою обсягу N статистичні характеристики випадкової помилки побудови траєкторії руху цілі щодо положення РЛС біля за даними радіонавігаційних вимірів.

Таким чином, розроблена методика дозволить оцінити статистичні характеристики випадкової помилки побудови траєкторії руху цілі за даними вимірювань РЛС, положення якої визначено з деякою помилкою щодо широти та довготи з використанням супутникових геоінформаційних технологій.

РОЗДІЛ 3

ПРАКТИЧНА ОЦІНКА ПОМИЛОК ПОБУДОВИ ТРАЄКТОРІЇ ЗА ДАНИМИ НАВІГАЦІЙНИХ ВИМІРІВ

3.1 Модель траєкторії руху

Для проведення моделювання виберемо напрямок руху цілі над поверхнею Землі в Актюбинській області із заходу на схід (див. рис.3.1). Розташування цілі позначено точками на карті Google Earth pro. На рис.3.1 показано інтервал руху цілі протягом 20 хвилин з кроком 1 хвилина. Жовтим колом виділено зону дії РЛС.

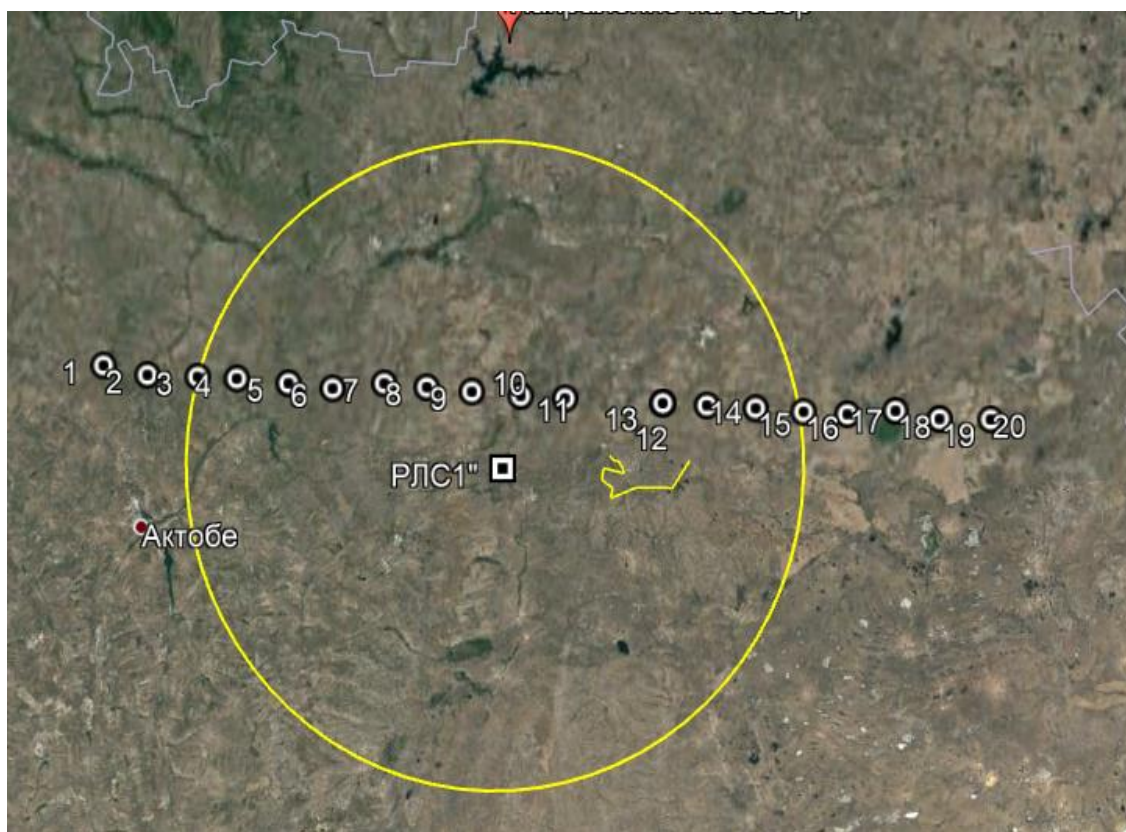


Рисунок 3.1 – Траєкторія руху цілі

Згідно з раніше представленим у розділі 2 алгоритмом, модель руху цілі в географічній системі координат описується виразом (2.6). Для отримання цифрових даних у географічній системі координат необхідно задати початкові та кінцеві точки траєкторії руху цілі на інтервалі спостережень:

$$R_0 = 6378,53 \text{ км}, \quad R_N = 6379,67 \text{ км}, \quad B_0 = 50,87^\circ, \\ B_N = 50,91^\circ, L_0 = 57,04^\circ, L_N = 61,53^\circ.$$

Для отримання моделі руху цілі розрахуємо кутові коефіцієнти, що характеризують швидкість зміни дальності, широти та довготи цілі згідно з виразом (2.6):

$$K_R = \frac{6379,67 - 6378,53}{20} = 0,060415118 \frac{\text{км}}{\text{мин}};$$

$$K_L = \frac{61,53 - 57,04}{20} = 0,236357196 \text{ град/мин};$$

$$K_B = \frac{50,91 - 50,87}{20} = 0,00190046 \text{ град/мин}.$$

Результати розрахованих значень положення цілі у географічній системі координат на інтервалі спостережень з кроком 1 хвилина наведено на рис.3.2 – 3.4. Як видно з наведених даних, характер зміни широти $B(k)$, довготи $L(k)$ та дальності $R(k)$ цілі на інтервалі спостережень описується лінійною функціональною залежністю.

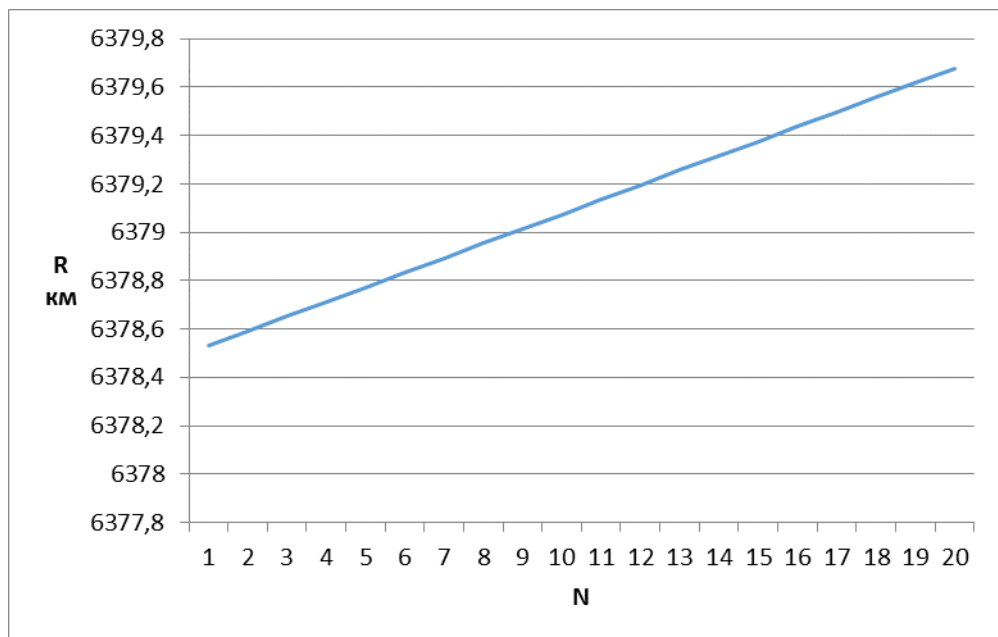


Рисунок 3.2 – Графік переміщення цілі по дальності

Оскільки вимірювання РЛС проводить у сферичній системі координат, яка безпосередньо пов'язана з МПСК, оцінку впливу точності прив'язки на

побудову траєкторії цілі можна проводити в МПСК. Для отримання істинного руху цілі в МПСК необхідно перерахувати координати цілі з географічної геоцентричної системи координат за виразом (2.7). Потім для кожного моменту проведення вимірювань необхідно провести перерахунок в МПСК.

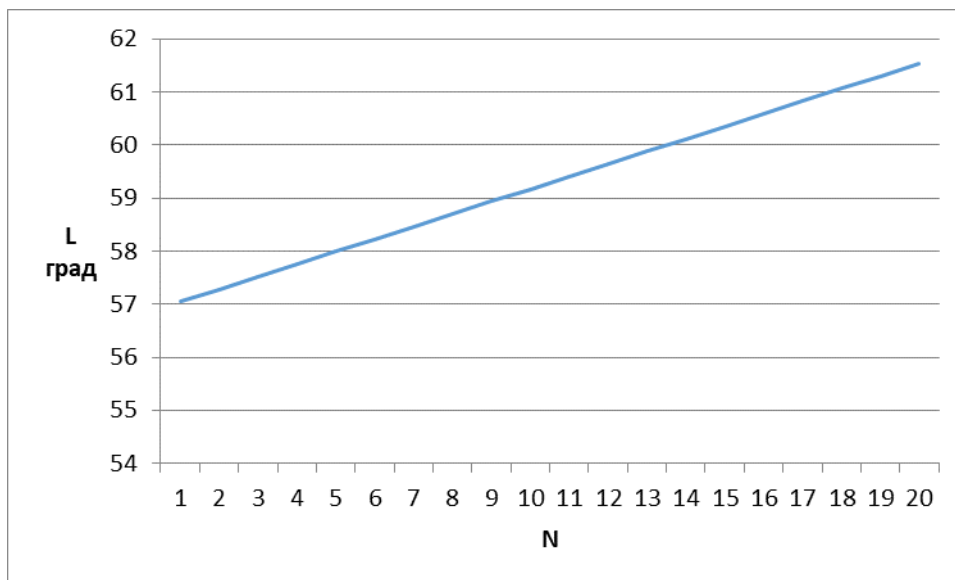


Рисунок 3.3 – Графік переміщення цілі за довготою

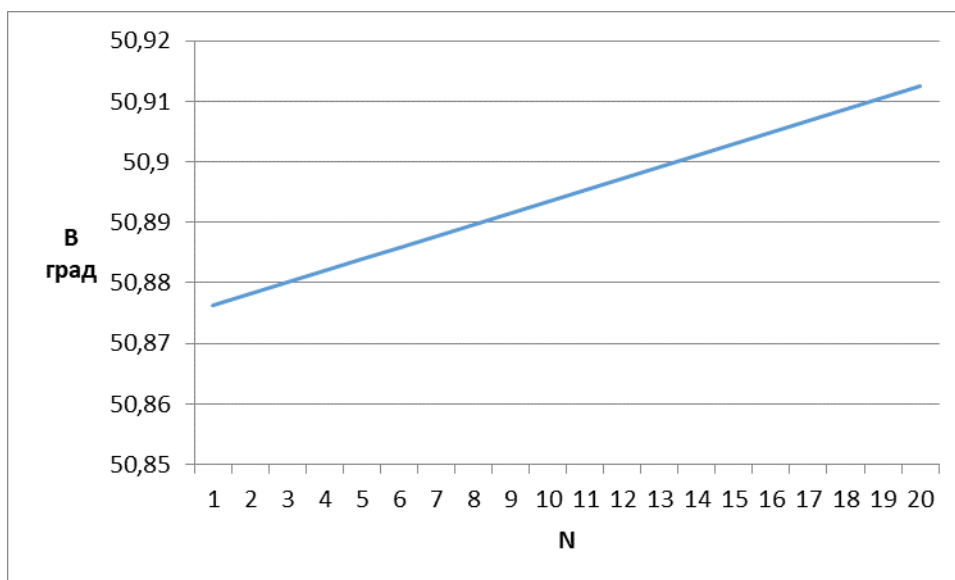


Рисунок 3.4 – Графік переміщення цілі по широті

Результати розрахованих значень положення цілі в геоцентричній системі координат на інтервалі спостережень наведено на рис.3.5 – 3.7. Як

видно, переміщення цілі по осі X, Y, Z в ГЦСК має лінійну функціональну залежність.

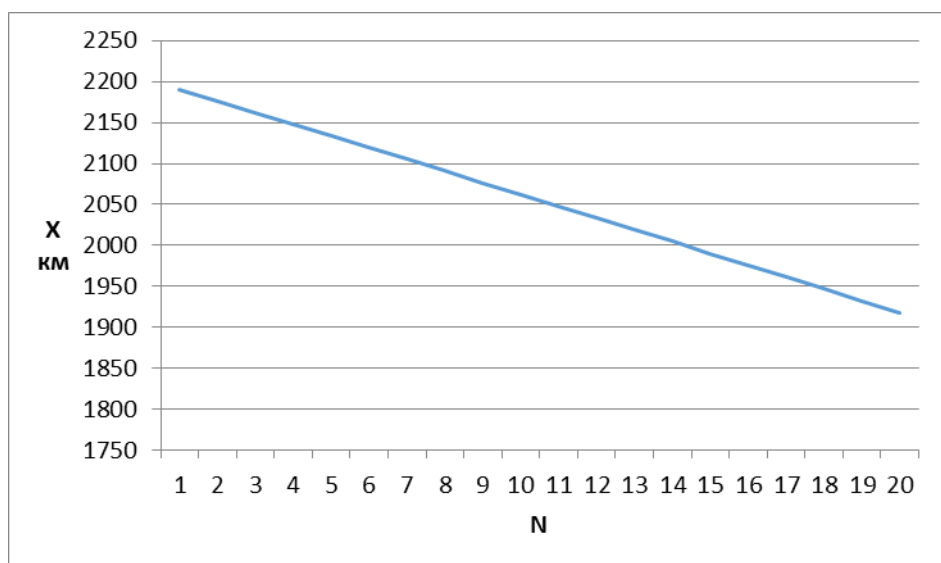


Рисунок 3.5 – Графік переміщення цілі по осі X в ГЦСК

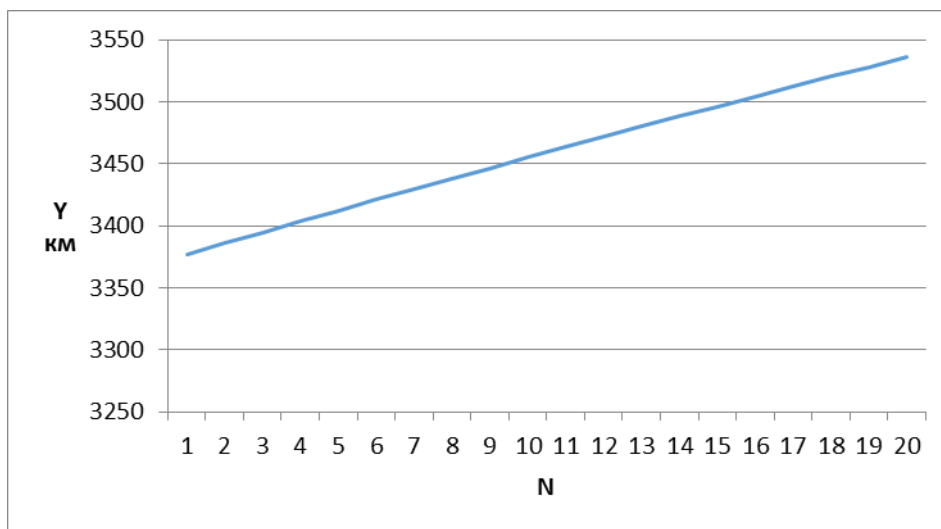


Рисунок 3.6 – Графік переміщення цілі по осі Y до ГЦСК

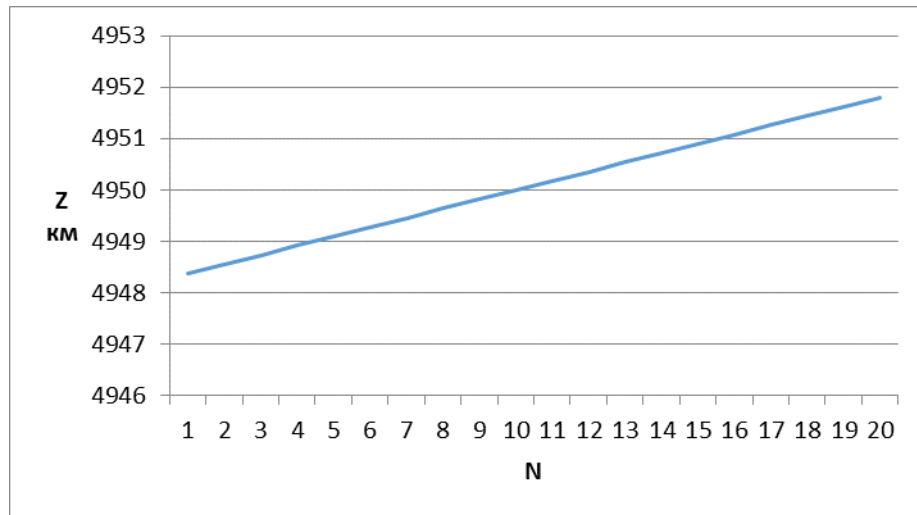


Рисунок 3.7 – Графік переміщення мети по осі Z до ГЦСК

Задамо точне положення РЛС на місцевості в географічній системі координат, що визначається широтою $B_{РЛС} = 50^{\circ}34'0.76''С$ і довготою $L_{РЛС} = 58^{\circ}54'55.67''В$. Тоді точне положення РЛС у ГЦСК, згідно з виразом (2.3), матиме такі значення:

$$X_1 = 2086,302521 \text{ км};$$

$$Y_1 = 3467,453921 \text{ км};$$

$$Z_1 = 4920,746498 \text{ км}.$$

Маючи траєкторію руху цілі в ГЦСК, розрахуємо траєкторію цілі в МПСК $X_{ТЦ}$, $Y_{ТЦ}$, $Z_{ТЦ}$ щодо істинного положення РЛС згідно з виразом (2.4). Результати проведених розрахунків МПСК на інтервалі спостережень наведено на графіках, представлених на рис.3.8-3.10.

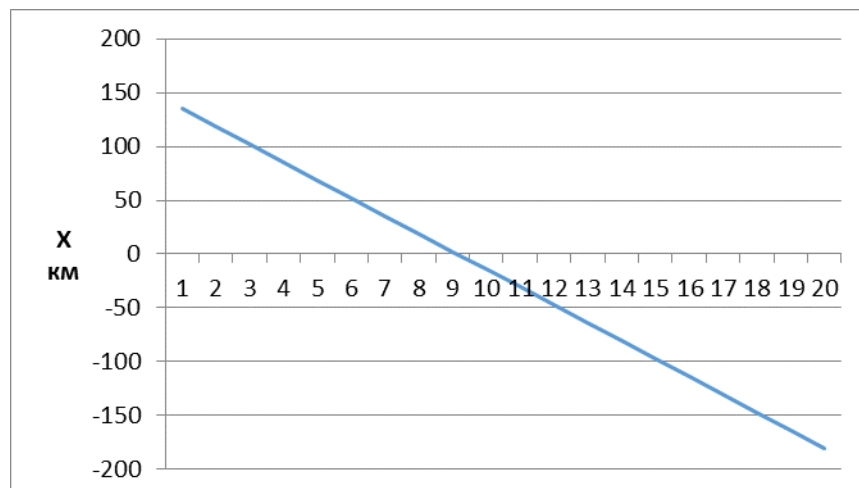


Рисунок 3.8 – Графік переміщення цілі по осі X до МПСК

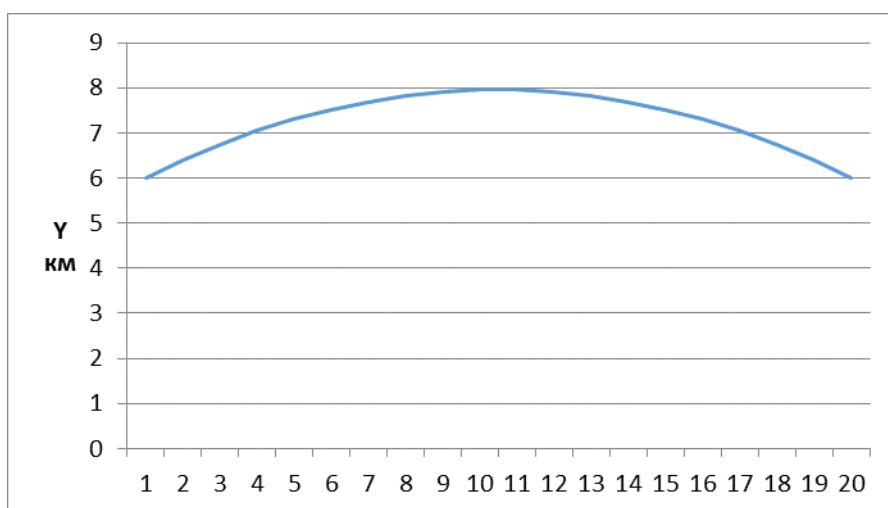


Рисунок 3.9 – Графік переміщення цілі по осі Y до МПСК

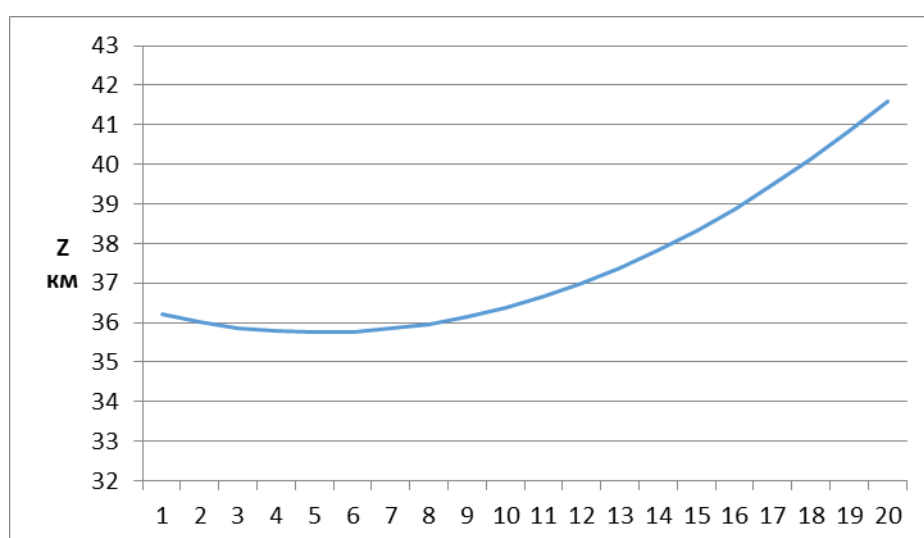


Рисунок 3.10 – Графік переміщення цілі по осі Z до МПСК

Таким чином, отримана справжня траєкторія руху мети в МПСК щодо точного положення РЛС, яка надалі буде застосована для оцінки можливого зміщення траєкторії руху мети за рахунок помилок прив'язки РЛС на місцевості за результатами вимірювань GPS-приймача.

3.2 Визначення точності прив'язки РЛС на місцевості

Для практичного визначення помилки прив'язки РЛС на місцевості будемо використовувати GPS – трекер ТК-102В, який оснащений якісним модулем GPS, завдяки чому є універсальним засобом визначення місця

розташування транспорту [12]. Результати вимірювань GPS-трекера ТК-102В, які проводилися з 9:00 до 21:00 13 листопада 2020, наведено в табл.3.1.

Таблиця 3.1 – Результати вимірювань GPS-трекера ТК-102В

№	Час	Широта (град)	Довгота (град)
1	9:00	50.00750	29.03011
2	9:30	50.00744	29.03005
3	10:00	50.00750	29.03018
4	10:30	50.00738	29.03004
5	11:00	50.00755	29.03014
6	11:30	50.00747	29.03011
7	12:00	50.00747	29.03011
8	12:30	50.00760	29.03005
9	13:00	50.00743	29.03004
10	13:30	50.00725	29.03011
11	14:00	50.00747	29.03009
12	14:30	50.00717	29.03036
13	15:00	50.00749	29.03005
14	15:30	50.00790	29.03019
15	16:00	50.00804	29.02972
16	16:30	50.00748	29.03007
17	17:00	50.00753	29.03016
18	17:30	50.00749	29.03015
19	18:00	50.00784	29.03006
20	18:30	50.00747	29.03013
21	19:00	50.00745	29.03012
22	19:30	50.00751	29.03011
23	20:00	50.00753	29.03005
24	20:30	50.00750	29.03014
25	21:00	50.00745	29.03013

Для наочності отримані вимірювання розташування GPS-трекера нанесені на карту за допомогою сервісу Google Maps (див. рис.3.11).



На рисунку показано точку істинного положення GPS-трекера та максимальне відхилення вимірювань від дійсного значення, яке для даного випадку становило 71,2 м.

Оскільки на точність навігаційних визначень у СРНС суттєво впливає значення просторово-часового геометричного фактора, то проаналізуємо зміни геометричного фактору системи на інтервалі вимірів. Зміни геометричного чинника певному часовому інтервалі, розраховані з допомогою програмного забезпечення «Planning» фірми Trimble [13], наведено на рис. 3.12.

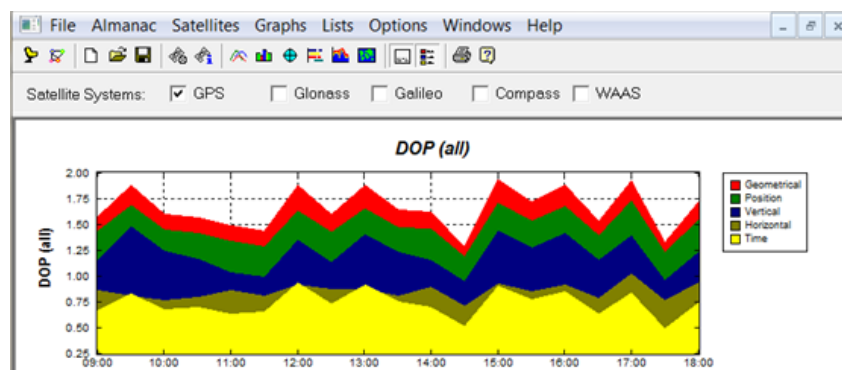


Рисунок 3.12 – Зміна геометричного фактора

За допомогою програмного забезпечення "HyperPage" фірми Trimble були отримані числові значення геометричного фактора, які наведені на рис.3.13.

Time	GDOP	TDOP	PDOP	HDOP	VDOP	GPS	GLN	GAL	COM	Total
09:00	1.58	0.67	1.43	0.86	1.15	10	0	0	0	10
09:30	1.88	0.82	1.69	0.81	1.48	11	0	0	0	11
10:00	1.60	0.68	1.45	0.76	1.24	12	0	0	0	12
10:30	1.57	0.70	1.41	0.79	1.16	11	0	0	0	11
11:00	1.48	0.64	1.34	0.86	1.03	11	0	0	0	11
11:30	1.43	0.65	1.28	0.81	0.99	11	0	0	0	11
12:00	1.88	0.93	1.63	0.92	1.35	10	0	0	0	10
12:30	1.60	0.73	1.42	0.86	1.13	11	0	0	0	11
13:00	1.88	0.91	1.65	0.87	1.40	11	0	0	0	11
13:30	1.64	0.75	1.46	0.80	1.22	11	0	0	0	11
14:00	1.62	0.70	1.46	0.89	1.15	10	0	0	0	10
14:30	1.29	0.51	1.18	0.70	0.95	12	0	0	0	12
15:00	1.93	0.90	1.71	0.92	1.44	9	0	0	0	9
15:30	1.71	0.78	1.53	0.85	1.27	10	0	0	0	10
16:00	1.88	0.85	1.68	0.91	1.41	9	0	0	0	9
16:30	1.53	0.63	1.40	0.78	1.16	10	0	0	0	10
17:00	1.92	0.84	1.73	1.02	1.39	8	0	0	0	8
17:30	1.32	0.49	1.23	0.77	0.96	11	0	0	0	11
18:00	1.71	0.73	1.55	0.94	1.23	9	0	0	0	9

Page 1/1

Рисунок 3.13 – Числові значення геометричного фактора

Як очевидно з наведених даних, значення геометричного чинника змінюється від 1,29 до 1,93 на інтервалі аналізу. Геометричний фактор, у свою чергу, визначається кількістю та розташуванням навігаційних супутників над об'єктом, який визначає своє місцезнаходження. Тож на рис. 3.14 та рис. 3.15 наведено динаміку зміни кількості супутників, що у зоні прямої видимості, але в рис. 3.16 – зміна розташування супутників над GPS-приймачем на інтервалі аналізу.

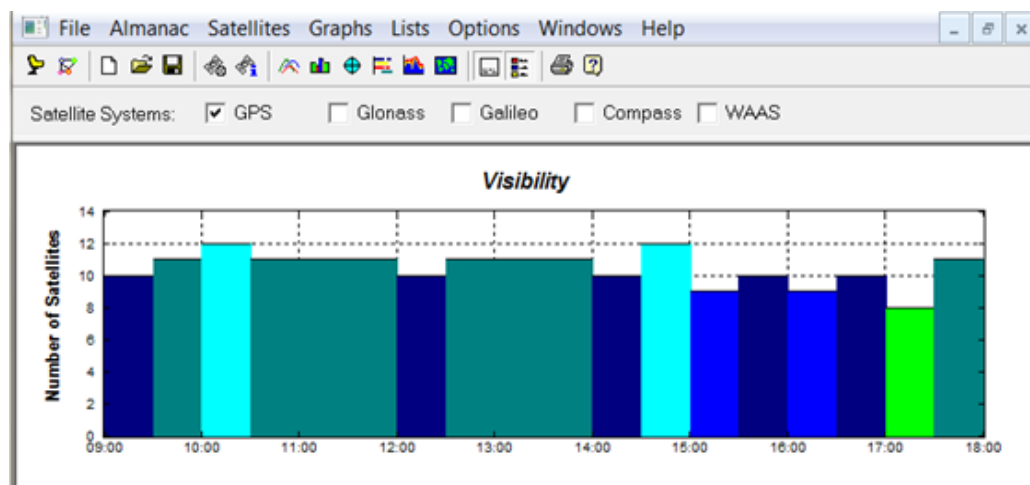


Рисунок 3.14 – Кількість супутників, що знаходяться у зоні прямої видимості

З наведених даних випливає, що у інтервалі проведення вимірювань змінювалося як кількість супутників, за сигналами яких проводилися

вимірювання, так і їх розташування над приймачем. При цьому результати розрахунків, проведені за допомогою програмного забезпечення HyperPage (рис.3.17), показують, що супутники змінювали як кут місця, так і азимутальний напрямок щодо приймача, що знаходиться в центрі діаграми, наведеної на рис. 3.16.

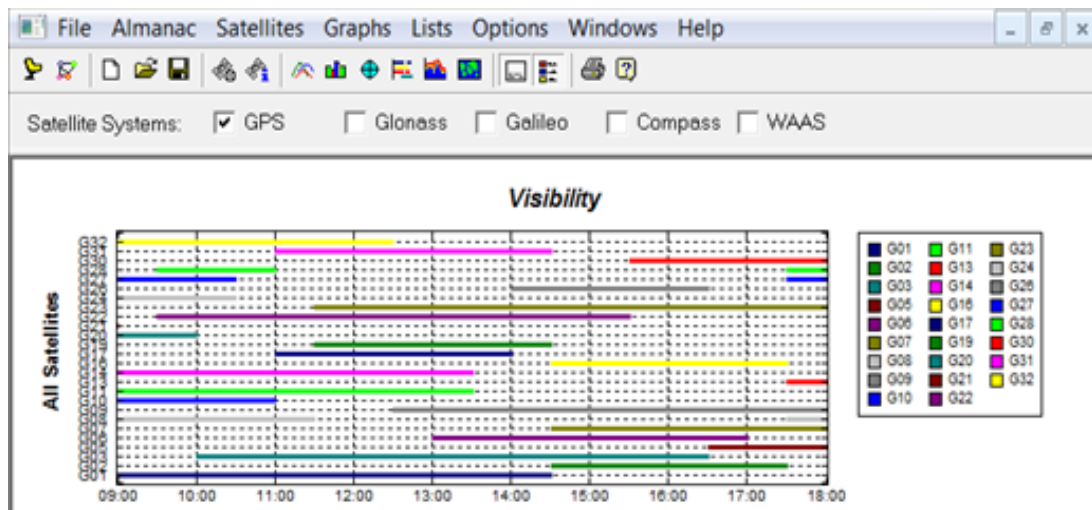


Рисунок 3.15 – Зміна супутників у зоні прямої видимості

Аналіз умов проведення вимірювань дозволяє стверджувати, що статистичне оцінювання точності розташування за результатами вимірювань GPS-трекера ТК-102В, дасть можливість врахувати і динаміку зміни супутників щодо приймача.

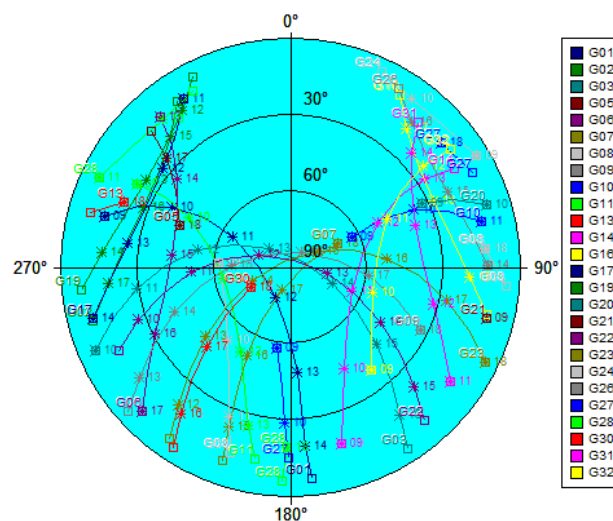


Рисунок 3.16 – Зміна розташування супутників над GPS-приймачем

Time	G01	G08	G10	G11	G14	G20	G21	G24	G27	G32	
09:00	14 286	62 274	63 64	22 299	19 164	33 64	11 104	5 59	58 190	39 142	
Time	G01	G08	G10	G11	G14	G20	G22	G24	G27	G28	G32
09:30	26 292	61 243	50 62	34 299	32 160	21 67	15 244	9 47	44 184	11 331	50 128
Time	G01	G03	G08	G10	G11	G14	G20	G22	G24	G27	G28
10:00	38 297	7 247	52 221	37 65	46 296	45 152	10 72	27 251	9 35	29 182	13 319
Time	G01	G03	G08	G10	G11	G14	G22	G24	G27	G28	G32
10:30	51 300	18 254	40 209	25 70	57 285	57 138	39 259	5 25	15 181	12 307	56 81
Time	G01	G03	G08	G10	G11	G14	G17	G22	G28	G31	G32
11:00	64 298	29 262	27 203	14 76	63 261	64 111	12 328	51 267	7 295	14 126	48 63
Time	G01	G03	G08	G11	G14	G17	G19	G22	G23	G31	G32
11:30	77 275	41 271	14 198	61 231	62 80	21 320	6 333	64 278	8 216	24 116	37 55
Time	G01	G03	G11	G14	G17	G19	G22	G23	G31	G32	
12:00	77 207	53 281	51 211	52 63	27 308	15 325	76 293	21 219	33 104	24 52	
Time	G01	G03	G09	G11	G14	G17	G19	G22	G23	G31	G32
12:30	64 182	66 292	5 229	39 201	40 57	29 293	21 315	87 20	34 225	38 89	13 53
Time	G01	G03	G06	G09	G11	G14	G17	G19	G22	G23	G31
13:00	49 177	79 312	12 319	17 234	26 195	27 56	26 279	24 301	76 99	47 231	39 71
13:30	34 176	85 63	23 316	29 241	14 191	15 59	19 266	22 287	62 112	61 239	34 56
Time	G01	G03	G06	G09	G17	G19	G22	G23	G26	G31	
14:00	20 175	73 111	34 308	41 249	10 256	16 275	49 121	74 252	13 89	25 46	
Time	G01	G02	G03	G06	G07	G09	G16	G19	G22	G23	G26
14:30	7 175	11 326	59 124	41 295	10 200	54 259	11 104	8 264	36 128	86 311	19 77
Time	G02	G03	G06	G07	G09	G16	G22	G23	G26		G31
15:00	20 318	45 132	43 276	23 201	67 272	20 93	23 134	78 58	22 64		14 41
Time	G02	G03	G06	G07	G09	G16	G22	G23	G26	G30	
15:30	26 306	32 138	39 258	37 204	79 298	26 80	11 139	65 74	21 51	6 213	
Time	G02	G03	G06	G07	G09	G16	G23	G26	G30		
16:00	28 292	18 143	31 244	51 207	83 33	28 65	52 84	16 39	18 217		
Time	G02	G03	G05	G06	G07	G09	G16	G23	G26	G30	
16:30	25 278	6 147	14 314	20 234	66 209	72 80	26 51	40 93	8 31	31 221	

Рисунок 3.17 – Розрахункові значення кута місця та азимуту супутників

Проведемо статистичний аналіз вибірки з 25 вимірювань широти та довготи приймача GPS, наведених у табл.3.2.1. Визначимо математичне очікування та дисперсію вибірки вимірювань довготи L та широти B розташування трекера [16]:

$$m_L = \frac{1}{25} \sum_{i=1}^{25} L_i = 29,0300975^\circ; \quad m_B = \frac{1}{25} \sum_{i=1}^{25} B_i = 50,007564^\circ;$$

$$S_L^2 = \frac{1}{24} \sum_{i=1}^{25} (L_i - m_L)^2 = 0,000103735; \quad S_B^2 = \frac{1}{24} \sum_{i=1}^{25} (B_i - m_B)^2 = 0,00018009$$

Далі, використовуючи розподіл Стюдента, визначимо довірчий інтервал оцінки середнього значення довготи та широти розташування з довірчою ймовірністю [16]:

$$\Delta L = m_L \pm t_{\alpha, \nu} \frac{S_L}{\sqrt{25}}; \quad \Delta B = m_B \pm t_{\alpha, \nu} \frac{S_B}{\sqrt{25}}.$$

При довірчій ймовірності 0,95 та кількості ступенів свободи $\nu = 24$, квантиль розподілу Стюдента $t_{\alpha, \nu} = 2,064$ [16]. Тоді довірчий інтервал оцінки середнього значення широти та довготи розташування:

$$29,03004273 \leq m_L \leq 29,03015227; \quad 50,00742131 \leq m_B \leq 50,00761149.$$

Довірчий інтервал оцінки дисперсії вимірювання довготи L та широти B розташування можна провести з використанням розподілу $\chi^2_{\alpha, \nu}$ [16]:

$$S_L^2 \frac{24}{\chi^2_{\alpha/2, \nu}} \leq \sigma_L^2 \leq S_L^2 \frac{24}{\chi^2_{1-\alpha/2, \nu}}; \quad S_B^2 \frac{24}{\chi^2_{\alpha/2, \nu}} \leq \sigma_B^2 \leq S_B^2 \frac{24}{\chi^2_{1-\alpha/2, \nu}}.$$

При довірчій ймовірності 0,95 та кількості ступенів свободи $\nu = 24$, квантилі розподілу $\chi^2_{\alpha/2, \nu} = 36,4$; $\chi^2_{1-\alpha/2, \nu} = 13,9$ [16]. Тоді довірчий інтервал для середньоквадратичного відхилення помилки місцезнаходження приймача становитиме:

$$0,0000842^\circ \leq \sigma_L \leq 0,0001363^\circ; \quad 0,000146233^\circ \leq \sigma_B \leq 0,00023664^\circ.$$

Використовуючи верхні граничні значень середньоквадратичного відхилення (СКО) помилки вимірювання довготи та широти, розрахуємо максимальне значення похибки позиціонування приймача, з урахуванням зміщення оцінки середнього значення довготи L і широти B його розташування:

$$\Delta L_{\max} = t_{\alpha, \nu} \frac{S_L}{\sqrt{25}} + 3\sigma_{L_{\max}} = 0,000463699^\circ;$$

$$\Delta B_{\max} = t_{\alpha, \nu} \frac{S_B}{\sqrt{25}} + 3\sigma_{B_{\max}} = 0,000805006^\circ.$$

Визначимо значення максимального абсолютного відхилення розташування приймача щодо істинного положення, яке не буде перевищено з вірогідністю 0,95:

$$\Delta R_{\max} = \sqrt{\Delta L_{\max}^2 + \Delta B_{\max}^2} * R_3 / 57,3 = 103,3 \text{ м},$$

де R_3 – радіус Землі.

Як видно, проведений раніше вимір максимального відхилення розташування приймача за допомогою інструментів сервісу Google Maps не перевищує отримане значення максимального відхилення розташування, яке відповідає довірчій ймовірності 0,95.

Як видно, проведений раніше вимір максимального відхилення розташування приймача за допомогою інструментів сервісу Google Maps не

перевищує отриманого значення максимального відхилення розташування, яке відповідає довірчій ймовірності 0,95. Для перевірки цього твердження було проведено вимірювання розташування GPS-трекера на території університету «Житомирська політехніка». Для наочності всі отримані вимірювання розташування GPS-трекера нанесені на карту за допомогою сервісу Google Earth Pro і наведено на рис. 3.18. Зауважимо, що при проведенні вимірювань антена GPS-приймача була спрямована на схід і розташовувалась на другому поверсі чотириповерхової будівлі. Тому, можливо, що прийом сигналів деяких навігаційних супутників, що знаходилися в західній частині небосхилу, була неможлива через відсутність прямої видимості. При цьому, якщо приймач перебував у певній точці на поверхні Землі і не змінював свого положення на інтервалі проведення вимірювань, то за нормальних умов проведення вимірювань у масиві отриманих вимірювань довготи і широти знаходиться значення, що відповідає дійсному положенню GPS-трекера.



У цьому випадку СКО радіальної похибки визначення GPS-трекера, як верхня межа точності СРНС в умовах проведених вимірювань, може бути визначена як [16]:

$$\sigma_R = \Delta_R / 3, \quad (3.1)$$

де Δ_R – максимальне відхилення розташування GPS-трекера щодо справжнього значення.

Розрахунки, проведені згідно з вище викладеною методикою оцінки точності розташування GPS-трекера, показали, що суттєвих відхилень від нормальних умов при проведенні вимірювань 15.11.2020 не зафіксовано. При цьому СКО помилки визначення місцезнаходження приймача становило 7,6м, що практично збіглося з розрахованим згідно з виразом (3.1) СКО радіальної похибки щодо справжнього значення, яке становило 7,9 м. У той же час аналіз результатів вимірювань, отриманих 19.11.2020, показує наявність систематичної похибки в результатах вимірювань.

Проведемо моделювання умов проведення вимірювань за допомогою програмного забезпечення Planning з метою з'ясування можливих причин погіршення точності вимірювань. Графік зміни геометричного фактора 19 листопада на інтервалі проведення вимірювань наведено на рис. 3.9. Видно, що значення GDOP на інтервалі часу з 15:18 до 15:28 не перевищувало 1,9, що є цілком прийнятним для визначення місцезнаходження.

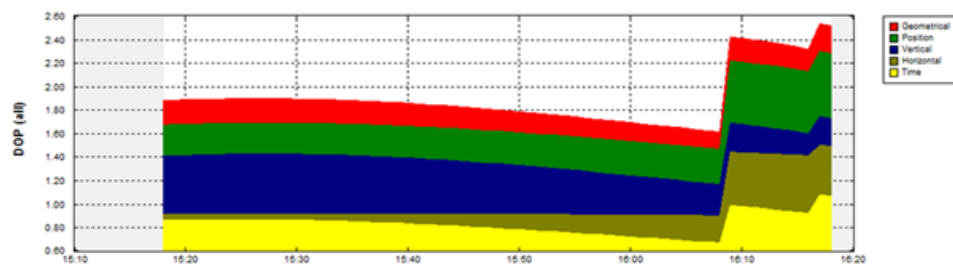


Рисунок 3.19 – Зміна геометричного фактора 19.11.2020

При цьому, як видно із рис. 3.20 в зоні видимості приймача знаходилося дев'ять супутників, що є достатнім для проведення вимірювань.

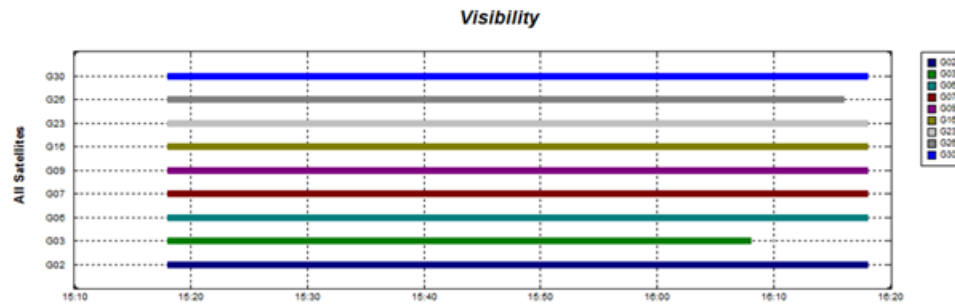


Рисунок 3.20 – Супутники в зоні прямої видимості приймача

Розташування супутників щодо приймача наведено на рис. 3.21. Аналізуючи розташування супутників, можна зробити висновок, що у східній частині небосхилу під час проведення вимірювань перебували чотири супутники з дев'яти, розташування яких показано на рис. 3.22. Як видно, кількість супутників є мінімально можливою, а їхнє просторове розташування призведе до погіршення геометричного фактору, зміна якого для зазначеної кількості супутників наведена на рис. 3.23. На інтервалі вимірювань значення GDOP для цього випадку становило 7,5, що майже вчетверо більше, ніж на відкритій місцевості. При цьому математичне очікування вибірки вимірювань довготи та широти розташування трекера склали $m_L = 28,642529^\circ$, $m_B = 50,245753^\circ$.

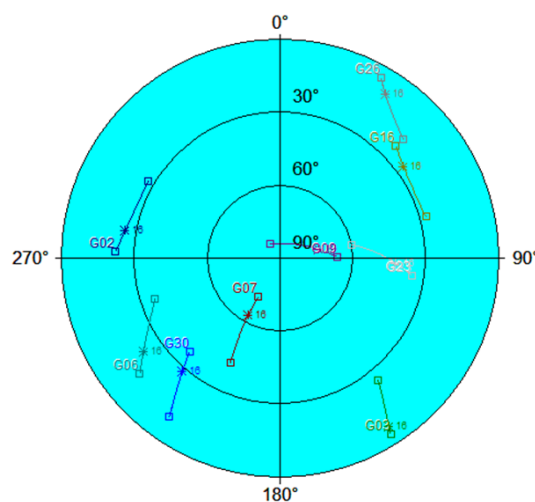


Рисунок 3.21 – Зміна розташування супутників над GPS-трекером

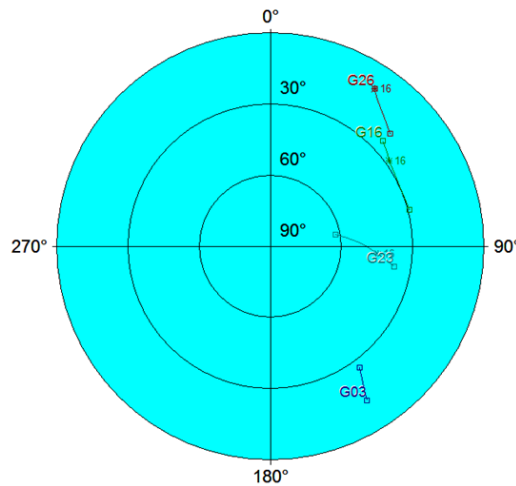


Рисунок 3.22 – Розташування супутників GPS у східній частині небосхилу

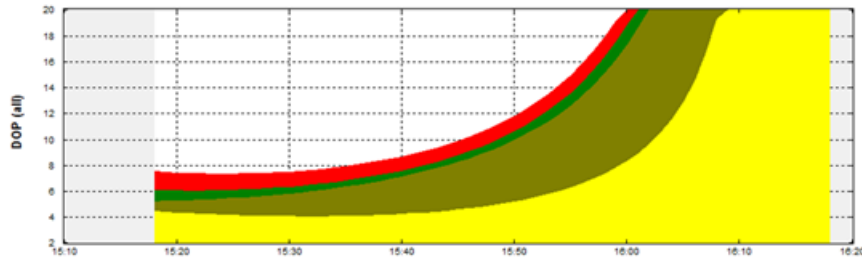


Рисунок 3.23 – Зміна геометричного фактора для чотирьох супутників

Максимальне відхилення розташування GPS-трекера щодо справжнього значення $\Delta_R = 454\text{ м}$, що відповідає максимальним значенням похибки позиціонування приймача $\Delta L_{\max} = 0,00391817^\circ$ і $\Delta B_{\max} = 0,00115442^\circ$.

Таким чином, наявність пагорбів у безпосередній близькості від антени GPS-трекера, не дозволяє прийняти радіонавігаційні сигнали від ряду супутників, що знаходяться в зоні прямої видимості. Це призводить до погіршення точності розташування GPS-трекера.

За результатами статистичної обробки масиву отриманих вимірювань розташування GPS-трекера, оцінку впливу помилок прив'язки РЛС на точність побудови траєкторії руху цілі необхідно провести для значень абсолютної помилки визначення його розташування, що змінюється в межах $\Delta B_{\text{РЛС}} = 0,000805006, \dots, 0,00115442^\circ$ і $\Delta L_{\text{РЛС}} = 0,000463699^\circ, \dots, 0,00391817^\circ$.

При проведенні практичних вимірювань розташування РЛС на місцевості за сигналами навігаційних супутників для отримання прийнятних

результатів розташування РЛС необхідно контролювати доступність навігаційних супутників сузір'я, за сигналами яких здійснюється прив'язка РЛС на місцевості.

3.3 Статистична оцінка точності побудови траєкторії руху цілі

Оцінку можливого зміщення траєкторії руху цілі проводитимемо для значень абсолютної помилки прив'язки РЛС, яка змінюється в межах $\Delta B_{РЛС} = 0,000805006, ..., 0,00115442$ і $\Delta L_{РЛС} = 0,000463699, ..., 0,00391817^\circ$.

Згідно з розробленою раніше методикою, для визначення можливого зміщення траєкторії руху цілі через помилки прив'язки РЛС, необхідно змістити положення РЛС на місцевості щодо справжнього значення в межах зміни абсолютної помилки позиціонування РЛС від мінімального до максимального значень. При цьому, як було визначено раніше, мінімальне значення абсолютної помилки щодо широти $dB_{\min} = 0,000805006^\circ$, а по довготі $dL_{\min} = 0,000463699^\circ$. А максимальне значення абсолютної помилки по широті становить $dB_{\max} = 0,00115442^\circ$ і по довготі $dL_{\max} = 0,00391817^\circ$. Тоді, з урахуванням мінімального значення абсолютної помилки, положення РЛС на території географічної системи координат визначатиметься такими значеннями широти і довготи:

$$B_{\min} = 50,56767501^\circ;$$

$$L_{\min} = 58,9659237^\circ$$

У свою чергу, для максимального значення абсолютної помилки положення РЛС на місцевості визначається координатами:

$$B_{\max} = 50,56802442^\circ;$$

$$L_{\max} = 58,96937817^\circ.$$

Нові координати положення РЛС у ГЦСК мають такі мінімальні значення:

$$X_{1min} = 2085,92655 \text{ км};$$

$$Y_{1min} = 3467,474644 \text{ км};$$

$$Z_{1min} = 4920,891283 \text{ км}$$

і максимальні значення:

$$X_{1max} = 2085,702018 \text{ км}$$

$$Y_{1max} = 3467,574685 \text{ км}$$

$$Z_{1max} = 4920,915961 \text{ км.}$$

Маючи координати помилкового положення РЛС, перерахуємо справжню траєкторію руху мети з МПСК у географічну систему координат, використовуючи вирази (2.7) і (2.8).

За наявності раніше визначеної істинної траєкторії руху цілі розрахуємо різницю по широті і довготі між істинною траєкторією і перерахованою з урахуванням помилок прив'язки РЛС. Результати розрахунків помилок $L_{max}, L_{min}, B_{max}, B_{min}$ для кожного моменту проведення РЛВ наведено у табл.3.2.

Таблиця 3.2 – Результати розрахунків кожного моменту проведення РЛВ

Т	L_{max} , град	L_{min} , град	B_{max} , град	B_{min} , град
1	0,00388988	0,00043292	0,00121739	0,000811433
2	0,00389675	0,00043711	0,00120957	0,000810595
3	0,00390259	0,00044115	0,00120179	0,00080975
4	0,00390863	0,0004451	0,00119427	0,000808923
5	0,00391555	0,00044931	0,00118635	0,000808038
6	0,00392216	0,00045327	0,00117893	0,000807199
7	0,00392908	0,00045742	0,00117111	0,000806304
8	0,00393566	0,0004617	0,00116288	0,000805351
9	0,00394147	0,00046579	0,00115487	0,000804413
10	0,00394716	0,00046988	0,00114681	0,000803454
11	0,00395405	0,00047444	0,00113795	0,000802386
12	0,00395957	0,00047849	0,00112988	0,000801402
13	0,00396559	0,00048221	0,00112271	0,000800518

14	0,00397109	0,00048606	0,00111508	0,000799567
15	0,00397643	0,00049055	0,00110586	0,000798407
16	0,00398049	0,00049412	0,00109847	0,000797468
17	0,00398587	0,00049813	0,00109036	0,000796424
18	0,00398804	0,00050169	0,0010824	0,000795393
19	0,00399576	0,000506	0,00107422	0,000794314
20	0,00400111	0,00051014	0,00106573	0,000793187

Після цього знаходимо лінійне відхилення положення цілі щодо істинного для кожного моменту проведення РЛВ за формулою:

$$\Delta R = \sqrt{\Delta L^2 + \Delta B^2} * R_3 / 57,3,$$

де R_3 – радіус Землі.

Значення лінійного відхилення положення цілі щодо істинного кожного моменту проведення РЛВ наведено в табл.3.3.

Таблиця 3.3 – Результати розрахунків для кожного моменту проведення РЛВ

Т	$\Delta R_{min}, \text{км}$	$\Delta R_{max}, \text{км}$
1	0,10225815	0,45318915
2	0,10239614	0,45365936
3	0,10252782	0,45402426
4	0,1026578	0,45442218
5	0,10279854	0,45490075
6	0,10293157	0,45536691
7	0,10307186	0,45585445
8	0,10321575	0,45629506
9	0,10335232	0,45666392
10	0,10348891	0,45701986
11	0,10364329	0,45748279
12	0,10377938	0,45782454

13	0,10390797	0,45825085
14	0,10403932	0,45860981
15	0,10418958	0,45890498
16	0,10430867	0,45912124
17	0,10444603	0,45945916
18	0,10455941	0,45945863
19	0,10471453	0,4600503
20	0,10485725	0,46038148

Для наочності дані табл. 3.3 наведено на рис. 3.24-3.25. Аналіз наведених графіків показує, що те саме значення помилки прив'язки РЛС на місцевості впливає на значення відхилення виміряної траєкторії руху цілі від її істинного значення у географічній системі координат.

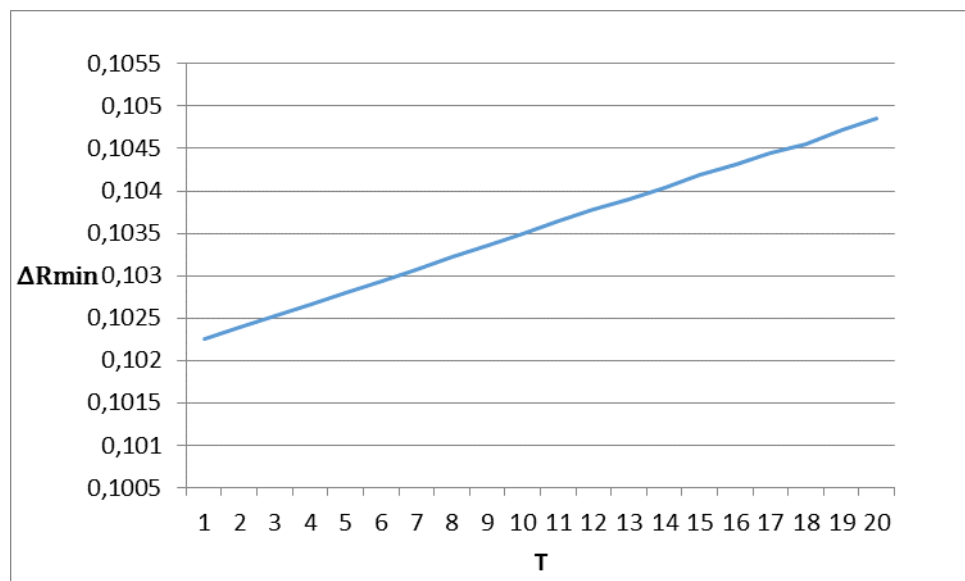


Рисунок 3.24 – Відхилення траєкторії щодо справжнього положення за дальністю $\Delta R_{\min}$

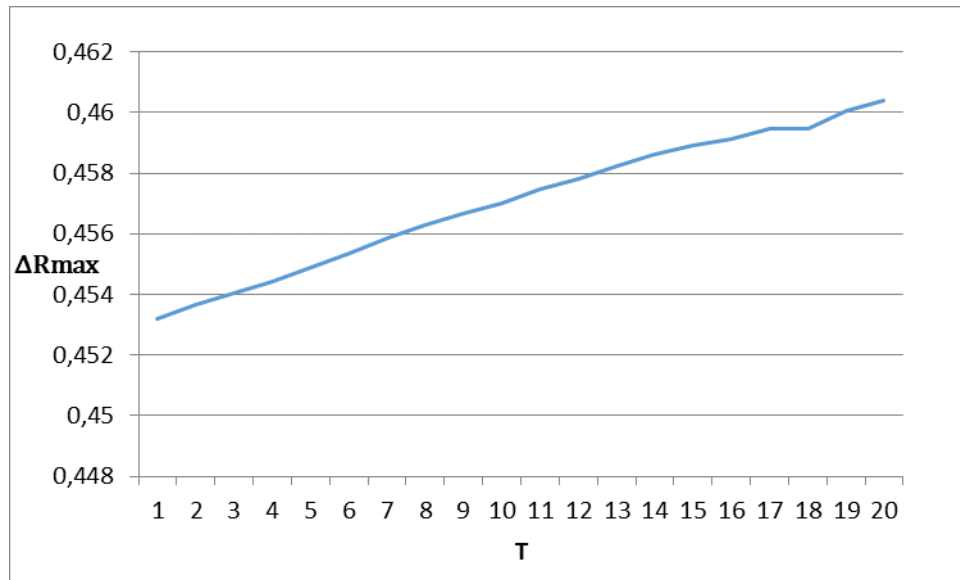


Рисунок 3.25 – Відхилення траєкторії щодо справжнього положення за дальністю ΔR_{max}

Проведемо статистичний аналіз вибірки із 20 вимірювань лінійного максимального відхилення положення цілі, наведених у табл. 3.3. Визначимо математичне очікування та дисперсію вибірки вимірювань лінійного максимального відхилення положення цілі ΔR_{max} [16]:

$$m_R = \frac{1}{20} \sum_{i=1}^{20} \Delta R_i = 0,457 \text{ км};$$

$$S_R^2 = \frac{1}{19} \sum_{i=1}^{20} (\Delta R_i - m_R)^2 = 0,0102 \text{ кв.км.}$$

Далі, використовуючи розподіл Стюдента, визначимо довірчий інтервал оцінки середнього значення лінійного відхилення положення цілі з довірчою ймовірністю $1 - \alpha$ [16]:

$$\Delta R = m_R \pm t_{\alpha, \nu} \frac{S_R}{\sqrt{20}};$$

При довірчій ймовірності 0,95 та кількості ступенів свободи $\nu = 19$ квантиль розподілу Стюдента $t_{\alpha, \nu} = 2,093$ [16]. Тоді довірчий інтервал оцінки середнього значення лінійного відхилення положення цілі:

$$410 \text{ м} \leq m_R \leq 504 \text{ м};$$

Таким чином, за результатами практично проведеного вимірювання розташування приймача GPS було визначено можливі значення помилок

прив'язки РЛС на місцевості з використанням супутникових геоінформаційних технологій. Побудова моделі істинного руху цілі дозволила оцінити вплив помилок прив'язки РЛС на місцевості на помилки побудови траєкторії руху цілі. Одне й те значення помилки прив'язки РЛС на місцевості впливає на значення відхилення виміряної траєкторії руху цілі від її істинного значення у географічній системі координат. Для отриманих відхилень розташування РЛС на місцевості за результатами практично проведених навігаційних вимірювань, максимальне значення лінійного відхилення положення цілі від реальної траєкторії не перевищило 504 м з вірогідністю 0,95.

ВИСНОВКИ

На етапі розвитку радіолокаційної техніки більшість РЛС виконуються у вигляді мобільних комплексів. Тому важливим чинником, що впливає на якість розв'язуваних завдань, є складність забезпечення точної прив'язки РЛС на місцевості в обмежений час, що зумовлює необхідність використання СРНС. При використанні СРНС мають місце помилки визначення розташування РЛС на місцевості, що безпосередньо впливає на точність побудови траєкторії руху цілі за результатами РЛВ.

У кваліфікаційній роботі вирішується актуальне завдання, пов'язане з дослідженням впливу помилок можливої прив'язки РЛС на місцевості, з використанням супутникових геоінформаційних технологій на точність побудови траєкторії руху цілі за результатами РЛВ.

Розроблено методику, яка дозволила оцінити статистичні характеристики випадкової помилки побудови траєкторії руху цілі за даними вимірювань РЛС, положення якої визначено з деякою помилкою щодо широти та довготи, з використанням супутникових геоінформаційних технологій.

Наукова новизна запропонованої методики у тому, що межі зміни значень помилок прив'язки РЛС на місцевості були отримані результати статистичної обробки практичних вимірювань положення РЛС за допомогою геоінформаційних технологій на базі навігаційної системи GPS.

За результатами статистичної обробки масиву вимірювань розташування GPS-трекера було встановлено, що максимальне відхилення розташування РЛС щодо справжнього значення становило 454 м. При цьому максимальне значення лінійного відхилення положення цілі від реальної траєкторії не перевищило 504 м з вірогідністю 0,95.

При проведенні практичних вимірювань розташування РЛС на місцевості за сигналами навігаційних супутників для отримання прийнятних результатів розташування РЛС необхідно контролювати доступність

навігаційних супутників сузір'я, за сигналами яких здійснюється прив'язка РЛС на місцевості.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Радіоелектронні системи : навч. посіб. для вузів / П. Ю. Баранов, В. П. Лавриненко, О. М. Мелешкевич, В. С. Дмитренко. – Одеса, 2012. – 232 с.: іл.
2. Свид І. В. Обробка радіолокаційної інформації систем спостереження повітряного простору: монографія. / І. В. Свид. – Дніпро : ЛПРА ЛТД, 2022. – 224 с
3. Радіотехнічні системи (Основи проектування. Частина 1) : навч. посіб. / В. М. Кичак, А. Ю. Воловик, М. А. Шутило, О. П. Червак. – Вінниця : ВНТУ, 2018. – 122 с.
4. Бабак В. П., Конін В. В., Харченко В. П. Б12 Супутникова радіонавігація. – К.: Техніка, 2004. – 328 с.
5. Супутникові радіонавігаційні системи : навч. посібник / І.В. Корнієнко, В.І. Богом'я, О.І. Терещук, С.П. Корнієнко. – Чернігів : Черніг. нац. технол. ун-т, 2014. – 280 с.
6. Чмельов В.О., Катін П.Ю. Радіолокаційні системи : навч. посібник / Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2023. – 316 с.
7. Бондаренко Б.Ф. Теорія радіолокаційних систем (видання друге): підручник / Б.Ф. Бондаренко, В.В. Вишнівський, В.П. Долгушин та ін.; за заг. ред. С.В. Ленкова. – К. Видавничо-поліграфічний центр «Київський університет», 2011. – 383с.
8. Теорія радіолокаційних та радіонавігаційних систем : навч. посіб. для студ. внз за напрямком «Радіотехніка» / Я. І. Лепіх. – Одеса : Екологія, 2008. – 224 с.
9. Концепція створення та експлуатації системи координатно-часового і навігаційного забезпечення України з застосуванням глобальних навігаційних супутникових систем на період 2006–2011 роки.
10. Parkinson B.W., Spilker Jr. J. Global Positioning System: Theory and Application. – Washington – American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 1996, – V.1. – 793 p.

11. GPS-трекер ТК-102В [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://prom.ua/Treker-tk-102.html>
12. GNSS Planning Online – Trimble [Електронний ресурс]. – Режим доступу: www.trimble.com/GNSSPlanningOnline/#/Settings.
13. Глебов, Г. В. Навігаційні системи. – К.: Вища школа, 2009. – 312с.
14. Чмельов В.О. Радіолокаційні системи Навчальний посібник. Лабораторний практикум / В.О. Чмельов, П.Ю. Катін. – Київ : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2023. – 213 с.
15. Пиза Д.М. Проектування радіолокаційних систем / Д.М. Пиза, Д.С. Семенов, Т.І. Бугрова. – Запоріжжя : ЗНТУ, 2017.
16. Фриз С.П. Теорія і техніка радіолокації та радіонавігації: навч. посібник / С.П. Фриз, О.В. Андреев, О.Р. Рихальский, О.Ф. Дубина – Житомир: Державний університет «Житомирська політехніка», 2020. – 180 с.