

УДК 621.396.946; 629.783:527  
УКПП  
№ держреєстрації 0117U002530  
Інв. № \_\_\_\_\_

Міністерство освіти і науки України  
Харківський національний університет радіоелектроніки  
пр. Науки, 14, м. Харків, 61166  
тел. (057) 702 10 16, факс (057) 702 10 13

«ЗАТВЕРДЖУЮ»

Проректор  
з наукової роботи ХНУРЕ,  
к.ф.-м.н.  
\_\_\_\_\_ М.В. Неофітний  
« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 р.

ЗВІТ  
ПРО НАУКОВО-ДОСЛІДНУ РОБОТУ

РОЗРОБКА НОВОЇ КОНЦЕПЦІЇ ТА ШЛЯХІВ СТВОРЕННЯ  
ВИСОКОТОЧНОЇ СИСТЕМИ ТРАЄКТОРНИХ ВИМІРЮВАНЬ ПАРАМЕТРІВ  
РУХУ ВИСОКОДИНАМІЧНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

(остаточний)

Науковий керівник НДР, к.т.н., с.н.с. \_\_\_\_\_ О.О. Жаліло

2018

Рукопис закінчено «12» грудня 2018 р.

Результати роботи розглянуто Науково-технічною радою ХНУРЕ МОН  
України, протокол від «17» грудня 2018 р. №7/2-11

## СПИСОК АВТОРІВ

Науковий керівник НДР,  
провідний науковий співробітник  
НДЦ ПРЕСТ ХНУРЕ, к.т.н., с.н.с.

Відповідальний виконавець,  
Старший науковий співробітник  
НДЦ ПРЕСТ ХНУРЕ

Виконавці:  
Керівник НДЦ ПРЕСТ  
ХНУРЕ, завідувач проблемної  
науково-дослідної лабораторії,  
к.т.н., с.н.с.

Науковий співробітник НДЦ  
ПРЕСТ ХНУРЕ

Провідний науковий  
співробітник НДЦ ПРЕСТ  
ХНУРЕ, к.т.н.  
(за сумісництвом)

Аспірант кафедри КРІСТЗІ,  
старший науковий  
співробітник НДЦ ПРЕСТ  
ХНУРЕ (за сумісництвом)

О.О. Жаліло  
(Визначення напрямків та методів  
досліджень, розділи 1–9, додатки,  
участь у проведенні експериментів,  
аналіз результатів, вступ, висновки)

О.В. Катюшина  
(Розділи 5, 7, 8, додатки,  
координація робіт виконавців,  
розробка й узгодження техніко-  
економічної документації та  
технічного завдання до договору,  
підготовка та випуск звітної  
техніко-економічної документації)

О.І. Дохов  
(Розділи 1, 5, 6, додатки, аналіз  
результатів, висновки)

О.О. Лук'янова  
(Розділи 6, 8)

О.М. Васильєва  
(Розділи 2, 4)

О.І. Яковченко  
(Розділи 3, 5, 8, 9, розробка та  
проведення тестових випробувань  
макету ПМЗ БФСТВ в системі  
програмування MatLab)

## РЕФЕРАТ

Звіт про виконання НДР включає: 260 стор., 82 рис., 14 табл., 46 посилань, два додатка на 53 стор.

Метою НДР є вирішення теоретичних і практичних питань розробки сучасної конкурентоспроможної у порівнянні з кращими світовими аналогами багатопозиційної фазової системи траєкторних вимірювань (БФСТВ) і технологій високоточного визначення параметрів руху приземних високодинамічних літальних апаратів (ВДЛА) для відпрацювання їх автономних систем управління та космічних апаратів (КА) для здійснення їх навігації та управління.

В ході науково-дослідної роботи вирішені наступні задачі.

1. Запропоновано нову концепцію побудови і функціонування системи траєкторних вимірювань, що базується на спільному використанні методів побудови полігонних вимірювальних систем типу ВЕГА (СРСР), AZUSA, MISTRAM (США), а також сигналів і технологій глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС). Представлені результати аналізу науково-технічного рівня системи, що розробляється.

2. Визначені структура і функціональне призначення складових наземного і бортового сегментів БФСТВ. Система розробляється в наземному і морському виконанні для забезпечення високоточних траєкторних вимірювань при проведенні полігонних випробувань ВДЛА. Відповідна модифікація системи дозволить виконувати траєкторні вимірювання і здійснювати навігацію КА при їх виведенні і русі на орбітах з висотами до 36 тис. км.

3. Розроблена математична модель спостережень БФСТВ, включаючи уточнену модель похибок. Виконана апріорна оцінка точності траєкторних визначень. Оціночні значення СКП визначення параметрів руху приземних ВДЛА знаходяться в межах **0,05÷0,40 м** по координатам і **0,5÷1,6 см/с** по СВШ. Оціночні значення середньоквадратичних похибок (СКП) визначення параметрів руху КА на висотах від 0,5 тис. км до 36 тис. км знаходяться в межах: **0,20÷1,2 м** по координатам та **2÷18 см/с** по складовим вектора швидкості (СВШ).

4. Запропоновано метод синхронізації шкал часу (ШЧ) рознесених у просторі наземних вимірювальних пунктів БФСТВ з субнаносекундною точністю без використання спеціальних додаткових систем синхронізації.

5. Представлені результати опрацювання структури програмно-математичного забезпечення (ПМЗ) БФСТВ для спільної обробки спостережень

параметрів сигналів від контрольованих об'єктів і сигналів глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС).

6. Запропоновано спосіб реалізації контролю точності й калібрування системи, який передбачає використання безпілотного літального апарата, а також апаратно-програмних засобів високоточного кінематичного ГНСС-позиціонування.

7. Запропонований та експериментально відпрацьований метод уточнення/калібрування тропосферних моделей затримок сигналів БФСТВ (для траєкторних визначень об'єктів, що рухаються всередині шару тропосфери) з використанням високоточних оцінок zenітних тропосферних затримок сигналів ГНСС GPS.

8. Створена окрема математична модель спостережень БФСТВ для підтвердження її працездатності і точності траєкторних визначень з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референцних станцій України. Створений прототип програмно-математичного забезпечення (ПМЗ), проведені його випробування. Дослідження показали можливість досягнення наступної точності траєкторних визначень середньоорбітальних КА:

– у далекомірно-інтерферометричному (запитному) режимі функціонування системи СКП визначення координат лежать в межах **0,16÷0,45 м**; а значення СКП СВШ КА – в межах **0,7÷1,0 см/с**;

– в інтерферометричному (беззапитному) режимі функціонування системи значення СКП визначення поточних координат супутників лежать в межах **21÷50 м**.

Отримані експериментальні результати цілком підтвердили правильність концепції побудови, функціонування БФСТВ, а також її працездатність. Результати апостеріорної оцінки точності траєкторних визначень координат КА близькі до апріорних оцінок точності БФСТВ.

9. Документ також містить пропозиції в проект ТТЗ на ДКР по створенню БФСТВ і пропозиції щодо складу кооперації вітчизняних організацій-співвиконавців ДКР.

**Ключові слова:** багатопозиційна фазова система траєкторних вимірювань, глобальні навігаційні супутникові системи, параметри траєкторії, високодинамічний літальний апарат, космічний апарат, бортовий і наземний сегменти системи, програмно-математичне забезпечення.

## ЗМІСТ

	<i>Стор</i>
<b>ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ ТА ВИЗНАЧЕНЬ</b>	<b>9</b>
<b>ВСТУП</b> .....	<b>12</b>
<b>1 КОНЦЕПЦІЯ ПОБУДОВИ І ФУНКЦІОНУВАННЯ БАГАТОПОЗИЦІЙНОЇ ФАЗОВОЇ СИСТЕМИ ТРАЄКТОРНИХ ВИМІРЮВАНЬ</b> .....	<b>18</b>
1.1 Концепція побудови і функціонування БФСТВ. Складові наземного і бортового сегментів системи .....	18
1.2 Задачі і функції БФСТВ для визначення параметрів руху високодинамічних літальних апаратів і перспективних космічних апаратів .....	27
1.3 Порівняльний аналіз науково-технічного рівня БФСТВ та кращих світових зразків аналогічного призначення. ....	32
1.4 Можливі способи експериментального підтвердження досягнення заданих характеристик точності БФСТВ .....	38
<b>2 ЕНЕРГЕТИКА РАДІОЛІНІЙ БФСТВ</b> .....	<b>40</b>
2.1 Частотний план і радіосигнали БФСТВ .....	40
2.2 Енергетичні співвідношення у радіолініях БФСТВ. ....	42
<b>3 НАЗЕМНЕ ОБЛАДНАННЯ БФСТВ</b> .....	<b>50</b>
3.1 Основні технічні вимоги до складу та функціонування вимірювальних приймальних пунктів БФСТВ .....	51
3.2 Вимоги до реалізації приймально-передавального пункту БФСТВ ..	56
<b>4 БОРТОВА АПАРАТУРА БФСТВ</b> .....	<b>59</b>

4.1 Універсальна структурна схема бортового приймача, що встановлюється на контрольовані об'єкти. Функціонування бортової апаратури в запитному і беззапитному режимах . . . . .	60
4.2 Особливості реалізації бортового обладнання ВДЛА (проведення «приземних» полігонних траєкторних вимірювань) і бортового обладнання КА (космічні програми) . . . . .	66
4.3 Бортові антени контрольованих об'єктів . . . . .	73
<b>5 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СПОСТЕРЕЖЕНЬ СИСТЕМИ, МОДЕЛЬ ПОХИБОК СПОСТЕРЕЖЕНЬ ТА АПРІОРНА ОЦІНКА ТОЧНОСТІ ТРАЄКТОРНИХ ВИЗНАЧЕНЬ . . . . .</b>	<b>75</b>
5.1 Математична модель спостережень системи. Джерела та оцінки похибок спостережень . . . . .	75
5.2 Алгоритми апріорної оцінки точності (математичного моделювання) траєкторних визначень для різних варіантів побудови і функціонування системи . . . . .	97
5.3 Апріорна оцінка точності визначення параметрів траєкторій високодинамічних літальних апаратів різних типів . . . . .	104
5.4 Апріорна оцінка точності визначення параметрів траєкторій космічних апаратів, що рухаються на низьких (LEO), середніх (MEO) і високих (GEO) навколоземних орбітах . . . . .	117
5.5 Порівняння результатів оцінки досяжної точності системи з заданими попередніми вимогами і з характеристиками по точності кращих світових зразків для вирішення завдань траєкторних визначень КА . . . . .	133

<b>6 МЕТОДИ І ЗАСОБИ КОНТРОЛЮ ТОЧНОСТІ ТА КАЛІБРУВАННЯ ВИМІРЮВАЛЬНИХ ТРАКТІВ БОРТОВОЇ І НАЗЕМНОЇ АПАРАТУРИ БФСТВ.....</b>	<b>141</b>
<b>7 МЕТОДИ ОЦІНКИ І КОРЕГУВАННЯ ТРОПОСФЕРНИХ ТА ІОНОСФЕРНИХ ЗАТРИМОК РАДІОСИГНАЛІВ, ЩО ПРИЙМАЮТЬСЯ СИСТЕМОЮ .....</b>	<b>149</b>
7.1 Опис моделі тропосфери. Постановка задачі .....	151
7.2 Визначення верхньої межі тропосфери .....	154
7.3 Спосіб калібрування/уточнення біекспоненціальної моделі .....	155
7.4 Результати оцінки ефективності способу калібрування/уточнення тропосферної моделі .....	157
<b>8 РОЗРОБКА СТРУКТУРИ І ВИЗНАЧЕННЯ ФУНКЦІЙ ПРОГРАМНО-МАТЕМАТИЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ОБРОБКИ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ ІНФОРМАЦІЇ БФСТВ.....</b>	<b>172</b>
8.1 Завдання і функції програмно-математичного забезпечення сумісної обробки спостережень параметрів сигналів від контрольованих об'єктів і сигналів ГНСС. Структура ПМЗ .....	172
8.2 Особливості ПМЗ для обробки спостережень контрольованих об'єктів (ВДЛА або КА) при наземному і морському варіантах реалізації БФСТВ	181
8.3 Експериментальний програмний комплекс «ОСТАВА» – основа для розробки ПМЗ БФСТВ .....	183
8.4 Пропозиції по складу робіт в рамках ДКР в частині створення ПМЗ обробки вимірювальної інформації БФСТВ .....	187
8.5. Попередній поетапний план розробки комплексу ПМЗ обробки	

спостережень БФСТВ .....	188
<b>9 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СПОСТЕРЕЖЕНЬ БФСТВ ДЛЯ ПІДТВЕРДЖЕННЯ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ СИСТЕМИ. РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ПІДТВЕРДЖЕННЯ ТОЧНОСТІ БФСТВ З ВИКОРИСТАННЯМ GPS-ВИМІРЮВАНЬ ПЕРМАНЕНТНИХ РЕФЕРЕНЦНИХ СТАНЦІЙ УКРАЇНИ .....</b>	<b>192</b>
9.1 Постановка задачі .....	192
9.2 Математична модель двочастотних спостережень БФСТВ, адаптована для проведення запланованого експерименту. Алгоритми обробки спостережень КА і GPS-спостережень вимірювальних пунктів БФСТВ, визначення параметрів траєкторій КА .....	195
9.3 Апріорна оцінка точності визначення координат КА (вибраного супутника GPS) .....	234
9.4 Апостеріорна оцінка точності визначення параметрів траєкторії супутника GPS PRN 23 по реальним спостереженням БФСТВ – результати експериментальних досліджень .....	242
<b>ВИСНОВКИ .....</b>	<b>251</b>
<b>ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ .....</b>	<b>254</b>
<b>ДОДАТОК 1 ПРОПОЗИЦІЇ ДО ПРОЕКТУ ТАКТИКО-ТЕХНІЧНОГО ЗАВДАННЯ НА ВИКОНАННЯ ДКР ПО СТВОРЕННЮ БФСТВ (ШИФР «ВЕГА-V») .....</b>	<b>Д1</b>
<b>ДОДАТОК 2 РЕАЛІЗАЦІЯ НДР .....</b>	<b>Д2</b>

**ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ**

<b>АОТ</b>	апріорна оцінка точності
<b>БПЛА</b>	безпілотний літальний апарат
<b>БФСТВ</b>	багатопозиційна фазова (фазометрична) система траєкторних вимірювань
<b>ВДЛА</b>	високодинамічний літальний апарат
<b>ВП</b>	вимірювальний пункт
<b>ГСК</b>	Грінвічська система координат
<b>ДКР</b>	дослідно-конструкторська робота
<b>КА</b>	космічний апарат (супутник)
<b>КО</b>	контрольований об'єкт
<b>ЛА</b>	літальний апарат
<b>ЛКВ</b>	льотно-конструкторські випробування [літальних апаратів авіаційних та ракетних комплексів]
<b>МСК</b>	місцева система координат
<b>ПЗ/ПК</b>	програмне забезпечення/програмний комплекс
<b>ПМЗ</b>	програмно-математичне забезпечення
<b>РС</b>	референцна станція
<b>РФН</b>	розрізнення фазової неоднозначності
<b>СВШ</b>	складові вектору швидкості
<b>СК</b>	система координат
<b>СКВ</b>	середньоквадратичне відхилення
<b>СКП</b>	середньоквадратична погрішність
<b>ССК</b>	стартова СК

<b>СФЦ</b>	середній фазовий центр [антени]
<b>ТВ</b>	траєкторні вимірювання
<b>ТЗ</b>	технічне завдання
<b>ТТЗ</b>	тактико-технічне завдання
<b>GPS</b>	Global Positioning System - глобальна система визначення місцеположення (позиціонування)
<b>GNSS (ГНСС)</b>	Global Navigation Satellite System, глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС) – GPS(US), ГЛОНАСС(РФ), GALILEO(EU), Beidou (China)
<b>IGS</b>	International GNSS Service (міжнародна організація надання послуг (GNSS-інформації)
<b>PPP</b>	Precise Point Positioning – технологія точного автономного (недиференціального) позиціонування, яка базується на використанні, головним чином, фазових ГНСС-спостережень

### **Використані терміни та визначення**

Під терміном **«параметри траєкторії»** контрольованого об'єкта (КО) будемо розуміти сукупність трьох координат (місця розташування) і трьох складових вектора швидкості (СВШ) певної заздалегідь визначеної точки фізичного тіла КО в заданій прямокутній системі координат, які змінюються в часі та віднесені до рівнодіскретних часових відліків (epoch) заданої шкали часу. Параметри траєкторії КО (зазвичай це сім параметрів, включаючи час/епоху) при необхідності можуть включати і більш високі похідні за часом координат, СВШ. У цьому проекті будемо використовувати й інший термін – **«параметри руху»** КО, еквівалентний терміну **«параметри траєкторії»**.

Під заздалегідь визначеною точкою фізичного тіла КО при радіотехнічних вимірюваннях зазвичай розуміється середній фазовий центр (або центр випромінювання) бортової випромінюючої (приймально-передавальної) антени КО. Положення фізичної точки середнього фазового центру антени КО визначається з використанням спеціальних методик і засобів юстування.

Під терміном **«траєкторні вимірювання»** будемо розуміти процес вимірювання і реєстрації прийнятих від КО параметрів навігаційних (або радіолокаційних) радіосигналів (ретрансльованих КО або відбитих від нього) – затримок, доплеровських зсувів несучих частот, фазових затримок, амплітуд. При цьому зазначені параметри сигналів перетворюються в їх геометричні аналоги – відстані/псевдовідстані, радіальні швидкості/псевдошвидкості, різниці фазових відстаней/псевдовідстаней та/або їх можливі лінійні комбінації в разі проведення багатопозиційних вимірювань або вимірювань на кількох несучих частотах. Параметри з приставкою «псевдо» належать до беззапитних вимірювальних систем, таких як GPS/ГНСС – см. спеціальну літературу по даному питанню.

Під терміном **«траєкторні визначення»**, на відміну від терміна **«траєкторні вимірювання»**

будемо розуміти процес розв'язання оберненої задачі – оцінки параметрів траєкторій (або параметрів руху КО) за результатами траєкторних вимірювань, тобто за результатами вимірювань параметрів радіосигналів, що приймаються від КО вимірювальними пунктами (ВП) системи.

Термін **«система траєкторних вимірювань»** (або інший більш поширений варіант – **«система зовнішньотраєкторних вимірювань»**) є традиційним, але не точним, тому що безпосередньо «виміряти» траєкторію КО радіотехнічними (або оптичними) засобами неможливо. Проте, тут будемо вважати, що **системи траєкторних вимірювань** мають включати не тільки радіотехнічну «вимірювальну» частину, але також і способи і засоби збору і обробки вимірювань з метою отримання кінцевого продукту – оцінок параметрів траєкторій/параметрів руху КО.

Важливо розрізняти два основні режими оцінювання параметрів траєкторій/параметрів руху КО. Це **режим післясеансної (камеральної) обробки**, який реалізується після того, як вимірювання проведені і їх результати зареєстровані, і **режим обробки** вимірювань, який здійснюється **в реальному часі**.

Багато що залежить від того, де і коли потрібні результати траєкторних визначень (визначень параметрів руху КО). У разі полігонних (ПВ) або льотно-конструкторських випробувань (ЛКВ), як правило, результати оцінки параметрів траєкторій КО потрібні не на його борту, а в центрі обробки і аналізу для порівняння з результатами вимірювань бортових автономних систем навігації і керування КО. У цьому випадку досить реалізувати найбільш точний і надійний післясеансний режим обробки результатів траєкторних вимірювань. Якщо результати оцінки параметрів траєкторій КО потрібні і на борту КО для цілей керування його рухом (наприклад, в разі керування рухом космічних апаратів), то система траєкторних вимірювань повинна виконувати траєкторні визначення і в реальному часі, а результати визначень передавати на борт КО теж в реальному часі.

**ГНСС-технології точного позиціонування** – це сукупність методів і засобів отримання координат статичних або рухомих об'єктів з сантиметровою точністю з використанням сигналів глобальних навігаційних супутникових систем і допоміжної інформації (або корекцій) від наземних мереж референцних ГНСС-станцій, координати яких визначені раніше з міліметровою/сантиметровою точністю.

Для досягнення зазначеної точності позиціонування використовують фазові вимірювання на несучих ГНСС-сигналів і два методи координатних визначень – диференційний і PPP (Precise Point Positioning). У разі диференціального методу використовують одночасні вимірювання приймача споживача і однієї або більше референцних/базових станцій. Метод PPP є автономним (спостереження референцних станцій для точного позиціонування не використовуються), однак для його реалізації використовується точна ефемеридно-часова інформація та інша інформація про параметри руху (ефемериди), поведінку годинників та про інструментальні затримки сигналів ГНСС-супутників.

Реалізація точного позиціонування здійснюється в режимах постобробки і в реальному часі (так званий режим RTK – Real Time Kinematic). Розрізняються вони точністю отриманих вимірювань і часом, витраченим на їх отримання. Режим постобробки (пост-процесінг, апостеріорна обробка даних), дозволяє досягти найвищої точності (в субсантиметрових межах), але вимагає значного часу на збір і обробку даних. Режим RTK дозволяє отримувати поправки в реальному часі, з точністю (СКП) порядку  $\sim 1\text{--}2$  см в плані та  $\sim 2\text{--}5$  см по висоті.

## ВСТУП

Аналіз відкритих джерел інформації свідчить про те, що за кордоном проводилися і проводяться активні роботи з пошуку нових технологій, способів і засобів високоточного позиціонування, визначення параметрів руху високодинамічних літальних апаратів (ВДЛА), включаючи об'єкти озброєнь і військової техніки, засоби виведення і навігації / управління космічних апаратів (КА) на заданих навколоземних орбітах. Зокрема, існує й особлива сфера – сфера траєкторних вимірювань для проведення льотних випробувань і відпрацювання автономних (інерційних та ін.) систем управління ВДЛА спеціального призначення. Радіотехнічні і оптичні траєкторні системи входять до складу полігонних вимірювальних комплексів, в інфраструктури космічних комплексів і є засобами високоточного координатно-часового, навігаційного і балістичного забезпечення для вирішення зазначених задач.

Історія створення і розвитку високоточних радіотехнічних систем траєкторних вимірювань полігонних вимірювальних комплексів виходить від таких складних (і вельми дорогих) багатопараметричних систем, як AZUSA, MISTRAM (США), ВЕГА-Н(К) (СРСР) [1-6]. Система ВЕГА та її модифікації функціонували з кінця 60-х років минулого століття приблизно до 2006 р. з прогнозом можливості функціонування до 2010 р. [6], після чого вони були виведені з експлуатації.

Однак, в США з кінця 1970-х років на зміну дорогим і складним системам (типу AZUSA, MISTRAM) починаються розробки більш дешевих і мобільних траєкторних систем, заснованих на супутникових навігаційних технологіях, що використовують сигнали GPS. Так, для цілей відпрацювання систем управління міжконтинентальних балістичних ракет морського базування Trident I і Trident II вводиться в дію однопунктна корабельна система SATRACK, що використовує ретрансльовані з борта об'єкта одно- і двочастотні сигнали GPS, та модифікації цієї системи [7–11]. На даний момент у відкритих джерелах немає інформації (після 1998 р.) про подальший розвиток сімейства систем типу SATRACK.

Безпосереднє застосування технологій позиціонування з використанням сигналів глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС) та розміщенням відповідних засобів (повноцінних супутникових навігаційних приймачів) на борту контрольованих об'єктів (КО) замість ретрансляції супутникових сигналів на пункт прийому (як це було реалізовано в системі SATRACK) також принципово можливо, і є безліч вказівок на використання ГНСС-приймачів на борту ракетних комплексів в складі систем керування польотом, інтегрованих із засобами інерціальної навігації, кореляційно-екстремальної навігації або астронавігації. Однак у відкритій літературі практично відсутні відомості про використання ГНСС-технологій при проведенні полігонних траєкторних вимірювань, коли параметри руху високодинамічних об'єктів (типу балістичних, оперативно-тактичних або крилатих ракет) в ході льотних випробувань визначаються за сигналами ГНСС на їх бортах з паралельною передачею результатів на наземні пункти прийому по телеметричним каналам.

У той же час, використання сигналів ГНСС на борту різних космічних апаратів і на ракетах-носіях протягом останнього десятиліття розвивалося досить інтенсивно (згідно з численними відкритими джерелами) і досягло, завдяки розвитку радіоелектроніки та інформаційних технологій, нових можливостей і характеристик, які порівнянні або навіть перевищують можливості і характеристики фазометричних дорогих систем типу ВЕГА, AZUSA, MISTRAM або систем SATRACK при меншій вартості обладнання і зменшенні інших витрат (див., наприклад, [12]).

Слід згадати і відносно новий напрям в технологіях надточного позиціонування високодинамічних об'єктів, що розвивається на Заході. Йдеться про багатопозиційну наземну систему LOCATA (Австралія, США) [13–16], яка не використовує сигнали ГНСС, але за принципом побудови і функціонування відповідає виразу «GPS навпаки». Найбільш яскрава демонстрація можливостей системи LOCATA була здійснена на полігоні White Sands (США), коли була досягнута сантиметрова точність польоту тестового літака з бортовим приймачем європейської компанії Leica. Більш детальні відомості про згадані системи і технології з зіставленням їх науково-

технічного рівня стосовно до вирішення розглянутих в даному проекті завдань представлені в розділі 1.

В Україні ж, в силу ряду об'єктивних причин, технології в галузі траєкторних вимірювань ВДЛА практично не розвивалися, хоча в рамках космічних програм були виконані кілька проектів для траєкторних вимірювань низькоорбітальних КА. У теперішній же час значно зросла потреба в створенні ефективних ракетних комплексів, як керованих, так і некерованих, для яких необхідні нові високоточні засоби полігонних траєкторних вимірювань. Актуальним є й завдання вимірювань і навігації перспективних спеціалізованих КА України [17] для їх виведення і навігації практично на всіх навколоземних орбітах, включаючи області розривного навігаційного поля ГНСС на висотах, що перевищують ~2–3 тис. км [18].

Тому задача створення і дослідження перспективної вітчизняної системи і технологій точних визначень параметрів руху ВДЛА/КА, засобів їх незалежного траєкторного контролю в ході льотних випробувань, тестування на полігонах перспективних і сучасних вітчизняних авіаційних, ракетних і космічних комплексів є актуальною. Дана розробка відповідає напрямку створення в Україні сучасних точних і ефективних засобів визначення параметрів руху (параметрів траєкторій) різних об'єктів для відпрацювання систем керування, здійснення їх навігації та керування рухом.

У 2017 р ХНУРЕ в ході даної НДР розроблено аванпроект/технічну пропозицію щодо створення багатопозиційної фазової системи траєкторних вимірювань (БФСТВ) [19]. У проекті описана нова концепція побудови і функціонування високоточної системи траєкторних вимірювань.

У 2018 р. були проведені подальші більш детальні дослідження [20, 21] щодо обґрунтування та розвитку технології побудови та функціонування БФСТВ в частині визначення технічних вимог до складових частин БФСТВ, уточнення структури і функцій програмно-математичного забезпечення обробки вимірювальної інформації, розробки методу та засобів контролю точності БФСТВ.

Даний звіт по НДР є результатом систематизації підсумків роботи наукового колективу НДЦ ПРЕСТ ХНУРЕ по розробці БФСТВ, містить обґрунтування можливості реалізації системи і оцінки можливості досягнення високої точності визначення параметрів руху ВДЛА та КА.

БФСТВ (отримала умовний шифр – «Вега-V») розробляється як багатоцільова/універсальна система для проведення:

– траєкторних вимірювань (визначень параметрів траєкторій) в ході полігонних випробувань

- ◆ ракетних комплексів різного призначення;
- ◆ авіаційної техніки та засобів ураження, БПЛА – безпілотних літальних апаратів;
- ◆ зенітно-ракетного озброєння і засобів ураження до нього;
- ◆ ракетно-артилерійського озброєння;
- ◆ навігаційної апаратури;
- ◆ парашутно-десантної техніки;

– траєкторних вимірювань і навігації космічних апаратів при їх виведенні і русі на орбітах з висотами до 36 тис. км, включаючи зону розривного навігаційного поля (вище  $\sim 2 \div 3$  тис. км) глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС).

Передбачається, що для полігонних траєкторних вимірювань БФСТВ повинна розроблятися в двох варіантах виконання: наземному і морському (з використанням плавзасобів або буїв). Морський варіант побудови системи призначається для полігонних випробувань зразків озброєння і військової техніки в акваторії Чорного моря.

БФСТВ передбачає модульний принцип побудови з можливістю оптимальної реконфігурації системи під конкретні завдання для визначення параметрів руху конкретних ВДЛА/КА з можливістю швидкого розгортання і введення в експлуатацію в заданому районі. Обмін вимірювальною інформацією між елементами системи і центром збору та обробки для прецизійної координатної прив'язки і синхронізації рознесених модулів в реальному часі може здійснюватися з використанням Інтернет або інших способів і засобів.

Принциповою особливістю системи, що розробляється, є запропонована нова концепція її побудови і функціонування, що базується на спільному використанні методів побудови полігонних вимірювальних систем типу Вега (СРСР), AZUSA, MISTRAM (США), а також сигналів і технологій ГНСС, включаючи технології типу EGNOS (ЄС) – функціональних доповнень ГНСС. У звіті представлені результати порівняльного аналізу науково-технічного рівня розроблюваної системи траєкторних вимірювань і кращих світових зразків аналогічного призначення.

Нова концепція і розглянуті шляхи реалізації системи, як показали дослідження, дозволять досягти більш високої в порівнянні з аналогами точності визначень параметрів траєкторій літальних апаратів. Крім того, система розробляється для траєкторних визначень параметрів руху одночасно кількох контрольованих об'єктів. Для ідентифікації і роздільної оцінки параметрів сигналів, прийнятих від різних об'єктів, використовується кодове розділення сигналів, що дозволяє заощадити частотні ресурси і застосувати відпрацьовані технології прийому та цифрової обробки ГНСС-сигналів.

Звіт по НДР включає дев'ять розділів, висновок, два додатки і містить:

- опис концепції побудови і функціонування БФСТВ, завдань і функцій системи, що розробляється (розділ 1),
- пропозиції щодо попереднього частотного плану системи, результати розрахунку енергетики радіоліній БФСТВ (розділ 2),
- опис структури і функціонального призначення складових наземного і бортового сегментів БФСТВ (розділи 3, 4);
- результати створення математичної моделі спостережень системи, включаючи модель похибок, та результати апріорної оцінки точності траєкторних визначень (розділ 5);

– пропозиції щодо методу та засобів контролю точності БФСТВ і калібрування вимірювальних трактів бортової і наземної апаратури системи (розділ 6);

– опис нового методу оцінки та корегування тропосферних затримок радіосигналів, що приймаються системою (розділ 7);

– результати визначення структури і функцій програмно-математичного забезпечення обробки вимірювальної інформації БФСТВ (розділ 8);

– результати розробки методів, алгоритмів та прототипу програмно-математичного забезпечення обробки спостережень БФСТВ, а також результати експериментальних досліджень, що підтвердили працездатність запропонованої системи і точність траєкторних визначень з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референцних станцій України (розділ 9).

На основі проведених досліджень у Додатку 1 сформульовані основні технічні вимоги до складу та функціонування окремих підсистем і складових БФСТВ, зокрема, до наземної і бортової апаратури системи, до підсистеми керування, збору і обробки спостережень БФСТВ, до підсистеми контролю точності і калібрування аналогових трактів бортової і наземної апаратури системи, до програмно-математичного забезпечення. Запропоновано склад кооперації організацій-співвиконавців ДКР по створенню дослідного зразка БФСТВ. У Додатку 2 перелічені рішення 2017-2018 рр. щодо реалізації результатів виконання НДР по створенню багатопозиційної фазометричної системи траєкторних вимірювань (шифр «Вега-V»).

# **1 КОНЦЕПЦІЯ ПОБУДОВИ І ФУНКЦІОНУВАННЯ БАГАТОПОЗИЦІЙНОЇ ФАЗОВОЇ СИСТЕМИ ТРАЄКТОРНИХ ВИМІРЮВАНЬ**

Для вирішення завдання створення БФСТВ з максимально можливими точнісними характеристиками запропоновано нову концепцію побудови і функціонування системи траєкторних вимірювань [19, 20, 21], засновану на вимірюванні необхідної сукупності параметрів за допомогою розподіленого в просторі радіотехнічного комплексу, що складається з рухомого бортового сегмента контрольованих об'єктів (КО) і наземного сегмента, які утворюють єдину вимірювальну систему. Рухомий бортовий сегмент КО – бортовий прийомо-передавач/ретранслятор вирішує завдання прийому широкосмугових ГНСС-подібних тричастотних радіосигналів, що передаються наземним передавачем, їх перетворення і випромінення (з відомим зміщенням частот для виключення інтерференції) в дециметровому діапазоні хвиль в напрямку мережі наземних універсальних модифікованих приймачів сигналів ВДЛА і сигналів ГНСС, що утворюють багатопозиційний інтерферометр. Одна з найважливіших особливостей підходу до створення БФСТВ полягає в досягненні надійного розкриття фазової неоднозначності різниць фазових спостережень наземних приймачів сигналів високодинамічних КО і одночасно сигналів ГНСС. В такому випадку похибки оцінювання напрямних косинусів КО (аналогів вимірювань кутів – азимута і кута місця) будуть відповідати заданим характеристикам на максимальних віддаленнях КО від вимірювальних пунктів системи. Таке завдання є новим, а підхід до його вирішення базується на використанні розроблених авторами проекту нових методів і ідей, які пройшли апробацію в ході попередніх досліджень.

## **1.1 Концепція побудови і функціонування БФСТВ. Складові наземного і бортового сегментів системи**

Концепція побудови БФСТВ полягає в спільному використанні:

- 1) принципів побудови і функціонування полігонних багатопозиційних фазометричних систем типу MISTRAM, AZUSA (США), ВЕГА (СРСР);
- 2) сигналів і технологій ГНСС (модифікованих апаратних і програмно-

математичних рішень), а також технологій типу EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) – регіональних широкозонних диференціальних підсистем ГНСС. Концепцію побудови і функціонування БФСТВ визначення параметрів руху ВДЛА і КА відображає рис. 1.1. При певних розбіжностях у реалізації обидва варіанти БФСТВ (для тестування ВДЛА і для визначення траєкторій КА) базуються на одних і тих же принципах побудови і функціонування.

Система, що розробляється, включає в себе наземний сегмент і бортовий прийомо-передавач/ретранслятор ГНСС-подібних складних фазоманіпульованих сигналів на трьох рознесених (на  $\sim 70$ ,  $\sim 350$ ,  $\sim 420$  МГц) несучих частотах в дециметровому діапазоні хвиль ( $\sim 1,7$ - $2,1$  ГГц) – див. рис. 1.2 та підрозділ 2.1. Наземний сегмент включає в себе:

- а) прийомо-передавач (1) вимірюваних ГНСС-подібних сигналів (по типу EGNOS) – далекомірний тракт;
- б) бортову апаратуру (2);
- в) багатопозиційний фазовий інтерферометр (3) – рознесені багатоканальні спеціалізовані станції, які приймають і обробляють одночасно сигнали ГНСС (для високоточної координатної прив'язки фазових центрів приймальних антен і прецизійної синхронізації шкал часу приймачів) і сигнали, що ретранслюються бортовими прийомо-передавачами КО (4);
- г) підсистему збору і обробки спостережень БФСТВ (5).

Геометричними аналогами вимірюваних БФСТВ параметрів сигналів КО (поточними навігаційними параметрами) є кодові спостереження петльових псевдовідстаней (на трасах «наземний передавач – КО – станції БФСТВ»), фазові спостереження різниць псевдовідстаней (на трасах «КО – рознесені в просторі станції інтерферометра БФСТВ»), а також швидкості зміни зазначених лінійних комбінацій псевдовідстаней (за доплерівськими і фазовими спостереженнями).

Геометричними аналогами вимірюваних БФСТВ параметрів сигналів ГНСС є кодові і фазові спостереження псевдовідстаней (на трасах «ГНСС-супутники – станції БФСТВ»), а також швидкості зміни цих параметрів.

Параметрами, що сумісно оцінюються, є: параметри траєкторій КО

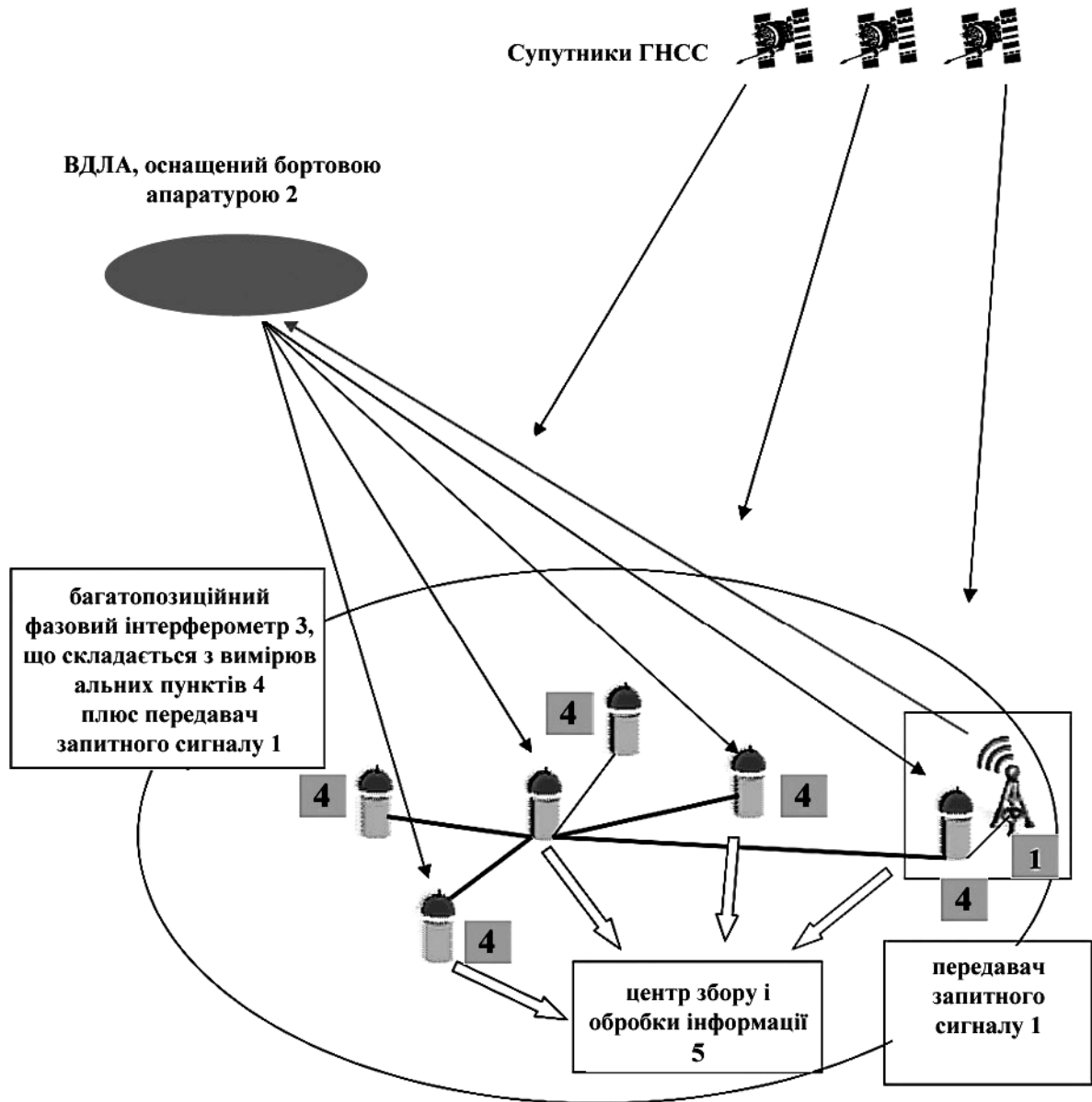


Рисунок 1.1 – Побудова БФСТВ для визначення параметрів траєкторій ВДЛА або КА

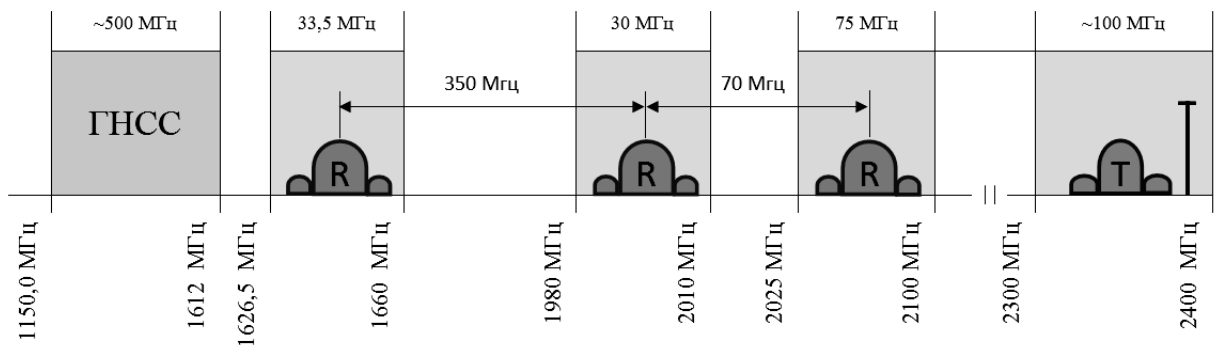


Рисунок 1.2 – Попередній частотний план\* БФСТВ

\*Частотний план БФСТВ потребує узгодження з Міжнародним Союзом Електрозв'язку і в ході узгодження план може бути перевизначений

(поточні координати і складові вектора швидкості) з їх «прив'язкою» до заданої шкали часу, поточні розбіжності шкал часу рознесених у просторі станцій БФСТВ і швидкості їх зміни, поточні координати фазових центрів приймальних антен станцій (при необхідності – наприклад, для морського варіанту реалізації БФСТВ), параметри тропосферних та іоносферних затримок сигналів на станціях БФСТВ (оцінюються по фазовим ГНСС-спостереженням), параметри фазових невизначеностей.

Основний внесок в оцінювання поточних розбіжностей шкал часу станцій БФСТВ вносять фазові ГНСС-спостереження (з похибками  $\sim 0,03$ – $0,05$  нс), і тому в першому наближенні (наприклад, для цілей оцінки точності) можна вважати спостереження лінійних комбінацій (сум і різниць) псевдовідстаней спостереженнями сум і різниць відстаней.

Станції прийому сигналів ГНСС і сигналів контрольованих об'єктів мають утворювати інтерферометр (з приблизно перпендикулярними базами) і додаткові, менші за величиною, вимірювальні бази для цілей більш надійного розкриття фазової невизначеності. Максимальні бази інтерферометра між рознесеними приймачами БФСТВ можуть при необхідності досягати  $\sim 50$ – $100$  км при визначенні параметрів траєкторій ВДЛА і  $\sim 700$ – $1200$  км (для території України) при визначенні параметрів траєкторій КА в ближньому і далекому космосі.

Універсальна система, що розглядається, передбачає модульний принцип побудови з можливістю оптимальної реконфігурації системи під конкретні завдання для визначення параметрів руху конкретних ВДЛА (або КА) з можливістю швидкого розгортання і введення в експлуатацію системи в заданому районі. Обмін вимірювальною інформацією між елементами системи і центром збору та обробки для цілей прецизійної координатної прив'язки і синхронізації рознесених прийомних модулів буде здійснюватися з використанням мобільного Інтернет або інших засобів телекомунікації. Слід також наголосити на необхідності калібрування інструментальних затримок у вимірювальних трактах апаратури БФСТВ і зсувів фазових центрів антен, адже

у фазометричній системі облік систематичних похибок вимірювань є принципово важливим.

Запропонований принцип побудови системи дозволяє досягти найвищої точності визначення параметрів траєкторії об'єкта, навіть якщо відстані до нього істотно перевищують розміри вимірювальних базисів, за умови, що вимірювання відстані здійснюються з метровим рівнем точності, а вимірювання напрямних косинусів – з рівнем точності  $\sim 10^{-6} \div 10^{-8}$ . В цьому випадку похибки визначення поточних координат КА будуть перебувати в межах  $\sim 0,1$  м –  $1,0$  м при визначенні параметрів руху на віддаленнях від  $\sim 200$  км до  $\sim 40$  тис. км. У випадках, коли розміри вимірювальних базисів БФСТВ будуть сумірні з відстанями до КО, без значущої втрати точності можуть використовуватися тільки високоточні інтерферометричні вимірювання різниць відстаней (без використання кодових вимірювань петльових відстаней). В цьому випадку бортова апаратура КО може працювати в режимі «свистка» без запиту від наземного передавача, що буде відповідати схемі «GPS навпаки».

Наземні приймачі (основа вимірювальних пунктів – ВП-ів) БФСТВ повинні розроблятися з урахуванням одного й того ж принципу/технології одночасного прийому і обробки як сигналів ГНСС, так і сигналів від контрольованих об'єктів. Використання при створенні БФСТВ вже напрацьованих і апробованих ГНСС-технологій як в апаратній частині, так і в частині програмно-математичного забезпечення – це одна з ключових переваг запропонованого принципу побудови БФСТВ в цілому, наслідком якої є вельми значне здешевлення і скорочення термінів розробки системи. Реалізація принципу універсальності побудови БФСТВ для визначення параметрів руху ВДЛА і КА також забезпечує значне зниження витрат на її проектування, виготовлення та експлуатацію.

Побудова і функціонування бортової апаратури БФСТВ полягають у наступному [19, 22].

Відмінна риса побудови і функціонування розроблюваної бортової апаратури (БА) БФСТВ полягає в тому, що вона повинна приймати один запитний сигнал від одного наземного передавача, а випромінювати в напрямку приймальних пунктів три когерентних між собою ГНСС-подібних сигнали (має дотримуватися і кодово-фазова когерентність) на рознесених частотах з однією і тією ж модулюючою псевдовипадковою послідовністю (ПВП) – одним і тим же кодом, як, наприклад, в глобальній навігаційній супутниковій системі ГЛОНАСС.

Така взята за основу схема побудови БА дозволить виконувати траєкторні визначення параметрів руху кількох об'єктів одночасно. БА БФСТВ повинна здійснювати прийом запитного складного фазоманіпульованого ГНСС-подібного сигналу (або сигналу з модуляцією QPSK – Quadrature Phase Shift Keying) наземного передавача системи, що випромінюється в діапазоні  $\sim 2,3$ – $2,4$  ГГц з шириною спектра  $\sim 1,5$ – $2,0$  МГц. У «відповідь» БА кожного з контрольованих об'єктів повинна випромінювати три сигнали на одних і тих же частотах для економії частотного ресурсу.

БА кожного з одночасно контрольованих об'єктів має здійснювати кодування трьох відповідних фазоманіпульованих ГНСС-подібних сигналів псевдовипадковими ортогональними послідовностями (ПВП – кодами), унікальними для БА кожного з контрольованих об'єктів. Кодове розділення сигналів дає можливість в наземних приймачах здійснити розрізнення (ідентифікацію) і роздільну оцінку параметрів сигналів в блоках цифрової обробки, заощадити частотні ресурси і застосувати при розробці приймачів добре відпрацьовані технології прийому та обробки ГНСС-сигналів.

Для прискорення виявлення запитного сигналу бортовою апаратурою і підвищення надійності стеження за частотою запитного сигналу, що приймається БА, одночасно з запитним фазоманіпульованим сигналом запропоновано випромінювати когерентний синусоїдальний пілот-сигнал (див. рис. 1.2), зсунутий за частотою по відношенню до несучої кодованого сигналу поза смугою спектра, зайнятою кодованим сигналом.

Параметри сигналу, що приймається – затримка і доплерівська частота – мають бути враховані при формуванні відповідних сигналів так, щоб на наземних вимірювальних пунктах (ВП-ах) (за умови високоточної синхронізації шкал часу наземних передавача і приймачів ВП-ів) на всіх трьох частотах були виміряні суми відстаней (петльові відстані) і суми радіальних швидкостей (петльові радіальні швидкості) на трасах «наземний передавач – БА – наземні вимірювальні пункти».

Затримки сигналів у БА повинні бути мінімізовані. Точні затримки сигналів повинні визначатися в процесі спеціального калібрування трактів БА. Наземні ВП-и повинні здійснювати вимірювання різниць фаз прийнятих коливань і коливань, що генеруються місцевими (кожного ВП-а) еталонами частоти і часу.

Енергетичні характеристики бортового обладнання ВДЛА і КА (які рухаються різних висотах) істотно відрізняються, що призводить до необхідності реалізації кількох варіантів структурних схем бортової апаратури. У ряді випадків (і при випробуваннях ВДЛА, і при траєкторних вимірюваннях низькоорбітальних КА) доцільно використовувати і беззапитний режим, коли БА випромінює ГНСС-подібні когерентні сигнали в напрямку наземних ВП-ів (режим «радіомаяка»). Ця модифікація апаратури функціонально значно простіша, має менші масогабаритні характеристики і вартість.

Що стосується бортових антен контрольованих об'єктів, то передбачається, що на ВДЛА (зважаючи на особливості конструкцій ракет, що підлягають випробуванням) будуть встановлюватися кільцеві мікрополоскові антени «wraparound»-типу L- і частково S-діапазонів (див., наприклад, сайт <http://www.haigh-farr.com/index.shtml> і матеріали фірми Haigh-Farr, Inc. США), які одночасно приймають запитні і випромінюють відповідні сигнали БФСТВ (одна антена). Для випадку космічних програм на КА допустима і доцільна установка двох антен – тієї, що приймає запитний сигнал і тієї, що передає відповідні сигнали.

Одним з основних вимог до бортової апаратури традиційно вважається забезпечення мінімально можливих масогабаритних характеристик і

потужності споживання, а для бортової апаратури ВДЛА необхідно забезпечити також досить низьку вартість серійного зразка.

В цілому, запропоновані і розглянуті в [19, 22] структурні схеми бортової апаратури підтвердили можливість її технічної реалізації. Пропоновані схеми і параметри БА дозволять забезпечити необхідний рівень вихідної потужності бортового передавача, задану чутливість приймального пристрою, необхідну смугу стеження системи фазового автопідстроювання частоти БА з урахуванням максимальних доплерівських зсувів частот сигналів, що приймаються.

Таким чином, запропонована до реалізації БФСТВ представляє собою радіотехнічний комплекс, що складається з рухомого бортового сегменту контрольованих об'єктів і наземного сегменту, які утворюють єдину вимірювальну систему. Рухомий бортовий сегмент КО – бортовий прийомо-передавач/ретранслятор (трансвер) вирішує завдання прийому запитного радіосигналу, переданого наземним передавачем, його перетворення і випромінювання в напрямку мережі наземних модифікованих приймачів сигналів ВДЛА і сигналів ГНСС, що утворюють багатопозиційний інтерферометр.

Наземний сегмент системи включає:

– багатопозиційний фазовий інтерферометр (БФІ) – мережа рознесених в просторі багатоканальних уніфікованих спеціалізованих станцій (вимірювальних пунктів – ВП-ів), які приймають і обробляють сигнали, що ретрансльовані (або випромінені без запиту) бортовим прийомо-передавачем/трансвером (або радіомаяком), встановленим на борту КО, і які одночасно приймають і обробляють сигнали глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС – GPS/ГЛОНАСС/Galileo) (для високоточної координатної прив'язки фазових центрів прийомних антен і прецизійної синхронізації шкал часу приймачів);

– передавач вимірювальних сигналів (суміщений з уніфікованою прийомною станцією – ВП-ом інтерферометра) для передачі на борт КО спеціальних широкосмугових ГНСС-подібних сигналів);

- підсистему управління, збору і обробки спостережень БФСТВ;
- підсистему контролю точності і калібрування аналогових трактів бортової і наземної апаратури БФСТВ.

Бортовий сегмент системи повинен включати комплекти бортової апаратури (БА) – бортові прийомо-передавачі (трансивери) або бортові радіомаяки (для реалізації беззапитного режиму вимірювань), а також бортові антени.

Слід відзначити такі питання реалізації БФСТВ, як калібрування вимірювальних трактів апаратури БФСТВ, оскільки система фазометрична і врахування систематичних похибок вимірювань є принципово важливим.

Режим калібрування БФСТВ має бути реалізований для визначення або уточнення інструментальних затримок у вимірювальних трактах апаратури БФСТВ, які потім використовуються під час сеансу визначень параметрів руху (кодових і фазових затримок ГНСС-сигналів і сигналів контрольованих об'єктів, зсувів фазових центрів антен і т.д.). Калібрування апаратури проводиться при виготовленні і введенні в експлуатацію апаратури БФСТВ, а також періодично здійснюється під час експлуатації (не менше 1–2 разів на рік). Періодичність проведення калібрування БФСТВ уточнюється під час дослідної експлуатації системи.

Режим контролю точності траєкторних визначень БФСТВ призначений для періодичної метрологічної атестації системи при її функціонуванні в різних режимах і в різних умовах проведення вимірювань. Контроль точності траєкторних визначень має проводитися в штатному режимі траєкторних вимірювань – за умови, що калібрувальні параметри системи відомі.

Підсистема керування, збору та обробки вимірювальної інформації (спостережень) призначена для автоматизованого керування роботою системи, отримання, обробки та видачі споживачу необхідної (первинної та вторинної) вимірювальної інформації по контрольованим об'єктам, що визначені споживачем, із заданою оперативністю, повнотою та достовірністю.

Підсистема має включати в себе комплекс апаратних і програмних засобів, що забезпечують планування, підготовку і проведення сеансів вимірювань БФСТВ, виконання регламентних, технологічних та інших видів робіт, передбачених на всіх етапах експлуатації БФСТВ.

Наземне та бортове обладнання БФСТВ більш детально розглянуті в розділах 3 та 4 відповідно, а підсистеми контролю точності і калібрування аналогових трактів апаратури БФСТВ, а також керування, збору і обробки спостережень системи розглядаються в розділах 6, 8 даного звіту.

## **1.2 Задачі і функції БФСТВ для визначення параметрів руху високодинамічних літальних апаратів і перспективних космічних апаратів**

1.2.1 Багатопозиційна фазова (фазометрична) система траєкторних вимірювань має розроблятися як багатоцільова/універсальна система для проведення:

- траєкторних вимірювань в ході полігонних випробувань об'єктів озброєнь і військової техніки (ракетних комплексів різного призначення, пілотованих і безпілотних літальних апаратів (БПЛА), авіаційних озброєнь, зенітно-ракетного озброєння та ін.);

- траєкторних вимірювань (визначення параметрів траєкторій в режимі постобробки вимірювань) і навігації (в реальному часі) космічних апаратів (КА) при їх виведенні на орбіту і русі по орбітах з висотами від  $\sim 200$  км до 36 тис. км, включаючи зону розривного навігаційного поля (вище  $\sim 2\div 3$  тис. км) глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС).

Виконання траєкторних вимірювань в ході тестування і відпрацювання автономних систем керування перелічених вище високодинамічних літальних апаратів (ВДЛА) має здійснюватися з необхідними характеристиками по точності (див. нижче), які визначаються Замовником, для кожного виду техніки, що проходить випробування і тестування.

Система траєкторних вимірювань має включати в себе не тільки радіотехнічну «вимірювальну» частину, але також і способи і засоби збору і

обробки вимірювань з метою отримання кінцевого продукту – оцінок параметрів траєкторій/параметрів руху контрольованих об'єктів.

1.2.2 Основним завданням системи (БФСТВ) є здійснення процесу вимірювання та реєстрації прийнятих від контрольованих об'єктів (КО) параметрів радіосигналів (ретрансльованих КО або випромінених без запиту) – затримок, доплерівських зсувів несучих частот, фазових затримок, амплітуд. При цьому вказані параметри сигналів мають перетворюватися на їх геометричні аналоги – відстані/псевдовідстані, радіальні швидкості/псевдошвидкості, різниці фазових відстаней/псевдовідстаней та/або їх можливі лінійні комбінації в разі проведення багатопозиційних вимірювань або вимірювань на кількох несучих частотах. Параметри з приставкою «псевдо» належать до беззапитних вимірювальних систем, таких як GPS/ГНСС.

Далі система в центрі обробки (в режимах постобробки або реального часу) має здійснити із заданою точністю траєкторні визначення, тобто виконати рішення оберненої задачі – визначити (оцінити) параметри траєкторії (або параметри руху КО) за результатами траєкторних вимірювань, тобто за результатами вимірювань параметрів радіосигналів, що приймаються від КО вимірювальними пунктами системи.

Параметри траєкторії КО – це сукупність трьох координат (місця розташування) і трьох складових вектора швидкості (СВШ) певної заздалегідь визначеної точки фізичного тіла КО в заданій прямокутній системі координат, які змінюються в часі та віднесені до рівнодискретних часових відліків (епох) заданої шкали часу. Параметри траєкторії КО (зазвичай це сім параметрів, включаючи час/епоху) при необхідності можуть включати і більш високі похідні за часом координат, СВШ. У цьому звіті використовується й інший термін – «параметри руху» КО, еквівалентний терміну «параметри траєкторії».

Під заздалегідь визначеною точкою фізичного тіла КО при радіотехнічних вимірюваннях зазвичай розуміється середній фазовий центр (або центр випромінювання) бортової випромінюючої (приймально-передавальної) антени КО. Положення фізичної точки середнього фазового

центру антени КО визначається з використанням спеціальних методик і засобів юстування.

1.2.3 Темп циклів вимірювань і видачі результатів траєкторних визначень визначається динамікою контрольованих об'єктів і зазвичай перебуває в діапазоні 1÷10 Гц. Налаштування апаратури БФСТВ мають передбачати можливість зміни темпу вимірювань.

Бортова апаратура (в тому числі, бортові антени) КО і наземні вимірювальні пункти БФСТВ під час виконання траєкторних вимірювань мають здійснювати надійний радіозв'язок в умовах маневрування і еволюцій руху КО, а також в умовах обертання КО (навколо поздовжньої осі) з заданими кутовими швидкостями.

Бортова апаратура КО і наземні вимірювальні пункти БФСТВ мають надійно виконувати вимірювання з мінімальними похибками стеження в умовах високої динаміки зміни параметрів сигналів, що приймаються (динаміки доплерівських частот, їх похідних за часом), яка визначається типами контрольованих об'єктів.

1.2.4 Основним режимом оцінювання параметрів траєкторій/параметрів руху КО має бути режим післясеансної (камеральної) обробки, (реалізує найвищу точність і надійність траєкторних визначень), який реалізується після того, як вимірювання проведені і їх результати зареєстровані. Режим обробки в реальному часі вимагає помітного ускладнення системи, однак і цей допоміжний режим може бути реалізований як такий, що дозволяє проводити експрес-аналіз результатів траєкторних вимірювань. Багато що залежить від того, де і коли потрібні результати траєкторних визначень. У разі полігонних (ПВ) або льотно-конструкторських випробувань (ЛКВ), як правило, результати оцінки параметрів траєкторій потрібні не на борту КО, а в центрі обробки і аналізу для порівняння з результатами вимірювань бортових автономних систем навігації і керування. У цьому випадку досить реалізувати найбільш точний і надійний післясеансний режим обробки результатів траєкторних вимірювань. Якщо результати оцінки параметрів траєкторій КО потрібні і на борту КО для цілей керування його рухом (наприклад, в разі керування рухом

космічних апаратів), то система траєкторних вимірювань повинна виконувати траєкторні визначення і в реальному часі, а результати визначень передавати на борт КО теж в реальному часі.

1.2.5 Для полігонних траєкторних вимірювань БФСТВ має функціонувати в двох варіантах виконання: наземному і морському (з використанням плавзасобів або буїв). Морський варіант побудови системи призначається для полігонних випробувань зразків озброєння і військової техніки в акваторії Чорного моря.

Багатопозиційна система траєкторних вимірювань, що розробляється, має передбачати модульний принцип побудови з можливістю її оптимальної реконфігурації під конкретні завдання для визначення параметрів руху конкретних ВДЛА або КА та з можливістю швидкого розгортання і введення в експлуатацію в заданому районі.

Обмін вимірювальною інформацією між елементами системи і центром збору та обробки для прецизійної координатної прив'язки і синхронізації рознесених модулів має здійснюватися з використанням засобів мобільного Інтернет або інших засобів і способів. Зокрема, в разі відсутності можливості радіообміну спостереженнями між елементами системи (вимірювальними пунктами (ВП-ми)) і центром збору та обробки, припустимі прості методи збору спостережень шляхом безпосереднього зчитування вимірювальної інформації з внутрішніх накопичувачів ВП-ів персоналом, що обслуговує систему.

1.2.6 Система, що розробляється, повинна бути достатньо недорогою, відносно простою і надійною в експлуатації. Ці якості, в сукупності з необхідністю виконати розробку в короткі терміни, можуть бути досягнуті в разі, якщо організації-розробники мають необхідний доробок і досвід і зможуть його використовувати в ході виконання планованої в подальшому ДКР.

В даному випадку принципи побудови і функціонування БФСТВ базуються на використанні сучасних ГНСС-технологій точного позиціонування, які розвиваються в ряді організацій України. Ці технології являють собою сукупність методів і засобів отримання координат статичних або рухомих

об'єктів з сантиметровою точністю з використанням сигналів глобальних навігаційних супутникових систем і допоміжної інформації (або корекцій) від наземних мереж референсних ГНСС-станцій, координати яких визначені раніше з міліметровою/сантиметровою точністю. Коротка інформація про методи точного ГНСС-позиціонування дається у вступній частині звіту.

Використання при створенні БФСТВ вже напрацьованих апробованих ГНСС-технологій як в апаратній частині, так і в частині програмно-математичного забезпечення – це одна з ключових переваг запропонованого принципу побудови БФСТВ в цілому, наслідком якої є вельми значне здешевлення і скорочення термінів розробки системи.

1.2.7 Система має виконувати траєкторні визначення параметрів руху кількох об'єктів одночасно. Бортова апаратура має бути побудована таким чином, щоб заощадити частотний ресурс, тому доцільно проектувати систему з кодовим розділенням сигналів, що приймаються від різних КО. Таке кодове розділення сигналів дає можливість в приймачах ВП-ів здійснити розрізнення (ідентифікацію) і роздільну оцінку параметрів сигналів в блоках цифрової обробки, заощадити частотні ресурси і застосувати при розробці приймачів ВП-ів добре відпрацьовані технології прийому та обробки ГНСС-сигналів. Наземні приймачі ВП-ів мають розроблятися з урахуванням одного і того ж принципу/технології одночасного прийому і обробки як сигналів ГНСС, так і сигналів від контрольованих об'єктів (ВДЛА, КА). При цьому блоки цифрової обробки всіх сигналів, що приймаються приймачами ВП-ів, із синхронізацією від одного опорного генератора приймача, мають бути реалізовані в одній інтегральній схемі.

Більш детально завдання і функції БФСТВ будуть розглядатися в ході подальшого проектування системи.

1.2.8 В результаті проведених у 2016-2018 рр. консультацій з фахівцями зацікавлених в реалізації БФСТВ організацій були вироблені попередні вимоги до точності траєкторних визначень. Так, БФСТВ повинна забезпечувати визначення параметрів траєкторій приземних ВДЛА в заданій прямокутній системі координат

– на віддаленнях ВДЛА від вимірювальних пунктів БФСТВ – не менше 300 км,

– при кутах місця спостереження контрольованих об'єктів (відносно вимірювальних пунктів інтерферометра БФСТВ), не менших, ніж 5 кутових град.,

з наступними середньоквадратичними похибками (СКП):

- ◆ по координатах – не більше 1 м;
- ◆ по швидкості – не більше 0,05 м/с;
- ◆ по прогнозуванню координат точок падіння ВДЛА – не більше 1,5–2,0 м.

Погрішності (СКП) прив'язки результатів траєкторних визначень до заданої шкали часу повинні бути в межах  $10^{-5} \div 10^{-8}$  с.

Наведені вимоги до точності належать до траєкторних визначень кожного з об'єктів (ВДЛА), що одночасно контролюються системою в ході полігонних випробувань.

СКП визначення поточних координат космічних апаратів на орбітах з висотами від ~200 км до 36 тис. км повинні бути в межах  $\sim 1,0 \div 1,7$  м.

Дані оцінки є попередніми, отриманими в ході усних консультацій. Остаточні вимоги до точності траєкторних визначень будуть встановлені на етапі узгодження з Замовниками тактико-технічного завдання (ТТЗ) на виконання ДКР, а також в ході розробки дослідного зразка БФСТВ.

### **1.3 Порівняльний аналіз науково-технічного рівня БФСТВ та кращих світових зразків аналогічного призначення**

1.3.1 Раніше на підставі аналізу ряду джерел [1–18] був проведений короткий аналіз історії створення та розвитку високоточних радіотехнічних систем траєкторних вимірювань полігонних вимірювальних комплексів, що починається від таких складних (і вельми дорогих) багатопараметричних систем, як AZUSA, MISTRAM (США) та ВЕГА (СРСР). Показано, що в США з кінця 1970-х років на зміну дорогим і складним системам розробили більш дешеві і мобільні траєкторні системи SATRACK, засновані на супутникових

навігаційних технологіях, які використовують сигнали GPS, зокрема, для цілей відпрацювання систем керування балістичних ракет морського базування Trident. Відоме і безпосереднє розміщення повноцінних супутникових навігаційних ГНСС-приймачів на борту контрольованих об'єктів замість ретрансляції супутникових сигналів на пункт прийому (як це було реалізовано в системі SATRACK). Тобто, виявилось принципово можливо і є безліч вказівок на використання ГНСС-приймачів на борту ударних ракетних комплексів в складі систем керування польотом, інтегрованих із засобами інерціальної навігації, кореляційно-екстремальної навігації або астронавігації. Однак у відкритій літературі практично відсутні відомості про використання ГНСС-технологій при проведенні полігонних траєкторних вимірювань, коли параметри руху високодинамічних об'єктів (типу балістичних, оперативно-тактичних або крилатих ракет) в ході льотних випробувань визначаються за сигналами ГНСС на їх бортах з паралельною передачею результатів на наземні пункти прийому по спеціальних телеметричних каналах.

У той же час, використання сигналів ГНСС на борту різних космічних апаратів і на ракетах-носіях протягом останнього десятиліття розвивалося досить інтенсивно (див., наприклад, [12–16]) і досягло, завдяки розвитку радіоелектроніки та інформаційних технологій, нових можливостей і характеристик, які порівнянні або навіть перевищують можливості і характеристики фазометричних дорогих систем типу MISTRAM або систем SATRACK при істотно меншій вартості обладнання та інших витрат.

Згаданий і відносно новий напрям в технологіях надточного позиціонування високодинамічних об'єктів, що розвивається на Заході. Йдеться про багатопозиційну наземну систему LOCATA (Австралія, США) [13-16], яка не використовує сигнали ГНСС, але за принципом побудови і функціонування відповідає образному вислову «GPS навпаки». Найбільш яскрава демонстрація можливостей системи LOCATA була здійснена на полігоні White Sands (США), коли була досягнута сантиметрова точність польоту тестового літака з бортовим приймачем європейської компанії Leica.

У той же час в Україні технології в області траєкторних вимірювань ВДЛА практично не розвивалися, хоча в рамках космічних програм були

виконані кілька проектів для траєкторних вимірювань низькоорбітальних КА. Зараз же значно зросла потреба у створенні ефективних ракетних комплексів, як керованих, так і некерованих, для яких необхідні нові високоточні засоби полігонних траєкторних вимірювань. Актуальним є й завдання вимірювань і навігації перспективних спеціалізованих КА України [17] для їх виведення і навігації практично на всіх навколоземних орбітах, включаючи зони розривного навігаційного поля ГНСС на висотах, що перевищують ~2–3 тис. км [18]. Тому завдання створення і дослідження перспективної вітчизняної системи і технологій точних вимірювань параметрів руху високодинамічних літальних апаратів, засобів їх незалежного траєкторного контролю в ході льотних випробувань, тестування на полігонах перспективних і сучасних вітчизняних авіаційних, ракетних і космічних комплексів є досить актуальним. Розроблення БФСТВ відповідає цьому напрямку створення сучасних точних і ефективних засобів визначення параметрів траєкторій різних приземних високодинамічних об'єктів і КА для відпрацювання систем керування, здійснення їх навігації та керування рухом.

Розглянемо більш детальні відомості про згадані системи і технології та порівняємо їх науково-технічний рівень стосовно до вирішення розглянутих в даному проекті завдань, а також коротко порівняємо розроблювану систему і кращі сучасні світові зразки аналогічного призначення по ряду критеріїв – точності та іншим технічним характеристикам вимірювальних систем, вартості, доступності для використання в Україні.

В якості аналогів візьмемо такі системи, як: а) бортові автономні навігаційні приймачі GPS (ГНСС) ракетного і космічного базування [12]; б) систему SATRACK [7–11]; в) систему LOCATA [13–16]. Системи типу MISTRAM, AZUSA, ВЕГА [1–6] не будемо розглядати, оскільки вони давно виведені з експлуатації, є непомірно дорогими і поступаються по ряду характеристик сучасним системам, побудованим з використанням нових технологій і радіоелектроніки.

1.3.2 Порівняємо розроблювану систему БФСТВ і використання для траєкторних вимірювань ВДЛА бортових автономних навігаційних приймачів GPS (ГНСС).

1) Використання ГНСС обмежене при перебуванні контрольованого об'єкта в зоні розривного навігаційного поля ГНСС (вище  $\sim 2\div 3$  тис. км), що має особливе значення при необхідності визначення координат космічних апаратів.

2) Оскільки основна мета траєкторних вимірювань полягає в отриманні інформації про політ КО на землі (для подальшого детального аналізу), а не на борту (випадок навігації і керування – окремий), то в польоті бортовий ГНСС-приймач повинен передавати результати вимірювань і навігаційних визначень наземному оператору по телеметричних каналах. Це призводить до необхідності мати телеметричну систему навіть в тому випадку, коли здійснюється некерований політ (на борту ВДЛА немає системи керування), що в свою чергу призводить до помітного подорожчання вимірювального комплексу. Цієї проблеми немає у БФСТВ, хоча вартості вимірювальних комплексів обох типів необхідно порівнювати з достатньою вибіркою випробувань з урахуванням того, що електронна частина бортового обладнання БФСТВ коштує помітно менше бортового ГНСС-приймача.

3) Очікувана точність визначення параметрів руху ВДЛА (див. розділ 5) з використанням БФСТВ помітно вища, ніж у автономного кодового ГНСС-приймача (особливо за координатами – в рази і в десятки разів), навіть якщо використовувати диференціальний метод навігаційних ГНСС-визначень. Щоб реалізувати точне ГНСС-позиціонування за фазовими вимірюваннями (в цьому випадку точність ГНСС-визначень і БФСТВ буде приблизно однакова), будуть потрібні відповідні технології для високодинамічних об'єктів, яких в Україні поки що немає.

4) Слабкі сигнали ГНСС, що приймаються, обмежують можливості швидкого входження бортового приймача в стеження за сигналами. Можливі й втрати стеження для високодинамічних ВДЛА (швидкості досягають кількох кілометрів в секунду). За рахунок більшого енергетичного потенціалу БФСТВ може здійснювати входження в стеження за кілька секунд. Це особливо важливо, коли КО летить всього кілька десятків секунд.

5) Відмовитися від планування сеансів вимірювань з використанням бортових ГНСС-приймачів неможливо. Необхідно, як і в разі БФСТВ, планувати розміщення на трасі польоту КО телеметричного обладнання,

можливо, кількох комплектів зі спостережувальними антенами. У БФСТВ будуть застосовані ненаправлені антени.

Тепер розглянемо використання кращих світових зразків бортових автономних навігаційних приймачів GPS (ГНСС) космічного базування для вирішення завдань траєкторних визначень КА. Порівняння оціночних характеристик по точності БФСТВ проведено в розділі 5 звіту. Для порівняння були підібрані і проаналізовані характеристики ГНСС-приймачів космічного базування корпорацій «General Dynamics» і «Airbus Defence & Space» [12]. Умовне гіпотетичне порівняння показало, що рівень точності траєкторних визначень КА на LEO, MEO і GEO орбітах, що досягається найбільш сучасними ГНСС-приймачами космічного базування, суттєво нижчий точності БФСТВ за координатами і близький по точності визначення за складовими вектора швидкості КА. При цьому придбати супутникове обладнання КА розглянутого класу практично неможливо. Розробити і виготовити таке обладнання на підприємствах України також неможливо. У той же час, розробити (ДКР) і виготовити БФСТВ в прийнятні терміни і при прийнятному кошторисі цілком реально і можливо в кооперації, запропонованій у [19]. В результаті можна констатувати, що і для космічних програм БФСТВ є гарною альтернативою для визначення параметрів руху низькоорбітальних КА, а для КА, що рухаються на середніх і високих орбітах, коли визначення параметрів руху за сигналами ГНСС ускладнене або неможливе через розривності навігаційного поля, БФСТВ може стати єдиною системою, що забезпечує визначення параметрів руху КА з високою точністю.

1.3.3. Порівняємо розроблювану систему БФСТВ і використання для траєкторних вимірювань ВДЛА системи типу SATRACK.

1) Судячи з аналізу відповідних джерел, система SATRACK є досить дорогою (зі складною спостережувальною антеною великого розміру) з урахуванням суміщеності траєкторної і телеметричної систем.

2) За точністю траєкторних визначень SATRACK також помітно поступається БФСТВ.

3) Галузі застосування системи SATRACK досить обмежені – ця система призначається для тестування тільки міжконтинентальних балістичних ракет

(морського базування) з обмеженою дальністю дії до 1,5–2 тис. км. Для ВДЛА типу ОТРК (особливо з пологими траєкторіями) застосовувати SATRACK не вигідно і неефективно. Для космічних програм подібна також система має істотні обмеження.

1.4.4. Порівняємо розроблювану систему БФСТВ і використання для траєкторних вимірювань ВДЛА системи LOCATA.

1) Особливістю і недоліком (відповідно до мети траєкторних вимірювань) системи LOCATA також є отримання інформації про політ КО на борту КО, а не на землі, тому для отримання вимірювальної інформації оператором системи бортовий приймач (аналогічно, як і ГНСС-приймач) повинен передавати в польоті результати вимірювань по телеметричних каналах.

2) Очікувана точність визначення параметрів руху ВДЛА (див. розділ 5) з використанням БФСТВ приблизно відповідає точності системи LOCATA.

3) При використанні системи LOCATA також необхідно планувати і розташовувати передавальні наземні пункти LOCATA на трасі польоту КО, що в порівнянні з БФСТВ є дуже трудомістким і дорогим завданням. Бортове і наземне телеметричне обладнання також знадобиться для передачі з борту КО результатів траєкторних вимірювань.

4) До істотних недоліків системи LOCATA слід віднести необхідність при передислокації наземних пунктів виконувати їх високоточну геодезичну прив'язку. Крім того, для отримання задовільного геометричного фактора потрібна більша кількість наземних пунктів, ніж в разі БФСТВ, тому що LOCATA є різницево-далекомірною системою, в той час як далекомірно-інтерферометрична система (БФСТВ) має істотні переваги по геометричному фактору.

1.3.5. Таким чином, дане дослідження показало, що як для приземних споживачів (ВДЛА), так і для космічних програм БФСТВ є гарною альтернативою всім переліченим аналогам, має високу точність і ряд інших переваг. Щонайменше, можна констатувати, що система траєкторних вимірювань, яка розробляється, відповідає сучасним передовим рішенням або навіть перевершує їх.

#### **1.4. Можливі способи експериментального підтвердження досягнення заданих характеристик точності БФСТВ**

1.4.1. Як показав аналіз, для експериментального підтвердження працездатності та очікуваних характеристик точності БФСТВ на даному етапі проектування представляються можливими такі підходи:

- ◆ створення досить точної математичної моделі спостережень БФСТВ і стохастичної моделі похибок, проведення математичного моделювання обробки результатів вимірювань;
- ◆ проведення натурного експерименту з використанням реальної вимірювальної GPS-інформації – спостережень мережі перманентних референціальних станцій на території України;
- ◆ виготовлення макета БФСТВ з мінімальною комплектацією (за умови фінансування цих робіт) і проведення тестування на одному з полігонів України з використанням літальних апаратів (літака, вертольота або дрона).

Очевидно, що найбільш об'єктивними способами підтвердження працездатності та очікуваних характеристик точності БФСТВ є другий і третій (адже вони базуються на використанні реальних вимірювань).

Відповідно до другого способу, в ході експерименту можна виділити 1–2 супутника GPS з поточного робочого сузір'я, оцінити (з використанням мережі наземних GPS-станцій в якості довгобазисного інтерферометра) траєкторії руху цих супутників і порівняти отримані оцінки з прецизійними еталонними даними від міжнародної служби IGS. Даний підхід дозволив (див. розділ 9 цього звіту) достовірно довести не тільки принципову можливість реалізації БФСТВ, а й досягнення заявленої точності траєкторних вимірювань на віддаленнях КА ~20–25 тис. км від наземного сегменту системи на території України.

## Висновки по розділу

1. Запропоновано нову концепцію побудови траєкторної вимірювальної системи на основі поєднання принципів побудови багатопозиційних фазометричних систем і сучасних ГНСС-технологій точного позиціонування. Представлено опис побудови та функціонування сегментів високоточної БФСТВ, яка передбачає модульний принцип побудови з можливістю оптимальної реконфігурації системи для визначення параметрів руху конкретних об'єктів та з можливістю швидкого розгортання і введення в експлуатацію в заданому районі.

Пропонована до створення система включає наземний / морський сегмент (передача сигналів у напрямку на контрольовані об'єкти і прийом сигналів від них з використанням мережі модифікованих ГНСС-приймачів геодезичного класу) і бортовий приймач ГНСС-подібних фазоманіпульованих сигналів з ефективною шириною спектру  $\sim 2,4$  МГц на кількох рознесених несучих частотах (наприклад, в радіодіапазоні  $\sim 1,7\text{--}2,4$  ГГц), причому частоти передачі і прийому відрізняються на заданий фіксований зсув для виключення інтерференції.

2. Визначені структура і функціональне призначення складових наземного і бортового сегментів БФСТВ. Сформульовані задачі та функції системи для визначення параметрів руху космічних апаратів і приземних високодинамічних літальних апаратів. Представлені попередні вимоги до точності траєкторних визначень.

3. В результаті порівняльного аналізу показано, що БФСТВ є гідною альтернативою усім розглянутим аналогам траєкторних вимірювальних систем (бортові навігаційні приймачі GPS (ГНСС), система SATRACK, система LOCATA), має високу точність, відповідає сучасним передовим зарубіжним технологічним рішенням або навіть перевершує їх.

4. Запропоновані можливі способи підтвердження працездатності та досягнення заданих характеристик точності БФСТВ, які передбачають математичне моделювання та проведення натурних експериментів з використанням реальної вимірювальної інформації.

## 2 ЕНЕРГЕТИКА РАДІОЛІНІЙ БФСТВ

### 2.1 Частотний план і радіосигнали БФСТВ

2.1.1 Частотний план БФСТВ був визначений, виходячи з:

– вимог до точності вимірювань і надійності обробки фазових вимірювань;

– умов електромагнітної сумісності згідно з наступними документами:

◆ «Національна таблиця розподілу смуг радіочастот України. План використання радіочастотного ресурсу України. – Національна комісія з питань регулювання зв'язку України – 2006 р.»;

◆ «Постанова КМ України від 9 червня 2006 р. № 815 про затвердження Плану використання радіочастотного ресурсу України. З додатками та змінами, внесеними згідно з Постановами КМ 2006-20017 рр.» (<http://zakon2.rada.gov.ua/laws/show/815-2006-%D0%BF/page> ).

В розділах 1 та 4 звіту було показано, що попередній частотний план БФСТВ може бути представлений наступним чином (рис. 2.1):

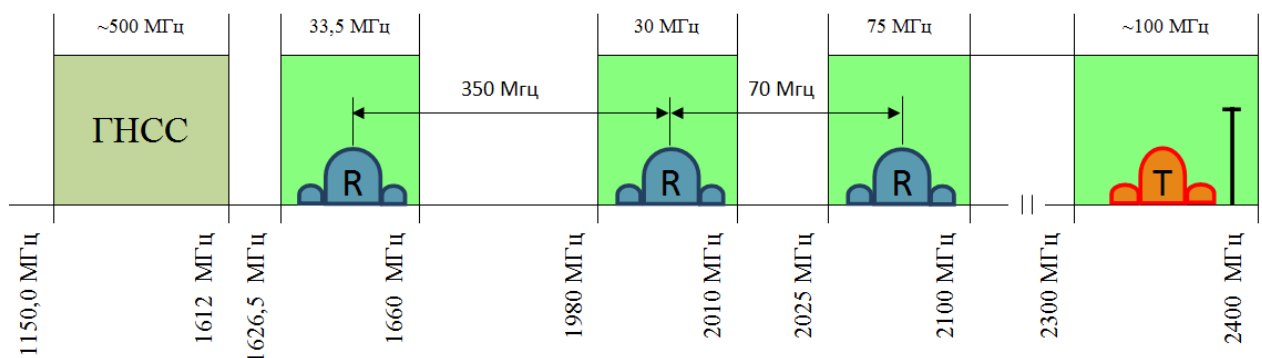


Рисунок 2.1.– Попередній частотний план БФСТВ

При цьому частоти запитного фазоманіпульованого сигналу  $f_T$ , сигналів, що приймаються  $f_{R_1}$ ,  $f_{R_2}$ ,  $f_{R_3}$ , пілот-сигналу  $f_{TPS}$  визначені наступним чином:

$$f_T \approx 2344 \text{ МГц}, \quad f_{TPS} \approx 2360 \text{ МГц},$$

$$f_{R_1} \approx 1650 \text{ МГц}, \quad f_{R_2} \approx 2000 \text{ МГц}, \quad f_{R_3} \approx 2070 \text{ МГц}.$$

Довжини хвиль несучих частот, різницевих частот (WL) і частот так званих «іono-free» комбінацій фазових спостережень, а також частот запитних сигналів відповідно рівні:

$$\lambda_{R1} \approx 18,18 \text{ см}; \quad \lambda_{R2} \approx 15,0 \text{ см}; \quad \lambda_{R3} \approx 14,49 \text{ см}; \quad \lambda_{WL21} \approx 85,71 \text{ см};$$

$$\lambda_{WL31} \approx 71,43 \text{ см}; \quad \lambda_{WL32} \approx 428,57 \text{ см}; \quad \lambda_{NL21} \approx 8,22 \text{ см}; \quad \lambda_{NL31} \approx 8,06 \text{ см};$$

$$\lambda_{NL32} \approx 7,37 \text{ см}; \quad \lambda_T \approx 12,8 \text{ см}; \quad \lambda_{TPS} \approx 12,71 \text{ см}.$$

2.1.2 Як запропоновано в розділі 4, бортова апаратура (БА) БФСТВ повинна здійснювати прийом запитного складного фазоманіпульованого GPS-подібного сигналу (або сигналу з модуляцією QPSK) наземного передавача системи, випромінюваного в діапазоні  $\sim 2,3\text{--}2,4$  ГГц; ширина спектра випромінюваного наземним передавачем сигналу  $\sim 1,5\text{--}2,4$  МГц – наприклад, C/A код Голда GPS ( $\sim 2,4$  МГц) або кодування QPSK ( $\sim 1,5$  МГц). У напрямку наземних вимірювальних пунктів БА повинна здійснювати передачу трьох когерентних між собою (повинна дотримуватися і кодово-фазова когерентність) ГНСС-подібних сигналів на рознесених на задані величини частотах з однією і тією ж модулюючою псевдовипадковою послідовністю (ПВП) – одним і тим же кодом.

На даному етапі вважаємо, що найбільш просте рішення – використовувати для модуляції переданих з БА сигналів C/A коди Голда системи GPS.

На наступних етапах розробки системи після уточнення радіочастотного плану БФСТВ можливий вибір інших, більш ефективних (з точки зору поліпшення автокореляційних властивостей) сигналів.

## 2.2 Енергетичні співвідношення у радіолініях БФСТВ

### 2.2.1 Енергетика радіоліній при траєкторних визначеннях ВДЛА

2.2.1.1 Діапазон зміни відстаней ВДЛА від вимірювальних пунктів (ВП) БФСТВ для різних типів артилерійських систем, РСЗВ і ОТРК (з урахуванням найбільш ймовірних умов проведення випробувань на території України) перебуває в межах від одиниць кілометрів до ~200 км. При цьому для виконання розрахунків енергетики радіоліній БФСТВ будемо вважати, що максимальні дальності польотів ОТРК при полігонних випробуваннях не перевищать ~300 км. Діапазони зміни параметрів сигналів, що відповідають різним видам ВДЛА, наведені в таблицях нижче.

Дальність польоту, км	Відстань від ВДЛА до ВП БФСТВ, км	
	Мінімальна	Максимальна
10	1	10
60	10	60
300	10	195

У наступній таблиці наведені максимальні (по модулю) розрахункові значення доплерівського зсуву сигналів БФСТВ і його похідної за часом, а також геометричних аналогів вказаних параметрів сигналів (комбінацій радіальної швидкості і прискорення).

$\max  \dot{R}_i , \text{ км / с}$	$\max  \ddot{R}_i , \text{ км / с}^2$	$\max  F_i , \text{ kHz}$	$\max  \dot{F}_i , \text{ кГц / с}$
2	0,7	14	4,5
$\max  \dot{R}_1 + \dot{R}_i , \text{ км / с}$	$\max  \ddot{R}_1 + \ddot{R}_i , \text{ км / с}^2$	$\max  F_1 + F_i , \text{ kHz}$	$\max  \dot{F}_1 + \dot{F}_i , \text{ кГц / с}$
4	0,7	25	4,5

В результаті енергетичного розрахунку радіолінії «Земля – борт» і «борт – Земля» має бути визначена необхідна потужність сигналів наземного і бортового передавальних пристроїв, при яких забезпечується прийом навігаційних сигналів відповідної якості. В основу розрахунку приймаються вимоги інтерфейсного контрольного документа [23] до потужності

радіосигналу на вході радіоприймального пристрою (як бортового, так і наземного) – потужність повинна бути не менше мінус 161 дБВт. Це значення правомірне при забезпеченні короткочасної нестабільності частоти на виході передавальної антени не більше  $5 \cdot 10^{-11}$  при усередненні на інтервалах часу 1–10 с. Ця умова і значення максимального доплерівського зсуву несучої частоти визначає вибір високостабільного задаючого кварцового генератора синтезаторів частот бортової і наземної апаратури. Також слід врахувати, що БА ВДЛА має широкосмугову суміщену приймально-передавальну антену, характеристики якої на частотах прийому і передачі можуть істотно відрізнятися, тому при розрахунках розглядаються дві незалежні антени.

Енергетичний розрахунок наведено для відстаней 10 км, 60 км, 300 км.

2.2.1.2 Для відстані  $\sim 300$  км формування і прийом навігаційних сигналів необхідно забезпечити при наступних основних характеристиках навігаційної радіолінії:

- максимальна довжина радіолінії, км  $R = 300$ ;
- довжина хвилі несучої передавального пристрою БФСТВ, м  $\lambda = 0,128$ ;
- довжина хвилі пілот-сигналу наземної запитної станції (ЗС) БФСТВ, м  $\lambda_{\text{ПС}} = 0,127$ ;
- довжина хвилі несучої передавального пристрою БА КА, м  $\lambda_1 = 0,182$ ;  
 $\lambda_2 = 0,150$ ;  
 $\lambda_3 = 0,145$ ;
- потужність передавача БА ВДЛА – 1 Вт (сумарна, потужність сигналу кожної частоти відповіді передавача БА не менше 0,33 Вт);
- потужність передавача ЗС – 10 Вт;
- потужність пілот-сигналу ЗС ( $\lambda_{\text{ПС}} = 0,127$  м) – 1 Вт;
- коефіцієнт підсилення передавальної антени ВДЛА  $G_{\text{пер ВДЛА}} = 0$  дБ;
- ефективна потужність випромінюваного сигналу  $PG_{\text{випр ВДЛА}} = 0$  дБВт;
- коефіцієнт підсилення передавальної антени ЗС  $G_{\text{пер ЗС}} = 15$  дБ;
- ефективна потужність випромінюваного сигналу  $PG_{\text{випр ЗС}} = 25$  дБВт;
- втрати у вільному просторі  $LF = 20 \lg(\lambda/4\pi R)$  дБ;

для  $\lambda_3 = 0,145$  м складає 148 дБ;

для  $\lambda_2 = 0,150$  м складає 148,3 дБ ;

для  $\lambda_1 = 0,182$  м складає 146,3 дБ;

для  $\lambda = 0,128$  м складає 149,4 дБ;

– затухання в атмосфері  $L_{ат} = 2$  дБ;

– поляризаційні втрати  $L_{пол} = 1$  дБ;

– інші втрати  $L_{ін} 3-4$  дБ.

Таким чином, потужність сигналу на вході приймальної антени ВДЛА дорівнює

$$P_{ант\ ВДЛА} = P_{G_{випр}} 3С - LF - L_{ат} - L_{пол} - L_{ін},$$

і складає мінус 125 дБВт, що при коефіцієнті підсилення приймальної антени ВДЛА навіть менше 0 дБ забезпечує необхідний рівень сигналу на вході приймального пристрою. Рівень пілот-сигналу на вході приймальної антени ВДЛА складе не менше 135 дБВт.

Енергетичні співвідношення на вході приймача при цьому дорівнюють

$$Q = P_{вх}/N_0,$$

де  $P_{вх}$  – потужність сигналу на вході високочастотної частини приймального пристрою,  $N_0$  – спектральна щільність шуму приймача:

$$N_0 = k k_{ш} T_0, \text{ де } k - \text{постійна Больцмана, } k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ Вт/(Гц} \cdot \text{град);}$$

$T_0 - 290$  К,  $k_{ш}$  – коефіцієнт шуму приймача. Для  $k_{ш} = 2$  отримуємо  $N_0 = -200,9$  дБВт/Гц.

Аналогічний розрахунок для енергетичних співвідношень на вході приймальних пристроїв наземного сегменту БФСТВ дає величину потужності сигналу на вході приймальної антени мінус 157,4 дБВт (для максимального значення втрат у вільному просторі). Це означає, що при величині коефіцієнта підсилення передавальної антени БА (приймальні антени ВП) не менше 0 дБ, забезпечується необхідний рівень навігаційного сигналу, що підтверджує працездатність радіоліній ВДЛА.

2.2.1.3 Для відстаней до 60 км в апаратурі БА ВДЛА вихідна потужність передавача складає 0,15 Вт на кожній відповідній частоті. Параметри радіолінії для ЗС в цьому випадку такі:

- максимальна довжина радіолінії, км  $R = 60$ ;
- довжина хвилі несучої передавального пристрою ЗС БФСТВ, м  $\lambda = 0,128$ ;
- довжина хвилі пілот-сигналу ЗС БФСТВ, м  $\lambda_{\text{ПС}} = 0,127$ ;
- потужність передавача БА ВДЛА – 0,5 Вт (сумарна, потужність сигналу кожної частоти відповіді передавача БА не менше 0,16 Вт);
- потужність передавача ЗС – 10 Вт;
- потужність пілот-сигналу ЗС ( $\lambda_{\text{ПС}} = 0,127$  м) – 1 Вт;
- коефіцієнт підсилення передавальної антени ВДЛА  $G_{\text{пер ВДЛА}} = 0$  дБ;
- ефективна потужність випромінюваного сигналу  $PG_{\text{випр}} = -8,2$  дБВт;
- ефективна потужність випромінюваного сигналу  $PG_{\text{випр ЗС}} = 25$  дБВт;
- втрати у вільному просторі  $LF = 20 \lg(\lambda/4\pi R)$  дБ:
  - для  $\lambda_3 = 0,145$  м складає 134,3 дБ;
  - для  $\lambda_2 = 0,150$  м складає 134 дБ ;
  - для  $\lambda_1 = 0,182$  м складає 132,3 дБ;
  - для  $\lambda = 0,128$  м складає 135,4 дБ;
- затування в атмосфері  $L_{\text{ат}} = 2$  дБ;
- поляризаційні втрати  $L_{\text{пол}} = 1$  дБ;
- інші втрати  $L_{\text{ін}} 3-4$  дБ.

Таким чином, потужність сигналу на вході приймальної антени ВП дорівнює

$$P_{\text{ант ВДЛА}} = PG_{\text{випр ВДЛА}} - LF - L_{\text{ат}} - L_{\text{пол}} - L_{\text{ін}}$$

і складає мінус 147,6 дБВт, що при коефіцієнті підсилення приймальної антени навіть менше 0 дБ забезпечує необхідний рівень сигналу на вході приймального пристрою.

2.2.1.4 Для відстаней до 10 км в апаратурі БА ВДЛА вихідна потужність передавача складає 0,1 Вт на кожній частоті відповіді. Параметри радіолінії для ЗС у цьому випадку наступні:

- максимальна довжина радіолінії, км  $R = 10$  км;
- потужність передавача БА ВДЛА – 0,35 Вт (сумарна, потужність сигналу кожної частоти відповіді передавача БА не менше 0,1 Вт);
- потужність передавача ЗС – 10 Вт;
- потужність пілот-сигналу ЗС ( $\lambda_{\text{ПС}} = 0,127$  м) – 1 Вт;
- коефіцієнт підсилення передавальної антени ВДЛА  $G_{\text{пер ВДЛА}} = 0$  дБ;
- ефективна потужність випромінюваного сигналу  $PG_{\text{випр}} = -10$  дБВт;
- ефективна потужність випромінюваного сигналу  $PG_{\text{випр ЗС}} = 25$  дБВт;
- втрати у вільному просторі  $LF = 20 \lg(\lambda/4\pi R)$  дБ:  
 для  $\lambda_3 = 0,145$  м складає 118,33 дБ;  
 для  $\lambda_2 = 0,150$  м складає 118,46 дБ ;  
 для  $\lambda_1 = 0,182$  м складає 116,78 дБ;  
 для  $\lambda = 0,128$  м складає 119,83 дБ;
- затухання в атмосфері  $L_{\text{ат}} = 2$  дБ;
- поляризаційні втрати  $L_{\text{пол}} = 1$  дБ;
- інші втрати  $L_{\text{ін}} 3-4$  дБ.

Потужність сигналу на вході приймальної антени дорівнює

$$P_{\text{ант ВДЛА}} = PG_{\text{випр ВДЛА}} - LF - L_{\text{ат}} - L_{\text{пол}} - L_{\text{ін}}$$

і складає мінус 134,8 дБВт, що при коефіцієнті підсилення приймальної антени ВП навіть менше 0 дБ забезпечує необхідний рівень сигналу на вході приймального пристрою.

## 2.2.2 Енергетика радіоліній при траєкторних визначеннях КА

2.2.2.1 В результаті енергетичного розрахунку радіолінії «Земля–борт» і «борт–Земля» повинна бути визначена необхідна потужність сигналів наземного і бортового передавальних пристроїв, при якій забезпечується прийом навігаційних сигналів відповідної якості. В основу розрахунку

приймаються вимоги інтерфейсного контрольного документа [23] до потужності радіосигналу на вході радіоприймального пристрою (як бортового, так і наземного), що становить не менше мінус 161 дБВт. Це значення правомірне при забезпеченні короткочасної нестабільності частоти на виході передавальної антени не більше  $5 \cdot 10^{-11}$  при усередненні на інтервалах часу  $1 \div 10$  с. Особливістю навігаційної радіолінії є її довжина (~40 тис. км) і робота на окрему приймальну антену з метою поліпшення енергетичних характеристик радіолінії. Енергетичний розрахунок наведено для відстаней ~1000 км і ~40 тис. км.

2.2.2.2 Формування і прийом сигналу для дальності 40 тис. км необхідно забезпечити при наступних основних характеристиках навігаційної радіолінії

– потужність передавача БА КА – 50 Вт (сумарна, на кожній частоті відповіді 16,5 Вт);

– потужність передавача ЗС– 100 Вт;

– потужність пілот-сигналу ЗС ( $\lambda_{\text{ПС}} = 0,127$  м) – 10 Вт;

– коефіцієнт підсилення передавальної антени КА  $G_{\text{пер}} \text{ КА} = 12$  дБ;

– ефективна потужність випромінюваного сигналу  $PG_{\text{випр}} = 24$  дБВт;

– коефіцієнт підсилення передавальної антени ЗС  $G_{\text{пер}} \text{ ЗС} = 15$  дБ;

– ефективна потужність випромінюваного сигналу  $PG_{\text{випр}} \text{ ЗС} = 35$  дБВт;

– втрати у вільному просторі  $LF = 20 \lg(\lambda/4\pi R)$  дБ:

для  $\lambda_3 = 0,145$  м складає 190,35 дБ;

для  $\lambda_2 = 0,150$  м складає 190,06 дБ ;

для  $\lambda_1 = 0,182$  м складає 188,4 дБ;

для  $\lambda = 0,128$  м складає 191,4 дБ;

– затухання в атмосфері  $L_{\text{ат}} = 2$  дБ;

– поляризаційні втрати  $L_{\text{пол}} = 1$  дБ;

– інші втрати  $L_{\text{ін}} = 3-4$  дБ.

Таким чином, потужність сигналу на вході приймальної антени КА дорівнює

$$P_{\text{ант}} \text{ КА} = PG_{\text{випр}} - LF - L_{\text{ат}} - L_{\text{пол}} - L_{\text{ін}}$$

і складає 163 дБВт, що при коефіцієнті підсилення приймальної антени КА не менше 3 дБ забезпечує необхідний рівень сигналу на вході приймального пристрою. З урахуванням необхідності прийому пілот-сигналу БА КА коефіцієнт підсилення приймальної антени повинен бути не менше 13 дБ. Значення рівня випромінюваної потужності пілот-сигналу і коефіцієнта підсилення приймальної антени будуть уточнені на подальших етапах розробки апаратури БФСТВ.

Енергетичні співвідношення на вході приймача при цьому дорівнюють

$$Q = P_{\text{вх}}/N_0,$$

де  $P_{\text{вх}}$  – потужність сигналу на вході високочастотної частини приймального пристрою,  $N_0$  – спектральна щільність шуму приймача:

$$N_0 = k k_{\text{ш}} T_0, \text{ где } k \text{ – постійна Больцмана, } k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ Вт/(Гц} \cdot \text{град);}$$

$T_0$  – 290 К,  $k_{\text{ш}}$  – коефіцієнт шуму приймача. Для  $k_{\text{ш}} = 2$  отримуємо  $N_0 = 200,9$  дБВт/Гц, що є величиною, яку можна реалізувати.

Аналогічний розрахунок для енергетичних співвідношень на вході приймальних пристроїв наземного сегменту БФСТВ дає величину потужності сигналу на вході приймальної наземної антени – 168,3 дБВт (для максимального значення втрат у вільному просторі). Це означає, що при величині коефіцієнта підсилення приймальної антени не менше 10 дБ, забезпечується необхідний рівень сигналу, що підтверджує працездатність вимірювальної радіолінії КА.

2.2.2.3 Формування та прийом сигналу для відстані ~1000 км необхідно забезпечити при наступних основних характеристиках радіолінії

– потужність передавача БА КА – 5 Вт (сумарна, на кожній частоті відповіді 1,6 Вт);

– потужність передавача ЗС – 100 Вт;

– потужність пілот-сигналу ЗС ( $\lambda_{\text{ПС}} = 0,127$  м) – 10 Вт;

– коефіцієнт підсилення передавальної антени КА  $G_{\text{пер}} \text{ КА} = 12$  дБ;

– ефективна потужність випромінюваного сигналу  $P G_{\text{випр}} = 14$  дБВт;

– коефіцієнт підсилення передавальної антени ЗС  $G_{\text{пер}} \text{ ЗС} = 15$  дБ;

– ефективна потужність випромінюваного сигналу  $P G_{\text{випр}} \text{ ЗС} = 35$  дБВт;

– втрати у вільному просторі  $LF = 20 \lg(\lambda/4\pi R)$  дБ:

для  $\lambda_3 = 0,145$  м складає 158,76 дБ;

для  $\lambda_2 = 0,150$  м складає 158,46 дБ ;

для  $\lambda_1 = 0,182$  м складає 156,78 дБ;

для  $\lambda = 0,128$  м складає 159,84 дБ;

– затування в атмосфері  $L_{\text{ат}} = 2$  дБ;

– поляризаційні втрати  $L_{\text{пол}} = 1$  дБ;

– інші втрати  $L_{\text{ін}} 3\text{--}4$  дБ.

Потужність сигналу на вході приймальної антени ВП складає мінус 159,8 дБВт, що при коефіцієнті підсилення наземної приймальної антени не менше 0 дБ забезпечує необхідний рівень сигналу на вході приймального пристрою (для максимального значення втрат у вільному просторі). Це значення рівня сигналу підтверджує працездатність вимірювальних радіоліній космічного сегменту БФСТВ.

### **Висновки по розділу**

Проведені розрахунки показали, що при прийнятих характеристиках БФСТВ (при траєкторних вимірюваннях параметрів руху ВДЛА і КА) необхідні енергетичні співвідношення радіоліній БФСТВ повністю задовольняються і забезпечують працездатність системи.

### 3 НАЗЕМНЕ ОБЛАДНАННЯ БФСТВ

У даному розділі представлені основні принципи побудови і функціонування наземної апаратури БФСТВ (включаючи варіант морського виконання).

До БФСТВ ставляться такі вимоги по виконанню:

– наземне обладнання БФСТВ повинно мати можливість швидкого розгортання;

– вимірювальні приймальні пункти БФСТВ і приймально-передаючий пункт БФСТВ повинні мати невеликі габарити і вагу й доставлятися до місць розміщення на автомобілі (в морському виконанні – на легкому катері);

– живлення пунктів БФСТВ має бути автономним (живлення від внутрішніх акумуляторів); для передавача БФСТВ можливе застосування зовнішніх акумуляторів або бензинового генератора. Час автономної роботи БФСТВ має бути достатнім для проведення сеансу визначення параметрів руху контрольованих об'єктів (КО).

Після розгортання і включення вимірювальний приймальний пункт повинен в автономному режимі (без участі оператора) виконувати наступні функції:

– пошук, виявлення, стеження за сигналами контрольованих об'єктів та вимірювання їх поточних навігаційних параметрів (затримок, фазових вимірів і доплерівських зрушень частот);

– пошук, виявлення, стеження за сигналами ГНСС і вимірювання їх поточних навігаційних параметрів (затримок, фазових вимірів і доплерівських зрушень частот);

– передачу результатів вимірювань на центральний вимірювальний пункт по каналах мобільного Інтернет або іншими спеціалізованими каналами зв'язку;

– реєстрацію вимірювальної інформації на накопичувач для післясеансної обробки результатів вимірювань.

### 3.1 Основні технічні вимоги до складу та функціонування вимірювальних приймальних пунктів БФСТВ

3.1.1 До складу наземного вимірювального приймального пункту БФСТВ входять:

- приймальна антена (може встановлюватися на геодезичній тринозі);
- приймач сигналів КО і ГНСС;
- контролер (опціонально) для індикації роботи приймача;
- накопичувач для зберігання зареєстрованої інформації з метою її обробки в післясеансному режимі;
- акумулятори, що забезпечують можливість автономної роботи приймача;
- засоби зв'язку (мобільний Інтернет або інші спеціалізовані засоби зв'язку) для передачі зареєстрованої інформації на центральний вимірювальний пункт в реальному масштабі часу.

Приблизний вид наземного вимірювального приймального пункту БФСТВ зображений на рисунку 3.1.



Рисунок 3.1

Після увімкнення апаратура приймального пункту БФСТВ має функціонувати у варіанті без обслуговування (без участі оператора).

Вимірювальний приймальний пункт БФСТВ в зібраному стані повинен мати невеликі габарити і вагу і повинен допускати можливість транспортування наземним транспортом (автомобіль типу «Газель», КУНГ і т.д.).

Основним елементом вимірювального приймального пункту БФСТВ є приймач, здатний приймати як сигнали ГНСС, так і сигнали КО з високою динамікою зміни їх параметрів (затримки, фази і доплерівських зсувів частот). Точність всіх спостережень (як за сигналами ГНСС, так і за сигналами від КО) має відповідати точності спостережень (затримки, фази і доплерівських зсувів частот) сучасних ГНСС-приймачів геодезичного класу.

Блок-схема приймача зображена на рисунках 3.2, 3.3.

Структура приймача в частині роботи з сигналами ГНСС відповідає типовій структурі ГНСС-приймача. У аналоговій частині приймача сигнали ГНСС приймаються антеною, посилюються попереднім підсилювачем, перетворюються по частоті донизу і піддаються дискретизації з використанням аналого-цифрового перетворювача (АЦП) з частотою, що задається опорним генератором і формується синтезатором частоти. Підсилення сигналу регулюється блоком автоматичного регулювання підсилення (АРП). Далі відліки сигналів надходять до блоку цифрової обробки сигналів, що містить N каналів роботи з сигналами ГНСС, у яких здійснюється виявлення сигналів супутників ГНСС, стеження за кодом і фазою сигналів, виділення цифрової інформації (ЦІ), яка містить альманахи ГНСС, ефемериди, параметри годинників, параметри іоносфери і формування поточних навігаційних параметрів (ПНП). Далі ЦІ і ПНП всіх каналів надходять до навігаційного процесора (НП) і до процесора вторинної обробки, у яких виконується перетворення спостережень КО і ГНСС (включаючи високоточну прив'язку до шкали часу ГНСС (GPS)), координатна прив'язка приймальних антен та ін. Точні траєкторні визначення параметрів руху КО здійснюються в підсистемі

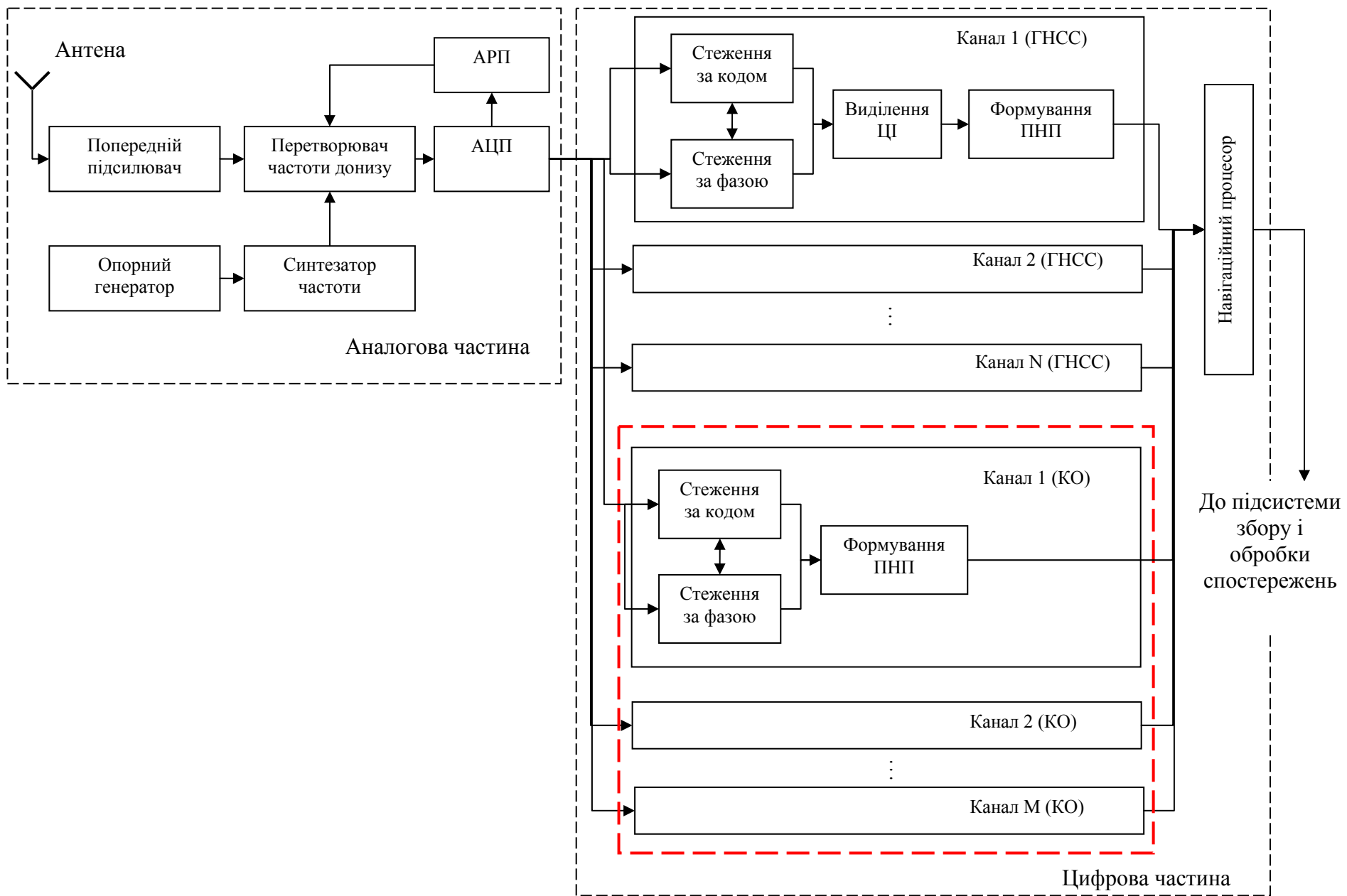


Рисунок 3.2 – Блок-схема приймача БФСТВ

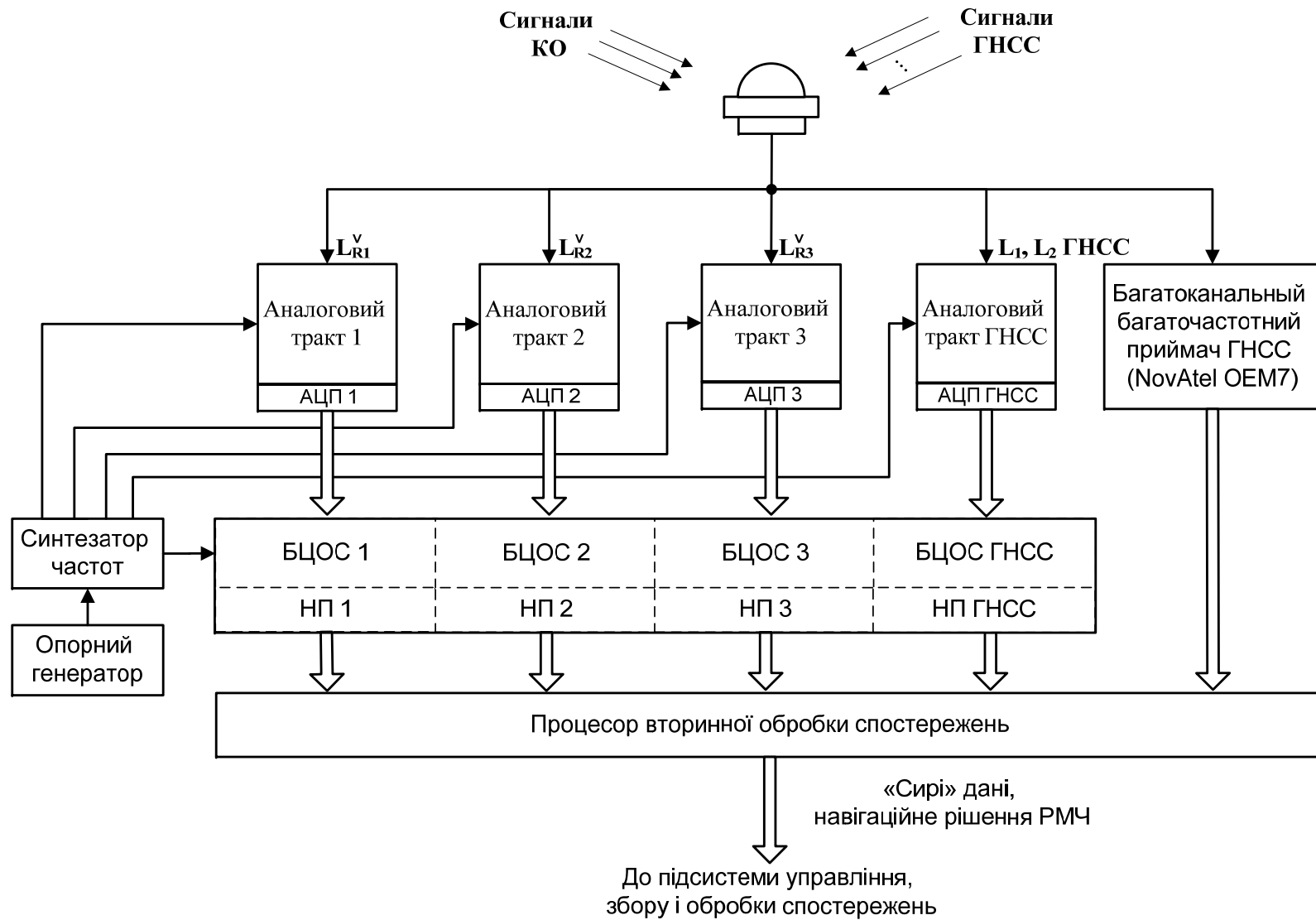


Рисунок 3.3 – Блок-схема приймача БФСТВ (доповнення до рис.1.3)

управління, збору і обробки спостережень.

На рис. 3.3 (доповнення до рис. 3.2) також показаний додатковий OEM-модуль – мультисистемний (GPS+ГЛОНАСС+Galileo+Beidou) багаточастотний приймач геодезичного класу апробованого на світовому ринку виробника (наприклад, канадської компанії NovAtel). Аналогів подібного ГНСС-приймача на даний момент вітчизняні підприємства не виробляють. Тому для вирішення завдань прецизійної координатної прив'язки приймальних антен ВП-ів БФСТВ (як статичних, так і морських «плаваючих»), а також для уточнення параметрів використовуваних моделей тропосферної затримки необхідно застосувати покупні OEM-модулі, які гарантовано забезпечать отримання зазначених даних із заданою точністю .

У приймачі вимірювального пункту БФСТВ додатково введені один або кілька (М) каналів для роботи з сигналами КО (на рисунку виділені червоною пунктирною лінією). Як і в каналах роботи з ГНСС, в них здійснюється виявлення сигналів супутників КО, стеження за кодом і фазою сигналів і формування поточних навігаційних параметрів.

На відміну від вимірювальних каналів сигналів ГНСС, в каналах обробки сигналів КО відсутній блок виділення цифрової інформації (тому що сигнали КО не містять цифрової інформації). Вимірювані параметри сигналів КО мають істотно більшу динаміку зміни в порівнянні з сигналами ГНСС, і канали стеження за сигналами КО мають здійснювати надійне виявлення і стеження за сигналами. З огляду на нетривалі інтервали польоту КО, час виявлення та початку видачі ПНП має бути мінімальним.

Аналогова частина приймача в порівнянні з приймачем ГНСС допрацьовується для можливості додаткового прийому сигналів КО. Крім того, допрацьовується програмне забезпечення навігаційного процесора для спільної обробки інформації ГНСС і КО.

Склад вимірювального пункту БФСТВ в морському виконанні аналогічний складу наземного вимірювального пункту, але вся апаратура приймального пункту повинна бути змонтована на плавучому буї, що має

герметичний корпус для захисту від попадання вологи (бризок води, хвиль). Додатково буй має бути обладнаний передавачем, що передає свої координати (отримані ГНСС-приймачем) для полегшення його пошуку після закінчення сеансу. Буї вимірювальних приймальних пунктів БФСТВ повинні доставлятися до місця розміщення на легкому катері. Приблизний вид вимірювального приймального пункту БФСТВ у морському виконанні зображений на рисунку 3.4.



Рисунок 3.4

### **3.2 Вимоги до реалізації приймально-передавального пункту БФСТВ**

3.2.1 У складі приймально-передавального пункту БФСТВ (який реалізує запитний режим роботи системи з вимірюваннями петльових відстаней) передбачаються наступні складові частини:

- передавальна антена;
- передавач запитного сигналу;

- приймальна антена (включаючи варіант розміщення на геодезичній тринозі);
- приймач сигналів КО і ГНСС;
- контролер для індикації роботи приймача (опціонально);
- накопичувач для зберігання зареєстрованої інформації з метою її обробки в післясеансному режимі;
- акумулятори або бензиновий генератор, щоб забезпечити можливість автономної роботи приймально-передавального пункту;
- засоби зв'язку (мобільний Інтернет або інші спеціалізовані засоби зв'язку) для прийому інформації від всіх вимірювальних пунктів в реальному масштабі часу;
- ноутбук з встановленим ПМЗ сумісної обробки результатів ГНСС-спостережень і спостережень сигналів КО.

Центральний вимірювальний пункт, що входить до складу приймально-передавального пункту БФСТВ, за своїм складом ідентичний іншим вимірювальним пунктам системи.

Передавач запитного сигналу (аналог псевдосупутника) формує і випромінює сигнал, схожий за параметрами на навігаційні сигнали ГНСС. Структурна схема передавача зображена на рис. 3.5.

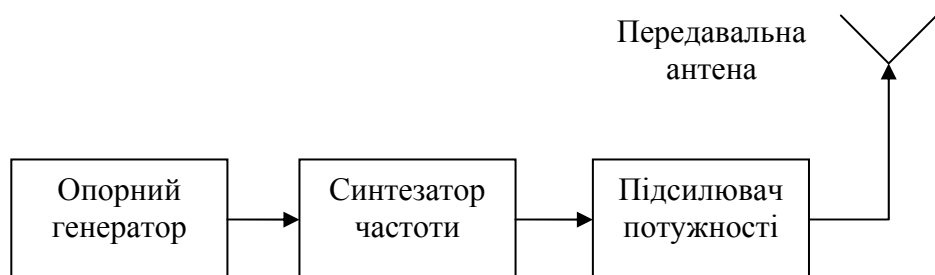


Рисунок 3.5

Вимоги до реалізації наземних антен приймача і передавача будуть сформовані на наступних етапах розробки. При розробці приймальних антен необхідно розглянути можливість використання покупних багатосистемних

ГНСС-антен геодезичного класу. Для цього необхідно провести тестування і дослідження їх характеристик в заданому частотному діапазоні.

### **Висновки по розділу**

1. Показана можливість технічної реалізації наземної апаратури, необхідної для виконання завдань БФСТВ. Представлені основні принципи побудови і функціонування наземної апаратури системи (включаючи варіант морського виконання).

2. Викладено основні технічні вимоги до складу та функціонування вимірювальних приймальних пунктів та приймально-передаючого пункту БФСТВ.

#### 4 БОРТОВА АПАРАТУРА БФСТВ

Характерною особливістю побудови та функціонування бортової апаратури (БА) БФСТВ є робота з одним запитним складним фазоманіпульованим сигналом від одного наземного передавача/псевдосупутника і випромінювання в напрямку наземних приймальних вимірювальних пунктів (ВП-ів) БФСТВ трьох когерентних між собою (повинна дотримуватися також і кодово-фазова когерентність) ГНСС-подібних сигналів на рознесених на задані величини частотах з однією і тією ж модулюючою псевдовипадковою послідовністю (ПВП).

Для прискорення виявлення запитного сигналу бортовою апаратурою і підвищення надійності стеження за частотою запитного сигналу, що приймається, одночасно з запитним фазоманіпульованим сигналом когерентно випромінюється синусоїдальний пілот-сигнал, зсунутий за частотою по відношенню до несучої кодованого сигналу поза смугою спектра, займаною кодованим сигналом.

Параметри сигналу, що приймається – затримка і доплерівська частота – повинні бути враховані при формуванні відповідних сигналів так, щоб на наземних вимірювальних пунктах (за умови високоточної синхронізації шкал часу наземних передавача і приймачів ВП-ів) на всіх трьох частотах були виміряні суми відстаней (петльові відстані) і суми радіальних швидкостей (петльові радіальні швидкості) на трасах «наземний передавач-БА-наземні вимірювальні пункти». Затримки сигналів у БА повинні бути мінімізовані. Точні затримки сигналів будуть визначатися в процесі спеціального калібрування трактів БА. Наземні ВП-и повинні здійснювати вимірювання різниць фаз прийнятих коливань і генеруються місцевими (кожного ВП) еталонами частоти і часу коливань.

БА кожного з контрольованих об'єктів (КО) повинна випромінювати «відповіді» (три вказаних вище сигнали) на одних і тих же частотах, при цьому БА кожного об'єкта повинна здійснювати кодування трьох відповідних фазоманіпульованих ГНСС-подібних сигналів псевдовипадковими

послідовностями (ПВП, кодами) унікальними для кожного КО. Таке кодове розділення сигналів дає можливість в приймачах ВП-ів здійснити розрізнення (ідентифікацію) і роздільну оцінку параметрів сигналів у блоках цифрової обробки.

У ряді випадків (і при випробуваннях ВДЛА, і при траєкторних вимірюваннях низькоорбітальних КА) доцільно використовувати беззапитний режим, коли БА просто випромінює описані вище GPS-подібні когерентні сигнали в напрямку наземних вимірювальних пунктів (режим «свистка»). Універсальна БА дозволяє реалізувати як запитний, так і беззапитний режими роботи. Остання модифікація апаратури функціонально значно простіша, має менші масогабаритні характеристики і вартість.

#### **4.1 Універсальна структурна схема бортового приймача, що встановлюється на контрольовані об'єкти. Функціонування бортової апаратури в запитному і беззапитному режимах**

БА системи траєкторних вимірювань БФСТВ повинна здійснювати прийом запитного складного фазоманіпульованого GPS-подібного сигналу наземного передавача системи, випромінюваних в діапазоні  $\sim 2,3\text{--}2,4$  ГГц (див. рис. 2.1 попереднього частотного плану БФСТВ); ширина спектру випромінюваного наземним передавачем сигналу  $\sim 1,5\text{--}2,4$  МГц.

У напрямку наземних ВП-ів БА повинна здійснювати передачу трьох когерентних між собою (повинна дотримуватися і кодово-фазова когерентність) ГНСС-подібних сигналів на рознесених на задані величини частотах з однією і тією ж модулюючою псевдовипадковою послідовністю (ПВП).

Попередньо робочі частоти БФСТВ складають:

– частоти відповідних сигналів

$F_{r1} = 1650$  МГц,  $F_{r2} = 2000$  МГц,  $F_{r3} = 2070$  МГц;

– частота запитного фазоманіпульованого сигналу  $F_t = 2344$  МГц;

– частота запитного синусоїдального пілот-сигналу  $F_{ps} = 2360$  МГц.

На рис. 4.1 представлена структурна схема бортового приймача (ретранслятора) GPS-подібних сигналів, призначеного для роботи в складі високоточної системи траєкторних вимірювань параметрів руху високодинамічних літальних і космічних апаратів.

В якості робочих сигналів в системі використовуються GPS-подібні сигнали з кодуванням C/A, тип псевдошумової послідовності код Голда. Вид модуляції – BPSK. Смуги робочих частот GPS-подібних сигналів складають ~2,4 МГц.

Структурна схема ретранслятора є універсальною для всіх видів контрольованих об'єктів. Енергетичні характеристики вхідних і вихідних сигналів ретрансляторів визначені в результаті енергетичного розрахунку радіолінії для об'єктів, що летять низько та для об'єктів, що рухаються по високих орбітах, і наведені в розділі 2. Структурна схема частотно-розділювального пристрою, необхідного для забезпечення роботи ретранслятора на одну антену, наведена на рис. 4.2.

До складу бортового ретранслятора входять смугові фільтри СФ1-СФ6, малошумливі підсилювачі МШП1 і МШП2, розгалужувач вхідного сигналу Р, фазовий детектор ФД1, блок синтезу частот БСЧ, керований кварцовий генератор ККГ, датчик синхронізму ДС, датчик рівня вхідного сигналу ДВС, схема АРП (автоматичного регулювання підсилення), I/Q фазовий детектор ФД2, аналого-цифровий перетворювач АЦП, цифро-аналоговий перетворювач ЦАП, процесор схеми стеження за затримкою (ССЗ) і формування ПВП GPS-подібних сигналів відповіді, I/Q фазові модулятори ФМ1-ФМ3, суматор С, підсилювач потужності ПП.

Бортовий ретранслятор працює наступним чином. GPS-подібні сигнали на частоті запитного фазоманіпульованого сигналу  $F_t=2344$  МГц і запитного синусоїдального пілот-сигналу  $F_{ps}=2360$  МГц надходять на вхід приймальної антени ретранслятора і далі через частотно-розділювальний пристрій (в разі роботи системи на загальну приймально-передавальну антену) на вхід

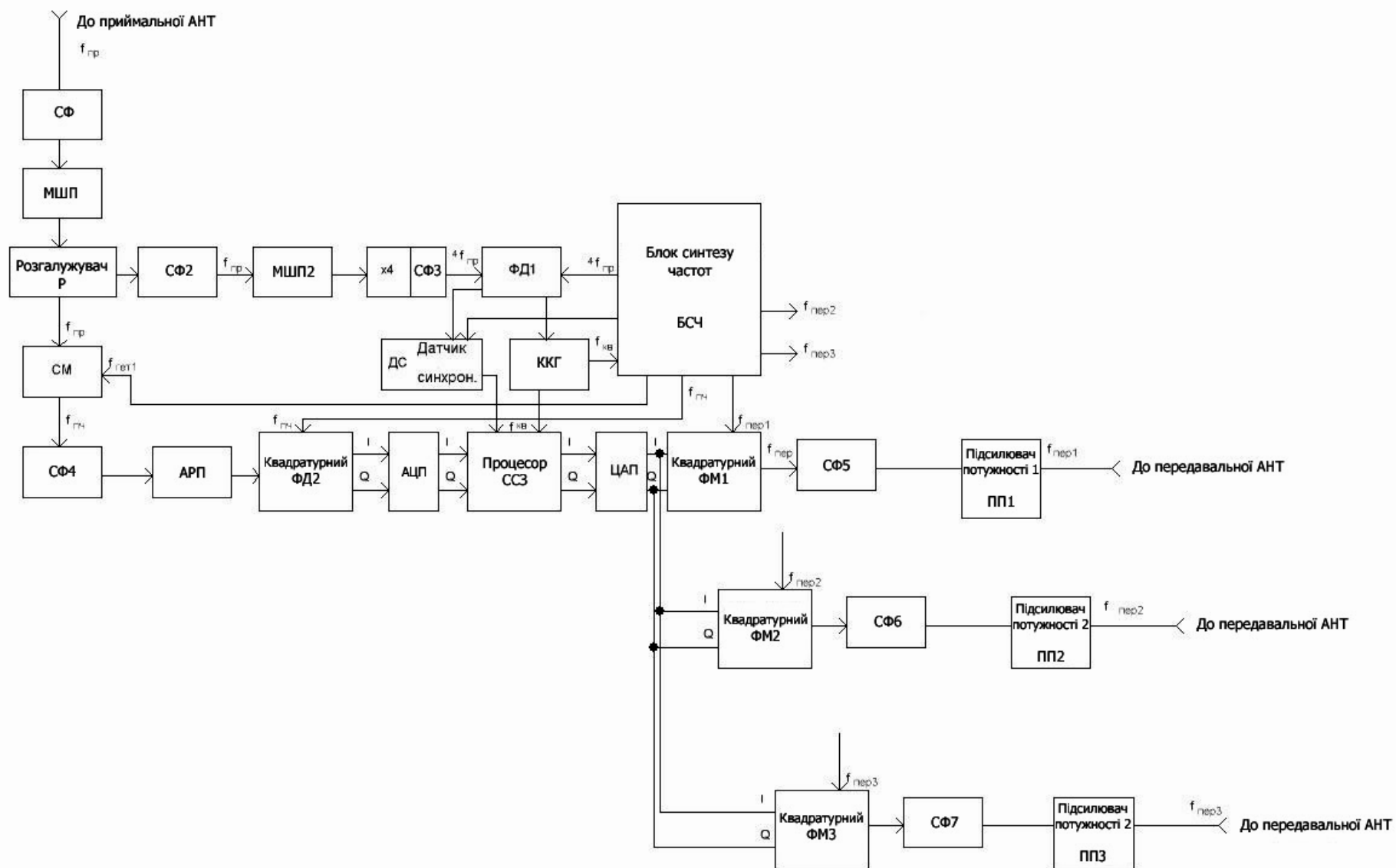


Рисунок 4.1 Структурна схема бортової апаратури (БА)

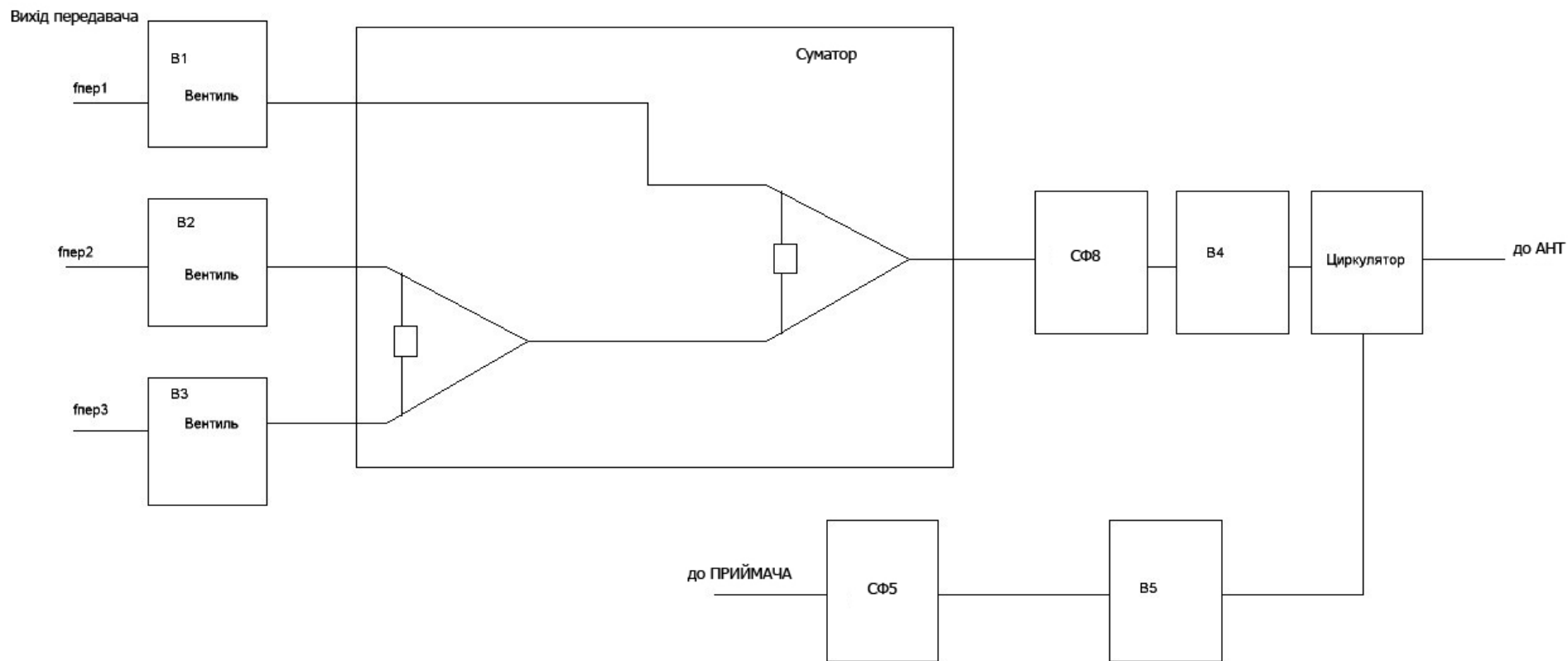


Рисунок 4.2 Розділювальний пристрій бортової апаратури (БА)

смугового фільтра СФ1 із смугою пропускання по рівню мінус 3 дБ, рівною 20 МГц. Рівень вхідного сигналу приймального пристрою складає не менше мінус 161 дБВт.

Двокаскадний малошумливий підсилювач МШП1 з коефіцієнтом шуму не більше 1,0 дБ має коефіцієнт підсилення не менше 30 дБ. Далі прийнятий сигнал розділяється на два канали – канал формування когерентних сигналів гетеродинів і канал прийому і обробки приймального пристрою ретранслятора.

У каналі формування когерентних сигналів гетеродинів прийнятий пілот-сигнал фільтрується смуговим фільтром СФ2 і підсилюється малошумливим підсилювачем МШП2. Система фазового автопідстроювання частоти (ФАПЧ), що складається з фазового детектора ФД1, керованого кварцового генератора ККГ і частини блоку синтезу частот, що формує частоту  $F_{ps}=2360$  МГц, забезпечує когерентність прийнятому запитному сигналу всіх сигналів гетеродинів бортового ретранслятора. Стеження за зміною доплерівського зсуву частоти прийнятого сигналу забезпечується за рахунок необхідного діапазону перебудови частоти керованого кварцового генератора ККГ. Принцип використання пілот-сигналу дозволяє істотно скоротити час входження в синхронізм гетеродинів БСЧ за рахунок відсутності необхідності використання схеми відновлення несучої запитного сигналу.

Блок синтезу частот БСЧ призначений для формування когерентного вхідного сигналу приймача сигналів гетеродинів частот  $F_t, F_{r1}, F_{r2}, F_{r3}, F_{ps}$ . Блок побудований за схемою фазового автопідстроювання частоти, в якості опорного генератора використовується високостабільний керований кварцовий генератор. Комплексний датчик синхронізму ДС відображає наявність синхронізму у всіх петлях ФАПЧ системи. Датчик вхідного сигналу ДВС формує керуючий сигнал для системи АРП приймального пристрою.

У каналі прийому і обробки вхідних сигналів ретранслятора прийнятий сигнал, що надходить з виходу розгалужувача Р, додатково фільтрується смуговим фільтром СФ3 з пропускнуою здатністю за рівнем мінус 3 дБ не більше 7 МГц, підсилюється схемою автоматичного регулювання підсилення

до рівня, необхідного для нормальної роботи мікросхеми фазового детектора ФД2. Продетектовані цифрові послідовності I та Q надходять до двоканального АЦП і далі до процесора, де здійснюється стеження за затримкою прийнятих GPS-подібних сигналів і формування I та Q цифрових послідовностей для модуляторів передавального пристрою ретранслятора.

Схема ретранслятора передбачає формування двох видів цифрових послідовностей передавальних пристроїв. При відсутності сигналу на вході приймального пристрою або за умови неможливості забезпечення режиму стеження за частотою сигналу процесор формує послідовність певного виду, в разі входження системи в синхронізм (про це свідчать показання комплексного датчика синхронізму ДС і режим роботи ССЗ процесора), вид послідовності змінюють і наземний приймальний пристрій може проводити обробку основних параметрів радіолінії.

З виходу процесора I та Q послідовності через ЦАП надходять на три фазових маніпулятора ФМ1-ФМ3, на другі входи яких надходять сигнали несучих частот передавача  $F_{r1}$ ,  $F_{r2}$ ,  $F_{r3}$  з виходу блоку синтезу частот. Для обмеження смуги частот випромінюваних сигналів на виході модуляторів встановлені смугові фільтри СФ4-СФ6, далі сигнали передавального пристрою підсумовуються в суматорі С, одночасно підсилюються лінійним широкосмуговим підсилювачем потужності і надходять на вхід частотно-розділювального пристрою.

Структурна схема частотно-розділювального пристрою (ЧРП) представлена на рис. 4.2. ЧРП складається з феритових мікросмужкових вентилів В1-В3, смугового фільтра СФ7 смуги трьох частот передавального пристрою, смугового фільтра частоти приймального пристрою СФ8 і мікросмугового феритового циркулятора Ц. Розв'язку між каналами прийому і передачі бортового ретранслятора забезпечують циркулятор Ц, вентиля В2, В3 і фільтри СФ8, СФ9. Вентиль В1 забезпечує стабілізацію навантаження вихідного підсилювача потужності передавального пристрою ретранслятора.

Попередній аналіз показав, що не у всіх випадках доцільно використовувати запитний режим вимірювань, в ряді випадків (і при

випробуваннях ВДЛА, і при траєкторних вимірюваннях низькоорбітальних КА) доцільно використовувати беззапитний режим, коли БА випромінює описані вище GPS-подібні когерентні сигнали в напрямку наземних ВП-ів (режим «свистка»). Вже згадана БА є універсальною, що дозволяє реалізувати як запитний, так і беззапитний режими роботи. В останньому випадку в схемі ретранслятора відсутній ряд блоків і вузлів. Схеми реалізації БА для різних типів літальних апаратів наведені в підрозділі 4.2.

Можливість забезпечення адаптивної зміни підсилення випромінюваних/перевипромінюваних ГНСС-подібних сигналів бортової апаратури в напрямку наземних приймальних пунктів в залежності від віддалення контрольованих об'єктів від наземного передавача (пседосупутника) системи доцільно забезпечувати в разі роботи космічного сегмента БФСТВ для зменшення сумарної споживаної потужності БА за рахунок споживання вихідного підсилювача потужності. Запропонована структурна схема БА дозволяє реалізувати даний режим роботи. Сигнал керування режимом роботи підсилювача забезпечується схемою автоматичного регулювання підсилення каналу прийому ГНСС-подібних сигналів бортового ретранслятора АРП.

#### **4.2 Особливості реалізації бортового обладнання ВДЛА (проведення «приземних» полігонних траєкторних вимірювань) і бортового обладнання КА (космічні програми)**

Структурна схема БА БФСТВ є універсальною як для застосування ВДЛА, так і для космічного сегмента системи. Однак енергетичні характеристики обладнання суттєво відрізняються, що призводить до необхідності розробки кількох варіантів структурних схем БА.

Для ВДЛА доцільно розглянути три варіанти БА:

– БА для ОТРК і ЗРК для протяжних трас польоту з відстанями від ВП БФСТВ ~350–400 км; це головний універсальний варіант БА;

– БА для виробів без систем керування для відносно коротких трас польоту з відстанями від ВП БФСТВ до ~50–60 км; це проміжний універсальний варіант БА із запитом і без запиту від наземного передавача;

– БА для виробів як з системами керування, так і без таких для найкоротших трас з відстанями від ВП БФСТВ до ~10 км; цей варіант борту – «радіомаяк» без запиту; в цьому випадку БФСТВ буде реалізовувати тільки пасивний різницево-далекомірний спосіб визначення параметрів руху.

Для КА необхідно розглянути два варіанти БА:

– БА для КА, які виводяться на геостаціонарні орбіти на висотах ~36 тис. км послідовно з низької орбіти (висоти ~200÷1000 км) до необхідної геостаціонарної; це головний універсальний варіант БА із запитом від наземного передавача;

– БА для КА, які виводяться тільки на низькі орбіти (висоти до 1000 км) з відстанями від ВП БФСТВ до ~2500–3000 км; в разі побудови БФСТВ з вимірювальними базами до ~700÷1000 км на території України борт може бути побудований за схемою «радіомаяк» без використання запиту; в цьому випадку БФСТВ буде реалізовувати тільки пасивний різницево-далекомірний спосіб визначення параметрів руху.

Основною вимогою до бортової апаратури традиційно вважається забезпечення мінімально можливих масогабаритних характеристик і потужності споживання БА, а для БА ВДЛА необхідно забезпечити також досить низьку вартість серійного зразка БА.

Структурна схема бортового ретранслятора розроблена таким чином, щоб можна було в повній мірі використовувати існуючу елементну базу провідних світових виробників, таких як **Analog Device**, **Hittite**, **RF LAMBDA** та ін. Нижче наведені можливі варіанти реалізації структурної схеми приймача.

#### 4.2.1 БА для коротких трас з відстанями від ВП БФСТВ до 10 км

Структурна схема БА представлена на рис. 4.3. Позначення вузлів, що входять до неї, відповідають позначенням схеми БА підрозділу 4.1.

БА складається з блоку синтезу частот, який формує з частоти опорного кварцового генератора три відповідні частоти передавального пристрою FR1, FR2, FR3; фазових модуляторів ФМ1-ФМ3, смугових фільтрів СФ4-СФ6, суматора сигналів С, попереднього і вихідного (підсилювача потужності, ПП) підсилювачів, кодера.

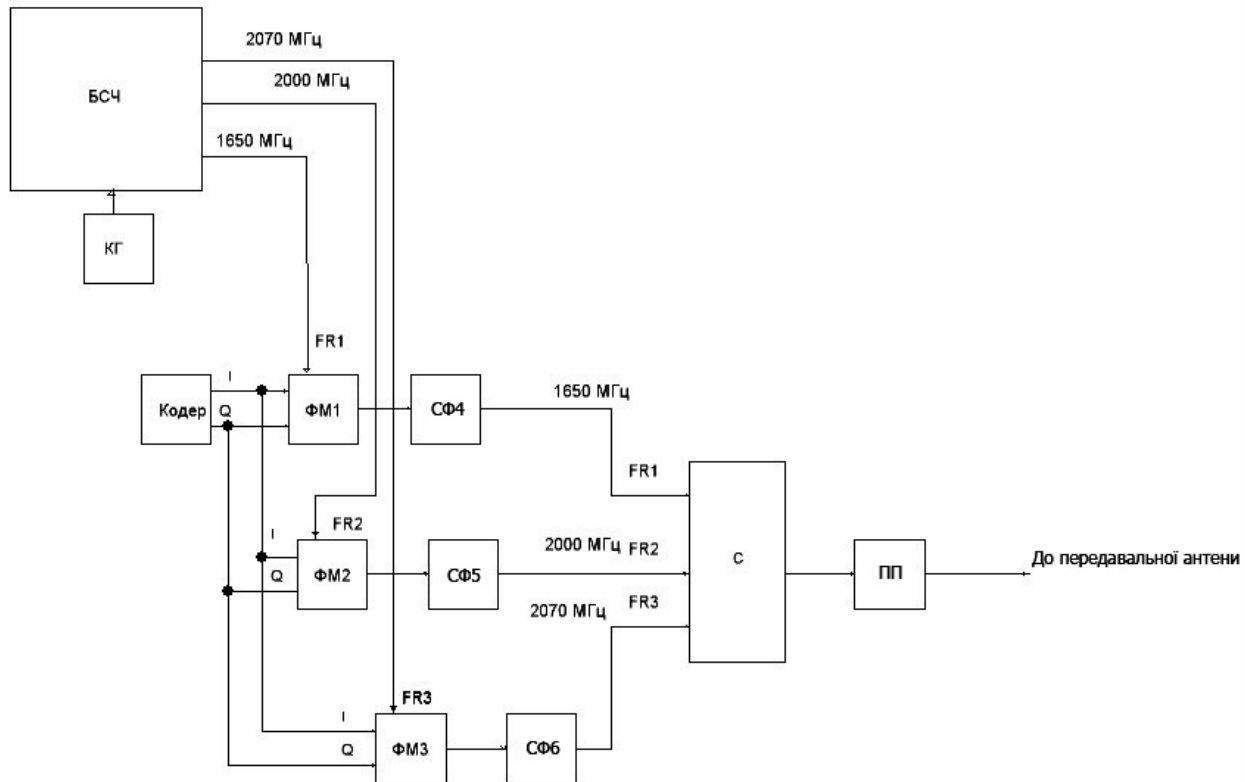


Рисунок 4.3 Беззапитний варіант побудови БА

Блок синтезу частот побудований на основі трьох схем ФАПЧ – мікросхем малошумливих синтезаторів частоти, інтегрованих з генератором вихідної частоти, фірми Analog devices ADF4360-2 (для частот FR2, FR3), ADF4360-7 (для частоти FR1). Потужність споживання такої мікросхеми становить 0,165 Вт (3,3 В, 50 мА), вихідна потужність – не менше мінус 6 дБмВт. В якості опорного генератора можливе застосування економічного генератора ГК-52П компанії **ТОВ «Моріон»** або аналогічного.

Як модулятори використані мікросхеми компанії **Analog Devices AD8346**. Діапазон робочих частот модулятора  $0,8 \div 2,5$  ГГц, Потужність споживання такої мікросхеми становить 0,165 Вт (3,3 В, 50 мА), вихідна потужність – не менше мінус 6 дБмВт. На виході модуляторів встановлені мікросмушкові смугові фільтри з пропускнуою здатністю за рівнем мінус 3 дБ не більше 15 МГц. Необхідний рівень вихідної потужності забезпечують лінійні підсилювачі – мікросхеми FRGA 2012 (3,3 В, 23 мА, коефіцієнт підсилення  $K_p=25$  дБ) і ADL5324 (3,3 В, 62 мА, коефіцієнт підсилення  $K_p=14$  дБ). Кодер виконаний на

основі програмованої логічної інтегральної схеми (ПЛІС), потужність споживання пристрою складе не більше до 0,3 Вт.

У розглянутій схемі вихідна потужність БА складе не менше 0,1 Вт на кожній частоті відповідного сигналу. Сумарна потужність споживання з урахуванням к.к.д. джерела живлення 80% дорівнює не більше 2,1 Вт. Об'єм, який займає БА – не більше 0,3 дм<sup>3</sup>.

Оціночна вартість виготовлення комплекту в умовах дрібносерійного виробництва складе **~9,0 тис. грн. (~350 у.о.)** при вартості наведених вище покупних комплектуючих виробів (ПКВ) не більше **~150 у.о.**

4.2.2 БА для виробів без систем управління (РСЗВ) для відносно коротких трас польоту з відстанями від ВП БФСТВ до ~50÷60 км і БА для керованих виробів (ОТРК) з відстанями від ВП БФСТВ до ~350÷400 км

Розглянемо варіанти побудови БА із запитом і без запиту від наземного передавача. Для беззапитного варіанту можливе використання структурної схеми, описаної в п. 4.2.1 (рис. 4.3) з урахуванням заміни мікросхеми попереднього підсилювача FRGA2012 на мікросхему ADL5324. Потужність споживання БА незначно збільшиться і складе 2,3 Вт при тій же вартості одиничного (при малій серії виготовлення) зразка БА. Вихідна потужність апаратури дорівнює 0,15 Вт на кожній частоті відповідного сигналу.

На рис. 4.4 наведено варіант схеми БА із запитним сигналом. Структурна схема БА, що працює на відстанях від ~60 км до ~350÷400 км аналогічна. Відмінність полягає в типі вихідного підсилювача потужності. У другому випадку вихідна потужність підсилювача дорівнює 1 Вт.

На вході БА встановлений надмалощумливий підсилювач TQP3M9037 компанії **TriQuint (Qorvo)** з коефіцієнтом шуму не більше 0,45 дБ на частоті 2,4 ГГц і коефіцієнтом підсилення не менше 19,8 дБ. В якості другого каскаду МШП1 і однокаскадного МШП2 можливе використання малощумливого підсилювача HMC753 фірми **Hittite Microwave Inc.** з коефіцієнтом шуму не більше 1,5 дБ при коефіцієнті підсилення 16,5 дБ.

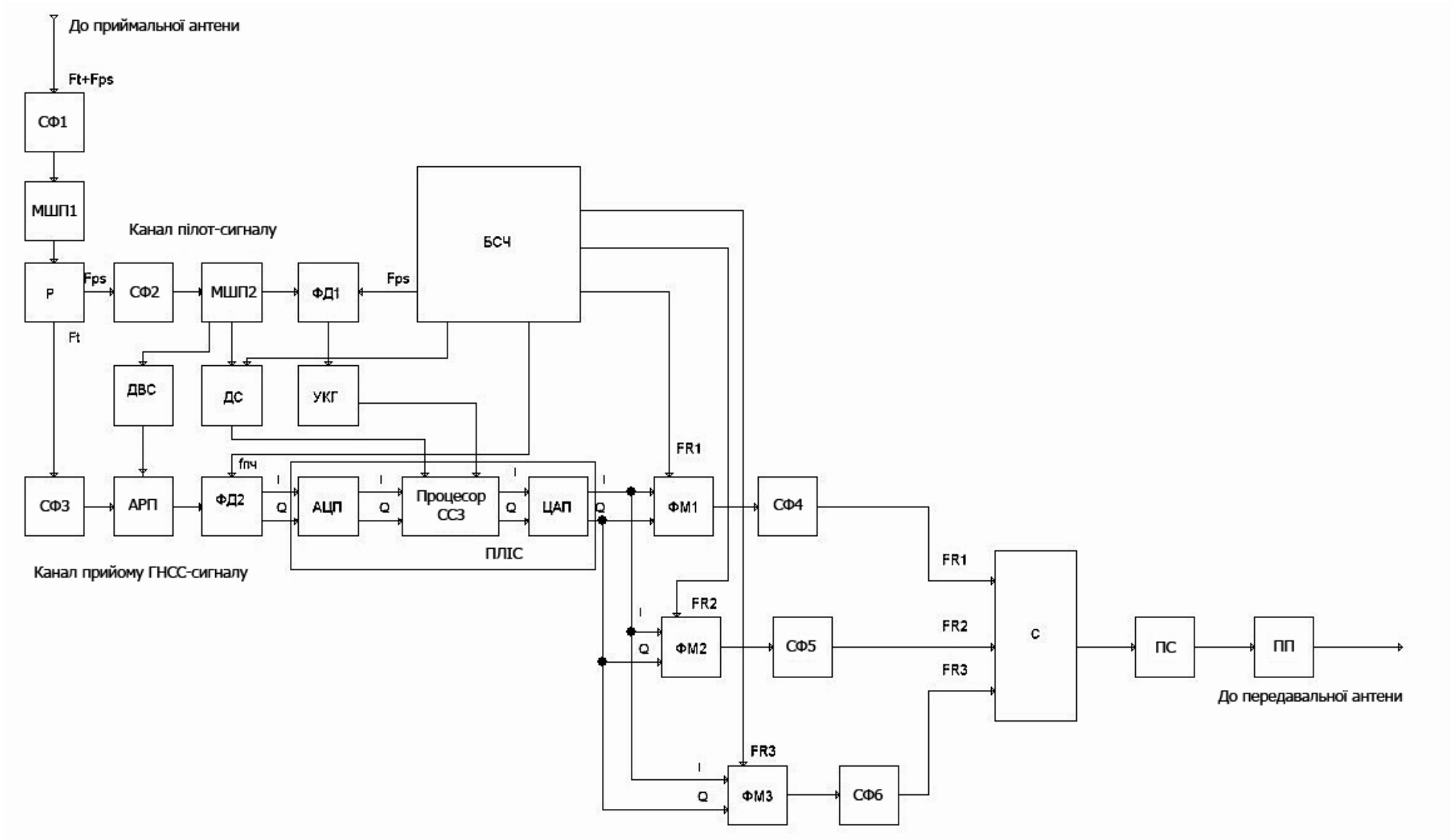


Рисунок 4.4 Запитний варіант побудови БА ВДЛА і КА

У схемі також використовується мікросхема компанії **Analog Devices** ADL83572 – як фазовий детектор ФД2, споживана потужність мікросхеми становить 1 Вт (5 В, 200 мА), максимальна робоча частота 2,7 ГГц. Як підсилювач АРП використовується мікросхема TQM8M9079 компанії **TriQuint (Qorvo)**, що працює в діапазоні частот 500÷2700 МГц, діапазон регулювання коефіцієнта підсилення – не менше 30 дБ, потужність споживання мікросхеми 0,45 Вт (5 В, 90 мА).

Блок синтезу частот аналогічний розглянутому раніше, але доповнений каналом формування частоти пілот-сигналу на мікросхемі ADF4360-2, потужність споживання БСЧ в цьому випадку складе 0,66 Вт.

У схемі забезпечення когерентності вихідних сигналів БА використана мікросхема HMC689 фірми **Hittite Microwave Inc.**

При розробці БА для збільшення швидкості і якості обробки прийнятих сигналів доцільно також використовувати програмовані вентильні матриці FPGA, наприклад типу Stratix компанії **Altera**. Потужність споживання пристрою дорівнює 1 Вт. В якості опорного кварцового генератора пропонується використовувати прецизійний малошумливий кварцовий генератор із швидким переходом в режим і стійкістю до жорстких механічних впливів ГК99-ТК або його аналог. Можливість перебудови частоти генератора в діапазоні  $\pm 6 \times 10^{-6}$  відносно номінального значення без погіршення значення короткочасної нестабільності частоти забезпечує необхідну смугу стеження системи ФАПЧ БА з урахуванням доплерівського зсуву частоти сигналу.

В якості вихідного підсилювача ПП застосований підсилювач RF2224 компанії **TriQuint (Qorvo)** з вихідною потужністю 1 Вт, коефіцієнтом підсилення 14,5 дБ, потужністю споживання не більше 1,5 Вт.

Для розглянутого найбільш повного варіанту БА ВДЛА потужність споживання з урахуванням споживання джерела живлення складе  $\sim 7,5$  Вт. Об'єм, який займає БА – не більше 0,5 дм<sup>3</sup>.

Оціночна вартість виготовлення комплекту БА в умовах дрібносерійного виробництва складе  **$\sim 18,0$  тис. грн. ( $\sim 700$  у.о.)** при вартості наведених вище ПКВ  **$\sim 300$  у.о.**

#### 4.2.3 БА для КА на геостаціонарних орбітах

Структурна схема даного варіанту БА відповідає найбільш повній, наведеній у п. 4.2.2 (рис. 4.4). Вихідна потужність БА КА складає ~50 Вт. В якості вихідного підсилювача потужності ПП БА КА можливе застосування лінійного підсилювача потужності RFLNPA1720A компанії **RF-LAMBDA Inc.** У заданому діапазоні частот і при вихідній потужності 50 Вт коефіцієнт підсилення підсилювача дорівнює не менше 47 дБ при потужності споживання ~73 Вт. Сумарна потужність споживання БА в цьому випадку не перевищить 100 Вт.

Оціночна вартість виготовлення комплекту БА в умовах дрібносерійного виробництва складе ~300,0÷360,0 тис. грн. (~12,0÷14,0 тис. у.о.) при вартості наведених вище ПКВ ~5,5 тис. у.о.

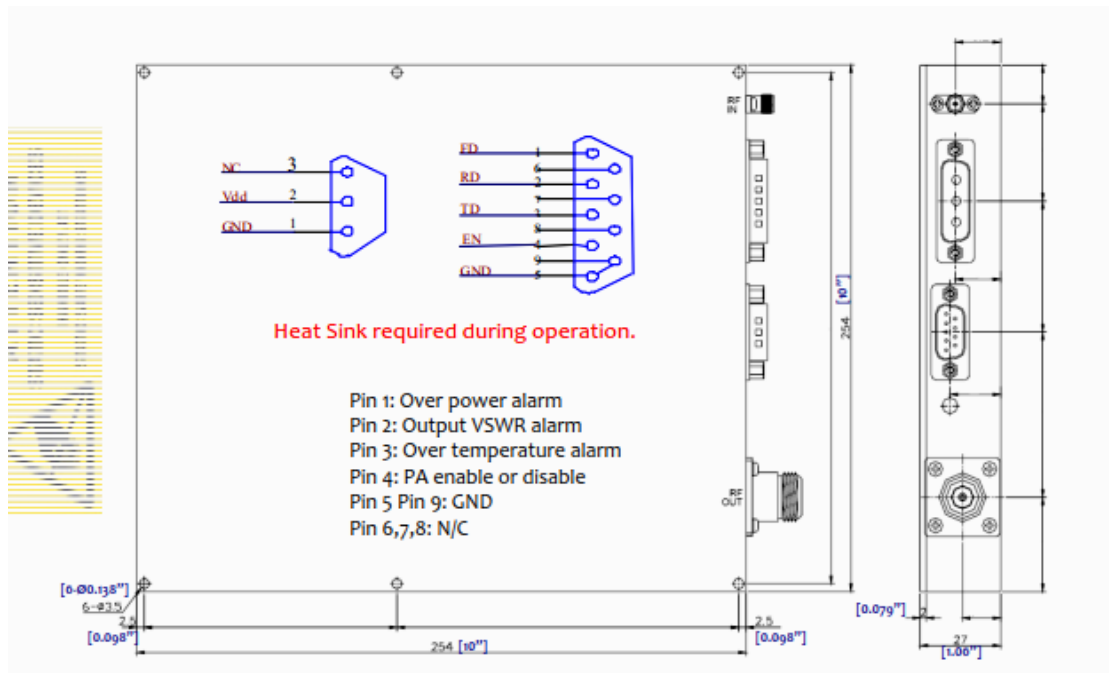


Рисунок 4.5 Підсилювач потужності RFLNPA1720A

#### 4.2.4 БА для КА на орбітах з висотою до 1000 км

Структурна схема даного варіанту БА відповідає найбільш повній схемі, наведеній у п. 4.2.2 (рис. 4.4). Вихідна потужність БА КА складає ~5 Вт. Як вихідний підсилювач потужності ПП БА КА може застосовуватися лінійний підсилювач потужності TGA2237 фірми **Qorvo**. У заданому діапазоні частот і вихідної потужності 10 Вт коефіцієнт підсилення підсилювача дорівнює не менше 13 дБ при к.к.д. більше 52%. Сумарна потужність споживання БА в цьому випадку не перевищить 35 Вт.

Об'єм, який займає розроблювана апаратура, з урахуванням запропонованої елементної бази орієнтовно можна оцінити як 1 дм<sup>3</sup>.

Оціночна вартість виготовлення комплекту в умовах дрібносерійного виробництва складе ~**50,0 тис. грн. (~2,0 тис. у.о.)** при вартості наведених вище ПКВ не більше ~**700–1000 у.о.**

### 4.3 Бортові антени контрольованих об'єктів

Припускається, що на ВДЛА (зважаючи на особливості конструкцій ракет, що підлягають випробуванням) будуть встановлюватися кільцеві мікросмужкові антени «w/ground»-типу L- і частково S-діапазонів (див., наприклад, сайт <http://www.haigh-farr.com/index.shtml> і матеріали фірми **Haigh-Farr, Inc** США) – такі, що одночасно приймають запитні і випромінюють відповідні сигнали БФСТВ (одна антена). Для випадку космічних програм на КА допустиме припущення про можливість установки двох антен – такої, що приймає запитний сигнал і такої, що передає відповідні сигнали.

### Висновки по розділу

1. Розглянута вище універсальна структурна схема БА підтвердила можливість технічної реалізації бортової апаратури, необхідної для виконання завдань БФСТВ. Пропонована апаратура дозволяє забезпечити необхідний рівень вихідної потужності передавача, задану чутливість приймального пристрою, необхідну смугу стеження системи ФАПЧ БА з урахуванням доплерівського зсуву частоти сигналу.

2. В процесі розробки апаратури повинні бути мінімізовані та оцінені систематична і випадкова складові величини затримки сигналу в БА, а також розроблена методика її вимірювання та калібрування.

3. Попередня оцінка об'ємних характеристик апаратури, її потужності споживання і вартості виготовлення одиничного зразка невеликої серії підтверджує можливість використання апаратури з урахуванням вимог системи БФСТВ.

## 5 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СПОСТЕРЕЖЕНЬ СИСТЕМИ, МОДЕЛЬ ПОХИБОК СПОСТЕРЕЖЕНЬ ТА АПРІОРНА ОЦІНКА ТОЧНОСТІ ТРАЄКТОРНИХ ВИЗНАЧЕНЬ

### 5.1 Математична модель спостережень системи. Джерела та оцінки похибок спостережень

5.1.1 Відзначимо наступні важливі початкові положення при формуванні математичної моделі спостережень БФСТВ в цілому – як з урахуванням GPS-спостережень, так і кодових і фазових спостережень КА:

1) припускаємо, що кожен приймач інтерферометра БФСТВ (з однією і тією ж приймальною антеною L-діапазону) включає в себе дві складові – аналогову і цифрову частину одночасного прийому сигналів КА і сигналів GPS (вітчизняна розробка) і модуль типу OEM-7 (NovAtel Inc.), підключений до тієї ж приймальної антени через спліттер;

2) вважаємо, що кодові і фазові спостереження модулів OEM-7 використані для оцінки з високою точністю ( $СКП/RMS_{\bar{x}} \leq 1$  см) координат середніх фазових центрів (СФЦ) приймальних антен вимірювальних пунктів (ВП)/станцій інтерферометра БФСТВ (в системі координат ITRFXXXX), тобто вважаємо, що після калібрування апаратури БФСТВ координати всіх СФЦ ВП-ів (на всіх частотах L-діапазону) відомі з необхідною точністю;

3) вважаємо, що на кожному ВП-і інтерферометра БФСТВ оцінені (за спостереженнями модулів OEM-7) на заданому інтервалі часу поточні зенітні тропосферні затримки (ЗТЗ) (методом PPP і диференціальним методом) з похибками  $\sim 5-10$  мм (СКП/RMS) для будь-якого моменту часу із заданого інтервалу;

4) вважаємо, що кодові і фазові GPS-спостереження приймальної частини ВП-ів вітчизняної розробки використовуються для цілочисельного/дискретного РФН (одинарних різниць фазових спостережень) для кожного з проходів супутників GPS і для кожної вимірювальної бази (з урахуванням відомих точних ефемерид супутників GPS і координат СФЦ приймальних антен ВП-ів

інтерферометра) і подальшої відповідної корекції рівнянь GPS-спостережень на оцінені фазові цикли, а також на оцінки різниць відстаней на трасах «GPS-супутники – ВП-и інтерферометра»;

5) вважаємо, що кодові і фазові КА-спостереження приймальної частини ВП-ів вітчизняної розробки використовуються для цілочисельного/дискретного РФН (одинарних різниць фазових спостережень) для кожної вимірювальної бази (з урахуванням відомих координат СФЦ прийомних антен ВП-ів інтерферометра і з урахуванням відомих оцінок ЗТЗ) і подальшої відповідної корекції рівнянь КА-спостережень на оцінені фазові цикли;

б) вважаємо, що всі кодові і фазові спостереження (як GPS-спостереження, так і КА-спостереження) приймальної частини ВП-ів вітчизняної розробки приведені в ході пре-процесингу на одні й ті ж рівнодискретні (наприклад, секундні) відліки часу в шкалі часу GPS;

з іншого боку це означає, що для кожної вимірювальної бази інтерферометра БФСТВ моменти випромінювання сигналів з борту КА будуть відрізнятися (при цьому і параметри траєкторії в ці різні моменти теж будуть відрізнятися), що призводить до необхідності вводити відповідні корегування в спостереження для їх приведення до одного моменту часу випромінювання; розрахунок зазначених корекцій передбачається проводити, виходячи з попередніх оцінок координат і складових вектора швидкості (СВШ) КА;

7) математична модель рівнянь спостережень інтерферометра враховує тільки одинарні різниці кодових і фазових спостережень за сигналами КА; в модель також вводяться рівняння кодових відстаней на трасах «наземний передавач БФСТВ – КА»; передбачається, що затримка запитного сигналу в апаратурі трансивера на борту КА відкалібрована з субдециметровою точністю;

8) при перетвореннях рівнянь спостережень будемо вважати, що заздалегідь обрані референційний проліт (або ділянка) (референційний GPS-супутник) на інтервалі радіовидимості і референційний ВП/станція (майстер-станція) інтерферометра БФСТВ.

5.1.2 Розглянемо спочатку рівняння кодових і фазових GPS-спостережень – відому апробовану математичну модель, що включає також основні джерела похибок спостережень.

Нехай маємо на кожній станції GPS-мережі (поки не вводимо індекс станції) оцінки кодових  $[\hat{S}_{C_1}^j(t_k), \hat{S}_{C_2}^j(t_k)]$  і фазових  $[\hat{L}_1^j(t_k), \hat{L}_2^j(t_k)]$  псевдовідстаней ( $j$  – індекс GPS-супутника), що належать до часу прийому  $t_k$  в шкалі часу GPS. Вважаємо, що спостереження на заданому інтервалі часу пройшли попередню обробку (пре-процесінг), в ході якої усунуті фазові стрибки, аномальні спостереження (кодові і фазові), всі спостереження приведені до цілих секунд шкали часу GPS та ін. Також вважаємо, що, крім бортової навігаційної інформації (що передається супутниками GPS у реальному часі) маємо з міжнародного центру IGS інформацію про точні орбіти і про точні годинники супутників GPS, також як і інформацію про кодові затримки сигналів (на частотах  $L_1$  і  $L_2$  GPS) в трактах супутників GPS. Відзначимо, що позначення  $C_1$  означає, що приймач може вимірювати псевдозатримки сигналів  $C/A$ ,  $C_1$  і  $P_1$  GPS, а позначення  $C_2$  означає можливість вимірювання псевдозатримок сигналів  $C_2$  або  $P_2$ . Тому важливо мати кодові корекції затримок в трактах супутників, які стосуються відповідних сигналів, тому що вказані корекції (затримки в трактах супутників) розрізняються для різних сигналів. Крім того, і фазові спостереження також повинні використовуватися відповідно кодовим сигналам. Так, при використанні модулюючих сигналів  $P_1$  і  $P_2$  необхідно використовувати спостереження  $L_1(P_1)$  і  $L_2(P_2)$ , а також корекції затримок сигналів в трактах, які отримані в центрах обробки для сигналів  $P_1$  і  $P_2$ .

Таким чином, відома і апробована модель GPS-спостережень може бути представлена у вигляді:

$$\begin{cases} \hat{S}_{C1}^j(t_k) = F^j(t_k) + I^j(t_k) + (b_{C1} - B_{C1}^j) + [\Delta\tilde{\rho}_{pcv1}^j(t_k)] + \Delta R_{GEO}^j(t_k) + \delta S_{C1}^j(t_k); \\ S_{C2}^j(t_k) = F^j(t_k) + \gamma^2 \cdot I^j(t_k) + (b_{C2} - B_{C2}^j) + [\Delta\rho_{pc12}^j(t_k) + \Delta\tilde{\rho}_{pcv2}^j(t_k)] + \Delta R_{GEO}^j(t_k) + \delta S_{C2}^j(t_k); \\ \hat{L}_1^j(t_k) = F^j(t_k) - I^j(t_k) + (b_{\varphi_1} - B_{\varphi_1}^j) - M_1^j \cdot \lambda_1 + [\tilde{\rho}_{pcv1}^j(t_k)] + \phi_{wup}^j(t_k) \cdot \lambda_1 + \Delta R_{GEO}^j(t_k) + \delta L_1^j(t_k); \\ \hat{L}_2^j(t_k) = F^j(t_k) - \gamma^2 \cdot I^j(t_k) + (b_{\varphi_2} - B_{\varphi_2}^j) - M_2^j \cdot \lambda_2 + [\rho_{pc12}^j(t_k) + \Delta\tilde{\rho}_{pcv2}^j(t_k)] + \phi_{wup}^j(t_k) \cdot \lambda_2 + \Delta R_{GEO}^j(t_k) + \delta L_2^j(t_k). \end{cases} \quad (5.1)$$

Тут введені такі позначення:

$F^j(t_k) = R^j(t_k) + [\Delta^{GPS}(t_k) - \Delta^{j,GPS}(t_k) - F_{rel}^j] + Tr^j(t_k)$  – функція, що включає в себе частотно-незалежні змінні (орбіти

і поправки годинників супутників, розбіжності годинників приймача і GPS, тропосферні ( $Tr$ ) затримки, релятивістські поправки);

$R^j(t_k) = \sqrt{[x(t_k) - \hat{X}^j\{t_k(t_T^j)\}]^2 + [y(t_k) - \hat{Y}^j\{t_k(t_T^j)\}]^2 + [z(t_k) - \hat{Z}^j\{t_k(t_T^j)\}]^2}$  – геометрична відстань між фазовим

центром антени (на частоті  $L_1$ ) приймача і фазовим центром випромінювання антени  $j$ -го супутника GPS (на частоті  $L_1$ );

$t_k(t_T^j)$ ;  $t_T^j = \mathcal{F}(t_k)$ ;  $t_k = \text{arc}\mathcal{F}(t_T^j)$ ;  $t_k$  – момент прийому сигналів в шкалі часу GPS; момент випромінювання сигналу визначається як різниця моменту прийому сигналу і відношення вимірної псевдовідстані до швидкості світла ( $t_k \Leftrightarrow t_T^j\{t_k\}$ );

$x(t_k)$ ,  $y(t_k)$ ,  $z(t_k)$  – поточні координати фазового центру (ф.ц.) (на частоті  $L_1$ ) приймальної антени у Грінвічській системі координат – ГСК (ECEF) з параметрами загальноземного еліпсоїда WGS-84 або ITRF-XXXX, що підлягають оцінці; в окремому статичному випадку вважаємо, що  $x(t_k) = x$ ,  $y(t_k) = y$ ,  $z(t_k) = z$ ;

$\hat{X}^j\{t_k(t_T^j)\}, \hat{Y}^j\{t_k(t_T^j)\}, \hat{Z}^j\{t_k(t_T^j)\}$  – розрахункові значення координат (ефемериди)  $j$ -го супутника (його центру мас), обчислені на момент випромінювання сигналу  $j$ -го супутника GPS ( $t_T^j$ ), відповідного часові ( $t_k$ ) прийому цього сигналу; тут вважаємо, що на етапі пре-процесінгу були застосовані корекції повороту системи координат через ефект обертання Землі за час поширення сигналу на трасах «супутники - приймач»;

$\Delta^{GPS}(t_k)$  – невідома величина, що підлягає визначенню, яка дорівнює розбіжності шкал часу приймача і GPS, помноженій на швидкість світла  $c$ ;

$\Delta^{j,GPS}(t_k)$  – величина, яка дорівнює розбіжності шкали часу  $j$ -го супутника GPS і системної шкали часу GPS, помноженій на швидкість світла;  $\Delta^{j,GPS}(t_k)$  корегується з використанням відповідних бортових або точних (з даних IGS) часових поправок;

$F_{rel}^j$  – релятивістський ефект; коригується поправкою, що розраховується відповідно до ICD-200 або інших документів;

$I^j(t_k)$  – частотно-залежна іоносферна затримка (у метрах) на частоті  $L_1$  GPS ( $f_{L_1} = 1575,42\text{МГц}$ ;  $f_{L_2} = 1227,6\text{МГц}$ );

$\gamma^2 = \left(\frac{77}{60}\right)^2 = \frac{f_{L1}^2}{f_{L2}^2} = \frac{\lambda_2^2}{\lambda_1^2}$ ;  $b_{C1}, b_{C2}, B_{C1}^j, B_{C2}^j, b_{\varphi_1}, b_{\varphi_2}, B_{\varphi_1}^j, B_{\varphi_2}^j$  – кодові та фазові інструментальні (апаратні) затримки сигналів у

трактах супутників GPS ( $B$ ) і приймача ( $b$ ), що приймаються постійними на інтервалі спостережень; введемо позначення:

$$B_{C2}^j - B_{C1}^j = B^j \rightarrow DCB^j; B_{\varphi_2}^j - B_{\varphi_1}^j = B_{\varphi}^j; b_{C2} - b_{C1} = b \rightarrow IFB; b_{\varphi_2} - b_{\varphi_1} = b_{\varphi};$$

$\Delta\tilde{\rho}_{pcv1,2}^j(t_k)$  – варіації ( $PCV$  – Phase Center Variations) положення середнього фазового центра (с.ф.ц.) GPS-антени приймача для кожної з несучих частот (з урахуванням кутового положення  $j$ -го супутника); у рівняннях (5.1) опущені аналогічні складові для передавальних бортових GPS-антен супутників, однак і ці складові мають бути враховані (скоректовані) в ході підготовки до рішення навігаційної задачі (НЗ) з використанням даних у форматі ANTEX;

$\Delta\rho_{pc12}^j(t_k)$  – похибки псевдовідстані через зсув фазових центрів наземної приймальної GPS-антени на різних частотах (аналогічні похибки виникають через зсуви с.ф.ц. випромінюючих антен супутників); похибки  $\Delta\rho_{pc12}^j(t)$  призводять до похибок всіх лінійних комбінацій спостережень – WL (Wide-Lane), MW (Melbourne-Wubben), IF (Ionosphere-Free), GF (Geometry-Free), тому необхідно по можливості (при наявності поправок та інших даних формату ANTEX і формату RINEX) компенсувати ці похибки (похибки деяких комбінацій для антен типу «choke-ring» можуть досягати  $\sim 11 \div 12$  см);

$\varphi_{wup}^j(t_k)$  – «wind-up»-ефект (у циклах), характеризується додатковим набігом фаз  $L_1$  і  $L_2$  спостережень через обертання супутників GPS навколо своєї осі відносно приймальної антени (цей ефект в диференціальному режимі на базах до  $\sim 1000$  км дуже малий); аналогічний ефект виникає в спостереженнях в тому разі, якщо приймальна антена також здійснює повороти (обертання), проте в даній задачі ми опустимо ефект обертання приймальної антени з огляду на те, що

розглядаємо режими вимірювань, коли приймальна антена нерухома); ефект  $\varphi_{wup}^j(t_k)$  розраховується і коригується з використанням спеціальних співвідношень, що враховують еволюції супутників GPS та їх просторове положення;

$$M_{1,2}^j = N_{1,2}^j - (\varphi_0 - \varphi_0^j); \quad N_{1,2}^j \text{ – неоднозначність фазових спостережень на частотах } L_1 \text{ і } L_2 \text{ (у циклах); } \varphi_0, \varphi_0^j \text{ –}$$

невідомі початкові фази опорних генераторів приймача і  $j$ -го супутника GPS;

$\Delta R_{GEO}^j(t_k)$  – похибки геометричних відстаней між  $j$ -м супутником і приймачем, обумовлені впливом геодинамічних ефектів (тверді приливи, океанічні приливи, полярні приливи); ці похибки з високою точністю корегуються поправками, що розраховуються за відомими співвідношеннями;

$$\delta S_{C1}^j, \delta S_{C2}^j, \delta L_1^j, \delta L_2^j \text{ – похибки кодових (S) і фазових (L) спостережень, обумовлені шумами і множинним}$$

поширенням навігаційних сигналів.

В рівняннях (5.1) опущені складові похибок ефемерид і годинників супутників GPS, які в подальшому в ході обробки спостережень і оцінки точності координатно-часових визначень обов'язково слід враховувати.

Виділимо два важливих моменти: 1) репараметрізацію фазових констант і 2) представлення тропосферних затримок  $Tr^j(t_k)$ .

Представимо комбінації фазових констант (5.1) у наступній формі:

$$\left[ b_{\varphi 1(2)} - B_{\varphi 1(2)}^j \right] - M_{1(2)}^j \cdot \lambda_{1(2)} = \left[ b_{\varphi 1(2)} + \varphi_0 \cdot \lambda_{1(2)} \right] - \left[ B_{\varphi 1(2)}^j + \varphi_0^j \cdot \lambda_{1(2)} \right] - N_{1(2)}^j \cdot \lambda_{1(2)} = \Psi_{1(2)} - \Psi_{1(2)}^j - N_{1(2)}^j \cdot \lambda_{1(2)},$$

де  $\Psi_{1(2)}$  – невідомі фазові зсуви (у метрах) в трактах  $L_1$  і  $L_2$  приймача;  $\Psi_{1(2)}^j$  – невідомі (але можуть бути скоректовані при наявності відповідних поправок) фазові зсуви (у метрах) в трактах  $j$ -го супутника GPS.

Далі, виходячи з принципів побудови і функціонування БФСТВ, за аналогією з наведеними рівняннями GPS-спостережень (5.1), сформуємо систему рівнянь кодкових і фазових спостережень контрольованих об'єктів (КО) спочатку для беззапитного режиму функціонування БФСТВ. Це дозволить сформувати модель одинарних різниць кодкових і фазових спостережень (між ВП-ми системи відносно контрольованого об'єкта) як для запитного, так і для беззапитного режимів функціонування БФСТВ. Надалі для запитного режиму БФСТВ введемо і спостереження відстані «передавальний пункт – ВДЛА/КА – ВП». Швидкісні (доплерівські) вимірювання розглянемо пізніше.

Для випадку беззапитного режиму вимірювань модель ВДЛА/КА спостережень представимо у вигляді:

$$\begin{cases} \hat{S}_{C1_i}^V(t_k) = F_i^V(t_k) + \gamma_{11}^2 \cdot I_i^V(t_k) + (b_{C1_i} - B_{C1}^V) + \left[ \Delta\tilde{\rho}_{PCV1_i}(t_k) \right] + \left[ \Delta\tilde{\rho}_{PCV1}^V(t_T^V \{t_k\}) \right] + \Delta R_{GEO_i}(t_k) + \delta S_{C1_i}^V(t_k); \\ \hat{S}_{C2_i}^V(t_k) = F_i^V(t_k) + \gamma_{21}^2 \cdot I_i^V(t_k) + (b_{C2_i} - B_{C2}^V) + \left[ \Delta\rho_{PC12_i}(t_k) + \Delta\tilde{\rho}_{PCV2_i}(t_k) \right] + \left[ \Delta\rho_{PC12}^V(t_k) + \Delta\tilde{\rho}_{PCV}^V(t_T^V \{t_k\}) \right] + \Delta R_{GEO_i}(t_k) + \delta S_{C2_i}^V(t_k); \\ \hat{S}_{C3_i}^V(t_k) = F_i^V(t_k) + \gamma_{31}^2 \cdot I_i^V(t_k) + (b_{C3_i} - B_{C3}^V) + \left[ \Delta\rho_{PC13_i}(t_k) + \Delta\tilde{\rho}_{PCV3_i}(t_k) \right] + \left[ \Delta\rho_{PC13}^V(t_k) + \Delta\tilde{\rho}_{PCV}^V(t_T^V \{t_k\}) \right] + \Delta R_{GEO_i}(t_k) + \delta S_{C3_i}^V(t_k); \end{cases}$$

$$\left\{ \begin{aligned} \hat{L}_1^V(t_k) &= F_i^V(t_k) - \gamma_{11}^2 \cdot I_i^V(t_k) + (b_{\varphi 1_i} - B_{\varphi 1_i}^V) - M_{1_i}^V \cdot \lambda_{R1}^V + \left[ \Delta \tilde{\rho}_{PCV1_i}(t_k) \right] + \left[ \Delta \tilde{\rho}_{PCV1}^V(t_T^V \{t_k\}) \right] + \\ &\quad + \Delta R_{GEO_i}(t_k) + \Phi_{wup}^V(t_k) \cdot \lambda_1^V + \delta L_1^V(t_k); \\ \hat{L}_2^V(t_k) &= F_i^V(t_k) - \gamma_{21}^2 \cdot I_i^V(t_k) + (b_{\varphi 2_i} - B_{\varphi 2_i}^V) - M_{2_i}^V \cdot \lambda_{R2}^V + \left[ \Delta \rho_{PC12_i}(t_k) + \Delta \tilde{\rho}_{PCV2_i}(t_k) \right] + \left[ \Delta \rho_{PC12}^V(t_k) + \Delta \tilde{\rho}_{PCV}^V(t_T^V \{t_k\}) \right] + \\ &\quad + \Delta R_{GEO_i}(t_k) + \Phi_{wup}^V(t_k) \cdot \lambda_2^V + \delta L_2^V(t_k); \\ \hat{L}_3^V(t_k) &= F_i^V(t_k) - \gamma_{31}^2 \cdot I_i^V(t_k) + (b_{\varphi 3_i} - B_{\varphi 3_i}^V) - M_{3_i}^V \cdot \lambda_{R3}^V + \left[ \Delta \rho_{PC13_i}(t_k) + \Delta \tilde{\rho}_{PCV3_i}(t_k) \right] + \left[ \Delta \rho_{PC13}^V(t_k) + \Delta \tilde{\rho}_{PCV}^V(t_T^V \{t_k\}) \right] + \\ &\quad + \Delta R_{GEO_i}(t_k) + \Phi_{wup}^V(t_k) \cdot \lambda_{R3}^V + \delta L_3^V(t_k), \end{aligned} \right.$$

де

$t_k$  – момент прийому сигналів у шкалі часу GPS;  $t_k \Leftrightarrow t_T^V \{t_k\}$ . v – «vehicle» (ВДЛА/КА);  $i$  – умовний номер вимірювального пункту інтерферометра БФСТВ;

8

$$F_i^V(t_k) = R_i^V(t_k) + \left[ \underbrace{\Delta^{i,V}(t_k)}_{\substack{\text{розходження ШЧ} \\ i\text{-го приймача і КО} \\ \text{(vehicle)}}} - F_{rel}^J \right] + Tr^{i,V}(t_k);$$

$$R_i^V(t_k) = \sqrt{\left[ x_V \{t_{Ti}^V(t_k)\} - \hat{X}_i(t_k) \right]^2 + \left[ y_V \{t_{Ti}^V(t_k)\} - \hat{Y}_i(t_k) \right]^2 + \left[ z_V \{t_{Ti}^V(t_k)\} - \hat{Z}_i(t_k) \right]^2};$$

$x_V(t)$ ,  $y_V(t)$ ,  $z_V(t)$  – невідомі координати ВДЛА/КА;

$\hat{X}_i(t_k)$ ,  $\hat{Y}_i(t_k)$ ;  $\hat{Z}_i(t_k)$  – координати  $i$ -го вимірювального пункту; для нерухомих пунктів  $\hat{X}_i(t_k) \equiv \hat{X}_i$ ;  $\hat{Y}_i(t_k) \equiv \hat{Y}_i$ ;

$$\hat{Z}_i(t_k) \equiv \hat{Z}_i;$$

величини  $I_i^V(t_k)$  відповідають іоносферній затримці (на трасах «контрольований об'єкт –  $i$ -й вимірювальний пункт») на частоті  $L_1$  GPS;

$$\gamma = \frac{\lambda_2}{\lambda_1} \text{ (для GPS)}, \quad \gamma_{11} = \frac{\lambda_{R1}^V}{\lambda_1}; \quad \gamma_{21} = \frac{\lambda_{R2}^V}{\lambda_1}; \quad \gamma_{31} = \frac{\lambda_{R3}^V}{\lambda_1}; \quad \lambda_{R1}^V \approx 18,2 \text{ см}; \quad \lambda_{R2}^V \approx 15,0 \text{ см}; \quad \lambda_{R3}^V \approx 14,5 \text{ см}; \quad \lambda_1 \approx 19,0 \text{ см};$$

$\delta S_{C1_i}^V(t_k), \delta S_{C2_i}^V(t_k), \delta S_{C3_i}^V(t_k), \delta L_{1_i}^V(t_k), \delta L_{2_i}^V(t_k), \delta L_{3_i}^V(t_k)$  – кодові і фазові похибки спостережень, що включають складові, обумовлені шумами, множинним поширенням сигналів та похибками оцінювання координат ВП-ів БФСТВ.

Тепер створимо об'єднану математичну модель спостережень БФСТВ – спостережень об'єктів, що контролюються, та GPS-спостережень.

З набору «*i*» номерів ВП-ів будемо використовувати індекс «1» для головного (master) ВП, відносно якого будемо формувати в подальшому одинарні різниці кодових і фазових спостережень на базах «2-1», ..., «m-1»..

Запишемо систему рівнянь (5.1) спостережень GPS зі змінами, зумовленими введенням в спостереження різних корекцій, таких як: геодинамічних корекцій, корекцій на середні фазові центри (с.ф.ц.) наземних приймальних антен на частоті  $L_2$  (по відношенню до с.ф.ц.  $L_1$ ); корекцій на PCV с.ф.ц. на частотах  $L_1$  і  $L_2$ ; корекцій PCV випромінювань антен супутників GPS на частотах  $L_1$  і  $L_2$ ; корекцій на «wind-up»-ефекти через обертання супутників GPS; корекцій на релятивістський ефект; точних корекцій відходів годинників супутників GPS (на моменти випромінювання сигналів). Вважаємо також, що в ході попередньої обробки спостережень («пре-процесінгу») на оцінені моменти випромінювань сигналів визначені точні ефемериди (з перерахунком центрів мас супутників на с.ф.ц. випромінюючих антен) з внесеними корекціями на обертання Землі.

Важливо відзначити наступне. Моменти випромінювання сигналів кожного з супутників GPS (з робочого сузір'я) для кожної станції наземної мережі будуть різними, тому що в ході «пре-процесінгу» всі спостереження для всіх станцій

прив'язуються строго до одних і тих же моментів часу прийому сигналів в шкалі часу GPS (прийемо, що часова прив'язка здійснюється до цілих секунд GPS). Тому в подальшій обробці необхідно враховувати факт різниць моментів випромінювання для кожної з станцій  $i$ , відповідно, факт відмінностей координат (ефемерид) с.ф.ц. бортових антен супутників GPS, що обчислюються для різних моментів випромінювання сигналів. Відповідні поправки в рівняннях спостережень можна обчислити з достатньою точністю, якщо будуть відомі хоча б грубі оцінки координат і складових вектора швидкості (СВШ) КО, а також будуть відомі поточні різниці часів випромінювань сигналів (по відношенню до пунктів тієї чи іншої базової лінії). Вказані корекції будемо розраховувати і вводити тільки для КО, поточні координати яких ми хочемо визначити. Максимальні величини корекцій поточних координат супутників GPS можуть досягати значень  $\sim 10$  м для базових відстаней до 1000 км. Щоб похибки поправок не перевищували 3 мм, досить знати СВШ КО з похибками  $\sim 1$  м/с.

Тепер запишемо перетворену систему рівнянь (для  $i$ -ї станції):

$$\begin{cases} \hat{\tilde{S}}_{C1_i}^j(t_k) = R_i^j \{t_k(t_{Ti}^j)\} + \Delta_i^{GPS}(t_k) + I_i^j(t_k) + Tr_i^j(t_k) + b_{C1_i} - B_{C1}^j + \delta\tilde{S}_{C1_i}^j(t_k); \\ \hat{\tilde{S}}_{C2_i}^j(t_k) = R_i^j \{t_k(t_{Ti}^j)\} + \Delta_i^{GPS}(t_k) + \gamma^2 \cdot I_i^j(t_k) + Tr_i^j(t_k) + b_{C2_i} - B_{C2}^j + \delta\tilde{S}_{C2_i}^j(t_k); \\ \hat{\tilde{L}}_{1_i}^j(t_k) = R_i^j \{t_k(t_{Ti}^j)\} + \Delta_i^{GPS}(t_k) - I_i^j(t_k) + Tr_i^j(t_k) + \Psi_{1_i} - \Psi_1^j - N_{1_i}^j \cdot \lambda_1 + \delta\tilde{L}_{1_i}^j(t_k); \\ \hat{\tilde{L}}_{2_i}^j(t_k) = R_i^j \{t_k(t_{Ti}^j)\} + \Delta_i^{GPS}(t_k) - \gamma^2 \cdot I_i^j(t_k) + Tr_i^j(t_k) + \Psi_{2_i} - \Psi_2^j - N_{2_i}^j \cdot \lambda_2 + \delta\tilde{L}_{2_i}^j(t_k). \end{cases} \quad (5.2)$$

Тут

$R_i^j \{t_k(t_{Ti}^j)\} = \sqrt{\left[ x^j \{t_{Ti}^j(t_k)\} - \hat{X}_i \right]^2 + \left[ y^j \{t_{Ti}^j(t_k)\} - \hat{Y}_i \right]^2 + \left[ z^j \{t_{Ti}^j(t_k)\} - \hat{Z}_i \right]^2}$ , координати  $X^V \{t_{Ti}^V(t_k)\}$ ,  $Y^V \{t_{Ti}^V(t_k)\}$ ,  
 $Z^V \{t_{Ti}^V(t_k)\}$  (для  $i=1$  і для  $j=V$  (КА)) невідомі та підлягають оцінюванню; Координати  $X^j \{t_{Ti}^j(t_k)\} = \hat{X}^j \{t_{Ti}^j(t_k)\}$ ,  
 $Y^j \{t_{Ti}^j(t_k)\} = \hat{Y}^j \{t_{Ti}^j(t_k)\}$ ,  $Z^j \{t_{Ti}^j(t_k)\} = \hat{Z}^j \{t_{Ti}^j(t_k)\}$  розраховуються по точним ефемеридам GPS, тобто їх вважаємо відомими  
 $(j \neq V)$ ;  $\Psi_{1(2)i} = b_{\varphi_{1(2)i}} + \varphi_{0i} \cdot \lambda_{1(2)}$ ;  $\Psi_{1(2)}^j = B_{\varphi_{1(2)}} + \varphi_0^j \cdot \lambda_{1(2)}$  ( $j$  включає й індекс  $V$ ).

Вважаємо, що при даному представленні (5.2) в сумарні похибки  $\delta\tilde{S}_{C1(2)}^j(t)$ ,  $\delta\tilde{L}_{1(2)}^j(t)$ , крім похибок через шуми, множинне поширення сигналів, похибок знання фазових параметрів антен, геодинамічних корекцій, корекцій «wind-up»-ефекту входять похибки ефемерид (для  $j$ -го супутника), корекцій годинників (для  $j$ -го супутника) і похибки координат с.ф.ц. приймальних антен ВП-ів (як для  $j$ -го супутника, так і для КО (індекс  $V$ )). Вважаємо, що координати с.ф.ц. приймальних антен станцій визначені заздалегідь з похибками  $\sim 3 \div 5$  мм (СКП/RMS).

Тепер сформуємо одинарні різниці спостережень (для системи (5.2)) між спостереженнями  $i$ -го ВП і спостереженнями 1-го (master) ВП:

$$\begin{cases}
 \Delta\tilde{S}_{C1i}^j(t_k) = \Delta R_{i1}^j \{t_k(t_{Ti}^j, t_{T1}^j)\} + \Delta_{i1}(t_k) + \Delta I_{i1}^j(t_k) + \Delta Tr_{i1}^j(t_k) + \Delta b_{C1i} + \delta\Delta\tilde{S}_{C1i}^j(t_k); \\
 \Delta\tilde{S}_{C2i}^j(t_k) = \Delta R_{i1}^j \{t_k(t_{Ti}^j, t_{T1}^j)\} + \Delta_{i1}(t_k) + \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \Delta Tr_{i1}^j(t_k) + \Delta b_{C2i} + \Delta\delta\tilde{S}_{C2i}^j(t_k); \\
 \Delta\tilde{L}_{1i}^j(t_k) = \Delta R_{i1}^j \{t_k(t_{Ti}^j, t_{T1}^j)\} + \Delta_{i1}(t_k) - \Delta I_{i1}^j(t_k) + \Delta Tr_{i1}^j(t_k) + \Delta\Psi_{1i} - \Delta N_{1i}^j \cdot \lambda_1 + \delta\Delta\tilde{L}_{1i}^j(t_k); \\
 \Delta\tilde{L}_{2i}^j(t_k) = \Delta R_{i1}^j \{t_k(t_{Ti}^j, t_{T1}^j)\} + \Delta_{i1}(t_k) - \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \Delta Tr_{i1}^j(t_k) + \Delta\Psi_{2i} - \Delta N_{2i}^j \cdot \lambda_2 + \delta\Delta\tilde{L}_{2i}^j(t_k),
 \end{cases} \quad (5.3)$$

де

$$\Delta R_{i1}^j \{t_k(t_{T_i}^j, t_{T1}^j)\} = R_i^j \{t_k(t_{T_i}^j)\} - R_1^j \{t_k(t_{T1}^j)\}; \Delta_{i1}(t_k) = \Delta_i^{GPS}(t_k) - \Delta_1^{GPS}(t_k) - \text{розходження шкал часу (ШЧ) } i\text{-ї і } 1\text{-ї станцій};$$

$$\Delta I_{i1}^j(t_k) = I_i^j(t_k) - I_1^j(t_k); \Delta Tr_{i1}^j(t_k) = Tr_i^j(t_k) - Tr_1^j(t_k); \Delta b_{C1_{i1}} = b_{C1_i} - b_{C1_1}; \Delta b_{C2_{i1}} = b_{C2_i} - b_{C2_1};$$

$$\Delta \Psi_{1_{i1}} = \Psi_{1_i} - \Psi_{1_1} = b_{\varphi_{1_i}} - b_{\varphi_{1_1}} + [\varphi_{0_i} - \varphi_{0_1}] \cdot \lambda_1 = \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot \lambda_1;$$

$$\Delta \Psi_{2_{i1}} = \Psi_{2_i} - \Psi_{2_1} = b_{\varphi_{2_i}} - b_{\varphi_{2_1}} + [\varphi_{0_i} - \varphi_{0_1}] \cdot \lambda_2 = \Delta b_{\varphi_{2_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot \lambda_2;$$

$$\Delta N_{1_{i1}}^j = N_{1_i}^j - N_{1_1}^j; \Delta N_{2_{i1}}^j = N_{2_i}^j - N_{2_1}^j; \delta \Delta \tilde{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) = \delta \tilde{S}_{C1(2)_i}^j(t_k) - \delta \tilde{S}_{C1(2)_1}^j(t_k); \delta \Delta \tilde{L}_{1(2)_{i1}}^j(t_k) = \delta \tilde{L}_{1(2)_i}^j(t_k) - \delta \tilde{L}_{1(2)_1}^j(t_k).$$

Тепер загальну систему рівнянь (5.3) розділимо на дві підсистеми (підсистема рівнянь спостережень КО, траєкторія якого визначається, і підсистема рівнянь спостережень GPS-супутників), взявши до уваги такі припущення:

1) відомі координати с.ф.ц. приймальних (наземних) антен та відомі точні ефемериди на моменти випромінювання супутників GPS робочого сузір'я (з виключеним КО, координати якого необхідно визначити);

2) відомі точні оцінки ZTD (ЗТЗ) для кожного ВП мережі; оцінки ЗТЗ отримуються PPP-методом на добовому (або меншому) інтервалі; похибки (RMS/СКП) оцінок ЗТЗ не перевищують  $\sim 5$  мм; з використанням оцінок ЗТЗ отримуємо оцінки  $Tr_i^j(t_k)$  і  $\Delta Tr_{i1}^j(t_k)$ ;

3) вважаємо в даному дослідженні-експерименті відомими СВШ (з похибками  $\sim 1$  м/с) КО на моменти випромінювання  $t_{T_i}^j$  і  $t_{T1}^j$ ; оцінки СВШ КО можна отримати по кодовим (однозначним) спостереженням і по доплерівським

вимірюванням; у процесі обробки доплерівських спостережень (з використанням фазових) можна ітераційним шляхом поліпшити точність СВШ КО до прийняттого рівня.

В обох вказаних підсистемах рівнянь введемо корекції на оцінки різниць відстаней  $\Delta R_{i1}^j \{\cdot\}$  (тільки для супутників GPS, виключаючи КО) і на оцінки  $\Delta T_{r_{i1}}^{j(V)}(t_k)$ . Тоді отримаємо:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}}^V \right] + \gamma_{11}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C1_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C2_{i1}}^V \right] + \gamma_{21}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C2_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{S}_{C3_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C2_{i1}}^V \right] + \gamma_{31}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C2_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{1_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{1_{i1}}^V \right] - \gamma_{11}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{1_{i1}}^V \cdot \lambda_{R1}^V + \delta \Delta L_{1_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{2_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{2_{i1}}^V \right] - \gamma_{21}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{2_{i1}}^V \cdot \lambda_{R2}^V + \delta \Delta L_{2_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{3_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{3_{i1}}^V \right] - \gamma_{31}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{3_{i1}}^V \cdot \lambda_{R3}^V + \delta \Delta L_{2_{i1}}^V(t_k); \end{array} \right. \quad (5.4.1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}} \right] + \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k); \\ \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C2_{i1}} \right] + \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{1_{i1}}^j(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{1_{i1}} \right] - \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{1_{i1}}^j \cdot \lambda_1 + \delta \Delta \hat{L}_{1_{i1}}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{2_{i1}}^j(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{2_{i1}} \right] - \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{2_{i1}}^j \cdot \lambda_2 + \delta \Delta \hat{L}_{2_{i1}}^j(t_k), \end{array} \right. , \quad (5.4.2)$$

де:

$$\begin{aligned} \Delta \hat{S}_{C1(2,3)_{i1}}^V(t_k) &= \Delta \hat{S}_{C1(2,3)_{i1}}^V(t_k) - \Delta \hat{T}r_{i1}^V(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{1(2,3)_{i1}}^V(t_k) &= \Delta \hat{L}_{1(2,3)_{i1}}^V(t_k) - \Delta \hat{T}r_{i1}^V(t_k); \\ &\dots\dots\dots \\ \Delta \hat{S}_{C1(2)_{i1}}^j(t_k) &= \Delta \hat{S}_{C1(2)_{i1}}^j(t_k) - \Delta R_{i1}^j \left\{ t_k(t_{T_i}^j, t_{T_1}^j) \right\} - \Delta \hat{T}r_{i1}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{1(2)_{i1}}^j(t_k) &= \Delta \hat{L}_{1(2)_{i1}}^j(t_k) - \Delta \hat{R}_{i1}^j \left\{ t_k(t_{T_i}^j, t_{T_1}^j) \right\} - \Delta \hat{T}r_{i1}^j(t_k). \end{aligned}$$

Складову  $\Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{T_i}^V, t_{T_1}^V) \right\}$  в (5.4.1) представимо наступним чином:

$$\Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{T_i}^V, t_{T_1}^V) \right\} = R_i^V \left\{ t_k(t_{T_i}^V) \right\} - R_1^V \left\{ t_k(t_{T_1}^V) \right\} = R_i^V \left\{ t_k(t_{T_1}^V) \right\} + \Pi_{i1}^V(t_{T_i}^V, t_{T_1}^V) - R_1^V \left\{ t_k(t_{T_1}^V) \right\},$$

де поправка  $\Pi_{i1}^V(t_{T_i}^V, t_{T_2}^V)$ , яка може в даному випадку досягати  $\sim 3 \div 5$  м, необхідна для компенсації ефекту відмінності моментів випромінювань сигналів з борту КО, що відповідають одним і тим же моментам прийому цих сигналів на кінцях

базових ліній інтерферометра БФСТВ; відмінність моментів випромінювань сигналів призводить до відмінності і координат КО і, щоб уникнути цієї похибки, необхідно обчислити і компенсувати в різницевих спостереженнях вказаний ефект (поправку  $\Pi_{i1}^V$ ) з сантиметровою/субсантиметровою точністю.

Як показав аналіз, поправка  $\Pi_{i1}^V$  складається з двох складових:

1) складова, обумовлена зміною координат КА в момент  $t_{Ti}^V$  (по відношенню до моменту  $t_{T1}^V$ ) за рахунок обертання Землі та відповідного повороту Грінвічської системи координат навколо осі  $OZ$  на кут, пропорційний різниці моментів часу  $\Delta t_{Ti}^V = t_{Ti}^V - t_{T1}^V$ ;

2) складова, обумовлена зміною координат КА за рахунок його руху.

Поправка  $\Pi_{i1}^V(t_{Ti}^V, t_{T1}^V)$  до різниці відстаней розраховується (з урахуванням розкладення у ряд Тейлора функції  $R_i^V \{t_k(t_{Ti}^V)\}$  і обмеження лінійним членом) наступним чином:

$$\Pi_{i1}^V(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) = \left[ \frac{X^V \{t_{T1}^V(t_k)\} - \hat{X}_i}{R_i^V \{t_k(t_{T1}^V)\}} \right] \cdot \Delta X^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\} + \left[ \frac{Y^V \{t_{T1}^V(t_k)\} - \hat{Y}_i}{R_i^V \{t_k(t_{T1}^V)\}} \right] \cdot Y^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\} + \left[ \frac{Z^V \{t_{T1}^V(t_k)\} - \hat{Z}_i}{R_i^V \{t_k(t_{T1}^V)\}} \right] \cdot Z^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\}, \quad (5.5)$$

де

$$\begin{cases}
R_i^V \{t_k(t_{T1}^V)\} = \sqrt{\left[ X^V \{t_{T1}^V(t_k)\} - \hat{X}_i \right]^2 + \left[ Y^V \{t_{T1}^V(t_k)\} - \hat{Y}_i \right]^2 + \left[ Z^V \{t_{T1}^V(t_k)\} - \hat{Z}_i \right]^2}; \\
\vec{X}^V \{t_{Ti}^V(t_k)\} = \vec{X}^V \{t_{T1}^V(t_k)\} + \Delta \vec{X}^V \{t_{Ti}^V(t_k), t_{T1}^V\}; \\
\Delta \vec{X}^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\} = \left\| \Delta X^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\}, \Delta Y^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\}, \Delta Z^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\} \right\|^T.
\end{cases} \quad (5.6)$$

Зміни координат  $\Delta \vec{X}^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\}$  обчислюються з міліметровою точністю по формулам:

$$\begin{cases}
\Delta X^V \{t_{Ti}^V(t_k), t_{T1}^V\} = -\Omega_3 \cdot \Delta t_{i1}^V \cdot \hat{X}^V \{t_{T1}^V(t_k)\} + \hat{X}^V \{t_{T1}^V(t_k)\} \cdot \Delta t_{i1}^V; \\
\Delta Y^V \{t_{Ti}^V(t_k), t_{T1}^V\} = \Omega_3 \cdot \Delta t_{i1}^V \cdot \hat{Y}^V \{t_{T1}^V(t_k)\} + \hat{Y}^V \{t_{T1}^V(t_k)\} \cdot \Delta t_{i1}^V; \\
\Delta Z^V \{t_{Ti}^V(t_k), t_{T1}^V\} = \hat{Z}^V \{t_{T1}^V(t_k)\} \cdot \Delta t_{i1}^V; \\
\Delta t_{i1}^V = t_{Ti}^V(t_k) - t_{T1}^V(t_k); \\
\Omega_3 = 7,2921151 \cdot 10^{-5} \text{ [рад/с]} - \text{кутова швидкість обертання Землі}
\end{cases} \quad (5.6.1)$$

91

Формули (5.6.1) отримані згідно до формул поправок координат і складових вектора швидкості (СВШ) супутників ГНСС на обертання Землі [24]. Зміни координат в (5.6.1) можна обчислити, знаючи:

- моменти випромінювання  $t_{Ti}^V, t_{T1}^V$  і їх різницю  $\Delta t_{i1}^V$  з похибкою  $\delta \Delta t_{i1}^V \leq 100 \text{ нс}$ ;
- приблизні координати КА  $\hat{X}^V \{t_{T1}^V(t_k)\}$  з похибками  $\delta \hat{X}^V \{t_{T1}^V(t_k)\} \leq 1 \text{ км}$ ;
- приблизні СВШ КА  $\hat{X}^V \{t_{T1}^V(t_k)\}$  з похибками  $\delta \hat{X}^V \{t_{T1}^V(t_k)\} \leq 1 \text{ м/с}$ .

При вказаних умовах і при  $t_{T1}^V \approx 3 \text{ мс}$  ( $B \approx 1000 \text{ км}$ ) похибки обчислення складових вектора  $\vec{X}^V \{t_{T1}^V(t_k)\}$  і поправок  $\Pi_{i1}^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\}$  не перевищать  $\sim 1 \div 3 \text{ мм}$ .

Оцінки координат і СВШ КА отримуються ітераційним шляхом; на першому кроці ітерацій припускаємо  $\Pi_{i1}^V \{t_{Ti}^V, t_{T1}^V\} \equiv 0$ , а після рішення системи рівнянь (5.4.1), (5.4.2) і першої оцінки СВШ КА по доплерівським спостереженням (тут опущені) обчислюємо вказані поправки  $\Pi_{i1}^V$ , вводимо їх у спостереження і повторюємо визначення координат і СВШ КА. На даному ж етапі просто використовуємо координати і СВШ супутника ( $V$ ) із даних IGS.

Розрахувавши і вводячи поправки  $\Pi_{i1}^V (t_{Ti}^V, t_{T1}^V)$  у спостереження в підсистемі (2.4.1), отримаємо:

$$\Delta R_{i1}^V \{t_k(t_{Ti}^V, t_{T1}^V)\} = R_i^V \{t_k(t_{Ti}^V)\} - R_1^V \{t_k(t_{T1}^V)\} = \sqrt{\left[ X^V \{t_{Ti}^V(t_k)\} - \hat{X}_i \right]^2 + \dots} - \sqrt{\left[ X^V \{t_{T1}^V(t_k)\} - \hat{X}_1 \right]^2 + \dots},$$

де оцінюваними невідомими є  $X^V \{t_{T1}^V(t_k)\}, Y^V \{t_{T1}^V(t_k)\}, Z^V \{t_{T1}^V(t_k)\}$ .

Оцінені координати КО ( $V$ ) будуть відповідати моментам часу випромінювання  $t_1^V$ , що відповідають моментам прийому  $t_k$  на ВП мережі інтерферометра БФСТВ. Для спрощення позначимо  $X^V \{t_{T1}^V(t_k)\} \equiv X^V(t_k), Y^V \{t_{T1}^V(t_k)\} \equiv Y^V(t_k), Z^V \{t_{T1}^V(t_k)\} \equiv Z^V(t_k)$ , маючи на увазі, що вказані координати відповідають моментам випромінювання  $t_{T1}^V = \mathcal{F}(t_k)$ . Крім того,  $R_i^V \{t_k(t_{T1}^V)\} \equiv R_i^V(t_k); R_1^V \{t_k(t_{T1}^V)\} \equiv R_1^V(t_k); \Delta R_{i1}^V(t_k) = R_i^V(t_k) - R_1^V(t_k)$ .

Використовуючи поправки і позначивши

$$\Delta \hat{C}_{1(2)_{i1}}^V(t_k) = \Delta \hat{S}_{C1(2)_{i1}}^V(t_k) - \hat{\Pi}_{i1}^V(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \quad (V \neq j); \Delta \hat{\Phi}_{1(2)_{i1}}^V(t_k) = \Delta \hat{L}_{1(2)_{i1}}^V(t_k) - \hat{\Pi}_{i1}^V(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \quad (V \neq j),$$

перепишемо (5.4.1), (5.4.2) у наступному вигляді:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \Delta \hat{C}_{1_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}} \right] + \nabla \Delta b_{1_{i1}}^V + \gamma_{11}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C1_{i1}}^V(t_k); \\
 \Delta \hat{C}_{2_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}} \right] + \nabla \Delta b_{2_{i1}}^V + \gamma_{21}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C2_{i1}}^V(t_k); \\
 \Delta \hat{C}_{3_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}} \right] + \nabla \Delta b_{3_{i1}}^V + \gamma_{31}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C2_{i1}}^V(t_k); \\
 \Delta \hat{\Phi}_{1_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot \lambda_1 \right] + \nabla \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}}^V + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot (\lambda_{R1}^V - \lambda_1) - \gamma_{11}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{1_{i1}}^V \cdot \lambda_{R1}^V + \delta \Delta L_{1_{i1}}^V(t_k); \\
 \Delta \hat{\Phi}_{2_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot \lambda_1 \right] + \nabla \Delta b_{\varphi_{2_{i1}}}^V + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot (\lambda_{R2}^V - \lambda_1) - \gamma_{21}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{2_{i1}}^V \cdot \lambda_{R2}^V + \delta \Delta L_{2_{i1}}^V(t_k); \\
 \Delta \hat{\Phi}_{3_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot \lambda_1 \right] + \nabla \Delta b_{\varphi_{3_{i1}}}^V + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot (\lambda_{R3}^V - \lambda_1) - \gamma_{31}^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{3_{i1}}^V \cdot \lambda_{R13}^V + \delta \Delta L_{2_{i1}}^V(t_k);
 \end{array} \right. \quad (5.7.1)$$

93

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}} \right] + \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k); \\
 \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}} \right] + \nabla \Delta b_{C2_{i1}} + \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k); \\
 \Delta \hat{L}_{1_{i1}}^j(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot \lambda_1 \right] - \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{1_{i1}}^j \cdot \lambda_1 + \delta \hat{L}_{1_{i1}}^j(t_k); \\
 \Delta \hat{L}_{2_{i1}}^j(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot \lambda_1 \right] + \nabla \Delta b_{\varphi_{2_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot (\lambda_2 - \lambda_1) - \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{2_{i1}}^j \cdot \lambda_2 + \delta \hat{L}_{2_{i1}}^j(t_k).
 \end{array} \right. \quad (5.7.2)$$

Тут було враховано, що

$$\Delta b_{C1_{i1}}^V = \Delta b_{C1_{i1}} + \nabla \Delta b_{1_{i1}}^V; \Delta b_{C2_{i1}}^V = \Delta b_{C1_{i1}} + \nabla \Delta b_{2_{i1}}^V; \Delta b_{C3_{i1}}^V = \Delta b_{C1_{i1}} + \nabla \Delta b_{3_{i1}}^V; \Delta b_{C2_{i1}} = \Delta b_{C1_{i1}} + \nabla \Delta b_{C2_{i1}}$$

$$\Delta\psi_{1_{il}}^V = \Delta b_{\varphi_{1_{il}}} + \nabla\Delta b_{\varphi_{1_{il}}}^V + \Delta\varphi_{0_{il}} \cdot \lambda_{R1}^V; \Delta\psi_{2_{il}}^V = \Delta b_{\varphi_{1_{il}}} + \nabla\Delta b_{\varphi_{2_{il}}}^V + \Delta\varphi_{0_{il}} \cdot \lambda_{R2}^V; \Delta\psi_{3_{il}}^V = \Delta b_{\varphi_{1_{il}}} + \nabla\Delta b_{\varphi_{3_{il}}}^V + \Delta\varphi_{0_{il}} \cdot \lambda_{R3}^V;$$

$$\Delta\psi_{1_{il}} = \Delta b_{\varphi_{1_{il}}} + \Delta\varphi_{0_{il}} \cdot \lambda_1; \Delta\psi_{2_{il}} = \Delta b_{\varphi_{1_{il}}} + \nabla\Delta b_{\varphi_{2_{il}}} + \Delta\varphi_{0_{il}} \cdot \lambda_2.$$

Як видно з (5.7.1), (5.7.2), у спостереженнях КО ( $V$ ) і в GPS-спостереженнях присутні однакові невідомі, які, по суті, є функціями розбіжностей шкал часу (ШЧ) ВП-ів мережі (з інструментальними апаратурними «добавками» – різницями кодових і фазових затримок у вимірювальних трактах).

Очевидно, що процес синхронізації ШЧ рознесених у просторі приймачів у даному випадку зводиться до простої компенсації величин  $\left[ \Delta_{il}(t_k) + \Delta b_{C1_{il}} \right]$ ,  $\left[ \Delta_{il}(t_k) + \Delta b_{\varphi_{1_{il}}} + \Delta\varphi_{0_{il}} \cdot \lambda_1 \right]$  в рівняннях (5.7.1) з використанням відповідних спостережень з рівнянь (5.7.2). Але цьому процесу «заважає» наявність кількох проблем: іоносферних затримок і фазових неоднозначностей. Ці проблеми, як показано у розділі 8 даного звіту, долаються з використанням лінійних комбінацій тричастотних/двочастотних спостережень КО/GPS і застосуванням технологій розкриття фазової неоднозначності (РФН) за умови, що параметри  $\nabla\Delta b_{1_{il}}^V$ ,  $\nabla\Delta b_{2_{il}}^V$ ,  $\nabla\Delta b_{3_{il}}^V$ ,  $\nabla\Delta b_{C21_{il}}$ ,  $\nabla\Delta b_{\varphi_{1_{il}}}^V$ ,  $\nabla\Delta b_{\varphi_{2_{il}}}^V$ ,  $\nabla\Delta b_{\varphi_{3_{il}}}^V$ ,  $\nabla\Delta b_{\varphi_{21_{il}}}$  (або їх лінійні комбінації), будуть спільно оцінені в ході обробки результатів спостережень (5.7.1), (5.7.2) в режимі калібрування БФСТВ разом з параметрами  $\left[ \Delta_{il}(t_k) + \Delta b_{C1_{il}} \right]$ ,  $\left[ \Delta_{il}(t_k) + \Delta b_{\varphi_{1_{il}}} + \Delta\varphi_{0_{il}} \cdot \lambda_1 \right]$ ,  $\Delta\varphi_{0_{il}}$ ,  $\Delta I_{il}^j(t_k)$ . Це можливо при виконанні головної умови, якщо поточні координати КО будуть визначені зовнішніми засобами з сантиметровою точністю і різниці відстаней  $\Delta R_{il}^V(t_k)$  також можуть бути визначені та компенсовані в спостереженнях (5.7.1).

Рівняння спостережень відстані у запитному режимі вимірювань БФСТВ (на трасі «наземний ВП – борт КО») на двох (або трьох) частотах запишемо у вигляді:

$$\begin{cases} \hat{C}_{1_1}^V(t_k) = R_1^V(t_k) + I_1^V(t_k) + Tr_1^V(t_k) + \frac{1}{2}B_{\Sigma 1} + \delta\tilde{S}_{C_{1_1}}^V(t_k), \\ \hat{C}_{2_1}^V(t_k) = R_1^V(t_k) + \gamma^2 \cdot I_1^V(t_k) + Tr_1^V(t_k) + \frac{1}{2}B_{\Sigma 2} + \delta\tilde{S}_{C_{2_1}}^V(t_k), \end{cases} \quad (5.8)$$

де  $B_{\Sigma 1(2)} = b_{C_{1(2)}_T} + B_{1(2)}^V + b_{C_{1(2)}_1}$  – сумарні затримки сигналів (у трактах передавача ( $b_{C_{1(2)}_T}$ ), приймача ( $b_{C_{1(2)}_1}$ ) і бортової апаратури  $B_{1(2)}^V$ ); коефіцієнт  $\frac{1}{2}$  відображає ділення пополам спостережень петльової відстані («передавач – борт – приймач»).

У реальній моделі далекомірні спостереження (5.8) необхідно доповнити фазовими і доплерівськими спостереженнями, які можна використати також для процедури «levelling» (фільтрація кодових спостережень з використанням фазових). Така процедура істотно зменшує шумові (флуктуаційні) похибки далекомірних вимірювань і похибки, обумовлені множинним поширенням сигналу.

Для усунення іоносферних затримок складемо «безіоносферну» комбінацію (IF) із спостережень (5.8). Крім того, введемо корекції тропосферних і апаратурних затримок.

Тоді остаточний вираз для «безіоносферних» вимірювань з дальності набуде вигляду:

$$\hat{C}_{IF_1}^V(t_k) = k_1 \cdot \hat{C}_{1_1}^V(t_k) - k_2 \cdot \hat{C}_{2_1}^V(t_k) = R_1^V(t_k) + B_{\Sigma 21} + \delta\hat{C}_{IF_1}^V(t_k), \quad (5.9)$$

де

$$R_1^V(t_k) = \sqrt{\left[ X^V \left\{ t_{T_1}^V(t_k) \right\} - \hat{X}_1 \right]^2 + \left[ Y^V \left\{ t_{T_1}^V(t_k) \right\} - \hat{Y}_1 \right]^2 + \left[ Z^V \left\{ t_{T_1}^V(t_k) \right\} - \hat{Z}_1 \right]^2}, \quad \text{а } B_{\Sigma 21} \text{ – лінійна комбінація сумарних}$$

затримок сигналів в (5.8).

Для компенсації систематичної похибки  $B_{\Sigma 21}$  в далекомірних спостереженнях необхідно, в додаток до перелічених вище параметрів, також оцінити й цю невідому величину в ході калібрування. Це можливо, якщо поточні координати КО будуть визначені зовнішніми засобами з сантиметровою точністю.

Вирази для спостережень швидкості зміни з часом відстаней та різниць відстаней легко отримати, якщо диференціювати вирази для фазових спостережень (5.7), (5.9). При цьому інструментальні затримки та неоднозначності будуть виключені з цих спостережень.

Таким чином, отримана репараметризована математична модель спостережень БФСТВ, аналіз якої дозволив визначити параметри, що підлягають оцінці в ході обробки результатів калібрування апаратури БФСТВ – це інструментальні кодові та фазові затримки сигналів, іоносферні затримки, розходження шкал часу ВП-ів інтерферометра БФСТВ. Детальні алгоритми обробки спостережень БФСТВ, отриманих в режимі калібрування, будуть розроблені на етапі ескізного проектування БФСТВ.

## 5.2 Алгоритми апріорної оцінки точності (математичного моделювання) траєкторних визначень для різних варіантів побудови і функціонування системи

5.2.1 Нехай до складу БФСТВ входять  $m$  вимірювальних пунктів (ВП-ів) – приймачів, один з яких апаратно суміщений з передавачем ГНСС-подібних сигналів (аналог псевдосупутника). Передавальна (Т) і приймальна антени приймально-передавального пункту рознесені в просторі на відстань до кількох десятків метрів (апаратний блок – один). Для цілей апріорної оцінки точності будемо вважати, що обидві антени даного ВП суміщені і мають один середній фазовий центр (СФЦ) випромінювання та прийому сигналів. Приймач цього ВП позначимо номером 1.

Решта вимірювальних пунктів ( $i = \overline{2, m}$ ) повинні бути рознесені в просторі таким чином, щоб хоча б дві вимірювальні бази були приблизно перпендикулярні і були максимальні по довжині. Решта баз будуть менших розмірів і їх ВП повинні бути більш-менш рівномірно розташовані в зоні (на території) розташування інтерферометра. Проміжні/допоміжні вимірювальні бази дозволять підвищити надійність розкриття фазової неоднозначності (РФН) вимірювань різниць відстаней на основних (довгих) базах і підвищити точність траєкторних визначень в цілому.

Будемо вважати, що система здійснює вимірювання:

- ◆ кодових петльових відстаней  $\hat{R}_{Ti} = R_T + R_i + \delta R_{Ti}$  (фактично – петльових псевдовідстаней, які трансформуються в ході обробки у відстані після синхронізації всіх спостережень по сигналам ГНСС);

- ◆ фазових петльових псевдовідстаней (неоднозначних!) та їх різниць «КА/ВДЛА –  $i - j$  ВП» так, що після РФН (та інших операцій) для траєкторних визначень, за суттю, будемо використовувати різниці відстаней  $\hat{q}_{i1} = R_i - R_1 + \delta q_{i1}$ ;

◆ швидкості вимірюваних петльових псевдовідстаней  $\hat{R}_{Ti} = \dot{R}_T + \dot{R}_i + \delta\dot{R}_{Ti}$  і  $\hat{q}_{i1} = \dot{R}_i - \dot{R}_1 + \delta\dot{q}_{i1}$ , вимірювані по доплерівським (або фазовим) спостереженням.

5.2.1 Передавач (Т) здійснює випромінення ГНСС-подібного ФМ-сигналу ( $S_{\Delta f_T}$ ) на частоті  $f_T$ , бортовий прийомо-передавач (або ретранслятор) випромінює ГНСС-подібні сигнали ( $S_{\Delta f_{R1}}, S_{\Delta f_{R2}}, S_{\Delta f_{R3}}$ ) на трьох частотах  $f_1, f_2, f_3$ . Сигнали  $S_{\Delta f_{Rj}}$  ( $j = \overline{1,3}$ ) когерентні та промодульовані одним і тим же кодом, але коди  $S_{\Delta f_{Rj}}$  і  $S_{\Delta f_T}$  можуть бути різними, як і їх характеристики.

Вибір параметрів сигналів і схем їх обробки – окремий блок питань. У розглянутій задачі АОТ не будемо торкатися питання розкриття фазової неоднозначності (РФН) та інших питань обробки багаточастотних (2-х або 3-х частотних) спостережень, будемо вважати, що маємо в кінцевому підсумку кодові і однозначні фазові спостереження на одній з несучих ( $\lambda \approx 15 \div 18$  см) або на віртуальних сумарних частотах ( $\lambda \approx 7,5 \div 8,3$  см) – частотах «iono-free» комбінацій фазових спостережень.

Мета – оцінити потенційну точність траєкторних визначень з використанням БФСТВ.

5.2.2 Розглянемо принципову модель спостережень і статистичні характеристики похибок спостережень БФСТВ.

Для АОТ необхідно задати:

◆ координати середніх фазових центрів (СФЦ (або центрів випромінювання)) передавальної (Т) та приймальних ( $i = \overline{1,m}$ ) антен системи в заданій системі координат (СК);

◆ поточні координати ( $\vec{x}(t) = \|x(t), y(t), z(t)\|^T$ ) і складові вектора швидкості ( $\vec{\dot{x}}(t) = \|\dot{x}(t), \dot{y}(t), \dot{z}(t)\|^T$ ) руху (траєкторії) ВДЛА у тій же СК, що і координати ВП (СФЦ антен);

◆ кореляційні матриці похибок спостережень кодкових і фазових псевдовідстаней (їх лінійних комбінацій – сум та різниць), а також їх похідних по часу.

Рівняння спостережень:

$$\left\{ \begin{array}{l} \widehat{\mathbf{Q}}_S(t) \left\{ \begin{array}{l} \widehat{R}_{T1}(t) = R_T(t) + R_1(t) + \delta R_{T1}(t) \\ \dots\dots \\ \widehat{R}_{Tm}(t) = R_T(t) + R_m(t) + \delta R_{Tm}(t) \end{array} \right\} \quad m \\ \left\{ \begin{array}{l} \widehat{q}_{21}(t) = R_2(t) - R_1(t) + \delta q_{21}(t) \\ \dots\dots \\ \widehat{q}_{m1}(t) = R_m(t) - R_1(t) + \delta q_{m1}(t) \end{array} \right\} \quad m-1, m \geq 3 \end{array} \right. \\ \left\{ \begin{array}{l} \widehat{\mathbf{Q}}_{\dot{S}}(t) \left\{ \begin{array}{l} \widehat{\dot{R}}_{T1}(t) = \dot{R}_T(t) + \dot{R}_1(t) + \delta \dot{R}_{T1}(t) \\ \dots\dots \\ \widehat{\dot{R}}_{Tm}(t) = \dot{R}_T(t) + \dot{R}_m(t) + \delta \dot{R}_{Tm}(t) \end{array} \right\} \quad m \\ \left\{ \begin{array}{l} \widehat{\dot{q}}_{21}(t) = \dot{R}_2(t) - \dot{R}_1(t) + \delta \dot{q}_{21}(t) \\ \dots\dots \\ \widehat{\dot{q}}_{m1}(t) = \dot{R}_m(t) - \dot{R}_1(t) + \delta \dot{q}_{m1}(t) \end{array} \right\} \quad m-1, m \geq 3 \end{array} \right. \quad (5.10)$$

Всього рівнянь  $2 \times [2m - 1]$ .

Позначення ( $\widehat{\bullet}$ ) означає результат вимірювань – оцінку.

Тут представлені наступні функції оцінюваних параметрів  $x(t)$ ,  $y(t)$ ,  $z(t)$ ,  $\dot{x}(t)$ ,  $\dot{y}(t)$ ,  $\dot{z}(t)$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} R_T(t) = \sqrt{[x(t) - \widehat{X}_T]^2 + [y(t) - \widehat{Y}_T]^2 + [z(t) - \widehat{Z}_T]^2}; \\ R_i(t) = \sqrt{[x(t) - \widehat{X}_i]^2 + [y(t) - \widehat{Y}_i]^2 + [z(t) - \widehat{Z}_i]^2}; \quad (i = \overline{1, m}) \\ \dot{R}_T(t) = \frac{x(t) - \widehat{X}_T}{R_T(t)} \cdot \dot{x}(t) + \frac{y(t) - \widehat{Y}_T}{R_T(t)} \cdot \dot{y}(t) + \frac{z(t) - \widehat{Z}_T}{R_T(t)} \cdot \dot{z}(t); \\ \dot{R}_i(t) = \frac{x(t) - \widehat{X}_i}{R_i(t)} \cdot \dot{x}(t) + \frac{y(t) - \widehat{Y}_i}{R_i(t)} \cdot \dot{y}(t) + \frac{z(t) - \widehat{Z}_i}{R_i(t)} \cdot \dot{z}(t). \quad (i = \overline{1, m}) \end{array} \right. \quad (5.11)$$

Статистичні характеристики похибок спостережень прийемо рівними:

$$\langle \delta R_{T1}(t) \rangle = \langle \delta R_{Ti}(t) \rangle = \langle \delta q_{i1}(t) \rangle = 0, \quad i = \overline{2, m};$$

$$\langle \delta \dot{R}_{T1}(t) \rangle = \langle \delta \dot{R}_{Ti}(t) \rangle = \langle \delta \dot{q}_{i1}(t) \rangle = 0, \quad i = \overline{2, m};$$

$$\langle [\delta R_{T1}(t)]^2 \rangle = \langle [\delta R_{Ti}(t)]^2 \rangle = \sigma_R^2 = (1 \text{ м})^2, \quad i = \overline{2, m};$$

$$\langle \delta R_{Ti}(t) \cdot \delta R_{Tj}(t) \rangle = 0,5 \cdot \sigma_R^2, \quad i, j = \overline{2, m}, \quad i \neq j;$$

$$\langle [\delta q_{i1}(t)]^2 \rangle = \sigma_q^2 = (0,01 \text{ м})^2, \quad i = \overline{2, m};$$

$$\langle \delta q_{i1}(t) \cdot \delta q_{j1}(t) \rangle = 0,5 \cdot \sigma_q^2, \quad i, j = \overline{2, m}, \quad i \neq j;$$

$$\langle \delta R_{Ti}(t) \cdot \delta q_{j1}(t) \rangle = 0, \quad i = \overline{1, m}, \quad j = \overline{2, m}.$$

$$\langle \delta R_{Ti}(t) \cdot \delta \dot{R}_{Ti}(t) \rangle = 0, \quad i = \overline{1, m};$$

$$\langle \delta R_{Ti}(t) \cdot \delta \dot{q}_{j1}(t) \rangle = 0, \quad i = \overline{1, m}, \quad j = \overline{2, m};$$

$$\langle \delta q_{i1}(t) \cdot \delta \dot{q}_{i1}(t) \rangle = 0, \quad i = \overline{2, m};$$

$$\langle [\delta \dot{R}_{Ti}(t)]^2 \rangle = \sigma_{\dot{R}}^2 = (0,01 \text{ м/с})^2, \quad i = \overline{1, m};$$

$$\langle \delta \dot{R}_{Ti}(t) \cdot \delta \dot{R}_{Tj}(t) \rangle = 0,5 \cdot \sigma_{\dot{R}}^2, \quad i, j = \overline{1, m}, \quad i \neq j;$$

$$\langle [\delta \dot{q}_{i1}(t)]^2 \rangle = \sigma_{\dot{q}}^2 = (0,003 \text{ м/с})^2, \quad i = \overline{2, m};$$

$$\langle \delta \dot{q}_{i1}(t) \cdot \delta \dot{q}_{j1}(t) \rangle = 0,5 \cdot \sigma_{\dot{q}}^2, \quad i, j = \overline{2, m}, \quad i \neq j.$$

Сформуємо тепер кореляційну/вагову матрицю похибок спостережень:

$$\mathbf{W}_Q(t) = \mathbf{K}_Q^{-1}(t) = \begin{vmatrix} k_{R,\dot{R}} * \mathbf{W}_R(t) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_{q,\dot{q}} * \mathbf{W}_q(t) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_{R,\dot{R}} * \mathbf{W}_{\dot{R}}(t) & \\ 0 & 0 & & k_{q,\dot{q}} * \mathbf{W}_{\dot{q}}(t) \end{vmatrix}. \quad (5.12)$$

Квадратна симетрична матриця  $\mathbf{W}_Q(t)$  має розмір  $2 \cdot (2m - 1) \times 2 \cdot (2m - 1)$ , який залежить від кількості ВП  $m = m(t)$ , що одночасно «бачать» ВДЛА/КА під кутами місця  $\beta_i(t) \geq \beta_{\min} = 5^\circ - 10^\circ$ . Мінімальний допустимий кут місця  $\beta_{\min}$  задається завчасно.

$k_{q,\dot{q}} = 1$ ,  $k_{R,\dot{R}} = 0$  або 1, в залежності від заданого варіанту складу параметрів, що вимірюються. Припускаємо два варіанти типу БФСТВ:

- 1) сумарно-різницево-далекомірна БФСТВ,  $k_{R,\dot{R}} = 1$ ,  $k_{q,\dot{q}} = 1$ ,  $m(t) \geq 3$ ;
- 2) різницево-далекомірна БФСТВ,  $k_{R,\dot{R}} = 0$ ,  $k_{q,\dot{q}} = 1$ ,  $m(t) \geq 4$ ;

$$\mathbf{W}_R(t) = \left\| \begin{array}{cccc} \sigma_R^2 & \frac{\sigma_R^2}{2} & \dots & \frac{\sigma_R^2}{2} \\ \frac{\sigma_R^2}{2} & \sigma_R^2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \frac{\sigma_R^2}{2} \\ \frac{\sigma_R^2}{2} & \dots & \frac{\sigma_R^2}{2} & \sigma_R^2 \end{array} \right\|^{-1} \quad - \text{ матриця розміру } m \times m, m = m(t);$$

$$\mathbf{W}_q(t) = \left\| \begin{array}{cccc} \sigma_q^2 & \frac{\sigma_q^2}{2} & \dots & \frac{\sigma_q^2}{2} \\ \frac{\sigma_q^2}{2} & \sigma_q^2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \frac{\sigma_q^2}{2} \\ \frac{\sigma_q^2}{2} & \dots & \frac{\sigma_q^2}{2} & \sigma_q^2 \end{array} \right\|^{-1} \quad - \text{ матриця розміру } (m-1) \times (m-1),$$

$m = m(t);$

$$\mathbf{W}_{\dot{R}}(t) = \left\| \begin{array}{cccc} \sigma_{\dot{R}}^2 & \frac{\sigma_{\dot{R}}^2}{2} & \dots & \frac{\sigma_{\dot{R}}^2}{2} \\ \frac{\sigma_{\dot{R}}^2}{2} & \sigma_{\dot{R}}^2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \frac{\sigma_{\dot{R}}^2}{2} \\ \frac{\sigma_{\dot{R}}^2}{2} & \dots & \frac{\sigma_{\dot{R}}^2}{2} & \sigma_{\dot{R}}^2 \end{array} \right\|^{-1} \quad - \text{ матриця розміру } m \times m, m = m(t);$$

$$\mathbf{W}_{\dot{\mathbf{q}}}(t) = \left\| \begin{array}{cccc} \frac{\sigma_{\dot{q}}^2}{2} & \frac{\sigma_{\dot{q}}^2}{2} & \dots & \frac{\sigma_{\dot{q}}^2}{2} \\ \frac{\sigma_{\dot{q}}^2}{2} & \sigma_{\dot{q}}^2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \frac{\sigma_{\dot{q}}^2}{2} \\ \frac{\sigma_{\dot{q}}^2}{2} & \dots & \frac{\sigma_{\dot{q}}^2}{2} & \sigma_{\dot{q}}^2 \end{array} \right\|^{-1} \quad - \text{ матриця розміру } (m-1) \times (m-1),$$

$$m = m(t).$$

5.2.3 Розрахункові співвідношення для виконання АОТ мають наступний вигляд.

Потенціальну оцінку точності траєкторних визначень будемо виконувати з використанням відомих розрахункових співвідношень:

$$\mathbf{K}_{\bar{\mathbf{x}}, \bar{\mathbf{x}}}(t) = \left[ \mathbf{A}^T(t) \cdot \mathbf{W}_{\mathbf{Q}}(t) \cdot \mathbf{A}(t) \right]^{-1}, \quad (5.13)$$

де  $\mathbf{K}_{\bar{\mathbf{x}}, \bar{\mathbf{x}}}(t)$  – кореляційна матриця похибок сумісно-ефективних оцінок параметрів траєкторій ВДЛА/КА (матриця розміру  $6 \times 6$ );

$\mathbf{A}(t)$  – матриця похідних параметрів, що вимірюються, по параметрам, що визначаються:

$$\mathbf{A}(t) = \left\| \begin{array}{c|c} \mathbf{A}_{\mathbf{R}}(t) & \mathbf{0} \\ \mathbf{A}_{\mathbf{q}}(t) & \\ \hline \mathbf{A}_{\dot{\mathbf{R}}}(t) & \mathbf{A}_{\mathbf{R}}(t) \\ \mathbf{A}_{\dot{\mathbf{q}}}(t) & \mathbf{A}_{\mathbf{q}}(t) \end{array} \right\| \quad - \text{ матриця розміру } 2 \cdot (2m-1) \times 6, \quad m = m(t),$$

$$\mathbf{A}_{\mathbf{R}}(t) = \left\| \begin{array}{ccc} a_{T1}^{(x)} & a_{T1}^{(y)} & a_{T1}^{(z)} \\ a_{T2}^{(x)} & a_{T2}^{(y)} & a_{T2}^{(z)} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{Tm}^{(x)} & a_{Tm}^{(y)} & a_{Tm}^{(z)} \end{array} \right\| \quad - \text{ матриця розміру } m \times 3;$$

$$\left. \begin{aligned} a_{Ti}^{(x)} &= \frac{x(t) - \widehat{X}_T}{R_T(t)} + \frac{x(t) - \widehat{X}_i}{R_i(t)}, \\ a_{Ti}^{(y)} &= \frac{y(t) - \widehat{Y}_T}{R_T(t)} + \frac{y(t) - \widehat{Y}_i}{R_i(t)}, \\ a_{Ti}^{(z)} &= \frac{z(t) - \widehat{Z}_T}{R_T(t)} + \frac{z(t) - \widehat{Z}_i}{R_i(t)}. \end{aligned} \right\} i = \overline{1, m}$$

$$\mathbf{A}_q(t) = \begin{vmatrix} b_{21}^{(x)} & b_{21}^{(y)} & b_{21}^{(z)} \\ b_{31}^{(x)} & b_{31}^{(y)} & b_{31}^{(z)} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ b_{m1}^{(x)} & b_{m1}^{(y)} & b_{m1}^{(z)} \end{vmatrix} - \text{матриця розміру } (m-1) \times 3;$$

$$\left. \begin{aligned} b_{i1}^{(x)} &= \frac{x(t) - \widehat{X}_i}{R_i(t)} - \frac{x(t) - \widehat{X}_1}{R_1(t)}, \\ b_{i1}^{(y)} &= \frac{y(t) - \widehat{Y}_i}{R_i(t)} - \frac{y(t) - \widehat{Y}_1}{R_1(t)}, \\ b_{i1}^{(z)} &= \frac{z(t) - \widehat{Z}_i}{R_i(t)} - \frac{z(t) - \widehat{Z}_1}{R_1(t)}. \end{aligned} \right\} i = \overline{2, m}$$

$$\mathbf{A}_{\dot{\mathbf{R}}}(t) = \begin{vmatrix} c_{T1}^{(x)} & c_{T1}^{(y)} & c_{T1}^{(z)} \\ c_{T2}^{(x)} & c_{T2}^{(y)} & c_{T2}^{(z)} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ c_{Tm}^{(x)} & c_{Tm}^{(y)} & c_{Tm}^{(z)} \end{vmatrix} - \text{матриця розміру } m \times 3;$$

$$\left. \begin{aligned} c_{Ti}^{(x)} &= \left[ \frac{\dot{x}(t)}{R_T(t)} - \frac{\dot{R}_T(t)}{R_T(t)} \cdot \frac{x(t) - \widehat{X}_T}{R_T(t)} \right] + \left[ \frac{\dot{x}(t)}{R_i(t)} - \frac{\dot{R}_i(t)}{R_i(t)} \cdot \frac{x(t) - \widehat{X}_i}{R_i(t)} \right], \\ c_{Ti}^{(y)} &= \left[ \frac{\dot{y}(t)}{R_T(t)} - \frac{\dot{R}_T(t)}{R_T(t)} \cdot \frac{y(t) - \widehat{Y}_T}{R_T(t)} \right] + \left[ \frac{\dot{y}(t)}{R_i(t)} - \frac{\dot{R}_i(t)}{R_i(t)} \cdot \frac{y(t) - \widehat{Y}_i}{R_i(t)} \right], \\ c_{Ti}^{(z)} &= \left[ \frac{\dot{z}(t)}{R_T(t)} - \frac{\dot{R}_T(t)}{R_T(t)} \cdot \frac{z(t) - \widehat{Z}_T}{R_T(t)} \right] + \left[ \frac{\dot{z}(t)}{R_i(t)} - \frac{\dot{R}_i(t)}{R_i(t)} \cdot \frac{z(t) - \widehat{Z}_i}{R_i(t)} \right]. \end{aligned} \right\} i = \overline{1, m}$$

$$\mathbf{A}_{\dot{\mathbf{q}}}(t) = \begin{vmatrix} d_{21}^{(x)} & d_{21}^{(y)} & d_{21}^{(z)} \\ d_{31}^{(x)} & d_{31}^{(y)} & d_{31}^{(z)} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ d_{m1}^{(x)} & d_{m1}^{(y)} & d_{m1}^{(z)} \end{vmatrix} - \text{матриця розміру } (m-1) \times 3;$$

$$d_{il}^{(x)} = \left[ \frac{\dot{x}(t)}{R_i(t)} - \frac{\dot{R}_i(t)}{R_i(t)} \cdot \frac{x(t) - \hat{X}_i}{R_i(t)} \right] - \left[ \frac{\dot{x}(t)}{R_1(t)} - \frac{\dot{R}_1(t)}{R_1(t)} \cdot \frac{x(t) - \hat{X}_1}{R_1(t)} \right],$$

$$d_{il}^{(y)} = \left[ \frac{\dot{y}(t)}{R_i(t)} - \frac{\dot{R}_i(t)}{R_i(t)} \cdot \frac{y(t) - \hat{Y}_i}{R_i(t)} \right] - \left[ \frac{\dot{y}(t)}{R_1(t)} - \frac{\dot{R}_1(t)}{R_1(t)} \cdot \frac{y(t) - \hat{Y}_1}{R_1(t)} \right],$$

$$d_{il}^{(z)} = \left[ \frac{\dot{z}(t)}{R_i(t)} - \frac{\dot{R}_i(t)}{R_i(t)} \cdot \frac{z(t) - \hat{Z}_i}{R_i(t)} \right] - \left[ \frac{\dot{z}(t)}{R_1(t)} - \frac{\dot{R}_1(t)}{R_1(t)} \cdot \frac{z(t) - \hat{Z}_1}{R_1(t)} \right].$$

$$i = \overline{2, m}$$

Оцінки СКП координат і складових вектора швидкості КА/ВДЛА  $\hat{\sigma}_x(t)$ ,  $\hat{\sigma}_y(t)$ ,  $\hat{\sigma}_z(t)$ ,  $\hat{\sigma}_{\dot{x}}(t)$ ,  $\hat{\sigma}_{\dot{y}}(t)$ ,  $\hat{\sigma}_{\dot{z}}(t)$  представляють собою корні квадратні із діагональних елементів коваріаційної матриці, що обчислюється по формулі (5.13).

### 5.3 Априорна оцінка точності визначення параметрів траєкторій високодинамічних літальних апаратів різних типів

5.3.1 В даному підрозділі наведено результати априорної оцінки точності визначення координат і швидкості ВДЛА за спостереженнями БФСТВ.

Для розрахунків були використані наступні значення середньоквадратичних похибок (модель похибок) спостережень:

$$\sigma_R = 1 \text{ м}; \quad \sigma_q = 0.01 \text{ м}; \quad \sigma_{\dot{R}} = 0.01 \text{ м/с}; \quad \sigma_{\dot{q}} = 0.001 \text{ м/с}.$$

Мінімальне значення кута місця було прийняте рівним  $5^\circ$ .

Прийняті такі позначення типів БФСТВ:

1 – сумарно-різничево-далекомірна БФСТВ;

2 – різничево-далекомірна БФСТВ.

Розрахунки були виконані для двох обраних типових траєкторій ВДЛА (ВДЛА типу «Град» з дальністю польоту 40 км і ВДЛА типу ОТРК з дальністю польоту 200 км), яким відповідають дві принципово різні конфігурації БФСТВ.

В ході обчислень було прийняте таке значення кута розкриття діаграми спрямованості антени ВДЛА:  $\theta = 140^\circ$ . Аналіз можливостей кільцевих антен, які пропонується використовувати для установки на борт ВДЛА, показав, що типове значення розкриття їх діаграм спрямованості (ДС) досягає  $160^\circ$ . Таким чином, реальні умови радіовидимості ВДЛА з ВП БФСТВ будуть істотно

кращими, ніж ті, наявність яких передбачалося при отриманні результатів, наведених в даному підрозділі. У зв'язку з цим, ймовірно, в ряді випадків для побудови БФСТВ і отримання результатів, аналогічних наведеним в даному підрозділі, буде потрібна менша кількість ВП.

5.3.2 Рисунки 5.1 – 5.15 ілюструють результати апріорної оцінки точності траєкторних визначень, отримані для зазначених типових траєкторій.

Рисунки наведені групами, кожна з яких відповідає певному виду траєкторії ВДЛА і певному розташуванню ВП БФСТВ.

Кожній з цих груп передують короткий опис траєкторії і конфігурації БФСТВ (кількість і розташування ВП БФСТВ). У кожній з груп наведені такі рисунки (всі відстані наведені в кілометрах, час вказаний у секундах):

- ◆ траєкторія польоту ВДЛА (по горизонталі – відстань, по вертикалі – висота);
- ◆ план ділянки поверхні Землі, що містить проекцію траєкторії польоту (червона лінія, початок і кінець траєкторії – червоні квадрати) і схему розташування ВП відповідної БФСТВ (ВП пронумеровані);
- ◆ дальність і висота польоту (ліва вертикальна вісь, синя лінія – відстань, права вертикальна вісь, чорна лінія – висота, по горизонталі – час);
- ◆ відстань ВДЛА від першого (центрального) ВП БФСТВ і кут місця ВДЛА відносно цього ВП (ліва вертикальна вісь, зелена лінія – кут місця (градуси), права вертикальна вісь, фіолетова лінія – відстань, по горизонталі – час);
- ◆ кути місця ВДЛА відносно всіх ВП БФСТВ – нумерація і колір ліній відповідають нумерації і кольору ВП БФСТВ на схемі їх розташування, в силу симетрії розташування ВП графіки кутів місця, що відповідають деяким з них, дублюються (по вертикалі – кут місця (градуси), по горизонталі – час);
- ◆ інтервали видимості ВДЛА з ВП БФСТВ з урахуванням кута місця ВДЛА (не менше 5 кут. град.) і кута розкриття ДС його антени – колір ліній відповідає кольору ВП БФСТВ на схемі їх розташування (по вертикалі – номер ВП, по горизонталі – час);

- ◆ кількість ВП, що «бачать» ВДЛА, з урахуванням кута місця ВДЛА і кута розкриття ДС його антени (по вертикалі – кількість ВП, по горизонталі – час);
- ◆ результати апріорної оцінки точності траєкторних визначень ВДЛА – СКП визначення координат (м) і СКП визначення складових вектора швидкості (м/с), горизонтальна вісь – час.
- ◆ В рамках даного документа наведено два варіанти представлення результатів АОТ траєкторних визначень ВДЛА.

Перший – точність визначення координат у вигляді таблиці з 4 рисунків. Стовпці таблиці пронумеровані і відповідають типам БФСТВ, для яких отримані дані результати (1 або 2). У кожному стовпці верхній і нижній малюнок – це графіки одних і тих же величин, але в різних масштабах. Вгорі обраний такий масштаб, щоб графіки помістилися на малюнок повністю, а внизу – заданий однаковий масштаб для обох типів БФСТВ, що дозволяє порівняти результати АОТ позиціонування, отримані при використанні БФСТВ різних типів. Точність складових вектора швидкості (СВШ) ВДЛА представлена у вигляді аналогічної таблиці з 4 малюнків.

Другий – точність траєкторних визначень у вигляді таблиці з 4-х рисунків. Стовпці таблиці пронумеровані і відповідають типам БФСТВ, для яких отримані дані результати (1 або 2). У першому рядку таблиці представлені СКП визначення координат, в другому – СКП визначення СВШ.

Результати апріорної оцінки точності траєкторних визначень ВДЛА представлені в спеціальній місцевій системі координат (СМСК) (початок координат – точка старту, перша вісь спрямована від точки старту до кінцевої точки траєкторії польоту, третя вісь лежить в площині, перпендикулярній площині траєкторії, і перпендикулярна азимуту польоту, друга вісь доповнює трійку напрямних векторів осей СК до правої).

Червоним кольором показана СКП вертикальної складової відповідних векторів, синім – СКП планової складової в напрямку польоту, зеленим – СКП планової складової в напрямку, перпендикулярному напрямку польоту.

5.3.3 Стандартна конфігурація БФСТВ складається з 7-и ВП і являє собою «хрест» із 5-и ВП БФСТВ, розташованих недалеко один від одного в околі середини проекції траєкторії на поверхню Землі, і 2-х ВП БФСТВ, розташованих недалеко від точок старту і падіння ВДЛА (поблизу границі області затінення проекції). БФСТВ, побудовані для різних траєкторій, відрізняються лише відстанями між ВП.

Як показали результати досліджень, БФСТВ такої конфігурації дозволяє з дуже високою точністю оцінити координати і швидкість ВДЛА протягом майже всього польоту, за винятком його початкового і кінцевого інтервалу, де різко падає точність або траєкторні вимірювання стають неможливими у зв'язку зі зменшенням кількості ВП БФСТВ, які одночасно «бачать» ВДЛА.

Для дуже «пологих» траєкторій, що характеризуються малими кутами кидання (менше  $20^\circ$ ) і затіненням всієї проекції траєкторії на поверхню Землі (типовий представник цього класу траєкторій – траєкторія ОТРК з дальністю польоту 200 км) розроблений інший вид стандартної конфігурації БФСТВ. Ця конфігурація складається з 9-и або 11-и (в залежності від дальності польоту) ВП-ів, які рівномірно і симетрично розташовані уздовж всієї проекції польоту на поверхню Землі. Ця конфігурація БФСТВ дозволяє значно збільшити інтервал часу, протягом якого можливе проведення траєкторних визначень, в порівнянні з конфігурацією, яка описана вище і складається з 5-и або 7-и ВП.

5.3.4 У табл. 5.1 – 5.2 наведені підсумкові узагальнені результати АОТ траєкторних визначень за спостереженнями БФСТВ – діапазони зміни СКП визначення координат (у метрах) і СВШ (у м/с). Окремо виділені точність планової і висотної складових відповідних векторів, а також точність, отримана при високому ( $\beta = 15 \div 90^\circ$ ) і низькому ( $\beta = 5 \div 15^\circ$ ) положенні ВДЛА над горизонтом, де  $\beta$  – кут місця ВДЛА відносно 1-го ВП БФСТВ.

5.3.5. Тип контролюваного об'єкта: «Град», «Ураган».

Початкова швидкість – **0.626 км/с**, максимальна дальність польоту – 40 км.

Дальність польоту, км	Висота польоту, км	Час польоту, с	Кут кидання, град.
<b>40</b>	<b>9.999</b>	<b>90.320</b>	<b>45</b>

Кількість ВП БФСТВ – 7.

Довжина бази БФСТВ – 1 км (відстань між 1-м и 3-м ВП БФСТВ).

Відстань від точки старту до 2-го ВП БФСТВ – 3 км.

3 передавачем об'єднаний 1-й ВП БФСТВ.

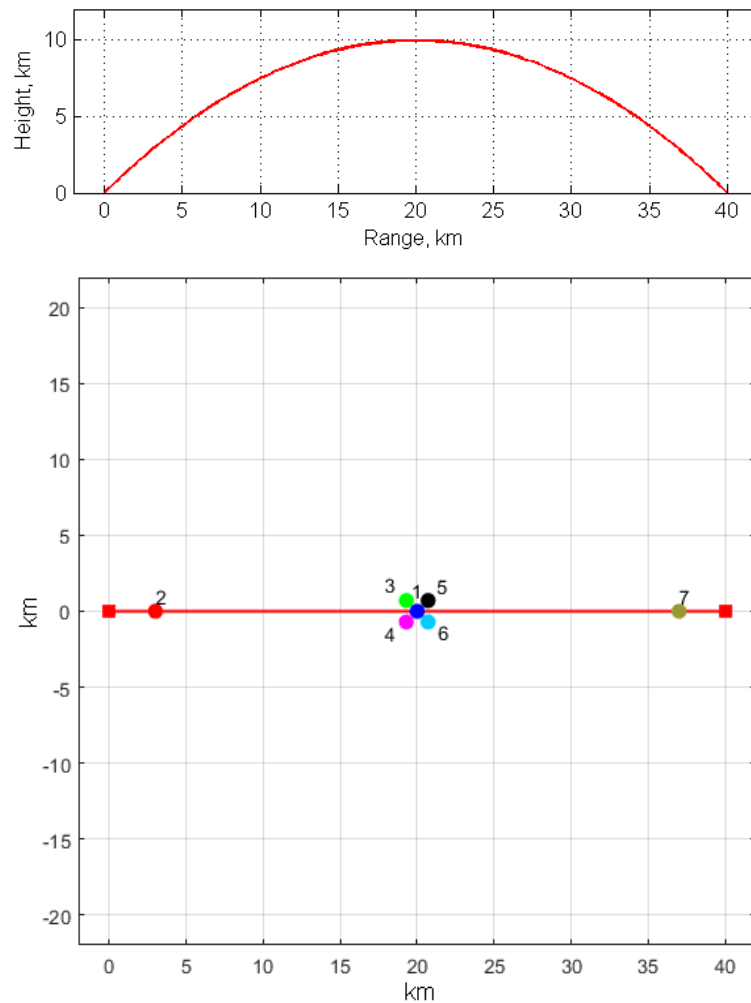


Рисунок 5.1 – Проекція траєкторії на площину  $X_L Y_L$  СМСК (верхній рисунок) і схема розташування ВП БФСТВ (нижній рисунок)

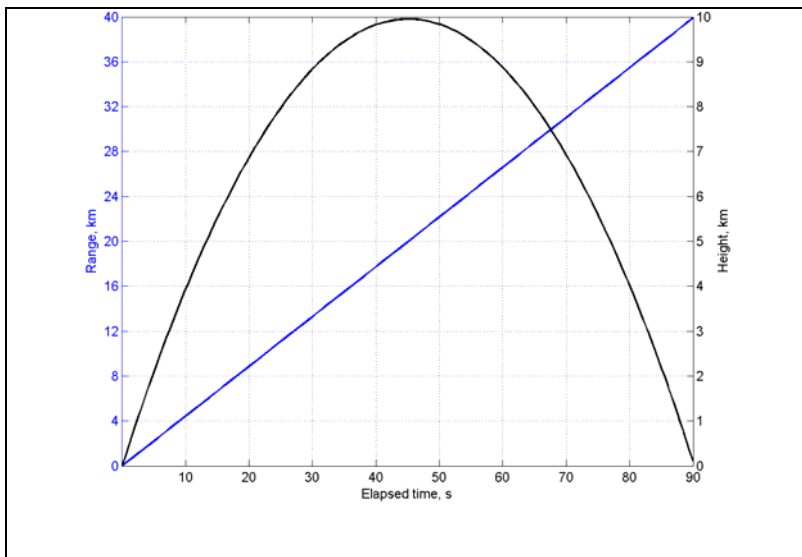


Рисунок 5.2 – Відстань і висота

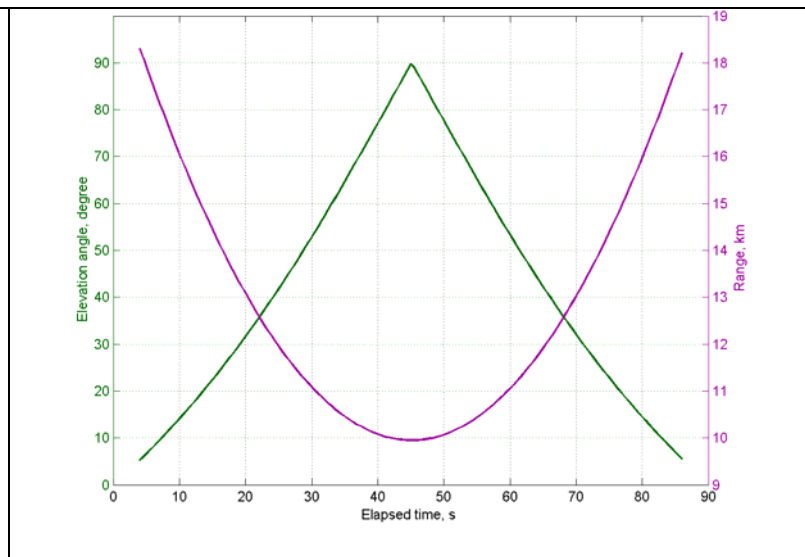


Рисунок 5.3 – Відстань і висота відносно 1-го ВП БФСТВ

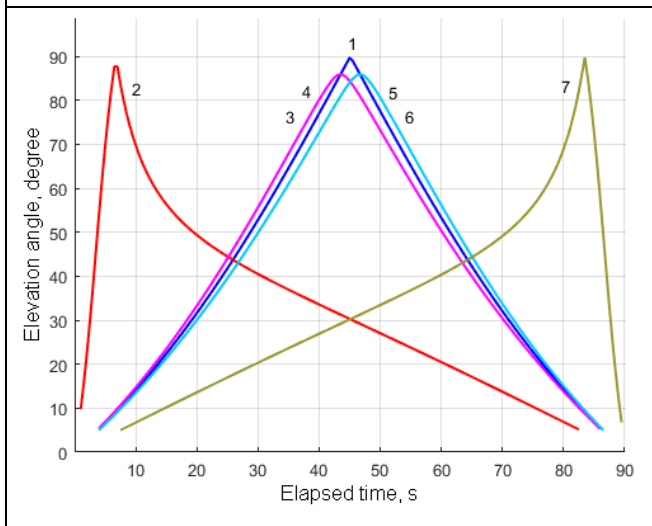


Рисунок 5.4 – Кути місця

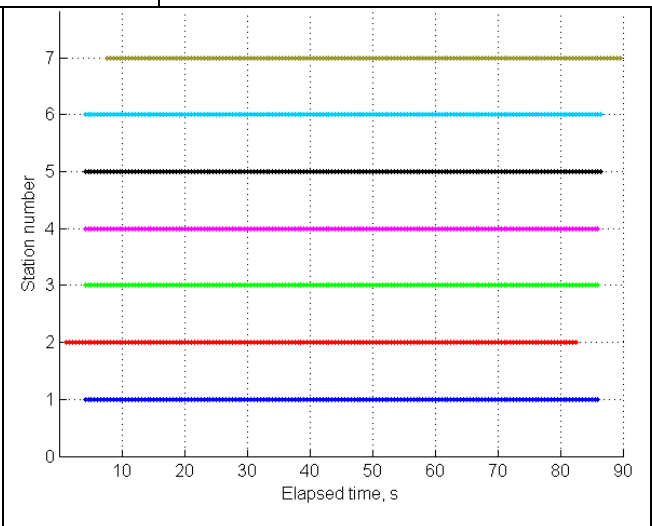


Рисунок 5.5 – Інтервали видимості

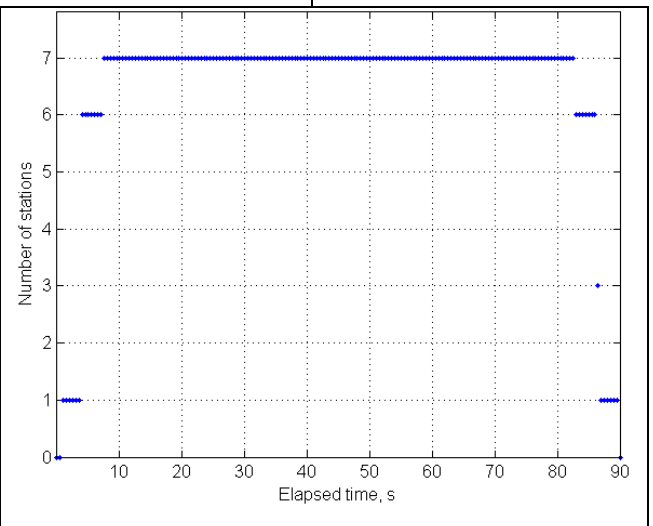


Рисунок 5.6 – Кількість ВП, що одночасно спостерігають ВДЛА

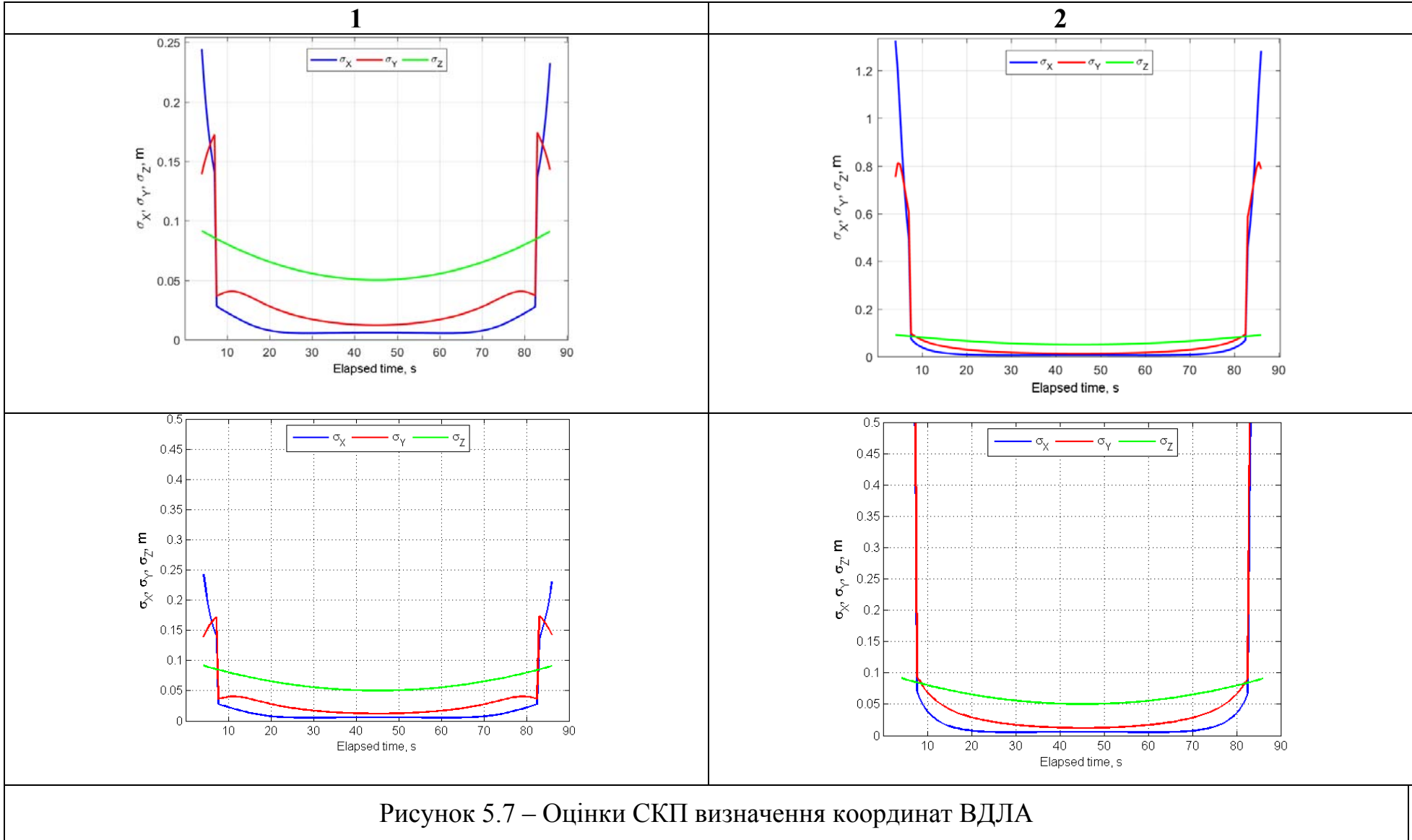
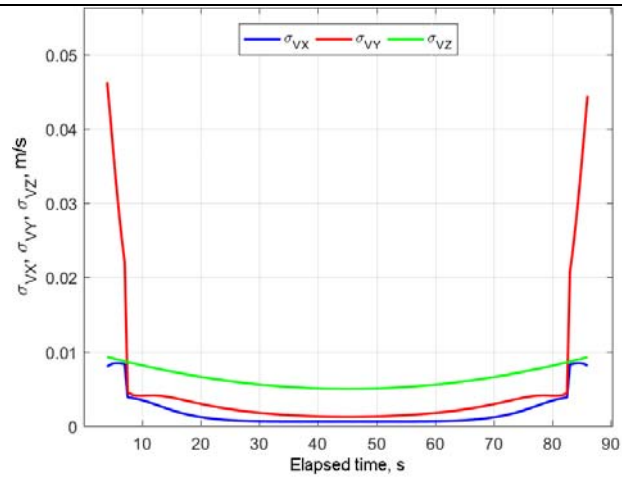


Рисунок 5.7 – Оцінки СКП визначення координат ВДЛА

1



2

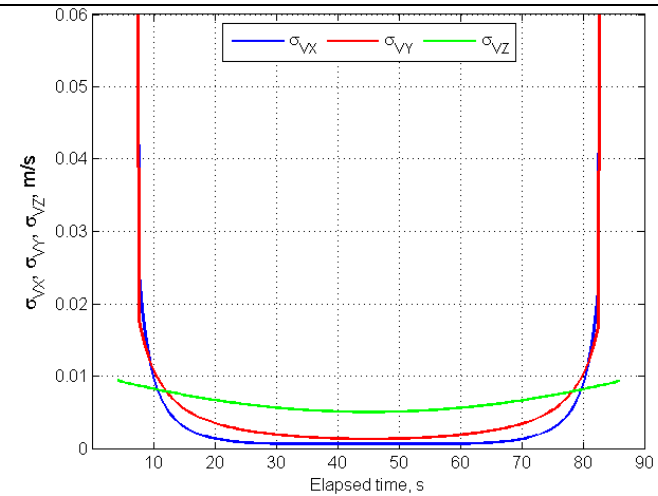
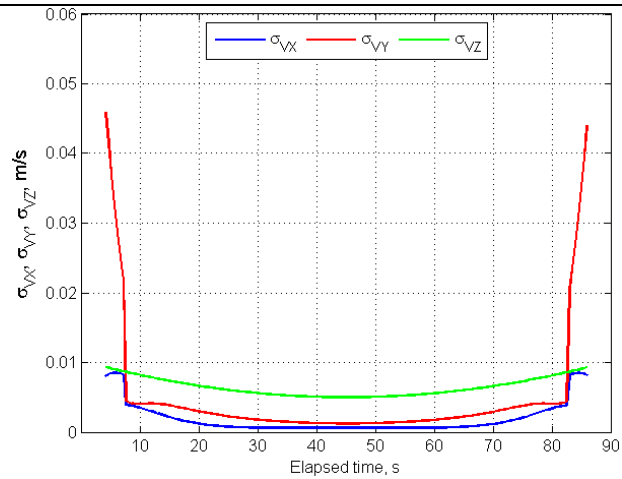
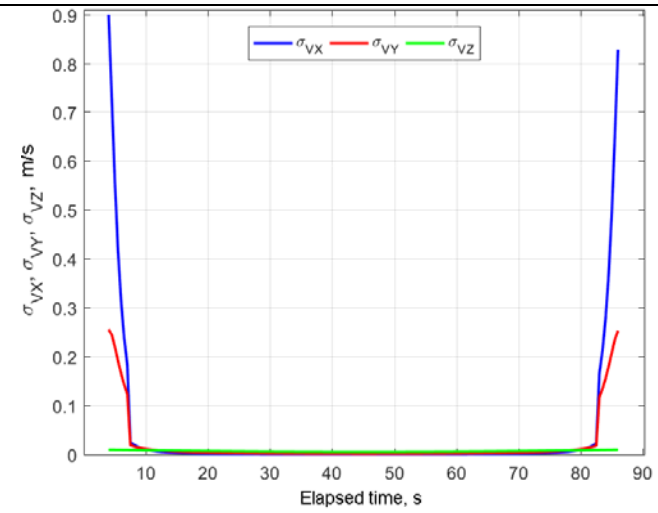


Рисунок 5.8 – Оцінки СКП визначення СВШ ВДЛА

Тип контролюваного об'єкта: ОТРК.

Початкова швидкість: **2.214 км/с**, максимальна дальність польоту: 500 км.

Дальність польоту, км	Висота польоту, км	Час польоту, с	Кут кидання, град.
<b>200</b>	<b>10.435</b>	<b>92.262</b>	<b>12</b>

Кількість ВП БФСТВ – 11.

Довжина бази БФСТВ – 28,3 км (відстань між 2-м і 4-м ВП БФСТВ).

3 передавачем об'єднаний 1-й ВП БФСТВ.

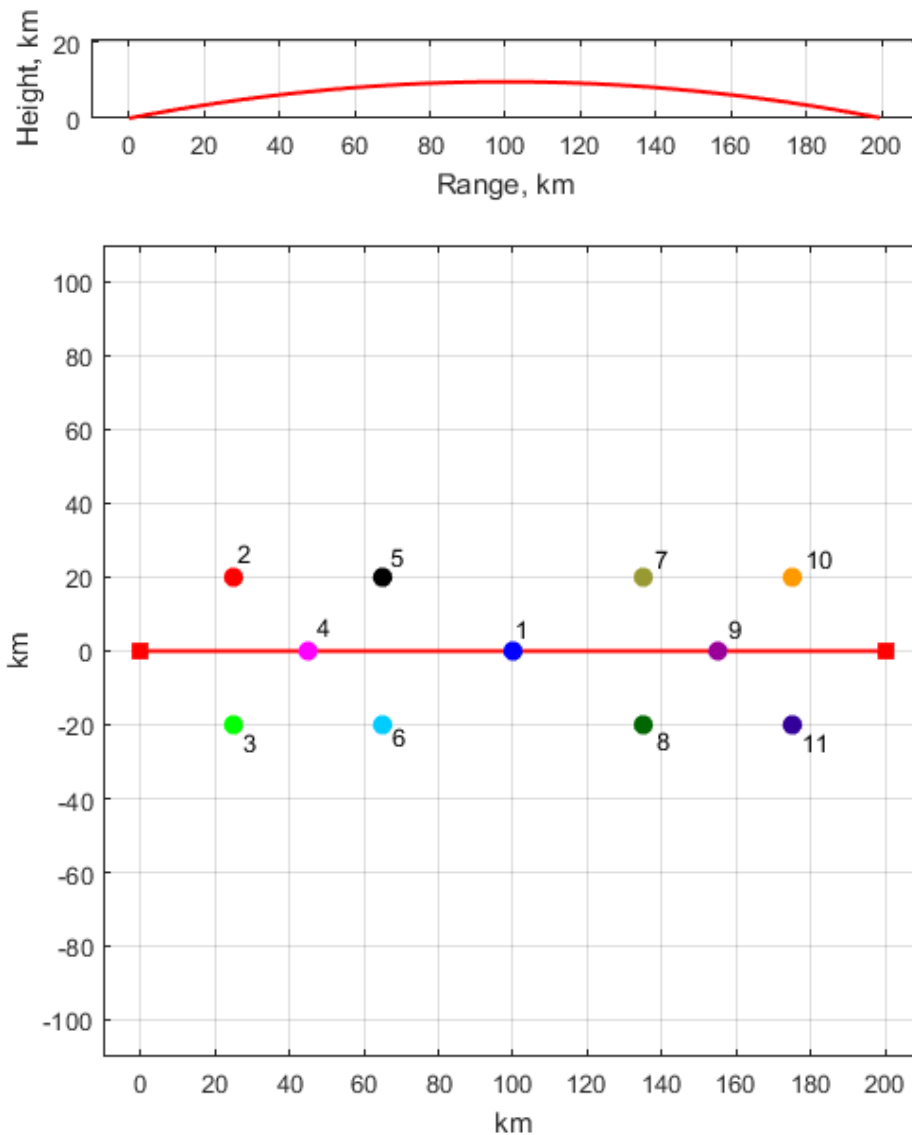


Рисунок 5.9 – Проекція траєкторії на площину  $X_L Y_L$  СМСК (верхній рисунок) і схема розташування ВП БФСТВ (нижній рисунок)

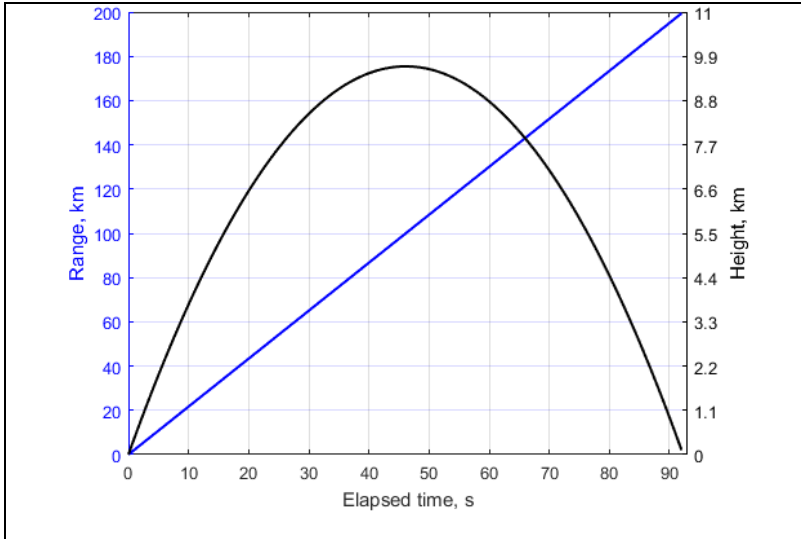


Рисунок 5.10 – Відстань і висота

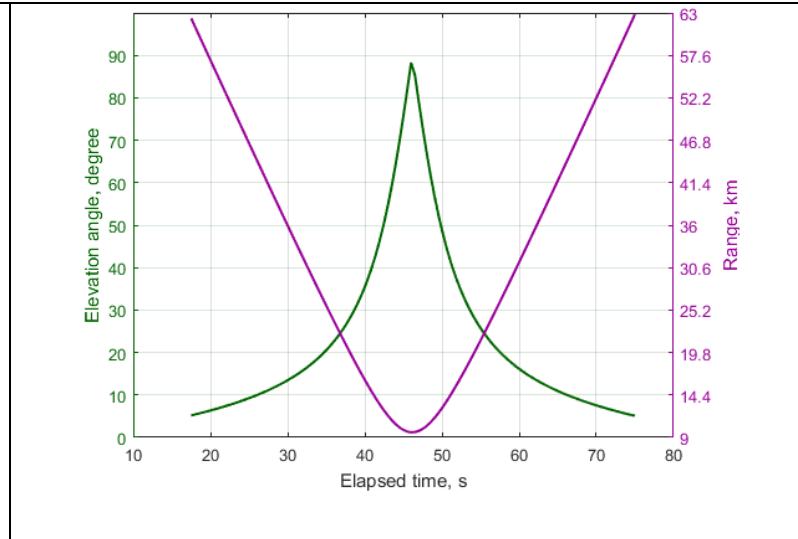


Рисунок 5.11 – Відстань і висота відносно 1-го ВП БФСТВ

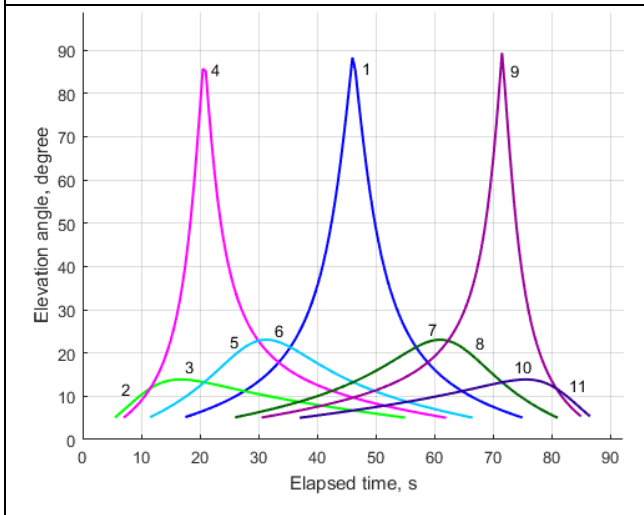


Рисунок 5.12 – Кути місця

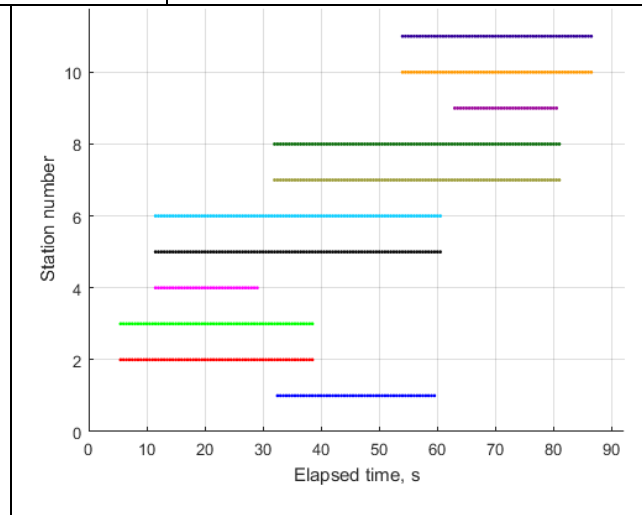


Рисунок 5.13 – Інтервали видимості

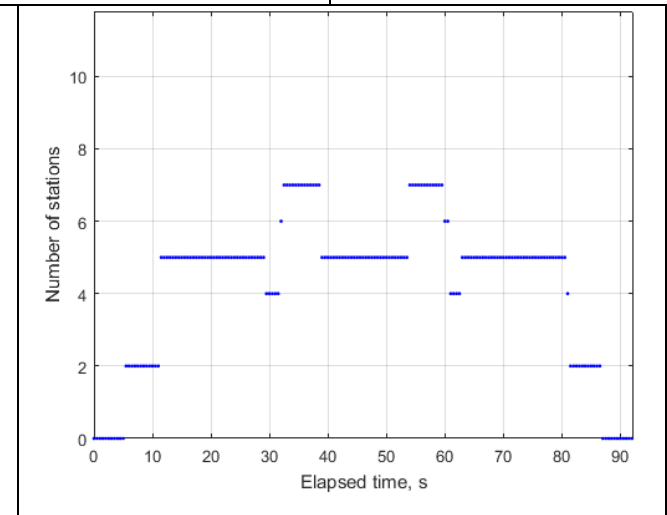


Рисунок 5.14 – Кількість ВП, що одночасно спостерігають ВДЛА

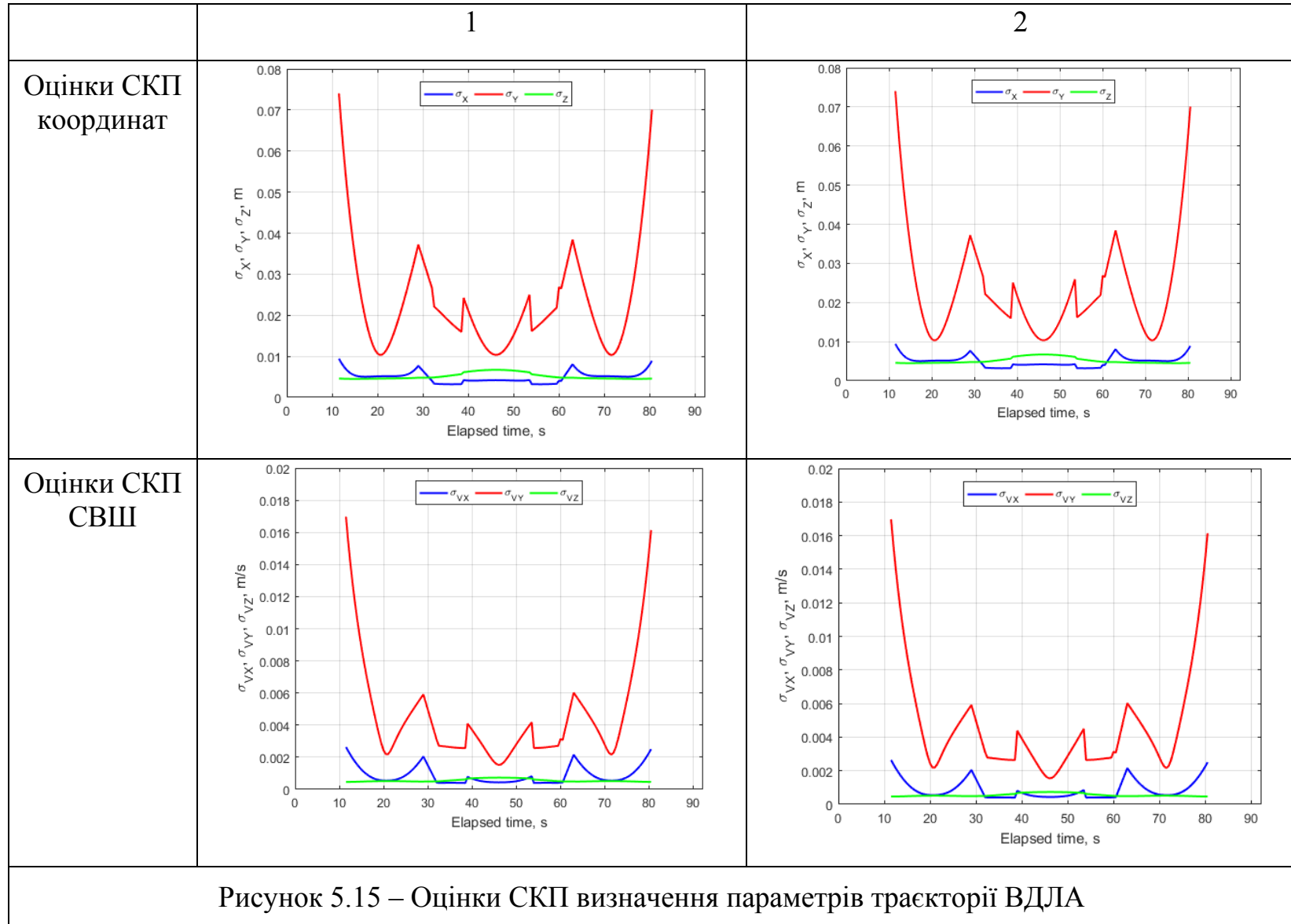


Рисунок 5.15 – Оцінки СКП визначення параметрів траєкторії ВДЛА

Таблиця 5.1 – Априорна оцінка точності визначення координат для різних траєкторій, м

Тип ВДЛА	Відстань, км	Тип БФСТВ	Діапазон зміни кутів місця ВДЛА, градуси			
			5–15		15–90	
			план	висота	план	висота
«Град», «Ураган»	40	1	0,07 – 0,25	0,04 – 0,18	0,01 – 0,04	0,05 – 0,07
		2	0,08 – 1,30	0,07 – 0,80	0,01 – 0,07	0,05 – 0,08
ОТРК	200	1	0,005 – 0,01	0,01 – 0,075	0,003 – 0,01	0,01 – 0,035
		2	0,005 – 0,01	0,01 – 0,075	0,003 – 0,01	0,01 – 0,035

Таблиця 5.2 – Априорна оцінка точності визначення складових вектора швидкості для різних траєкторій, м/с

Тип ВДЛА	Відстань, км	Тип БФСТВ	Діапазон зміни кутів місця ВДЛА, градуси			
			5–15		15–90	
			план	висота	план	висота
«Град», «Ураган»	40	1	0,008 – 0,010	0,004 – 0,048	0,005 – 0,008	0,002 – 0,004
		2	0,008 – 0,900	0,010 – 0,027	0,005 – 0,008	0,002 – 0,010
ОТРК	200	1	0,001 – 0,003	0,002 – 0,017	0,0005 – 0,001	0,002 – 0,005
		2	0,001 – 0,003	0,002 – 0,017	0,0005 – 0,001	0,002 – 0,005

5.3.6 В кінцевому підсумку, оціночні значення середньоквадратичних похибок визначення параметрів руху приземних (до висот  $\sim 150 \div 200$  км) ВДЛА перебувають у межах  $\sim 0,05 \div 0,40$  м за координатами і  $\sim 0,5 \div 1,6$  см/с за складовими вектора швидкості. При цьому менші значення відповідають плановим складовим параметрів траєкторій, а більші – висотним.

З порівняння результатів і вимог (див. розділ 3) випливає, що всі вимоги до точності траєкторних визначень виконуються.

5.3.7 Таким чином, аналіз отриманих результатів АОТ траєкторних визначень за спостереженнями БФСТВ показав наступне:

1) Обробка спостережень БФСТВ 1-го і 2-го типу (сумарно-різницево-далекомірної та різницево-далекомірної) дозволяє отримати схожі результати для кожного з розглянутих видів ВДЛА за умови, що ВДЛА перебуває високо над горизонтом (кут місця відносно 1-го ВП БФСТВ). При цьому СКП планових координат не перевищує 0,14 м, а СКП висотної складової – 0,3 м; СКП планових складових вектора швидкості не перевищує 0,013 м/с, а СКП висотної складової – 0,032 м/с.

2) Для ВДЛА, що перебуває «низько» (відносно ВП-ів) над горизонтом ( $\beta = 5 \div 15^\circ$ ) БФСТВ 1-го типу (сумарно-різницево-далекомірна) дозволяє отримати істотно більш високу точність траєкторних визначень, ніж БФСТВ 2-го типу (різницево-далекомірна). Для БФСТВ 1-го типу координати в цих умовах (на краях зон радіовидимості) мають субметрову точність (СКП не перевищує 1,10 м), тоді як для БФСТВ 2 типу – метрову точність (СКП досягає 11,5 м). Аналогічна ситуація і з точністю визначення швидкості: для БФСТВ 1-го типу СКП складових вектора швидкості на краях зон радіовидимості досягає 0,55 м/с, а для БФСТВ 2-го типу – 6,5 м/с. Виникнення такого ефекту обумовлено 1) погіршенням взаємної геометрії «ВДЛА-БФСТВ» і 2) тим, що при «невисокому» положенні ВДЛА зменшується кількість ВП БФСТВ, що його спостерігають.

3) Змінюючи конфігурацію БФСТВ (кількість і розташування ВП-ів) в залежності від виду траєкторії ВДЛА, як показує моделювання та аналіз, можна досягти практично будь-якої точності траєкторних визначень для кожної з розглянутих траєкторій ВДЛА – аж до сантиметрової точності координат і субсантиметрової точності визначення СВШ.

4) Для отримання прийнятних результатів траєкторних визначень в разі «пологих» траєкторій (траєкторій ВДЛА, що мають кут кидання менше  $20^\circ$ ) може знадобитися побудова БФСТВ з більшої кількості ВП-ів, ніж для обробки даних більш «крутих» траєкторій. Схема розташування ВП-ів БФСТВ в цих двох випадках також може значно відрізнятись.

5) В кінцевому підсумку, оціночні значення середньоквадратичних похибок визначення параметрів руху приземних (до висот  $\sim 150 \div 200$  км) ВДЛА знаходяться в межах  $\sim 0,05 \div 0,40$  м за координатами і  $\sim 0,5 \div 1,6$  см/с за складовими вектора швидкості. При цьому менші значення відповідають плановим складовим параметрів траєкторій, а більші – висотним.

6) Порівняння результатів оцінки досяжної точності БФСТВ з заданими попередніми вимогами потенційних користувачів БФСТВ до точності траєкторних визначень ВДЛА показує, що всі вимоги до точності визначення параметрів траєкторій різних типів ВДЛА в разі реалізації розроблюваної БФСТВ будуть гарантовано виконані.

#### **5.4 Априорна оцінка точності визначення параметрів траєкторій космічних апаратів, що рухаються на низьких (LEO), середніх (MEO) і високих (GEO) навколоземних орбітах**

5.4.1. Вибір і формування вихідних даних для проведення моделювання руху космічних апаратів (КА) і оцінки точності БФСТВ

У функції розроблюваної багатоцільової БФСТВ входять не тільки траєкторні визначення ВДЛА, але і високоточне визначення параметрів траєкторій і навігації КА (з відповідною модифікацією системи).

Всі орбіти КА можна класифікувати за величиною нахилення орбіт, значенням великої півосі і величиною ексцентриситету.

1) За величиною нахилення орбіти діляться на екваторіальні, полярні, сонячно-синхронні і похилі орбіти загального вигляду.

2) За значенням великої півосі орбіти КА діляться на низькоорбітальні (LEO – Low Earth Orbit), середньоорбітальні (MEO – Medium Earth Orbit), геостационарні (GEO – Geosynchronous Orbit) і високоорбітальні (HEO – High Earth Orbit).

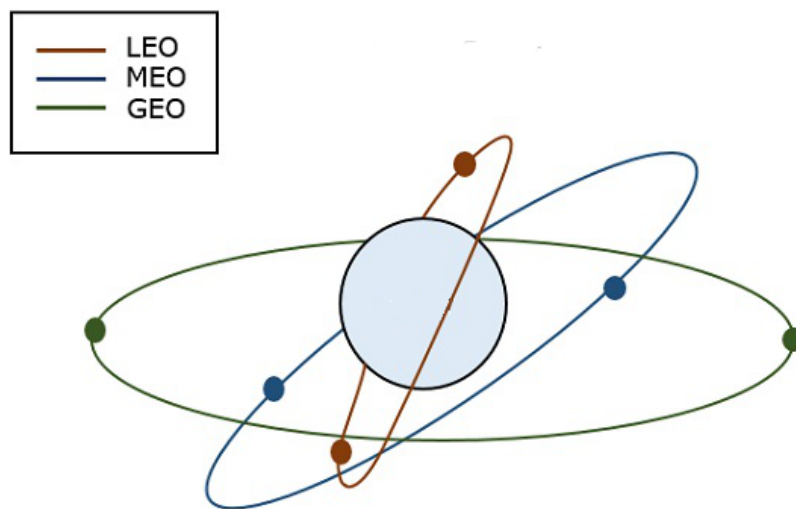


Рисунок 5.16 – Типи орбіт КА

Низькоорбітальними зазвичай вважаються супутники з висотами від 160 км до 2000 км над поверхнею Землі. Кутова швидкість супутників LEO максимальна від 0,2 град/с до 2,8° град/с, періоди обертання від 87,6 хвилин до 127 хвилин.

Середньоорбітальними вважаються супутники з висотами від 2000 км до 35786 км над поверхнею Землі. Нижня межа визначається границею LEO, а верхня – орбітою геостационарних супутників. Період обертання – від 127 хвилин до 24 годин. Кутова швидкість – одиниці і частки кутової хвилини в секунду.

Геостационарними вважаються супутники, що мають період обертання навколо Землі, рівний зоряній (сидеричній) добі – 23ч 56м 4,09с. Якщо

нахилення орбіти нульове, то такі орбіти називають геостаціонарними. Геостаціонарні КА літають на висоті 35786 км над поверхнею Землі. Оскільки їх період обертання збігається з періодом обертання Землі навколо своєї осі, то такі КА «висять» в небі на одному місці. Якщо нахилення не дорівнює нулю, то такі КА називаються геосинхронними.

3) За величиною ексцентриситету орбіти КА діляться на еліптичні і кругові.

В ході даної роботи була виконана апріорна оцінка точності (АОТ) визначення параметрів руху КА, що рухаються на типових низьких (LEO), середніх (MEO) і геостаціонарних (GEO) кругових орбітах, нахилення орбіти не має значення. Проте, отримані результати можна легко екстраполювати на всі види орбіт КА.

5.4.2. Результати апріорної оцінки точності визначення параметрів руху КА на різних висотах

5.4.2.1. В даному розділі наведені результати оцінки точності визначення координат і швидкості КА за спостереженнями БФСТВ (опис алгоритму апріорної оцінки точності наведено вище).

Для розрахунків були використані наступні значення середньоквадратичних похибок вимірювань:

$$\sigma_R = 1 \text{ м}; \quad \sigma_q = 0.01 \text{ м}; \quad \sigma_{\dot{R}} = 0.01 \text{ м/с}; \quad \sigma_{\dot{q}} = 0.001 \text{ м/с}.$$

Мінімальне значення кута місця КА було покладене рівним  $10^\circ$ .

Прийняті такі позначення типів БФСТВ:

- 1 – сумарно-різничево-далекомірна БФСТВ;
- 2 – різничево-далекомірна БФСТВ.

Апріорна оцінка точності визначення параметрів руху КА проведена для трьох видів орбіт КА:

- низьких орбіт (LEO);
- середніх орбіт (MEO);
- високих орбіт (GEO).

Прийнята конфігурація БФСТВ складається з 14 ВП-ів (рис. 5.17).

Передавач БФСТВ суміщений з першим (центральним) ВП SMLA (м.Сміла).

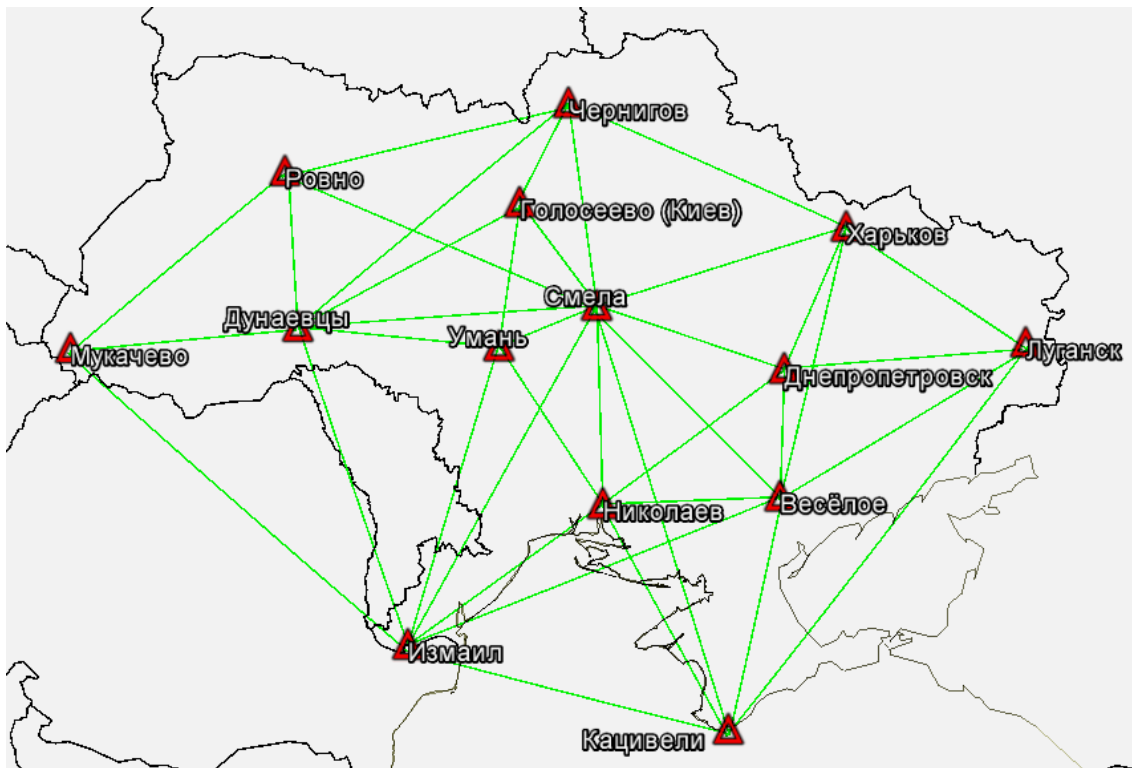


Рисунок 5.17 – Конфігурація БФСТВ

В даному підрозділі наведені результати АОТ, отримані для повної конфігурації БФСТВ по одній типовій траєкторії КА для орбіт LEO, MEO і GEO.

Результати АОТ траєкторних визначень КА наведені у вигляді рисунків і таблиць.

Рисунки наведені групами. Кожній з цих груп передують короткий опис траєкторії КА.

У кожній з груп наведені такі рисунки:

- ◆ «рисунок неба» – в полярній системі координат представлені кут місця і азимут КА, що спостерігається з першого (центрального) ВП БФСТВ;
- ◆ відстань КА від першого (центрального) ВП БФСТВ і кут місця КА відносно цього ВП (ліва вертикальна вісь, зелена лінія – кут місця (градуси), права вертикальна вісь, зелена лінія – відстань, по горизонталі – час);

- ◆ кути місця КА відносно всіх ВП БФСТВ (по вертикалі – кут піднесення (градуси), по горизонталі – час);
- ◆ результати АОТ траєкторних визначень КА – залежності СКП визначення координат (м) і складових вектора швидкості (м/с) в геоцентричній (ГСК) і місцевій (МСК) системах координат від часу. Тип БФСТВ наведений зліва від рисунка.

5.4.2.2. Для АОТ визначення параметрів руху КА, що рухаються на низьких орбітах (LEO), використовувалася реальна траєкторія низькоорбітального КА COSMIC FM1 за 10 січня 2013 р. (висота орбіти близько 800 км, нахилення орбіти  $72^\circ$ , період обертання близько 100 хвилин). Для розрахунків були обрані дві ділянки траєкторії (прольоту), коли слід орбіти на поверхні Землі проходив через територію України і КА перебував у зоні видимості БФСТВ. Вихідними даними для розрахунку координат і складових вектора швидкості КА був файл точних ефемерид КА COSMIC у форматі SP3, отриманий на сайті міжнародної геодезичної служби IGS, який містить координати КА за добу з інтервалом 5 хвилин. Координати і складові вектора швидкості КА на заданий час розраховувалися інтерполяцією вихідних даних за допомогою поліномів Лагранжа. Нижче представлені результати АОТ.

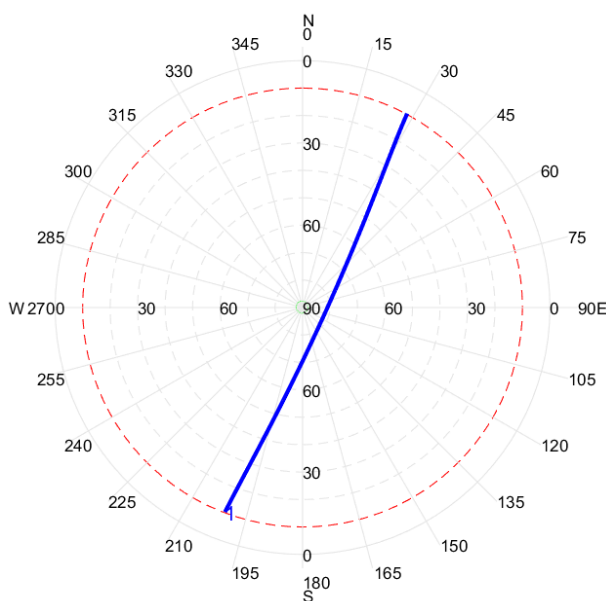


Рисунок 5.18 – «Рисунок неба»

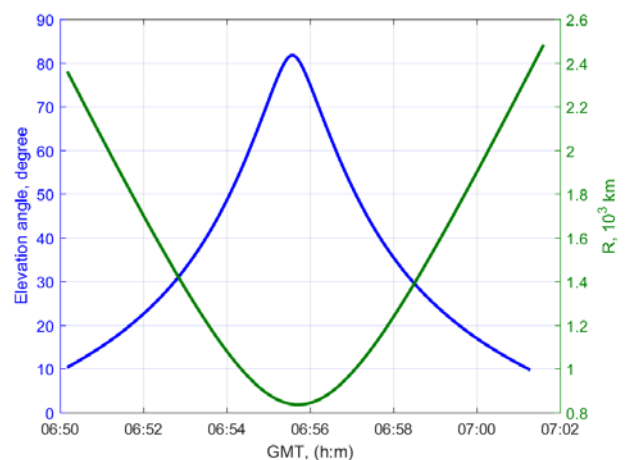


Рисунок 5.19 – Відстань і кут місця КА

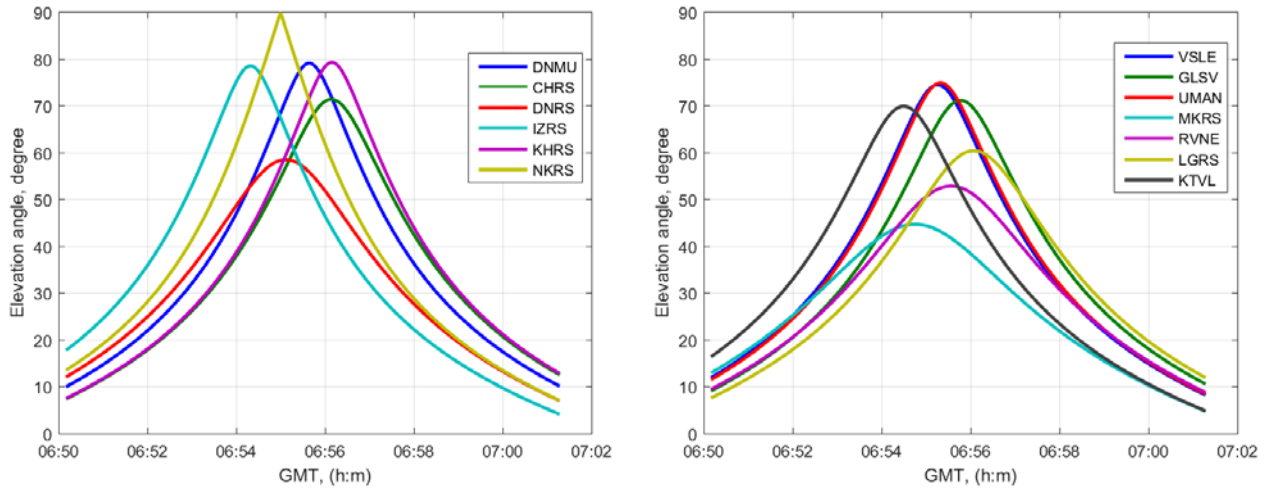


Рисунок 5.20 – Кути місця КА

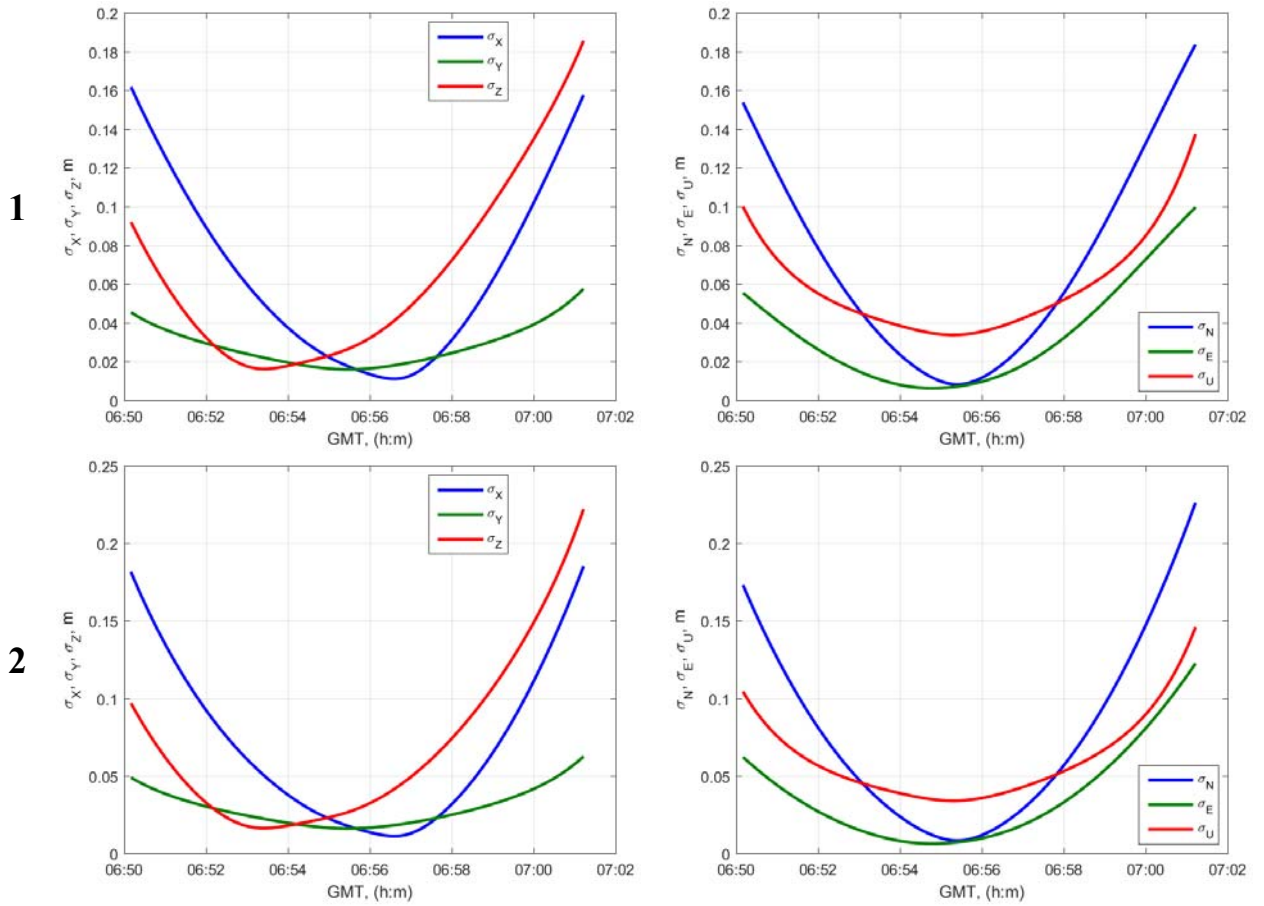


Рисунок 5.21 – Оцінки СКП визначення координат КА  
(ліворуч – ГСК, праворуч – МСК)

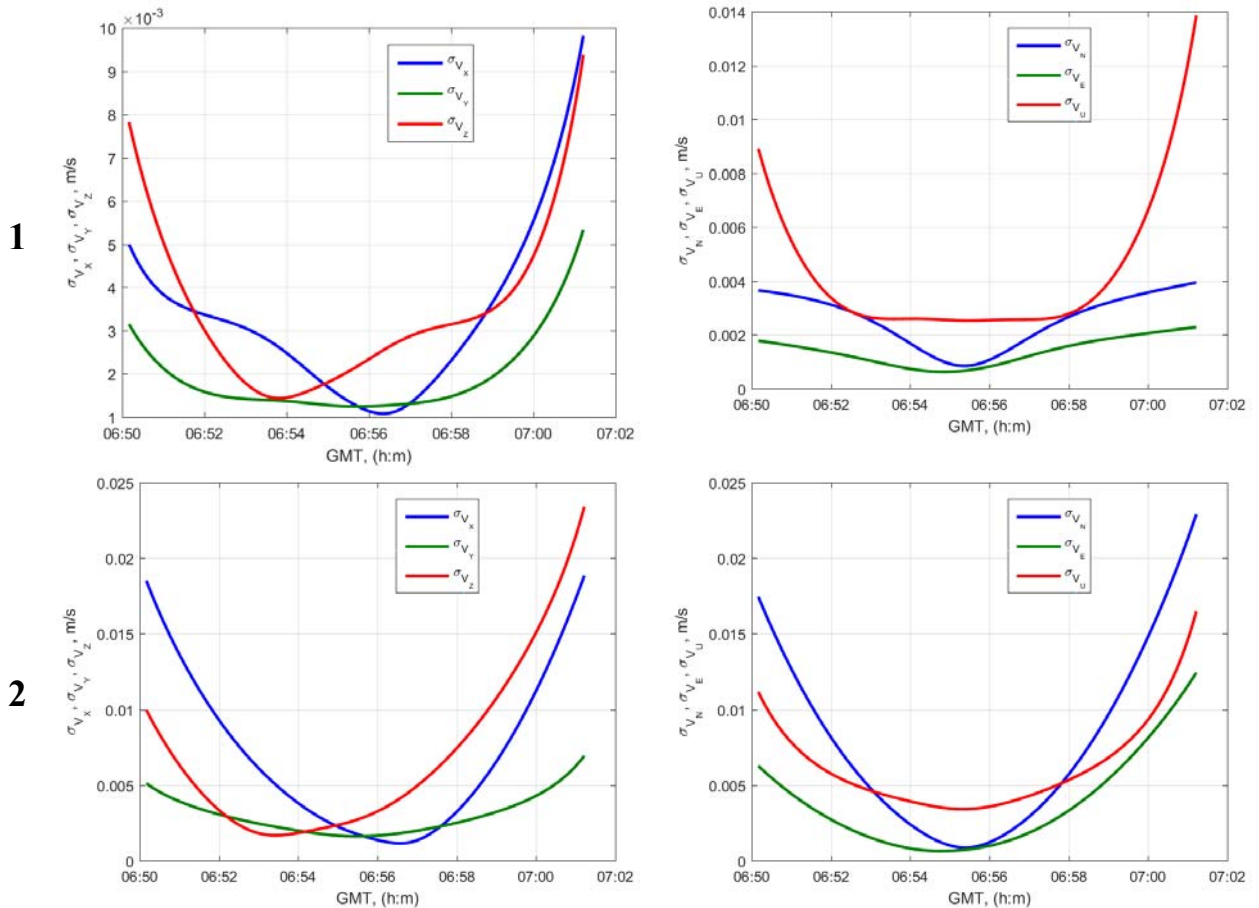


Рисунок 5.22 – Оцінки СКП визначення складових вектора швидкості КА (ліворуч – ГСК, праворуч – МСК)

5.4.2.3. Для апріорної оцінки точності визначення параметрів руху КА, що рухаються на середніх орбітах (МЕО), використовувалася реальні траєкторія супутників GPS PRN23 і PRN3 за 10 січня 2013 (висота орбіти близько 20000 км, нахил орбіти  $55^\circ$ , період обертання близько 12 год.). Для розрахунків були обрані дві ділянки траєкторії (прольоту), коли слід орбіти на поверхні Землі проходив через територію України і КА перебував у зоні видимості БФСТВ. Вихідними даними для розрахунку координат і складових вектора швидкості КА були файли точних ефемерид GPS в форматі SP3, отриманий на сайті міжнародної геодезичної служби IGS, що містять координати КА за добу з інтервалом 15 хвилин. Координати і складові вектора швидкості КА на заданий час розраховувалися інтерполяцією вихідних даних за допомогою поліномів Лагранжа. Нижче представлені результати АОТ.

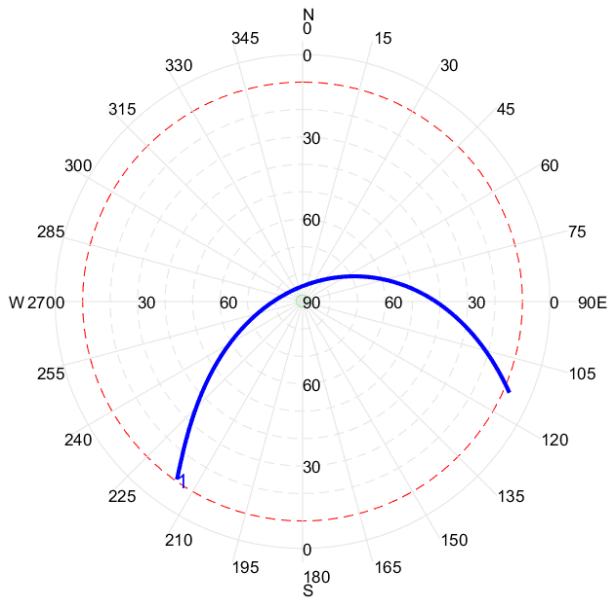


Рисунок 5.23 – «Рисунок неба»

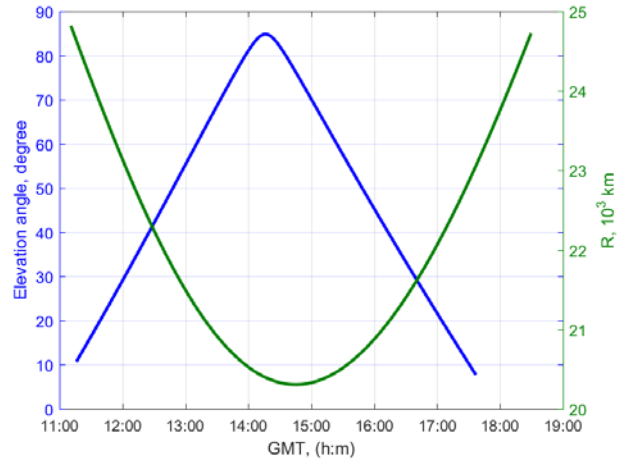


Рисунок 5.24 – Відстань і кут місяця КА

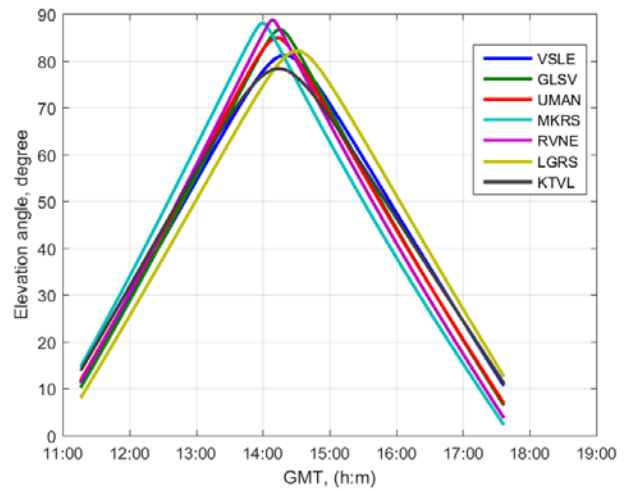
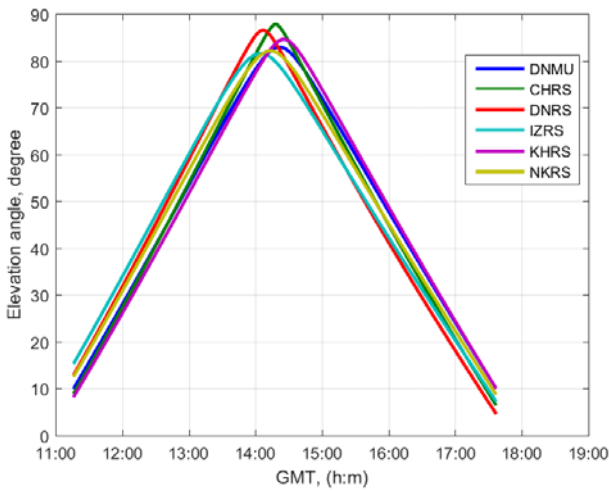


Рисунок 5.25 – Кути місяця КА

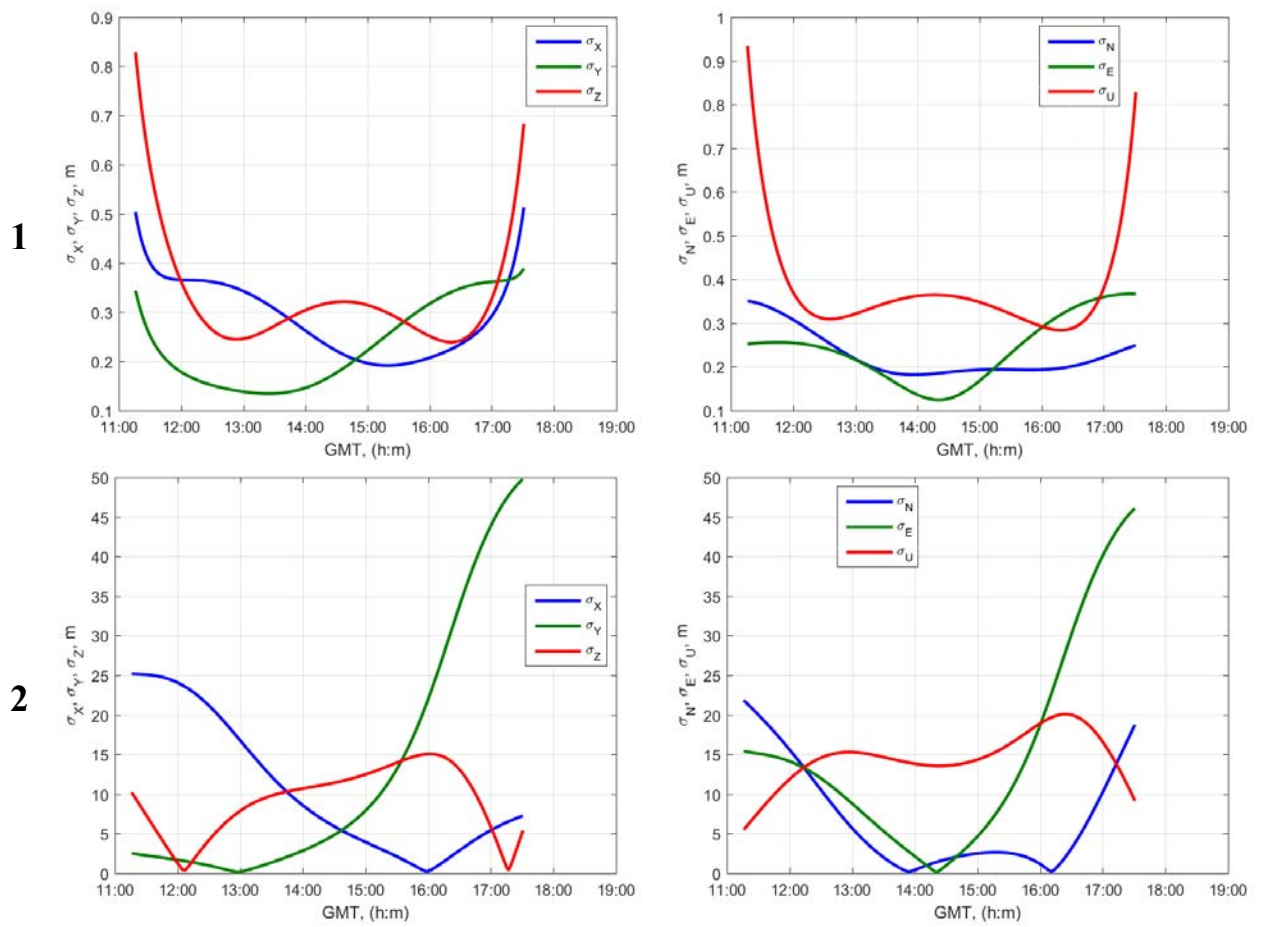


Рисунок 5.26 – Оцінки СКП визначення координат КА  
(ліворуч – ГСК, праворуч – МСК)

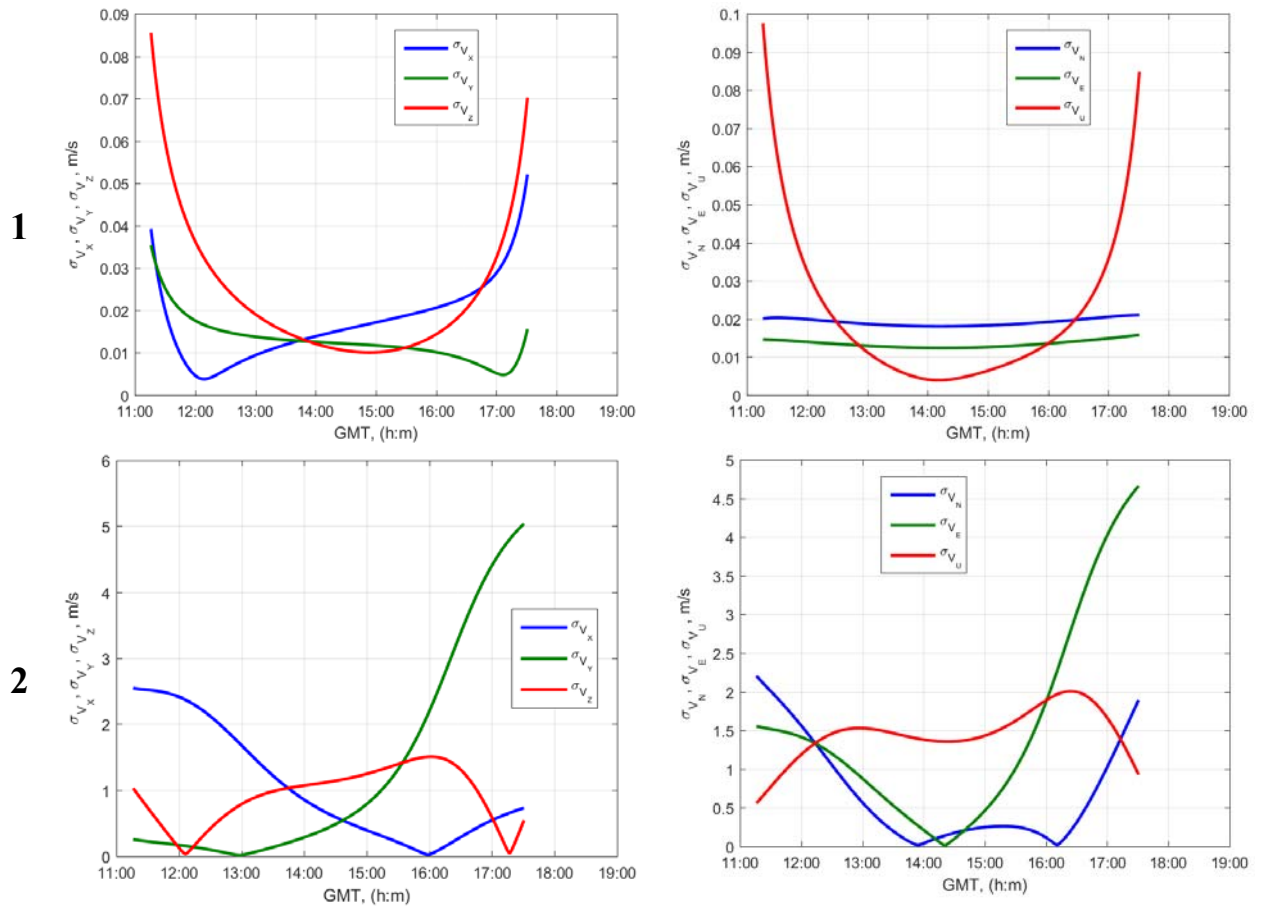


Рисунок 5.27 – Оцінки СКП визначення складових вектора швидкості КА (ліворуч – ГСК, праворуч – МСК)

5.4.2.4. Для апріорної оцінки точності визначення параметрів руху КА, що рухаються на високих орбітах (GEO/ НЕО), моделювалося положення геостационарних супутників, розташованих на висоті 35786 км з меридіанами  $25^\circ \dots 145^\circ$  (з кроком  $10^\circ$ ). При цих умовах геостационарні супутники видно з території України і вони перебувають у межах досяжності БФСТВ. Координати геостационарних супутників вважалися постійними, кутова швидкість і доплерівський зсув частоти приймалися рівними нулю. Нижче представлені результати АОТ.

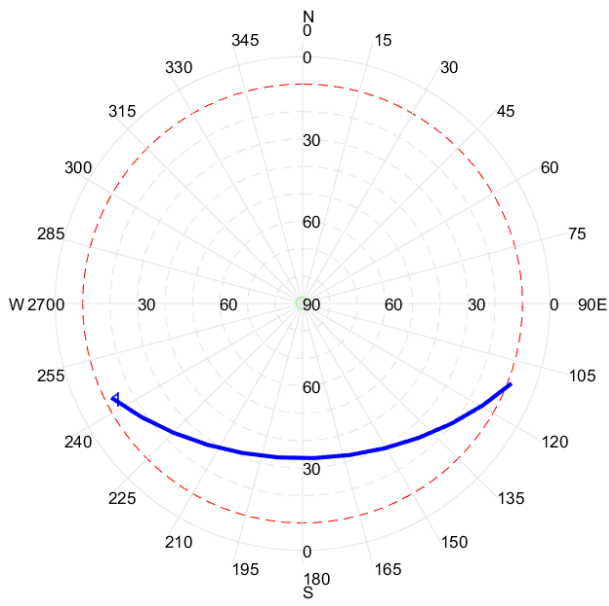


Рисунок 5.28 – «Рисунок неба»

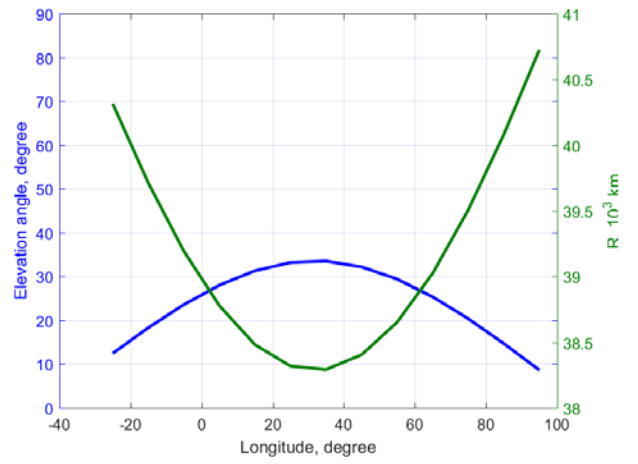


Рисунок 5.29 – Відстань і кут місця КА

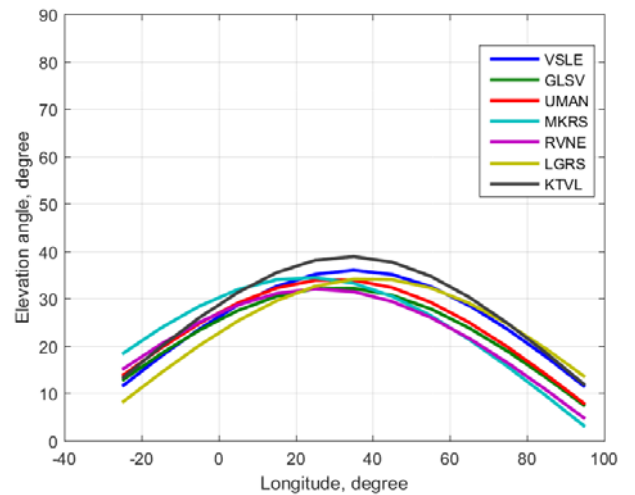
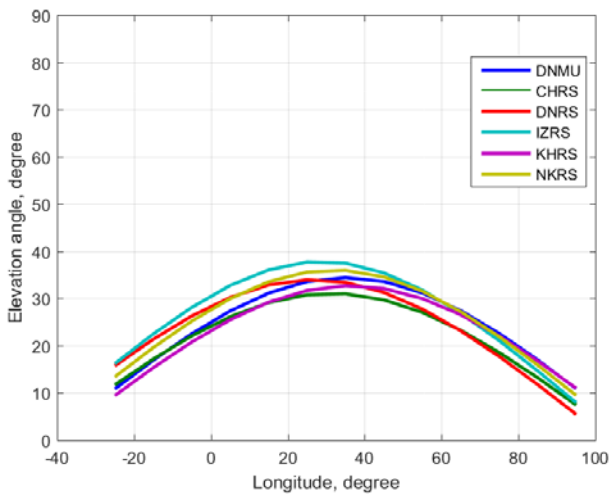


Рисунок 5.30 – Кути місця КА

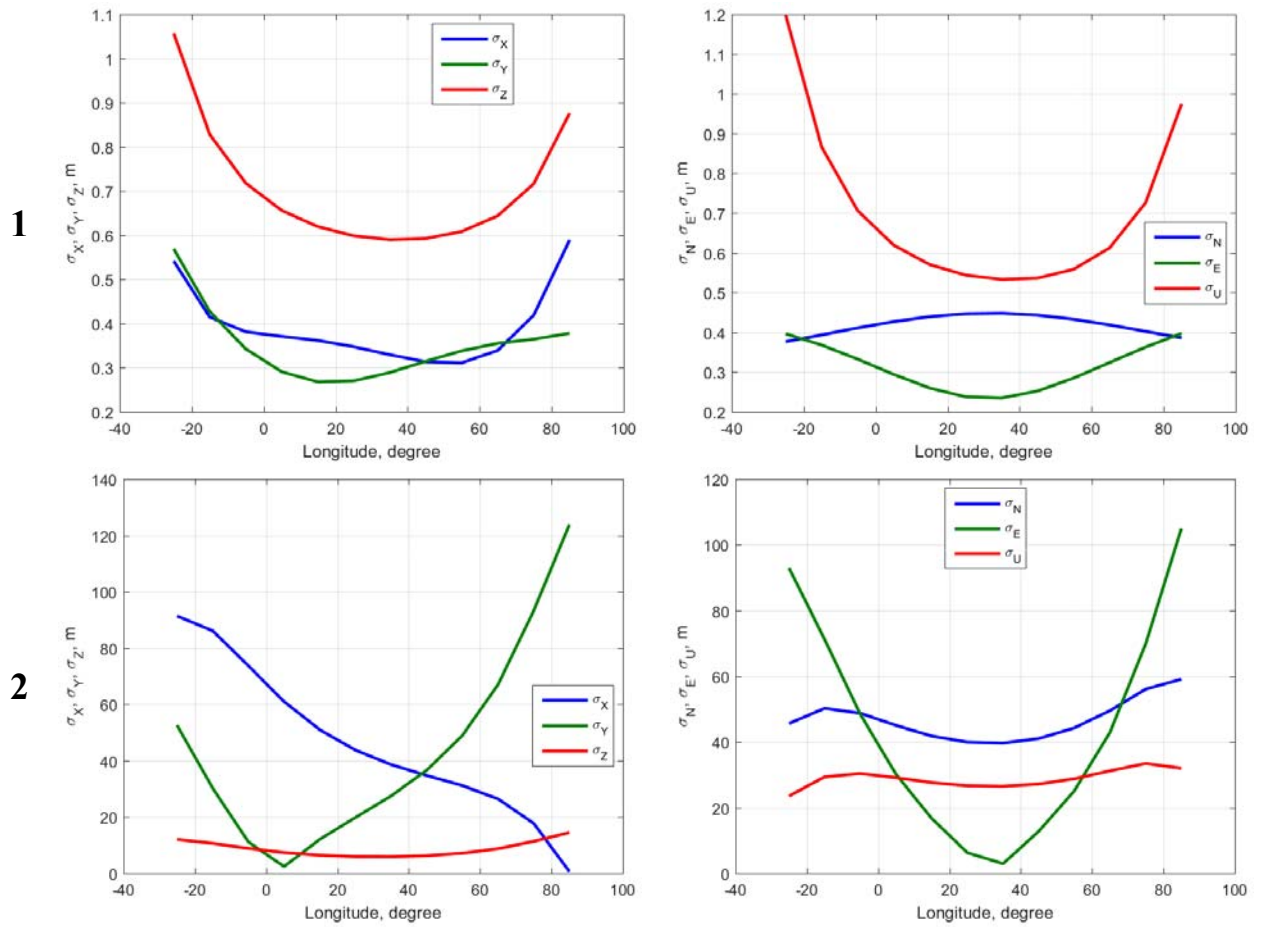


Рисунок 5.31 – Оцінки СКП визначення координат КА  
(ліворуч – ГСК, праворуч – МСК)

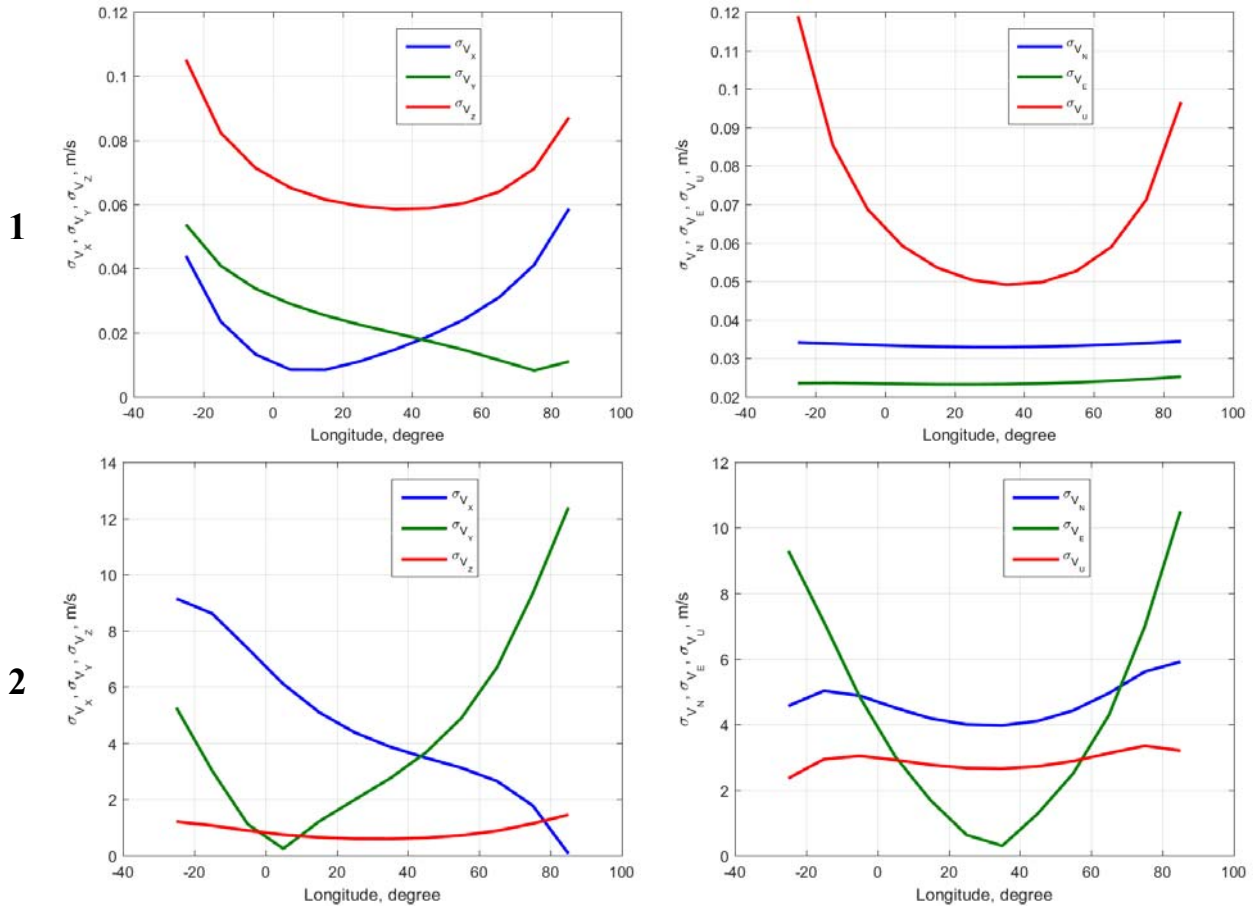


Рисунок 5.32 – Оцінки СКП визначення складових вектора швидкості КА (ліворуч – ГСК, праворуч – МСК)

5.4.2.5. У зведених табл. 5.3 і табл. 5.4 наведені підсумкові узагальнені результати АОТ координат і складових вектора швидкості для різних умов. Дані мають вигляд

$$\frac{\left[ \sigma_{\min}^{plan} - \sigma_{\max}^{plan} / \sigma_{\min}^{height} - \sigma_{\max}^{height} \right]_{14}}{\left[ \sigma_{\min}^{plan} - \sigma_{\max}^{plan} / \sigma_{\min}^{height} - \sigma_{\max}^{height} \right]_{10}},$$

де  $\left[ \sigma_{\min}^{plan} - \sigma_{\max}^{plan} / \sigma_{\min}^{height} - \sigma_{\max}^{height} \right]_{14}$  – діапазони зміни СКП в плані та по висоті для варіанта повної конфігурації БФСТВ (з 14-ти ВП-ів);  $\left[ \sigma_{\min}^{plan} - \sigma_{\max}^{plan} / \sigma_{\min}^{height} - \sigma_{\max}^{height} \right]_{10}$  – діапазони зміни СКП в плані та по висоті для варіанта скороченої конфігурації БФСТВ (з 10 пунктів).

Таблиця 5.3 – Априорна оцінка точності визначення координат КА, м

Вид орбіти	Тип БФСТВ	Діапазон зміни кутів місця спостережуваного КА, градуси	
		10-30	30-90
LEO	1	0.076 - 0.260 / 0.047 - 0.137	0.012 - 0.100 / 0.034 - 0.066
		0.126 - 0.419 / 0.094 - 0.159	0.015 - 0.260 / 0.068 - 0.133
	2	0.078 - 0.320 / 0.048 - 0.146	0.012 - 0.103 / 0.034 - 0.069
		0.140 - 1.056 / 0.103 - 0.233	0.015 - 0.346 / 0.069 - 0.174
MEO	1	0.291 - 0.565 / 0.300 - 1.042	0.256 - 0.508 / 0.284 - 0.382
		0.378 - 0.616 / 0.446 - 1.416	0.337 - 0.566 / 0.340 - 0.486
	2	6.926 - 30.897 / 3.873 - 19.499	0.256 - 21.513 / 9.043 - 20.059
		9.504 - 94.845 / 9.452 - 39.606	0.337 - 71.006 / 22.283 - 44.189
GEO	1	0.533 - 0.612 / 0.559 - 1.198	0.621 - 0.634 / 0.533 - 0.570
		0.689 - 0.740 / 0.784 - 1.807	0.748 - 0.757 / 0.686 - 0.742
	2	62.618 - 83.628 / 23.576 - 33.452	56.124 - 59.148 / 26.461 - 27.603
		94.116 - 220.996 / 35.775 - 97.294	157.033 - 199.648 / 73.564 - 92.819

Таблиця 5.4 – Априорна оцінка точності визначення СВШ КА, м/с

Вид орбіти	Тип БФСТВ	Діапазон зміни кутів місця спостережуваного КА, градуси	
		10-30	30-90
LEO	1	0.003 - 0.004 / 0.003 - 0.014	0.001 - 0.003 / 0.003 - 0.003
		0.004 - 0.006 / 0.003 - 0.017	0.002 - 0.004 / 0.003 - 0.004
	2	0.006 - 0.027 / 0.005 - 0.016	0.01 - 0.009 / 0.003 - 0.007
		0.015 - 0.087 / 0.011 - 0.026	0.002 - 0.028 / 0.007 - 0.018
MEO	1	0.024 - 0.026 / 0.024 - 0.109	0.022 - 0.025 / 0.004 - 0.034
		0.036 - 0.039 / 0.041 - 0.155	0.032 - 0.036 / 0.004 - 0.045
	2	1.548 - 5.035 / 0.392 - 1.954	0.130 - 3.376 / 0.905 - 2.008
		3.875 - 8.303 / 0.957 - 3.985	0.324 - 6.864 / 2.231 - 4.445
GEO	1	0.041 - 0.043 / 0.053 - 0.119	0.040 - 0.040 / 0.049 - 0.054
		0.061 - 0.063 / 0.076 - 0.180	0.060 - 0.060 / 0.065 - 0.071
	2	5.092 - 12.048 / 2.358 - 3.345	3.980 - 4.504 / 2.646 - 2.760
		11.640 - 25.766 / 3.577 - 9.729	11.625 - 15.211 / 7.356 - 9.282

#### 5.4.2.6. Короткі висновки

1) У даному підрозділі наведені результати апріорної оцінки точності визначення координат і СВШ КА для різних конфігурацій і типів БФСТВ і висот орбіт (LEO, MEO, GEO).

При використанні БФСТВ першого і другого типів точність визначення координат низькоорбітальних супутників як в плані, так і по висоті становить кілька сантиметрів для «високих» супутників і не перевищує 2-3-х дециметрів для «низьких» супутників. При цьому точність визначення СВШ становить кілька міліметрів в секунду для «високих» супутників і не перевищує 2-3 см/с для «низьких» супутників.

Для середньоорбітальних супутників (MEO) при використанні БФСТВ першого типу похибки визначення координат зростають до 0,2-0,5 м (в плані) і до 1,5 м по висоті (похибки визначення висоти різко зростають для супутників з малими кутами місця). Для БФСТВ другого типу похибки визначення координат набагато більші і можуть становити кілька десятків метрів, особливо для «низьких» КА. Похибки визначення швидкості складають кілька сантиметрів в секунду для БФСТВ першого типу і від кількох дециметрів в секунду до декількох метрів в секунду для БФСТВ другого типу.

Для геостаціонарних супутників похибки визначення координат, що визначаються при використанні БФСТВ першого типу, перебувають на рівні 0,5 м в плані і 0,6-1,2 м по висоті. Похибки визначення координат для БФСТВ другого типу складають десятки метрів в плані і до 120 м по висоті. Похибки визначення СВШ для БФСТВ першого типу складають кілька сантиметрів в секунду в плані і до 18 см/с по висоті (для «низьких» супутників). Для БФСТВ другого типу похибки визначення СВШ набагато більші – від кількох метрів до десятків метрів в секунду.

2) Таким чином, оціночні значення середньоквадратичних похибок визначення параметрів руху КА перебувають у межах:

– від кількох сантиметрів до **~20÷30 сантиметрів** за координатами і від кількох міліметрів в секунду до **~2÷3 сантиметрів в секунду** за СВШ – для низькоорбітальних КА на висотах до ~ 1000 км);

– від **~ 0,25÷0,6 м (в плані) до ~0,4÷1,2 м (по висоті)** за координатами і від **~2÷4 см/с (в плані) до 3,6÷18 см/с (по висоті)** за СВШ – для середньоорбітальних і геостаціонарних/геосинхронних КА (на висотах ~19÷36 тис. км).

СКП визначення поточних координат КА на орбітах з висотами від ~200 км до 36 тис. км, у ГСК повинні бути в межах **(1,0÷1,7) м**. Отримані результати АОТ БФСТВ показують, що задані вимоги можуть бути гарантовано виконані.

3) При використанні різницево-далекомірного методу можливий варіант використання БФСТВ для траєкторних визначень низькоорбітальних КА, коли запитний сигнал відсутній, а борт КА просто випромінює сигнали (варіант «свистка»). При цьому система зазнає суттєвого спрощення, а точність визначення координат і СВШ низькоорбітальних КА з використанням БФСТВ погіршується незначно – за координатами в 1,2-1,4 рази, а за СВШ – приблизно в 1,5-2 рази.

4) Для виведення КА з низької орбіти на геостаціонарну необхідно реалізувати систему першого типу, тому що саме вона забезпечує необхідну точність визначення координат і складових вектора швидкості КА.

5) В разі використання повнофункціональної БФСТВ (першого типу), що забезпечує максимальну точність, для підвищення надійності розкриття фазової неоднозначності (РФН) доцільно використовувати не тільки багаточастотні сигнали, але і проміжні вимірювальні бази. При цьому можливе збільшення базових відстаней (без зниження надійності РФН) до 2-4 тис. км, що дозволить збільшити точність визначення координат на високих орбітах до дециметрового/субдециметрового рівня.

6) Точність визначення параметрів руху КА може бути істотно підвищена при застосуванні динамічних методів, тобто використання

інформації про модель руху супутника, а також при згладжуванні результатів визначень з використанням апріорної інформації про «гладкий» рух супутників.

### **5.5 Порівняння результатів оцінки досяжної точності системи з заданими попередніми вимогами і з характеристиками по точності кращих світових зразків для вирішення завдань траєкторних визначень КА**

5.5.1 Оціночні значення СКП визначення параметрів руху КА перебувають у межах:

– від кількох сантиметрів до  **$\sim 20 \div 30$  сантиметрів** за координатами і від кількох міліметрів в секунду до  **$\sim 2 \div 3$  сантиметрів в секунду** за СВШ – для низькоорбітальних КА на висотах до  $\sim 1000$  км);

– від  **$\sim 0,25 \div 0,6$  м (в плані) до  $\sim 0,4 \div 1,2$  м (по висоті)** за координатами і від  **$\sim 2 \div 4$  см/с (в плані) до  $3,6 \div 18$  см/с (по висоті)** за СВШ – для середньоорбітальних і геостаціонарних/геосинхронних КА (на висотах  $\sim 19 \div 36$  тис. км).

СКП визначення поточних координат космічних апаратів на орбітах з висотами від  $\sim 200$  км до 36 тис. км, в ГСК повинна бути в межах  **$(1,0 \div 1,7)$  м**. Отримані результати АОТ БФСТВ показують, що задані вимоги можуть бути гарантовано виконані.

Важливо відзначити, що в разі використання повнофункціональної БФСТВ (першого типу), що забезпечує максимальну точність, для підвищення надійності розкриття фазової неоднозначності (РФН) доцільно використовувати не тільки багаточастотні сигнали, але і проміжні вимірювальні бази. При цьому можливе збільшення базових відстаней (без зниження надійності РФН) до 2-4 тис. км, що дозволить збільшити точність визначення координат на високих орбітах до дециметрового/субдециметрового рівня.

Таким чином, БФСТВ є хорошою альтернативною системою для визначення параметрів руху низькоорбітальних КА, а для КА, що рухаються на середніх і високих орбітах, коли визначення параметрів руху за сигналами ГНСС ускладнене або неможливе через розривність навігаційного поля, БФСТВ може стати єдиною системою, що забезпечує визначення параметрів руху КА з високою точністю.

Дальність дії БФСТВ може бути значно розширена (аж до забезпечення можливості навігації КА на навколomisячних орбітах і об'єктів на видимій частині поверхні Місяця) за умови забезпечення заданого рівня енергетики сигналів.

#### 5.5.2 Порівняння оціночних характеристик по точності БФСТВ і кращих світових зразків для вирішення завдань траєкторних визначень КА

Для даного порівняння були підібрані і проаналізовані рекламні матеріали ряду найбільш просунутих світових виробників ГНСС-технологій і відповідного обладнання для траєкторних/навігаційних визначень КА. Були обрані три зразки бортових ГНСС-приймачів космічного базування корпорацій «General Dynamics» і «Airbus Defence & Space» – приймачі **Monarch-M (GD)**, **Sentinel M-Code Receiver (GD)** і **LION Navigator 1000 Series (Airbus)** (див. посилання [12]):

<https://gdmissonsyste.ms.com/space/space-electronics/gps-receivers/m-code-receiver> ,

<https://gdmissonsyste.ms.com/space/space-electronics/gps-receivers/sentinel> ,  
<http://spaceequipment.airbusdefenceandspace.com/wp-content/uploads/2016/12/LION-GNSS-NAVIGATOR-datasheet.pdf> .

Далі порівняємо рівень точності траєкторних визначень (координат і СВШ) КА на LEO, MEO і GEO орбітах, що досягається вказаними найбільш сучасними приймачами космічного базування, і очікувану точність визначень КА з використанням БФСТВ.

Нижче наведені важливі характеристики трьох вказаних бортових ГНСС-приймачів КА.

Таблиця 5.5 – Характеристики приймачів **Monarch-M**, **Sentinel M-Code Receiver** и **LION Navigator 1000 Series**

<b><u>Monarch-M (GD)</u></b>	<b><u>Sentinel M-Code Receiver (GD)</u></b>
<b>Receiver Architecture</b> <b>32 Channels</b> PPS-GPS C/A, P(Y), M-Code Channels Dual Antenna – any channel to either antenna Frequencies & Codes: <b>L1&amp;L2, C/A, P(Y), M-Code</b>	<b>Receiver Architecture</b> <b>64 Channels</b> PPS-GPS C/A, P(Y), M-Code Channels, L2C Dual Antenna – any channel to either antenna Frequencies&Codes: <b>L1&amp;L2, C/A, P(Y), M-Code, L2C</b>

<p><b><u>Solution Accuracy</u></b>  Autonomous Position: 4 m, 1 sigma, &lt; 1 m typ.  Autonom. Velocity: &lt; 2 cm/s, 1 sigma, &lt; 0.5 cm/s typ.  Clock and 1PPS Absolute: &lt; 10 ns 1 sigma, &lt; 5 ns typ.  Relative PVT Mode: 0.5 m, 0.5 cm/s, 4 ns (1 sigma)</p> <p><b>Cold Start Time to First Fix</b>  &lt;60 min (95% probab.) Cold Start, &lt; 20 min typical  &lt;10 min (95% probab.) Warm Start, &lt; 5 min typical</p> <p><b>Orbital Dynamics</b>  Altitude: LEO, MEO, GEO (200 km – 45,000 km)  Velocity: up to 16,000 m/s  Acceleration: 1G</p> <p><b>Weight: 3.6 kg</b>  <b>DC Power: 33 watts</b></p>	<p><b><u>Solution Accuracy</u></b>  <b>LEO Solution Accuracy</b>  Autonom. Position: 4 m 1 sigma, &lt; 1 m typical  Autonom. Velocity: &lt;2 cm/s 1 sigma, &lt;0.5 cm/s typical  Clock and 1PPS Absolute: &lt;20 ns 1 sigma, &lt;5 ns typical  Relative PVT Mode: 0.5 m, 0.5 cm/s, 4 ns (1 sigma)</p> <p><b>GEO Solution Accuracy</b>  Autonom. Position: 25 meters, 1 sigma, &lt;5 m typical  Autonom. Velocity: &lt;2 cm/s 1 sigma, &lt;0.5 cm/s typical  Clock and 1PPS Absolute: &lt;20 ns 1 sigma, &lt;5 ns typical</p> <p><b>Cold Start Time to First Fix</b>  LEO &lt;10 minutes, 67% probability  GEO &lt;15 minutes, 90% probability</p> <p><b>Orbital Dynamics</b>  Altitude: LEO, MEO, GEO (200 km – 45,000 km)  Velocity: up to 16,000 m/s  Acceleration: 1G</p> <p><b>Weight: &lt; 2.5 kg</b>  <b>DC Power:</b>  &lt; 8 w typical LEO (dual antenna)  &lt; 6 w typical GEO (single antenna)</p>
<p><b><u>LION Navigator 1000 Series (Airbus)</u></b> for LEO, MEO and GEO satellites;</p> <p><b>Multi-Constellation dual-frequency receiver</b> – Galileo/GPS/Glonass/Beidou; Up to 4 antennas capability  <b>Real time performance</b> using 36 Channels; Centimeter Accuracy post processing capability on ground  DC Power: 18-20 W; Volume: 8.5-10.5 liters; Mass: 6.8 kg (with LNA, without harness and Antenna)  <b>Full redundancy</b> in one box. LNA / Antenna external</p> <p><b>Position accuracy (3D-RMS)</b> – 1-3 m (LEO); 30-150 m (GEO)  <b>Velocity accuracy:</b> 0.001-0.01 m/s (LEO), 0.01-0.02 m/s (GEO)  <b>Time:</b> 50 ns (LEO), 750 ns (GEO)</p>	

Умовне гіпотетичне порівняння точності траєкторних/навігаційних автономних визначень бортових ГНСС-приймачів і визначень з використанням розроблюваної наземної БФСТВ показує наступне.

Для низькоорбітальних супутників (LEO)

За точністю визначення координат низькоорбітальних КА пропонується до реалізації БФСТВ потенційно перевершує бортові ГНСС-приймачі в **10-30 разів**, при цьому точність визначення СВШ КА – приблизно рівна для всіх порівнюваних варіантів.

Потрібно відзначити, що для другого (різничево-далекомірного варіанту) побудови БФСТВ (тут не наведено результати), коли запитний сигнал із Землі відсутній, а борт КА просто випромінює сигнали (варіант «свистка»), точність визначення координат і СВШ низькоорбітальних КА з використанням БФСТВ

погіршується незначно – за координатами в **1,2-1,4 рази**, а СВШ – приблизно в **1,5-2 рази**. У цьому випадку (для LEOs) при збереженні базових відстаней між наземними прийомними пунктами сигналів від КА необхідність в наземному передавачі (псевдосупутнику) відпадає.

#### Для середньоорбітальних супутників (MEO)

За точністю визначення координат середньоорбітальних КА (GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, COMPASS-BEIDOU) пропонується до реалізації БФСТВ потенційно перевершує бортові ГНСС-приймачі, щонайменше, в **2-7 разів**, при цьому по точності визначення планових СВШ КА БФСТВ (~1,5-2 см/с) забезпечить приблизно той же рівень, що і бортові ГНСС-приймачі, а по вертикальній СВШ БФСТВ (~1-10см/с) може поступатися приблизно в **2 рази** і більше заявленим характеристикам ГНСС-приймачів.

#### Для високоорбітальних супутників (GEO/HEO)

За точністю визначення координат високоорбітальних КА пропонується до реалізації БФСТВ потенційно перевершує бортові ГНСС-приймачі в **60-370 разів**, при цьому по точності визначення планових СВШ КА БФСТВ (~2-4 см/с) в **2-10 разів** може поступатися заявленим характеристикам ГНСС-приймачів. За вертикальної СВШ БФСТВ може поступатися в **6-20 разів** заявленим характеристикам ГНСС-приймачів.

У той же час, важливо відзначити, що в абсолютній більшості випадків на ділянках пасивного польоту КА (тоді, коли не здійснюється керування – КА не маневрує) для визначення СВШ успішно може застосовуватися згладжування результатів вимірювань на досить довгих інтервалах. Досвід обробки реальних оцінок поточних координат КА **COSMIC** показує, що можливо визначити СВШ КА з похибками (СКП) менше 1 мм/с шляхом згладжування фазового координатного рішення, отриманого з рівнем точності ~5-10 см. Тому погіршення точності визначення СВШ з використанням БФСТВ ( в порівнянні з найсучаснішими ГНСС-технологіями) нівелюється за рахунок використання інформації про динаміку руху КА і удосконалення методів обробки спостережень.

Порівняти альтернативні технічні способи траєкторних/навігаційних визначень, що розглядаються, доцільно і за іншими критеріями:

- за часом ініціалізації (входження в режим стеження) до початку траєкторних визначень ( «Time to First Fix»);
- за можливістю здійснювати відносну навігацію кількох КА (диференціальне місцеположення і СВШ), що рухаються на одній спільній орбіті [Relative Navigation Capability Allows for Differential Position, Velocity and Time Determination Between Co-orbiting Spacecrafts];
- за масою бортового приладу і споживаною ним потужністю;
- за вартістю вимірювального обладнання (бортовий приймач VS вимірювальна система);
- за доступністю вимірювального обладнання для основного споживача України – ДКБ «Південне» і «Південмаш».

Порівняємо розглянуті технічні способи траєкторних/навігаційних визначень за кожним критерієм для найбільш просунутого приймача «**Sentinel M-Code Receiver**» (GD) і БФСТВ.

#### Час ініціалізації («Time to First Fix»)

«**Sentinel**» (GD): для LEO <10 хв. (P=67%), для GEO <15 хв. ((P=90%).

БФСТВ (попередні оцінки): кілька секунд для LEO, 30-60 секунд для GEO (вказані дані будуть уточнюватися на подальших стадіях розробки).

#### Можливість здійснювати відносну навігацію кількох КА

Для обох альтернативних варіантів траєкторних/навігаційних визначень передбачається можливість здійснення відносної навігації кількох КА. Однак, на відміну від бортових ГНСС-приймачів, проект БФСТВ передбачає можливість абсолютних і відносних визначень для заданої множини КА, які не обов'язково знаходяться на одній орбіті, а всіх КА на різних висотах і орбітах, оснащених бортовою апаратурою БФСТВ (використовується кодове розділення сигналів різних КА ), що перебувають у зоні радіовидимості системи.

Маса бортового приладу і споживана потужність

«Sentinel» (GD), LION Navigator (Airbus) – маса: 2,5-7 кг, споживана потужність: 7÷20 Вт. Для бортового прийомопередавача БФСТВ параметри будуть уточнені на наступних стадіях розробки.

Доступність вимірювального обладнання (можливість придбання на світовому ринку або можливість самостійної розробки)

Придбати супутникове обладнання КА класу «Sentinel» (GD), LION Navigator (Airbus) практично неможливо. Розробити і виготовити таке обладнання на підприємствах України також неможливо, враховуючи досвід АТ НДІРВ та підприємств м. Сміла.

**Висновки по розділу**

1. Розроблена математична модель спостережень БФСТВ, включаючи модель похибок. Виконана апріорна оцінка точності траєкторних визначень. Оціночні значення середньоквадратичних похибок (СКП) визначення параметрів руху приземних ВДЛА знаходяться в межах **0,05÷0,40 м** для координат і **0,5÷1,6 см/с** для складових вектору швидкості (СВШ). Оціночні значення СКП визначення параметрів руху КА знаходяться в межах: для низькоорбітальних КА (на висотах до 1000 км) – **0,2÷0,3 м** (координати) і **2÷3 см/с** (СВШ); для КА на висотах 19÷36 тис. км – **0,25÷1,2 м** (координати), **2÷18 см/с** (СВШ).

2. Обробка спостережень БФСТВ 1-го і 2-го типу (сумарно-різницево-далекомірної і різницево-далекомірної) дозволяє отримати схожі результати для кожного з розглянутих видів ВДЛА за умови, що ВДЛА перебуває високо над горизонтом. При цьому СКП планових координат не перевищує 0,14 м, а СКП висотної складової – 0,3 м; СКП планових СВШ не перевищує 0,013 м/с, а СКП висотної складової – 0,032 м/с. Для ВДЛА, який перебуває «низько» (відносно ВП-ів) над горизонтом, БФСТВ 1-го типу (сумарно-різницево-далекомірної)

дозволяє отримати істотно більш високу точність траєкторних визначень, ніж БФСТВ 2-го типу (різницево-далекомірна).

Виходячи з цього, можна зробити висновок про принципово правильний вибір концепції побудови БФСТВ (комбінування фазових різницево-далекомірних і кодових далекомірних вимірювань). Змінюючи конфігурацію БФСТВ (кількість і розташування ВП-ів) в залежності від виду траєкторії ВДЛА, можливо досягти практично будь-якої точності траєкторних визначень – аж до сантиметрової точності координат і субсантиметрової точності визначення СВШ.

3. Порівняння результатів оцінки досяжної точності БФСТВ з заданими попередніми вимогами потенційних користувачів БФСТВ до точності траєкторних визначень ВДЛА показує, що всі вимоги до точності визначення параметрів траєкторій різних типів ВДЛА в разі реалізації розроблюваної БФСТВ будуть гарантовано виконані.

4. У розділі наведені результати апріорної оцінки точності визначення координат і СВШ КА для різних конфігурацій і типів БФСТВ і висот орбіт КА.

Оціночні значення СКП визначення параметрів руху КА перебувають у межах:

– від кількох сантиметрів до  **$\sim 20 \div 30$  см** за координатами і від кількох міліметрів в секунду до  **$\sim 2 \div 3$  см/с** – для низькоорбітальних КА на висотах до  $\sim 1000$  км);

– від  **$\sim 0,25 \div 0,6$  м (у плані) до  $\sim 0,4 \div 1,2$  м (по висоті)** за координатами і від  **$\sim 2 \div 4$  см/с (в плані) до  $3,6 \div 18$  см/с (по висоті)** за СВШ – для середньоорбітальних і геостационарних/геосинхронних КА (на висотах  $\sim 19 \div 36$  тис. км).

СКП визначення поточних координат космічних апаратів на орбітах з висотами від  $\sim 200$  км до 36 тис. км, в ГСК повинна бути в межах  **$(1,0 \div 1,7)$  м**. Отримані результати АОТ БФСТВ показують, що задані вимоги можуть бути гарантовано виконані.

Таким чином, БФСТВ є хорошою альтернативною системою для визначення параметрів руху низькоорбітальних КА, а для КА, що рухаються на середніх і високих орбітах, коли визначення параметрів руху за сигналами ГНСС ускладнене або неможливе через розривність навігаційного поля, БФСТВ може стати єдиною системою, що забезпечує визначення параметрів руху КА з високою точністю.

5. При використанні різницево-далекомірного методу можливий варіант використання БФСТВ для траєкторних визначень низькоорбітальних КА, коли запитний сигнал відсутній, а борт КА просто випромінює сигнали (варіант «свистка»). При цьому система зазнає суттєвого спрощення, а точність визначення координат і СВШ низькоорбітальних КА з використанням БФСТВ погіршується незначно. Для виведення КА з низької орбіти на геостаціонарну необхідно реалізувати систему першого типу, тому що саме вона забезпечує необхідну точність визначення координат і складових вектора швидкості КА.

Для підвищення надійності розкриття фазової неоднозначності (РФН) доцільно використовувати не тільки багаточастотні сигнали, але й проміжні вимірювальні бази. При цьому можливе збільшення базових відстаней (без зниження надійності РФН) до 2-4 тис. км, що дозволить збільшити точність визначення координат на високих орбітах до дециметрового/субдециметрового рівня. Точність визначення параметрів руху КА може бути істотно підвищена при застосуванні динамічних методів, тобто використання інформації про модель руху супутника, а також при згладжуванні результатів визначень з використанням апріорної інформації про «гладкий» рух супутників.

## **6 МЕТОДИ І ЗАСОБИ КОНТРОЛЮ ТОЧНОСТІ ТА КАЛІБРУВАННЯ ВИМІРЮВАЛЬНИХ ТРАКТІВ БОРТОВОЇ І НАЗЕМНОЇ АПАРАТУРИ БФСТВ**

6.1 До складу БФСТВ входить підсистема контролю точності і калібрування аналогових трактів бортової і наземної апаратури (див. розділи 1, 2 звіту).

Режим калібрування призначений для визначення апаратних затримок в вимірювальних трактах системи, які повинні бути скореговані при визначенні параметрів руху контрольованих об'єктів (КО). До цих параметрів належать кодові і фазові апаратні затримки одночасно прийнятих сигналів КО і сигналів ГНСС, зміщення фазових центрів бортових і наземних антен і т.д.

Режим контролю точності траєкторних визначень БФСТВ призначений для періодичної метрологічної атестації системи при її функціонуванні в різних режимах і в різних умовах проведення вимірювань. Контроль точності траєкторних визначень повинен проводитися в штатному режимі траєкторних вимірювань – за умови, що калібрувальні параметри системи відомі.

6.2 Запропонований спосіб реалізації підсистеми контролю точності і калібрування системи передбачає для вирішення зазначених завдань використання безпілотного літального апарату (БПЛА) типу «квадрокоптер», а також використання апаратних і програмних засобів високоточного кінематичного ГНСС-позиціонування.

Корисне навантаження БПЛА повинне включати бортовий приймально-передавач (трансивер) з бортовою антеною БФСТВ і покупний серійний двочастотний мультисистемний ГНСС-приймач геодезичного класу однієї з провідних світових компаній (наприклад, компанії NovAtel Inc.) – див. рис. 3.1.

Крім того, для реалізації диференціального режиму точного ГНСС-позиціонування БПЛА (або в режимі калібрування БФСТВ або в режимі контролю її точності) необхідно в районі проведення вимірювань розмістити наземний (аналогічний бортовому) ГНСС-приймач в якості базової станції – див. рис. 6.2.

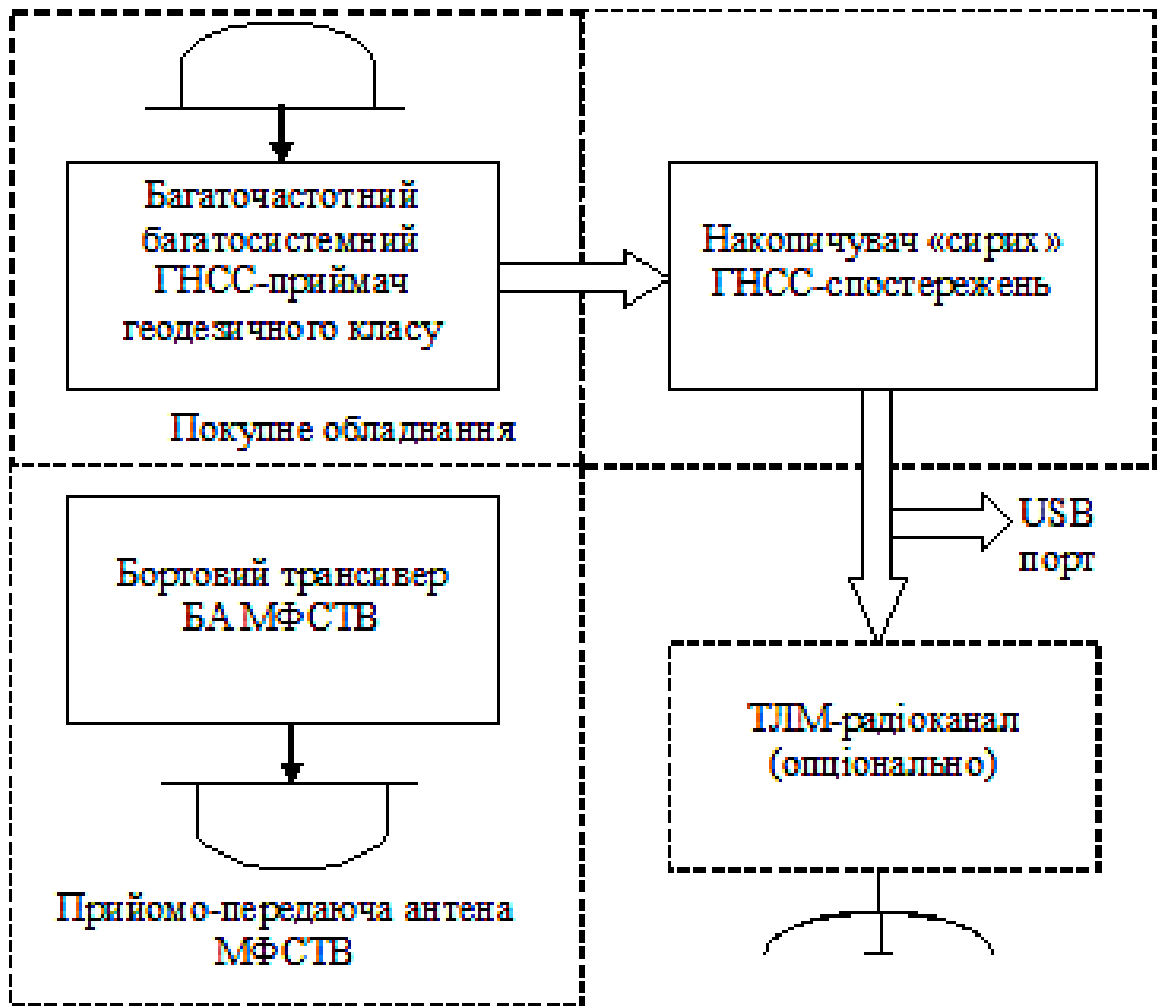


Рисунок 6.1 – Склад бортової апаратури БПЛА для виконання режимів контролю точності та калібрування вимірювальних трактів БФСТВ

Також необхідно штатне вітчизняне та/або апробоване покупне програмне забезпечення камеральної (післясеансної) обробки спостережень бортового і наземного ГНСС-приймачів і подальшого кінематичного позиціонування сантиметрової точності.

6.3 Використання прецизійного ГНСС-обладнання та відповідного програмного забезпечення забезпечить формування еталону поточних координат рухомого БПЛА з похибками  $\sim 1-3$  см (СКП) для калібрування аналогових трактів БФСТВ і оцінки точності траєкторних вимірювань системи.

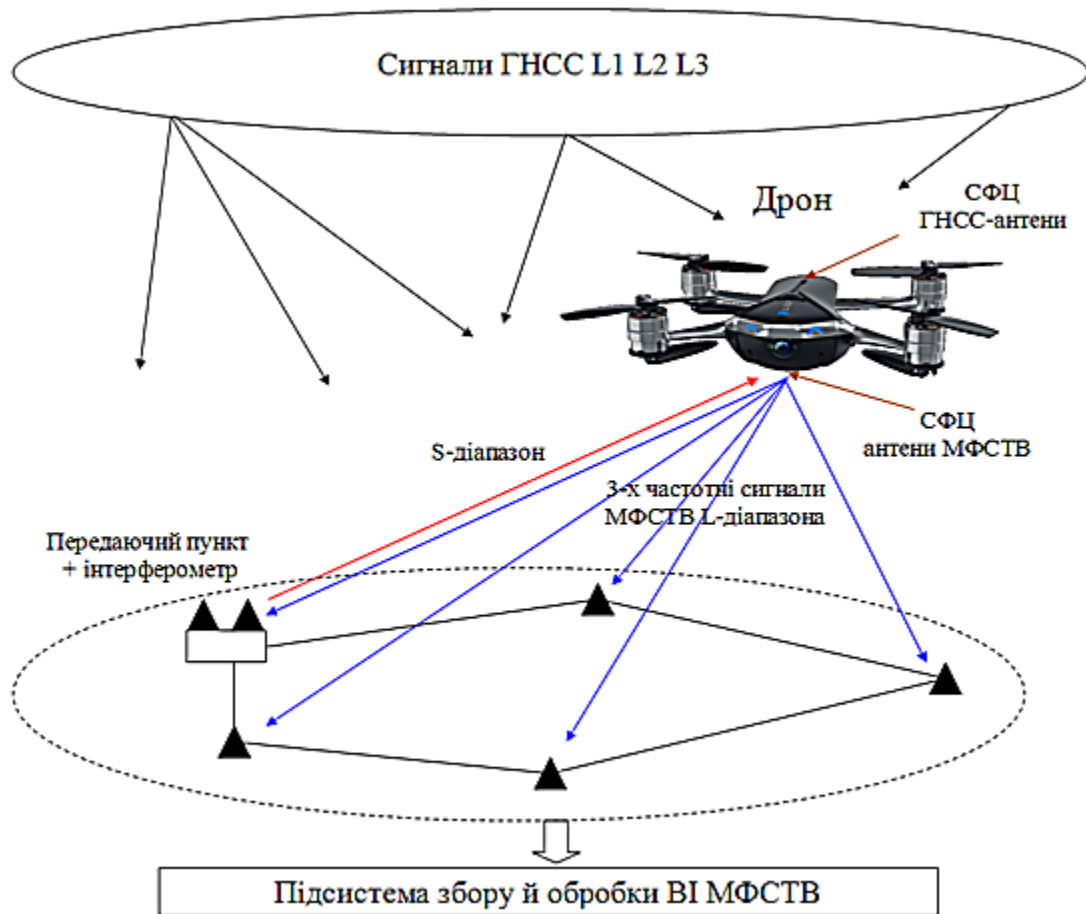


Рисунок 6.2 – Схема функціонування БФСТВ в режимах контролю точності та калібрування вимірювальних трактів БФСТВ

Метрологічна атестація БФСТВ і оцінки калібрувальних поправок будуть визначатися з рівнянь кодових і фазових спостережень з необхідною точністю за умов:

а) точного перерахунку поточних координатних ГНСС-визначень з середнього фазового центру (СФЦ) бортової, орієнтованої у верхню півсферу, приймальної ГНСС-антени на поточне положення СФЦ бортової антени БФСТВ (орієнтована в нижню півсферу), а також

б) знання попередньо оцінених координат СФЦ наземних приймальних антен з субсантиметровою точністю.

Запропонований спосіб калібрування вимірювальних трактів БФСТВ може бути використаний не тільки для контролю точності БФСТВ, але також і для атестації

характеристик точності інших радіотехнічних та оптичних засобів траєкторних вимірювань.

Апостеріорна оцінка точності БФСТВ в процесі метрологічної атестації повинна виконуватися шляхом порівняння поточних параметрів траєкторії контрольованого об'єкта (в даному випадку, БПЛА), отриманих БФСТВ, і еталонних параметрів траєкторії контрольованого об'єкта.

6.4 Калібрування вимірювальних трактів БФСТВ та апостеріорна оцінка точності БФСТВ (в процесі метрологічної атестації системи) виконується в наступній послідовності:

- ◆ всі наявні наземні вимірювальні пункти (комплект) БФСТВ розміщуються на відкритому полігоні; на цій же території розміщується двочастотний мультисистемний ГНСС-приймач геодезичного класу в якості базової станції і здійснюється його високоточна прив'язка сантиметрової точності;

- ◆ бортова апаратура БФСТВ (один або кілька комплектів) розміщується на БПЛА з бортовою антеною, орієнтованою в нижню півсферу; також на БПЛА розміщується покупний бортовий двочастотний мультисистемний ГНСС-приймач геодезичного класу з антеною, спрямованою у верхню півсферу;

- ◆ БПЛА виконує обліт полігону на різних висотах і різних віддаленнях загальною тривалістю не менше двох годин, а всі приймачі БФСТВ здійснюють прийом і реєстрацію вимірювальної інформації ГНСС і бортової апаратури БПЛА; бортовий двочастотний мультисистемний ГНСС-приймач паралельно також здійснює прийом і реєстрацію ГНСС-спостережень на борту БПЛА, які разом зі спостереженнями БФСТВ передаються в підсистему обробки спостережень після приземлення БПЛА;

- ◆ зареєстрована вимірювальна інформація накопичується і потім проводиться її сумсна обробка, в результаті якої визначаються параметри калібрування БФСТВ або (в режимі контролю точності) визначаються параметри траєкторії БПЛА (віднесені, наприклад, на центр мас БПЛА) з

використанням БФСТВ і з використанням незалежного бортового ГНСС-обладнання БПЛА.

В режимі контролю точності БФСТВ визначаються також взаємне відхилення між результатами незалежних траєкторних визначень і проводиться їх статистична обробка з подальшими висновками про реальну точність БФСТВ.

6.5 При виконанні контролю точності БФСТВ, яка здійснює визначення параметрів траєкторій космічних апаратів (КА), необхідно реалізувати незалежний високоточний траєкторний контроль параметрів руху КА. Точність еталонної траєкторії КА також повинна перевищувати (принаймні, в 3–5 разів) точність траєкторних визначень з використанням БФСТВ.

Для низькоорбітальних КА така задача може вирішуватися з паралельним використанням (спільно з бортовим трансивером БФСТВ) бортового двочастотного мультисистемного ГНСС-приймача геодезичного класу.

Альтернативою для отримання еталонних траєкторій КА може бути використання засобів і технологій космічної лазерної дальнометрії, а також методів космічної геодезії при обробці радіо- і оптичних наземних спостережень.

6.6 Параметри, що підлягають оцінці в ході калібрування апаратури БФСТВ розглядаються в розділі 5 звіту разом з математичною моделлю спостережень БФСТВ.

6.7 Вимоги до підсистеми калібрування аналогових трактів наземної та бортової апаратури БФСТВ наступні.

6.7.1 Калібрування апаратури має проводитися при виготовленні і введенні в експлуатацію апаратури БФСТВ, а також має періодично здійснюватися під час експлуатації (не менше 2–4-х разів на рік). Періодичність проведення калібрування БФСТВ уточнюється при дослідній експлуатації системи. Дані калібрування апаратури БФСТВ повинні представлятися в

вигляді набору змінних констант, які формуються виробником БФСТВ, оновлюються при калібруванні і включають в себе:

– результати калібрування кодових і фазових затримок сигналів від контрольованих об'єктів і затримок ГНСС-сигналів на всіх прийнятих частотах в аналогових трактах приймачів (вимірювальних пунктів) БФСТВ;

– результати калібрування кодових затримок сигналів в трактах бортової апаратури контрольованих об'єктів;

– зміщення фазових центрів бортових антен контрольованих об'єктів відносно точок, для яких визначаються параметри руху (наприклад, центрів мас);

– зміщення фазових центрів наземних приймальних антен відносно задалегідь геометрично визначених референцних точок цих антен.

6.7.2 Середньоквадратичні похибки (СКП) результатів калібрування апаратури БФСТВ повинні бути в наведених нижче межах.

– по кодовим затримкам сигналів від контрольованих об'єктів і затримкам ГНСС-сигналів на всіх прийнятих частотах в аналогових трактах приймачів (вимірювальних пунктів) БФСТВ  $0,05 \div 0,1$  м;

– по фазовим затримкам сигналів від контрольованих об'єктів і затримкам ГНСС-сигналів на всіх прийнятих частотах в аналогових трактах наземних приймачів (вимірювальних пунктів) БФСТВ  $0,003-0,005$  м;

– по кодовим затримкам сигналів в трактах бортової апаратури контрольованих об'єктів  $0,1 \div 0,2$  м.

Зсуви фазових центрів (на всіх несучих частотах БФСТВ) бортових антен контрольованих об'єктів відносно точок, для яких визначаються параметри руху (наприклад, центрів мас), повинні бути відомими з похибками (СКП), що не перевищують  $0,01 \div 0,03$  м. Зсуви фазових центрів (на всіх несучих частотах БФСТВ) наземних приймальних антен відносно задалегідь геометрично визначених референцних точок цих антен повинні бути відомими з похибками (СКП), що не перевищують  $0,003$  м.

Перед проведенням калібрування БФСТВ повинна бути вирішена задача абсолютної (для одного умовно головного вимірювального пункту БФСТВ) і відносної геодезичної прив'язки всіх ВП-ів (фазових центрів прийомних антен) відносно умовно головного пункту. СКП результатів абсолютної і відносної геодезичної прив'язки всіх ВП-ів (за результатами двочастотних ГНСС-спостережень самих ВП-ів) не повинні перевищувати 0,05 м для абсолютних координат умовно головного вимірювального пункту БФСТВ і не повинні перевищувати 0,005 м для відносних координат ВП-ів в заданій системі координат (ITRF-XX, WGS-84 або інших).

6.7.3 Використання покупного серійно виробленого ГНСС-обладнання та програмного забезпечення однієї з провідних світових компаній (пропонується придбати апаратні і програмні засоби серійного випуску канадської фірми NovAtel Inc.) має забезпечити формування еталона поточних координат БПЛА в ході калібрування аналогових трактів БФСТВ.

СКП результатів формування еталона поточних параметрів траєкторії БПЛА (з їх координатною прив'язкою до заданих фізичних точок – центру мас БПЛА або фазового центру бортової антени БФСТВ) повинні бути в межах  $0,01 \div 0,03$  м за координатами і  $0,01$  м/с за складовими вектора швидкості.

Для реалізації зазначених характеристик точності при роботі підсистеми управління, збору і обробки вимірювальної інформації (спостережень) і підсистеми контролю точності і калібрування аналогових трактів бортової і наземної апаратури БФСТВ необхідно періодично отримувати (засобами Інтернет) і використовувати в обробці дані про точні ГНСС-продукти – точні ефемериди супутників ГНСС, точний час та іншу інформацію. Ці дані необхідно завантажувати з міжнародних (IGS, SOPAK, EPN) або національних (BKG, CNES і ін.) архівів/серверів ГНСС-сервісів.

### **Висновки по розділу**

1. Калібрування вимірювальних трактів апаратури БФСТВ та оцінку точності системи запропоновано виконувати з використанням безпілотного

літального апарата (БПЛА) типу «квадрокоптер», а також апаратних і програмних засобів високоточного кінематичного ГНСС-позиціонування не менше 2–4-х разів на рік. Для реалізації цих режимів роботи системи запропоновано використовувати покупне серійне ГНСС-обладнання та програмне забезпечення однієї з провідних світових компаній, які забезпечать формування еталону поточних координат БПЛА сантиметрової точності в ході вимірювань та подальшого визначення параметрів калібрування апаратури БФСТВ.

2. Дані калібрування апаратури БФСТВ повинні представлятися у вигляді набору змінних констант, які формуються та оновлюються при калібруванні і включають в себе:

– результати калібрування кодових і фазових затримок сигналів від контрольованих об'єктів і затримок ГНСС-сигналів на всіх прийнятих частотах в аналогових трактах приймачів (вимірювальних пунктів) БФСТВ;

– результати калібрування кодових затримок сигналів в трактах бортової апаратури контрольованих об'єктів.

3. Перед проведенням калібрування БФСТВ повинна бути вирішена задача координатної прив'язки всіх ВП-ів (середніх фазових центрів прийомних антен) відносно умовно головного пункту.

## **7 МЕТОДИ ОЦІНКИ І КОРЕГУВАННЯ ТРОПОСФЕРНИХ ТА ІОНОСФЕРНИХ ЗАТРИМОК РАДІОСИГНАЛІВ, ЩО ПРИЙМАЮТЬСЯ СИСТЕМОЮ**

Одним з основних джерел похибок при вимірюванні параметрів траєкторії високодинамічних літальних та космічних апаратів є заломлення вимірюваного сигналу при його проходженні крізь іоносферу та тропосферу. Тому для отримання високоточних параметрів траєкторії вихідні вимірювання необхідно корегувати, усуваючи вплив на них середовища поширення радіосигналів.

Іоносферна складова похибок радіовимірювань в даний час є найбільш значущою по відношенню до інших джерел похибок. У разі використання ГНСС для визначення місцеположення і часу можливі кілька способів урахування (компенсації) іоносферних затримок: а) шляхом застосування корекцій з використанням іоносферних моделей; б) шляхом формування і використання диференціальних поправок (однобазових або мережевих); в) шляхом спільного оцінювання (у випадках, коли це можливо і доцільно) параметрів моделей іоносферних затримок разом з інформаційними параметрами місцеположення і часу. Для компенсації трендової складової іоносферних затримок широке застосування отримали глобальні іоносферні моделі Klobuchar і GIM IONEX. Вказані моделі описують з певним ступенем точності тільки регулярну (трендову) складову іоносферної затримки і не враховують варіаційну складову процесів, що відбуваються в реальній іоносфері. Численні дослідження в цій галузі показали, що іоносферні затримки можуть бути представлені кількома складовими – 1) довготривалим трендом, що повільно змінюється, 2) великомасштабними сильно корельованими в часі і просторі варіаціями, які отримали назву LSTIDs (Large-Scale Travelling Ionospheric Disturbances) і 3) середньомасштабними варіаціями MSTIDs (Medium-Scale Travelling Ionospheric Disturbances), які досить швидко переміщуються у просторі. Остання складова (MSTIDs) є найбільш мінливою, найбільш рухомою і практично не піддається моделюванню.

Практично повністю врахувати вплив іоносферної затримки сигналів дозволяє використання двочастотного або тричастотного обладнання. У системі траєкторних вимірювань (БФСТВ), що розглядається, як показано в розділах 1–5, 9 цього звіту, використовуються саме дво- (ГНСС) і тричастотні (контрольовані об'єкти) радіовимірювання в L-діапазоні. Однією з цілей використання мультичастотних вимірювань є найбільш точне урахування іоносферних затримок. Приклади технік двочастотної компенсації іоносферних затримок наведені в розділі 9. Тому нижче, в даному розділі, розглядається задача підвищення точності урахування тропосферної складової середовища поширення радіосигналів БФСТВ, особливо для випадку, коли контрольовані об'єкти знаходяться в шарі тропосфери.

Існують різні моделі тропосфери і методи, що дозволяють оцінити і відкорегувати похибки вимірювання відстані та швидкості, обумовлені проходженням сигналів крізь тропосферу. Більшість цих моделей призначені для отримання оцінок тропосферних похибок вимірювань сигналів, що проходять крізь весь шар тропосфери. Але, в разі перебування контрольованого об'єкта всередині шару тропосфери, виникає необхідність оцінки тропосферних похибок вимірювань сигналів, що проходять тільки крізь частину цього шару. Ця задача актуальна при проведенні траєкторних вимірювань високодинамічних літальних апаратів, що рухаються на висоті від кількох кілометрів до кількох десятків кілометрів – наприклад, при визначенні параметрів траєкторії ракети-носія на початковій стадії виведення супутника Землі на орбіту.

Прототипом багатопозиційної фазометричної системи траєкторних вимірювань (БФСТВ) що розробляється, є система зовнішньотраєкторних вимірювань параметрів руху літальних апаратів «Вега-Н(К)» [25]. У цій системі використовувалася модель тропосфери, згідно з якою тропосферні поправки можуть бути обчислені для об'єкта, що перебуває на будь-якій висоті, в тому числі і всередині шару тропосфери [26, 27]. Ця перевага дозволяє

рекомендувати саме цю модель для використання в багатопозиційній фазометричній системі траєкторних вимірювань.

Для застосування моделі тропосфери, яка використовувалася в системі «Вега-Н(К)», необхідні дані про показник заломлення тропосфери, який є основним параметром даної моделі. Значення показника заломлення істотно залежить від висоти і від стану тропосфери в місці проведення вимірювань і в період часу їх проведення. Тому для коректного обчислення значень тропосферних поправок необхідно тим чи іншим методом визначити значення цього параметра. Так, наприклад, воно може бути безпосередньо виміряне в місці і в період проведення сеансу траєкторних вимірювань, але для цього потрібне дороге обладнання. Тому доцільно використовувати модель показника заломлення тропосфери, параметри якої уточнюються в кожному конкретному випадку.

В даному розділі запропонований спосіб калібрування тропосферної моделі (зокрема, моделі показника заломлення тропосфери), що дозволяє уточнювати значення її параметрів для кожного конкретного сеансу траєкторних вимірювань. Також наведені результати тестування запропонованого способу калібрування з використанням високоточних оцінок зенітних тропосферних затримок, отриманих за допомогою реальних вимірів сигналів GPS.

## **7.1 Опис моделі тропосфери. Постановка задачі**

7.1.1 Відповідно до моделі тропосфери, яка використовувалася в системі «Вега», оцінка погрішності вимірювання відстані у тропосфері обчислюється наступним чином:

$$\Delta R = \Delta R^{(1)} + \Delta R^{(2)}, \quad (7.1)$$

де

$$\Delta R^{(1)} = \int_{H_A}^{H_C} \frac{\nu B dh}{(A + U^2)^{1/2}} = \int_{H_A}^{H_C} \frac{\nu \left( \frac{a+h}{a+H_A} \right) dh}{\left( \left( \frac{a+h}{a+H_A} \right)^2 - 1 + \sin^2 \beta_A \right)^{1/2}}, \quad (7.2)$$

$$\Delta R^{(2)} = -(1-U^2) \int_{H_A}^{H_C} \frac{\nu(\nu - \nu_A) B dh}{(A + U^2)^{3/2}} + \frac{1-U^2}{2} \left\{ \int_{H_A}^{H_C} \frac{\nu^2 B dh}{(A + U^2)^{3/2}} - \left( \int_{H_A}^{H_C} \frac{\nu B dh}{(A + U^2)^{3/2}} \right)^2 / \int_{H_A}^{H_C} \frac{B dh}{(A + U^2)^{3/2}} \right\}, \quad (7.3)$$

$a$  – радіус Землі,

$h$  – висота поточної точки над рівнем моря,

$H_C$  – висота контрольованого об'єкта над рівнем моря,

$H_A$  – висота розташування точки спостереження над рівнем моря,

$\beta_A$  – кут місця об'єкта в точці спостереження,

$n$  – значення показника заломлення тропосфери в поточній точці,

$\nu = n - 1$ ,

$U = \sin \beta_A$ ,

$B = \frac{a+h}{a+H_A}$ ,

$A = B^2 - 1$ .

Поправки для радіальної швидкості отримуються диференціюванням поправок для відстані.

На практиці обчислення інтегралів, що входять до складу формул для обчислення тропосферних поправок, проводиться методом чисельного інтегрування.

7.1.2 Основним параметром даної моделі є  $\nu = n - 1$  – відхилення показника заломлення тропосфери від одиниці.

Численні експериментальні дослідження дозволили визначити біекспоненціальну модель, що непогано апроксимує висотний профіль  $\nu$  [28]. Ця модель має наступний вигляд:

$$\nu(h) = \begin{cases} \nu_A \cdot e^{-Ah}, & h \leq 10 \text{ км}, \\ 4,14 \cdot 10^{-4} \cdot e^{-0,149h}, & h > 10 \text{ км}, \end{cases} \quad (7.4)$$

де значення  $A$  в середньому складає  $A = (0,0275 + 300 \cdot \nu_A) \text{ км}^{-1}$ ,

$\nu_A$  – величина параметра  $\nu$  у точці спостереження, середньостатистичне значення  $\nu_A$  складає  $\nu_A = 328 \cdot 10^{-6}$  [26].

Для коректного застосування даної моделі тропосфери з метою підвищення точності обчислення параметрів руху ВДЛА необхідно як можна точніше знати значення параметра  $\nu$  у кожній точці, через яку проходить сигнал, що вимірюється. Біекспоненціальна модель (7.4) з достатньою точністю апроксимує залежність параметра  $\nu$  від висоти і дозволяє обчислити тропосферні поправки для об'єктів, що рухаються на різних висотах, як у шарі тропосфери, так і вище цього шару. Але для застосування моделі (7.4) необхідне значення параметра  $\nu$  у точці спостереження ( $\nu_A$ ), а також значення коефіцієнта, на який помножується висота у показнику експоненти. Значення  $\nu_A$  може бути визначене за допомогою метеоданих, але далеко не завжди можна отримати точну інформацію про метеодані у точці спостереження. Значення  $\nu_A$  також може бути виміряне, але для виконання таких вимірювань необхідне складне та високовартісне обладнання. Наведені вище значення обох параметрів  $A$  і  $\nu_A$  мають статистично усереднений характер. Але через те, що значення цих параметрів залежать від стану тропосфери, їх величини значно варіюються в залежності від місця спостереження (зокрема, від того, розташована точка спостереження поблизу моря чи ні), від пори року, часу доби і погодних умов у період проведення траєкторних вимірювань. Тому для уточнення параметрів моделі тропосфери і, в кінцевому рахунку, підвищення точності оцінювання координат і швидкості контрольованого об'єкта, доцільно використовувати додаткову інформацію про стан тропосфери в тому місці, де

проводяться траєкторні вимірювання, і саме під час сеансу вимірювань. Такою інформацією можуть бути, наприклад, значення затримок навігаційного сигналу в тропосфері, отримані за реальними ГНСС-вимірами, накопиченими в місці і під час проведення сеансу траєкторних вимірювань.

## 7.2 Визначення верхньої межі тропосфери

7.2.1 Часто потрібне обчислення координат об'єктів, що рухаються на висоті близько кількох сотень або навіть кількох тисяч кілометрів. Наведені вище формули дозволяють обчислити тропосферні поправки для об'єктів, що перебувають на будь-якій висоті, тому що модель (7.4), що описує залежність від висоти відхилення показника заломлення тропосфери від одиниці, може бути застосована при будь-яких значеннях висоти. Однак відомо, що висота тропосфери становить всього кілька десятків кілометрів (величина цього параметра залежить від географічної широти точки спостереження). У зв'язку з цим доцільно використовувати в формулах для обчислення тропосферних поправок не реальну висоту об'єкта, що знаходиться вище шару тропосфери, а висоту верхньої межі тропосфери, що не веде до втрати точності поправок і при цьому істотно зменшує обсяг обчислень.

Для визначення висоти верхньої межі тропосфери, що відповідає моделі (7.4), був проведений наступний експеримент. У припущенні, що точка спостереження розташована на рівні моря, а об'єкт – на висоті 100 км над цим рівнем, інтервал висот 0...100, що є інтервалом інтегрування в формулах для обчислення тропосферних поправок, був розбитий на 10 рівних частин по 10 км кожна. Для кожного з цих малих інтервалів була обчислена поправка, що коригує вплив тропосфери на вимір відстані. Таким чином, були отримані значення збільшень тропосферної поправки при зміщенні інтервалу інтегрування (по висоті) з кроком 10 км. Тропосферна поправка для об'єкта, що перебуває на висоті 100 км над рівнем моря, дорівнює сумі цих збільшень. Величини збільшень були отримані при різних значеннях кута місця об'єкта, що становлять 5, 10, 30, 60 і 90 градусів. Отримані значення збільшень тропосферної поправки (в метрах) наведені в табл. 7.1.

Отримані результати свідчать, що збільшення тропосферної поправки зменшуються при зміщенні інтервалу інтегрування в бік збільшення висоти, і при цьому сумарна поправка, що відповідає висотам понад 60 км, не перевищує 1 см навіть для об'єкта, кут місця якого становить всього 5 градусів. Тому на практиці при обчисленні тропосферних поправок для об'єктів, що перебувають вище шару тропосфери, можна вважати, що ці об'єкти розташовані на висоті верхньої межі тропосфери, яка дорівнює 60 км.

Таблиця 7.1

Кут місця (град.)	Діапазон висот, по якому виконується інтегрування (км)									
	0–10	10–20	20–30	30–40	40–50	50–60	60–70	70–80	80–90	90–100
5	21.5845	5.7351	1.2953	0.2913	0.0654	0.0147	0.0033	0.0007	0.0002	0.0000
10	10.7201	2.8074	0.6315	0.1419	0.0319	0.0072	0.0016	0.0004	0.0001	0.0000
30	3.7114	0.9677	0.2174	0.0488	0.0110	0.0025	0.0006	0.0001	0.0000	0.0000
60	2.1421	0.5583	0.1254	0.0282	0.0063	0.0014	0.0003	0.0001	0.0000	0.0000
90	1.8551	0.4835	0.1086	0.0244	0.0055	0.0012	0.0003	0.0001	0.0000	0.0000

### 7.3 Спосіб калібрування/уточнення біекспоненціальної моделі

7.3.1 Уточнення параметрів моделі тропосфери може бути здійснено за наступним алгоритмом.

Нехай залежність параметра  $\nu$  від висоти описується біекспоненціальною моделлю

$$\nu(h) = \begin{cases} \nu_A \cdot e^{-Ah}, & h \leq 10 \text{ км}, \\ \nu_B \cdot e^{-0,149h}, & h > 10 \text{ км}, \end{cases} \quad (7.5)$$

з невідомими параметрами  $A$ ,  $\nu_A$  і  $\nu_B$ . Припускається, що коефіцієнт у показнику експоненти, що використовується в усередненій моделі (7.4) при висотах, більших за 10 км, дозволяє достатньо точно описати динаміку  $\nu$  на цих висотах.

Визначимо значення  $\nu_B$  з використанням умови безперервності моделі (7.5). Прирівнюючи обидві частини співвідношення (7.5) в точці  $h = 10$ , отримаємо:

$$\nu_A \cdot e^{-A \cdot 10} = \nu_B \cdot e^{-0,149 \cdot 10}, \text{ звідки } \nu_B = \nu_A \cdot e^{1,49 - 10A}.$$

Таким чином, модель, що описує залежність  $\nu$  від висоти, має вигляд:

$$\nu(h) = \begin{cases} \nu_A \cdot e^{-Ah}, & h \leq 10 \text{ км}, \\ \nu_A \cdot e^{1,49 - 10A - 0,149h}, & h > 10 \text{ км}, \end{cases} \quad (7.6)$$

з невідомими значеннями параметрів  $A$  і  $\nu_A$ .

Для визначення найбільш точних значень невідомих параметрів даної моделі задамо сітку значень  $A$  і  $\nu_A$  в околі їх усереднених значень, що використовуються в моделі (7.4):

$$\nu_A = 328 \cdot 10^{-6},$$

$$A = (0,0275 + 300 \cdot \nu_A) \text{ км}^{-1},$$

і будемо вважати оптимальними (найбільш точними) ті значення цих двох параметрів, при яких мінімізується відхилення оцінок тропосферних похибок, обчислених за допомогою досліджуваної моделі, від оцінок похибок, обчислених за допомогою PPP-технологій за реальними вимірюваннями сигналів ГНСС, зареєстрованим в точці спостереження контрольованого об'єкта під час його спостереження. Оцінки тропосферних похибок, отримані з використанням вимірювань сигналів ГНСС в результаті застосування PPP-технологій, можна прийняти в якості еталонних, тому що вони досить точно відповідають стану тропосфери в місці і під час проведення сеансу траєкторних вимірювань. При цьому еталонні значення похибок обчислюються для об'єктів, що перебувають явно вище шару тропосфери (для супутників ГНСС), тому і модельні значення похибок мають бути обчислені з виконанням умови проходження сигналу крізь весь шар тропосфери. Таким чином, задача уточнення параметрів тропосфери зводиться до задачі пошуку мінімуму за параметрами  $A$  і  $\nu_A$  виразу

$$\sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\Delta R(\beta_i, \nu_A, A) - \Delta R_{GNSS}(\beta_i))^2}, \quad (7.7)$$

де  $\Delta R(\beta_i, \nu_A, A)$  – оцінка тропосферної похибки для відстані, обчислена з допомогою досліджуваної моделі, яка відповідає куту місця контрольованого об'єкта  $\beta_i$ ,  $i = 1 \dots N$ .

$\Delta R_{GNSS}(\beta_i)$  – тропосферна похибка для відстані, оцінена по GNSS-вимірюванням, яка відповідає куту місця контрольованого об'єкта  $\beta_i$ ,  $i = 1 \dots N$ .

Модель (7.6), у якій використовуються обчислені таким чином значення параметрів  $A$  і  $\nu_A$ , відповідає стану тропосфери в місці і під час спостережень точніше, ніж та ж модель з використанням середньостатистичних значень параметрів  $A$  і  $\nu_A$ . Це підвищує точність оцінювання тропосферних похибок для об'єктів, що рухаються на будь-яких висотах.

#### **7.4 Результати оцінки ефективності способу калібрування/уточнення тропосферної моделі**

7.4.1 Для оцінки ефективності пропонованого способу уточнення моделі тропосфери в якості еталону були використані оцінки тропосферних похибок (ОТП), отримані по GPS-вимірам, зареєстрованим перманентними референцними GNSS-станціями GLSV (м. Київ) 10 січня 2013 р. (оцінки отримані на час 12.00) та KTVL (м. Кацивелі) 19 червня 2013 р. (оцінки отримані на час 03.00). Таким чином, були використані дані, що відносяться до різних кліматичних зон (далеко від моря і на його березі) і до різних пір року.

За вимірами кожної з даних GNSS-станцій на зазначений час за допомогою застосування PPP-технологій була оцінена зенітна тропосферна похибка, після чого були розраховані значення OTP, що відповідають кутам місця від  $5^\circ$  до  $90^\circ$  з дискретністю  $1^\circ$ . Для тих же кутів місця значення OTP були отримані за допомогою досліджуваної моделі з використанням різних значень параметрів  $A$  і  $\nu_A$ . Шляхом мінімізації виразу (7.7) для кожної з даних GNSS-станцій були знайдені значення параметрів  $A$  і  $\nu_A$ , при яких модельовані значення OTP найбільш близькі до еталонних.

Після цього отримані уточнені значення параметрів були використані для обчислення ОТП, що відповідають різним висотам перебування контрольованого об'єкта (КО), що знаходиться всередині шару тропосфери.

На наступних рис. 7.1 – 7.22 наведені результати застосування запропонованого способу уточнення параметрів тропосфери, що дозволяють оцінити його ефективність.

На рис. 7.1 і 7.12 представлені значення еталонних ОТП –  $\Delta R_{GNSS}$  (чорна лінія), ОТП, обчислених з допомогою моделі з уточненими значеннями параметрів –  $\Delta R_{opt}$  (червона лінія) і ОТП, обчислених з допомогою моделі з усередненими значеннями параметрів –  $\Delta R_{aver}$  (синя лінія).

На рис. 7.2 і 7.13 представлені нев'язки ОТП (відхилення розрахункових ОТП від еталонних):  $\Delta R_{opt} - \Delta R_{GNSS}$  (червона лінія) і  $\Delta R_{aver} - \Delta R_{GNSS}$  (синя лінія).

На рис. 7.3 і 7.14 показані значення середньоквадратичних похибок (СКП) еталонних ОТП. Вони були обчислені наступним чином:  $\sigma(\Delta R_{GNSS}) = \sigma(\Delta R_{GNSS,z}) / \sin(\beta)$ , де  $\sigma(\Delta R_{GNSS,z}) = 0,005$  м – СКП зенітної ОТП,  $\beta$  – кут місця.

На рис. 7.4 і 7.15 показані значення відношення СКП обчислених значень ОТП до величин самих ОТП для моделі з уточненими (червона лінія) та усередненими (синя лінія) значеннями параметрів. Вони були обчислені наступним чином:

$$\Delta\sigma_{opt} = \sqrt{\left(\frac{|\Delta R_{opt} - \Delta R_{GNSS}|}{2,7 \cdot \Delta R_{opt}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma(\Delta R_{GNSS})}{\Delta R_{opt}}\right)^2} * 100\%,$$

$$\Delta\sigma_{aver} = \sqrt{\left(\frac{|\Delta R_{aver} - \Delta R_{GNSS}|}{2,7 \cdot \Delta R_{opt}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma(\Delta R_{GNSS})}{\Delta R_{opt}}\right)^2} * 100\%.$$

Ці параметри в подальшому використовуються для отримання оцінок СКП ОТП, що відповідають різним висотам перебування контрольованого об'єкта:

$$\sigma(\Delta R_{opt}) = \Delta\sigma_{opt} \cdot \Delta R_{opt}, \quad \sigma(\Delta R_{aver}) = \Delta\sigma_{aver} \cdot \Delta R_{aver}.$$

На рис. 7.5 і 7.16 показаний вигравш по точності ОТП, що отримується в результаті уточнення моделі тропосфери – значення відношення  $\sigma(\Delta R_{aver}) / \sigma(\Delta R_{opt})$ .

На рис. 7.6 – 7.11 і 7.17 – 7.22 представлені значення відстані до контрольованого об'єкта, значення  $\Delta R_{opt}$ , а також їх СКП для об'єктів, що перебувають на різних висотах (60, 35, 20, 10, 5 і 2 км). Для об'єктів, що перебувають на висоті не нижче 60 км (вище шару тропосфери), наведені також значення  $\Delta R_{aver}$  і СКП цього параметра.

На всіх графіках горизонтальна вісь – значення кута місця контрольованого об'єкта (в градусах).

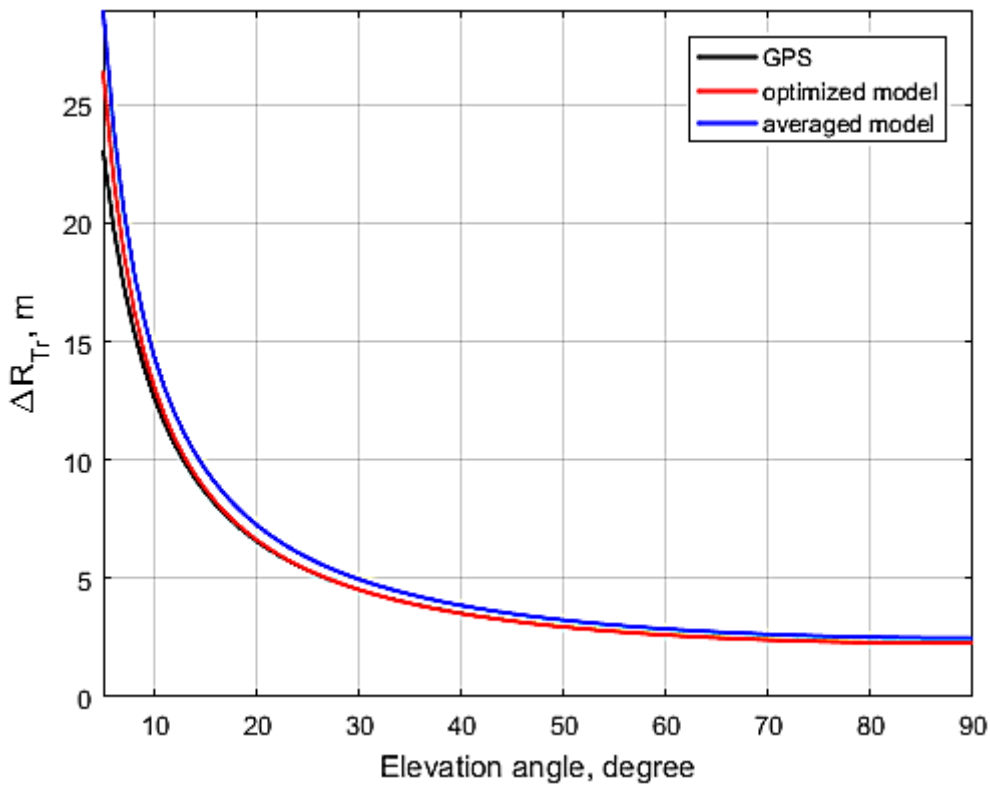


Рисунок 7.1 – Оцінки ОТП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00)

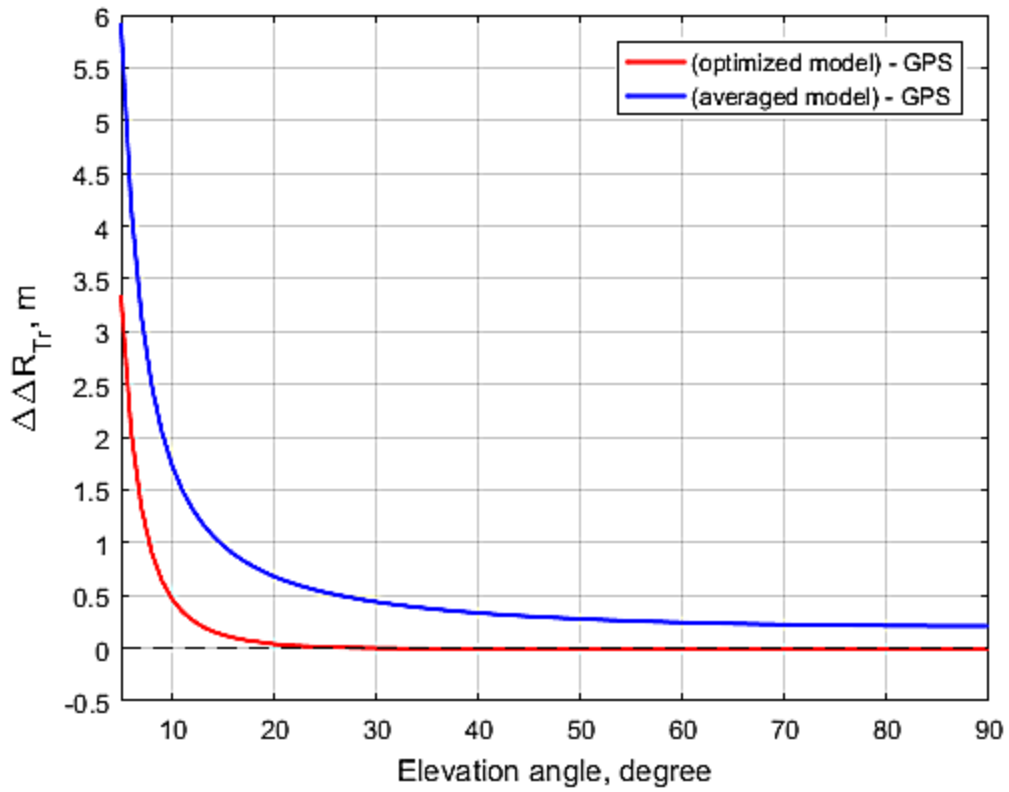


Рисунок 7.2 – Нев'язання оцінок ОТП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00)

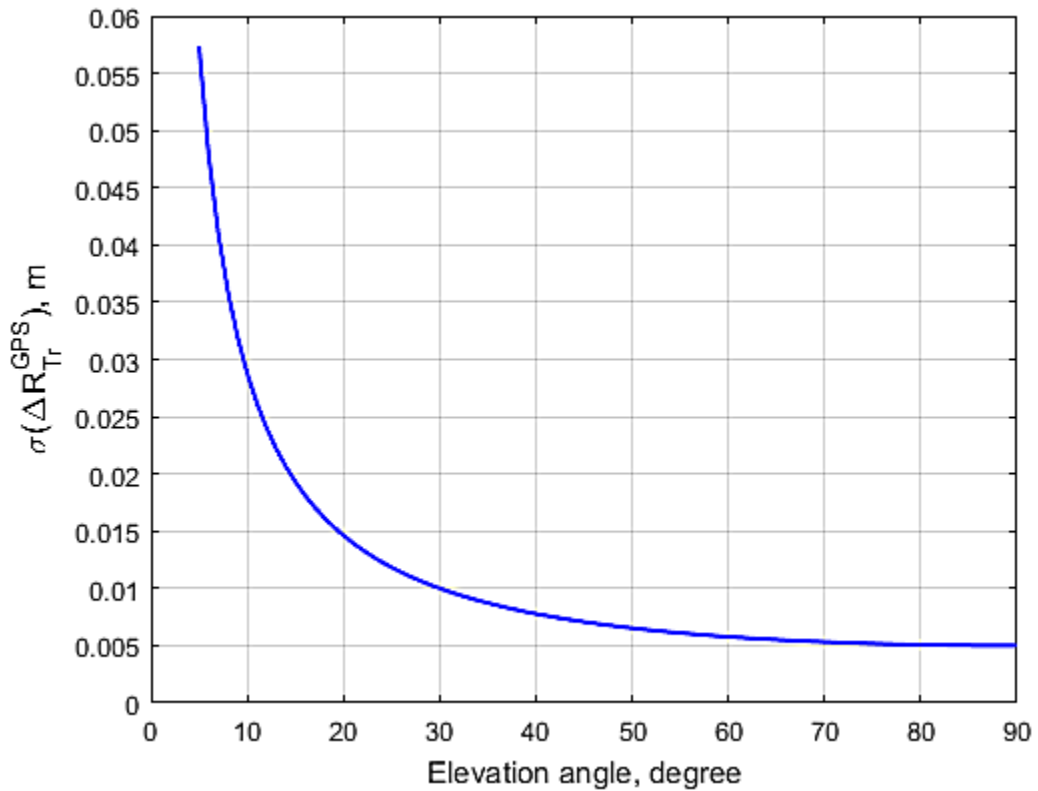


Рисунок 7.3 – СКП еталонних ОТП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00)

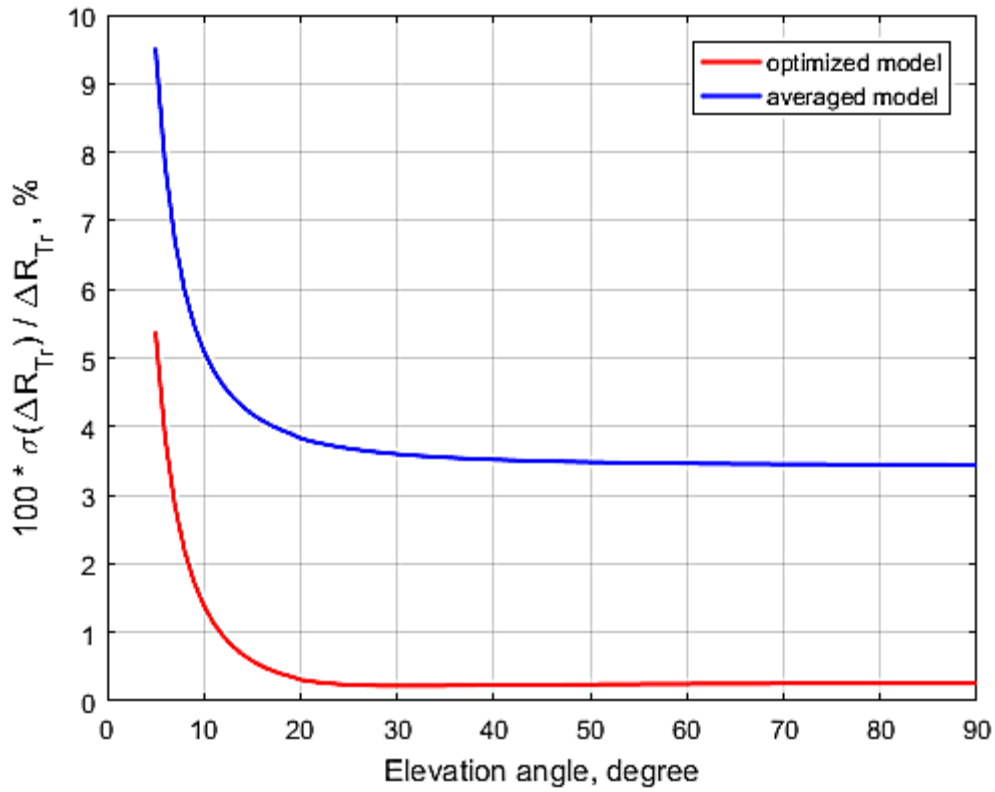


Рисунок 7.4 – Відношення СКП оцінок ОТП до величин цих оцінок  
(GLSV, 10.01.2013 р., 12.00)

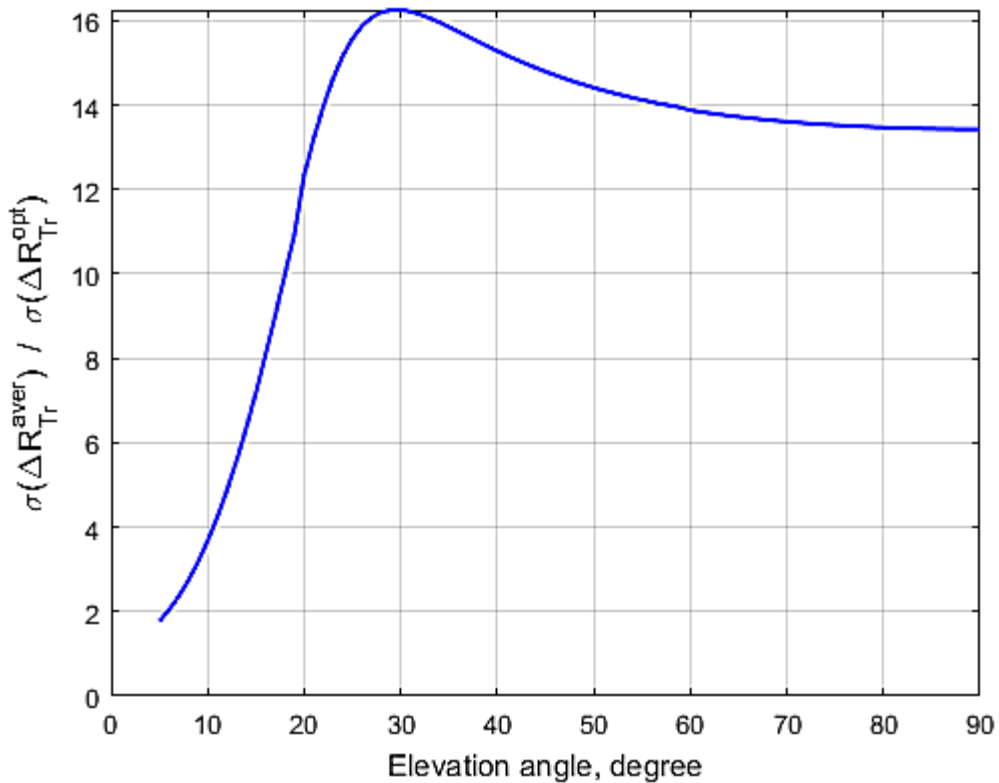


Рисунок 7.5 – Відношення СКП оцінок ОТП, отриманих за моделлю з усередненими та уточненими значеннями параметрів  
(GLSV, 10.01.2013 р., 12.00)

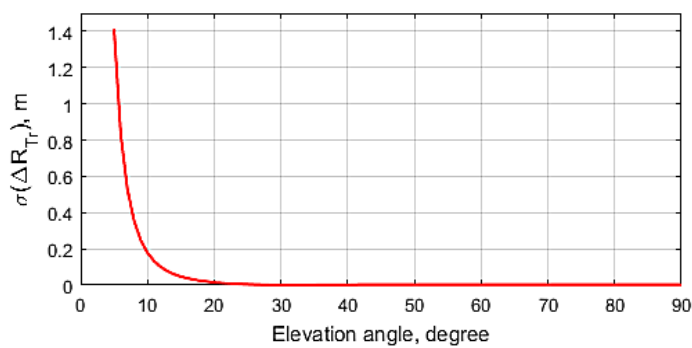
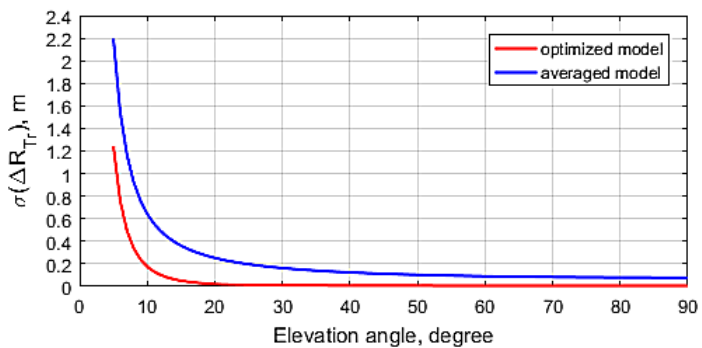
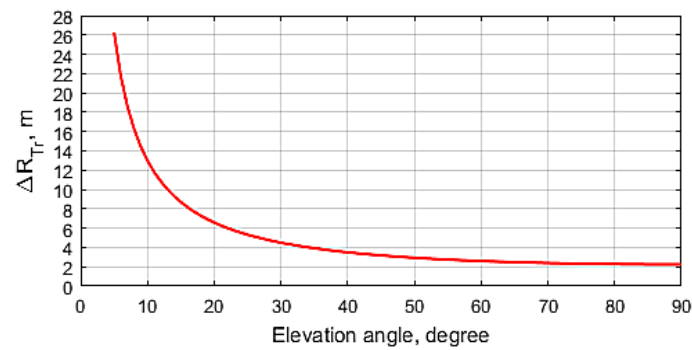
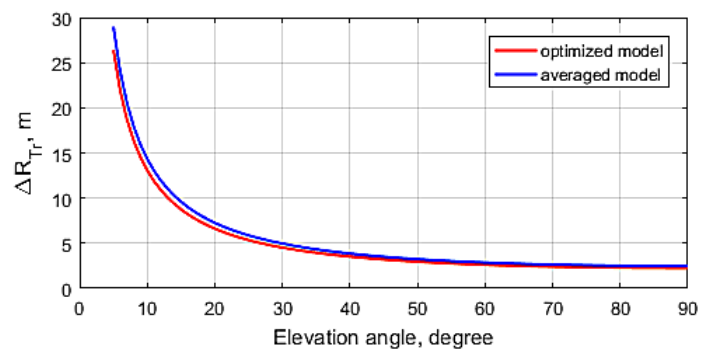
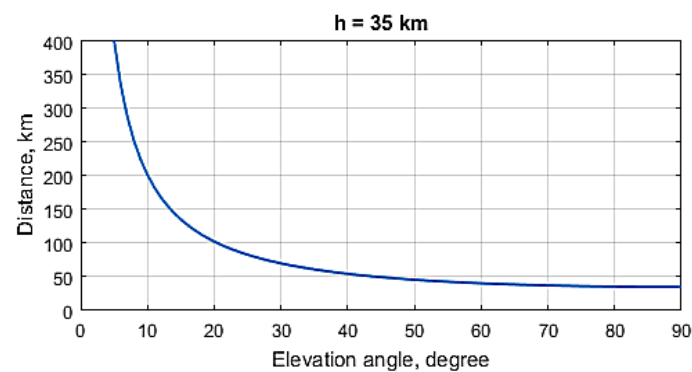
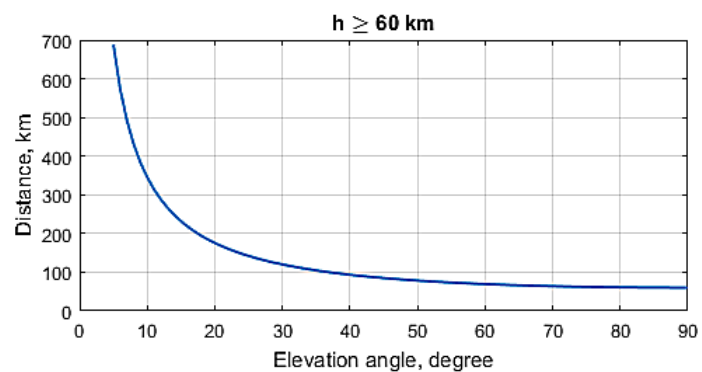


Рисунок 7.6 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00, КО – вище шару тропосфери)

Рисунок 7.7 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00, КО – на висоті 35 км)

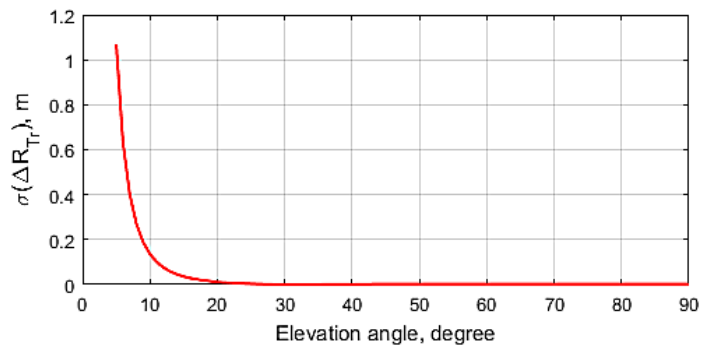
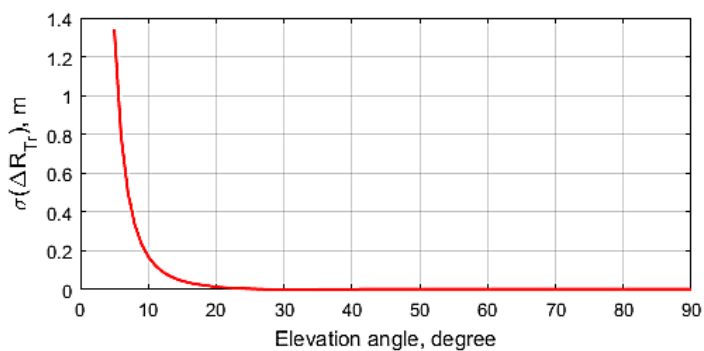
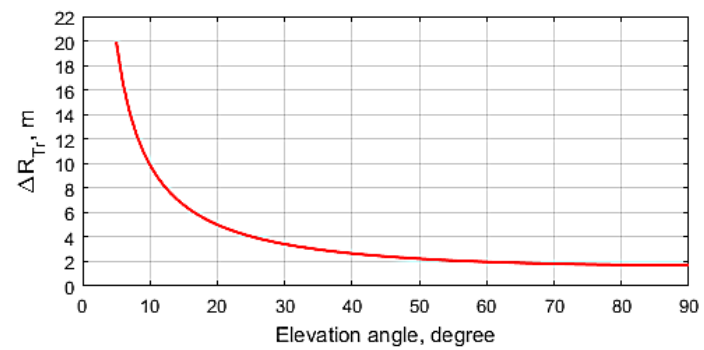
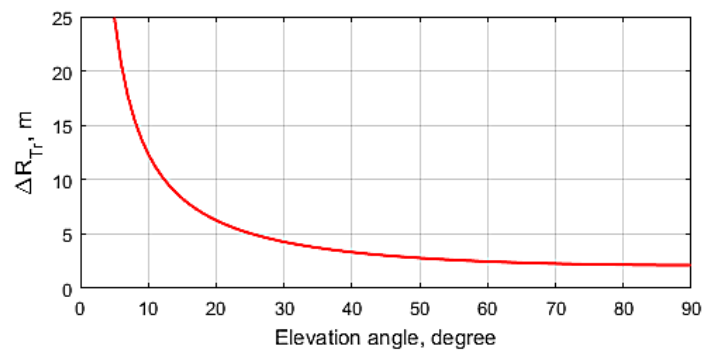
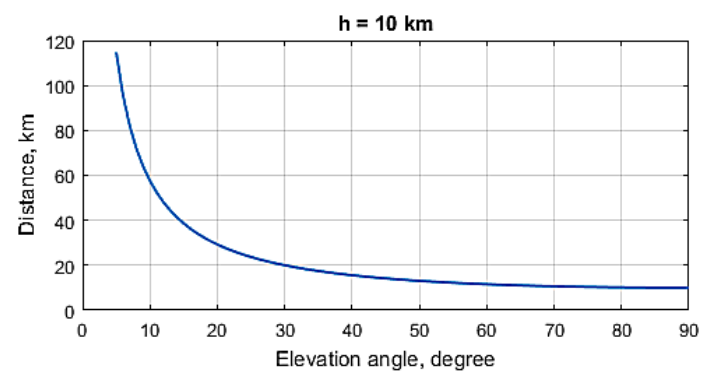
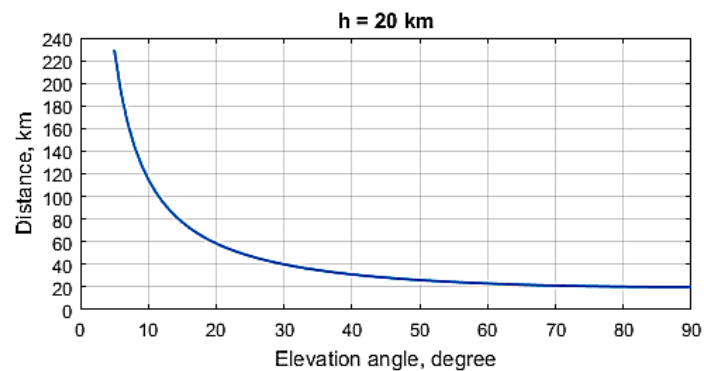


Рисунок 7.8 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00, КО – на висоті 20 км)

Рисунок 7.9 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00, КО – на висоті 10 км)

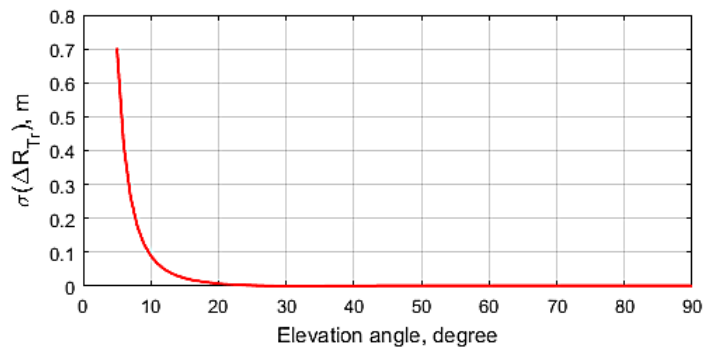
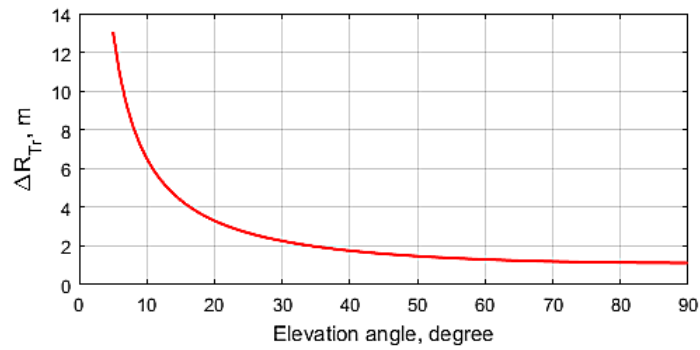
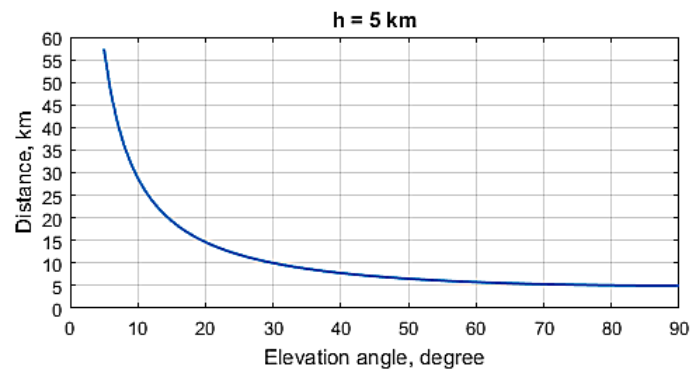


Рисунок 7.10 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00, КО – на висоті 5 км)

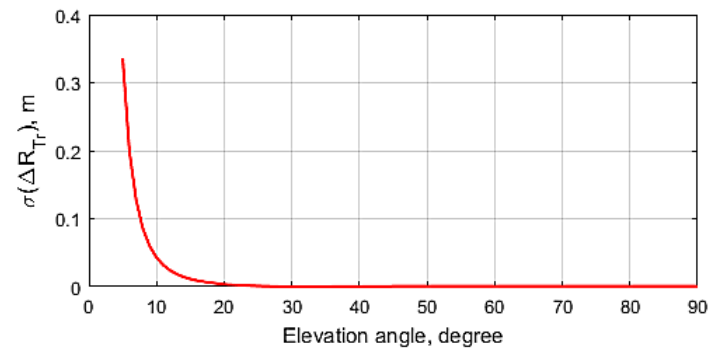
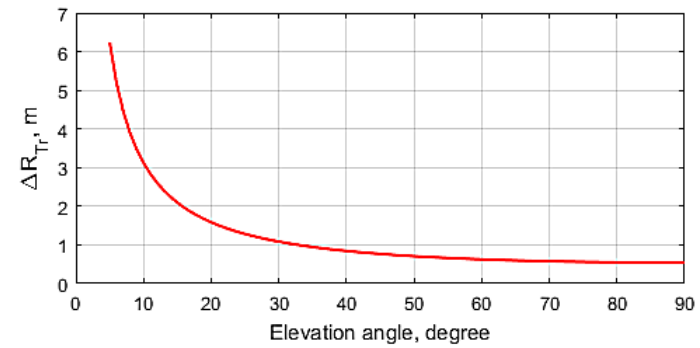
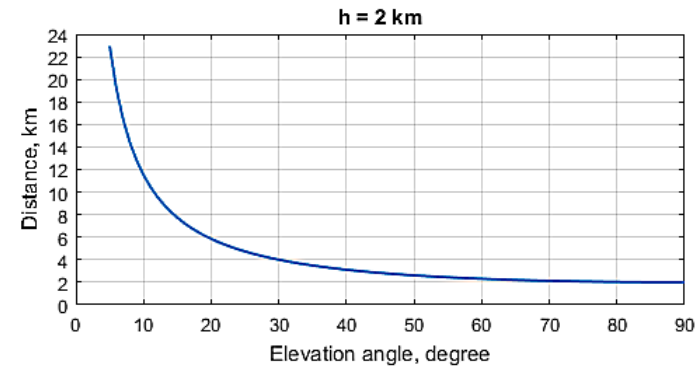


Рисунок 7.11 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (GLSV, 10.01.2013 р., 12.00, КО – на висоті 2 км)

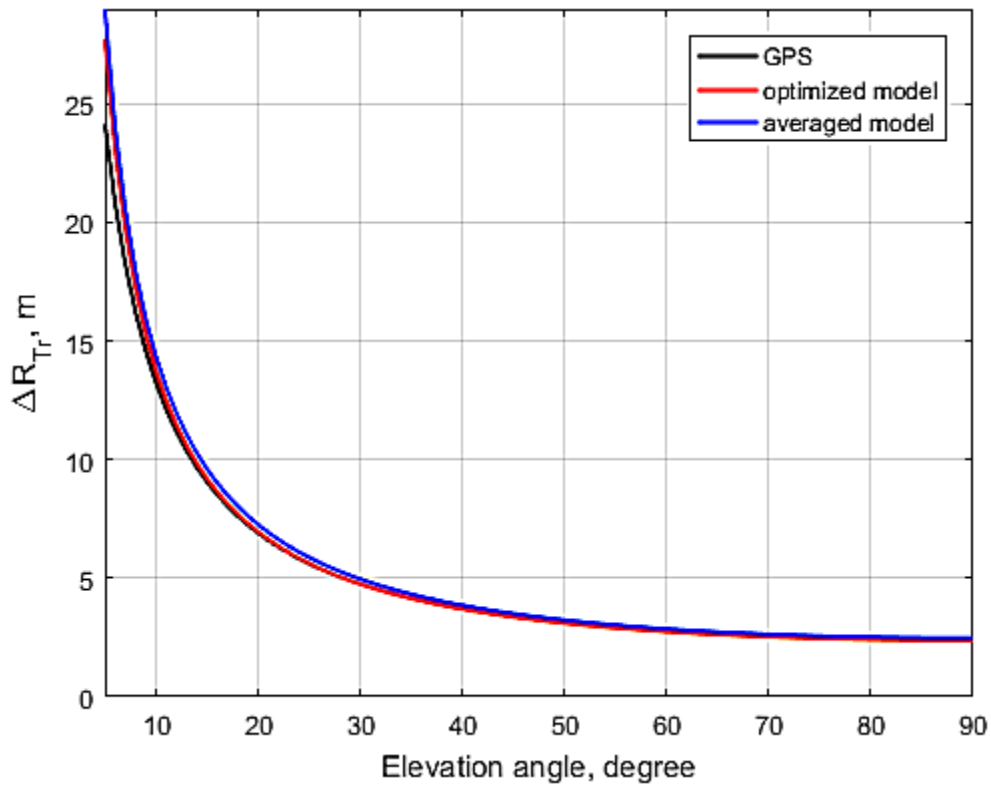


Рисунок 7.12 – Оцінки ОТП (КТВЛ, 19.06.2013 р., 03.00)

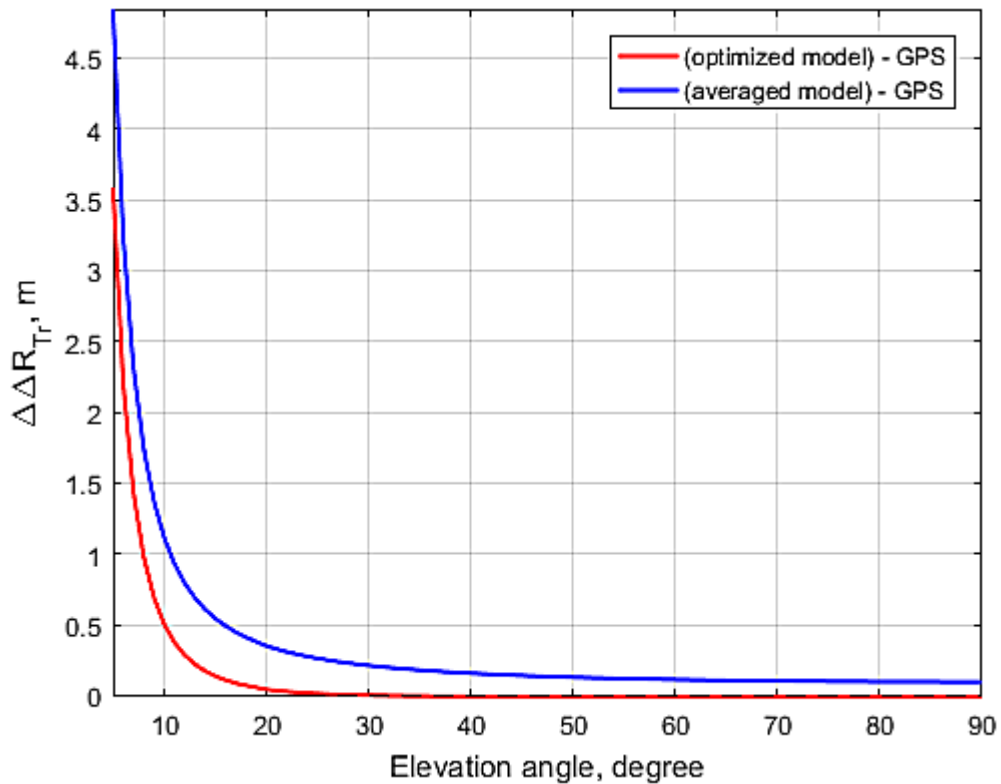


Рисунок 7.13 – Нев'язання оцінок ОТП (КТВЛ, 19.06.2013 р., 03.00)

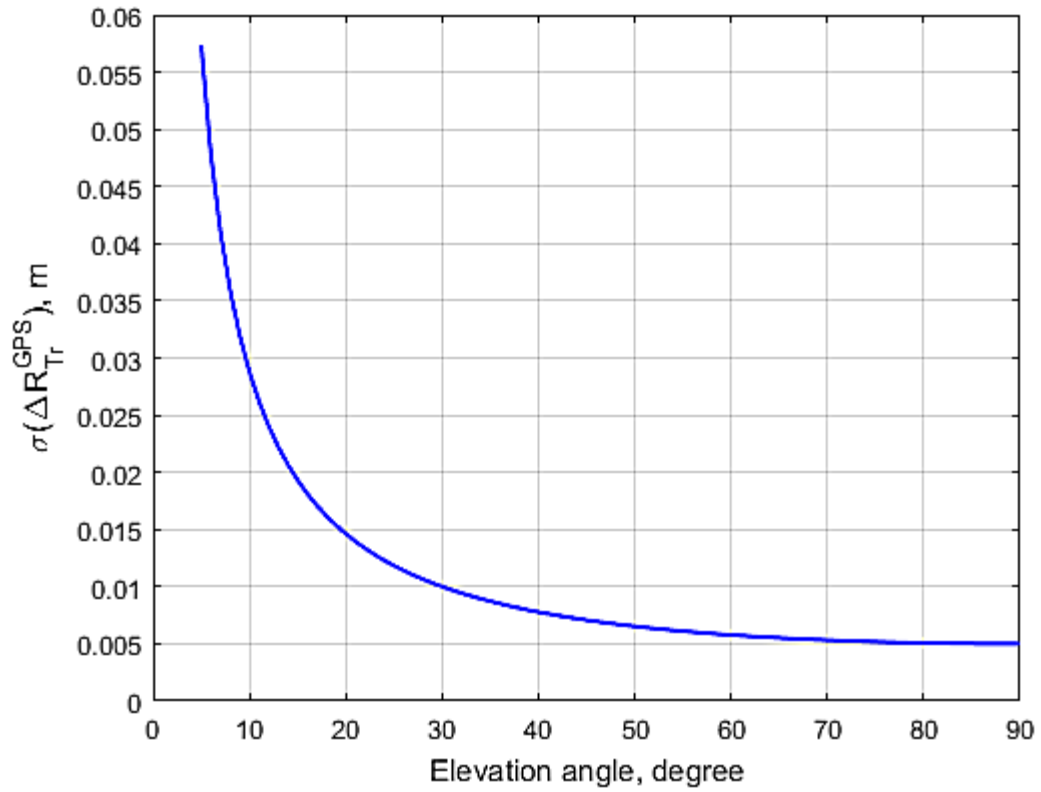


Рисунок 7.14 – СКП еталонних ОТП (КТВЛ, 19.06.2013 р., 03.00)

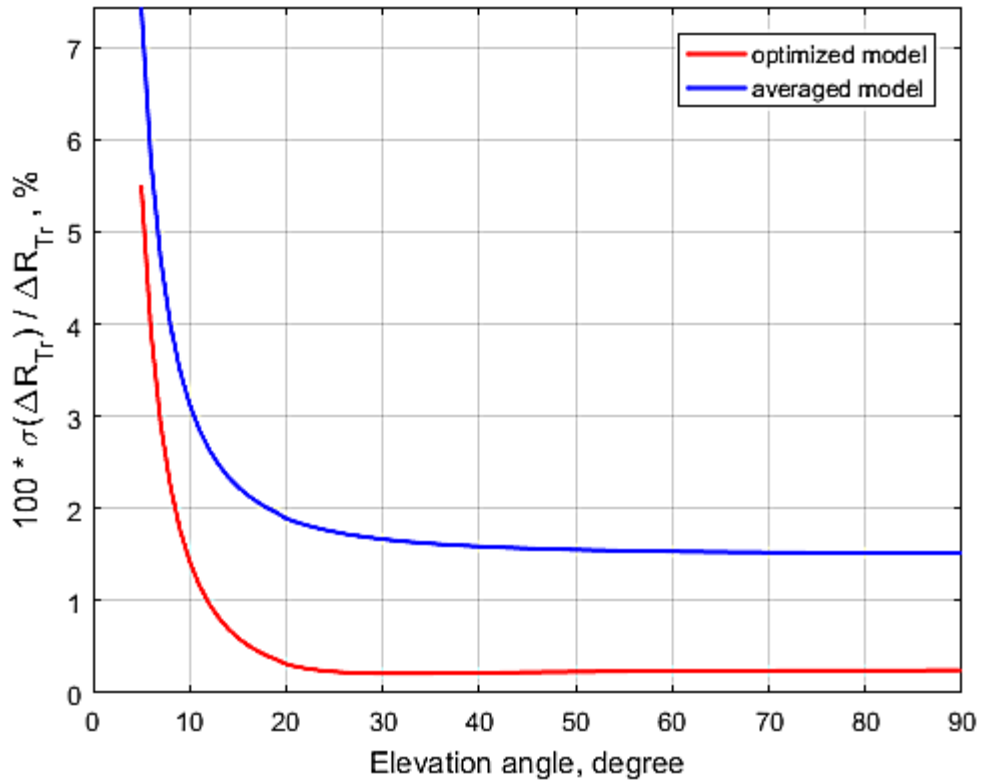


Рисунок 7.15 – Відношення СКП оцінок ОТП до величин цих оцінок (КТВЛ, 19.06.2013 р., 03.00)

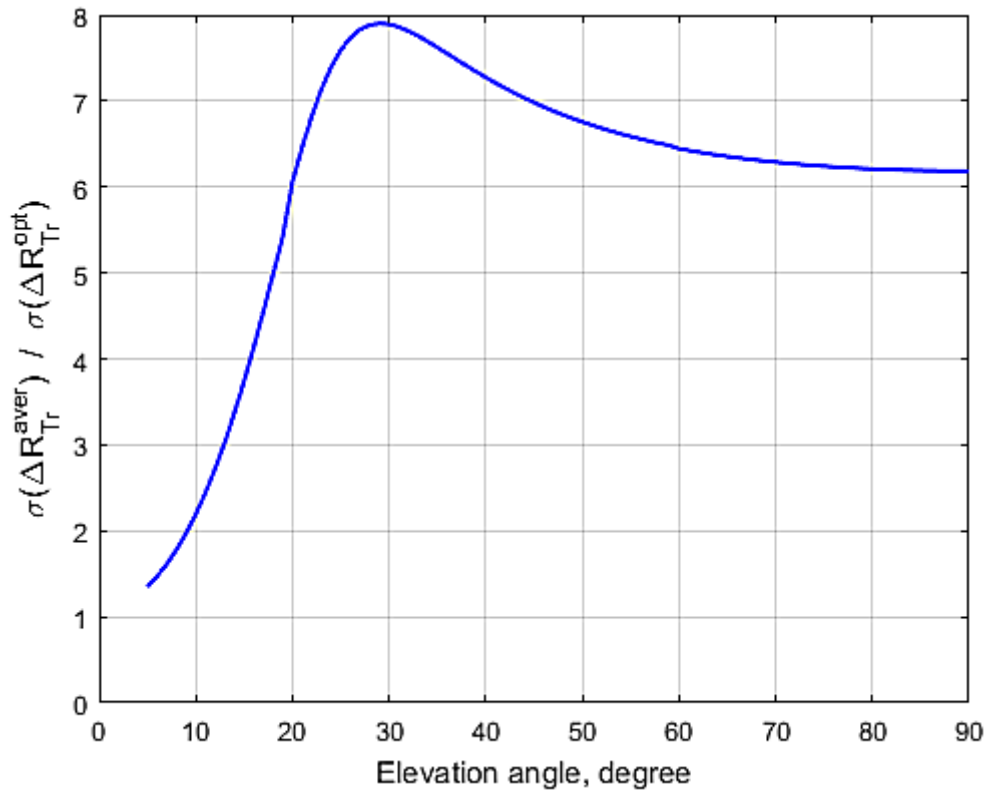


Рисунок 7.16 – Відношення СКП оцінок ОТП, отриманих за моделлю з усередненими та уточненими значеннями параметрів (КТВЛ, 19.06.2013 р., 03.00)

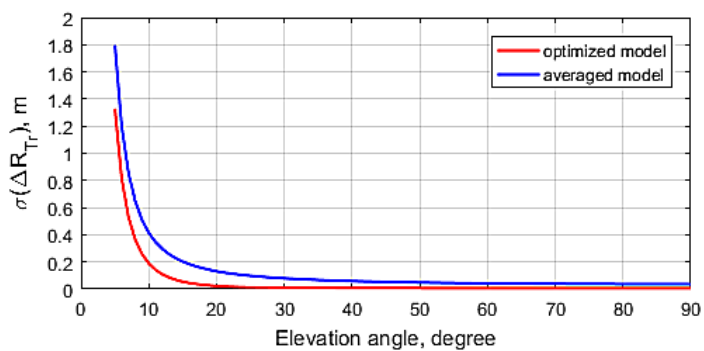
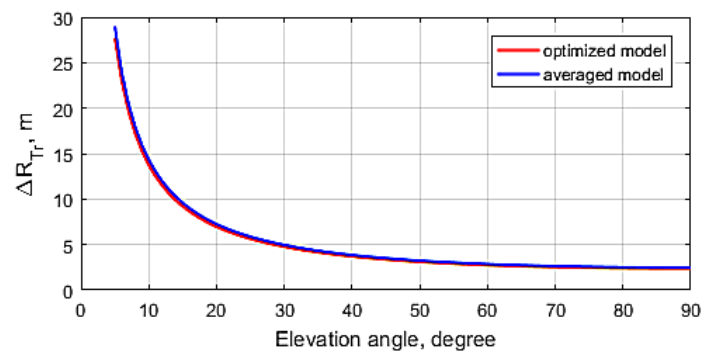
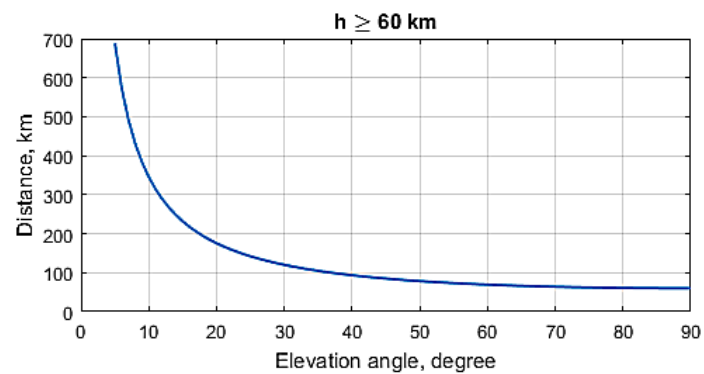


Рисунок 7.17 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (КТВЛ, 19.06.2013 р., 03.00, КО – вище шару тропосфери)

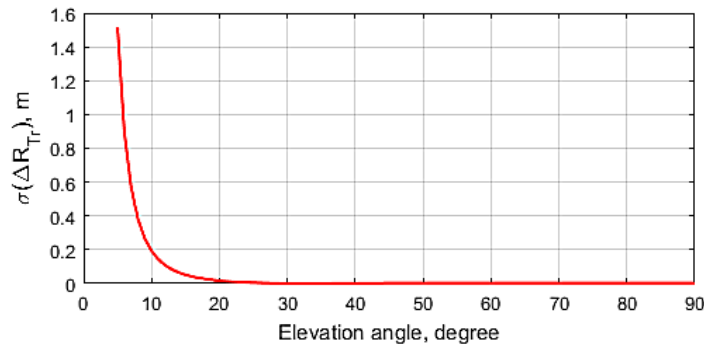
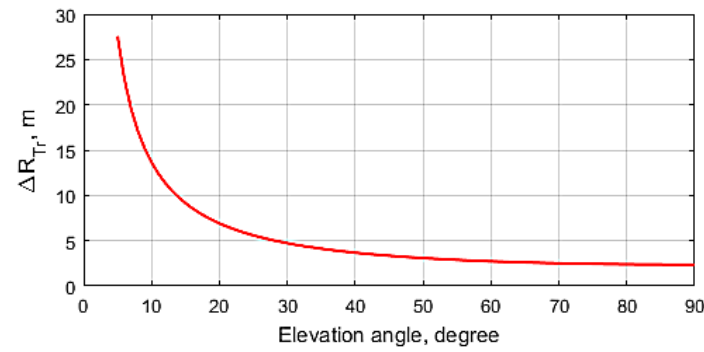
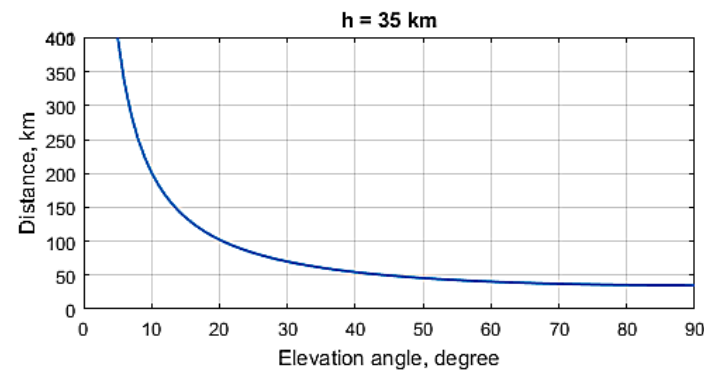


Рисунок 7.18 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (КТВЛ, 19.06.2013 р., 03.00, КО – на висоті 35 км)

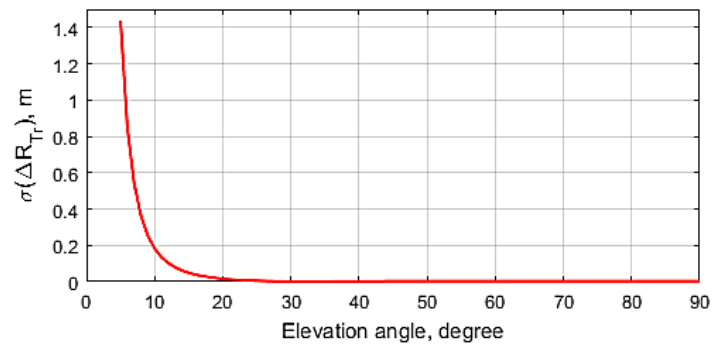
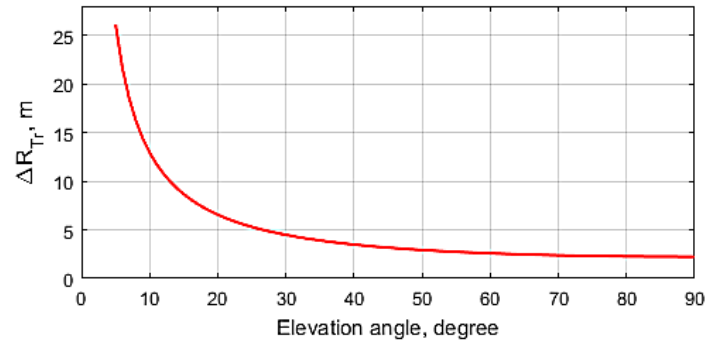
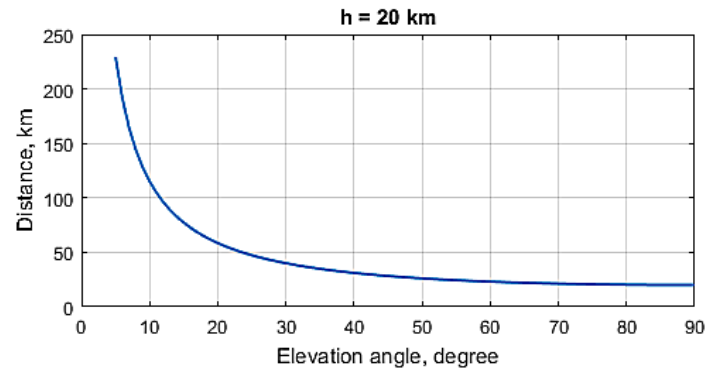


Рисунок 7.19 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (KTVL, 19.06.2013 р., 03.00, КО – на висоті 20 км)

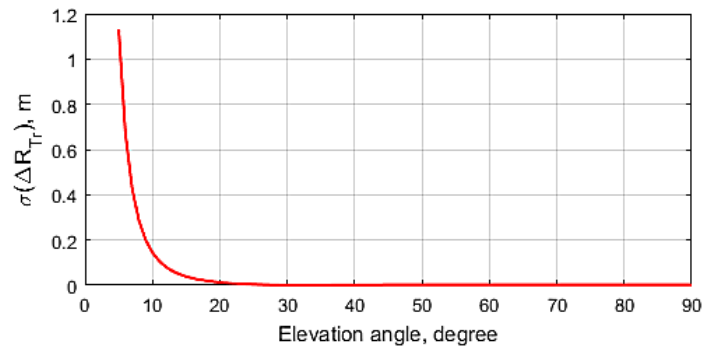
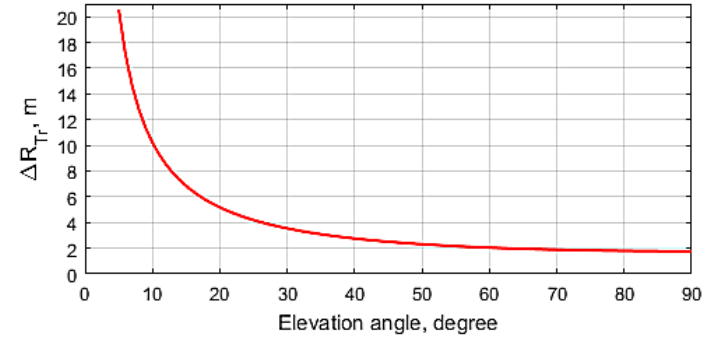
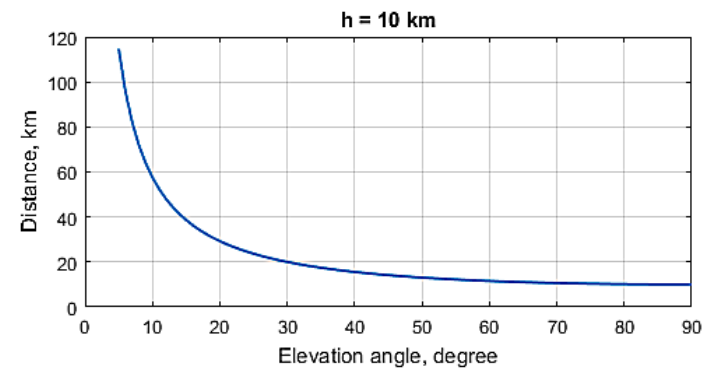


Рисунок 7.20 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (KTVL, 19.06.2013 р., 03.00, КО – на висоті 10 км)

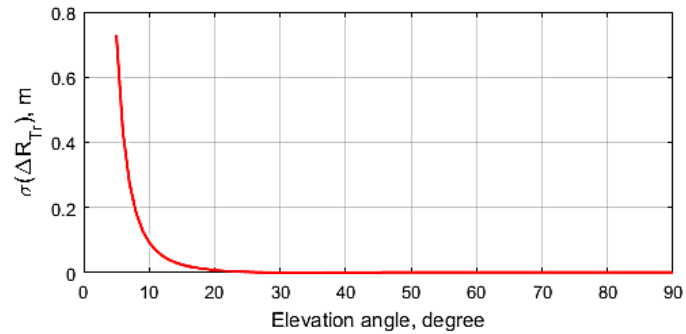
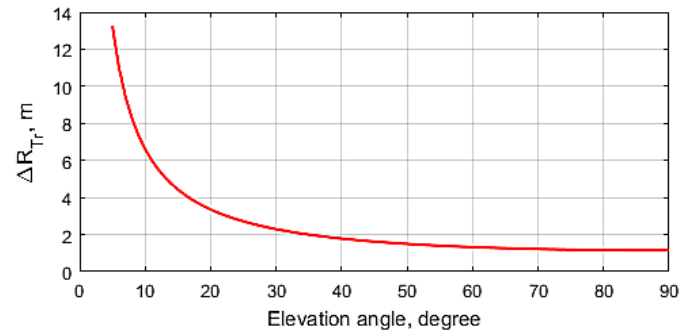
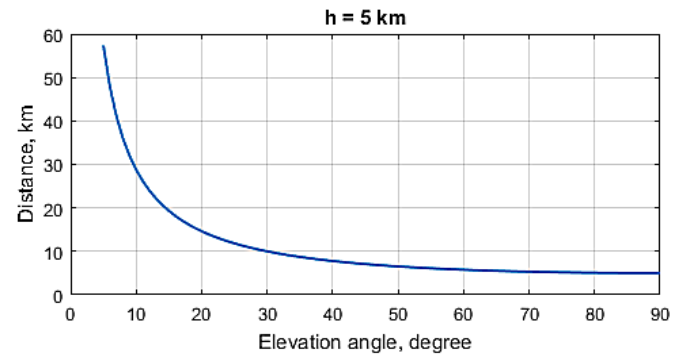


Рисунок 7.21 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (KTVL, 19.06.2013 р., 03.00, КО – на висоті 5 км)

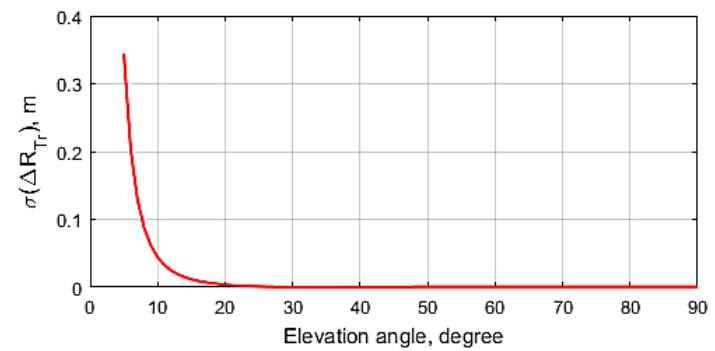
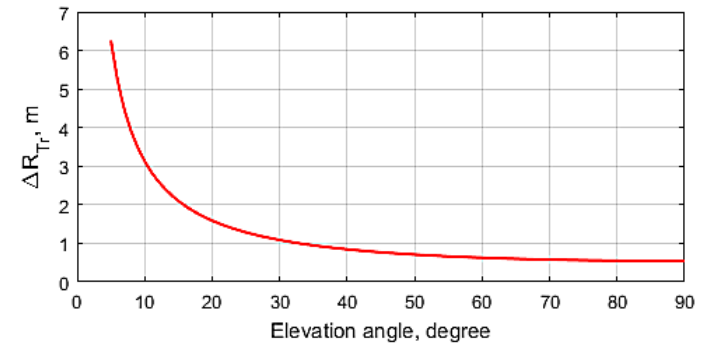
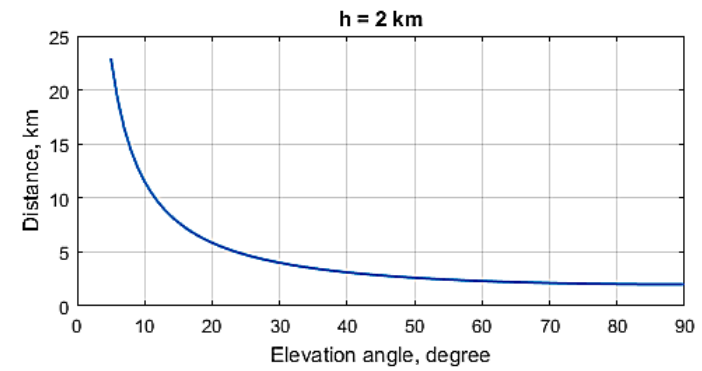


Рисунок 7.22 – Відстань, оцінки ОТП та їх СКП (KTVL, 19.06.2013 р., 03.00, КО – на висоті 2 км)

## Висновки по розділу

1. Описана модель тропосфери, рекомендована для використання у БФСТВ, а також наведений опис способу калібрування цієї моделі – уточнення її параметрів з метою підвищення точності оцінювання тропосферних похибок в кожному конкретному місці і в кожний конкретний час проведення сеансу траєкторних вимірювань. Наведено результати застосування запропонованого способу калібрування моделі тропосфери. Його ефективність оцінювалася шляхом порівняння оцінок тропосферних похибок, отриманих за допомогою моделі тропосфери з уточненими параметрами, і оцінок тропосферних похибок, отриманих в результаті застосування PPP-технологій точного ГНСС-позиціонування з використанням реальних ГНСС-вимірювань.

2. Аналіз отриманих результатів показав наступне.

Оцінки тропосферних похибок, обчислені за допомогою моделі з уточненими значеннями параметрів, відхиляються від еталону значно менше, ніж оцінки, отримані за допомогою моделі з усередненими значеннями параметрів. Величина відхилення залежить від кута місця і в результаті уточнення моделі зменшується від  $\sim 5\text{--}6$  м до  $\sim 3,5$  м при куті місця  $5^\circ$ , від  $\sim 1,2\text{--}1,7$  м до  $\sim 0,5$  м при куті місця  $10^\circ$  і від  $\sim 2\text{--}3$  см до одиниць міліметрів при куті місця  $90^\circ$ .

Уточнення параметрів моделі тропосфери відповідно до запропонованого способу дозволяє підвищити точність оцінок тропосферних похибок у кілька разів, в залежності від місця спостереження і кута місця об'єкта. Для спостережень GLSV точність зростає в  $\sim 2$  рази при куті місця  $5^\circ$ , в  $\sim 16$  разів при куті місця  $30^\circ$  і в  $\sim 13\text{--}14$  разів при кутах місця від  $60^\circ$  до  $90^\circ$ . Для спостережень KTVL точність зростає в  $\sim 1,3$  рази при куті місця  $5^\circ$ , в  $\sim 8$  разів при куті місця  $30^\circ$  і в  $\sim 6\text{--}6,5$  разів при кутах місця від  $60^\circ$  до  $90^\circ$ .

3. Результати обчислення оцінок тропосферних похибок для різних висот місцезнаходження контрольованого об'єкта ілюструють той факт, що чим нижче розташована частина шару тропосфери, тим більше вона впливає на поширення сигналів. При цьому близько половини величини тропосферної похибки обумовлено найнижчою частиною шару тропосфери висотою лише 5 км.

## **8 РОЗРОБКА СТРУКТУРИ І ВИЗНАЧЕННЯ ФУНКЦІЙ ПРОГРАМНО-МАТЕМАТИЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ОБРОБКИ ВИМІРЮВАЛЬНОЇ ІНФОРМАЦІЇ БФСТВ ТА ТРАЄКТОРНИХ ВИЗНАЧЕНЬ**

В ході аналізу шляхів реалізації БФСТВ виконане пророблення структури програмно-математичного забезпечення (ПМЗ) БФСТВ для сумісної обробки спостережень параметрів сигналів від контрольованих об'єктів (КО) і сигналів ГНСС і визначення параметрів руху (координат і складових вектора швидкості) КО в умовах високої динаміки зміни параметрів сигналів КО в режимах післясеансної обробки і реального часу. Визначені і деталізовані вхідні і вихідні параметри, функції і завдання ПМЗ, наведені методи і функції алгоритмів обробки спостережень. Визначено основні етапи розробки ПМЗ БФСТВ.

### **8.1 Завдання і функції програмно-математичного забезпечення сумісної обробки спостережень параметрів сигналів від контрольованих об'єктів і сигналів ГНСС. Структура ПМЗ**

8.1.1. Вхідні і вихідні параметри ПМЗ післясеансної обробки «сирих» спостережень БФСТВ

За джерелами надходження вхідні дані ПМЗ БФСТВ діляться на:

- дані первинної обробки ГНСС-спостережень;
- дані первинної обробки спостережень контрольованих об'єктів;
- дані калібрування апаратури БФСТВ;
- дані міжнародного центру IGS обробки ГНСС-спостережень.

Дані первинної обробки ГНСС-спостережень надходять від приймачів вимірювальних пунктів (ВП-ів) БФСТВ і включають в себе:

- час спостережень в шкалі GPS;
- номери спостережуваних супутників ГНСС;
- дані первинних двочастотних вимірювань каналів приймачів (поточні навігаційні параметри – вимірювання псевдовідстані, фазові вимірювання,

доплерівські зсуви частоти на частотах L1 і L2, співвідношення сигнал/шум спостережуваних сигналів);

- бортові ефемериди спостережуваних супутників GPS;
- параметри іоносфери;
- параметри перерахунку часу GPS і UTC.

Дані первинної обробки спостережень контрольованих об'єктів надходять від приймачів ВП-ів БФСТВ і включають в себе:

- час спостережень в шкалі GPS (збігається з часом спостереження даних ГНСС-спостережень);
- номери спостережуваних контрольованих об'єктів;
- дані первинних тричастотних вимірювань приймачів (поточні навігаційні параметри – вимірювання псевдовідстані, фазові вимірювання, доплерівські зсуви частоти на трьох частотах, співвідношення сигнал/шум спостережуваних сигналів).

Дані калібрування апаратури являють собою набір змінних констант, які формуються виробником БФСТВ, оновлюються при калібруванні і включають в себе:

- зміщення фазових центрів бортових антен контрольованих об'єктів відносно точок, для яких визначаються параметри руху (наприклад, центрів мас);
- зміщення фазового центру передавальної антени щодо фазового центру приймальної антени центрального вимірювального пункту;
- результати калібрування фазових діаграм спрямованості бортових антен контрольованих об'єктів, передавальної та приймальних антен БФСТВ;
- результати калібрування затримок сигналів від контрольованих об'єктів і ГНСС-сигналів на всіх частотах, що приймаються, в аналогових трактах приймачів БФСТВ.

Дані міжнародних центрів обробки IGS, що отримуються з Інтернет, включають в себе:

- передбачені і точні ефемериди та параметри годинників ГНСС на дату проведення сеансу вимірювань;

- параметри іоносфери (іоносферні карти) на дату проведення сеансу вимірювань;

- зміщення фазових центрів антен супутників ГНСС відносно центрів мас супутників (в разі зміни таких зміщень або при запуску нових супутників ГНСС);

- результати калібрування кодових і фазових затримок в апаратурі ГНСС.

Вихідні дані ПМЗ БФСТВ включають в себе:

- час і параметри руху (координати і складові вектора швидкості) контрольованих об'єктів;

- оцінку точності визначення параметрів руху контрольованих об'єктів (кореляційні матриці похибок траєкторних визначень);

- прогнозовані координати точки падіння контрольованого об'єкта (в разі необхідності прогнозування точки падіння КО);

- звіт про умови і результати проведення визначень, в якому відображаються кількість та інтервали видимості спостережуваних супутників ГНСС, геометричний фактор спостережуваного сузір'я ГНСС, рівні і співвідношення сигнал/шум спостережуваних сигналів ГНСС і сигналів контрольованих об'єктів, кількість фазових стрибків і т.д.

### 8.1.2. Режими роботи ПМЗ обробки спостережень БФСТВ

Передбачається реалізувати чотири основні режими роботи ПМЗ:

- режим планування сеансу вимірювань;
- режим точного визначення координат вимірювальних пунктів БФСТВ;
- режим проведення сеансу вимірювань;
- режим калібрування апаратури БФСТВ.

Режим планування сеансу вимірювань призначений для:

- ◆ визначення кількості вимірювальних пунктів і конфігурації пунктів БФСТВ (з урахуванням обмежуючих умов – наприклад, характеру і рельєфу місцевості, можливості охорони і електроживлення вимірювальних пунктів та ін.) для забезпечення необхідної точності визначення параметрів руху контрольованих об'єктів на заданій ділянці траєкторії;

- ◆ вибору конкретних місць розміщення вимірювальних пунктів БФСТВ з урахуванням місцевості та інших факторів;
- ◆ виконання апріорної оцінки точності (АОТ) визначення параметрів руху контрольованих об'єктів.

Режим планування сеансу вимірювань не є обов'язковим для кожного сеансу: в разі, якщо вимірювальні пункти БФСТВ розташовуються на відомих, заздалегідь обраних позиціях, або встановлені стаціонарно, планування сеансу вимірювань досить виконати один раз, і не повторювати для кожного сеансу.

Режим точного визначення координат вимірювальних пунктів БФСТВ призначений для визначення абсолютних координат центрального вимірювального пункту і відносних координат всіх вимірювальних пунктів БФСТВ для наземного варіанту побудови БФСТВ. Для морського варіанту побудови БФСТВ завдання визначення координат вимірювальних пунктів вирішується сумісно з завданням визначення параметрів руху контрольованих об'єктів. Для забезпечення заданої точності визначення параметрів руху контрольованих об'єктів координати пунктів БФСТВ повинні бути визначені з високою точністю (СКП  $\sim 1$  см). Для визначення координат вимірювальних пунктів БФСТВ розгортається і вмикається завчасно, не менше ніж за 1 годину до проведення сеансу визначення параметрів руху контрольованих об'єктів. Протягом цього часу здійснюється прийом та реєстрація ГНСС-спостережень. Після накопичення інформації проводиться спільна обробка інформації всіх приймачів і визначення координат всіх пунктів БФСТВ.

Координати центрального вимірювального пункту БФСТВ можуть бути визначені двома методами:

1) якщо в околі місця розміщення центрального (головного) вимірювального пункту є одна або кілька референсних або перманентних станцій ГНСС-спостережень, координати яких відомі, то координати центрального вимірювального пункту можуть бути визначені в диференціальному режимі з використанням вимірювальної інформації цих станцій;

2) методом точного позиціонування PPP (Precise Point Positioning), при якому точні абсолютні координати визначаються за вимірюваннями приймача (ВП-а БФСТВ) з використанням точних ефемерид, параметрів годинників та іншої допоміжної інформації, поширюваної IGS.

Координати всіх інших вимірювальних пунктів, крім центрального, визначаються в диференціальному режимі відносно центрального вимірювального пункту шляхом сумісної обробки накопичених ГНСС-спостережень.

Для варіанту післясеансної обробки інформації в разі наземного варіанту побудови БФСТВ для визначення координат вимірювальних пунктів може використовуватися не тільки інформація, накопичена до проведення сеансу, але й інформація, зареєстрована під час проведення сеансу і після проведення сеансу визначення параметрів руху контрольованих об'єктів. У разі роботи в реальному масштабі часу координати вимірювальних пунктів БФСТВ мають бути визначені до початку сеансу визначень параметрів руху КО.

Якщо пункти БФСТВ встановлені стаціонарно, і координати пунктів (середніх фазових центрів прийомних антен ВП-ів) точно визначені, режим визначення координат для кожного сеансу можна не виконувати, а використовувати відомі координати.

Реєстрація ГНСС-спостережень не повинна припинятися відразу після закінчення прийому інформації від контрольованих об'єктів (наприклад, при їх падінні або, в разі КА, при виході КА з області видимості БФСТВ) – робота БФСТВ повинна тривати ще не менше години. Зареєстрована інформація може бути використана в післясеансному режимі для найбільш точного визначення координат вимірювальних пунктів, а також для згладжування вимірювальної інформації і полегшення розкриття неоднозначності фазових спостережень, зареєстрованих під час проведення сеансу.

Режим проведення сеансу вимірювань є основним режимом роботи БФСТВ. В даному режимі відбувається одночасна робота передавача БФСТВ, прийом і обробка вимірювальної інформації як за сигналами ГНСС, так і за сигналами контрольованих об'єктів всіма вимірювальними пунктами.

Деталізована блок-схема ПМЗ зображена на рис. 8.1.

На вхід ПМЗ надходять дані первинної обробки ГНСС-спостережень і спостережень контрольованих об'єктів (1), бортові ефемериди і параметри годинників, а також параметри моделі іоносфери і взаємозв'язку шкал часу GPS і UTC (2). У разі необхідності на вхід ПМЗ надходять точні ефемериди і параметри годинників (3).

Всі вхідні дані проходять перевірку на достовірність: виявляються і усуваються аномалії в поточних навігаційних параметрах – псевдовідстані, фазі, доплерівському зсуві частоти, поточні навігаційні параметри фільтруються (6). Ефемеридно-часова інформація ГНСС перевіряється на достовірність (7), вимірювання для супутників з недостовірною ефемеридно-часовою інформацією виключаються з обробки навіть у тому випадку, якщо за даними бортових або точних ефемерид супутник має ознаку «здоровий».

Проводиться згладжування кодових вимірювань (8). Поточні навігаційні параметри, що пройшли препроцесінг (попередню обробку), надходять на вхід рішення навігаційної задачі за кодовими вимірюваннями (9). Координати і складові вектора швидкості контрольованих об'єктів, обчислені з використанням кодового рішення, є найменш точними, але є «точковими» і можуть бути отримані негайно за вимірюваннями однієї епохи при наявності достатньої кількості вимірювань супутників.

Обов'язковим елементом кодового рішення є процедура автономного контролю цілісності рішення RAIM (11).

Технологія RAIM дозволяє незалежно від системи ГНСС контролювати цілісність робочого сузір'я при наявності надлишкової кількості спостережуваних супутників, виявляти недостовірні супутники і виключати їх з обробки, і, таким чином, забезпечити високу надійність навігаційних та траєкторних визначень.

Далі проводиться «внутрішня» оцінка точності кодового навігаційного рішення, згладжування результатів рішення (14) і формування вихідних даних (17).

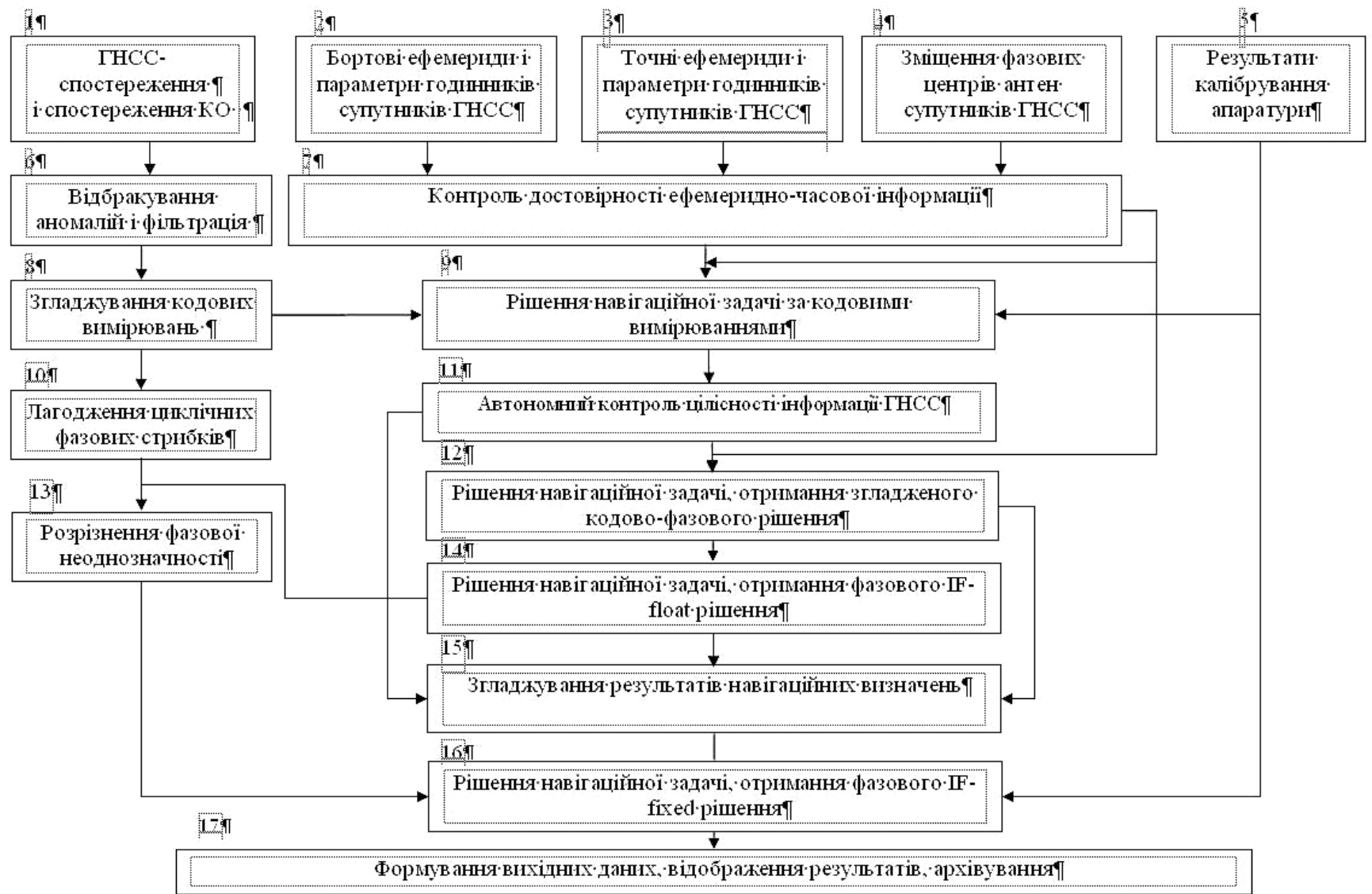


Рисунок 8.1 1 – Деталізована блок-схема ПМЗ

Результати кодового навігаційного рішення є важливою апіорною інформацією для досягнення наступних більш точних кодово-фазових і фазових рішень, і вони надходять на вхід відповідних блоків рішень навігаційних задач.

Наступною операцією є лагодження фазових циклічних стрибків (10), рішення навігаційної задачі і формування згладженого кодово-фазового рішення (12).

При наявності достатнього інтервалу накопичення вимірювальної інформації виконується більш точне фазове IF-float рішення (14).

Як і в разі кодового рішення, проводиться оцінка точності кодово-фазового і фазового IF-float рішень, їх згладжування і формування вихідного кадру інформації (17).

За умови надійного розрізнення неоднозначності фазових вимірювань (13) і при використанні фазових затримок апаратури, отриманих в результаті калібрування (5), можливе отримання найбільш точного IF-fixed рішення (16).

Завдання, які вирішуються ПМЗ, можна розділити на наступні великі групи:

- алгоритми пре-процесінгу (фільтрація і відбракування спостережень, контроль якості ефемеридно-часової інформації, поведінки псевдовідстаней і годинника приймача, контроль якості двочастотних спостережень – псевдовідстаней і псевдошвидкостей по «geometry-free» лінійним комбінаціям);

- алгоритми координатно-часових визначень (координат, складових вектора швидкості і розбіжності шкали часу приймача і шкали часу GPS), оцінки їх точності за вбудованою моделлю похибок і контролю якості визначень;

- формування вихідних даних (включаючи ознаки якості рішення навігаційної задачі) та їх форматів.

Завдання розрізнення фазової неоднозначності (РФН) є ключовим завданням для досягнення найвищої точності визначення параметрів руху контрольованих об'єктів і реалізації потенційної точності БФСТВ.

Надійне РФН може бути здійснено при виконанні наступних умов:

- контролю і забезпечення якості спостережень;

- наявності «безстрибкових» фазових вимірювань,

– фільтрації/згладжування кодових спостережень з використанням фазових;

– використання істотно більш точної ефемеридно-часової інформації супутників ГНСС від служби IGS (прогнозовані дані на 12 годин), яку доцільно/необхідно закачувати до центру обробки спостережень;

– застосування сучасних прогресивних методів і алгоритмів визначення параметрів траєкторій контрольованих об'єктів.

Режим калібрування апаратури БФСТВ призначений для визначення або уточнення змінних констант, які використовуються при сеансі визначень параметрів руху (кодових і фазових затримок ГНСС-сигналів і сигналів контрольованих об'єктів, зміщень фазових центрів антен і т.д.). Калібрування апаратури проводиться при виготовленні і введенні в експлуатацію нової апаратури БФСТВ, а також періодично під час експлуатації (не менше 1-2 разів на рік). Періодичність проведення калібрування уточнюється під час дослідної експлуатації системи.

Калібрування кодових і фазових затримок проводиться в такому порядку:

1) Усі наявні приймачі БФСТВ розміщуються на відкритому полігоні поряд один з одним.

2) Бортова апаратура БФСТВ (один або кілька комплектів) розміщується на БПЛА (дроні).

3) БПЛА виконує обліт полігону на різних висотах і різних відстанях – загальною тривалістю не менше години, а всі приймачі БФСТВ здійснюють прийом і реєстрацію вимірювальної інформації ГНСС і бортової апаратури БПЛА.

4) Накопичена зареєстрована вимірювальна інформація далі обробляється з використанням ПМЗ калібрування, в результаті якої визначаються кодові і фазові затримки апаратури.

Основні алгоритми і модулі обробки інформації в режимі калібрування ідентичні алгоритмам і модулям при роботі в режимі проведення сеансу вимірювань.

## **8.2 Особливості ПМЗ для обробки спостережень контрольованих об'єктів (ВДЛА або КА) при наземному і морському варіантах реалізації БФСТВ**

8.2.1 Вимоги до ПМЗ післясеансної обробки спостережень ВДЛА при наземному і морському варіантах реалізації БФСТВ

В цілому ПМЗ післясеансної обробки спостережень ВДЛА при наземному і морському варіантах реалізації БФСТВ дуже схожі і мають багато спільного, але мають і суттєву відмінність: якщо в наземному варіанті завдання абсолютної прив'язки центрального вимірювального пункту і відносної прив'язки всіх вимірювальних пунктів відносно центрального вирішується завчасно і незалежно від визначення параметрів руху ВДЛА, а під час проведення сеансу траєкторних визначень координати усіх вимірювальних пунктів вважаються постійними, то в морському варіанті завдання визначення координат вимірювальних пунктів вирішується одночасно і паралельно із завданням визначення параметрів руху ВДЛА. Крім того, в наземному варіанті вирішується завдання визначення координат нерухомих (статичних) пунктів, в той час як в морському варіанті координати ВП-ів постійно змінюються за рахунок переміщення плавзасобів з встановленими на них ВП-ами. Тому в ході всього сеансу вимірювань має вирішуватися завдання визначення координат рухомих ВП-ів в кінематичному режимі визначень по фазовим ГНСС-вимірюванням. Це накладає відбиток і на методику проведення визначень – час ініціалізації для РФН в кінематичному режимі визначень більший, ніж в статичному, тому при інших рівних умовах час проведення сеансу визначень параметрів руху ВДЛА в морському варіанті має бути більшим, ніж в статичному. Оскільки завдання визначення координат вимірювальних пунктів і завдання визначення параметрів руху ВДЛА вирішуються одночасно, за рахунок більшого числа оцінюваних параметрів точність визначення параметрів руху ВДЛА в морському варіанті реалізації БФСТВ може бути дещо гіршою, ніж в наземному.

### 8.2.2 Вимоги до ПМЗ обробки спостережень КА в режимах постобробки і реального часу

Вимоги до ПМЗ обробки спостережень в режимах постобробки і реального часу (РЧ) істотно відрізняються – до ПМЗ обробки в режимі реального часу пред'являються набагато більш жорсткі вимоги. При роботі в РЧ має бути забезпечена передача вимірювальної інформації з усіх вимірювальних пунктів на центральний вимірювальний пункт по каналах Інтернет або за допомогою інших спеціалізованих каналів зв'язку в реальному часі, в той час як при роботі в режимі післясеансної обробки передача інформації в реальному часі не потрібна, достатньо реєстрації вимірювальної інформації на накопичувач і доставки накопичувачів на центральний пункт після закінчення сеансу вимірювань.

Якщо в режимі постобробки координати вимірювальних пунктів можуть бути визначені після сеансу проведення параметрів руху ВДЛА, з використанням всієї накопиченої інформації, то при роботі в РЧ координати ВП повинні бути визначені завчасно, до проведення власне сеансу траєкторних визначень.

Істотно відрізняються режими обробки: якщо при післясеансній обробці інформації для згладжування вимірювань, усунення аномальних вимірювань, лагодження фазових стрибків, РФН може використовуватися інформація всього сеансу вимірювань, то при роботі в РЧ зазначені завдання мають виконуватися в режимі «on-line», з використанням тільки наявної до даного моменту інформації. Це вимагає застосування спеціалізованих алгоритмів і програм роботи в РЧ – використання фільтрів Калмана, схем обробки вимірювань наростаючого обсягу та ін. При цьому істотно ускладнюються алгоритми і програми попередньої обробки інформації.

При роботі в РЧ жорсткі обмеження накладаються на швидкодію алгоритмів і програм – вся інформація від одного або кількох контрольованих об'єктів повинна оброблятися в темпі надходження, тобто до 10 разів на секунду. При такому темпі повинен бути ретельно продуманий інтерфейс

користувача, щоб наочно візуалізувати результати траєкторних визначень. Повинна бути передбачена можливість виведення наочної інформації на інформаційне табло (типу великого екрану в головному залі центру управління польотом).

ПМЗ післясеансної обробки має, в порівнянні з ПМЗ РЧ, значно більше можливостей в частині детального аналізу спостережень, контролю їх якості та досягнення максимальної точності визначення параметрів руху контрольованих об'єктів, тому навіть при роботі в РЧ інформація повинна обов'язково реєструватися на накопичувач для подальшої післясеансної обробки.

### **8.3 Експериментальний програмний комплекс «ОСТАВА» – основа для розробки ПМЗ БФСТВ**

8.3.1 Значна кількість алгоритмів і груп програмних модулів, необхідних для реалізації ПМЗ БФСТВ, розроблена та протестована в ході створення програмного комплексу «ОСТАВА» спільної розробки співробітників ХНУРЕ і Головної астрономічної обсерваторії НАН України (ГАО НАНУ) та опублікована авторами даного програмного комплексу в ряді наукових публікацій [29 – 42].

Вітчизняний програмно-математичний комплекс «ОСТАВА», створений в результаті виконаних у 2002–2018 рр. розробок, дозволяє здійснювати обробку статичних/кінематичних GPS-спостережень і виконувати традиційне та мережеве позиціонування сантиметрового рівня точності в одночастотному і двочастотному режимах.

ПК «ОСТАВА» функціонує в середовищі програмування MatLab і складається з трьох взаємопов'язаних частин – «ОСТАВА\_PPA», «ОСТАВА\_AR & POS», «ОСТАВА\_IONO». Комплекс «ОСТАВА\_PPA» призначений для попередньої обробки («препроцесінгу») GPS-спостережень і є фундаментом для подальших стадій обробки. Рішення завдань розкриття фазових неоднозначностей (РФН) і точного позиціонування виконує другий комплекс – «ОСТАВА\_AR & POS». Третій комплекс, «ОСТАВА\_IONO» (2013-

2015 рр.), вирішує завдання побудови регіональної моделі повного електронного вмісту іоносфери високої точності з використанням двочастотних фазових спостережень в мережах перманентних GPS-станцій. Ця технологія, що включає ряд інновацій, на даний момент має значні переваги відносно зарубіжних аналогів, є альтернативою існуючим підходам і може бути використана в багатопозиційних системах SBAS широкозонної (Wide Area Differential) ГНСС-навігації, а також для удосконалення технологій PPP точного автономного позиціонування .

Комплекс «ОСТАВА\_PPA» включає процедури, необхідні для виконання багатьох операцій обробки «сирих» GPS-спостережень, що передують основним процедурам позиціонування (тобто згладжування спостережень, РФН, безпосередньо позиціонування, верифікації рішень, оцінки їх точності та ін.). Сукупності таких операцій отримали назву «попередньої обробки і аналізу» (від англ. «Pre-processing-and-analysis» або скорочено, PPA). Зокрема, ПК «ОСТАВА\_PPA» призначений для виконання наступних основних операцій:

- ◆ перетворень вхідних даних до внутрішнього формату з одночасним контролем вхідних даних на відповідність використовуваним форматам;
- ◆ контролю і забезпечення якості спостережень (усунення аномалій, контроль рівня шуму і наслідків множинного поширення сигналу, швидкості дрейфу опорного генератора приймача і т.д.) і ефемеридно-часової інформації супутників ГНСС;
- ◆ пошуку, оцінки та усунення циклічних/напівциклічних фазових стрибків одночастотних або двочастотних GPS-спостережень;
- ◆ корекції шкал часу приймачів, контролю геометричних умов спостережень і параметрів якості рішення навігаційної задачі та ін.;
- ◆ аналізу результатів попередньої обробки даних і візуалізації контрольних параметрів з висновком про придатність спостережень до подальшої обробки.

Метою попередньої обробки є створення «очищених» і відредагованих масивів спостережень мереж базових станцій і споживачів, які в подальшому можуть використовуватися для точного позиціонування. Важливою складовою комплексу є контроль якості спостережень на всіх етапах попередньої обробки. У 2009-2010 рр. була створена друга версія комплексу «OCTAVA\_PPA», яка дозволила значно розширити його функціональні можливості.

Подальший розвиток передбачає вдосконалення існуючих, створення і впровадження нових методів і алгоритмів попередньої обробки і аналізу спостережень. Так, у 2011-2012 рр. були розроблені і протестовані новий ефективний метод і алгоритми виявлення і усунення фазових стрибків кінематичних спостережень, які дозволяють отримати надійне рішення при частковій короткочасній втраті спостережень супутників поточного сузір'я.

Комплекс «OCTAVA\_AR & POS» використовує вихідні дані ПК «OCTAVA\_PPA», здійснює рішення низки допоміжних завдань і фінального завдання – точного позиціонування. Цей комплекс включає сукупність програмних модулів, головними з яких є:

- ◆ зчитування іоносферних карт IGS, отриманих за допомогою Internet, і подальший розрахунок трендової складової іоносферних затримок за глобальною моделлю GIM IONEX (IGS);
- ◆ згладжування кодових спостережень з використанням фазових і отримання попереднього рішення (статичного або кінематичного) дециметрового рівня точності;
- ◆ виконання РФН (дво- або одночастотних спостережень, в статичному або кінематичному режимах); верифікація (контроль якості) РФН;
- ◆ розрахунок тропосферних затримок за допомогою модифікованої моделі MOPS (RTCA DO-229D) та оцінка зенітних тропосферних затримок (ЗТЗ) за фазовими спостереженнями на базовій лінії або для мережі станцій;
- ◆ оцінка лінійних комбінацій іоносферних затримок («geometry-free»);

- ◆ формування мережевих диференціальних корекцій і їх урахування в спостереженнях;
- ◆ виконання координатно-часових визначень (позиціонування) з використанням всіх отриманих раніше корекцій без оцінки і з оцінкою додаткових параметрів оточення (наприклад, параметрів моделі іоносферних варіацій, ЗТЗ і ін.);
- ◆ оцінка точності отриманих рішень.

У 2014-2018 рр. особлива увага приділялася вирішенню завдань створення і експериментальних досліджень алгоритмів обробки і аналізу бортових космічних GPS-спостережень для високоточного визначення параметрів руху низькоорбітальних КА і подальшого моделювання повного електронного вмісту іоносфери. В ході експериментальних досліджень з використанням бортових GPS-вимірювань зарубіжних низькоорбітальних КА COSMIC і GRACE показане досягнення точності визначення поточних координат КА на рівні  $\sim 0,05\text{--}0,20$  м ( $3\sigma$ ) при реалізації методу PPP (Precise Point Positioning) точного автономного (недиференціального) позиціонування на інтервалах спостережень  $\sim 0,5\text{--}2$  години. Надалі на основі даних досліджень планується створення додаткового комплексу «OCTAVA\_PPP-LEOS», призначеного для визначення параметрів руху низькоорбітальних КА (висоти орбіт  $\sim 300\text{--}1500$  км) з субдециметровою/сантиметровою точністю.

Вітчизняний комплекс «OCTAVA», який був розроблений і розвивається, і який функціонує в середовищі програмування MatLab, не має аналогів в Україні, є унікальним науково-технічним продуктом багаторічної розробки і досліджень. Цей комплекс дозволив виконати цілий ряд актуальних науково-практичних досліджень в галузі розробки нових ефективних методів і алгоритмів точного позиціонування і є науковим і практичним інструментом. Створені технології двочастотного і одночастотного позиціонування сантиметрової точності є конкурентоспроможними, порівнянними за основними характеристиками з кращими закордонними аналогами в класі програмних продуктів для післясеансної обробки.

Зважаючи на викладене, при розробці ПМЗ БФСТВ планується використовувати доробок, отриманий при створенні дослідного комплексу «ОСТАВА». Створення прототипу ПМЗ БФСТВ передбачається в середовищі Matlab. Після відпрацювання основних алгоритмів і програмних модулів передбачається переклад ПМЗ на мову високого рівня з можливістю роботи в реальному часі і створенням зручного інтерфейсу користувача.

#### **8.4 Пропозиції по складу робіт в рамках ДКР в частині створення ПМЗ обробки вимірювальної інформації БФСТВ**

8.4.1 В рамках робіт першого етапу ДКР (створення прототипу (першої черги) БФСТВ) планується виконання наступних робіт:

- участь у розробці (спільно з головною організацією та іншими організаціями-виконавцями) ескізного проекту БФСТВ, в тому числі – у проектуванні прототипу (макету) БФСТВ мінімальної конфігурації для підтвердження і демонстрації працездатності та заявленої точності траєкторних визначень БФСТВ з вибором мінімально-достатньої (для досягнення цілей даної роботи) конфігурації прототипу БФСТВ;

- узгодження з організаціями-виконавцями способів і процедур калібрування вимірювальних трактів (кодових і фазових затримок) бортової і наземної апаратури БФСТВ;

- розробка і відпрацювання алгоритмів обробки результатів вимірювань БФСТВ з урахуванням вимог затвердженого ТТЗ на БФСТВ, результатів її проектування і обраного складу прототипу;

- розробка і узгодження (спільно з іншими організаціями-виконавцями) складу і структур даних обміну інформацією між БФСТВ і споживачами її інформації;

- участь в розробці методики і програми випробувань прототипу системи і розробка методики і програмних засобів оцінки точнісних характеристик результатів вимірювань за результатами натурних випробувань; участь у проведенні полігонних випробувань прототипу БФСТВ;

– підготовка пропозицій щодо складу технічних і програмних засобів центру збору та обробки вимірювань БФСТВ і його прототипу;

– створення універсального робочого стенду відпрацювання алгоритмів обробки, розробки і випробувань ПМЗ центру збору та обробки результатів вимірювань БФСТВ і методик оцінки точнісних характеристик (закупівля технічних і програмних засобів і розробка технологічного ПЗ).

В рамках робіт другого етапу ДКР (створення дослідного зразка БФСТВ) планується розробка в повному обсязі програмно-математичного забезпечення (ПМЗ) збору і обробки спостережень БФСТВ в середовищі програмування C ++, включно з виконанням прецизійної координатної прив'язки і синхронізації рознесених вимірювальних пунктів системи і визначення параметрів траєкторій контрольованих об'єктів.

Передбачається, що в рамках розробки ПМЗ забезпечується розробка складової – ПМЗ дослідного зразка обробки спостережень БФСТВ в режимі калібрування вимірювальних трактів системи.

Відпрацювання і випробування ПМЗ виконуються на універсальному робочому стенді ХНУРЕ з використанням натурних вимірювань і експериментального підтвердження заданих характеристик точності і надійності траєкторних визначень.

Нижче представлений попередній поетапний план розробки комплексу ПМЗ (відповідно до стандартів).

## **8.5. Попередній поетапний план розробки комплексу ПМЗ обробки спостережень БФСТВ**

8.5.1 Далі в тексті використані наступні позначення:

ПД – програмна документація;

ПВ – програмний виріб;

ПЗ – програмне забезпечення;

ПЕД – програмна експлуатаційна документація;

ТЗ – технічне завдання.

<b>Стадії розробки та їх орієнтовна трудомісткість</b> (у відсотках від загальної трудомісткості розробки комплексу ПМЗ)	<b>Етапи робіт</b>	<b>Зміст робіт</b>
<b>Перший етап робіт – прототип БФСТВ</b>		
<b>Технічне завдання</b> (розробка вимог до ПВ)  <b>10%</b>	1. Розробка та узгодження вхідних даних (базових вимог до ПВ)	Постановка задачі. Збір вхідних матеріалів, вибір і обґрунтування критеріїв ефективності та якості ПВ. Оформлення та узгодження базових вимог.
	2. Розробка та затвердження технічного завдання	Аналіз, деталізація та уточнення базових вимог і основних підходів до їх виконання, розробка, узгодження і затвердження технічного завдання
<b>Ескізний проект</b> (попереднє проектування).  <small>С урахуванням стислих термінів розробки етап формально може бути відсутнім і його трудомісткість переноситься на етап робочого проектування</small>  <b>20%</b>	1. Розробка ескізного проекту	Розробка пояснювальної записки Розробка основних алгоритмів Узгодження, доопрацювання та затвердження пояснювальної записки Аналіз необхідності уточнення вимог до ПВ за результатами проектування Підготовка та узгодження нової редакції базових вимог до ПВ та (або) доповнення до технічного завдання (при необхідності)
	2 Затвердження та узгодження ескізного проекту	
	3. Уточнення вимог (технічного завдання)	
<b>Робочий проект</b>  <b>60%</b>	1 Розробка програм (проектні специфікації, програмування і тестування модулів ПВ)	Розробка проектних специфікацій на компоненти ПВ Розробка текстів програм Попередні випробування Розробка ПЕД для ПМЗ прототипу БФСТВ Інтеграція програмних компонентів. Автономні випробування Інтеграція ПВ з апаратними засобами (іншими ПВ). Комплексні (кваліфікаційні) випробування на універсальному робочому стенді.
	2 Випробування програмних компонентів	
	3 Розробка ПД	
	4 Інтеграція компонентів до ПВ. Автономні випробування	

	5 Інтеграція ПВ з апаратними засобами. Комплексні (кваліфікаційні) випробування	Підготовка першої версії ПЗ в обсязі, необхідному для прототипу БФСТВ. Всі види випробувань у складі прототипу БФСТВ.
	6 Випробування ПВ у складі системи (комплексу)	
<b>Роботи на другому етапі створення БФСТВ</b>		
	Розробка повної версії ПМЗ	Доопрацювання ТЗ і алгоритмів ПМЗ за результатами випробувань прототипу БФСТВ і проектування другої черги БФСТВ Доопрацювання ПВ і ПД Підготовка та випробування повної версії ПВ на стенді. Випробування у складі БФСТВ (приймально-здавальні, міжвідомчі та ін., передбачені договором на розробку)
<b>Впровадження та супровід</b>  <b>10%</b>	1 Впровадження ПВ (введення в експлуатацію)	Корегування ПД (при необхідності). Підготовка штатної версії.
	2 Супровід	Постачання в складі системи (комплексу) або окреме постачання комплекту ПВ. Перевірка працездатності ПВ у замовника (на місці експлуатації) Технічна підтримка експлуатації ПВ у Замовника. Доопрацювання ПВ з метою розширення функціональних можливостей, поліпшення експлуатаційних характеристик та усунення помилок. Випуск і постачання нових версій.

**П р и м і т к а.** 1. Стадії і етапи робіт можуть бути виключені, якщо це обумовлено договором або стадія (етап) не передбачена в ТЗ.

2. З урахуванням стислих термінів розробки першого етапу створення БФСТВ допускається у складі ПМЗ прототипу БФСТВ використовувати програмні модулі в системі програмування MatLab з наявного доробку.

### **Висновки по розділу**

1. Представлені результати попереднього опрацювання структури програмно-математичного забезпечення БФСТВ для спільної обробки спостережень параметрів сигналів від контрольованих об'єктів і сигналів ГНСС і визначення параметрів руху (координат і складових вектора швидкості) контрольованих об'єктів в умовах високої динаміки зміни параметрів прийнятих сигналів БФСТВ в режимах реального часу і післясеансної обробки.

2. Визначені та деталізовані вхідні і вихідні параметри, функції і завдання ПМЗ, наведені методи і функції алгоритмів обробки спостережень.

3. Визначені основні етапи розробки ПМЗ БФСТВ.

## **9 МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СПОСТЕРЕЖЕНЬ БФСТВ ДЛЯ ПІДТВЕРДЖЕННЯ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ СИСТЕМИ. РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ПІДТВЕРДЖЕННЯ ТОЧНОСТІ БФСТВ З ВИКОРИСТАННЯМ GPS-ВИМІРЮВАНЬ ПЕРМАНЕНТНИХ РЕФЕРЕНЦНИХ СТАНЦІЙ УКРАЇНИ**

У даному розділі представлено опис окремої математичної моделі спостережень БФСТВ для підтвердження її працездатності і точності траєкторних визначень з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референцних станцій України. Приведені результати експериментальних досліджень та тестових випробувань прототипу програмно-математичного забезпечення БФСТВ, що підтвердили правильність концепції побудови і функціонування БФСТВ, а також працездатність системи. Показано, що результати апостеріорної оцінки точності траєкторних визначень координат супутників, отримані в ході обробки реальних GPS-спостережень, близькі до апріорних оцінок точності БФСТВ, які були отримані з використанням моделі похибок системи.

### **9.1 Постановка задачі**

9.1.1 Одна з найважливіших особливостей підходу до створення БФСТВ і проведення досліджень полягає в доказі (шляхом теоретичних досліджень і моделювання з використанням реальної вимірjuвальної інформації):

- 1) працездатності принципів побудови системи;
- 2) можливості надійної обробки одночасних кодових і фазових спостережень наземних приймачів інтерферометра БФСТВ по сигналах ВДЛА/КА (контрольованих об'єктів – КО) і сигналів GPS і визначення однозначних різниць відстаней на трасах «КО – наземні приймачі» з сантиметровою точністю;
- 3) визначення параметрів траєкторій КО з потенційно можливою точністю для заданої геометрії «КО – БФСТВ».

В цьому випадку похибки оцінювання напрямних косинусів КО відносно БФСТВ будуть відповідати заданим характеристикам на максимальних віддаленнях КО від приймачів інтерферометра системи.

Така задача є новою, а підхід до її вирішення базується на використанні розроблених авторами нових методів та ідей, які пройшли апробацію в ході попередніх досліджень.

Таким чином, ставиться задача моделювання обробки результатів спостережень обраних (одного-двох) GPS-супутників (як КА, параметри траєкторій яких визначаються) з поточного робочого сузір'я супутників і оцінити їх поточні координати і складові вектора швидкості, зіставивши результати апостеріорної і апіорної оцінок точності БФСТВ, для експериментального підтвердження працездатності принципу побудови траєкторної системи і можливості досягнення потенційних характеристик точності БФСТВ відповідно до результатів апіорної оцінки точності з використанням моделі похибок спостережень.

Апостеріорна оцінка точності БФСТВ в даному випадку повинна бути отримана шляхом порівняння оцінок параметрів траєкторій КА (обраного супутника GPS) і точних ефемерид для цих же супутників, отриманих від міжнародної служби IGS. Такий підхід дозволить (при відсутності можливості проведення натурного макетування системи) достовірно довести не тільки принципову можливість реалізації БФСТВ, але й можливість досягнення заявленої точності траєкторних вимірювань на видаленні КА до ~20–25 тис. км від наземного інтерферометра системи, розгорнутого на території України.

В ході експерименту повинні бути виконані наступні роботи:

1) створена попередня математична модель двочастотних кодових і фазових спостережень БФСТВ з урахуванням особливостей GPS-спостережень, адаптована для проведення експерименту, що виконується;

2) розроблені та експериментально верифіковані методи і алгоритми обробки спостережень КО (обраного КА із сузір'я GPS супутників) і синхронних спостережень GPS, включаючи

– високоточну синхронізацію шкал часу рознесених в просторі наземних приймачів-станцій БФСТВ з використанням сигналів GPS;

– метод дискретного (цілочисельного) розрізнення фазових неоднозначностей (РФН) на великих базових відстанях (до ~800 км) між станціями інтерферометра БФСТВ,

– алгоритми визначення параметрів траєкторій КА;

– вибір і експериментальну верифікацію методів оцінки тропосферних і іоносферних затримок сигналів БФСТВ і GPS.

3) створений прототип (експериментальний зразок) програмно-математичного забезпечення (ПМЗ) післясеансної обробки спостережень БФСТВ для траєкторних визначень КА (обраних GPS-супутників);

4) проведені тестові випробування прототипу ПМЗ з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референцних станцій України – проведене моделювання обробки результатів спостережень обраних з поточного робочого сузір'я GPS-супутників (як контрольованих КА) і оцінка їх поточних координат і складових вектора швидкості з одночасною оцінкою розбіжностей шкал часу рознесених в просторі приймачів інтерферометра БФСТВ;

5) виконана оцінка параметрів траєкторій КА (обраних GPS-супутників) і виконане порівняння результатів апріорної і апостеріорної оцінок точності БФСТВ для експериментального підтвердження працездатності принципу побудови БФСТВ і можливості досягнення потенційних характеристик точності БФСТВ (згідно з результатами апріорної оцінки точності).

У запланованому експерименті будемо використовувати GPS-добові спостереження (10 січня 2013 р.) 11 перманентних референцних станцій ГНСС-мережі України з головною станцією GLSV (Київ).

## **9.2 Математична модель двочастотних спостережень БФСТВ, адаптована для проведення запланованого експерименту. Алгоритми обробки спостережень КА і GPS-спостережень вимірювальних пунктів БФСТВ, визначення параметрів траєкторій КА**

9.2.1 Детальний опис рівнянь спостережень кодових і фазових GPS-спостережень – відому апробовану математичну модель, що включає також основні джерела похибок спостережень, наведено в розділі 5. Скористаємося описом систем рівнянь (5.1) – (5.3).

Для підтвердження працездатності БФСТВ і точності траєкторних визначень опишемо окрему об'єднану математичну модель спостережень БФСТВ (спостережень об'єктів, що контролюються, та GPS-спостережень) з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референцних станцій України. Це дає можливість змодельовати спільну обробку реальних спостережень обраних (одного-двох) GPS-супутників (як КА, параметри траєкторій яких визначаються) з поточного робочого сузір'я і спостережень інших GPS-супутників того ж сузір'я (у вибраній інтервал часу) та оцінити поточні координати і складові вектора швидкості об'єктів, що контролюються (КА), а потім оцінити й точність траєкторних визначень КА, зіставивши результати з відомими точними ефемеридами цих КА.

Для набору «*i*» номерів станцій будемо використовувати індекс «1» для головної (master) референцної станції, відносно якої будемо формувати в подальшому одинарні різниці кодових і фазових спостережень на базах «2-1», «3-1», ..., «*m*-1». Також при необхідності будемо використовувати індекс «*r*» для позначення референцного супутника GPS (або «референцного» проходу обраного супутника) на заданому інтервалі часу.

Для кожної із станцій обраної мережі ГНСС ( $i$  – індекс номера станції,  $i = 1$  – master-станція) запишемо систему рівнянь (5.1) спостережень GPS зі змінами, зумовленими введенням в спостереження різних корекцій, таких як: геодинамічних корекцій, корекцій на середні фазові центри (СФЦ) наземних приймальних антен на частоті  $L_2$  (по відношенню до СФЦ  $L_1$ ); корекцій на PCV СФЦ на частотах  $L_1$  і  $L_2$ ; корекцій PCV випромінювань антен супутників GPS на частотах  $L_1$  і  $L_2$ ; корекцій на «wind-up»-ефекти через обертання супутників GPS; корекцій на релятивістський ефект; точних корекцій відходів годинників супутників GPS (на моменти випромінювання сигналів). Вважаємо також, що в ході попередньої обробки спостережень («пре-процесінгу») на оцінені моменти випромінювань сигналів визначені точні ефемериди (з перерахунком центрів мас супутників на СФЦ випромінюючих антен) з внесеними корекціями на обертання Землі.

Дуже важливо відзначити наступне. Моменти випромінювання сигналів кожного з супутників GPS (з робочого сузір'я) для кожної станції наземної мережі будуть різними, тому що в ході «пре-процесінгу» всі спостереження для всіх станцій прив'язуються строго до одних і тих же моментів часу прийому сигналів в шкалі часу GPS (приймемо, що часова прив'язка здійснюється до цілих секунд GPS). Тому в подальшій обробці необхідно враховувати факт різниць моментів випромінювання для кожної з станцій  $i$ , відповідно, факт відмінностей координат (ефемерид) СФЦ бортових антен супутників GPS, що обчислюються для різних моментів випромінювання сигналів. Відповідні поправки в рівняннях спостережень можна обчислити з достатньою точністю, якщо будуть відомі хоча б грубі оцінки координат і складових вектора швидкості (СВШ) КА, а також будуть відомі поточні різниці часів випромінювань сигналів (по відношенню до пунктів тієї чи іншої базової лінії). Вказані корекції будемо розраховувати і вводити тільки для КА, поточні координати яких ми хочемо визначити. Максимальні величини корекцій поточних координат супутників GPS можуть досягати значень

~10 м для базових відстаней до 1000 км. Щоб похибки поправок не перевищували 3 мм, досить знати СВШ КА з похибками ~1 м/с.

Тепер загальну систему рівнянь (5.3) (див. розділ 5) розділимо на дві підсистеми (підсистема рівнянь спостережень КА, траєкторія якого визначається, і підсистема рівнянь спостережень GPS-супутників), взявши до уваги такі припущення:

1) відомі координати СФЦ приймальних (наземних) антен та відомі точні ефемериди на моменти випромінювання супутників GPS робочого сузір'я (з виключеним КА, координати якого необхідно визначити);

2) відомі точні оцінки ZTD (ЗТЗ) для кожної станції мережі; оцінки ЗТЗ отримані PPP-методом на добовому (або меншому) інтервалі; похибки (RMS/СКП) оцінок ЗТЗ не перевищують ~5 мм; з використанням оцінок ЗТЗ отримуємо оцінки  $Tr_i^j(t_k)$  і  $\Delta Tr_{i1}^j(t_k)$ ;

3) вважаємо в даному дослідженні-експерименті відомими СВШ (з похибками ~1 м/с) КА на моменти випромінювання  $t_{Ti}^j$  і  $t_{T1}^j$ ; оцінки СВШ КА можна отримати по кодовим (однозначним) спостереженням і по доплерівським вимірюванням; у процесі обробки доплерівських спостережень (з використанням фазових) можна ітераційним шляхом поліпшити точність СВШ КА до прийняттого рівня.

В обох вказаних підсистемах рівнянь введемо корекції на оцінки різниць відстаней  $\Delta R_{i1}^j \{ \cdot \}$  (тільки для супутників GPS, виключаючи КА) і на оцінки  $\Delta T_{i1}^{j(V)}(t_k)$ . Тоді отримаємо:

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^V(t_k) &= \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{T_i}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}} \right] + \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C1_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^V(t_k) &= \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{T_i}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C2_{i1}} \right] + \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C2_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{1_{i1}}^V(t_k) &= \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{T_i}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{1_{i1}} \right] - \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{1_{i1}}^V \cdot \lambda_1 + \delta \Delta L_{1_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{2_{i1}}^V(t_k) &= \Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{T_i}^V, t_{T1}^V) \right\} + \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{2_{i1}} \right] - \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{2_{i1}}^V \cdot \lambda_2 + \delta \Delta L_{2_{i1}}^V(t_k); \end{aligned} \right. \quad (9.1)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) &= \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1_{i1}} \right] + \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k); \\ \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k) &= \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C2_{i1}} \right] + \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{1_{i1}}^j(t_k) &= \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{1_{i1}} \right] - \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{1_{i1}}^j \cdot \lambda_1 + \delta \Delta \hat{L}_{1_{i1}}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{2_{i1}}^j(t_k) &= \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \psi_{2_{i1}} \right] - \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{2_{i1}}^j \cdot \lambda_2 + \delta \Delta \hat{L}_{2_{i1}}^j(t_k), \end{aligned} \right. \quad (9.2)$$

де:

$$\Delta \hat{S}_{C1(2)_{i1}}^V(t_k) = \Delta \hat{S}_{C1(2)_{i1}}^V(t_k) - \Delta \hat{T}r_{i1}^V(t_k);$$

$$\Delta \hat{L}_{1(2)_{i1}}^V(t_k) = \Delta \hat{L}_{1(2)_{i1}}^V(t_k) - \Delta \hat{T}r_{i1}^V(t_k);$$

$$\Delta \hat{S}_{C1(2)_{i1}}^j(t_k) = \Delta \hat{S}_{C1(2)_{i1}}^j(t_k) - \Delta \hat{R}_{i1}^j \left\{ t_k(t_{T_i}^j, t_{T1}^j) \right\} - \Delta \hat{T}r_{i1}^j(t_k);$$

$$\Delta \hat{L}_{1(2)_{i1}}^j(t_k) = \Delta \hat{L}_{1(2)_{i1}}^j(t_k) - \Delta \hat{R}_{i1}^j \left\{ t_k(t_{T_i}^j, t_{T1}^j) \right\} - \Delta \hat{T}r_{i1}^j(t_k).$$

Складову  $\Delta R_{i1}^V \left\{ t_k(t_{T_i}^V, t_{T1}^V) \right\}$  в (9.1) представимо наступним чином:

$$\Delta R_{i1}^V \{t_k(t_{T_i}^V, t_{T_1}^V)\} = R_i^V \{t_k(t_{T_i}^V)\} - R_1^V \{t_k(t_{T_1}^V)\} = R_i^V \{t_k(t_{T_1}^V)\} + \Pi_{i1}^V(t_{T_i}^V, t_{T_1}^V) - R_1^V \{t_k(t_{T_1}^V)\}, \quad (9.3)$$

де поправка  $\Pi_{i1}^V(t_{T_i}^V, t_{T_1}^V)$ , яка може в даному випадку досягати  $\sim 3 \div 5$  м, необхідна для компенсації ефекту відмінності моментів випромінювань сигналів з борту КА, що відповідають одним і тим же моментам прийому цих сигналів на кінцях базових ліній інтерферометра БФСТВ; відмінність моментів випромінювань сигналів призводить до відмінності і координат КА і, щоб уникнути цієї похибки, необхідно обчислити і компенсувати в різницевих спостереженнях вказаний ефект (поправку  $\Pi_{i1}^V$ ) з сантиметровою/субсантиметровою точністю.

Детальний розрахунок поправок  $\Pi_{i1}^V$  наведений в розділі 5. Розрахувавши і вводячи поправки  $\Pi_{i1}^V(t_{T_i}^V, t_{T_1}^V)$  у спостереження в підсистемі (9.1), отримаємо:

$$\Delta R_{i1}^V \{t_k(t_{T_i}^V, t_{T_1}^V)\} = R_i^V \{t_k(t_{T_1}^V)\} - R_1^V \{t_k(t_{T_1}^V)\} = \sqrt{[X^V \{t_{T_i}^V(t_k)\} - \hat{X}_i]^2 + \dots} - \sqrt{[X^V \{t_{T_1}^V(t_k)\} - \hat{X}_1]^2 + \dots},$$

де оцінюваними невідомими є  $X^V \{t_{T_1}^V(t_k)\}, Y^V \{t_{T_1}^V(t_k)\}, Z^V \{t_{T_1}^V(t_k)\}$ .

Оцінені координати КА ( $V$ ) будуть відноситися до моментів часу випромінювання  $t_1^V$ , що відповідають часам прийому  $t_k$  на станціях мережі. Для спрощення позначимо  $X^V \{t_{T_1}^V(t_k)\} \equiv X^V(t_k), Y^V \{t_{T_1}^V(t_k)\} \equiv Y^V(t_k), Z^V \{t_{T_1}^V(t_k)\} \equiv Z^V(t_k)$ , маючи на увазі, що вказані координати відносяться до моментів випромінювання  $t_{T_1}^V = \mathcal{F}(t_k)$ . Крім того,  $R_i^V \{t_k(t_{T_1}^V)\} \equiv R_i^V(t_k); R_1^V \{t_k(t_{T_1}^V)\} \equiv R_1^V(t_k)$ .

Використовуючи поправки  $\Pi_{i1}^V$  і позначивши

$$\Delta \hat{C}_{1(2)i1}^V(t_k) = \Delta \hat{S}_{C1(2)i1}^V(t_k) - \hat{\Pi}_{i1}^V(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \quad (V \neq j); \quad \Delta \hat{\Phi}_{1(2)i1}^V(t_k) = \Delta \hat{L}_{1(2)i1}^V(t_k) - \hat{\Pi}_{i1}^V(t_{Ti}^V, t_{T1}^V) \quad (V \neq j);$$

$$\Delta \eta_{C1(2)i1}(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{C1(2)i1} \right]; \quad \Delta \eta_{\Phi 1(2)i1}(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta \Psi_{1(2)i1} \right],$$

перепишемо (8.1), (8.2) у наступному вигляді:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \hat{C}_{1i1}^V(t_k) = \left[ R_i^V(t_k) - R_1^V(t_k) \right] + \Delta \eta_{C1i1}(t_k) + \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C1i1}^V(t_k); \\ \Delta \hat{C}_{2i1}^V(t_k) = \left[ R_i^V(t_k) - R_1^V(t_k) \right] + \Delta \eta_{C2i1}(t_k) + \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C2i1}^V(t_k); \\ \Delta \hat{\Phi}_{1i1}^V(t_k) = \left[ R_i^V(t_k) - R_1^V(t_k) \right] + \Delta \eta_{\Phi 1i1}(t_k) - \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{1i1}^V \cdot \lambda_1 + \delta \Delta L_{1i1}^V(t_k); \\ \Delta \hat{\Phi}_{2i1}^V(t_k) = \left[ R_i^V(t_k) - R_1^V(t_k) \right] + \Delta \eta_{\Phi 2i1}(t_k) - \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{2i1}^V \cdot \lambda_2 + \delta \Delta L_{2i1}^V(t_k); \end{array} \right. \quad (9.4.1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \hat{S}_{C1i1}^j(t_k) = \Delta \eta_{C1i1}(t_k) + \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C1i1}^j(t_k); \\ \Delta \hat{S}_{C2i1}^j(t_k) = \Delta \eta_{C2i1}(t_k) + \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C2i1}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{1i1}^j(t_k) = \Delta \eta_{\Phi 1i1}(t_k) - \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{1i1}^j \cdot \lambda_1 + \delta \hat{L}_{1i1}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{2i1}^j(t_k) = \Delta \eta_{\Phi 2i1}(t_k) - \gamma^2 \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{2i1}^j \cdot \lambda_2 + \delta \hat{L}_{2i1}^j(t_k). \end{array} \right. \quad (9.4.2)$$

Як видно з (9.4.1), (9.4.2), у спостереженнях КА ( $V$ ) і в GPS-спостереженнях присутні однакові невідомі  $\Delta \eta_{C1(2)i1}(t_k)$  і  $\Delta \eta_{\Phi 1(2)i1}(t_k)$ , які, по суті, є функціями розбіжностей шкал часу (ШЧ) станцій мережі (з інструментальними апаратурними «добавками» – різницями кодових і фазових затримок у вимірювальних трактах).

Очевидно, що процес синхронізації ШЧ рознесених у просторі приймачів у даному випадку зводиться до простої компенсації величин  $\Delta\eta(t)$  в рівняннях (9.4.1) з використанням відповідних спостережень з рівнянь (9.4.2). Але цьому процесу «заважає» наявність двох проблем: іоносферні затримки і фазові неоднозначності. Ці проблеми, як правило, долаються з використанням лінійних комбінацій двочастотних спостережень і застосуванням технологій розкриття фазової неоднозначності (РФН).

Складемо тепер основні відомі лінійні комбінації (ЛК) [43, 44] спостережень (9.4.1) і (9.4.2), а саме, сформуємо по вісім рівнянь в кожній з двох підсистем:

- кодові спостереження  $\Delta C_1^V$  частоти  $L_1$ ;
- «безіоносферні» кодові спостереження (*IF* – Iono-Free);
- «безгеометричні» кодові спостереження (*GF* – Geometry-Free);
- кодові спостереження *NL* (Narrow-Lane);
- фазові спостереження *WL* (Wide-Lane);
- «безіоносферні» фазові *IF* спостереження;
- «безгеометричні» фазові спостереження (*GF* – Geometry-Free);
- комбінація *MW* (Melbourne – Wübbena) – кодово-фазова ЛК (*NL* кодова комбінація + *WL* фазова комбінація).

$$\left\{ \begin{aligned}
& \Delta \hat{C}_{1i1}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{C1i1}(t_k) + \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C1i1}^V(t_k); \\
& \Delta \hat{C}_{IF_{i1}}^V(t_k) = k_1 \cdot \Delta \hat{C}_{1i1}^V(t_k) - k_2 \cdot \Delta \hat{C}_{2i1}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{CIF_{i1}}(t_k) + \delta \Delta S_{CIF_{i1}}^V(t_k); \\
& \text{где } k_1 = \frac{\lambda_2^2}{\lambda_2^2 - \lambda_1^2} = \frac{\gamma^2}{\gamma^2 - 1}, \quad k_2 = \frac{\lambda_1^2}{\lambda_2^2 - \lambda_1^2} = \frac{1}{\gamma^2 - 1}, \quad \gamma = \frac{\lambda_2}{\lambda_1} \left( = \frac{77}{60} \text{ для GPS} \right), \quad k_1 - k_2 = 1, \\
& \Delta \eta_{CIF_{i1}}(t_k) = k_1 \cdot \Delta \eta_{C1i1}(t_k) - k_2 \cdot \Delta \eta_{C2i1}(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + k_1 \cdot \Delta b_{C1i1} - k_2 \cdot \Delta b_{C2i1} \right] = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{CIF_{i1}} \right]; \\
& \delta \Delta S_{CIF_{i1}}^V(t_k) = k_1 \cdot \delta \Delta S_{C1i1}^V(t_k) - k_2 \cdot \delta \Delta S_{C2i1}^V(t_k); \\
& \Delta \hat{C}_{GF_{i1}}^V(t_k) = \Delta \hat{C}_{2i1}^V(t_k) - \Delta \hat{C}_{1i1}^V(t_k) = (\gamma^2 - 1) \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \left[ \Delta b_{C2i1} - \Delta b_{C1i1} \right] + \delta \Delta S_{CGF_{i1}}^V(t_k); \\
& \Delta \hat{C}_{NL_{i1}}^V(t_k) = \frac{\lambda_{NL}}{\lambda_1} \cdot \Delta \hat{C}_{1i1}^V(t_k) + \frac{\lambda_{NL}}{\lambda_2} \cdot \Delta \hat{C}_{2i1}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{CNL_{i1}}(t_k) + \gamma \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{CNL_{i1}}^V(t_k); \\
& \frac{\lambda_{NL}}{\lambda_1} = \frac{\gamma}{\gamma + 1}, \quad \frac{\lambda_{NL}}{\lambda_2} = \frac{1}{\gamma + 1}, \quad \frac{\lambda_{NL}}{\lambda_1} + \frac{\lambda_{NL}}{\lambda_2} = 1, \quad \lambda_{NL} = \frac{\lambda_1 \cdot \lambda_2}{\lambda_1 + \lambda_2}; \\
& \Delta \eta_{CNL_{i1}}(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \frac{\gamma}{\gamma + 1} \cdot \Delta b_{C1i1} + \frac{1}{\gamma + 1} \cdot \Delta b_{C2i1} \right] = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{CNL_{i1}} \right]; \\
& \Delta \hat{\Phi}_{WL_{i1}}^V(t_k) = \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_1} \cdot \Delta \hat{\Phi}_{1i1}^V(t_k) - \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_2} \cdot \Delta \hat{\Phi}_{2i1}^V(t_k) = \\
& \quad = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{\Phi WL_{i1}}(t_k) + \gamma \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) - \Delta N_{WL_{i1}}^V \cdot \lambda_{WL} + \delta \Delta \Phi_{WL_{i1}}^V(t_k);
\end{aligned} \right. \tag{9.5.1}$$

$$\left\{ \begin{array}{l}
\partial e \quad \lambda_{WL} = \frac{\lambda_1 \cdot \lambda_2}{\lambda_2 - \lambda_1}, \quad \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_1} = \frac{\gamma}{\gamma - 1}, \quad \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_2} = \frac{1}{\gamma - 1}, \quad \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_1} - \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_2} = 1, \\
\Delta N_{WL_{i1}}^V = \Delta N_{1_{i1}}^V - \Delta N_{2_{i1}}^V; \\
\Delta \eta_{\Phi_{WL_{i1}}(t_k)} = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_1} \cdot \Delta \Psi_{1_{i1}} - \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_2} \cdot \Delta \Psi_{2_{i1}} \right] = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_1} \cdot \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} - \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_2} \cdot b_{\varphi_{2_{i1}}} \right] = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{WL_{i1}} \right]; \\
\Delta \hat{\Phi}_{IF_{i1}}^V(t_k) = k_1 \cdot \Delta \hat{\Phi}_{1_{i1}}^V(t_k) - k_2 \cdot \Delta \hat{\Phi}_{2_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{\Phi_{IF_{i1}}}(t_k) - \left[ k_1 \cdot \Delta N_{1_{i1}}^V \cdot \lambda_1 - k_2 \cdot \Delta N_{2_{i1}}^V \cdot \lambda_2 \right] + \delta \Delta \Phi_{IF_{i1}}^V(t_k); \\
\partial \partial e \\
\Delta \eta_{\Phi_{IF_{i1}}}(t_k) = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + k_1 \cdot \Delta \Psi_{1_{i1}} - k_2 \cdot \Delta \Psi_{2_{i1}} \right] = \left[ \Delta_{i1}(t_k) + k_1 \cdot \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} - k_2 \cdot \Delta b_{\varphi_{2_{i1}}} + \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot \lambda_{NL} \right]; \\
\left[ k_1 \cdot \Delta N_{1_{i1}}^V \cdot \lambda_1 - k_2 \cdot \Delta N_{2_{i1}}^V \cdot \lambda_2 \right] = \left[ \Delta N_{1_{i1}}^V \cdot \lambda_{NL} + \Delta N_{WL_{i1}}^V \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right]; \\
\Delta \hat{\Phi}_{GF_{i1}}^V(t_k) = \Delta \hat{\Phi}_{1_{i1}}^V(t_k) - \Delta \hat{\Phi}_{2_{i1}}^V(t_k) = (\gamma^2 - 1) \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \\
+ \left[ \Delta b_{\varphi_{1_{i1}}} - \Delta b_{\varphi_{2_{i1}}} - \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot (\lambda_2 - \lambda_1) \right] - \left[ \Delta N_{1_{i1}}^V \cdot \lambda_1 - \Delta N_{2_{i1}}^V \cdot \lambda_2 \right] + \delta \Delta \Phi_{GF_{i1}}^V(t_k); \\
\Delta M \hat{W}_{i1}^V(t_k) = \Delta \hat{C}_{NL_{i1}}^V(t_k) - \Delta \hat{\Phi}_{WL_{i1}}^V(t_k) = \left[ \Delta b_{CNL_{i1}} - \Delta b_{WL_{i1}} \right] + \Delta N_{WL_{i1}}^V \cdot \lambda_{WL} + \delta M W_{i1}^V(t_k);
\end{array} \right. \quad (9.5.1)$$

Тепер сформуємо ще вісім аналогічних рівнянь (9.5.2), для супутників GPS з підсистеми (9.4.2):

$$\left\{ \begin{array}{l}
\Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) = \Delta \eta_{C1_{i1}}(t_k) + \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k); \\
\Delta \hat{S}_{IF_{i1}}^j(t_k) = k_1 \cdot \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) - k_2 \cdot \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k) = \Delta \eta_{CIF_{i1}}(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{CIF_{i1}}^j(t_k); \\
\Delta \hat{S}_{GF_{i1}}^j(t_k) = \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k) - \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) = (\gamma^2 - 1) \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + [\Delta b_{C2_{i1}} - \Delta b_{C1_{i1}}] + \delta \Delta \hat{S}_{GF_{i1}}^j(t_k); \\
\Delta \hat{S}_{NL_{i1}}^j(t_k) = \frac{\lambda_{NL}}{\lambda_1} \cdot \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) + \frac{\lambda_{NL}}{\lambda_2} \cdot \Delta \hat{S}_{C2_{i1}}^j(t_k) = \Delta \eta_{CNL_{i1}}(t_k) + \gamma \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{NL_{i1}}^j(t_k); \\
\Delta \hat{L}_{WL_{i1}}^j(t_k) = \Delta \eta_{\Phi WL_{i1}}(t_k) + \gamma \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) - \Delta N_{WL_{i1}}^j \cdot \lambda_{WL} + \delta \Delta \hat{L}_{WL_{i1}}^j(t_k); \\
\Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) = \Delta \eta_{\Phi IF_{i1}}(t_k) - \left[ \Delta N_{1_{i1}}^j \cdot \lambda_{NL} + \Delta N_{WL_{i1}}^j \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right] + \delta \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k); \\
\Delta \hat{L}_{GF_{i1}}^j(t_k) = (\gamma^2 - 1) \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + [\Delta b_{\varphi 1_{i1}} - \Delta b_{\varphi 2_{i1}} - \Delta \varphi_{0_{i1}} \cdot (\lambda_2 - \lambda_1)] - [\Delta N_{1_{i1}}^j \cdot \lambda_1 - \Delta N_{2_{i1}}^j \cdot \lambda_2] + \delta \Delta \hat{L}_{GF_{i1}}^j(t_k); \\
\Delta M \hat{W}_{i1}^j(t_k) = \Delta \hat{S}_{NL_{i1}}^j(t_k) - \Delta \hat{L}_{WL_{i1}}^j(t_k) = [\Delta b_{CNL_{i1}} - \Delta b_{WL_{i1}}] + \Delta N_{WL_{i1}}^j \cdot \lambda_{WL} + \delta M W_{i1}^j(t_k).
\end{array} \right. \quad (9.5.2)$$

Тепер можна формувати «безіоносферні» кодові рішення, виконувати РФН і отримувати точні фазові ІФ-рішення. Досі ми розглядали рівняння спостережень беззапитного режиму функціонування БФСТВ. Щоб досягти цілей експерименту в повній мірі, необхідно розширити систему рівнянь (9.5) з урахуванням і далекомірних спостережень, які реалізуються в запитному режимі функціонування БФСТВ.

Перед формалізацією далекомірних вимірювань на додаток до рівнянь (9.5) визначимо допущення, прийняті для експерименту.

По-перше, вважаємо, що передавальний пункт об'єднаний з приймальним пунктом, аналогічним всім іншим приймальним пунктам інтерферометра БФСТВ. Це об'єднання передбачається на апаратному та програмному рівнях, але передавальна і приймальна антени повинні бути рознесені в просторі, щонайменше, на  $20 \div 30$  м, щоб уникнути впливу випромінювання передавача на прийом слабких сигналів, що приймаються.

По-друге, шкала часу об'єданого пункту (передавач + приймач) повинна бути однією і тією ж. У цьому випадку можливе пряме вимірювання відстані (а не псевдовідстані) на даному пункті. Зрозуміло, координати СФЦ передавальної системи повинні бути тим чи іншим способом визначені з відносно низькою точністю (похибки «прив'язки» не повинні перевищувати  $\sim 5 \div 10$  см). Також будемо вважати, що приймально-передавальний пункт оснащений опорним кварцовим генератором високої якості, так що відхід ШЧ пункту буде дуже малий на інтервалі часу  $\sim 150$  мс, тобто за час поширення сигналу на трасі «передавальна антена – борт ВДЛА/КА – приймальна наземна антена».

По-третє, для цілей дослідження-експерименту приймаємо спрощену модель вимірювання відстані на трасі «наземний пункт – борт ВДЛА/КА», умовно вважаючи, що с.ф.ц. випромінюючої і приймальної антен суміщені. Відліки вимірювань відстані повинні бути також прив'язані до рівнодискретної сітки ШЧ ГНСС (GPS) (наприклад, в ході пре-процесінгу). Затримка запитного сигналу на борту ВДЛА/КА, так само, як і апаратні затримки запитного сигналу в тракці передавача і сигналів, що приймаються (на кількох частотах) в трактах приймача, повинні бути компенсовані (сума трьох складових) у спостереженнях відстані за результатами калібрування інструментальних затримок сигналів в апаратурі БФСТВ.

Що стосується затримки сигналів на борту ВДЛА/КА (а це джерело додаткової похибки вимірювання дальності через розбіжність моменту прийому запитного сигналу на борту і моменту (моментів) випромінювання перетвореного

сигналу (в двочастотний/тричастотний сигнал) в напрямку наземного приймального пункту), то відповідно до [45] бортова затримка бортової апаратури регенеративних псевдошумових систем вимірювання відстані (з частотою передавачів модулюючої  $1 \div 2$  Мчп/с не повинна перевищувати  $20 \div 30$  нс. Тому при  $V = 4$  км/с  $\Delta\tau \approx (20 \div 30) \cdot 10^{-9}$  с похибка вимірювання відстані через вказану причину не перевищить 0,1 мм (затримка у 10 мкс призведе до похибки  $\sim 4$  см, що нехтовно мало в порівнянні з іншими джерелами далекомірних похибок. У той же час, сумарна апаратурна затримка (груповий час запізнювання – ГЧЗ) на трасі «передавач – борт – приймач», що складається з затримок в апаратурі передавача, борта, наземного приймача, може досягати рівня сотень наносекунд (десятків метрів у відстані) і тому вимагає обов'язкового калібрування (з точністю не гірше  $\pm 1$  нс – за вимогами вказаного документа [45]) і урахування (корекції) у спостереженнях відстані.

Надалі вважаємо, що відповідне калібрування проведене з необхідною точністю, а його результати враховані у спостереженнях. Тоді рівняння спостережень відстані (на трасі «наземний ВП – борт ВДЛА/КА») на двох частотах ( $L_1$  і  $L_2$ ) запишемо у вигляді:

$$\begin{cases} \hat{C}_{1_1}^V(t_k) = R_1^V(t_k) + I_1^V(t_k) + Tr_1^V(t_k) + \frac{1}{2} B_{\Sigma 1} + \delta \tilde{S}_{C_{1_1}}^V(t_k), \\ \hat{C}_{2_1}^V(t_k) = R_1^V(t_k) + \gamma^2 \cdot I_1^V(t_k) + Tr_1^V(t_k) + \frac{1}{2} B_{\Sigma 2} + \delta \tilde{S}_{C_{2_1}}^V(t_k), \end{cases} \quad (9.5.3)$$

де  $B_{\Sigma 1(2)} = b_{C1(2)_T} + B_{1(2)}^V + b_{C1(2)_1}$  – сумарні затримки сигналів (у трактах передавача ( $b_{C1(2)_T}$ ), приймача ( $b_{C1(2)_1}$ ) і бортової апаратури  $B_{1(2)}^V$ ); коефіцієнт  $\frac{1}{2}$  відображає ділення пополам спостережень петльової відстані («передавач – борт – приймач»).

Тут припускаємо спрощення в (9.5.3): с.ф.ц. передавальної і приймальної антен збігаються, що в реальній практиці використовувати некоректно, але для цілей моделювання процесу траєкторних вимірювань допустимо. У реальній моделі далекомірні спостереження (9.5.3) необхідно доповнити фазовими і доплерівськими спостереженнями, проте в рамках цього експерименту двочастотні спостереження можна використовувати для процедури «levelling» (фільтрація кодових спостережень з використанням фазових), яка істотно зменшує шумові (флуктуаційні) похибки далекомірних вимірювань і похибки, обумовлені множинним поширенням сигналу.

Для усунення іоносферних затримок складемо «безіоносферну» комбінацію (IF) із спостережень (9.5.3). Крім того, введемо корекції тропосферних і апаратурних затримок.

Тоді остаточний вираз для «безіоносферних» вимірювань дальності набуде вигляду:

$$\hat{C}_{IF_1}^V(t_k) = k_1 \cdot \hat{C}_{1_1}^V(t_k) - k_2 \cdot \hat{C}_{2_1}^V(t_k) = R_1^V(t_k) + \delta \hat{C}_{IF_1}^V(t_k), \quad (9.5.4)$$

де

$$R_1^V(t_k) = \sqrt{\left[ X^V \left\{ t_{T_1}^V(t_k) \right\} - \hat{X}_1 \right]^2 + \left[ Y^V \left\{ t_{T_1}^V(t_k) \right\} - \hat{Y}_1 \right]^2 + \left[ Z^V \left\{ t_{T_1}^V(t_k) \right\} - \hat{Z}_1 \right]^2}.$$

Оскільки в мережі GPS-станцій відстані між супутниками і станціями безпосередньо не вимірюються, то для реалізації експерименту з запитним режимом БФСТВ необхідно змоделювати вимірювання дальності (9.5.4). Для цього,

апріорі знаючи координати КА, що визначається (GPS – супутника)  $X^V \{t_{T_1}^V(t_k)\}, Y^V \{t_{T_1}^V(t_k)\}, Z^V \{t_{T_1}^V(t_k)\}$ , знаючи координати станції  $\hat{X}_1, \hat{Y}_1, \hat{Z}_1$  і виділивши з кодових спостережень будь-якої станції суміш шумів і похибок через множинне поширення сигналу, розрахуємо реалізацію спостережень  $\hat{C}_{IF}^V(t_k)$ .

Тепер можливо виконати обробку спостережень системи рівнянь (9.5.1), (9.5.2), (9.5.4) у всіх режимах функціонування системи.

Стратегія обробки БФСТВ і GPS спостережень і отримання оцінок поточних координат КА зводиться до наступних положень.

1. Отримання максимально точних кодових (або кодово-фазових) однозначних рішень і формування початкових наближень фінальних оцінок координат КА і початкових наближень різниць відстаней «КА – ВПи» на базових лініях інтерферометра системи.

Кодових (і кодово-фазових) рішень може бути кілька. Всі рішення необхідно, по можливості, реалізувати, щоб вибрати найбільш придатне рішення. Ці рішення позначимо наступним чином:

1.1. Кодове IF-рішення.

1.2. Кодове  $\Delta C_1$ -рішення. Для усунення іоносферних затримок в  $\Delta C_1$ -рішенні необхідно здійснити «levelling» кодових і фазових GF-спостережень, виділити іоносферну складову і виключити її з  $\Delta C_1$ -кодових спостережень.  $\Delta C_1$ -рішення, отримане зазначеним способом, як правило, дає рішення істотно точніше, ніж «безіоносферне» IF-кодове рішення.

На даному етапі досліджень і проведення експерименту було отримано обидва вказаних вище рішення.

2. Значну роль у досягненні надійного розкриття фазової неоднозначності (РФН) фазових ІF-спостережень можуть зіграти фазові двочастотні (або тричастотні) WL-рішення. У разі досягнення такого рішення, як проміжного, істотно підвищується надійність РФН і зменшується час ініціалізації (тобто, інтервал, на якому досягається РФН з високою надійністю). Але в двочастотному разі отримання точного WL-рішення (залежного від іоносферних затримок) важко піддається реалізації, якщо об'єкт (ВДЛА/КА) рухається на висотах, які помітно перевищують  $\sim 60$  км (мінімальна висота іоносферного шару), коли необхідно використовувати «безіоносферні» комбінації для отримання найбільш точного рішення. В даному експерименті КА рухається на висотах  $\sim 20$  тис. км і необхідне отримання фазового однозначного ІF-рішення. Як показує досвід обробки двочастотних GPS-спостережень, точне WL-рішення  $\sim 5 \div 10$  см досягається тільки на відносно невеликих базових лініях  $\sim 100 \div 150$  км за рахунок компенсації іоносферних затримок з використанням моделей, таких як GIM IONEX (IGS). На більших базах моделі не компенсують диференціальні іоносферні затримки з необхідною точністю, а РФН WL-спостережень стійко і надійно виконується з використанням кодово-фазової комбінації Melbourne-Wubbena (MW) за  $8 \div 10$  хв усереднення. На менших базах (до  $\sim 150$  км) можлива швидка ініціалізація з використанням float/fixeд дискретного РФН з мінімізацією цільової функції і кодово-фазових однозначних рішень. В даному експерименті базові відстані досягають  $\sim 800$  км, тому будемо використовувати комбінації MW для досягнення РФН WL-спостережень. WL-рішення (двочастотні або тричастотні) гратимуть ключову роль при траєкторних вимірюваннях ВДЛА, що рухаються на висотах до  $H \approx 60$  км. Відсутність іоносферних затримок у спостереженнях (тим більше на відносно коротких  $B \leq 100$  км базових лініях) дозволить надійно виконати РФН і досягати субсантиметрової точності WL-рішень, що, в свою чергу, дозволить виконати РФН на несучих частотах без необхідності формувати «безіоносферні» комбінації. А це, в свою чергу, дозволить досягати точності  $\sim 1$  см (RMS/СКП) оцінок різниць відстаней. Однак цей останній варіант на даному

етапі не розглядається. Таким чином, по п. 2 (для реалізації експерименту) необхідно отримати на всіх базових лініях рішення задачі РФН WL-спостережень шляхом обробки кодово-фазової комбінації MW.

3. Розглянемо виконання РФН IF-спостережень і отримання найбільш точного рішення (координатних визначень) для беззапитного і запитного режимів роботи БФСТВ.

Виконання дискретного РФН IF-спостережень на всіх базах мережі пунктів інтерферометра БФСТВ можливе двома шляхами:

– РФН (IF) різниць відстаней з використанням однієї або декількох проміжних шкал для кожної вимірювальної бази окремо (РФН в просторі вимірювань);

– РФН (IF) різниць відстаней з використанням різниць відстаней кодових (або кодово-фазових) однозначних спостережень (з використанням, якщо можливо, і однозначних WL-спостережень) для всіх вимірювальних баз мережі одночасно, як це виконується для GPS-спостережень при традиційному диференціальному або PPP позиціонуванні (РФН в просторі станів).

Розглянемо перетворення рівнянь спостережень (КА і GPS сумісно) та алгоритми обробки з метою РФН та/або позиціонування КА в наступному порядку:

- отримання кодових рішень по пунктам 1.1, 1.2;
- виконання РФН WL-спостережень з використанням комбінації MW для кожної базової лінії;
- отримання WL-спостережень різниць відстаней для випадку «малих» базових ліній (до  $\sim 150$  км) з компенсацією іоносферних затримок з моделлю GIM IONEX (IGS);
- перетворення і отримання IF-спостережень різниць відстаней, виконання РФН IF-спостережень з використанням кодових рішень по п.п.1.1 і 1.2;

– отримання фінальних координат КА в запитному і беззапитному режимах роботи БФСТВ, використовуючи точні (фазові) різниці відстаней і дальність.

Кодове «безіоносферне» рішення по п.1.1 (С1Р2(ІF)-рішення)

Використаємо наступні рівняння спостережень:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \hat{C}_{IF_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{CIF_{i1}}(t_k) + \delta \Delta S_{CIF_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{S}_{CIF_{i1}}^j(t_k) = \Delta \eta_{CIF_{i1}}(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{CIF_{i1}}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^V(t_k) = \Delta \eta_{\Phi IF_{i1}}(t_k) - \underbrace{\left[ \Delta N_{i1}^j \cdot \lambda_{NL} + \Delta N_{WL_{i1}}^j \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right]}_{\Delta \mathcal{F}(\Delta N_{i1}^j, \Delta N_{WL_{i1}}^j) = \Delta \mathcal{F}(\bullet)} + \delta \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k). \end{array} \right. \quad (9.6)$$

Останні рівняння фазових спостережень  $\Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j$  залучимо для того, щоб максимально зменшити рівень шумів і похибок через множинне поширення сигналу після компенсації величин  $\Delta \eta_{CIF_{i1}}(t_k)$  у першій групі рівнянь системи (9.6) методом «levelling».

Розглянемо різницю:

$$\begin{aligned} \Delta \eta_{CIF_{i1}}(t_k) - \Delta \eta_{\Phi IF_{i1}}(t_k) + \Delta \mathcal{F}(\bullet) &= \left[ \Delta_{i1}(t_k) + \Delta b_{CIF_{i1}} \right] - \left[ \Delta_{i1}(t_k) + k_1 \cdot \Delta \Psi_{1_{i1}} - k_2 \cdot \Delta \Psi_{2_{i1}} \right] + \\ + \Delta \mathcal{F}(\bullet) &= \Delta b_{CIF_{i1}} - k_1 \cdot \Delta \Psi_{1_{i1}} + k_2 \cdot \Delta \Psi_{2_{i1}} + \Delta \mathcal{F}(\bullet) = \Delta g_{i1}. \end{aligned}$$

Тоді, виконавши усереднення по часу  $\left\langle \Delta \hat{S}_{IF_{i1}}^j(t_k) - \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) \right\rangle \approx \Delta g_{i1} + \left\langle \delta \Delta S_{CIF_{i1}}^j(t_k) \right\rangle = \Delta \hat{g}_{i1}^{(j)} + \delta \Delta g_{i1}^{(j)}$ , отримуємо, що

$$\Delta \hat{\eta}_{CIF_{i1}}^{(j)}(t_k) = \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) + \Delta \hat{g}_{i1}^{(j)} + \left[ \delta \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) + \delta \Delta g_{i1}^{(j)} \right]$$

Усереднимо отримані оцінки тепер і по супутниках GPS:  $\Delta \hat{\bar{\eta}}_{CIF_{i1}}(t_k) = \frac{1}{p(t_k)} \cdot \sum_{j=1}^{p(t_k)} \Delta \hat{\eta}_{CIF_{i1}}^{(j)}(t_k) = \Delta \hat{\bar{\eta}}_{CIF_{i1}}(t_k) + \delta \Delta \bar{\eta}_{CIF_{i1}}(t_k)$ ,

де  $p(t_k)$  – кількість супутників у поточному робочому сузір'ї на момент  $t_k$ .

Після проведеної операції «levelling» стосовно до кодових і фазових спостережень супутників GPS отримуємо, що

$$\delta \Delta \bar{\eta}_{CIF_{i1}}(t_k) = \left[ \delta \Delta \eta_{CIF_{i1}}(t_k) \right]_{\text{"levelling"}} \ll \delta \Delta S_{CIF_{i1}}^j(t_k) \text{ із (8.6).}$$

Вказана зменшена остаточно похибка «синхронізації» (приблизно в  $15 \div 20$  раз) у даному випадку (для кодових ІФ–спостережень) може складати  $15 \div 30$  см (тобто  $\sim 0,5 \div 1,0$  нс).

Тепер скорегуємо спостереження  $\Delta \hat{C}_{IF_{i1}}^V(t_k)$ :

$$\left[ \Delta \hat{C}_{IF_{i1}}^V(t_k) \right]^* = \Delta \hat{C}_{IF_{i1}}^V(t_k) - \Delta \hat{\bar{\eta}}_{CIF_{i1}}(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \left[ \delta \Delta S_{CIF_{i1}}^V(t_k) - \delta \Delta \bar{\eta}_{CIF_{i1}}(t_k) \right]. \quad (9.7)$$

Для отримання кодового (IF) координатного рішення беззапитним різницево-далекомірним (РД) методом потрібно не менше 4-х вимірювальних пунктів (ВП-ів) (не менше 3-х вимірювальних базисів). Із залученням вимірювань відстані (відносно одного з ВП-ів) достатньо 3-х ВП-ів (з некритичною конфігурацією) – реалізація запитного сумарно-різницево-далекомірного (СРД) методу.

У всіх випадках рішення досягається шляхом ітерацій. Припустімо, що є початкове наближення координат, що визначаються –  $\overset{\circ}{X}^V(t_k), \overset{\circ}{Y}^V(t_k), \overset{\circ}{Z}^V(t_k)$ . У першій точці ( $t = t_1$ ) можна використовувати координати центру загальноземного еліпсоїда з подальшим ітераційним уточненням рішення. У кожній наступній точці ( $t = t_{k+1}$ ) доцільно використовувати оцінки, отримані в попередній точці ( $t = t_k$ ).

Справедливе розкладення функції  $\Delta R_{i1}^V(t_k) = R_i^V(t_k) - R_1^V(t_k)$  в ряд Тейлора відносно початкового наближення шуканих координат з обмеженням лінійним членом (детально див. у [49]):

$$\begin{aligned} \Delta R_{i1}^V[\vec{X}^V(t_k)] &= \Delta \overset{\circ}{R}_{i1}^V[\overset{\circ}{X}^V(t_k)] + \left\| \frac{\partial \Delta R_{i1}^V[\vec{X}^V(t_k)]}{\partial [X^V(t_k), Y^V(t_k), Z^V(t_k)]} \right\|_{\vec{X}^V(t_k)=\overset{\circ}{X}^V(t_k)} \cdot \Delta \vec{X}^V(t_k) + O(t_k) = \\ &= \Delta \overset{\circ}{R}_i^V[\overset{\circ}{X}^V(t_k)] - \Delta \overset{\circ}{R}_1^V[\overset{\circ}{X}^V(t_k)] + \left[ \frac{\overset{\circ}{X}^V(t_k) - \hat{X}_i}{\overset{\circ}{R}_i^V(t_k)} - \frac{\overset{\circ}{X}^V(t_k) - \hat{X}_1}{\overset{\circ}{R}_1^V(t_k)} \right] \cdot \Delta \vec{X}^V(t_k) + \dots + O(t_k), \end{aligned}$$

де



$$\Delta \hat{X}^V(t_k) = \left[ A^T(t_k) \cdot W \cdot A(t_k) \right]^{-1} \cdot A^T(t_k) \cdot W \cdot \Delta \hat{Q}(t_k), \quad (9.9)$$

де вагові матриці  $W$  визначимо як:

$$W = \left[ k^2 \cdot \sigma_s^2 \right]^{-1} \cdot \left\| \begin{array}{cccc} 2 & 1 & \dots & 1 \\ & 2 & \dots & 1 \\ & & \ddots & \vdots \\ SYM & & & 2 \end{array} \right\| - \text{для беззапитного (РД) режиму; } \sigma_s = 1m; k^2 = 8,5; k \approx 3;$$

$$W \xrightarrow{\dim} \left[ (m-1) \times (m-1) \right].$$

$$W = \left[ k^2 \cdot \sigma_s^2 \right]^{-1} \cdot \left\| \begin{array}{ccccc} \frac{1}{4} & -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} & \dots & -\frac{1}{2} \\ & 2 & 1 & \dots & 1 \\ & & 2 & \dots & 1 \\ & & & \ddots & \vdots \\ SYM & & & & 2 \end{array} \right\| - \text{для запитного (СРД) режиму; } W \xrightarrow{\dim} \left[ m \times m \right].$$

Тут, при розрахунку елементів матриці  $W$  для СРД метода враховано, що виміряна не петльова відстань

$R_{\Sigma_{T1}} = R_T + R_1$ , а півсума  $\frac{1}{2} R_{\Sigma_{T1}} = \frac{1}{2} (R_T + R_1) = R_1$  (за умови припущення, що с.ф.ц. передавальної та приймальної антен співпадають).

Ітераційний процес уточнення оцінок  $\Delta \hat{X}^V(t_k)$  припиняється по відомій умові:

$$\left\{ \left[ \Delta \hat{X}^V(t_k) \right]^T \cdot \left[ \Delta \hat{X}^V(t_k) \right] \right\}^{1/2} \leq \varepsilon, \text{ де } \varepsilon = 0,01 \div 0,1 \text{ м.}$$

Розрахунок кореляційних матриць похибок визначення координат КА виконується по формулі (на останньому кроці ітерацій):

$$\vec{K}_{\hat{X}^V}(t_k) = \left[ A^T(t_k) \cdot W \cdot A(t_k) \right]^{-1}, \vec{K}_{\hat{X}^V}(t_k) \xrightarrow{\dim} = [3 \times 3] \quad (9.10)$$

для обох випадків – запитного і беззапитного.

Середньоквадратичні похибки (СКП) визначення координат КА розраховуються так:

$$\hat{\sigma}_{X^V}(t_k) = \left\{ \hat{K}_{\hat{X}^V}(t_k) [1,1] \right\}^{1/2}; \hat{\sigma}_{Y^V}(t_k) = \left\{ \hat{K}_{\hat{X}^V}(t_k) [2,2] \right\}^{1/2}, \hat{\sigma}_{Z^V}(t_k) = \left\{ \hat{K}_{\hat{X}^V}(t_k) [3,3] \right\}^{1/2}.$$

Кодове  $\Delta C_1$  рішення по п.1.2 (з корекцією іоносферних затримок, використовуючи GF – спостереження)

Виділимо з рівнянь (8.5.1), (8.5.2) кодові і фазові спостереження КА і супутників GPS, ввівши для зручності деякі нові позначення (лінійних комбінацій апаратурних затримок і фазових параметрів), зокрема, такі групи рівнянь:

$$\begin{cases} \Delta \hat{C}_{i1}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{C1_{i1}}(t_k) + \Delta I_{i1}^V(t_k) + \delta \Delta S_{C1_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) = \eta_{C1_{i1}}(t_k) + \Delta I_{i1}^j(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k); \end{cases} \quad (9.11.1)$$

$$\begin{cases} \Delta \hat{C}_{GF_{i1}}^V(t_k) = (\gamma^2 - 1) \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \Delta b_{C21_{i1}}(t_k) + \delta \Delta S_{GF_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \hat{\Phi}_{GF_{i1}}^V(t_k) = (\gamma^2 - 1) \cdot \Delta I_{i1}^V(t_k) + \Delta b_{\Phi12_{i1}}^V(\Delta \vec{N}^V) + \delta \Delta \Phi_{GF_{i1}}^j(t_k); \end{cases} \quad (9.11.2)$$

$$\begin{cases} \Delta \hat{S}_{GF_{i1}}^j(t_k) = (\gamma^2 - 1) \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \Delta b_{C21_{i1}}(t_k) + \delta \Delta \hat{S}_{GF_{i1}}^j(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{GF_{i1}}^j(t_k) = (\gamma^2 - 1) \cdot \Delta I_{i1}^j(t_k) + \Delta b_{\Phi_{12_{i1}}}^j(\Delta \vec{N}^j) + \delta \Delta \hat{L}_{GF_{i1}}^j(t_k). \end{cases} \quad (9.11.3)$$

Визначити величини  $\Delta b_{C21_{i1}}$ ,  $\Delta b_{\Phi_{12_{i1}}}^V(\Delta \vec{N}^V)$ ,  $\Delta b_{\Phi_{12_{i1}}}^j(\Delta \vec{N}^j)$  неважко, склавши відповідні вирази із (9.10.1), (9.10.2) і (9.11.1), (9.11.2), (9.11.3).

Виконаємо процедуру «levelling» для рівнянь (9.11.2):

$$\text{а) } \Delta \hat{g}_{C\Phi_{i1}}^V(t_k) = \left\langle \Delta \hat{C}_{GF_{i1}}^V(t_k) - \Delta \hat{\Phi}_{GF_{i1}}^V(t_k) \right\rangle = \underbrace{\Delta b_{C21_{i1}} - \Delta b_{\Phi_{12_{i1}}}^V(\Delta \vec{N}^V)}_{\Delta g_{C\Phi_{i1}}^V} + \underbrace{\left\langle \delta \Delta S_{GF_{i1}}^V(t_k) \right\rangle}_{\delta \Delta g_{C\Phi_{i1}}^V},$$

де  $\langle \cdot \rangle$  – операція усереднення по часу;

$$\begin{aligned} \text{б) } \hat{\Pi}_{\Delta_{i1}}^V(t_k) &= (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \left[ \Delta \hat{\Phi}_{GF_{i1}}^V(t_k) + \Delta \hat{g}_{C\Phi_{i1}}^V \right] = \Delta I_{i1}^V(t_k) + (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \left[ \Delta b_{\Phi_{12_{i1}}}^V(\Delta \vec{N}^V) + \Delta b_{C21_{i1}} - \Delta b_{\Phi_{12_{i1}}}^V(\Delta \vec{N}^V) \right] + \\ &+ (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \left[ \delta \Delta \Phi_{GF}^V(t_k) + \Delta g_{C\Phi_{i1}}^V \right] = \Delta I_{i1}^V(t_k) + (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \Delta b_{C21_{i1}} + \delta \Pi_{\Delta_{i1}}^V(t_k). \end{aligned}$$

Тепер виконаємо ту ж процедуру для рівнянь (9.11.3):

$$\text{a) } \Delta \hat{\mathbf{g}}_{C\Phi_{i1}}^j = \left\langle \Delta \hat{S}_{GF_{i1}}^j(t_k) - \Delta \hat{L}_{GF_{i1}}^j(t_k) \right\rangle = \underbrace{\Delta b_{C21_{i1}} - \Delta b_{\Phi 12_{i1}}^j (\Delta \vec{N}^j)}_{\Delta \mathbf{g}_{C\Phi_{i1}}^j} + \underbrace{\left\langle \delta \Delta \hat{S}_{GF_{i1}}^j(t_k) \right\rangle}_{\delta \Delta \mathbf{g}_{C\Phi_{i1}}^j},$$

$$\text{б) } \hat{\Pi}_{\Delta I_{i1}}^j(t_k) = (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \left[ \Delta \hat{L}_{GF_{i1}}^j(t_k) + \Delta \hat{\mathbf{g}}_{C\Phi_{i1}}^j \right] = \Delta I_{i1}^j(t_k) + (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \Delta b_{C21_{i1}} + (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \underbrace{\left[ \delta \Delta \hat{L}_{GF_{i1}}^j(t_k) + \delta \Delta \mathbf{g}_{C\Phi_{i1}}^j \right]}_{\delta \Pi_{\Delta I_{i1}}^j}.$$

Відніmemo отримані корекції з рівнянь (9.11.1):

$$\begin{aligned} \Delta \hat{C}_{1_{i1}}^V(t_k) - \hat{\Pi}_{\Delta I_{i1}}^V(t_k) &= \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{C1_{i1}}(t_k) - (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \Delta b_{C21_{i1}} + \left[ \delta \Delta S_{C1_{i1}}^V(t_k) - \delta \Pi_{\Delta I_{i1}}^V(t_k) \right]; \\ \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) - \hat{\Pi}_{\Delta I_{i1}}^j(t_k) &= \Delta \eta_{C1_{i1}}(t_k) - (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \Delta b_{C21_{i1}} + \left[ \delta \Delta S_{C1_{i1}}^j(t_k) - \delta \Pi_{\Delta I_{i1}}^j(t_k) \right]. \end{aligned}$$

Другий вираз усереднимо по супутникам (по ансамблю реалізацій):

$$\begin{aligned} \Delta \hat{\eta}_{C1_{i1}}^*(t_k) &= \frac{1}{p(t_k)} \cdot \sum_{j=1}^{p(t_k)} \left[ \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) - \hat{\Pi}_{\Delta I_{i1}}^j(t_k) \right] = \\ &= \Delta \eta_{C1_{i1}}(t_k) - (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \Delta b_{C21_{i1}} + \left\{ \frac{1}{p(t_k)} \cdot \sum_{j=1}^{p(t_k)} \left[ \delta \Delta \hat{S}_{C1_{i1}}^j(t_k) - \delta \Pi_{\Delta I_{i1}}^j(t_k) \right] \right\} = \Delta \eta_{C1_{i1}}(t_k) - (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \Delta b_{C21_{i1}} + \delta \Delta \bar{\eta}_{C1_{i1}}^*(t_k). \end{aligned}$$

Остаточно отримаємо:

$$\left[ \Delta \hat{C}_{1_{i1}}^V(t_k) \right]^* = \left[ \Delta \hat{C}_{1_{i1}}^V(t_k) - \hat{\Pi}_{\Delta I_{i1}}^V(t_k) \right] - \Delta \hat{\eta}_{C1_{i1}}^*(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \underbrace{\left[ \delta \Delta S_{C1_{i1}}^V(t_k) - \delta \Pi_{\Delta I_{i1}}^V(t_k) - \delta \Delta \bar{\eta}_{C1_{i1}}^*(t_k) \right]}_{\delta \left[ \Delta \hat{C}_{1_{i1}}^V(t_k) \right]^*}. \quad (9.12)$$

Рішення системи рівнянь (9.12) (і для РД, і для СРД методів) виконуємо за аналогією з рішенням системи (9.7). При цьому вагові матриці  $W$  будуть відрізнятися тільки коефіцієнтом  $k^2 \approx 1,25$ . Одночасно вважаємо, що процедура «levelling» виконана і для вимірювань дальності  $\hat{C}_{i_1}^V(t_k)$  (по кодовим і фазовим спостереженням) з компенсацією тропосферних, іоносферних і апаратурних затримок. Оцінки кодових затримок повинні бути отримані шляхом калібрування всього далекомірного тракту (передавач – борт КА – наземний приймач). Для отримання найбільш точного «безіоносферного» рішення необхідно репараметризувати і виконати необхідну проміжну обробку спостережень MW і фазових IF-спостережень.

#### Репараметризація і проміжна обробка спостережень MW кодово-фазових та IF фазових спостережень

Спочатку опрацюємо спостереження MW. Запишемо результати усереднення за часом цих комбінацій для КА («V») і супутників GPS (індекси  $j$  і «r»; індекс «r» буде належати вибраному референсному супутнику сузір'я з  $p$  супутників на вибраному інтервалі спостереження). Референсний супутник («r») має бути для всіх базових ліній однаковим на всьому інтервалі спостережень, який визначається як інтервал спільної радіовидимості всіх супутників робочого сузір'я ( $p$ ) і КА, координати якого підлягають визначенню.

Отже,

$$\langle \Delta M \hat{W}_{i_1}^V(t_k) \rangle = d_{i_1} + \Delta N_{WL_{i_1}}^V \cdot \lambda_{WL} + \langle \delta \Delta M W_{i_1}^V(t_k) \rangle, \quad (9.13.1)$$

$$\begin{cases} \langle \Delta M \hat{W}_{i1}^r(t_k) \rangle = d_{i1} + \Delta N_{WL_{i1}}^r \cdot \lambda_{WL} + \langle \delta \Delta M W_{i1}^r(t_k) \rangle, \\ \dots \\ \langle \Delta M \hat{W}_{i1}^j(t_k) \rangle = d_{i1} + \Delta N_{WL_{i1}}^j \cdot \lambda_{WL} + \langle \delta \Delta M W_{i1}^j(t_k) \rangle, \end{cases} \quad (9.13.2)$$

де  $d_{i1} = [\Delta b_{CNL_{i1}} - \Delta b_{WL_{i1}}]$ ;  $i = \overline{2, m}$ ;  $j = \overline{1, p}$ ;  $j \neq r$ .

Запишемо наступні співвідношення:

$$\begin{cases} \left[ \begin{array}{c} \Delta N_{WL_{i1}}^j - \Delta N_{WL_{i1}}^r \\ \Delta N_{WL_{i1}}^V - \Delta N_{WL_{i1}}^r \end{array} \right] + \Delta N_{WL_{i1}}^r = \nabla \Delta N_{WL_{i1}}^{jr} + \Delta N_{WL_{i1}}^r; \\ \left[ \begin{array}{c} \Delta N_{WL_{i1}}^j - \Delta N_{WL_{i1}}^V \\ \Delta N_{WL_{i1}}^r - \Delta N_{WL_{i1}}^V \end{array} \right] + \Delta N_{WL_{i1}}^V = \nabla \Delta N_{WL_{i1}}^{jV} + \Delta N_{WL_{i1}}^V. \end{cases}$$

тоді

$$\begin{cases} \langle \Delta M \hat{W}_{i1}^V(t_k) \rangle = d_{i1} + \underbrace{\Delta N_{WL_{i1}}^r \cdot \lambda_{WL}}_{D_{i1}} + \nabla \Delta N_{WL_{i1}}^{Vr} \cdot \lambda_{WL} + \langle \delta \Delta M W_{i1}^V(t_k) \rangle; \\ \langle \Delta M \hat{W}_{i1}^r(t_k) \rangle = D_{i1} + \langle \delta \Delta M W_{i1}^r(t_k) \rangle; \\ \dots \\ \langle \Delta M \hat{W}_{i1}^j(t_k) \rangle = D_{i1} + \nabla \Delta N_{WL_{i1}}^{jr} \cdot \lambda_{WL} + \langle \delta \Delta M W_{i1}^j(t_k) \rangle. \end{cases} \quad (9.14)$$

Із (9.14) неважко знайти оцінки  $\nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{Vr}$ ,  $\nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{jr}$ , а також  $\hat{D}_{i1}$  (з усередненням по супутникам  $j = \overline{1, p}$  ( $j \neq r$ )).

Також необхідно (для подальших дій) обчислити і дискретні (цілі) значення  $\nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{jV} = \nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{jr} - \nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{Vr}$ .

Тепер запишемо рівняння фазових псевдовідстаней і, як і раніше, виконаємо репараметризацію змінних.

Запишемо рівняння фазових ІФ-спостережень із (8.5.1) і (8.5.2) у вигляді:

$$\begin{cases} \Delta \hat{\Phi}_{IF_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \eta_{\Phi IF_{i1}}(t_k) - \left[ \Delta N_{1i1}^V \cdot \lambda_{NL} + \Delta N_{WL_{i1}}^V \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right] + \delta \Delta \Phi_{IF_{i1}}^V(t_k); \\ \Delta \eta_{\Phi IF_{i1}}(t_k) = \Delta_{i1}(t_k) + k_1 \cdot \Delta b_{\varphi 1i1} - k_2 \cdot \Delta b_{\varphi 2i1} + \Delta \varphi_{0i1} \cdot \lambda_{NL}; \end{cases}$$

$$\begin{cases} \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^r(t_k) = \Delta \eta_{\Phi IF_{i1}}(t_k) - \left[ \Delta N_{1i1}^r \cdot \lambda_{NL} + \Delta N_{WL_{i1}}^r \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right] + \delta \Delta L_{IF_{i1}}^r(t_k); \\ \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) = \Delta \eta_{\Phi IF_{i1}}(t_k) - \left[ \Delta N_{1i1}^j \cdot \lambda_{NL} + \Delta N_{WL_{i1}}^j \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right] + \delta \Delta L_{IF_{i1}}^j(t_k). \end{cases} \quad (9.15)$$

Реконфігуруємо невідомі у наведених рівняннях наступним чином:

$$\Delta \mu_{i1}^r(t_k) = \Delta \eta_{\Phi IF_{i1}}(t_k) - \left[ \Delta N_{1i1}^r \cdot \lambda_{NL} + \Delta N_{WL_{i1}}^r \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right], \text{ тоді}$$

$$\Delta \hat{\Phi}_{IF_{i1}}^V(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \mu_{i1}^r(t_k) - \left[ \nabla \Delta N_{1i1}^{Vr} \cdot \lambda_{NL} + \nabla \Delta N_{WL_{i1}}^{Vr} \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right] + \delta \Delta \Phi_{IF_{i1}}^V(t_k);$$

$$\begin{cases} \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^r(t_k) = \Delta \mu_{i1}^r(t_k) + \delta \Delta L_{IF_{i1}}^r(t_k); & (j \neq r) \\ \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) = \Delta \mu_{i1}^r(t_k) - \left[ \nabla \Delta N_{1i1}^{jr} \cdot \lambda_{NL} + \nabla \Delta N_{WL_{i1}}^{jr} \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} \right] + \delta \Delta L_{IF_{i1}}^j(t_k). \end{cases}$$

Тепер, знаючи оцінки  $\nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{Vr}$  і  $\nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{jr}$  (отримані вище із комбінацій MW), виконаємо наступні корегування:

$$\Delta \hat{\Phi}_{IF_{i1}}^V(t_k) + \nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{Vr} \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \Delta \mu_{i1}^r(t_k) - \nabla \Delta N_{1i1}^{Vr} \cdot \lambda_{NL} + \delta \Delta \Phi_{IF_{i1}}^V(t_k);$$

$$\begin{cases} \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^r(t_k) = \Delta \mu_{i1}^r(t_k) + \delta \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^r(t_k); & (j \neq r) \\ \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) + \nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{jr} \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} = \Delta \mu_{i1}^r(t_k) - \nabla \Delta N_{1_{i1}}^{jr} \cdot \lambda_{NL} + \delta \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k). \end{cases}$$

Із останніх двох рівнянь неважко отримати оцінки  $\nabla \Delta \hat{N}_{1_{i1}}^{jr}$  (з округленням оцінок до найближчого цілого) і, після внесення корекцій (оцінок  $\nabla \Delta \hat{N}_{1_{i1}}^{jr}$ ) в останні рівняння (з індексом «j»), отримаємо усереднені оцінки

$$\Delta \hat{\mu}_{i1}^r(t_k) = \frac{1}{p(t_k)} \cdot \sum_{j=1}^{p(t_k)} \left[ \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) + \nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{jr} \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} + \nabla \Delta \hat{N}_{1_{i1}}^{jr} \cdot \lambda_{NL} \right] + \left\langle \delta \Delta \hat{L}_{IF_{i1}}^j(t_k) \right\rangle; \quad j = \overline{1, p(t_k)};$$

при  $j = r$  величини  $\nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{jr} = 0$ ;  $\nabla \Delta \hat{N}_{1_{i1}}^{jr} = 0$ .

І остаточно отримуємо шукане скоректоване (виконана компенсаційна синхронізація) рівняння для кожної  $i1$ -ї вимірювальної бази:

$$\left[ \Delta \hat{\Phi}_{IF_{i1}}^V(t_k) \right]^* = \Delta \hat{\Phi}_{IF_{i1}}^V(t_k) + \nabla \Delta \hat{N}_{WL_{i1}}^{Vr} \cdot \frac{\lambda_{WL} \cdot \lambda_{NL}}{\lambda_2} - \Delta \hat{\mu}_{i1}^r(t_k) = \Delta R_{i1}^V(t_k) - \nabla \Delta N_{1_{i1}}^{Vr} \cdot \lambda_{NL} + \underbrace{\left[ \delta \Delta \Phi_{IF_{i1}}^V(t_k) - \delta \Delta \hat{\mu}_{i1}^r(t_k) \right]}_{\delta \left[ \Delta \Phi_{IF_{i1}}^V(t_k) \right]}. \quad (9.16)$$

Таким чином, отримана система рівнянь скоректованих фазових неоднозначних ІФ-спостережень для усіх базових ліній мережі інтерферометра БФСТВ.

Тепер задача полягає у

- 1) виконанні РФН (визначення дискретних цілочислових значень  $\nabla \Delta N_{1_{i1}}^{Vr}$ );
- 2) оцінці параметрів траєкторії КА як у беззапитному, так і в запитному режимі роботи БФСТВ.

Рішення координатної задачі виконується з використанням описаного раніше алгоритму для обробки кодових спостережень, але при цьому необхідно врахувати, що точність фазових спостережень істотно вища, ніж кодових (СКП  $\approx$  1 см).

#### Цілочислове/дискретне розкриття фазової неоднозначності ІF-спостережень

Сумісна система рівнянь кодових однозначних і фазових неоднозначних ІF-спостережень може бути представлена наступним чином (кодові різниці ІF- спостереження тут використовувати не будемо через їх низьку точність):

$$\begin{cases} \left[ \Delta \hat{C}_{1_{i1}}^V(t_k) \right]^* = \Delta R_{i1}^V(t_k) + \delta \left[ \Delta C_{1_{i1}}^V(t_k) \right]^*; \\ \hat{C}_{IF_1}(t_k) = R_1^V(t_k) + \delta C_{IF_1}^V(t_k); \\ \left[ \Delta \hat{\Phi}_{IF_1}^V(t_k) \right]^* = \Delta R_{i1}^V(t_k) - \nabla \Delta N_{1_{i1}}^{Vr} \cdot \lambda_{NL} + \delta \left[ \Delta \Phi_{IF_1}^V(t_k) \right]^*, \quad i = \overline{2, m}; \quad \lambda_{NL} \approx 10,7 \text{ см}, \end{cases} \quad (9.17)$$

де у спостереженнях  $\left[ \Delta \hat{C}_{1_{i1}}^V(t_k) \right]^*$  іоносферні затримки виключені шляхом «levelling»;  $\hat{C}_{IF_1}(t_k)$  – «безіоносферні» спостереження відстані відносно 1-го (master) пункту (див. (9.5.4)).

В даному випадку будемо реалізовувати наступний спосіб виконання РФН. Приймаючи за початкове наближення рішення координатної навігаційної завдання (НЗ), сформуємо лінеаризовану систему рівнянь фазових спостережень з додатковими рівняннями з невідомими поправками до початкових наближень координат КА. Далі раніше розробленим методом перетворимо систему рівнянь (9.17) і сформуємо цільову функцію дискретних/цілочислових шуканих змінних  $\nabla \Delta N_{1n}^{Vr}$  для всього інтервалу спостережень. Потім знайдемо рішення задачі мінімізації цільової функції в оціненій float-методом області пошуку дискретного рішення. Розв'язавши задачу РФН, для отримання найбільш точного координатного рішення використовуємо згладжені далекомірні спостереження і однозначні фазові різниці відстаней (9.17). Отримані оцінки координат порівнюємо з еталонними значеннями і оцінюємо точність траєкторних визначень (апостеріорна оцінка точності). Швидкісні параметри руху КА в даному експерименті отримуємо шляхом чисельного диференціювання (згладжування) координат за часом.

Важливо відзначити, що з урахуванням досить несприятливих геометричних умов спостережень КА GPS з території України (співвідношення відстаней до КА і максимальних довжин баз більше тридцяти, геометричний фактор при реалізації РД методу досягає  $(4 \div 7) \cdot 10^3$ ), виконання РФН тільки інтерферометричних спостережень (беззапитний РД метод) без використання тричастотних WL-спостережень проблематичне. Тому в даних умовах будемо використовувати комбіновані спостереження інтерферометра і далекоміра.

Розглянемо і реалізуємо описаний спосіб РФН інтерферометричних спостережень.

Представимо кодово-фазове рішення як:

$$\hat{\vec{X}}^V(t_k) = \vec{X}^V(t_k) + \delta \vec{X}^V(t_k); \quad \vec{X}^V(t_k) = \overset{o}{\vec{X}}^V(t_k) + \Delta \vec{X}^V(t_k); \quad \overset{o}{\vec{X}}^V(t_k) - \text{початкове наближення рішення};$$

$$\text{и } \hat{\vec{X}}^V(t_k) = \overset{\circ}{\vec{X}}^V(t_k) + \Delta\vec{X}^V(t_k) + \delta\vec{X}^V(t_k) \Rightarrow \hat{\vec{X}}^V(t_k) - \overset{\circ}{\vec{X}}^V(t_k) = \Delta\vec{X}^V(t_k) + \delta\vec{X}^V(t_k).$$

Нехай  $\overset{\circ}{\vec{X}}^V(t_k) = \hat{\vec{X}}^V(t_k)$ , тоді  $\hat{\vec{0}} = \Delta\vec{X}^V(t_k) + \delta\vec{X}^V(t_k)$ , де  $\hat{\vec{0}}$  – нуль-вектор довжини 3.

Виконаємо розкладення в околі аргументу  $\overset{\circ}{\vec{X}}^V(t_k)$ :

$$\Delta R_{i1}^V(t_k) \approx \Delta \overset{\circ}{R}_{i1}^V(t_k) + \left[ \Delta \hat{\vec{a}}_{i1}^T(t_k) \right]^V \cdot \Delta\vec{X}^V(t_k), \quad (9.18)$$

де

$$\left[ \Delta \hat{\vec{a}}_{i1}^T(t_k) \right]^V = \left\| \begin{array}{cc} \frac{\overset{\circ}{X}^V(t_k) - \hat{X}_i}{\overset{\circ}{R}_i^V(t_k)} - \frac{\overset{\circ}{X}^V(t_k) - \hat{X}_1}{\overset{\circ}{R}_1^V(t_k)}; & \frac{\overset{\circ}{Y}^V(t_k) - \hat{Y}_i}{\overset{\circ}{R}_i^V(t_k)} - \frac{\overset{\circ}{Y}^V(t_k) - \hat{Y}_1}{\overset{\circ}{R}_1^V(t_k)}; & \frac{\overset{\circ}{Z}^V(t_k) - \hat{Z}_i}{\overset{\circ}{R}_i^V(t_k)} - \frac{\overset{\circ}{Z}^V(t_k) - \hat{Z}_1}{\overset{\circ}{R}_1^V(t_k)} \end{array} \right\| - \text{матриця } [1 \times 3];$$

$\Delta \overset{\circ}{R}_{i1}^V(t_k)$  обчислюється з використанням вектора  $\overset{\circ}{\vec{X}}^V(t_k)$ .

Тоді лінеаризовану систему рівнянь для виконання РФН представимо у вигляді:

$$\begin{cases} \hat{\vec{0}}(t_k) = \Delta\vec{X}^V(t_k) + \delta\vec{X}^V(t_k); \\ \Delta \hat{F}_{i1}^V(t_k) = \left[ \Delta \hat{\Phi}_{IF_{i1}}^V(t_k) \right]^* - \Delta \overset{\circ}{R}_{i1}^V(t_k) = \left[ \Delta \hat{\vec{a}}_{i1}^T(t_k) \right]^V \cdot \Delta\vec{X}^V(t_k) - \nabla \Delta N_{1i1}^{Vr} \cdot \lambda_{NL} + \delta \Delta \hat{F}_{i1}^V(t_k). \end{cases} \quad (9.19)$$

Можливо, що для якихось баз вдається отримати рішення задачі РФН іншим способом. Тоді в фазових рівняннях (9.19) для вказаних баз слід скорегувати спостереження:  $\Delta \hat{F}_{i1}^{Vr}(t_k) + \nabla \Delta \hat{N}_{1,i1}^{Vr} \cdot \lambda_{NL}$ . Це збільшить надійність РФН на інших базових лініях.

Тепер запишемо (9.19) у векторно-матричній формі:

$$\hat{Q}^V(t_k) = A^V(t_k) \cdot \Delta \vec{X}^V(t_k) + H^*(t_k) \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \delta \vec{Q}^V(t_k), \quad (9.20)$$

де  $H^*(t_k) = -\lambda_{NL} \cdot H(t_k)$ ;

$$\hat{Q}^V(t_k) = \begin{Bmatrix} \vec{0} \\ \Delta \hat{F}_{21}^{Vr}(t_k) \\ \Delta \hat{F}_{31}^{Vr}(t_k) \\ \vdots \\ \Delta \hat{F}_{m1}^{Vr}(t_k) \end{Bmatrix}; \quad A^V(t_k) = \begin{Bmatrix} E \\ \text{-----} \\ [\Delta \hat{a}_{21}^{Tr}(t_k)]^V \\ [\Delta \hat{a}_{31}^{Tr}(t_k)]^V \\ \vdots \\ [\Delta \hat{a}_{m1}^{Tr}(t_k)]^V \end{Bmatrix} \text{ — матриця розміру } [(3 + m - 1) \times 3];$$

$$E = \begin{Bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{Bmatrix} \text{ — одинична матриця розміру } [3 \times 3];$$

$$\nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} = \left\| \nabla \Delta N_{1,21}^{Vr}, \nabla \Delta N_{1,31}^{Vr}, \dots, \nabla \Delta N_{1,m1}^{Vr} \right\|^T \xrightarrow{\dim} [(m - 1)];$$

матриця  $H(t_k)$  для випадку, коли оцінюються всі цілочислові невідомі  $\nabla\Delta \vec{N}_1^{Vr}$ , має вигляд:

$$H(t_k) = \begin{vmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ - & - & - & - \\ 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & 1 \end{vmatrix} \xrightarrow{\dim} [(3 + m - 1) \times (m - 1)],$$

$$\text{або } H(t_k) = \begin{vmatrix} O \\ - & - & - \\ E_{(m-1)} \end{vmatrix}; \quad O \xrightarrow{\dim} [3 \times (m - 1)] \text{ – нуль-матриця; } E_{(m-1)} \text{ – одинична матриця.}$$

Якщо який-небудь елемент вектора  $\nabla\Delta \vec{N}_1^{Vr}$  відомий, то відповідний стовпець у матриці  $H(t_k)$  і відповідний елемент вектора  $\nabla\Delta \vec{N}_1^{Vr}$  мають бути виключені. Кореляційну матрицю (КМ) похибки спостережень  $\delta\vec{Q}^V(t_k)$  у (9.20) визначимо наступним чином:

$$\hat{K}_{\vec{Q}}(t_k) = W_{\vec{Q}}^{-1}(t_k) = \begin{vmatrix} \hat{K}_{\vec{X}}(t_k) & \vdots & O \\ \dots & \dots & \dots \\ O^T & \vdots & \hat{K}_{\Phi_{IF}}(t_k) \end{vmatrix}, \quad (9.21)$$

де  $O \xrightarrow{\dim} [3 \times (m - 1)]$  – нуль-матриця;  $\hat{K}_{\bar{X}}(t_k) \xrightarrow{\dim} [3 \times 3]$  – недіагональна матриця, отримана при виконанні кодового рішення;

для кодового  $\Delta C_1$  рішення по п. 1.2 можна розрахувати  $\hat{K}_{\bar{X}}(t_k)$  по формулі (9.10) з урахуванням відповідної вагової матриці або представити її у діагональному вигляді:

$$\hat{K}_{\bar{X}}(t_k) = \begin{vmatrix} \sigma_{X^V}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{Y^V}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{Z^V}^2 \end{vmatrix}; \hat{K}_{\Phi IF}(t_k) = \begin{vmatrix} \sigma_{\Phi IF}^2 & K_M & \cdots & K_M \\ & \sigma_{\Phi IF}^2 & \cdots & K_M \\ & & \ddots & \vdots \\ SYM & & & \sigma_{\Phi IF}^2 \end{vmatrix} \xrightarrow{\dim} [(m - 1) \times (m - 1)]; \sigma_{\Phi IF} = 0,01 \text{ м}; K_M = \frac{1}{2} \cdot \sigma_{\Phi IF}^2.$$

Тепер приступимо до перетворень (9.20), таких, щоб систему (9.20) привести до еквівалентної «стислої» системи рівнянь, в якій після застосування модифікованого методу підстановки Гауса утворилася б нова система, що містить тільки дискретні змінні  $\nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr}$ .

### Крок 1. Декореляція рівнянь (9.20)

Для цього виконаємо сингулярний розклад матриці  $W_{\bar{Q}}(t_k)$  (9.21):

$$W_{\bar{Q}}(t_k) = \hat{K}_{\bar{Q}}^{-1}(t_k) = V_{\bar{Q}}(t_k) \cdot L^{1/2}(t_k) \cdot \underbrace{\left( L^{1/2}(t_k) \right)^T}_{V_{\bar{Q}}^T(t_k)} \cdot \left\| \xi(t_k) \right\|^T.$$

Помножимо ліву і праву частини (8.20) на невироджену квадратну матрицю  $V_{\bar{Q}}^T(t_k)$ :

$$\underbrace{V_{\bar{Q}}^T(t_k) \cdot \hat{Q}^V(t_k)}_{\hat{q}(t_k)} = \underbrace{V_{\bar{Q}}^T(t_k) \cdot A^V(t_k)}_{\|\alpha(t_k)\|} \cdot \Delta \bar{X}^V(t_k) + \underbrace{V_{\bar{Q}}^T(t_k) \cdot H^*(t_k)}_{\|\beta(t_k)\|} \cdot \nabla \Delta \bar{N}_1^{Vr} + \underbrace{V_{\bar{Q}}^T(t_k) \cdot \delta \bar{Q}^V(t_k)}_{\delta \bar{q}(t_k)}.$$

або

$$\hat{q}(t_k) = \|\alpha(t_k)\| \cdot \Delta \bar{X}^V(t_k) + \|\beta(t_k)\| \cdot \nabla \Delta \bar{N}_1^{Vr} + \delta \bar{q}(t_k). \quad (9.22)$$

Виконаємо перевірку:

$$\begin{aligned} K_{\hat{q}}(t_k) &= \left\langle \delta \bar{q}(t_k) \cdot \delta \bar{q}^T(t_k) \right\rangle = V_{\bar{Q}}^T(t_k) \cdot \left\langle \delta \bar{Q}^V(t_k) \cdot \delta \bar{Q}^V(t_k) \right\rangle \cdot V_{\bar{Q}}(t_k) = \\ &= V_{\bar{Q}}^T(t_k) \cdot \hat{K}_{\bar{Q}}(t_k) \cdot V_{\bar{Q}}(t_k) = V_{\bar{Q}}^T(t_k) \cdot \left[ V_{\bar{Q}}(t_k) \cdot V_{\bar{Q}}^T(t_k) \right]^{-1} \cdot V_{\bar{Q}}(t_k) = E, \end{aligned}$$

що і було потрібно довести – рівняння (9.20) декорельовані. Далі будемо використовувати систему рівнянь (9.22).

## **Крок 2. Стиснення системи рівнянь. Виключення лінійно-залежних рівнянь**

Розв'яжемо в аналітичному вигляді декорельовану систему (9.22) і знайдемо оптимальну умовну МНК-оцінку вектора  $\Delta \bar{X}^V(t_k) = \mathcal{F}(\nabla \Delta \bar{N}_1^{Vr})$ , підставимо цю оцінку у (9.22), після чого отримаємо нову систему рівнянь:

$$\Delta \bar{X}^V(t_k) = \mathcal{F}(\nabla \Delta \bar{N}_1^{Vr}) = \left[ \|\alpha(t_k)\|^T \cdot \|\alpha(t_k)\| \right]^{-1} \cdot \|\alpha(t_k)\|^T \cdot \left[ \hat{q}(t_k) - \|\beta(t_k)\| \cdot \nabla \Delta \bar{N}_1^{Vr} \right] - \left[ \|\alpha(t_k)\|^T \cdot \|\alpha(t_k)\| \right]^{-1} \cdot \|\alpha(t_k)\|^T \cdot \delta \bar{q}(t_k)$$

і

$$\hat{q}(t_k) = \|\alpha(t_k)\| \cdot \left[ \|\alpha(t_k)\|^T \cdot \|\alpha(t_k)\| \right]^{-1} \cdot \|\alpha(t_k)\|^T \cdot \left[ \hat{q}(t_k) - \|\beta(t_k)\| \cdot \nabla \Delta \bar{N}_1^{Vr} - \delta \bar{q}(t_k) \right] + \|\beta(t_k)\| \cdot \nabla \Delta \bar{N}_1^{Vr} + \delta \bar{q}(t_k).$$

Після перетворень:

$$F(t_k) \cdot \hat{q}(t_k) = F(t_k) \cdot \|\beta(t_k)\| \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + F(t_k) \cdot \delta \vec{q}(t_k), \quad (9.23)$$

де  $F(t_k) = \left\{ E - \|\alpha(t_k)\| \cdot \left[ \|\alpha(t_k)\|^T \cdot \|\alpha(t_k)\| \right]^{-1} \cdot \|\alpha(t_k)\|^T \right\}$  – ідемпотентна матриця ( $F(t_k) \cdot F(t_k) = F(t_k)$ ),

$$\text{rank } F(t_k) = \dim \hat{q}(t_k) - \text{rank } \|\alpha(t_k)\| = \dim \hat{q}(t_k) - \dim \Delta \vec{X}^V(t_k) = m - 1.$$

Перетворимо (9.23) до зручного вигляду, понизивши при цьому розмір системи рівнянь («стиснення» системи без втрати інформації). Для цього виконаємо сингулярний розклад матриці  $F(t_k)$ :

$F(t_k) = U(t_k) \cdot \Lambda(t_k) \cdot U^T(t_k)$ , де  $U(t_k)$  – ортогональна квадратна матриця ( $U^T(t_k) \cdot U(t_k) = U(t_k) \cdot U^T(t_k) = E$  – одинична матриця), що становить систему ортонормованих векторів-стовпців матриці  $U(t_k)$ ;

$$\Lambda(t_k) = \left\| \begin{array}{ccc} E_n(t_k) & \vdots & O \\ \cdots & \vdots & \cdots \\ O & \vdots & O \end{array} \right\| - \text{матриця сингулярних чисел, } n \text{ з яких рівні одиниці, а решта рівні нулю;}$$

$$\text{rank } F(t_k) = n = \dim \hat{q}(t_k) - \text{rank } \|\alpha(t_k)\|.$$

Тоді (9.23) представимо у вигляді

$$U(t_k) \cdot \Lambda(t_k) \cdot U^T(t_k) \cdot \hat{q}(t_k) = U(t_k) \cdot \Lambda(t_k) \cdot U^T(t_k) \cdot \|\beta(t_k)\| \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + U(t_k) \cdot \Lambda(t_k) \cdot U^T(t_k) \cdot \delta \vec{q}(t_k).$$

Після помноження лівої та правої частин на матрицю  $U^T(t_k)$ , отримаємо:

$$\Lambda(t_k) \cdot U^T(t_k) \cdot \hat{q}(t_k) = \Lambda(t_k) \cdot U^T(t_k) \cdot \|\beta(t_k)\| \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \Lambda(t_k) \cdot U^T(t_k) \cdot \delta \vec{q}(t_k).$$

Представимо

$$U(t_k) = \left\| \underbrace{u_1(t_k)}_n \vdots \underbrace{u_2(t_k)}_{s-n} \right\|, \text{ де } s = \dim \hat{q}(t_k). \text{ Тоді}$$

$$\Lambda(t_k) \cdot U^T(t_k) = \left\| \begin{array}{ccc} E_n(t_k) & \vdots & O \\ \cdots & \vdots & \cdots \\ O & \vdots & O \end{array} \right\| \cdot \left\| \begin{array}{c} u_1^T(t_k) \\ \cdots \\ u_2^T(t_k) \end{array} \right\| = \left\| \begin{array}{c} u_1^T(t_k) \\ \cdots \\ O \end{array} \right\|.$$

Тепер отримаємо нову «скорочену» на розмір вектора  $\Delta \vec{X}^V(t_k)$  систему рівнянь, еквівалентну системі (9.23):

$$\underbrace{u_1^T \cdot \hat{q}(t_k)}_{\hat{\gamma}(t_k)} = \underbrace{u_1^T \cdot \|\beta(t_k)\|}_{P(t_k)} \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \underbrace{u_1^T \cdot \delta \vec{q}(t_k)}_{\delta \vec{\gamma}(t_k)}, \quad (9.24)$$

тобто

$$\hat{\gamma}(t_k) = P(t_k) \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \delta \vec{\gamma}(t_k), \quad (9.24.1)$$

де  $P(t_k) \xrightarrow{\dim} [(m-1) \times (m-1)]$ , а  $K_{\vec{\gamma}}(t_k) = u_1^T(t_k) \cdot K_{\vec{q}}(t_k) \cdot u_1(t_k) = E_n$ .

**Крок 3.** Групування систем рівнянь (9.24) в єдину систему для всього інтервалу спостережень. Фінальні перетворення

Об'єднана система рівнянь має вигляд:

$$\underbrace{\begin{pmatrix} \hat{\gamma}(t_1) \\ \vdots \\ \hat{\gamma}(t_k) \end{pmatrix}}_{\hat{\gamma}} = \underbrace{\begin{pmatrix} P(t_1) \\ \vdots \\ P(t_k) \end{pmatrix}}_P \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \underbrace{\begin{pmatrix} \delta\vec{\gamma}(t_1) \\ \vdots \\ \delta\vec{\gamma}(t_k) \end{pmatrix}}_{\delta\vec{\gamma}}, \quad (9.25)$$

або  $\hat{\gamma} = P \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \delta\vec{\gamma}$ ,  $K_{\hat{\gamma}} = E$  – одинична матриця.

Сформуємо наступні вектори і матриці:

$$\hat{\chi} = P^T \cdot \hat{\gamma} = \sum_{l=1}^k P^T(t_l) \cdot \hat{\gamma}(t_l); \quad \delta\vec{\chi} = \sum_{l=1}^k P^T(t_l) \cdot \delta\vec{\gamma}(t_l); \quad M = P^T \cdot P = \sum_{l=1}^k P^T(t_l) \cdot P(t_l); \quad K_{\chi} = M.$$

Кореляційна матриця  $K_{\chi}$  не є одиничною, тому знову проведемо декореляцію:

$$\hat{\chi} = M \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \delta\vec{\chi} \quad (9.26)$$

по аналогії, як це було зроблено раніше:

$$K_{\vec{\chi}}^{-1} = M^{-1} = V_{\vec{\chi}} \cdot V_{\vec{\chi}}^T; \quad \underbrace{V_{\vec{\chi}}^T \cdot \hat{\chi}}_{\hat{d}} = \underbrace{V_{\vec{\chi}}^T \cdot M}_{D} \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \underbrace{V_{\vec{\chi}}^T \cdot \delta\vec{\chi}}_{\delta\vec{d}},$$

або

$$\hat{d} = D \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} + \delta\vec{d}, \quad K_{\vec{d}} = E_{(m-1)}. \quad (9.27)$$

Тепер із ненадлишкової фінальної системи рівнянь (9.27) отримаємо float-оцінку вектора  $\nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr}$  та її кореляційну матрицю похибок:

$$\begin{cases} \nabla \Delta \hat{\vec{N}}_1^{Vr} = D^{-1} \cdot \vec{d}; & \delta \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} = D^{-1} \cdot \delta \vec{d}; \\ K_{\nabla \Delta \vec{N}} = [D^T \cdot D]^{-1}. \end{cases} \quad (9.28)$$

Необхідно розрахувати і float-оцінки вектора  $\nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr}$ , і СКО їх оцінювання – для встановлення границь цілочислового перебору при мінімізації цільової функції

$$\left[ \hat{\vec{d}} - D \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} \right]^T \cdot \left[ \hat{\vec{d}} - D \cdot \nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr} \right] \longrightarrow \min_{\nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr}}.$$

Виконавши мінімізацію отриманої цільової функції і отримавши цілочислові оцінки елементів вектора  $\nabla \Delta \vec{N}_1^{Vr}$ , скорегуємо фазові IF-спостереження у (9.20), після чого отримаємо фінальне найбільш точне рішення поставленої задачі.

Результати експериментальних досліджень та апостеріорної оцінки точності визначення параметрів траєкторії КА (супутника GPS PRN 23) по реальним спостереженням БФСТВ представлені нижче у підрозділі 9.4.

### 9.3 Априорна оцінка точності визначення координат КА (вибраного супутника GPS)

9.3.1 Априорна і апостеріорна оцінки точності визначення координат КА (вибраного супутника GPS) виконувалась для наступних режимів функціонування БФСТВ:

1) далекомірно-інтерферометричний (запитний) режим функціонування системи (кодові C1P2 спостереження відстаней + кодові C1P2 спостереження різниць відстаней);

2) інтерферометричний (беззапитний) режим функціонування системи (кодові C1P2 спостереження тільки різниць відстаней);

3) далекомірно-інтерферометричний (запитний) режим функціонування системи (кодові C1 спостереження відстаней + кодові C1 спостереження різниць відстаней) – режим був реалізований тільки для апостеріорної оцінки точності;

4) інтерферометричний (беззапитний) режим функціонування системи (кодові C1 спостереження тільки різниць відстаней) – режим був реалізований тільки для апостеріорної оцінки точності;

5) далекомірно-інтерферометричний (запитний) режим функціонування системи (кодові спостереження відстаней + фазові спостереження різниць відстаней) – найбільш точний режим траєкторних визначень; оцінки складових вектору швидкості (СКШ) КА були виконані тільки для даного п'ятого, найбільш точного, режиму функціонування БФСТВ);

6) інтерферометричний (беззапитний) режим функціонування системи (тільки фазові спостереження різниць відстаней).

В ході досліджень були виконані оцінки точності з використанням кодових спостережень двох видів – 1) стандартних безіоносферних чисто кодових спостережень C1P2 та 2) більш точних безіоносферних кодово-фазових спостережень C1. У останньому випадку іоносферні затримки в кодових спостереженнях були скореговані з використанням безгеометричних фазових лінійних комбінацій двох частот та відомих процедур «levelling» сумісної фільтрації кодових спостережень з використанням фазових.

9.3.2 Розглянемо задачу моделювання обробки результатів спостережень обраних (одного-двох) GPS-супутників (як КА, параметри траєкторій яких визначаються) з поточного робочого сузір'я супутників і оцінки їх поточних координат і складових вектора швидкості, зіставивши результати апостеріорної і апіорної оцінок точності БФСТВ.

Першим етапом вирішення задачі є реалізація апіорної оцінки точності параметрів руху КА з використанням простої моделі похибок спостережень.

Загальний вигляд геометрії вимірювань «БФСТВ – КА» (у реальному масштабі співвідношень базових ліній на території України та відстаней до КА) представлений на рис. 9.1.

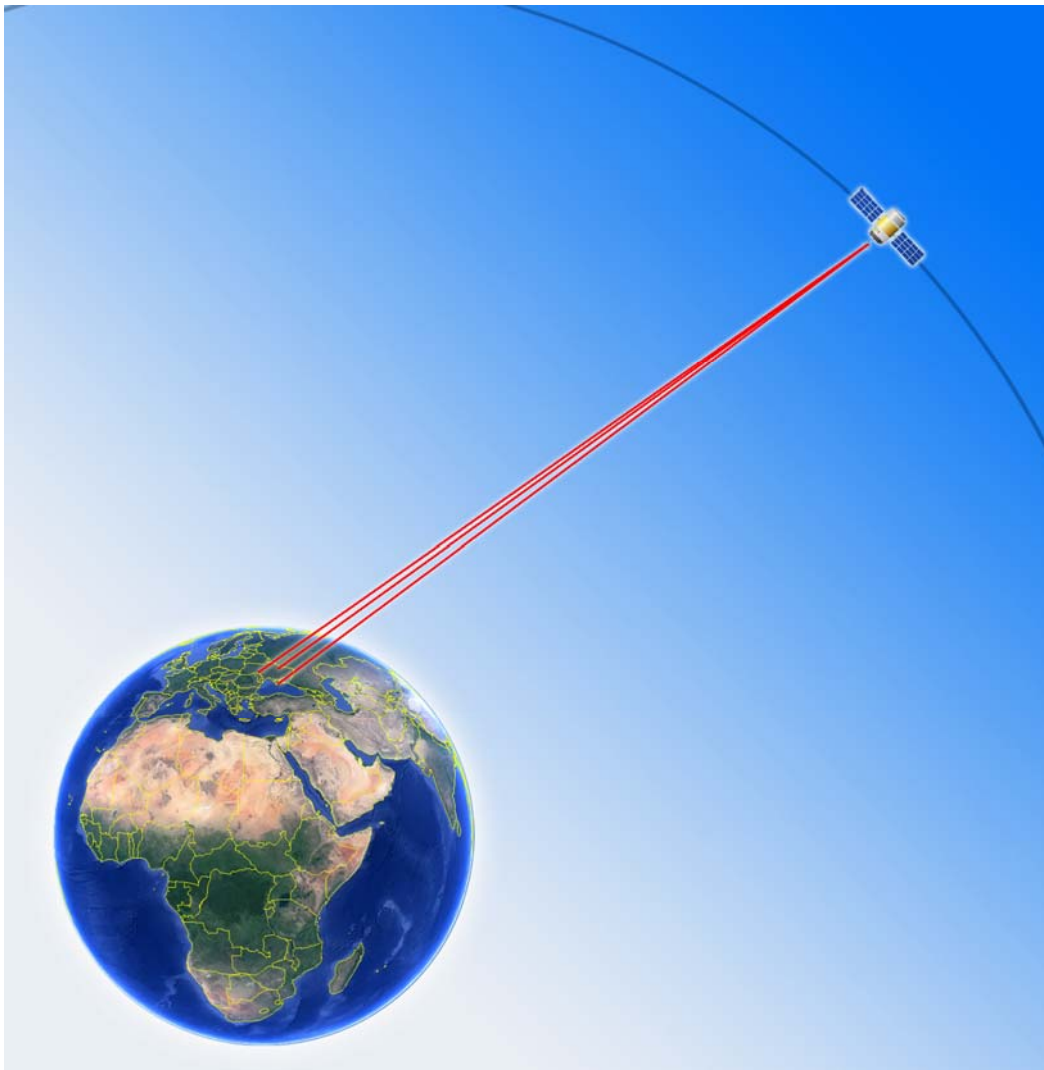


Рисунок 9.1 – Загальний вигляд геометрії вимірювань «БФСТВ – КА»

Конфігурація вимірювальних пунктів БФСТВ зображена на рис. 9.2. В якості пунктів БФСТВ були вибрані перманентні станції України. Пункт GLSV вибраний в якості центрального пункту (master-станція). Координати пунктів БФСТВ наведені у табл. 9.1, відстані між пунктами наведені у табл. 9.2.



Рисунок 9.2 – Конфігурація вимірювальних пунктів БФСТВ

Таблиця 9.1 – Координати вимірювальних пунктів БФСТВ

№	ВП/ станція	Місцеположення (місто)	Довгота, град.	Широта, град.	Висота, м
1	GLSV	Київ (Голосієво)	50.36418	30.49673	226.3716
2	DNRS	Дунаївці, Хмельницька обл.	48.85459	26.71261	396.1397
3	IZUM	Изюм, Харківська обл.	49.19221	37.27743	107.5446
4	KHAR	Харків	50.0051	36.23901	201.0888
5	KTVL	Кацівелі (пгт, Крим)	44.39289	33.96947	67.42583
6	MIKL	Миколаїв	46.97279	31.97284	93.98358
7	NIZH	Ніжин, Чернігівська обл.	51.0225	31.88346	168.4416
8	POLV	Полтава	49.60261	34.54293	178.4569
9	SHAB	Шабо, Одеська обл.	46.1432	30.37357	58.65201
10	UMAN	Умань	48.73148	30.19819	258.5658
11	ZPRS	Запоріжжя	47.82872	35.16148	93.67798

Таблиця 9.2 – Відстані між пунктами БФСТВ (в кілометрах)

	GLSV	DNRS	IZUM	KHAR	KTVL	MIKL	NIZH	POLV	SHAB	UMAN	ZPRS
GLSV		320.8	505.2	411.9	713.2	392.4	122.3	302.2	469.3	182.9	442.0
DNRS	320.8		772.5	702.0	743.9	445.2	442.4	575.9	408.5	256.4	636.0
IZUM	505.2	772.5		117.5	589.9	465.7	436.0	203.7	618.9	520.6	217.8
KHAR	411.9	702.0	117.5		646.9	461.4	328.9	130.0	612.2	460.8	254.6
KTVL	713.2	743.9	589.9	646.9		326.2	753.0	580.6	342.7	562.0	392.8
MIKL	392.4	445.2	465.7	461.4	326.2		450.3	349.0	153.4	236.4	258.8
NIZH	122.3	442.4	436.0	328.9	753.0	450.3		246.6	553.7	282.1	427.3
POLV	302.2	575.9	203.7	130.0	580.6	349.0	246.6		494.9	331.2	202.4
SHAB	469.3	408.5	618.9	612.2	342.7	153.4	553.7	494.9		288.1	409.4
UMAN	182.9	256.4	520.6	460.8	562.0	236.4	282.1	331.2	288.1		381.7
ZPRS	442.0	636.0	217.8	254.6	392.8	258.8	427.3	202.4	409.4	381.7	

Як видно з табл. 9.2, максимальна відстань між вимірювальними пунктами становить ~772.5 км (база DNRS – IZUM в напрямку «захід – схід»). Максимальна відстань в напрямку «північ – південь» становить ~753 км (база NIZH – KTVL).

Використані для розрахунків значення середньоквадратичних похибок вимірювань (спрощена модель похибок вимірювань БФСТВ):

$$\sigma_R = 1 \text{ м} ; \sigma_q = 0.01 \text{ м} ; \sigma_{\dot{R}} = 0.01 \text{ м / с} ; \sigma_{\dot{q}} = 0.001 \text{ м / с} ; \beta_{\min} = 10^\circ .$$

#### Перелік позначень

Тип БФСТВ [19]:

- 1 – сумарно–різнице–далекомірний (далекомірно-інтерферометричний запитний режим функціонування системи);
- 2 – різнице–далекомірний (інтерферометричний беззапитний режим функціонування системи);
- 3 – сумарно–далекомірний (запитний режим функціонування системи).

ВП – вимірювальний пункт;

ГСК – геоцентрична (Грінвічська) система координат;

МСК – місцева система координат;

СВШ – складові вектору швидкості .

Для моделювання роботи БФСТВ використовувалися реальні добові спостереження зазначених перманентних GPS-станцій за 10 січня 2013 р. На рис. 9.3 представлені інтервали видимості та значення геометричних факторів і

кількості супутників робочого сузір'я, що спостерігається на станції GLSV на добовому інтервалі.

### Геометричні характеристики спостережень станції GLSV

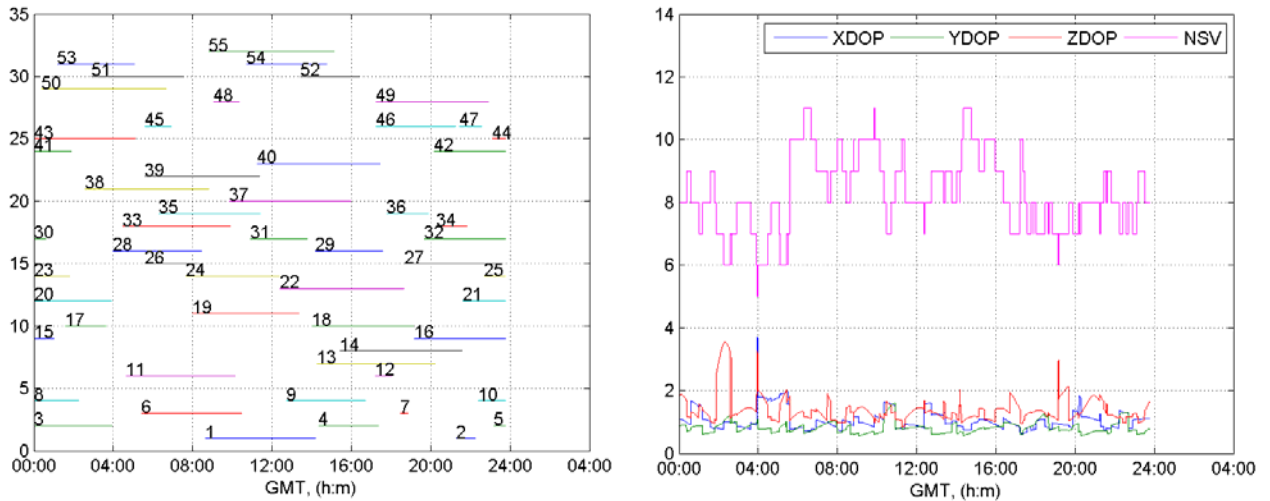


Рисунок 9.3

Один із супутників GPS був обраний в якості контрольованого об'єкта з невідомими параметрами руху і його координати і складові вектора швидкості визначалися за спостереженнями БФСТВ.

Нижче представлені результати апріорної оцінки точності різних типів функціонування БФСТВ для одного з проходів супутників GPS, а саме, супутника PRN 23 на інтервалі 11:16 – 17:37 годин.

На рис. 9.4 для супутника PRN 23 представлені «рисунок неба» (Sky Plot), кут місця і відстань супутника від центрального пункту, а також кути місця всіх пунктів БФСТВ.

На рис. 9.5 представлені результати (СКП) апріорної оцінки точності визначень координат КА, а на рис. 9.6 – СКП складових вектору швидкості (СВШ) КА.

В табл. 9.3, 9.4 наведені результати апріорної оцінки точності координат та СВШ (діапазони змін СКП у плані та по висоті) для різних умов. Дані мають такий вигляд

$$\left[ \sigma_{\min}^{plan} - \sigma_{\max}^{plan} / \sigma_{\min}^{height} - \sigma_{\max}^{height} \right].$$

## Геометричні характеристики спостережень для вибраного проходу супутника GPS PRN 23

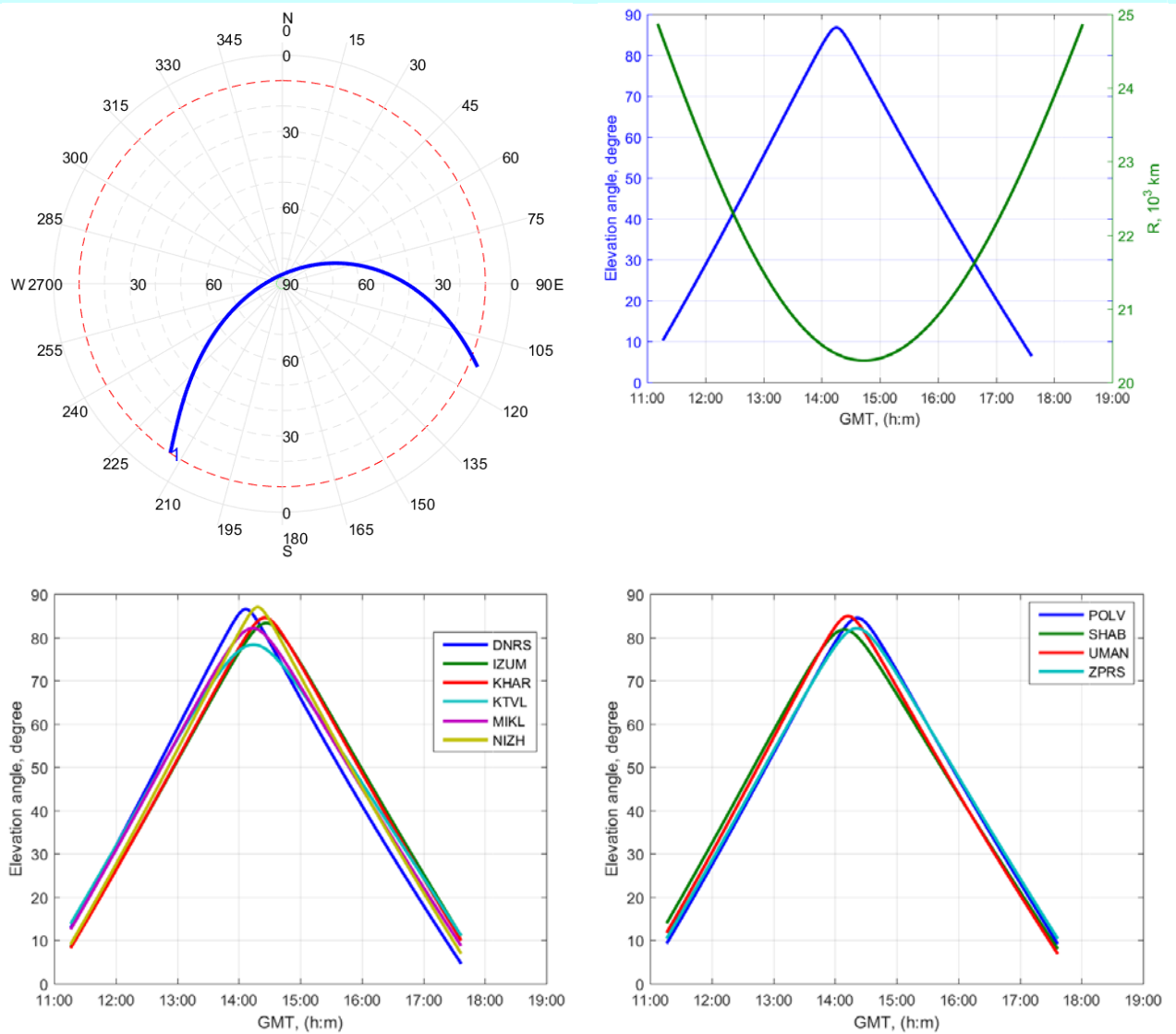


Рисунок 9.4

## Апріорні оцінки похибок (СКП) визначення координат КА PRN 23

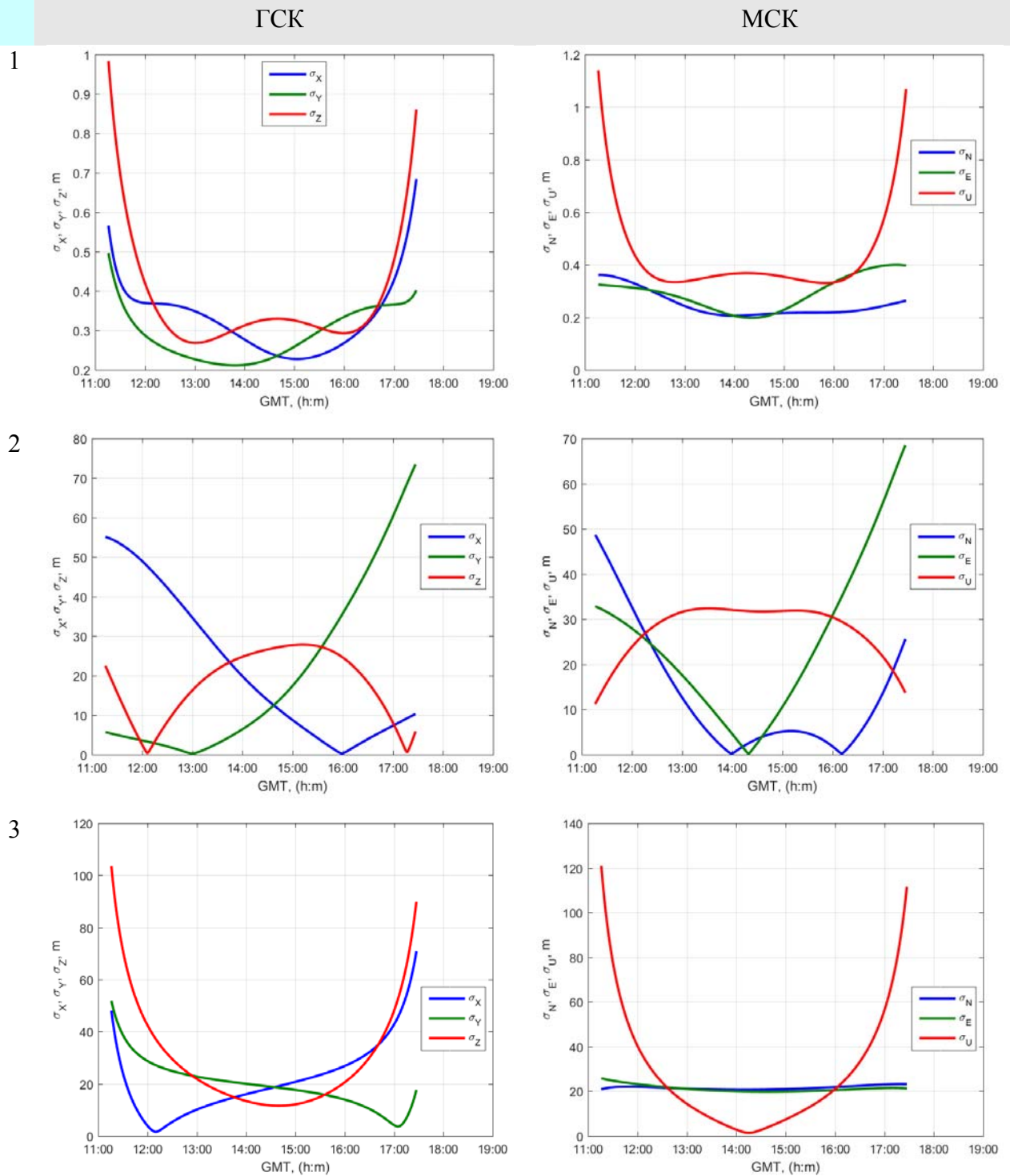


Рисунок 9.5

## Апріорні оцінки похибок (СКП) визначення СВШ КА PRN 23

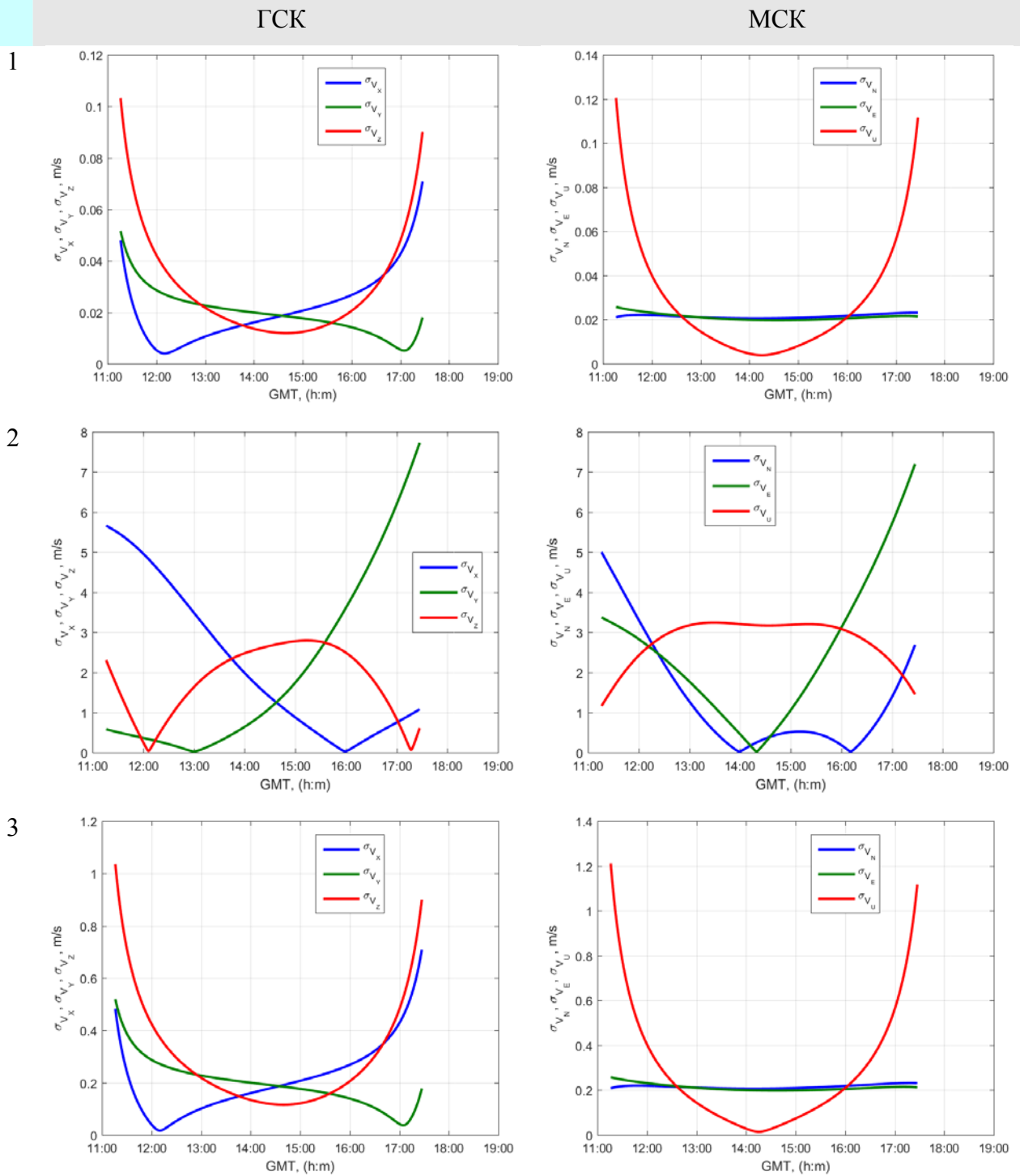


Рисунок 9.6

Таблиця 9.3 – Априорна оцінка точності визначення координат КА PRN 23 (СКП, м)

Тип системи	Кути місця 10°–30°	Кути місця 30°–90°
1	0.3 – 0.6 / 0.4 – 1.10	0.3 – 0.5 / 0.3 – 0.4
2	8 – 74 / 9 – 33	0.3 – 55 / 24 – 36
3	29 – 39 / 36 – 121	29 – 32 / 1.5 – 38

Таблиця 9.4 – Априорна оцінка точності визначення СВШ КА PRN 23 (СКП, м/с)

Тип системи	Кути місця 10°–30°	Кути місця 30°–90°
1	0.03 – 0.04 / 0.04 – 0.12	0.03 – 0.035 / 0.004 – 0.04
2	4 – 8 / 1.0 – 3.3	0.2 – 6 / 2.4 – 3.7
3	0.3 – 0.4 / 0.4 – 1.2	0.3 – 0.33 / 0.014 – 0.42

#### 9.4 Апостеріорна оцінка точності визначення параметрів траєкторії супутника GPS PRN 23 по реальним спостереженням БФСТВ – результати експериментальних досліджень

9.4.1 В ході експерименту були виконані наступні роботи:

1) розроблені та експериментально верифіковані методи і алгоритми обробки спостережень обраного КА і синхронних спостережень GPS, включаючи

– високоточну синхронізацію шкал часу рознесених в просторі наземних приймачів-станцій БФСТВ з використанням сигналів GPS;

– метод дискретного (цілочисельного) розрізнення фазових неоднозначностей (РФН) на великих базових відстанях (до ~800 км) між станціями інтерферометра БФСТВ,

– алгоритми визначення параметрів траєкторій КА;

– вибір і експериментальну верифікацію методів оцінки тропосферних і іоносферних затримок сигналів БФСТВ і GPS.

2) створено прототип (експериментальний зразок) програмно-математичного забезпечення (ПМЗ) післясеансної обробки спостережень БФСТВ для траєкторних визначень КА;

3) проведені тестові випробування прототипу ПМЗ з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референцних станцій України – проведено моделювання обробки результатів спостережень обраних з поточного робочого сузір'я GPS-супутників (як контрольованих КА) і оцінки їх поточних координат і складових вектора швидкості;

4) виконана оцінка параметрів траєкторій КА (обраних GPS-супутників) і виконано порівняння результатів апріорної і апостеріорної оцінок точності БФСТВ для експериментального підтвердження працездатності принципу побудови БФСТВ і можливості досягнення потенційних характеристик точності БФСТВ (згідно з результатами апріорної оцінки точності).

9.4.2 Вибрані спостереження (за 10 січня 2013 р.) пройшли попередню обробку (контроль якості даних, усунення циклічних фазових стрибків і ін.) з використанням модернізованого під цю задачу програмного комплексу. В якості еталонних значень при апостеріорної оцінки точності координатних рішень були використані прецизійні оцінки координат супутників GPS, що надаються службою IGS.

Нижче на наступних рис. 9.7 – 9.12 наведені приклади-ілюстрації отриманих експериментальних результатів. На зазначених рисунках показані:

– кути місця (кутові градуси) спостережень сузір'я GPS-супутників (КА – супутник PRN 23, показаний жовтим кольором) з станції GLSV (рис. 9.7);

– оцінки розходжень шкал часу (у метрах) між станціями – «знизу – доверху» для баз між станціями DNRS, IZUM, KHAR, KTVL, MIKL, NIZH, POLV, SHAB, UMAN, ZPRS та GLSV (рис. 9.8);

– оцінки відхилень (сумісно та окремо з штучним розносом) (у метрах) сформованих у процесі обробки однозначних фазових IF-спостережень (одинарні різниці відстаней між станціями) від еталонних одинарних різниць відстаней між станціями (еталонні значення вираховані по точним ефемеридам IGS) – «знизу – доверху» для баз між станціями DNRS, IZUM, KHAR, KTVL,

MIKL, NIZH, POLV, SHAB, UMAN, ZPRS та GLSV (рис. 9.9);

– оцінки (рис. 9.10) відхилень (у метрах) оцінок координат КА від його еталонних значень (вираховані по точним ефемеридам IGS):

а) зверху – до низу, лівий стовпчик – рисунки для режимів функціонування БФСТВ 1), 3), 5);

б) зверху – до низу, правий стовпчик – рисунки для режимів функціонування БФСТВ 2), 4), 6);

– оцінки (рис. 9.11, 9.12) відхилень (у метрах) оцінок координат (рис. 9.11) та СВШ (рис. 9.12) КА від його еталонних значень (вираховані по точним ефемеридам IGS) – у збільшеному масштабі.

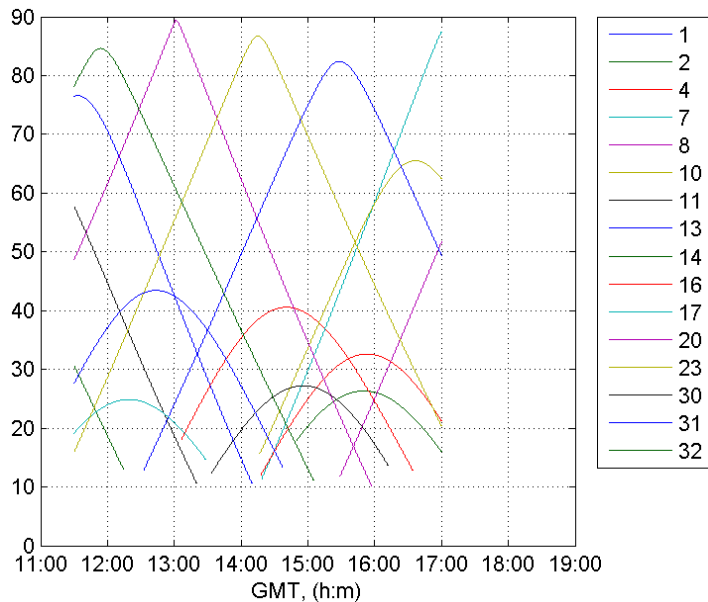


Рисунок 9.7

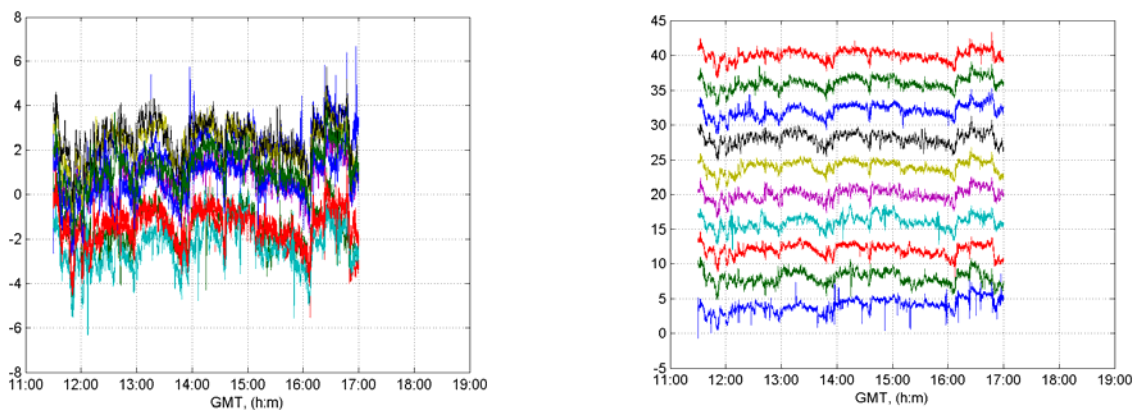


Рисунок 9.8

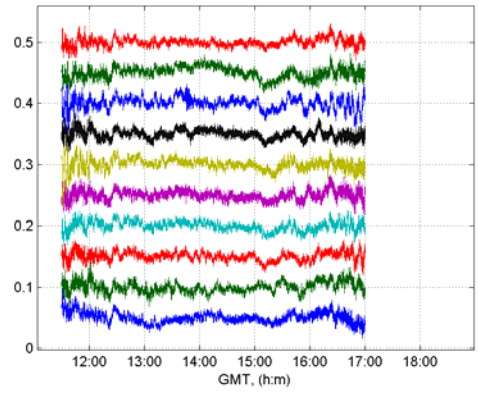
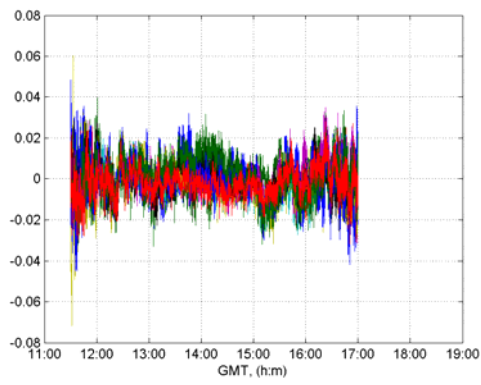


Рисунок 9.9

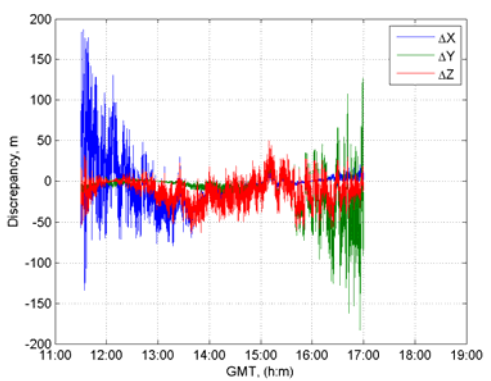
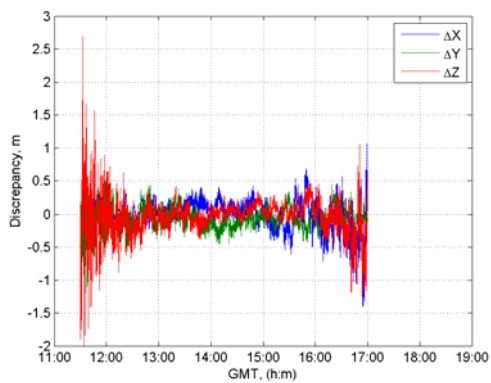
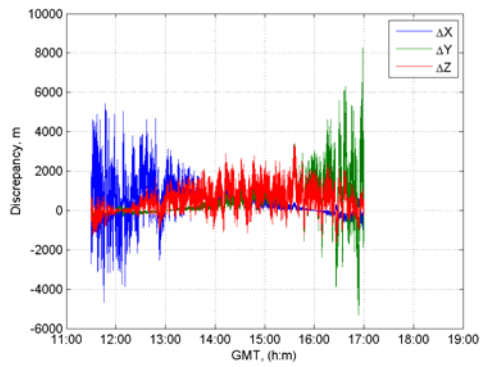
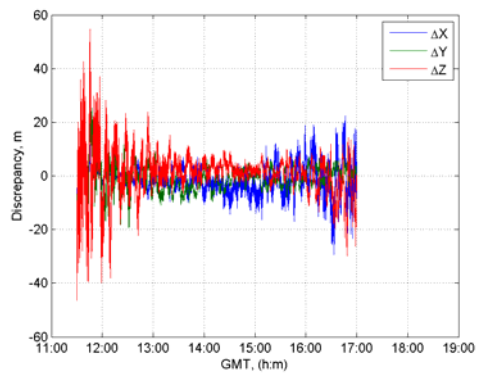
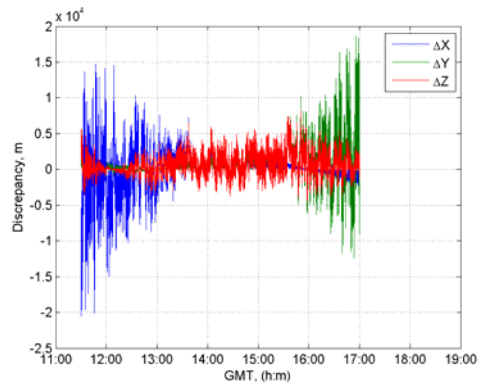
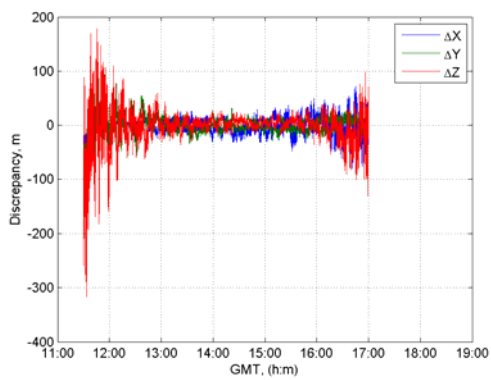


Рисунок 9.10

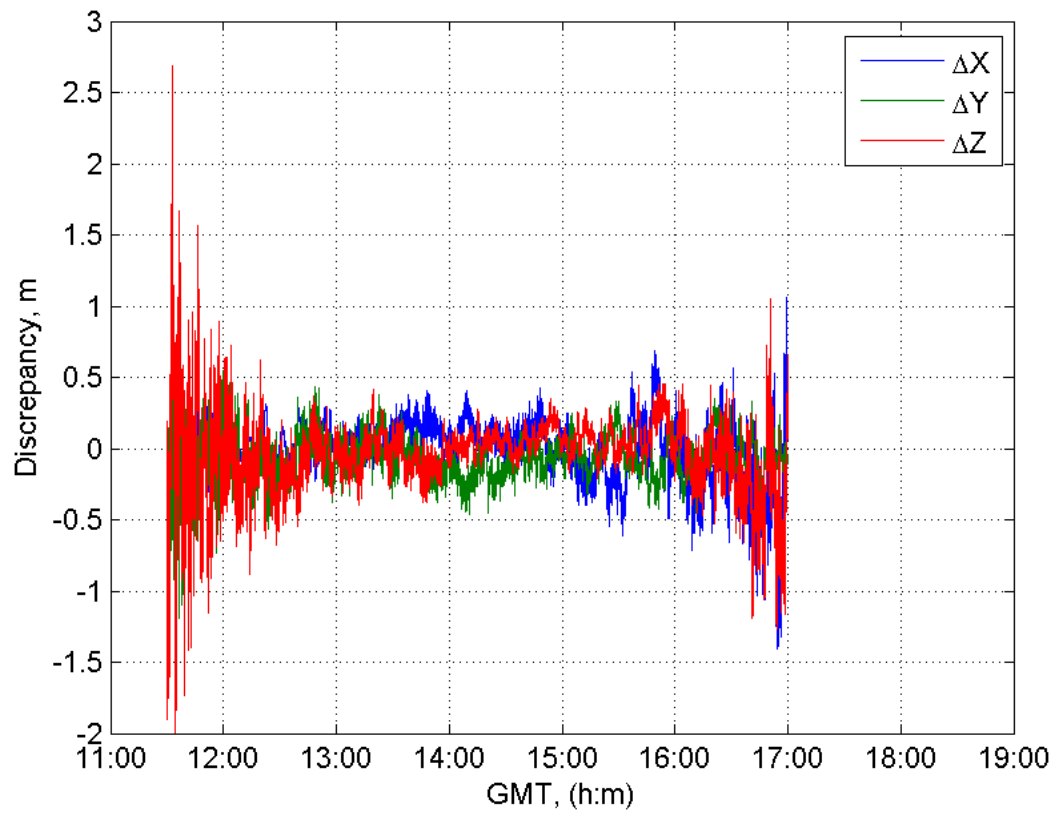


Рисунок 9.11

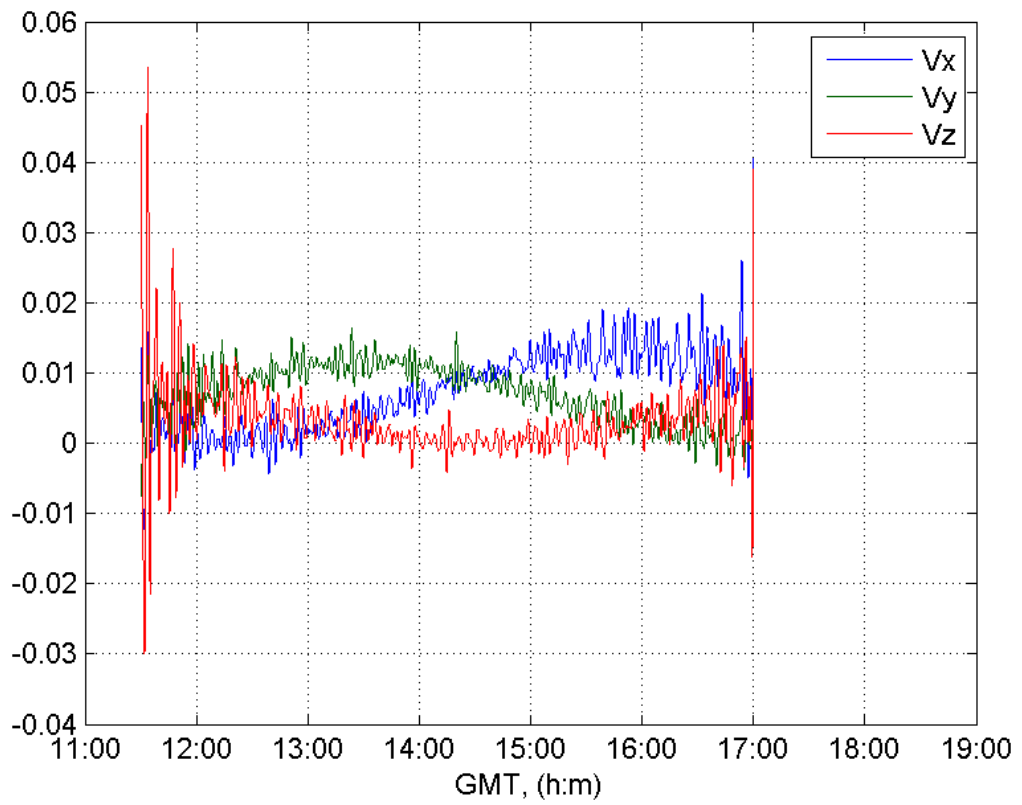


Рисунок 9.12

Таблиця 9.5 – Апостеріорна оцінка точності визначення координат КА PRN 23 (СКП, м)

Тип системи	Кути місця 15°–35°	Кути місця 35°–90°
1	~0.45	~0.16
2	~25 – 50	~21
3	~34 – 70 (C1P2) / ~8 – 14 (C1)	~7 – 10 (C1P2) / ~3.5 – 6.0 (C1)

Таблиця 9.6 – Апостеріорна оцінка точності визначення СВШ КА PRN 23 (СКП, м/с) (оцінка точності СВШ виконана тільки для першого типу БФСТВ)

Тип системи	Кути місця 15°–35°	Кути місця 35°–90°
1	~0,01	~0,007

Апостеріорна оцінка точності з використанням прототипу ПМЗ показала можливість досягнення наступної точності траєкторних визначень КА (супутників GPS в якості об'єктів, що контролюються):

– у далекомірно–інтерферометричному (запитному) режимі функціонування системи (БФСТВ першого типу – кодові спостереження відстаней + фазові спостереження різниць відстаней) СКП визначення поточних координат супутників (точкові оцінки з темпом 1 Гц) лежать в межах від **~0.16 м** (планові координати) до **~0.45 м** (висота);

– значення СКП складових вектору швидкості супутників (оцінка точності СВШ виконана тільки для першого типу БФСТВ) лежать в межах **~0,7–1,0 см/с**;

– у інтерферометричному (беззапитному) режимі функціонування системи (система другого типу – тільки фазові спостереження різниць відстаней) значення СКП визначення поточних координат супутників лежать в межах від **~21 м** (планові координати) до **~25–50 м** (висота).

Апостеріорна оцінка точності визначення координат також виконувалась для систем другого та третього типу (1-й, 2-й, 3-й, 4-й режими функціонування

БФСТВ) з використанням тільки кодових спостережень двох видів – стандартних безіоносферних чисто кодових спостережень С1Р2 та більш точних безіоносферних кодово-фазових спостережень С1. У останньому випадку іоносферні затримки в кодових спостереженнях скореговані з використанням безгеометричних фазових лінійних комбінацій двох частот та відомих процедур «levelling» сумісної фільтрації кодових спостережень з використанням фазових.

Результати апостеріорної оцінки точності для останніх випадків такі:

– у далекомірно–інтерферометричному режимі функціонування системи (кодові С1Р2 спостереження відстаней + кодові С1Р2 спостереження різниць відстаней) СКП визначення поточних координат супутників лежать в межах від **~7 м** (планові координати) до **~50 м** (висота); якщо використовуються кодові С1 спостереження відстаней + кодові С1 спостереження різниць відстаней точність траєкторних визначень зростає суттєво – приблизь у три рази;

– у інтерферометричному (беззапитному) режимі функціонування системи (кодові С1Р2 спостереження тільки різниць відстаней) значення СКП становляться неприпустимими – лежать в межах від **~1.5 км** до **~7 км**; якщо використовуються кодові С1 спостереження різниць відстаней точність траєкторних визначень зростає і СКП оцінок координат лежать в межах від **~0,7–1.0 км** до **~2–3 км**.

Порівняльний аналіз результатів апіорної та апостеріорної оцінок точності БФСТВ в рамках даного експерименту показав, що ці результати досить близько співпадають, хоча оцінки траєкторних визначень за реальними вимірюваннями виявилися більш точними.

В цілому, отримані експериментальні результати цілком підтверджують правильність концепції побудови, функціонування БФСТВ, а також її працеспроможність.

## Висновки по розділу

1. Представлено опис окремої математичної моделі спостережень БФСТВ для підтвердження її працездатності і точності траєкторних визначень з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референцих станцій України. Приведені результати експериментальних досліджень та тестових випробувань прототипу програмно-математичного забезпечення БФСТВ, що підтвердили правильність концепції побудови і функціонування БФСТВ, а також працездатність системи.

2. Створена попередня математична модель двочастотних кодових і фазових спостережень БФСТВ з урахуванням особливостей GPS-спостережень, адаптована для проведення експерименту. Розроблено та експериментально верифіковано методи і алгоритми обробки спостережень КО (обраного КА із сузір'я GPS супутників) і синхронних спостережень GPS, включаючи

- високоточну синхронізацію шкал часу рознесених в просторі наземних приймачів-станцій БФСТВ з використанням сигналів GPS;

- розрізнення фазових неоднозначностей (РФН) на великих базових відстанях (до  $\sim 800$  км) між станціями інтерферометра БФСТВ та визначення параметрів траєкторій КА.

3. Створений прототип (експериментальний зразок) програмно-математичного забезпечення (ПМЗ) післясеансної обробки спостережень БФСТВ для траєкторних визначень КА (обраних GPS-супутників). Проведені тестові випробування прототипу ПМЗ з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референцих станцій України – проведено моделювання обробки результатів спостережень обраних з поточного робочого сузір'я GPS-супутників (як контрольованих КА) і оцінки їх поточних координат і складових вектора швидкості з одночасною оцінкою розбіжностей шкал часу рознесених в просторі приймачів інтерферометра БФСТВ.

4. Проведена апріорна оцінка точності визначення координат і складових вектора швидкості КА для різних типів БФСТВ (сумарно–різнице–далекомірний, різнице–далекомірний і сумарно–далекомірний).

При використанні повнофункціональної БФСТВ першого (далекомірно–інтерферометричного) типу досягається найбільша точність – похибки (СКП)

визначення координат складають  $\sim 0.3\text{--}0.6$  м (планові координати) і  $\sim 1.5$  м (висота). Похибки визначення висоти значно зростають для КА зі зменшенням кута місця.

Для БФСТВ другого (інтерферометричного) типу похибки визначення координат набагато вище і можуть становити десятки метрів, особливо для низьких супутників. Для БФСТВ третього типу похибки визначення координат ще вище.

Похибки (СКП) визначення складових вектору швидкості складають кілька сантиметрів в секунду для БФСТВ першого типу і від кількох дециметрів в секунду до декількох метрів в секунду для БФСТВ другого і третього типів.

5. Апостеріорна оцінка точності з використанням прототипу ПМЗ показала можливість досягнення наступної точності траєкторних визначень КА (супутників GPS в якості об'єктів, що контролюються):

– у далекомірно–інтерферометричному (запитному) режимі функціонування системи (БФСТВ першого типу) СКП визначення поточних координат супутників (точкові оцінки з темпом 1 Гц) лежать в межах від  $\sim 0.16$  м (планові координати) до  $\sim 0.45$  м (висота); значення СКП складових вектору швидкості супутників лежать в межах  $\sim 0.7\text{--}1.0$  см/с;

– у інтерферометричному (беззапитному) режимі функціонування системи (система другого типу) значення СКП визначення поточних координат супутників лежать в межах від  $\sim 21$  м (планові координати) до  $\sim 25\text{--}50$  м (висота).

**Отримані експериментальні результати цілком підтверджують правильність концепції побудови, функціонування БФСТВ, а також її працездатність. Результати апостеріорної оцінки точності траєкторних визначень координат супутників, що отримані в ході обробки реальних GPS-спостережень, близькі до апріорних оцінок точності БФСТВ, які були отримані з використанням моделі похибок системи.**

## ВИСНОВКИ

В ході виконання НДР вперше у світовій практиці запропоновано та обґрунтовано побудову багатопозиційної фазової системи траєкторних вимірювань (БФСТВ) положень та руху приземних високодинамічних літальних апаратів та космічних апаратів, яка об'єднує принципи далекомірно-інтерферометричних вимірювань та спостережень глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС).

Проект спрямований на науково-технічне обґрунтування створення системи та розробку структури і принципів функціонування складових частин наземного і бортового сегментів БФСТВ для подальшої реалізації дослідного зразка системи в ході дослідно-конструкторської роботи. В ході роботи були вирішені наступні задачі.

1. Представлено нову концепцію побудови та функціонування багатопозиційної фазової системи траєкторних вимірювань. Визначені структура і функціональне призначення складових наземного і бортового сегментів БФСТВ. Сформульовані задачі та функції системи для визначення параметрів руху ВДЛА/КА. Обґрунтовані основні технічні вимоги до складу та функціонування окремих складових БФСТВ. Система розробляється в наземному і морському виконанні для забезпечення високоточних траєкторних вимірювань при проведенні полігонних випробувань ВДЛА. Відповідна модифікація системи дозволить виконувати траєкторні вимірювання і здійснювати навігацію КА при їх виведенні і русі на орбітах з висотами до 36 тис. км.

В результаті порівняльного аналізу показано, що БФСТВ є гідною альтернативою усім розглянутим аналогам траєкторних вимірювальних систем (бортові навігаційні приймачі GPS (ГНСС), система SATRACK, система LOCATA), має високу точність, відповідає сучасним передовим зарубіжним технологічним рішенням або навіть перевершує їх.

2. Розроблена математична модель спостережень БФСТВ, включаючи модель похибок. Виконана апріорна оцінка точності траєкторних визначень. Оціночні значення середньоквадратичних похибок (СКП) визначення параметрів руху приземних ВДЛА знаходяться в межах **0,05÷0,40 м** для

координат і **0,5÷1,6 см/с** для складових вектора швидкості (СВШ). Оціночні значення СКП визначення параметрів руху КА знаходяться в межах: для низькоорбітальних КА (на висотах до 1000 км) – **0,2÷0,3 м** (координати) і **2÷3 см/с** (СВШ); для КА на висотах 19÷36 тис. км – **0,25÷1,2 м** (координати), **2÷18 см/с** (СВШ).

3. Запропоновано метод синхронізації шкал часу рознесених у просторі наземних вимірювальних пунктів БФСТВ з субнаносекундною точністю без використання спеціальних додаткових систем синхронізації.

4. Запропоновано спосіб реалізації контролю точності і калібрування апаратури БФСТВ, який передбачає використання безпілотного літального апарату (БПЛА) типу «квадрокоптер», а також апаратних і програмних засобів високоточного кінематичного ГНСС-позиціонування. Запропонований спосіб може бути використаний не тільки для контролю точності БФСТВ, але і для атестації характеристик точності інших радіотехнічних та оптичних засобів траєкторних вимірювань.

5. Запропоновані та експериментально відпрацьовані методи оцінки тропосферних та іоносферних затримок сигналів БФСТВ і GPS. Розроблений та протестований спосіб калібрування тропосферних моделей з використанням високоточних оцінок зенітних тропосферних затримок сигналів GPS. Уточнення параметрів моделі тропосфери дозволяє підвищити точність оцінок тропосферних затримок у **1,3÷8 разів** в залежності від місця спостереження і кута місця об'єкта.

6. Представлені результати опрацювання структури програмно-математичного забезпечення (ПМЗ) БФСТВ для спільної обробки спостережень параметрів сигналів від контрольованих об'єктів і сигналів ГНСС в режимах післясеансної обробки і реального часу. Визначені та деталізовані функції і завдання ПМЗ, наведені методи і функції алгоритмів обробки спостережень. Визначені основні етапи розробки ПМЗ БФСТВ.

7. Створена окрема математична модель двочастотних кодових і фазових спостережень БФСТВ для підтвердження працездатності системи і точності траєкторних визначень з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референсних станцій України. Розроблені та експериментально верифіковані методи і алгоритми обробки спостережень об'єктів, що

контролюються, та синхронних спостережень GPS, включаючи високоточну синхронізацію шкал часу наземних вимірювальних пунктів інтерферометра БФСТВ з використанням сигналів GPS, розрізнення фазових неоднозначностей на великих базових відстанях (до ~800 км) між пунктами БФСТВ і визначення параметрів траєкторій КА.

8. Створений прототип програмно-математичного забезпечення (ПМЗ) післясеансної обробки спостережень БФСТВ для траєкторних визначень КА. Проведені його тестові випробування з використанням реальних GPS-спостережень перманентних референціальних станцій України. Апостеріорна оцінка точності БФСТВ з використанням прототипу ПМЗ показала можливість досягнення наступної точності траєкторних визначень середньо-орбітальних КА:

– у далекомірно-інтерферометричному (запитному) режимі функціонування БФСТВ СКП визначення поточних координат КА лежать в межах  $0,16 \div 0,45$  м; значення СКП складових вектора швидкості КА лежать в межах  $0,7 \div 1,0$  см/с;

– у інтерферометричному (беззапитному) режимі функціонування системи значення СКП визначення поточних координат супутників лежать в межах  $21 \div 50$  м.

Отримані експериментальні результати цілком підтвердили правильність концепції побудови, функціонування БФСТВ, а також її працездатність. Результати апостеріорної оцінки точності траєкторних визначень координат супутників, що отримані в ході обробки реальних GPS-спостережень, близькі до апріорних оцінок точності БФСТВ, які були отримані з використанням моделі похибок системи.

В разі реалізації БФСТВ може бути використана у системах національної безпеки та оборони, космічної навігації.

9. Розроблені пропозиції до проекту тактико-технічного завдання на виконання дослідно-конструкторської роботи по створенню багатопозиційної фазової системи траєкторних вимірювань (шифр «Вега-V»). Сформовані пропозиції щодо складу кооперації вітчизняних організацій-співвиконавців ДКР.

## ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Range Instrumentation, Ernest H. Ehling, Published by Prentice-Hall, Englewood Cliffs, N.J., 1967, 634 pp.

2. AZUSA. A Precision, Operational, Automatic Tracking System [Электронный ресурс] // Режим доступа: <http://maps.thefullwiki.org/AZUSA> ,  
<http://www.chemeurope.com/en/encyclopedia/AZUSA.html> ,  
<https://en.wiki2.org/wiki/AZUSA> .

3. MISTRAM – Missile Trajectory Measurement System [Электронный ресурс] // Режим доступа: <http://maps.thefullwiki.org/MISTRAM> ,  
<https://en.wikipedia.org/wiki/MISTRAM>

4. Радиотехнические многопараметрические системы «Вега» высокоточных измерений параметров траекторий движущихся объектов (ПАО «АО НИИРИ», Харьков) [Электронный ресурс] // Режим доступа:  
[http://www.niiri.com.ua/Rus/rmsvi\\_nv.htm](http://www.niiri.com.ua/Rus/rmsvi_nv.htm) ,  
<http://wikimapia.org/#lang=en&lat=67.545609&lon=64.151316&z=14&m=b&show=/19665353/ru/Система-«Вега»>

5. Кудряшов В.А. Измерительному комплексу космодрома Байконур – 50 лет (1957-2007). Исторический очерк // Санкт-Петербург, 2011. – 319 с.

6. Литус Ю.П., Малафеев Е.Е., Михайлов Ю.В. Высокоточная многопараметрическая система внешнетраекторных измерений параметров движения летательных аппаратов «ВЕГА» // Прикладная радиоэлектроника. – 2006. Том 5. № 4.– С. 448-453.

7. Thompson, T., «Performance of the STARACK/Global positioning System Trident I Missile Tracking System» in Proc. IEEE Position Location and Navigation Symp., Atlantic City, NJ, pp.445-449 (1980).

8. Thompson, T., «STARACK-Review and Update», Johns Hopkins APL Technical Digest, 4(2), 118-126 (1983).

9. Vetter, J.R., Schwenk, V.L., and Hattox, T.M., «An Improved GPS-Based Tracking Systems for High Accuracy Trident II Missile Navigation and Guidance

Evaluation», in Fourteenth Biennial Guidance Test Symp., Holloman AFB, pp. 67-86 (1989).

10. Иванов А.И., Романов Л.М. Полигонные навигационные измерения с использованием спутниковой радионавигационной системы NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника. - № 11. – 1989. - С.16-29.

11. Thompson T., Levy L.J., Westerfield E.E. The SATRACK System: Development and Applications // Johns Hopkins APL TECHNICAL DIGEST, Volume 19, Number 4 (1998), pp.436-447.

12. Современные зарубежные (США, ЕС) ГНСС-приемники (Monarch-M (General Dynamics), Sentinel M-Code Receiver (General Dynamics), LION Navigator 1000 Series (Airbus Defence & Space)) для траекторных определений (текущих координат и составляющих вектора скорости космических аппаратов) на низких (LEO), средних (MEO) и высоких (GEO) орбитах (выборка наилучших моделей 2014-2017 гг.) [Электронный ресурс] // Режим доступа:

<https://gdmissionsystems.com/space/space-electronics/gps-receivers> ,  
<https://gdmissionsystems.com/space/space-electronics/gps-receivers/m-code-receiver>,  
<https://gdmissionsystems.com/space/space-electronics/gps-receivers/sentinel> ,  
<https://spaceequipment.airbusdefenceandspace.com/avionics/gnss-receivers/lion-gnss-navigator/>

13. Barnes J., Rizos C., Wang J., Nunan T., Reid C. (2002). The development of a GPS/Pseudolite positioning system for vehicle tracking at BHP Steel, Port Kembla Steelworks. 15 th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation ION GPS 2002, Portland, Oregon, 24-27 September, 1779-1789.

14. Barnes J., Rizos C., Wang J., Small D., Voigt G., Gambale N. (2003). Locata: A new positioning technology for high precision indoor and outdoor positioning. 16th Int. Tech. Meeting of the Satellite Division of the U.S. Inst. of Navigation, Portland, Oregon, 9-12 September.

15. ВВС США внедряют альтернативную систему глобального позиционирования Locata [Электронный ресурс] // Режим доступа:

[http://www.survey-invest.com/vvs\\_ssha\\_vnedryayut\\_alternativnuyu\\_sistemu\\_globalnogo\\_pozicionirovaniya\\_locata/](http://www.survey-invest.com/vvs_ssha_vnedryayut_alternativnuyu_sistemu_globalnogo_pozicionirovaniya_locata/), <http://www.locata.com/>

16. Craig Desiree L. LOCATA Corporation. USAF's New Reference System. Truth on the Range // Inside GNSS, № 3, May/June 2012, pp. 37-48.

17. Зайцева А.Ю., Маслей В.Н., Галабурда Д.А., Белоусов К.Г., Москалев С.И., Зайцев С.С., Шовкопляс Ю.А. Электрореактивный буксир для межорбитальной транспортировки космических аппаратов // Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 5.– С. 24-27.

18. Жалило А.А., Кот П.А., Минервин И.Н., Ноздрин И.Г., Пискорж В.В., Рофварг Л.П. Навигация космических аппаратов по сигналам космических навигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR // Космічна наука і технологія. – Т.1, № 1. – 1995. – С.69-73.

19. Високоточна багатофункціональна система визначення траєкторій літальних апаратів авіаційних, ракетних і космічних комплексів (шифр «Вега-V»), аванпроект/технічна пропозиція – пояснювальна записка, Харківський національний університет радіоелектроніки, НДЦ ІРЕСТ, 2017 р., 225 стор. (з додатками на 194 стор.).

20. Жалило А.А., Дохов А.И., Катюшина Е.В., Яковченко А.И., Лукьянова О.А., Васильева Е.М. Високоточная многофункциональная система определения траекторий летательных аппаратов авиационных, ракетных и космических комплексов. Збірник тез доповідей 17-ї науково-технічної конференції «Створення та модернізація озброєння і військової техніки в сучасних умовах», м. Чернігів, 7-8 вересня 2017 р., С. 151-153.

21. Жалило А.А., Дохов А.И., Катюшина Е.В., Васильева Е.М., Яковченко А.И., Лукьянова О.А. Разработка высокоточной системы определения траекторий космических аппаратов и других высокодинамичных объектов // Прикладная радиоэлектроника. – 2017, Том 16, №3, 4.

22. Васильева Е.М., Жалило А.А. Бортовая аппаратура высокоточной системы траекторных измерений для одновременного определения параметров движения группы высокодинамичных летательных аппаратов – 6-й Международный радиоэлектронный форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития», МРФ-2017, 24-26 октября 2017 г., конференция «Радиолокация. Спутниковая навигация. Радиомониторинг». Сборник научных трудов. – Харьков: АНПРЭ, ХНУРЭ – С. 212-215.

23. Интерфейсный контрольный документ. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5.1) – Москва, 2008, 74 с.

24. Вавилова Н.Б., Голован А.А., Парусников Н.А. Трубников С.А. Математические модели и алгоритмы обработки измерений спутниковой навигационной системы GPS. Стандартный режим. – М.: Механико-математический факультет МГУ, 2001. – 120 с.

25. Литус Ю.П., Малафеев Е.Е., Михайлов Ю.В. Высокоточная многопараметрическая система внешнетраекторных измерений параметров движения летательных аппаратов «Вега». – Прикладная радиоэлектроника – 2006 г., т. 5, № 4.

26. Учёт условий распространения радиоволн в тропосфере. – Отчёт по НИР «Точность», ч. II (ВЕГА-Н) – УФНИИТ – 1970, глава 12. – 18 с.

27. Нестерович Г.С., Литус Ю.П., Ноздрин И.Г., Леонтьева С.Г. Алгоритм ввода правок на среду распространения. – Техническое задание на разработку программного обеспечения системы «Балхаш-2». Приложение 10. – 1988 – 8 с.

28. Колосов М.А., Шабельников А.В. Рефракция электромагнитных волн в атмосферах Земли, Венеры и Марса. – М.: Советское радио, 1976. – 220 с.

29. Features and service performance of multifunctional software toolkit “OCTAVA” for processing and analysis of GPS/GNSS observations : зб. праць міжн. конф. [«GEOS 2007»], (Прага, 1-3 квітня 2007 р.) / Research Institute of Geodesy, Topography and Cartography - Prague: Research Institute of Geodesy, Topography and Cartography, 2007. – С. 102-110.

30. «ОСТАВА»: многофункциональный программный инструмент для обработки и анализа GPS/GNSS наблюдений : материалы междунар. конф. [«Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам»], (Санкт-Петербург, 28-30 мая 2007 г.) / Держ. науч. центр РФ – Центральный научно-исследовательский институт «Электронприбор» – С.-Пб.: Центральный научно-исследовательский институт «Электронприбор», 2007 – С.319-321.

31. Разработка методики оценки качества фазовых калибровок GPS- антенн геодезического класса. Предварительные результаты экспериментальных исследований / Жалило А.А., Желанов А.А., Шелковенков Д.А., Шокало В.М. // Всеукраинский научно-технический сборник «Радиотехника». – 2007. – Вып. 148. – С. 186-198.

32. Шелковенков Д.О. Результаты экспериментальных исследований точности траекторных GPS/GNSS измерений при выполнении аэрофотосъемки с использованием программных комплексов «ОСТАВА» та «GRAFNAV/GRAFNET™» / Д.О. Шелковенков, О.О. Желанов, О.О. Жалило // Всеукраинский научно-технический сборник «Радиотехника». – 2008. – Вып. 152. – С. 172-184.

33. Желанов А.А. Дифференциальный метод и алгоритмы высокоточного позиционирования с использованием фазовых GPS наблюдений разностной частоты / А.А. Желанов, А.А. Жалило, В.М. Шокало // Всеукраинский научно-технический сборник «Радиотехника». – 2010. – № 161. – С. 72–81.

34. Zhalilo A.A. New Effective Method of Eliminating Cyclic Phase Slips during Double-Frequency Kinematic GNSS Observations / A.A. Zhalilo, I.V. Ditskiy // Allerton Press, Inc RADIOELECTRONICS AND COMMUNICATIONS SYSTEMS. – USA, 2011. –VOL. 54, №8. – pp. 415-425.

35. Жалило А.А. Разработка и тестирование новых эффективных методов и алгоритмов обнаружения и устранения фазовых скачков статических и кинематических ГНСС-наблюдений // Всеукраинский межведомственный научно-технический сборник «Радиотехника». – 2012 – № 171. – С. 340–371.

36. Основные результаты разработок исследовательской группы ХНУРЭ/ГАО НАНУ в области высокоточного ГНСС-позиционирования в период с 2002-2011 гг. / А.А. Жалило, А.А. Желанов, Д.А. Шелковенков, И.В. Дицкий, Е.А. Бессонов // Ежемесячный научно-технический и производственный журнал «Геодезия и картография». – Москва, 2012. – № 12, спецвыпуск. – С.38-50.

37. Zhalilo A.A. Elimination of Cyclic Phase Slips of Single-Frequency Kinematic GNSS Observations / A.A. Zhalilo, I.V. Ditskiy // Allerton Press, Inc RADIOELECTRONICS AND COMMUNICATIONS SYSTEMS. – USA, 2012. – VOL. 55, №7. – pp. 321-331.

38. Жалило А.А., Дицкий И.В. Усовершенствованный метод разрешения фазовой неоднозначности двухчастотных дифференциальных фазовых ГНСС-наблюдений // Всеукраинский межведомственный научно-технический сборник «Радиотехника» – № 169 – 2012 г. – С. 277-301.

39. Экспериментальная отработка программно-математического инструментария для оценки и моделирования полного электронного содержания ионосферы по данным сети наземных перманентных референциальных ГНСС станций Украины/ А.А.Жалило, А.А. Желанов, И.В. Дицкий и др. (С. 200-209) // Космический проект «Ионосат-Микро»: монография / Под общ. ред. С.А. Засухи, О.П. Фёдорова. – К.: Академперіодика, 2013 г. – 218 с., 22 с., ил.

40. Mapping the Regional Ionospheric TEC using Observations of GNSS Stations of Ukraine / E. A. Bessonov, I.V. Ditskiy, A.A. Zhelanov at al. // TCSET'2014, 25 February – 1 March 2014: thesis. – Lviv– p.792.

41. Жалило А.А., Емец А.И., Бессонов Е.А. и др. Построение и валидация региональной модели полного электронного содержания ионосферы с использованием двухчастотных фазовых наблюдений в сетях перманентных ГНСС-станций – Космічна наука і технологія, НКА і НАН України, Т.21. № 6, 2015 г., с.28–48.

42. Жалило А.А., Яковченко А.И. Разработка реализации PPP-метода определения параметров траекторий низкоорбитальных космических аппаратов

с использованием бортовых GPS-наблюдений – Восточно-Европейский журнал передовых технологий (ВЕЖПТ), Том 5, № 9 (83) (2016), С. 33–40.

43. Гофманн-Велленгоф Б. Глобальна система визначення місцеположення (GPS). Теорія і практика / Б. Гофманн-Велленгоф, Г. Ліхтнеггер, Д. Коллінз, пер. з англ. під ред. Я.С. Яцківа. – Київ: Наукова думка.– 1995. – 380 с.

44. Rizos C. Principles and Practice of GPS Surveying [Электронный ресурс] / С. Rizos // [SNAP](http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps_survey/principles_gps.htm), Australia. – 1999. – Режим доступа: [http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps\\_survey/principles\\_gps.htm](http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps_survey/principles_gps.htm).

45. Псевдошумовые (PN) системы измерения дальности. Рекомендуемый стандарт CCSDS 414.4-B-1, выпуск 1, 36 листов, март 2009г., США.

46. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. – М.: Сов. Радио, 1978. – 384 с.