Форма № Н-9.02

Національний університет «Полтавська політехніка імені Юрія Кондратюка»
(повне найменування закладу вищої освіти)
Навчально-науковий інститут інформаційних технологій і робототехніки
(повне найменування інституту, назва факультету (відділення))
Кафедра автоматики, електроніки та телекомунікацій
(повна назва кафедри (предметної, циклової комісії))

Пояснювальна записка

до кваліфікаційної роботи

бакалавра
(ступінь вищої освіти)

на тему «**УДОСКОНАЛЕННЯ БАЛІСТИКО-НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**»

Виконав: студент 4 курсу, групи д4ТТ
спеціальності 172 «Телекомунікації та радіотехніка»
(шифр і назва напряму підготовки, спеціальності)

Фільківський О. С.
(прізвище та ініціали)
Керівник Шефер О.В.
(прізвище та ініціали)
Рецензент Бороздін М. К.
(прізвище та ініціали)

Полтава - 2024рік

Національний університет «Полтавська політехніка імені Юрія Кондратюка»
Інститут Навчально-науковий інститут інформаційних технологій і робототехніки
кафедра Автоматики, електроніки та телекомунікацій
Освітній рівень бакалавр
Спеціальність 172 «Телекомунікації та радіотехніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ
завідувач кафедри автоматики,
електроніки та телекомунікацій

_____ д.т.н., проф. О.В. Шефер
"__" 8.12 2024 р.

З А В Д А Н Н Я

НА БАЛАЛАВРСЬКУ РОБОТУ СТУДЕНТУ

Фільківському Олександру Сергійовичу

1. Тема проекту (роботи) «**УДОСКОНАЛЕННЯ БАЛІСТИКО-НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**»

керівник проекту (роботи) Шефер Олександр Віталійович, д.т.н., професор
затверджена наказом вищого навчального закладу від 08.12.2023 року № 1481/1-фа

2. Строк подання студентом проекту (роботи) 10.06. 2024 р.

3. Вихідні дані до проекту (роботи). Вихідними даними є матеріали зібрані під час проходження переддипломної практики.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити) Вступ. Аналітичний огляд факторів, що впливають на якість балістико-навігаційного забезпечення літального апарату. Математична модель супроводу літального апарату наземним радіотехнічним комплексом. Аналіз вимог до радіотехнічного комплексу управління літальним апаратом. Дослідження можливості підвищення якості функціонування радіотехнічного комплексу управління літальним апаратом. Порівняльна оцінка завадостійкості телекомунікаційної системи. Пропозиції щодо впрвадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів. Висновки.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових плакатів): Завдання балістико-навігаційного забезпечення польотів літального апарату. Структурна схема оперативного етапу балістико-навігаційного забезпечення польоту ЛА. Діаграма руху ЛА у межах зони огляду наземним радіотехнічним комплексом. Рух ЛА у межах зони огляду наземним радіотехнічним комплексом. Схема визначення ділянки орбіти ЛА у площині руху. Зміна положення наземного РТК відносно підсупутникової точки. Розрахункова траєкторія ділянки радіолінії. Залежність тактико-технічних характеристик від робочої довжини хвилі. Функціональна схема траєкторних засобів слідкуваня за ЛА. Функціональна схема траєкторних засобів вимірювання дальності

радіозв'язку, азимута та кута місця. Загальна ідея методу опорного об'єкту. Висновки.

7. Дата видачі завдання 04.06.2024 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

Пор №	Назва етапів бакалаврської роботи	Термін виконання етапів роботи			Примітк (плакати
1	Вступ. Аналітичний огляд факторів, що впливають на якість балістико-навігаційного забезпечення ЛА.	11.04.24		15%	Пл. 1-2
2	Математична модель супроводу ЛА наземним радіотехнічним комплексом.	18.04.24	I	30%	Пл. 2-4
3	Аналіз вимог до радіотехнічного комплексу управління ЛА. Дослідження можливості підвищення якості функціонування радіотехнічного комплексу управління ЛА.	14.05.24		50 %	Пл. 5
4	Порівняльна оцінка завадостійкості телекомунікаційної системи.	21.05.24	II	60%	Пл. 6-7
5	Пропозиції щодо впрвадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів.	06.05.24		90%	Пл. 8-9
6	Висновки. Оформлення кваліфікаційної роботи та підготовка графічних матеріалів. Формування додатків.	10.06.24	III	100%	Пл. 10

Студент (підпис) Фільківський О. С. (прізвище та ініціали)

Керівник роботи (підпис) Шефер О. В. (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

кваліфікаційної роботи бакалавра на тему:

"Удосконалення балістико-навігаційного забезпечення літального апарату".

Робота містить 76 стор. розрахунково – пояснювальної записки і 12 презентаційних слайдів.

У бакалаврській роботі визначено фактори, що впливають на якість балістико-навігаційного забезпечення літального апарату (ЛА).

Удосконалена математична модель супроводу літального апарату наземним радіотехнічним комплексом. Встановлено, що положення ЛА в на ділянці зони огляду наземного радіотехнічного комплексу задається вектором ρ початок якого співпадає з основою перпендикуляра з наземного радіотехнічного комплексу на лінію перетину площин орбіти та місцевого горизонту, а кінець – з точкою місцезнаходження ЛА на орбиті.

Встановлено оптимальні вимоги до радіотехнічного комплексу управління літальним апаратом та досліджено можливості підвищення якості функціонування радіотехнічного комплексу управління літальним апаратом. Запропоновано підвищити стабільність наземних гетеродинів для забезпечення загальної когерентності, котра буде визначатися двома бортовими гетеродинами. Принципово важливим є не зміна частоти сигналу від сеансу до сеансу, а швидкість зсуву частоти сигналу протягом одиничного акту вимірювань.

Проведена порівняльна оцінка завадостійкості телекомунікаційної системи та запропоновано удосконалену методика, котра дозволяє усунути всі фазові неоднорідності, пов'язані з апаратурою і побічними ефектами поширення сигналу.

Розроблено пропозиції щодо впрвадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів.

Ключові слова: літальний апарат, поширення сигналу, радіотехнічний комплекс, частота сигналу, завадостійкість.

ABSTRACT

bachelor's qualification work on the topic:
"Improvement of ballistic and navigation support of aircraft".

The work contains 76 pages. estimated - an explanatory note and 12 presentation slides.

In the bachelor's work, the factors affecting the quality of the ballistic and navigation support of the aircraft (LA) are determined.

An improved mathematical model of the support of the aircraft by the ground radio-technical complex. It was established that the position of the aircraft in the area of the observation zone of the ground radio-technical complex is given by a vector whose beginning coincides with the main perpendicular from the ground radio-technical complex to the line of the plane of the orbit and the local horizon, and the end - with the local point walking LA on the bat.

The optimal requirements for the radio-technical complex of aircraft control were established, and the possibility of improving the quality of the functioning of the radio-technical complex of aircraft control was investigated. It is proposed to increase the stability of ground heterodynes to ensure overall coherence, which will be determined by two ground heterodynes. What is fundamentally important is not the change in the frequency of the signal from session to session, but the speed of the shift in the frequency of the signal due to a single act of radiation.

A comprehensive evaluation of the immunity of the telecommunication system was carried out and an improved technique was proposed, which allows to eliminate all phase inhomogeneities associated with the apparatus and side effects of signal hissing.

Proposals for the implementation of modern methods of measuring the ballistic and navigational parameters of aircraft have been developed.

Key words: aircraft, signal transmission, radio technical complex, signal frequency, immunity to interference.

ЗМІСТ

ВСТУП.....5

1. **АНАЛІТИЧНА ЧАСТИНА**.....7

1.1. Аналітичний огляд факторів, що впливають на якість балістико-навігаційного забезпечення ЛА.....7

2. ТЕХНІЧНА ЧАСТИНА.....12

2.1. Математична модель супроводу ЛА наземним радіотехнічним комплексом при однопунктній технології управління.....12

2.2. Аналіз загальних та спеціальних вимог до радіотехнічного комплексу управління ЛА.....21

3. ДОСЛІДНО-КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА.....33

3.1 Дослідження можливості підвищення якості функціонування радіотехнічного комплексу управління ЛА.....33

3.2. Порівняльна оцінка завадостійкості телекомунікаційної системи.....42

3.3. Пропозиції до впрвадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів.....49

ВИСНОВКИ.....69

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....70

ДОДАТКИ.....72

ВСТУП

Балістико-навігаційне забезпечення літального апарату — це комплекс технічних засобів і систем, що використовуються для визначення точного місцезнаходження, швидкості, напрямку та інших параметрів руху літального апарату, такого як літак, вертоліт, безпілотник або ракета, у процесі їх польоту.

Цей комплекс може включати в себе:

- системи навігації: навігаційні системи, такі як GPS (система глобального позиціонування), ГНСС (глобальна навігаційна супутникова система), інерціальні системи навігації (ІСН), компаси тощо. Вони дозволяють визначати місцезнаходження, швидкість і напрямок руху апарата.

- бортові комп'ютери і програмне забезпечення обробляють інформацію від сенсорів та навігаційних систем, визначають оптимальний маршрут, контролюють параметри польоту і виконують розрахунки для підтримки стабільного та безпечного польоту.

- системи стабілізації і автопілоти забезпечують стабільність польоту шляхом автоматичного коригування керування апаратом на основі інформації від навігаційних сенсорів.

системи вимірювання параметрів атмосфери можуть мати датчики для вимірювання параметрів атмосфери, таких як температура, тиск, вологість, що дозволяє краще коригувати польотні параметри. Вимірювання параметрів атмосфери дозволяє отримувати точні дані про умови, в яких знаходиться апарат, що допомагає в управлінні польотом та виборі оптимальних стратегій польоту.

Вимірювання параметрів атмосфери, таких як температура, тиск та вологість, може допомогти в уточненні даних, отриманих від інерціальних систем навігації. Це дозволяє зменшити накопичення помилок у визначенні місцезнаходження та шляху польоту.

Дані про температуру, вологість та інші параметри атмосфери можуть бути використані для оптимізації енергоспоживання літального апарату.

Наприклад, системи управління можуть регулювати роботу двигунів або систем кондиціювання повітря для забезпечення оптимального функціонування в різних метеоумовах.

Дані про атмосферні умови можуть бути використані для автоматичного коригування параметрів польоту, таких як швидкість, кут нахилу, або шлях. Це дозволяє літальному апарату більш ефективно реагувати на зміни в атмосферних умовах і забезпечує більш точне виконання місій.

Системи вимірювання параметрів атмосфери можуть використовуватися для збору даних про погоду, що може бути важливим для планування маршрутів польоту і управління ризиками. Інформація про погоду дозволяє уникати небезпечних умов, оптимізувати тривалість та траєкторію польоту.

Загалом, системи вимірювання параметрів атмосфери грають ключову роль у покращенні балістико-навігаційного забезпечення літального апарату, забезпечуючи точність, надійність та ефективність управління апаратом в різних умовах польоту.

- комунікаційні системи використовуться для передачі даних про місцезнаходження, стану апарата і зв'язку з контрольним центром чи оператором.

- системи аналізу та прогнозу погоди деякі літальні апарати можуть використовувати для планування маршруту і вибору оптимальних умов для польоту.

Ці компоненти працюють разом для забезпечення безпечного, ефективного і точного польоту літального апарату в різних умовах і завданнях, включаючи комерційний та військовий польоти, а також дослідження в аерокосмічній сфері.

1. АНАЛІТИЧНА ЧАСТИНА

1.1. Аналітичний огляд факторів, що впливають на якість балістико-навігаційного забезпечення ЛА

Балістико-навігаційне забезпечення (БНЗ) польотів літального апарату (ЛА) становить собою розробку алгоритмів вирішення задач отримання визначеної балістичної інформації та навігаційних параметрів польоту ЛА, реалізацію цих алгоритмів (зазвичай у вигляді програмного продукту для обчислень) і розробку методик використання результатів вирішення цих завдань при плануванні роботи та управлінні цими засобами [1]. Оскільки весь час створюються нові літальні засоби для вирішення нових цільових завдань та модернізуються існуючі засоби для вирішення завдань, що змінюються, а також підвищуються вимоги щодо точності визначення балістико-навігаційних параметрів та надійності і оперативності управління польотом ЛА, то вдосконалення та оновлення алгоритмів балістико-навігаційне забезпечення відбувається практично безперервно [2].

Одна з головних вимог, що висуваються до алгоритмів вирішення завдань БНЗ програмами, що їх реалізовують - це вимога максимальної оперативності та своєчасності вирішення завдання. Саме вимога забезпечення максимальної оперативності змушує безперервно удосконалювати існуючі алгоритми та програми БНЗ з метою зменшення часу вирішення завдань, з накладанням вимог до підвищенні точності обчислень [2].

До основних таких завдань БНЗ управління польотом ЛА, як правило відносять [2]:

- визначення поточного положення ЛА у просторі та розрахунок його прогнозованої зміни на основі обробки інформації траєкторних вимірювань;

- розрахунок і забезпечення необхідними балістичними даними робочих груп з метою планування та проведення заходів управління ЛА;

- формування та надання балістичної інформації для забезпечення роботи наземного спеціального комплексу;

- аналіз суворої відповідності параметрів фактичного руху ЛА вимогам, що визначені метою його застосування та завданнями польоту;

- генерація рекомендацій щодо навігації ЛА в рамках вирішення спеціальних завдань його польоту.

Спостереження за будь-якими ЛА можливі лише у випадку його руху в межах частині небосхилу, що може оглядатися антенними пристроями [3]. Перш за все, розміри зони видимості ЛА залежать від висоти польоту ЛА. Відстань прямої видимості між антенами, що обертаються за еліптичною або круговою орбітами, й деякою точкою на поверхні, що визначається сферичністю Землі та утворює діаметр зон видимості ЛА, який для низькоорбітальних ЛА складатиме 3-7 км.

Тривалість польоту таких обєктів у межах зон огляду наземними радіотехнічними комплексами, в найкращому випадку прольоту їх через зеніт, не перевищуватиме 15 хв. У більшості ж випадків проекція траси ЛА не проходить через точку розміщення наземного радіотехнічного комплексу, а окреслює в межах зони огляду хорду, довжина якої значно менша діаметру зони видимості ЛА. Підсумовуючи слід відзначити, що тривалість польоту в зоні огляду наземного радіотехнічного комплексу, а, відповідно, і тривалість сеансу управління ЛА в більшості випадків становитиме 5-8 хвилин.

Потреба в розосередженні наземного радіотехнічного комплексу визначалася також і необхідністю забезпечення достатньої точності визначення елементів орбіти ЛА, оскільки при спостереженнях з одного пункту важко, а інколи неможливо належним чином здійснити вимірювання траєкторних параметрів руху ЛА. У випадку, якщо вимірювання координат і швидкості руху ЛА ведуться з різних точок земної поверхні, відповідні завдання значно полегшуються.

Виходячи із зазначеного, при створенні традиційних наземних контурів управління ЛА застосовувався багатопунктний метод управління [3]. Проте,

зважаючи, що уся територія України для ЛА з висотами орбіт понад 2 км визначатиметься зоною огляду одного вимірювального пункту, наземного радіотехнічного комплексу управління низькоорбітальним угрупованням ЛА, що повинен функціонувати забезпечуючи однопунктну технологію управління. У такому випадку обмежений термін перебування кожного ЛА в зоні огляду наземного радіотехнічного комплексу накладає жорсткі вимоги до якості БНЗ управління ЛА, а також підвищує функціональність та значимість кожного сеансу зв'язку ЛА [3].

Кінцева мета БНЗ - видача балістичних даних, що відповідають вирішуваним завданням, для забезпечення процесів управління та обслуговування польотів ЛА з необхідною точністю і в заданий час. Крім того, для кожного завдання (або групи завдань) встановлюється перелік балістичних величин, що підлягають визначенню (балістичний перелік), а також вимоги до точності і оперативності визначення величин цього переліку [4].

При вирішенні завдань, пов'язаних із забезпеченням програми польоту ЛА, виникає необхідність постійного вимірювання параметрів руху ЛА з Землі. Частота проведення траєкторних вимірів руху ЛА та уточнення початкових умов руху ЛА залежать від цільового призначення ЛА (точності виконання цільових операцій бортовою апаратурою ЛА), висоти орбіти ЛА, кількості корекцій орбіти та ін. [4, 5].

Для визначення факторів, що впливають на якість БНЗ, розглянемо технологічну послідовність вирішення завдань БНЗ, котра передбачає визначення впорядкованого списку цих завдань та порядку їх вирішення (табл. 1.1).

З теорії графів [6] відомо, що будь-який впорядкований список з внутрішніми зв'язмими може бути представлений у вигляді графа.

Таблиця 1.1

Список задач балістико-навігаційного забезпечення польотів літального апарату

№ з/п	Найменування задачі	Вирішується після задачі №	Залежить від задачі №
1	2	3	4
1	Попереднє оброблення результатів вимірювань	Після проведення запланованих сеансів	
2	Визначення початкових умов руху ЛА за результатами траєкторних вимірювань	1, 3	1, 3
3	Прогнозування руху ЛА	2	2
4	Розрахунок часів входу і виходу ЛА в зони видимості вимірювальних засобів наземного радіотехнічного комплексу	3	3
5	Розрахунок програм наведення антенних систем наземного радіотехнічного комплексу	4	3
6	Розрахунок сліду орбіти ЛА	5	3
7	Розрахунок параметрів освітленості ЛА	6	3
8	Розрахунок часу видимості ЛА	7	3
9	Розрахунок даних на спуск ЛА	8	3
10	Розрахунок даних на проведення корекції орбіти ЛА	9	3
11	Оцінка точності роботи вимірювальних засобів	10	1, 3

Якщо множину завдань, що входять в оперативний етап балістико-навігаційного завдання, представити у вигляді списку, якому співвіднесена множина вершин, а множині функціональних зв'язків і відносин між цими задачами співвіднести множину дуг, що з'єднують зазначені вершини, то можливо побудувати функціональний граф структурної схеми балістико-навігаціного забезпечення управління ЛА. Ярусна форма представлення графа структурної схеми БНЗ наведена на рис. 1.1. З аналізу схеми видно, що організація процесу БНЗ суттєво залежатиме від точності вирішення задачі прогнозування руху ЛА.

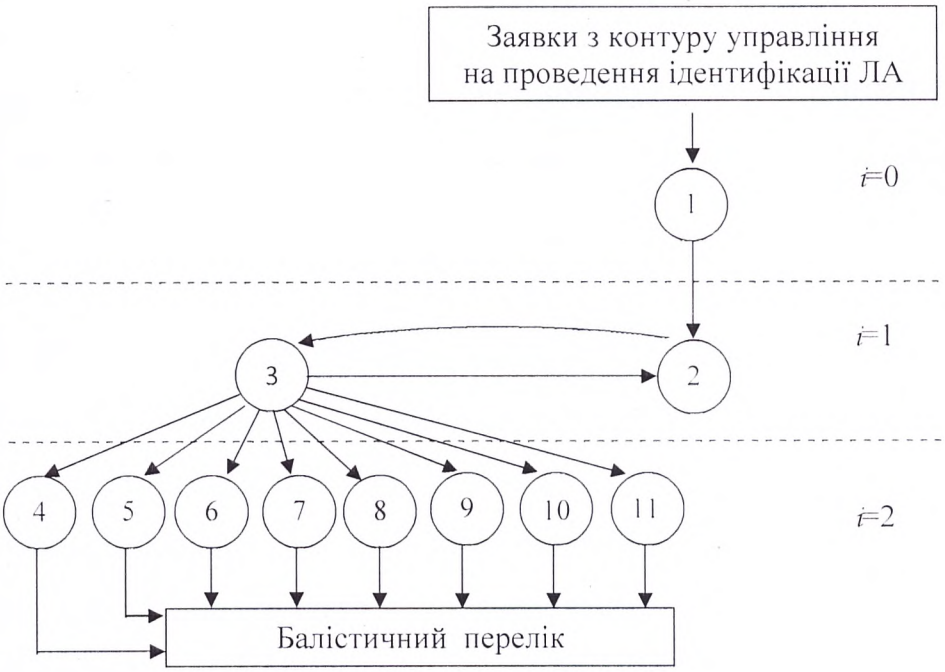


Рисунок 1.1 - Структурна схема оперативного етапу балістико-навігаційного забезпечення польоту ЛА

У свою чергу, точність прогнозування руху ЛА буде залежати від:

- якості вирішення завдання визначення параметрів руху;
- ступеня адекватності математичної моделі руху ЛА - реальному руху та оперативності набору необхідної кількості сеансів ідентитфікації для визначення параметрів руху ЛА (задачі 1 і 2).

Виходячи з цього, зменшення кількості сеансів ідентитфікації, необхідних для вирішення задач визначення параметрів руху ЛА, із збереженням необхідної точності, в умовах однопунктової технології управління є надзвичайно важливим завданням.

Підсумовуючи можна відзначити, що проведений аналіз факторів, які визначають якість БНЗ польоту ЛА, свідчить про те, що якість функціонування ЛА вирішальним чином визначатиметься точністю прогнозу руху ЛА, для чого наземний радіотехнічний комплекс повинен забезпечити необхідну оперативністю і точність визначення траєкторних параметрів руху ЛА під впливом різних збурюючи факторів, що впливають на його орбітальний рух.

2. ТЕХНІЧНА ЧАСТИНА

2.1 Математична модель супроводу ЛА наземним радіотехнічним комплексом при однопунктній технології управління

Зважаючи на вкрай обмежений проміжок часу перебування ЛА зі складу низькоорбітального угруповання у межах зони огляду антенних пристроїв, стає надзвичайно важливим дослідити питання супроводу ЛА наземним радіотехнічним комплексом.

Проведений під час дослідження аналіз моделей прогнозу руху ЛА довів, що для вирішення завдання прогнозування місцезнаходження ЛА відносно наземного радіотехнічного комплексу, можливе застосування лише розширених моделей прогнозу, які повинні забезпечувати:

- опис руху ЛА в абсолютній системі координат з повним урахуванням впливу збурюючих факторів, який суттєво зростає для низькоорбітальних ЛА;
- можливість переходу до опису руху ЛА в системі координат, що пов'язана з наземним радіотехнічним комплексом (з урахуванням добового обертання Землі, часової прив'язки та топогеодезичної прив'язки антенних пристроїв наземного радіотехнічного комплексу на місцевості) [5].

Виходячи з цього, розглянемо моделі прогнозування руху ЛА, що засновані на описі змін положення ЛА не як функції часу, а як функції опису певного параметра, що протягом знаходження низькоорбітального ЛА у межах зони огляду антенних пристроїв наземного радіотехнічного комплексу змінюватиме своє значення в межах 0° ÷180° [6], непридатні для вирішення завдання дослідження, оскільки не задовольняють вищенаведеним вимогам.

Позначивши ЛА через S, вважатимемо, що він рухається за кеплеровою орбітою з параметрами:

нахил орбіти i, ексцентриситет e, висота перигея h_p, аргумент перигея ω, a довгота висхідного вузла орбіти Ω, (рис. 2.1).

У такому випадку напрямок на ЛА визначається значеннями азимута A і

кута місця γ, а у кульмінаційній точці (точка S_c на рис. 2.1 – 2.3) радіус-вектор положення ЛА, стає перпендикулярним лінії перетину площин орбіти ЛА та місцевого горизонту (пряма $l_1 l_2$). Нахил площини орбіти ЛА відносно площини горизонту позначимо кутом α.

У цьому випадку, радіус-вектор $l_1 l_2$ розділить площину місцевого горизонту на дві півплощини. Кут α відкладатимемо від півплощини, що протилежна площині розташування наземного радіотехнічного комплексу (місцерозташування якого позначимо точкою P).

Тоді на ділянці траєкторії ЛА, що знаходиться у межах зони огляду антенних пристроїв, миттєве положення наземного радіотехнічного комплексу на нерухомій земній сфері може бути визначено значенням істинної аномалії Θ_c (рис. 2.3), що відповідає дійсному положенню ЛА у кульмінаційній точці своєї орбіті, та кутом α (рис. 2.1, 2.2). Значення Θ_c задає орієнтацію радіус-вектора в площині орбіти ЛА, а кут α визначає відстань $d_1 = \dfrac{R}{\sin\alpha}$ від центру Землі (R – радіус Землі).

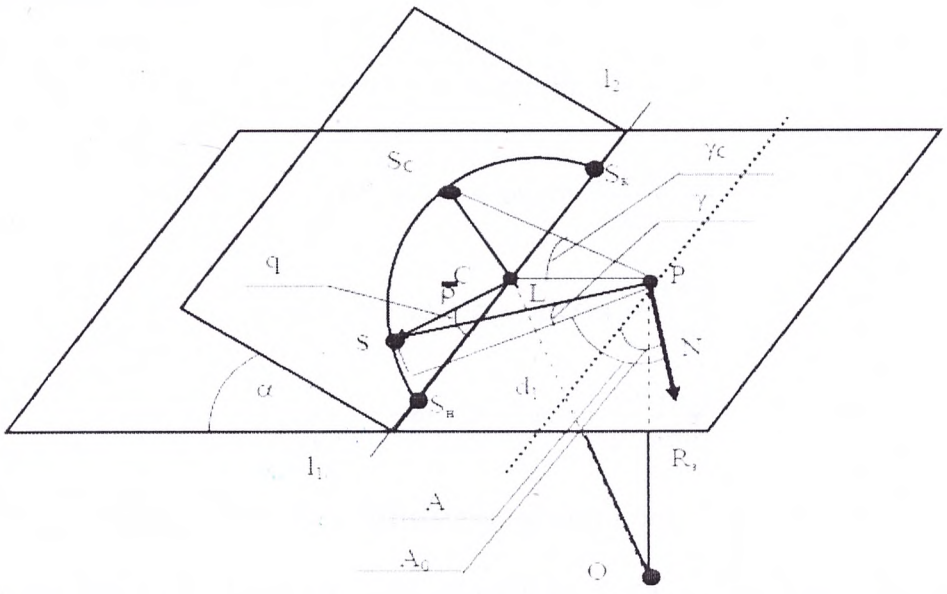


Рисунок 2.1 - Рух низькоорбітального ЛА у межах зони огляду наземним радіотехнічним комплексом

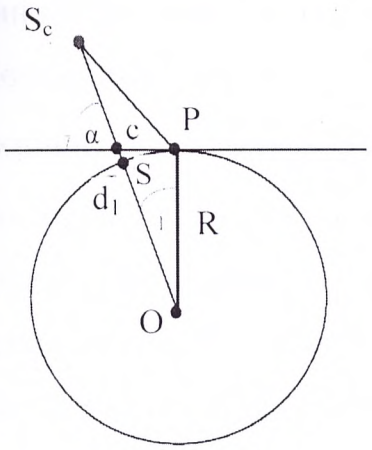


Рисунок 2.2 - Напрямок наземного радіотехнічного комплексу – кульмінаційна точка ЛА

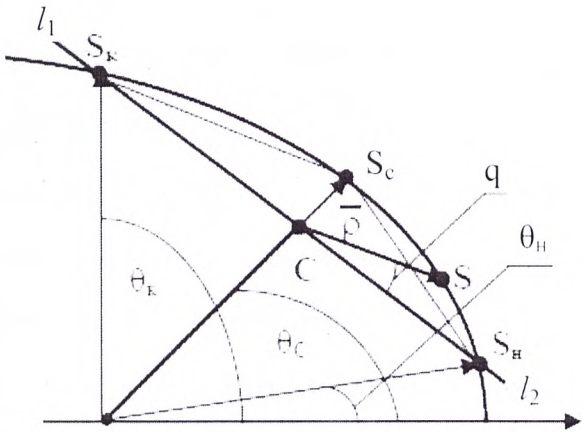


Рисунок 2.3 - Ділянка орбіти ЛА у площині руху

Множина ділянок літального апарату S_n, що знаходяться у межах зони огляду антенних пристроїв наземного радіотехнічного комплексу, на заданій площині визначатиметься парами можливих значень θ_C і α. При цьому $\theta_C [\theta_1,\theta_2] \cup [\theta_3,\theta_4]$, де:

$$\Theta_1 = -\omega + \arcsin \frac{\sin \varphi_{\Gamma_{min}}}{\sin i}$$

$$\Theta_2 = -\omega + \arcsin \frac{\sin \varphi_{\Gamma max}}{\sin i}$$

$$\Theta_3 = -\omega + \pi - \arcsin \frac{\sin \varphi_{\Gamma_{max}}}{\sin i}$$

$$\Theta_4 = -\omega + \pi - \arcsin \frac{\sin \varphi_{\Gamma min}}{\sin i},$$

де $\varphi_{\Gamma max}$ і $\varphi_{\Gamma min}$ – максимальне і мінімальне значення географічної широти місця розташування НРТКУ. Припустимі значення кута α при конкретному значенні θ_C визначається наступним чином: $\alpha(\Theta_c) \in \left[\alpha_{min}(\Theta_c), \frac{\pi}{2}\right]$, де

$\alpha_{min}(\Theta_c) = \arcsin\frac{R}{r(\Theta_c)}$, $r(\Theta_c)$ – радіус-вектор, що задає положення ЛА на орбіті при істинній аномалії, що дорівнює θ_C .

Положення ЛА в площині орбіти на ділянці зони огляду наземного радіотехнічного комплексу задається вектором $\overline{\rho}$, початок якого співпадає з основою перпендикуляра з наземного радіотехнічного комплексу на лінію перетину площин орбіти та місцевого горизонту, а кінець – з точкою місцезнаходження ЛА на орбиті (точки С та *S*). Даний вектор задає кут q, що відкладається в площі орбіти від прямої $l_1 l_2$ за напрямом руху ЛА. У межах зони огляду наземного радіотехнічного комплексу значення q послідовно змінюватимуться у межах 0° ÷ 180°, а значення істинної аномалії θ, модуль радіус-вектора ЛА $\bar{r}$ і радіус-вектор $\overline{\rho}$ можуть бути визначені як функції кута q.

Азимут і кут місця ЛА з урахуванням значень α, θc, $\theta(q)$, $r(q)$, $\rho(q)$ також можуть бути визначені як функції кута q наступним чином:

$$\theta(q) = \theta_c + z\theta_d(q), \tag{2.1}$$

де

$$z = \begin{cases} -1 & при \quad q \le \dfrac{\pi}{2} \\ 1 & при \quad q > \dfrac{\pi}{2} \end{cases},$$

$$\theta_d(q) = 2arctg\left[\frac{-b}{c-a} + \sqrt{\left(\frac{b}{c-a}\right)^2 - \frac{c+a}{c-a}}\right], \tag{2.2}$$

де

$$a = \frac{\cos q}{d_1} - \frac{e\cos\theta_c \cos q}{p}, \qquad b = \left(\frac{\sin q}{d_1} + \frac{e\cos q \sin\theta_c}{p}\right)z, \qquad c = \frac{-\cos q}{p},$$

а $p = (1+e)(R+h_p)$ – фоЛАльний параметр.

$$r(q) = \frac{p}{1 + e\cos\theta(q)}, \tag{2.3}$$

$$\rho(q) = -d_1 \sin q + \sqrt{r(q)^2 - d_1^2 \cos^2 q}\,, \tag{2.4}$$

$$A(q) = A_0 + arctg\,\frac{d + \rho(q)\sin q \cos\alpha}{\rho(q)\cos q} + D, \tag{2.5}$$

$$\gamma(q) = arctg\,\frac{\rho(q)\sin q \sin\alpha}{\sqrt{\rho(q)^2 \cos^2 q + (d + \rho(q)\sin q \cos\alpha)^2}}, \tag{2.6}$$

де $D = \begin{cases} 0, \ якщо \quad q \le \dfrac{\pi}{2} \\ \pi, \ якщо \quad q > \dfrac{\pi}{2} \end{cases}$, $d = Rctg(\alpha)$,

A_0 – кут між напрямком на північ і променем, що виходить з точки розташування наземного радіотехнічного комплексу та співнапрямлений з променем, що виходить з точки C і проходить через точку $S_н$ (початком ділянки орбіти ЛА у межах зони огляду наземного радіотехнічного комплексу). Отже, кут A_0 задає орієнтацію прямої $l_1 l_2$ в площині місцевого горизонту.

Але розрахунок за формулами (2.1) – (2.6) запропонованих моделей має похибки, оскільки не враховує добове обертання Землі, що визначає запропоновані моделі прогнозування положення ЛА як такі, що непридатні для вирішення завдання даного дослідження [7].

Для побудови удосконаленої математичної моделі прогнозування руху ЛА, що дозволятиме враховувати кінематику обертання Землі і, відповідно, поліпшити точність стеження за низькоорбітальними ЛА ПП антенними пристроями наземного радіотехнічного комплексу при однопунктній технології управління, запропонований дещо інший підхід [8].

У момент часу, коли в межах зони огляду наземного радіотехнічного комплексу кут місця досягає кульмінаційного значення (кульмінаційний час t_{max}), точка розташування наземного радіотехнічного комплексу P знаходиться на великому колі 1, площина якого перпендикулярна площині орбіти (рис. 2.4).

Точака C^* визначатиметься перетином кола 1 з великим колом 2, площина якого віджповідає площині руху ЛА. ТочЛА P знаходиться від точки C^* по одну або іншу сторону великого кола 2 на відстані дуги $l = \frac{\pi}{2} - \alpha$.

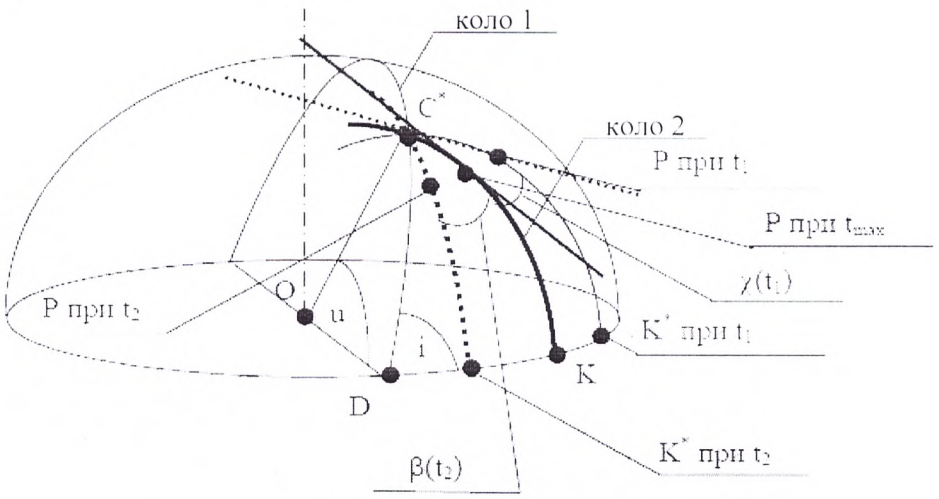


Рисунок 2.4 - Зміна положення наземного радіотехнічного комплексу відносно підсупутникової точки C, яка відповідає моменту часу t_{max}

Точки C^* і C розташовані на прямій (рис. 2.5), на якій знаходиться радіус-вектор, що визначає параметри положення низькоорбітального ЛА при t_{max} (радіус-вектор, при значенні $q = \frac{\pi}{2}$).

Розглянемо дугу C^*K, де K – точЛА перетину площини екватора колом1. Вважатимемо, що один кінець дуги C^*K закріплений в точці C^*, а інший – рухається внаслідок добового обертання Землі. В будь-який довільний момент часу знаходження ЛА у межах зони огляду, що відмінний від часу t_{max}, рухомий кінець дуги C^*K знаходиться в деякій точці K^* (можливі варіанти розташувань представлені для моментів часу t_1 і t_2, які не співпадають з моментом t_{max}, наведено на рис.2.5). Позначимо через χ шуканий кут, що дорівнює куту KC^*K^* сферичного трикутнику.

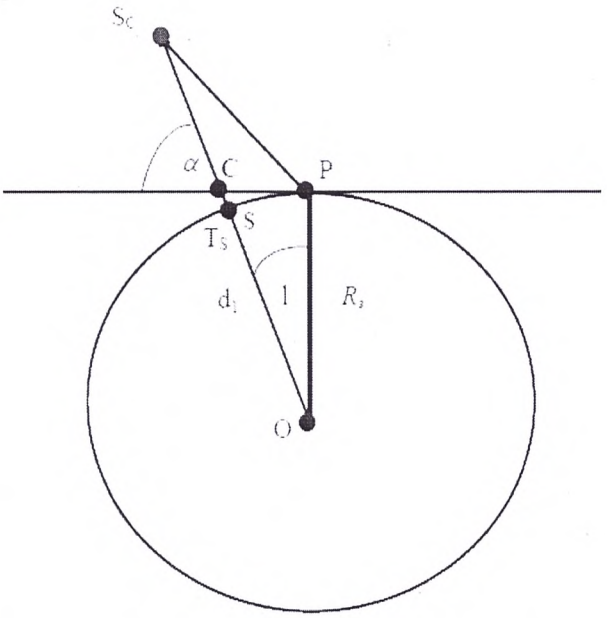


Рисунок 2.5 - Напрямок наземного радіотехнічного комплексу – кульмінаційна точка ЛА

Тоді знаходження кута χ можливе вирішенням наступного завдання сферичної тригонометрії:

1. Розглядається сферичний трикутник *DC*K* з кутом *C*DK*, що дорівнює куту нахилу орбіти *i*, а сторона *DC** визначається через:

$$|DC| = |arctgu\ (u)|, \quad \text{де } u = \theta_{C} - \omega.$$

Тоді сторони *C*K* і *DK* трикутниЛА *DC*K* можливо знайти як:

$$C^*K = \arcsin\left(\sin\left(DC^*\right) * tg\left(i\right)\right), \quad DK = \arcsin\left(\frac{\sin\left(C^*K\right)}{\sin\left(i\right)}\right) \qquad (2.7)$$

2. Розглядається сферичний трикутник *DC*K* з стороною *DK**, що дорівнює *DK**=*DK* ± *KK** (знак ± залежить від положення наземного радіотехнічного комплексу). Величина дуги *KK** – дорівнює куту ΔL, що дорівнює куту повороту Землі від моменту часу t_{max} до поточного моменту часу *t*. Для обчислення кута ΔL як функції кута *q*, можливо використати визначення справжньої аномалії $\theta(q)$ як функція кута *q*:

$$\theta(q) = \theta_c + z\theta_d(q), \tag{2.8}$$

де

$$z = \begin{cases} -1 & при \quad q \le \dfrac{\pi}{2} \\ 1 & при \quad q > \dfrac{\pi}{2} \end{cases}, \tag{2.9}$$

$$\theta_d(q) = 2arctg\left[\frac{-b}{c-a} + \sqrt{\left(\frac{b}{c-a}\right)^2 - \frac{c+a}{c-a}}\right], \tag{2.10}$$

де

$$a = \frac{\cos q}{d_1} - \frac{e\cos\theta_c \cos q}{p}, \qquad b = \left(\frac{\sin q}{d_1} + \frac{e\cos q \sin\theta_c}{p}\right)z, \qquad c = \frac{-\cos q}{p},$$

а $p = (1+e)(R+h_p)$ – допоміжний параметр.

Значення ексцентричної аномалії $E(q)$ можливо обчислити через значення істиної аномалії $\theta(q)$, припустивши, що $\tau=0$

$$E(q) = 2arctg\left(tg\left(\frac{\theta(q)}{2}\right)\sqrt{\frac{1-e}{1+e}}\right).$$

Використовуючи значення $E(q)$, поточний час знаходження ЛА також можливо визначити як функцію кута q.

$$t(q) = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}(E(q) - e\sin E(q)),$$

де μ – гравітаційний параметр Землі.

Інтервал з моменту часу t_{max} до поточного моменту t відповідатиме різниці значень $t(q)$ та $t\left(q=\frac{\pi}{2}\right)$, оскільки $t_{\max}=t\left(q=\frac{\pi}{2}\right)$.

Тоді, з урахуванням кутової швидкості обертання Землі ω_3 :

$$\left.\begin{aligned}\Delta L(q)&=\omega_3\left|t(q)-t\left(\frac{\pi}{2}\right)\right|.,\\ DK^*(q)&=DK\pm z\|\Delta L(q)\|,\end{aligned}\right\} \tag{2.11}$$

3. Виходячи з цього, величина кута DC^*K^* сферичного трикутниЛА DC^*K^*, яку позначимо χ^* обчислюється як:

$$\chi^*(q)=arctg\left(\frac{\sin(i)}{\frac{\sin(C^*D)}{tg(DK^*)}-\cos(CD)\cos(i)}\right) \tag{2.12}$$

4. Використовуючи значення кута χ^*, можливо обчислити значення кута χ

$$\chi(q)=\begin{cases}\frac{\pi}{2}-\chi^*(q), & якщо\ \ q\le\frac{\pi}{2}\\ \chi^*(q)-\frac{\pi}{2}, & якщо\ \ q>\frac{\pi}{2}\end{cases}. \tag{2.13}$$

Млжна зробити висновок, що використання отриманого значення кута $\chi(q)$ дозволить врахувати зміну кута нахилу площини орбіти руху ЛА під час його перебування у межах зони огляду відносно антенних пристроїв наземного радіотехнічного комплексу, що має важливе значення для розрахунку сукупності певних характеристик при побудові наземного радіотехнічного комплексу.

2.2. Аналіз загальних та спеціальних вимог до радіотехнічного комплексу управління ЛА

Для вивчення особливостей побудови і основних напрямків модернізації наземного радіотехнічного комплексу ЛА доцільно провести аналіз досліджень провідних вчених і фахівців у сфері управління ЛА. В свою чергу, особливий інтерес, з урахуванням визначеної важливості польотів ЛА, викликають роботи, присвячені вивченню саме цього питання і, зокрема, застосуванню для цього нетрадиційних вимірювальних систем.

Мала тривалість сеансу управління в традиційних системах змушувала використовувати в складі наземного контуру управління ЛА не один, а кілька наземних радіотехнічних комплексів, рознесених уздовж поверхні Землі на таку відстань, при якій зони огляду цих пунктів не перекривалися (рис.2.6). Причиною цього було те, що для управління ЛА використовуються, в основному, ультракороткохвильові радіохвилі (УКХ), для яких земна атмосфера відрізняється найбільшою прозорістю [8].



Рисунок 2.6 – Класичний склад радіотехнічного комплексу

Однак поширення радіохвиль УКХ діапазону лише у межах прямої видимості визначило можливим підтримання зв'язку з ЛА і управління ними

під час їх руху в межах видимої частини небосхилу. Зважаючи, що зони видимості ЛА залежать від висоти їх польоту, найбільш питання забезпечення якісного управління ЛА, тривалість сеансу з`вязку з якими, в більшості випадків, не перевищуватиме 5 - 7 хвилин.

Потреба в розосередженні наземного радіотехнічного комплексу обумовлена також і тим, що при спостереженнях з одного пункту важко, а іноді і неможливо, забезпечити достатньо високу точність визначення траєкторно-орбітальних параметрів низькоорбітального ЛА. Таке завдання істотно полегшується, якщо вимірювання координат і швидкості ЛА ведуться з різних точок земної поверхні [8]. При цьому припустимо проводити як одночасні, так і різночасові спостереження з різних пунктів управління з підвищенням точності визначення навігаційних параметрів ЛА, пропорційно збільшенню просторового розносу наземного радіотехнічного комплексу, з яких проводять вимірювання.

Отже, необхідне застосування однопунктної технології управління ЛА. Ця обставина, а також обмежений часовий інтервал знаходження ЛА в зоні огляду антенних пристроїв наземного радіотехнічного комплексу, підвищують функціональну цінність кожного сеансу зв'язку з ЛА. При цьому для забезпечення якісного функціонування, оперативне визначення навігаційних параметрів руху ЛА під час його появи у межах зони огляду стає надзвичайно важливим та, разом із тим, складним завданням.

Головними відмінними особливостями наземного радіотехнічного комплексу однопунктного управління ЛА є використання, як зазначено вище, ультракоротких хвиль і, зокрема, надвисокочастотного (НВЧ) і крайвисокочастотної (КВЧ) діапазонів [8, 9]. деталізуючи це твердження, необхідно зазначити, що НВЧ і КВЧ (відповідно сантиметрового і міліметрового діапазонів довжин радіохвиль) НРТК доцільно застосовувати в радіолініях "Земля-Небо". Більш доцільним є застосування радіохвиль міліметрового діапазону. Зазначений вибір частотних діапазонів пояснюється тим, що для хвиль зазначених діапазонів відповідні середовища їх поширення можна

вважати досить прозорими [8, 9].

Прагнення до укорочення довжини хвилі викликано також, що в діапазоні найбільш коротких хвиль досягається найбільша пропускна спроможність і найбільш висока точність радіонавігаційних і радіолокаційних вимірювань для управління ЛА.

Крім зазначених переваг підвищення частот що використовують радіохвилі дозволяє знизити масо-габаритні показники створюваних технічних пристроїв, що особливо актуально для сьогодення.

Інша особливість функціонування низькоорбітальних ЛА обумовлена їх великою швидкістю руху. При прийомі радіосигналів, випромінюваних з борту ЛА, або під час прийому радіосигналів проявляється допплерівське зміщення частоти, значення якого може досягати сотень МГц. Ця особливість радіосигналів викликає необхідність розширення смуг пропускання і, зокрема, динамічного діапазону, що викликає труднощі у виділенні сигналів на фоні перешкод. Подолання таких труднощів стає можливим завдяки врахуванню специфічної властивості траєкторії ЛА, а саме їх жорсткої детермінованості. Відомо, що траєкторія літальних апаратів аеродинамічного типу відрізняються досить слабкою детермінованістю. Причина цього полягає в тому, що їх рух обумовлено в основному силою тяги і опором атмосфери, які можуть змінюватися за величиною та напрямком у досить широких діапазонах, що створює велике розмаїття можливих коливань траєкторій їх руху.

Рух ЛА відбувається під дією гравітаційного поля і тяги [8, 10], причому тяга, зазвичай, створюється протягом порівняно малих інтервалів часу. Переважна частина траєкторії являє собою пасивний політ в полі сил тяжіння. Великі швидкості й виключно малий опір середовища призводять до незрівнянно більшої визначеності, детермінованості траєкторії і, відповідно, роблять можливим досить точне прогнозування руху і передбачення закону зміни допплерівського зсуву частоти.

Однак у межах даної баклаврської кваліфікаційної роботи жорстку детермінованість траєкторій руху елементів низькоорбітального угруповання

ЛА будемо вважати явищем, значення якого виходить далеко за рамки завдання прийому сигналів в тому сенсі, як про це зазначалося у завданні до роботи бакалавра. Ця властивість траєкторії дозволяє істотно полегшити процес визначення навігаційних параметрів руху для управління ЛА. Замість вимірювання координат і швидкості низькоорбітальних ЛА в широкому діапазоні можливих значень цих величин достатньо вимірювати лише відхилення дійсних значень цих параметрів від їх прогнозованої величини.

Вимірювання порівняно невеликих відхилень - завдання значно простіше, ніж вимір самих параметрів. Звужуючи межі зміни вимірюваних величин можливо значно підвищити точність їх визначення і зменшити енергетичні витрати на процес вимірювань зазначених величин.

Наступна група особливих вимог до функціонування пов‘язана з енергетичними, ваговими і габаритними обмеженнями, що висуваються до приймально-передавальних пристроїв ЛА. Ці обмеження змушують використовувати на борту ЛА передавачі мінімально допустимої потужності випромінювання, найбільш прості і малогабаритні приймачі та антенні системи і вживати спеціальні заходи для підвищення рівня сигналів і компенсації перешкод.

Для збільшення потужності сигналів на вході радіоприймачів використовують, зазвичай, направлені антени. Оскільки збільшення спрямованості (за інших рівних умов) досягається за рахунок збільшення габаритів антен, в першу чергу, прагнуть до підвищення спрямованості антеннних систем управління ЛА.

Водночас, у разі підвищення спрямованості антенних пристроїв ускладнюється процес пошуку і супроводу низькоорбітальних ЛА за кутовими координатами внаслідок високих швидкостей їх руху. Процес пошуку стає можливим тільки при точному прогнозуванні руху ЛА, а програмний супровід – у випадку використання спеціальних систем наведення антенних пристроїв або радіотехнічних систем автоматичного супроводу ЛА за кутовими координатами.

При конструюванні систем управління ЛА вживаються всі необхідні та

можливі заходи щодо зниження рівня перешкод в радіоканалах. Особливо це актуально для каналів зв'язку НВЧ і КВЧ діапазонів, які характеризуються частотно-селективними завмираннями (ЧСЗ) в середовищі поширення радіохвиль. Завадостійкість низькоорбітальними ЛА внаслідок вищенаведених причин, зумовлена функціонуванням саме в цих діапазонах, знижується за рахунок нелінійних інерційних процесів.

Вважають доцільним зосередити подальшу увагу на дослідженні специфіки функціонування наземного радіотехнічного комплексу сантиметрового і міліметрового діапазонів довжин хвиль.

Розглянемо вплив середовища поширення НВЧ і КВЧ радіохвиль на стійкість функціонування наземних радіотехнічних комплексів низькоорбітальними ЛА. Вплив основних фізичних явищ на стійкість функціонування та поширення НВЧ і КВЧ радіохвиль у каналах зв'язку було досить детально досліджено в [9].

Однак, оскільки автори зазначеної роботи торкалися питань забезпечення якісного функціонування та підтримання зв'язку з ЛА дальнього або середнього космосу, суттєве зростання ділянок трансатмосферного поширення радіохвиль при незначних кутах місця низькоорбітальних ЛА відносно антенних пристроїв наземного радіотехнічного комплексу вимагає проведення додаткових досліджень.

Аналіз проявів впливу радіофізичних явищ на поглинання електромагнітних хвиль при їх трансатмосферному поширенні свідчить, що найчастіше це виражається через випромінювання теплових шумів, яке називають шумом неба [8]. Таке випромінювання, має значний вплив оскільки воно безпосередньо впливає на шумові температури антен і приймачів.

На рис. 2.7 показаний шум неба, створюваний радіофізичними ефектами в атмосфері в нескінченно вузькому промені при різних кутах місця ЛА для частот від 1 до 100 ГГц, при температурі поверхні 20° С, тиску 1 атм., концентрація водяної пари 10 г/м^3, що відповідає відносній вологості 58%.

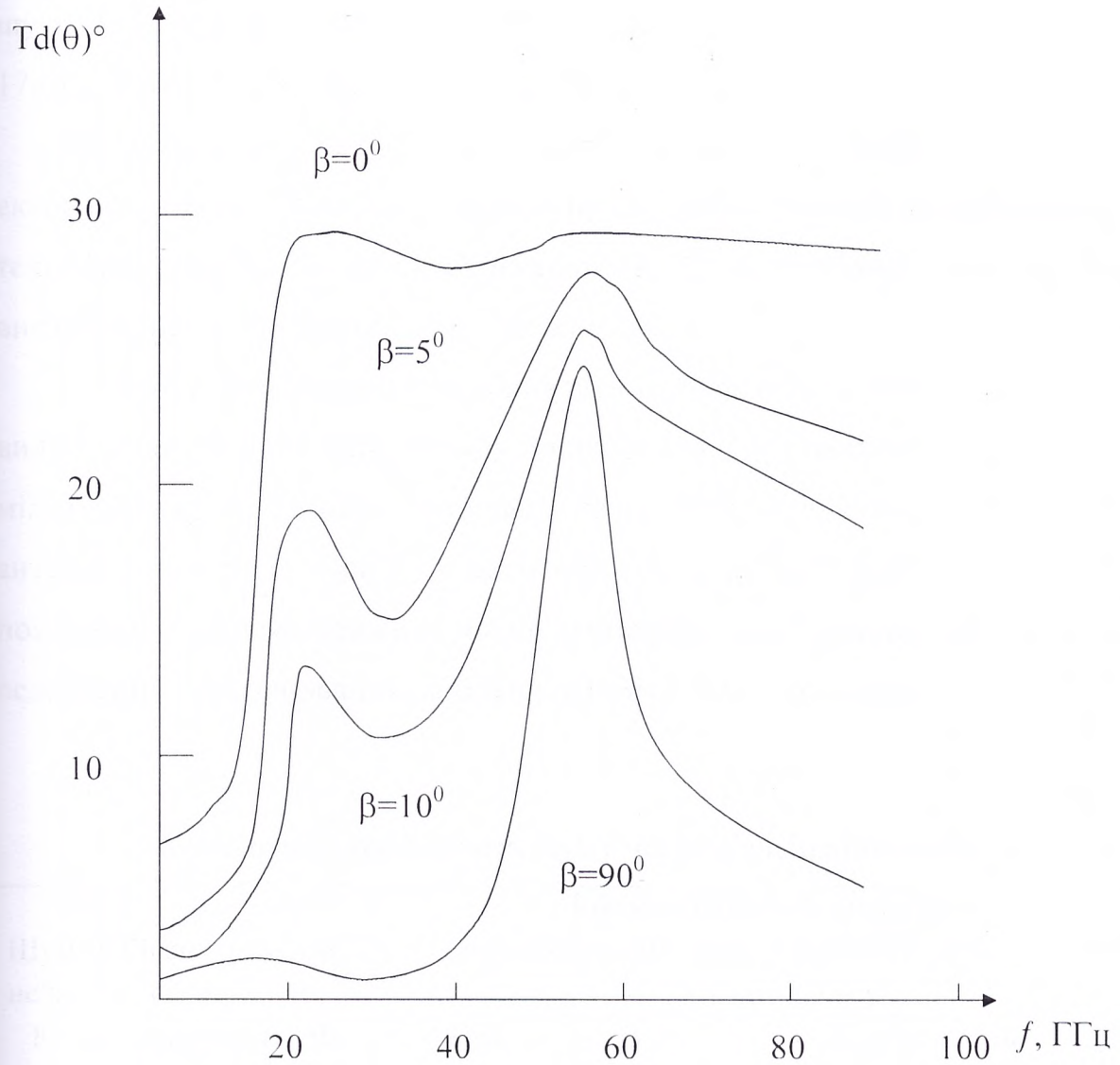


Рисунок 2.7 - Шум неба, обумовлений радіофізичними процесами в атмосфері в залежності від робочої частоти *f* та кута місця ЛА

Шумова температура неба, що обумовлена радіофізичними процесами в атмосфері, має суттєвий вплив на низькошумливі ЛА, коли шумова температура повинна бути низькою. Збільшення значення коефіцієнта шуму викликане збільшенням шуму неба, для систем з коефіцієнтом шуму 2-10 дБ наведено у таблиці 2.1.

Збільшення шумів (табл. 2.1) поєднується зі зростанням втрат сигналу через частотно-селективні завмирання, що негативно позначається на відношенні сигнал-шум. Наприклад, для об'єктів керування з коефіцієнтом

шуму 2дБ і завмиранням 15 дБ повне зменшення відношення сигнал-шум складе 17дБ у порівнянні з відношенням сигнал-шум при ясному небі.

Враховуючи результати теоретичних досліджень [8], а також експериментальні дані [9], можливо представити залежність основних техніко-технічних показників низькоорбітальними ЛА від робочої довжини хвилі λ у вигляді кривих, що представлені на рис. 2.8.

Отже, розглянувши особливості радіофізичних процесів в атмосфері, видно, що вплив середовища поширення радіохвиль сантиметрового і міліметрового діапазонів найбільше залежатиме від кута місця ЛА відносно антенних пристроїв. Причому величина кута місця ЛА визначає довжину траси поширення, зокрема довжину шарів атмосфери, найбільш активних з точки зору ослаблення та розсіювання радіохвиль НВЧ і КВЧ діапазонів.

Таблиця 2.1

Збільшення коефіцієнта шуму через збільшення шуму неба

Шум неба, К	Рівень частотно-селективних завмирань, дБ	Ефективний коефіцієнт шуму, дБ при коефіцієнті шуму наземного радіотехнічного комплексу				
		2 дБ (170 К)	3 дБ (290 К)	4 дБ (438 К)	6 дБ (865 К)	10 дБ (2610К)
56	1	2,50	3,41	4,32	6,21	10,08
135	3	3,12	3,92	4,74	6,48	10,20
185	5	3,47	4,21	4,98	6,65	10,27
243	10	3,85	4,53	5,25	6,83	10,35
261	15	3,96	4,62	5,33	6,89	10,37
267	20	3,99	4,65	5,35	6,91	10,38
270	30	4,01	4,67	5,37	6,92	10,39

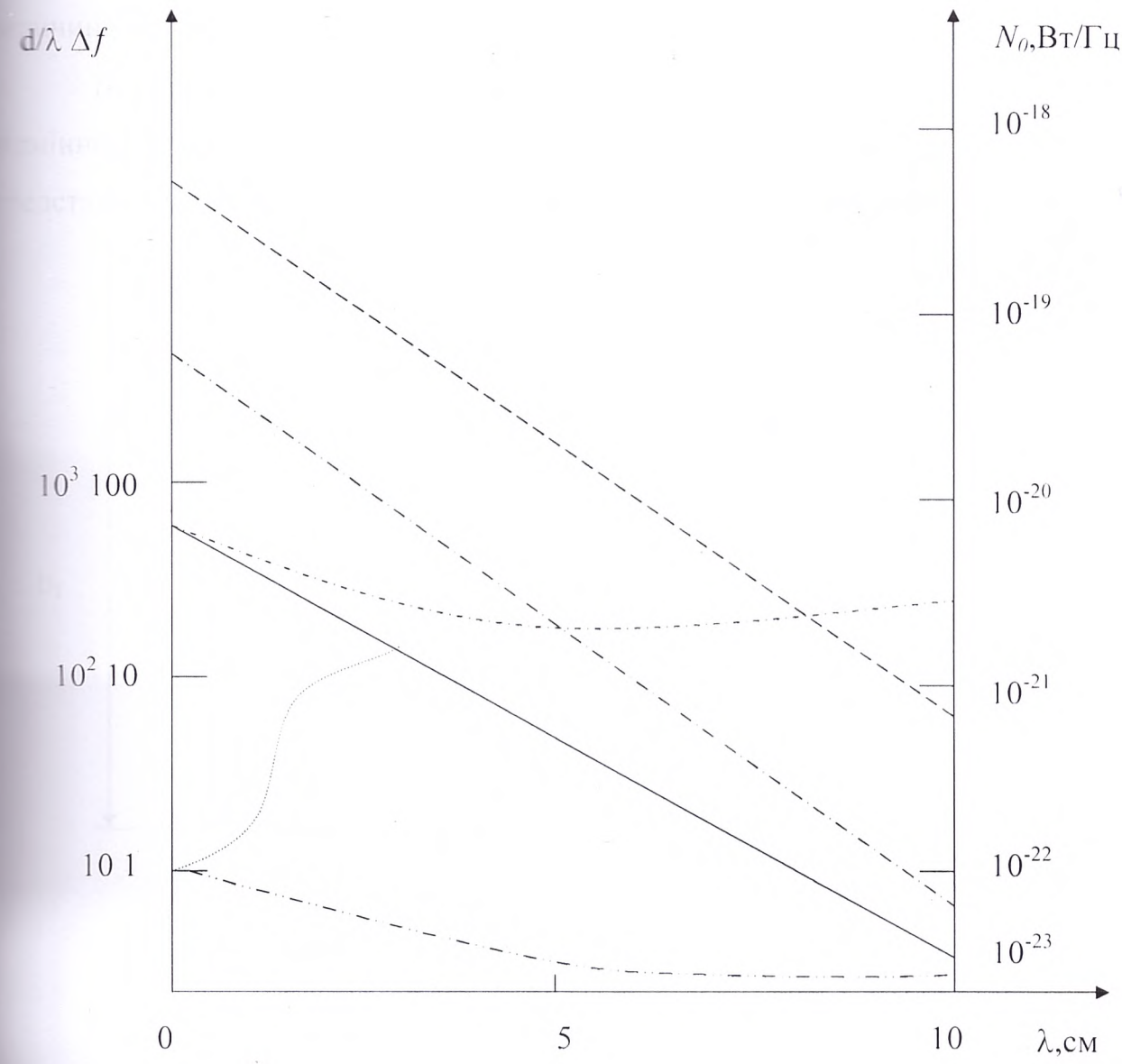


Рисунок 2.8 - Залежність тактико-технічних характеристик від робочої довжини хвилі λ:

Коефіцієнт підсилення антен:

– · – · – · – - 2,5 м;

- · - · - · - · - - 5м;

Гранична чутливість приймачів:

····· - охолоджуваних;

– · – · - не охолоджуваних;

Гранична ширина смуги:

– – – - під час позаатмосферноого поширення

Виходячи з цього, практичний інтерес становить одержання спільних аналітичних співвідношень для точного визначення довжини найбільш важливої ділянки поширення сигналу і знаходження залежності даної довжини (d) від

величини кута місця низькоорбітального ЛА (β).

Використовуючи описувану геоїдом модель Землі, врахуємо відомі відмінності по висоті шару в екваторіальній і приполюсній областях, представивши розрахункову модель ділянки радіолінії на рис. 2.9.

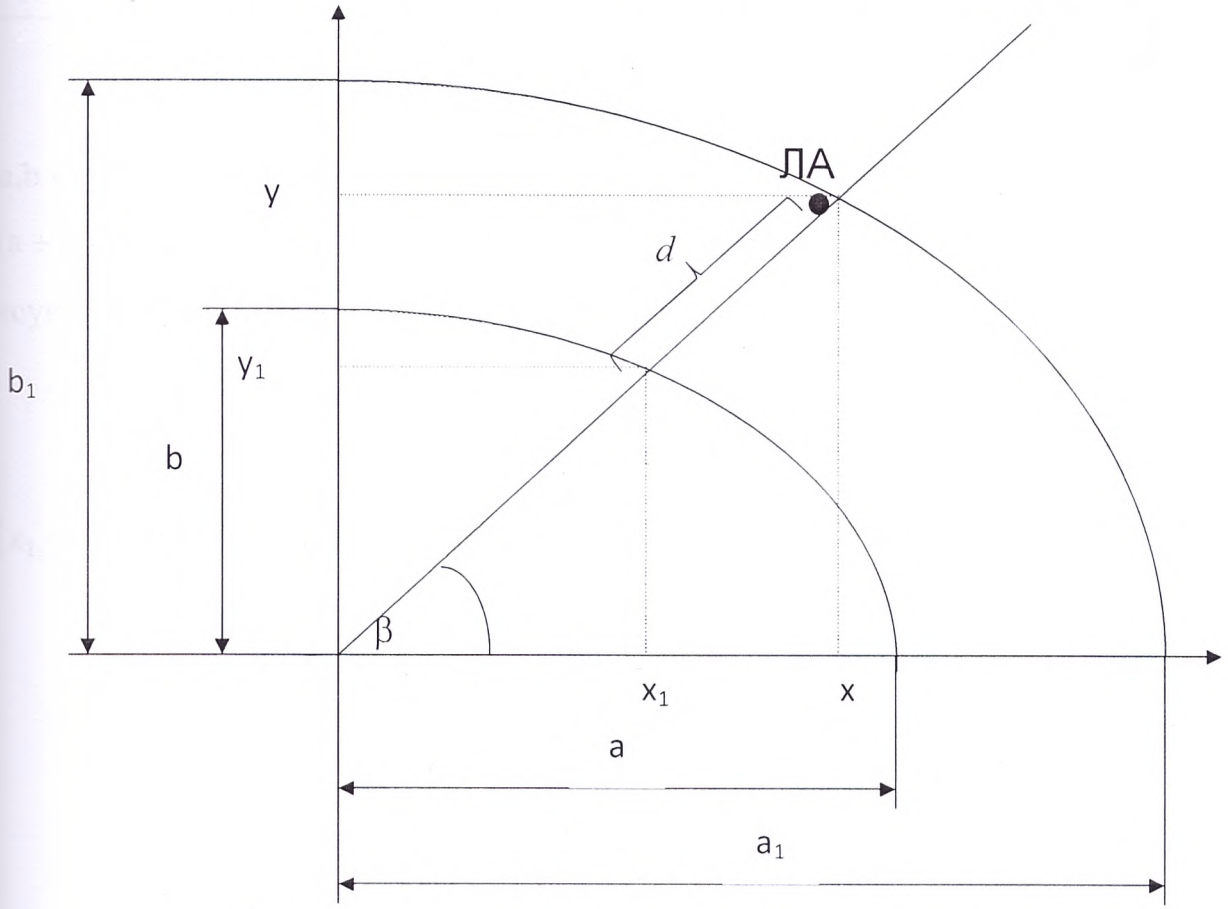


Рисунок 2.9 Розрахункова траєкторія ділянки радіолінії

Можна показати, що шукана довжина в діапазоні величин кута місця ЛА $\beta \in [-85°;+85°]$ може бути визначена з наступної формули:

$$d = |x - x_1|\sqrt{1 + K_1^2}, \tag{2.14}$$

де K_1- коефіцієнт еліптичності, причому:

$$K_1 \cong \frac{\sin\alpha + K\cos\alpha}{\cos\alpha - K\sin\alpha}, \tag{2.15}$$

$$K \cong \operatorname{tg}\alpha.$$

Тоді для моделі ділянки радіолінії буде справедливо:

$$|x - x_1| = \frac{[(b+\beta)^2 x_1 + K_1 y_1 (a+\alpha)^2] \pm \sqrt{[(b+\beta)^2 K_1 + K_1 y_1 (a+\alpha)^2]^2 - (b+\beta)^2 + }}{-[(b+\beta)^2 + K_1 (a+\alpha)^2][(a+\alpha)^2 (b+\beta)^2 - (b+\beta)^2 x_1^2 - (a+\alpha)^2 y_1^2] + K_1^2 (a+\alpha)^2} \quad (2.16)$$

де a,b - відповідно велика і мала піввісь Земного геоїда (в км);

$(a+\alpha), (b+\beta)$ - відповідно апогей і перигей атмосферного еліпсоїда (в км), що описується рівнянням вигляду:

$$\frac{x^2}{(a-\alpha)^2} + \frac{y^2}{(b+\beta)^2} = 1, \quad (2.17)$$

$\{x_1, y_1\}$ - географічні координати об'єкта, причому:

$$x_1 = \frac{ab}{\sqrt{b^2 + K^2 a^2}}, \quad (2.18)$$

$$y_1 = \frac{Kab}{\sqrt{b^2 + K^2 a^2}}, \quad (2.19)$$

Вважаючи, щоназемний пункт керування розташований на географічній широті близько 45°, і використовуючи формули (2.14) - (2.19), знаходимо кількісну залежність довжини шуканої ділянки від значення кута місця ЛА. Результати розрахунків графічно представлені на рис. 2.10 (суцільна лінія). На рис. 2.9 наведені також відповідні залежності для: вертикальної (штрихпунктирна лінія) і горизонтальної (штрихова лінія) складових загальної довжини ділянки радіолінії "ЛА – приймально-передавальний тракт".

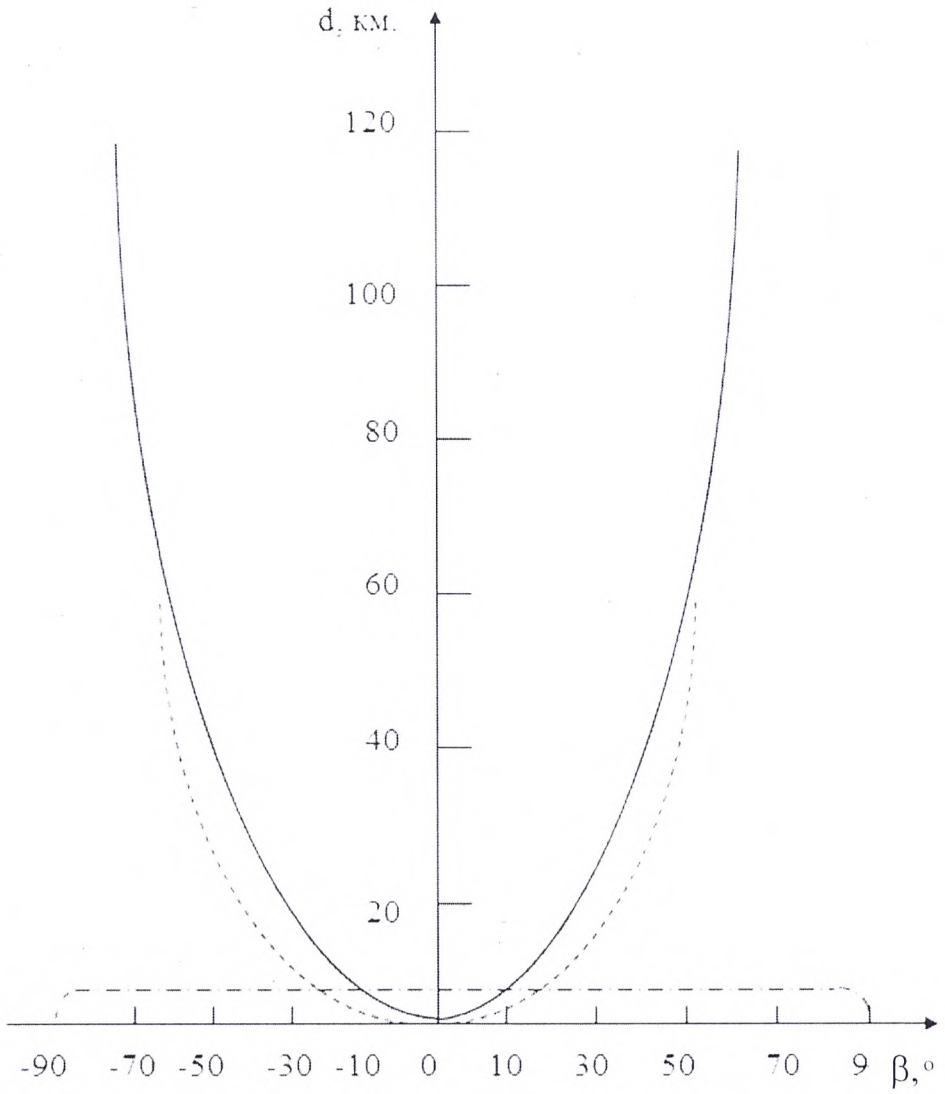


Рисунок 2.10 - Залежність довжини ділянки радіолінії d від кута місця ЛА відносно антенних пристроїв наземного приймально-передавального тракту β

Аналіз отриманих кривих свідчить, що збільшення діапазону робочих кутів місця буде відбуватися одночасно із зростанням протяжності ділянки радіоліній, що використовуються (особливо при кутах місця порядку 10°÷20°), що призведе до відповідного посилення впливу радіофізичних ефектів.

Під час оптимізації роботи каземного радіотехнічного комплексу, що використовує НВЧ і КВЧ діапазони радіочастот, одночасно виникає надзвичайно важливе завдання підвищення пропускної спроможності та завадостійкості при одночасному підвищенні якості управління низькоорбітальними ЛА. Виходячи з цього, проведемо оцінку реальних

перспектив та доцільності практичного використання традиційних методів управління польотами низькоорбітальних ЛА існуючими телекомунікаційними системами.

3. ДОСЛІДНО-КОНСТРУКТОРСЬКА ЧАСТИНА

3.1 Дослідження можливості підвищення якості функціонування радіотехнічного комплексу управління ЛА

Під час вирішення завдань, пов'язаних із забезпеченням програми польоту ЛА виникає необхідність постійно вимірювати параметри їх руху з Землі. Зазвичай ці задачі вирішуються траєкторними засобами [7]. Функціональна схема такої системи показана на рис. 3.1.

Слід відзначити, що визначення поточних значень координат і складових вектора швидкості ЛА з їх наступною обробкою для отримання необхідної інформації про рух ЛА може здійснюватися лише під час прольоту супутника в межах зони огляду антенних пристроїв наземних радіотехнічних комплексів. Визначення параметрів руху ЛА відбувається протягом сеансу управління, тобто за рахунок часу, який є вкрай необхідним для інших режимів функціонування ЛА при однопунктній схемі управління [10].

Загальна тривалість часу сеанса управління ЛА визначається виразом:

$$t_{\text{су}} = t_{\text{ТВ}} + t_{\text{ТМІ}} + t_{\text{сі}} + t_{\text{крл}}\,, \tag{3.1}$$

де $t_{\text{су}}$ — час сеансу управління;

$t_{\text{ч}}$ — часовий інтервал прольоту ЛА в зоні видимості РТС ($t_{\text{су}} \approx t_{\text{ч}}$);

$t_{\text{ТВ}}$ — часовий інтервал траєкторних вимірювань. При цьому відомо [7], що $t_{\text{су}} \approx t_{\text{ч}} \approx t_{\text{ТВ}}$;

$t_{\text{тмі}}$ — часовий інтервал прийому телеметричної інформації про стан БСА ЛА ПП;

$t_{\text{сі}}$ — часовий інтервал прийому спеціальної (наукової) інформації за функціональним призначенням ЛА ПП;

$t_{\text{крл}}$ — часовий інтервал видачі на борт команд і часових програм прийому з про проходження цих програм і команд.

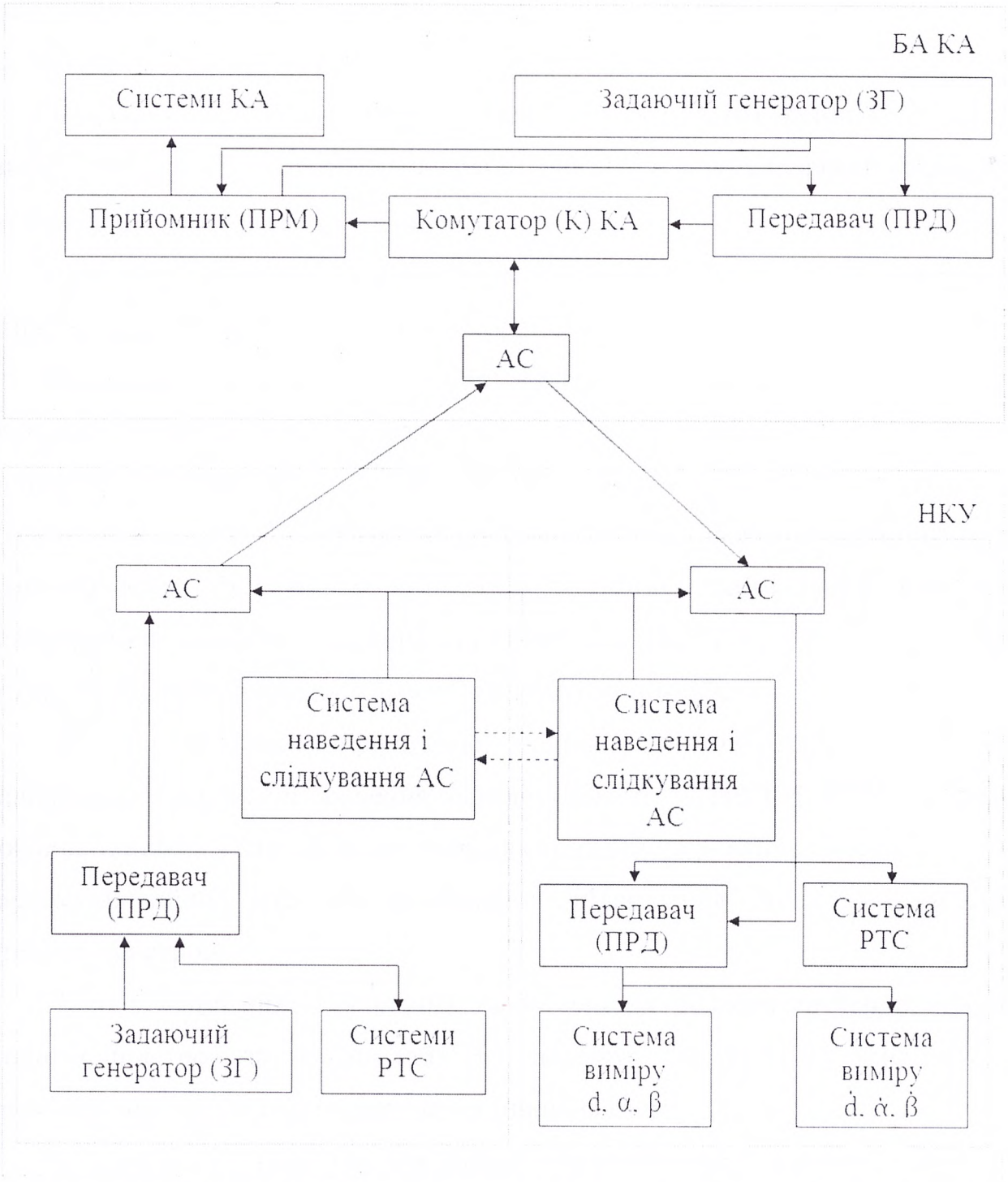


Рисунок 3.1 – Функціональна схема траєкторних засобів слідкуваня за ЛА

Розрізняють траєкторні засоби (ТЗ) вимірювання параметрів руху навколоземних ЛА і космічних ЛА. Такі системи включають апаратуру, встановлену на борту ЛА, і наземну вимірювальну апаратуру.

Також є можливість використання системи ідентифікації для виявлення і спостереження за невідомими і "мовчазними" ЛА [7], яка має тільки наземну

вимірювальну апаратуру і працює за принципом звичайних радіолокаційних систем [10].

За допомогою ТЗ визначаються: дальність до ЛА (d), кутові координати (азимут (α) і кут місця (β)), швидкості вимірювання дальності (радіальна швидкість ($\dot{\alpha}$ і $\dot{\beta}$)) і кутових координат (кутові швидкості).

При цьому дальність дії ТЗ визначається в залежності від типу ЛА і може бути в межах від кількох кілометрів до сотень кілометрів.

Необхідна дальність дії забезпечується постановкою на борт ЛА приймачів та передавачів, що мають потужність випромінювання 0,25-50 Вт і чутливість близько 10^{-7} -10^{-10} Вт; використанням наземних передавачів з потужністю в імпульсі до 10 МВт, а при безперервному режимі випромінювання - до 100 КВт; збільшенням чутливості наземних приймальних пристроїв; застосуванням гостронаправлених антенних систем НВЧ і КВЧ діапазонів частот; підвищенням завадостійкості телекомунікаційної системи вцілому.

Для проведення порівняльної оцінки можливості використання традиційних методів підвищення завадостійкості у НВЧ і КВЧ діапазоні особливо цінними є способи, що дозволяють підвищити якість функціонування телекомунікаційної системи за рахунок підвищення точності наведення антенних пристроїв.

Порівняльний аналіз основних характеристик відомих систем наведення антенних пристроїв за даними табл. 3.1 засвідчує, що моноімпульсна система перевищує показники підсилення антен інших систем у 3 рази.

Виходячи із зазначених умов, точність наведення цієї ситеми визначається, в основному, шумом системи стеження, котрий характеризується шумовою температурою антени, шумовою температурою системи та залежить від кута місця β [10].

Таблиця 3.1

Характеристика наведення за кутовими координатами різних телекомунікаційних систем

Характеристика	З кінічним перекл-ючен-ням променя	Моноім-пульсна	З послідовним пере-ключенням променя	З попарним перекл-ючен-ням променя
Ефективна ширина діаграми направленості нормована до моноімпульсної діаграми	1,4	1,0	1,3	1,3
Втрати, що зумовлені відхиленням променя від вісі антени, дБ	-3	0	-6	-3
Відносний коефіцієнт посилення антени, дБ	1	3	1	1

Відповідні залежності наведені на рис. 3.2.

Аналіз отриманих результатів, що наведені на рис. 3.1 та 3.2, переконливо засвідчує, що відповідно зі зменшенням кута місця завадостійкість телекомунікаційної системи суттєво зменшується.

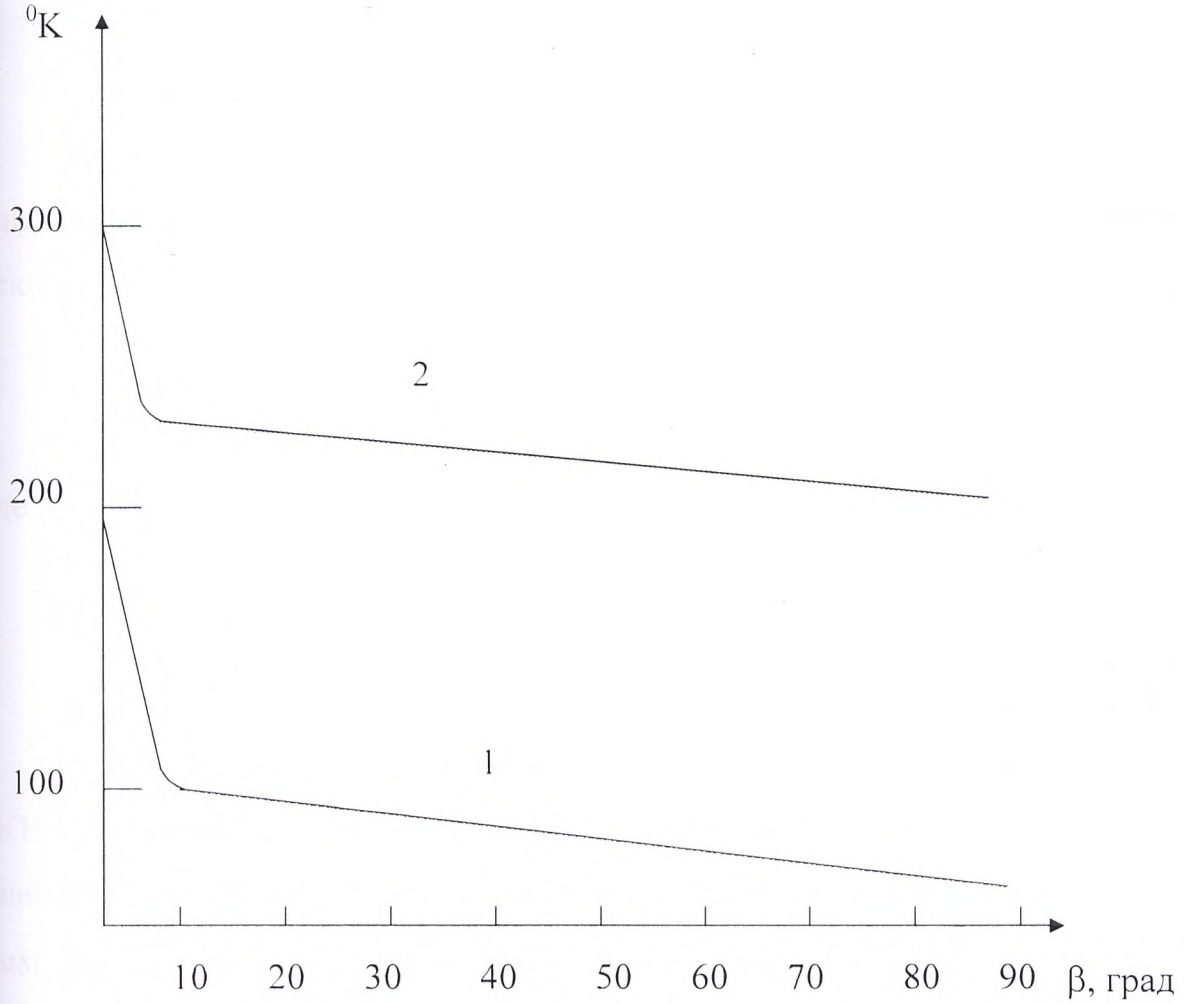


Рисунок 3.2 - Залежність шумової температури антени та шумової температури системи від кута місця:

1 - шумова температура антени;
2 – шумова температура системи автосупроводу

При цьому помилка наведення антенних пристроїв може бути визначена за виразом:

$$\Delta = \frac{\theta_{0,5}}{K_m \sqrt{\frac{Д_в h}{Д_п}}}, \qquad (3.2)$$

де Δ - помилка наведення антенних пристроїв;

$\theta_{0,5}$ - ширина діаграми направленості за рівнем половинної потужності;

$Д_в$ - динамічний діапазон приймача;

$Д_п$ - динамічний діапазон системи стеження;

K_m - коефіцієнт кута нахилу сигналу помилки, що залежить від типу

системи супроводу (для моноімпульсної системи $K_m = 1{,}57$;

h - співвідношення сигнал-шум за потужністю.

Максимальна помилка наведення наземними антенними системами з двома осями визначатиметься геометричною сумою максимальних значень усіх складових помилки:

$$\left[\Delta_{\Sigma}^{0}\right]_{\max} = \left\{\left(\Delta'_{\Sigma}\right)_{\max}^{2} \cos^2 Z + \left(\Delta''_{\Sigma}\right)_{\max}^{2}\right\}^{1/2} \qquad (3.3)$$

де $\left(\Delta'_{\Sigma}\right)$ - максимальна помилка наведення за першою (нерухомою) віссю антенної системи;

$\left(\Delta''_{\Sigma}\right)$ - максимальна помилка наведення за другою (рухомою) віссю антенної системи.

Існуючі способи підвищення точності наведення антенних систем НВЧ і КВЧ діапазонів телекомунікаційних систем керування низькоорбітальними ЛА забезпечують величину максимальної помилки для діапазону рабочих хвиль 8 мм при діаметрі параболічної антени 3 м у межах 11,2′ [10].

Складові сумарної максимальної помилки наведення за обома осями управління визначаються так:

$$\left(\Delta'_{\Sigma}\right)_{\max} = \left(\Delta^{*}_{\Sigma}\,\theta\right)_{\max} + \sigma^{*}_{\Sigma} + \left(\varepsilon_{\Sigma}\right)_{\max}, \qquad (3.4)$$

де $\left(\Delta'_{\Sigma}\right)_{\max} = \sum_{i=1}^{n}\left(\Delta^{*}\theta_i\right)_{\max}$ - максимальне значення систематичної помилки наведення за одною з осей антенної системи;

$\left(\varepsilon_{\Sigma}\right)_{\max} = \sum_{i=1}^{n}\left(\varepsilon_i\right)_{\max}$ - максимальне значення сумарної динамічної помилки наведення за одною з осей антенної системи;

σ^{*}_{Σ} - максимальне значення випадкових помилок антенної системи.

Максимальне значення випадкових помилок наведення визначено із припущення, що максимальне значення середньоквадратичного відхилення наведення $\sigma^{*} = 3\delta$. Тоді з довірчою імовірністю 99,7% маємо таке максимальне

значення сумарної випадкової помилки наведення за однією з осей антенної системи:

$$\left(\sigma_{\Sigma}^{*}\right)_{\max} = 3\sum_{i=1}^{n}\sigma_i \,. \tag{3.5}$$

Вважаючи, що окремі складові сумарної помилки наведення антенної системи в площині є статистично незалежними з відомим законом розподілу і підставляючи у вираз (3.4) значення максимальних випадкових помилок, що не залежать від параметрів антенних пристроїв, вважаючи, що зазначені систематичні помилки можуть бути компенсовані, маємо:

$$\left\{\left[\sum_{i=1}^{n}(\Delta_{\mathrm{A}})_i^2 + \sum_{i=1}^{n}\left(\sigma_{\mathrm{A}}\right)_i^2 + \sum_{i=1}^{n}\left(\varepsilon_{\mathrm{A}}\right)_i^2\right]\cos^2\alpha + \right.$$

$$\left. + \sum_{i=1}^{n}\left(\Delta_y\right)_i^2 + \sum_{i=1}^{n}\left(\sigma_y\right)_i^2 + \sum_{i=1}^{n}\left(\varepsilon_y\right)_i^2\right\}^{1/2} \le 0{,}5\,, \tag{3.6}$$

де у - індекс, що вказує на складові осі антенних пристроїв за азимутом та кутом місця.

Ширина діаграми спрямованості антени ($\theta_{0,5}$) в робочому діапазоні частот визначається із умови забезпечення належної якості зв'язку та забезпечення бажаного енергетичного потенціалу радіолінії. При цьому для проектування наземних радіотехнічних комплексів допустима помилка наведення не повинна перевищувати величини (для антен з параболічним рефлектором)

$$\Delta_{доп} = (0{,}1 \div 0{,}25)\theta_{0,5}\,, \tag{3.7}$$

$$\theta'_{0,5} = \frac{4,2 \times 10^3 \lambda}{B}, \qquad (3.8)$$

де λ - робоча довжина хвилі;

B - діаметр дзеркала антени;

' - розмірність ширини діаграни направленості в кутових хвилинах;

4,2 – сталий коефіцієнт для параболічних антен.

Для забезпечення високої пропускної спроможності при отриманні спеціальної інформації від ЛА (з ймовірністю помилки менш 10^{-5}) необхідно мати точність наведення по кутах не менше $0,005^{o}$.

При цьому точність наведення антенної системи зростає за мірою зменшення робочої довжини хвилі, що використовується. Тому для задоволення вимог щодо точності наведення антенної системи необхідно використовувати сантиметровий і міліметровий діапазони хвиль.

Слід зазначити, що це знижує завадостійкість телекомунікаційної системи через прояви нелінійних інерційних процесів в радіопристроях (особливо при незначних кутах місця ЛА).

Графік завадостійкості основних видів прийому двійкових відносних фазових модуляцій сигналів представлений на рис. 3.2.

Висока стійкість когерентних телекомунікаційних систем (рис. 3.3) пояснюється точністю відновлення форми переданого сигналу на приймальному терміналі. Однак автокореляційний прийом сигналів виявляється інваріантним до спотворень форми переданого сигналу.

Разом з тим, визначення специфічних переваг когерентного та автокореляційного прийомів (а у найкращому випадку – визначення можливості та меж їх комбінованого застосування) можливо здійснити лише на підставі детального аналізу завадостійкості телекомунікаційної системи у випадку функціонування у відповідних режимах.

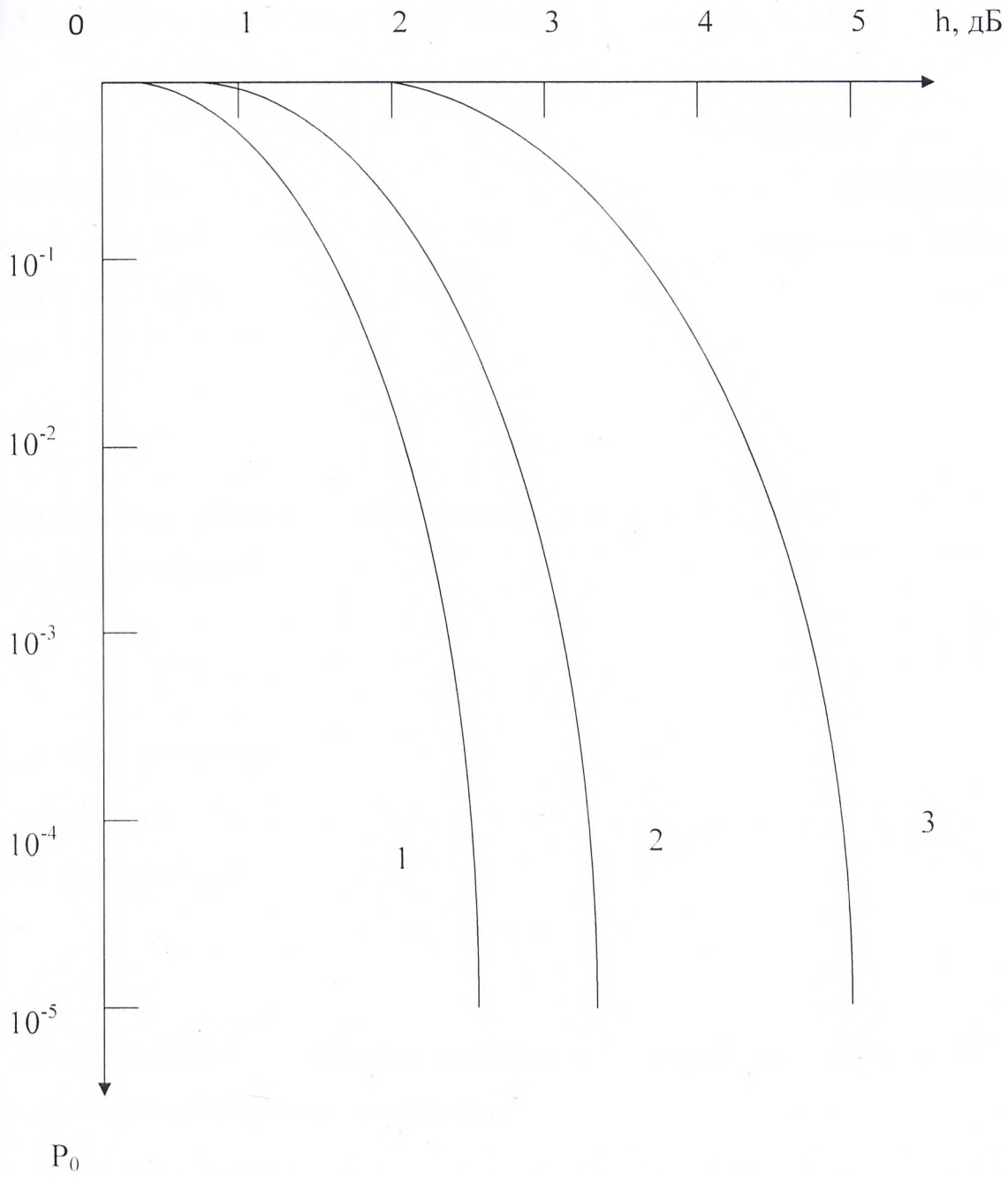


Рисунок 3.3 - Завадостійкість основних видів прийому відносних фазомодульованих сигналів:

1 – когерентний прийом сигналів;
2 – оптимальний некогерентний прийом сигналів;
3 – автокореляційний прийом сигналів.

3.2 Порівняльна оцінка завадостійкості телекомунікаційної системи

Проведемо порівняльну оцінку завадостійкості когерентної телекомунікаційної системи з завадовстійкістю автокореляційної телекомунікаційної системи. Для цього з виразу (3.2) отримаємо залежність величини співвідношення сигнал / шум від помилки наведення моноімпульсної системи.

$$h = \frac{\theta_{\Sigma}^2}{2,46\sqrt{\frac{B_n N^2}{B_n}}} \quad . \tag{3.9}$$

Імовірність помилки оптимального когерентного прийому ВФМ двох сигналів дорівнюватиме:

$$P_k = 2F(\sqrt{2}h)[1 - F(\sqrt{2}h)] \quad , \tag{3.10}$$

де $F(\cdot)$- інтеграл помилок.

Імовірність помилки автокореляційного прийому двох сигналів визначається виразом:

$$P_a = 0,5\exp(-0,5h^2) \, . \tag{3.11}$$

За умови, що $h = 2$, обравши значення $F(\cdot)$, і провівши розрахунок величин для (3.10) і (3.11) отримаємо, відповідно:

$$P_k \approx 5 \cdot 10^{-3} \, , \quad P_a \approx 5 \cdot 10^{-2} \, . \tag{3.12}$$

Тоді виграш когерентного прийому у порівнянні з автокореляційним прийомом радіосигналів дорівнюватиме:

$$\frac{P_a}{P_k} = 10 \text{ (раз)}. \tag{3.13}$$

Вираз (3.13) застосовується для аналізу лінійних пристроїв телекомунікаційних систем. Однак, при поширенні радіосигналів сантиметрового і міліметрового діапазонів довжин хвиль, внаслідок впливу радіофізичних ефектів виникають частотно-селективні завмирання, що викликають нерівномірність амплітудно-частотної характеристики (АЧХ) і нелінійність фазочастотної характеристики (ФЧХ) радіоканалу.

Фазові спотворення модульованих коливань призводять до зміщення оцінок інформаційних параметрів і визначають відношення енергії елемента сигналу на вході телекомунікаційної системи до спектральної щільності білого шуму у вигляді виразу:

$$\gamma = h\cos\Delta\phi\,. \tag{3.14}$$

На підставі аналізу формул (3.9 -3.14) можна дійти висновку, що для відносної фазо-різницевої модуляції сигналів при значеннях $\Delta\phi \geq 50^{\circ}$ імовірність помилки когерентного прийому має більшу імовірність помилки, ніж автокореляційний прийом, що може бути використаний затих же умов.

Наприклад, при $\Delta\phi = 60^{\circ}$ програш, викликаний нелінійними інерційними процесами в когерентних телекомунікаційних системах складатиме:

$$\frac{P_k^*}{P_k} = 30 \text{ (раз)}, \tag{3.15}$$

де P_k^* - імовірність помилки під час когерентного прийому в каналі з ЧСЗ;

P_k - імовірність помилки під час когерентного прийому в каналі без ЧСЗ.

Особливо важливим є вплив завадостійкості прийому радіосигналів на пропускну спроможність системи. При цьому, з огляду на відомі положення, які визначаються основною формулою Шеннона, при обліку незначних обмежень

[10] потенційна максимальна пропускна спроможність може бути визначена виразом:

$$c_{\infty} \approx 1{,}44\,\mathrm{h}\ . \qquad (3.16)$$

Виходячи із отриманих залежностей, стає можливим сформувати залежність пропускної спроможності від завадостійкості режиму прийому радіосигналів (рис.3.4).

Розглянувши традиційні методи підвищення завадостійкості і пропускної спроможності телекомунікаційними системами зв'язку та керування ЛА, можна зазначити, що для дослідження можливості усунення помилки наведення антенних пристроїв доцільно використовувати теорію фазового автопідстроювання частоти [11].

За цих обставин поділ режимів роботи антенних систем на захоплення і супровід дозволить підвищити точність наведення антенних пристроїв ЛА під час їх перебування у межах зони огляду.

Для підвищення завадостійкості телекомунікаційної системи, що функціонуватиме у НВЧ та КВЧ діапазоні частот, при появі частотно-селективних фазових спотворень на трасі поширення радіохвиль за рахунок адаптації, необхідно переходити на автокореляційний прийом сигналів.

Це означає, що у випадку розгортання радіолінії найкращим доцільно вважати адаптивний варіант організації НВЧ і КВЧ каналу передачі з компенсацією перешкод, котрі викликані нелінійними спотвореннями інформаційних сигналів.

Отримані результати доводять актуальність подальшого зосередження уваги на дослідженні нелінійних пропроцесів у телекомунікаційних системах та необхідність аналізу впливу нелінійних характеристик на завадостійкість і пропускну спроможність.

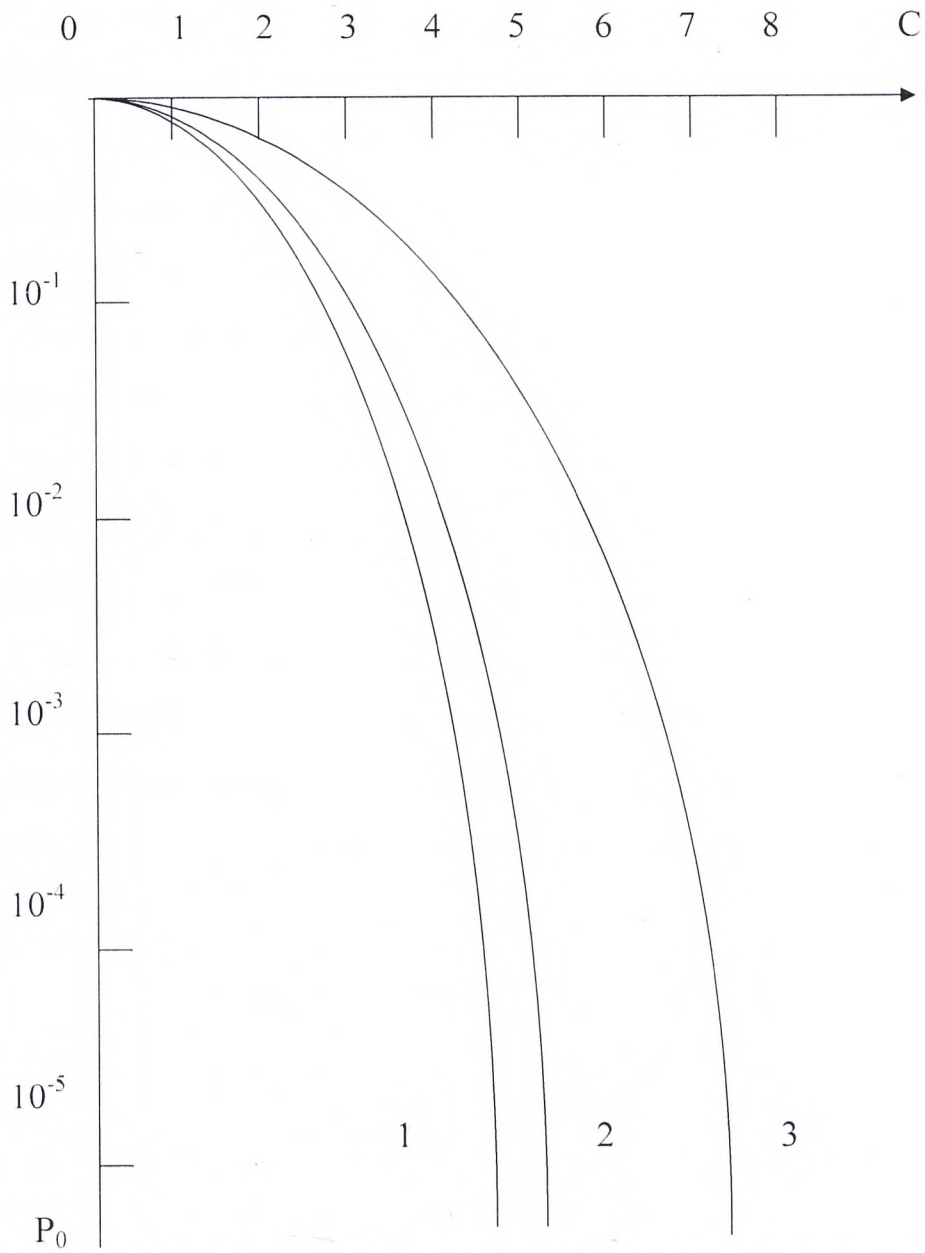


Рисунок 3.4 - Залежність пропускної спроможності від завадостійкості режиму прийому сигналів:

1 – когерентний прийом сигналів;
2 – оптимальний некогерентний прийом сигналів;
3 – автокореляційний прийом сигналів.

Для визначення вимог до точності наведення антенних систем та зниження імовірності помилки прийому НВЧ і КВЧ радіосигналів дозволить більш швидко і правильно знаходити оптимальні варіанти побудови адаптивних схем демодуляції з компенсацією завад і способи реалізації цих схем.

У зв'язку з цим необхідно вибрати з сучасних теоретичних методів аналізу нелінійних пристроїв ТС НРТКУ такий, що найбільш придатний для вирішення поставлених завдань щодо підвищення якості функціонування ТС НРТКУ шляхом знаходження адаптивних способів підвищення її завадостійкості і пропускної спроможності.

Іншим методом зниження помилки вимірів є оцінювання взаємного розташування траєкторних засобів суміщеної командно-траєкторної радіолінії телекомунікаційної системи, що виконують сеанс управління ЛА за час T_{ci}. За цих обставин, для траєкторних вимірювань антенні пристрої мають бути географічно рознесені бажано на якомога більшу відстань.

Для вимірювання кутових швидкостей існуючі траєкторні засоби використовують як мінімум три вимірювальних пункти, які утворюють при своєму розміщенні два взаємно перпендикулярні напрямки. Кутові швидкості по азимуту $\dot{\alpha}$ і куту місця $\dot{\beta}$ визначаються ідентично за різницею допплерівських частот

$$\dot{\alpha} = \frac{c(\Delta f'_Д - \Delta f_Д)}{f_0 B \sin \alpha}, \tag{3.17}$$

$$\dot{\beta} = \frac{c(\Delta f'_Д - \Delta f_Д)}{f_0 B \sin \beta}, \tag{3.18}$$

де $(\Delta f'_Д - \Delta f_Д)$ - різниця частот Допплера, прийнятих двома пунктами;

c - швидкість світла.

Для вимірювання дальності d і кутових координат α, β (рис. 3.5) траєкторно-орбітального положення ЛА в існуючих телекомунікаційних системах активно використовується фазометричний метод.

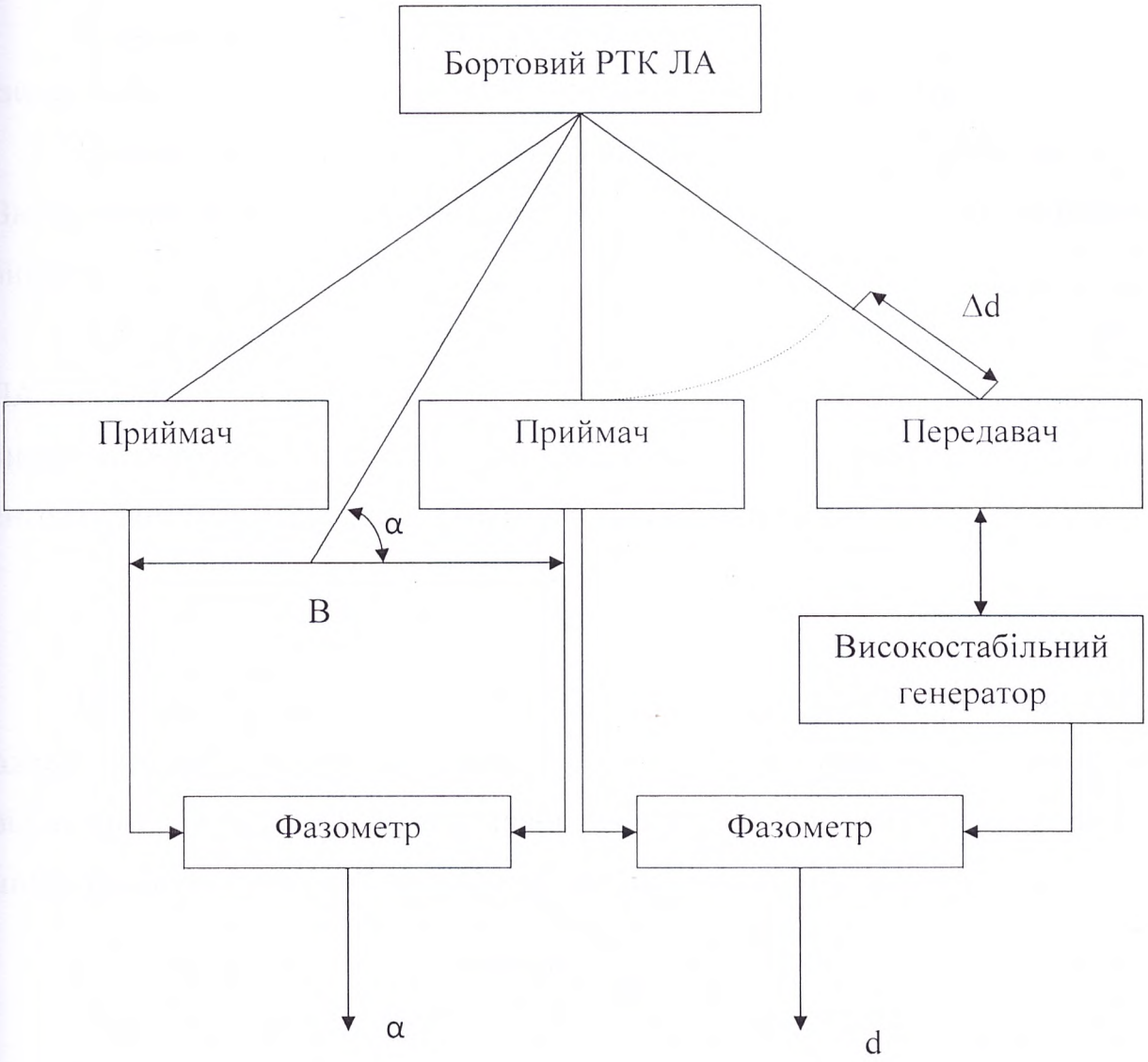


Рисунок 3.5 - Функціональна схема траєкторних засобів вимірювання дальності дальності d до ЛА, азимута α та кута місця ЛА β

У траєкторних засобах застосування цього методу засноване на вимірюванні зсуву фаз Δφ двох інтерферуючих хвиль, що пропорційний різниці Δd пройдених відстаней, тобто:

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda}\Delta d\,, \tag{3.19}$$

де Δφ - зсув фаз інтерферуючих радіохвиль;

λ - довжина радіохвилі, що використовується;

Δd - різниця пройдених радіохвилями відстаней.

У далекомірних системах різниця фаз Δφ пропорційна відстані до ЛА, а в системах виміру кутових координат - умовному положенню ЛА.

Різниця фаз може бути однозначно виміряна лише у межах від 0 до 2π. Вимірювання різниці фаз у більшому інтервалі призводить до неоднозначності у вимірах.

Для визначення дальності до ЛА по радіолінії "Земля-ЛА до бортових РТК ЛА посилається сигнал запиту. Цей сигнал на борту ЛА ретранслюється і випромінюється на Землю. Залежно від різниці фаз прийнятого сигналу щодо сигналу запиту відстань до ЛА визначається за виразом:

$$d = \frac{\Delta\varphi\lambda}{4\pi}. \tag{3.20}$$

При вимірюванні кутових координат сигнал БРТК ЛА приймається одночасно двома або більше наземними пунктами рознесеними в просторі один від одного на відстані. Визначивши різницю фаз сигналів, що приймаються цими пунктами, можна обчислити напрямок польоту ЛА за формулою:

$$\beta = \arccos\frac{\Delta\varphi\lambda}{2\pi\beta}. \tag{3.21}$$

На практиці вимірювання параметрів літальних об'єктів широко використовуються радіоастрономічні методи [12], зокрема РНДБ-методи (методи з використанням радіоінтерферометру з наддовгою базою). При цьому для здійснення вимірювань використовуються два і більше пунктів вимірювань, що поєднані в єдину систему РНДБ.

3.3 Пропозиції до впрвадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів

Необхідно зазначити, що для функціонування системи РНДБ (особливо для виконання завдання визначення траєкторно-орбітальних параметрів руху низькоорбітальних ЛА) необхідно забезпечити синхронізацію стандартів часу та частоти з наносекундною та субнаносекундною точністю мінімум у двох базових елементах радіоінтерферометру, що рознесені на декілька кілометрів.

У даний час для вирішення завдання синхронізації з максимально високою точністю, розвиваються три методи. Перший метод використовує навігаційні супутникові системи ГЛОНАСС та GPS, другий - ретрансляцію синхронізуючих сигналів через геостаціонарні супутники зв'язку (дуплексний метод, а третій - використовує обмін лазерними сигналами через спеціальні відбивачі, встановлені на геостаціонарні супутники (метод LASSO - Lazer Synchronization from Stationary Orbit) [13].

Перевагами систем типу GPS є низька вартість апаратури користувача (при надзвичайно високій вартості космічного сегмента), глобальне охоплення і практично необмежене число користувачів. До недоліків відноситься залежність точності звірення від відстані між пунктами і те, що висока точність може бути отримана лише в результаті обробки інформації про результати великої кількості спостережень.

Потенційно одним з найбільш точних методів порівняння шкали часу просторово рознесених об'єктів є метод LASSO, проте він вимагає обладнання ЛА спеціальними оптичними відбивачами і коштовного наземного обладнання. Крім того, застосування зазначеного методу обмежено погодними умовами, в результаті чого він не набув широкого практичного розповсюдження.

Дуплексний метод синхронізації по супутниковому каналу має високу точність, причому вона досягається в процесі вимірювань і не залежить від відстані між звірювальними пунктами. Цей метод є всепогодним.

Недоліком дуплексного методу є необхідність організації каналу супутникового зв'язку з великими витратами на придбання наземних станцій супутникового зв'язку. Однак цей недолік у теперішній час ефективно долається у зв'язку з удосконаленням космічних ретрансляторів і можливістю використання наземних станцій малої потужності [13]. Для випадку траєкторної системи РНДБ, коли в якості одного з пунктів вимірювання використовується БРТК опорного ЛА, що поєднує функції космічного ретранслятора, а в якості другого пункту вимірювань використовується відповідним чином обладнаний наземний радіотехнічний комплекс керування низькоорбітальними ЛА, застосування дуплексного методу вважається особливо привабливим.

Переваги дуплексного методу підтверджуються порівняльним аналізом існуючих методів синхронізації [13], результати якого зведені в табл.3.2

Таблиця 3.2

Поівняння методів синхронізації зв'язку

Метод	**Точність, нс**	**Покриття**
GPS (common-view)	10	Глобальне
GPS	50	Глобальне
LASSO	1	Залежно від ЛА
Дуплексний	1	Глобальне

Оскільки встановлено, що для управління низькоорбітальними ЛА використовується однопунктна технологія управління, це суттєво знижує точність траєкторно-орбітальних параметрів ЛА і оперативність обробки інформації про його просторово-часове положення.

Для вирішення зазначеного завдання вважається доцільним застосування просторово рознесених радіоастрономічних систем з одним наземним комплексом управління.

Можна зробити висновок, що проведена оцінка можливості застосування відомих способів підвищення якості функціонування телекомунікаційних систем свідчить про необхідність більш детального дослідження питань підвищення якості їх функціонування на основі двохелементного радіоінтерферометру.

За РНДБ-методом сигнал від джерела приймається декількома антенами, що утворюють інтерферометр (рис. 3.6). Відстань між антенами (база інтерферометра) становить зазвичай 10 - 1000 км. Прийняте радіовипромінювання джерела за допомогою антенно-фідерного пристрою передається на входи приймачів телекомунікаційної системи. Кожен приймач підсилює прийнятий сигнал і перетворює його до смуги реєстрації.

Перенесення спектру здійснюється гетеродуванням, що дозволяє зберегти фазу вхідного сигналу, а це, в свою чергу, дає можливість вимірювати не тільки амплітуду, але й фазу просторової гармоніки в розподілі радіояскравості джерела.

Оскільки результат вимірювання виходить шляхом кореляційної обробки сигналів від декількох джерел до гетеродина, як наслідок, висуваються жорсткі вимоги щодо стабільності і синхронізації.

Вихідний сигнал інтерферометра приводиться до цифрового вигляду й передається по каналах зв'язку в центр кореляційної обробки.

Цифровий сигнал організовується у вигляді потоку даних, розбитого на кадри певної тривалості за допомогою стандартних форматів. На початку кожного кадру вносяться відліки часу місцевих годин, що дозволяє синхронізувати сигнали при обробці. Синхронізовані відліки перемножуються в корреляторі, отримані добутки усереднюються групами.

Відгук інтерферометра на випромінювання джерела в напрямку $\vec{k}$ можна оцінити наступним виразом:

$$R(\vec{k}) = R_0 \int_{-\infty}^{+\infty} J(\vec{k}) A(\vec{k}) G(f) e^{j2\pi \vec{B}\vec{k}/\lambda} df , \qquad (3.22)$$

де $J(\vec{k})$ - двовимірний розподіл яскравості від джерела;

$A(\vec{k})$ - діаграма спрямованості антенної системи по потужності;

$G(f)$ - спектральна характеристика приймача; R_0 - коефіцієнт пропорційності; $\vec{B}$ - вектор бази; $\vec{k}$ - напрямок на джерело.

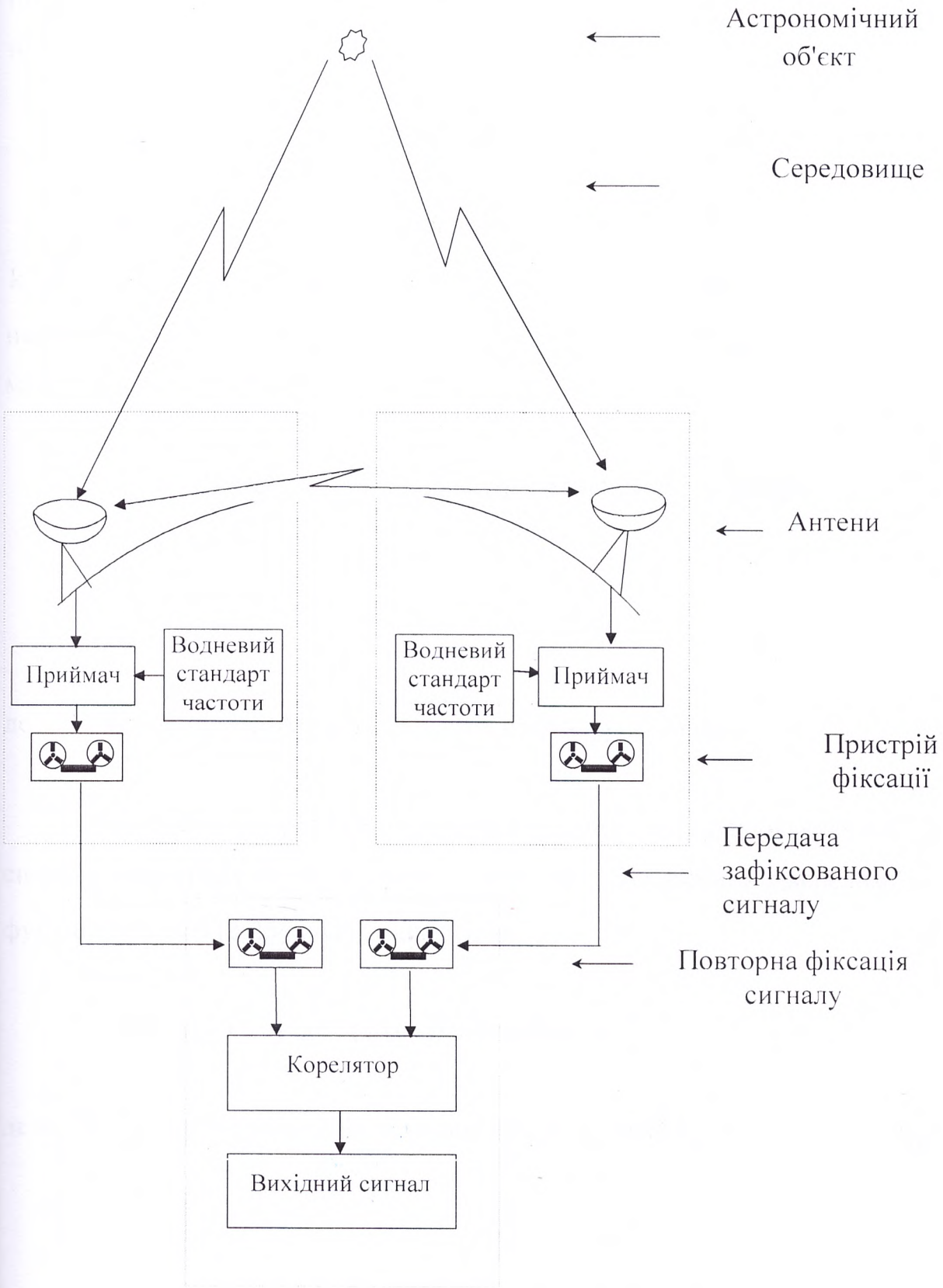


Рисунок 3.6 - Двохелементний радіоінтерферометр з незалежною реєстрацією

Інтегруючи рівняння (3.22) за тілесним кутом і вважаючи межі інтегрування нескінченними, отримаємо вираз для відгуку інтерферометра на протяжне джерело:

$$R = R_0 \int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty} J(\vec{l})A(\vec{k})G(f)e^{j(2\pi\vec{b}\vec{k}/\lambda)}dfd\vec{k} \ . \qquad (3.23)$$

При малих кутових розмірах КД вектор $\vec{k}$ можна записати у вигляді $\vec{k} = \vec{k}_0 + \vec{p}$, при цьому вектор $\vec{p}$ майже перпендикулярний $\vec{k}$, де $\vec{k}$ - опорний напрямок на обрану 'нульову' точку КД. З огляду на це спрощення, вираз (3.24) можливо представити у вигляді

$$R = e^{j(2\pi\vec{B}\vec{k}_0/\lambda)}\int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty} J(\vec{p})A(\vec{p})G(f)e^{j(2\pi\vec{B}\vec{p}/\lambda)}dfd\vec{p} =$$

$$= e^{j(2\pi\vec{B}\vec{k}_0/\lambda)}V(\vec{B}), \qquad (3.25)$$

де $V(\vec{B}) = \int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty} J(\vec{p})A(\vec{p})G(f)e^{j(2\pi\vec{B}\vec{p}/\lambda)}dfd\vec{p}$ - функціонал.

Функціонал є перетворенням Фур'є від розподілу радіояскравості. Увівши систему координат $(\vec{e}_u, \vec{e}_v, \vec{e}_w)$ (рис. 3.6), що пов'язана з джерелом, інтеграл функції видності (3.25) можна навести як

$$V(в_u, в_v) = \int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty} J(\alpha,\beta)A(\alpha,\beta)G(f)e^{j[2\pi(в_u\alpha + в_v\beta)]/\lambda}dfd\alpha d\beta, \quad (3.26)$$

де $в_u, в_v$ та α, β - проекції бази та вектора $\vec{p}$ на орти $\vec{e}_u$ та $\vec{e}_v$.

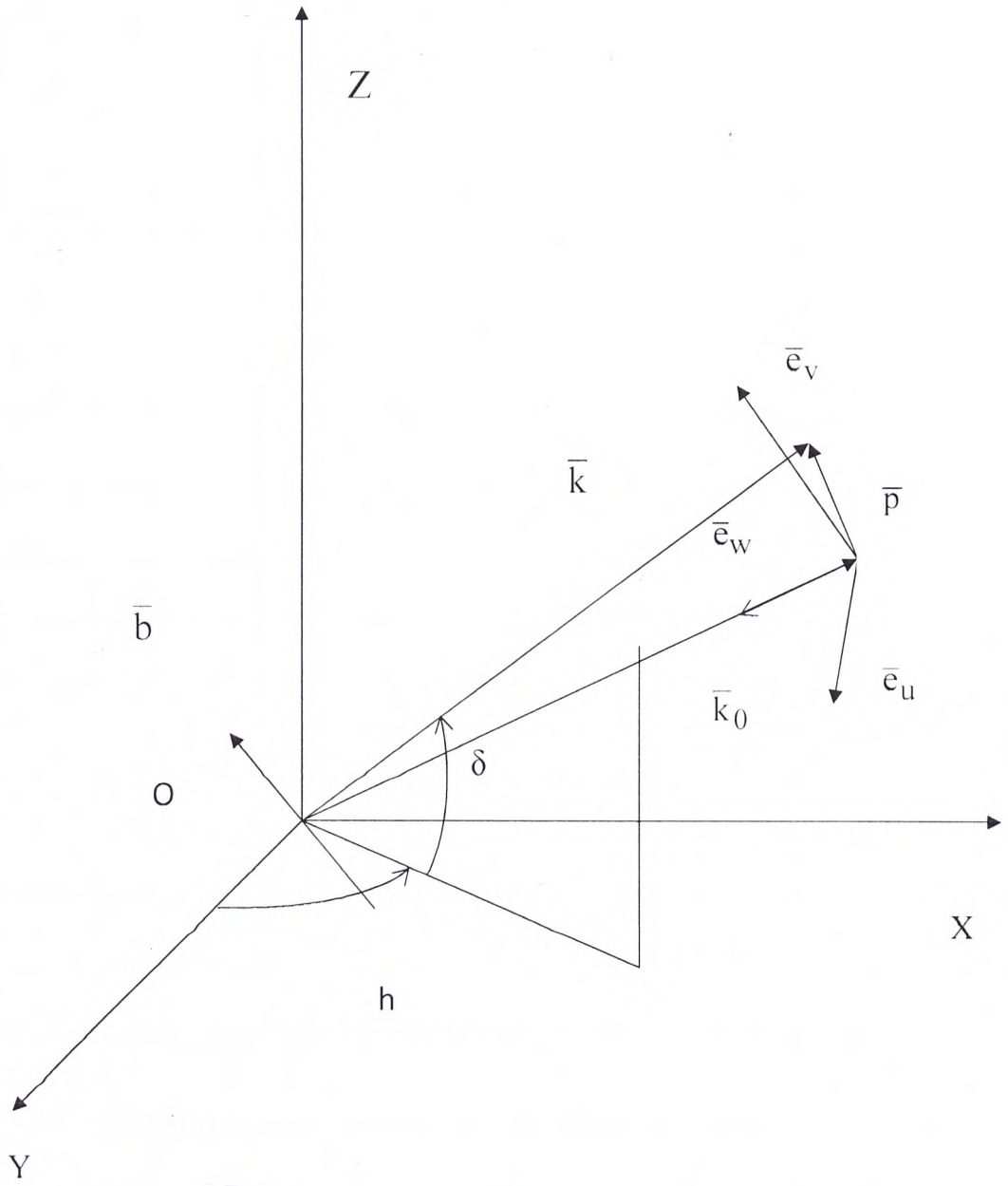


Рисунок 3.7 - Система координат, що пов'язана з джерелом

У багатоелементному інтерферометрі, спостерігаючи об'єкт, отримаємо набір величин $V(в_i(t_j))$, які визначають собою відліки двовимірного просторового спектру розподілу радіояскравості джерела.

З іншого боку експонентний член рівняння (3.26) містить інформацію про становище джерела і положення вектора бази радіоінтерферометра.

Дійсно, фаза φ визначається виразом

$$\varphi = 2\pi(\vec{в}\vec{k}_0 / \lambda) \ . \qquad (3.27)$$

а геометрична часова затримка τ таким співвідношенням:

$$\tau = \left(\vec{b}\vec{k}\right)/c \quad . \tag{3.28}$$

Похідна часової затримки визначає частоту інтерференції F_u

$$F_u = f\left(d\tau/dt\right) \quad , \tag{3.29}$$

де f - частота сигналу, що приймається.

Слід відзначити, що параметри τ та F_u є параметрами, які містять координатну інформацію.

В екваторіальній системі координат (рис. 3.8) геометрична часова затримка τ представлена у вигляді:

$$\tau = \frac{1}{c}(\vec{в}\vec{k}) = \frac{1}{c} p \sin\delta + \frac{1}{c} e \cos\delta h \, , \tag{3.30}$$

де $\vec{k} = [\cos\delta\cos(s_0 - \alpha), \cos\delta\sin(s_0 - \alpha)\sin\delta]$ - вектор напрямку на джерело або на "нульову" точку;

$\vec{в} = в\vec{i} = в(\cos\delta_в \cos\Lambda, \cos\delta_в \sin\Lambda \sin\delta_в)$ - вектор бази $\vec{в} = в\vec{i}$;

$\vec{\Omega} = \Omega\vec{\omega}$ - вектор кутової швидкості обертання Землі;

δ, α - відмінювання і пряме сходження джерела;

$s = s_0 - \Lambda$ - зоряний час на меридіані бази;

s_0 - зоряний час за Гринвічем;

$h = s - \alpha$ - годинний вихід джерел щодо меридіана бази;

$\delta_в, \Lambda$ - відмінювання і пряме сходження бази;

$e = в\sin\delta_в$, $p = в\sin\delta_в$ - екваторіальна і полярна проекції бази.

Оскільки $\cos\theta = \vec{k}\vec{i} = \sin\delta_B \sin\delta + \cos\delta_B \cos\delta\cosh$, а

$s - \alpha \approx (s - \alpha)_0 + \Omega_e t$,

де $(s-\alpha)_0$ - значення $(s-\alpha)$ в момент $t=0$ та $h=h^0+\Omega t$,

то рівняння (3.30) можна представити у вигляді

$$\tau(t) = -A\sin\Omega t + B\cos\Omega t + C \quad , \tag{3.31}$$

де $$A = \frac{1}{c} e\cos\delta\sin h^0 \quad ,$$

$$B = \frac{1}{c} e\cos\delta\cos h^0 \quad ,$$

$$C = \frac{1}{c} p\sin\delta \quad .$$

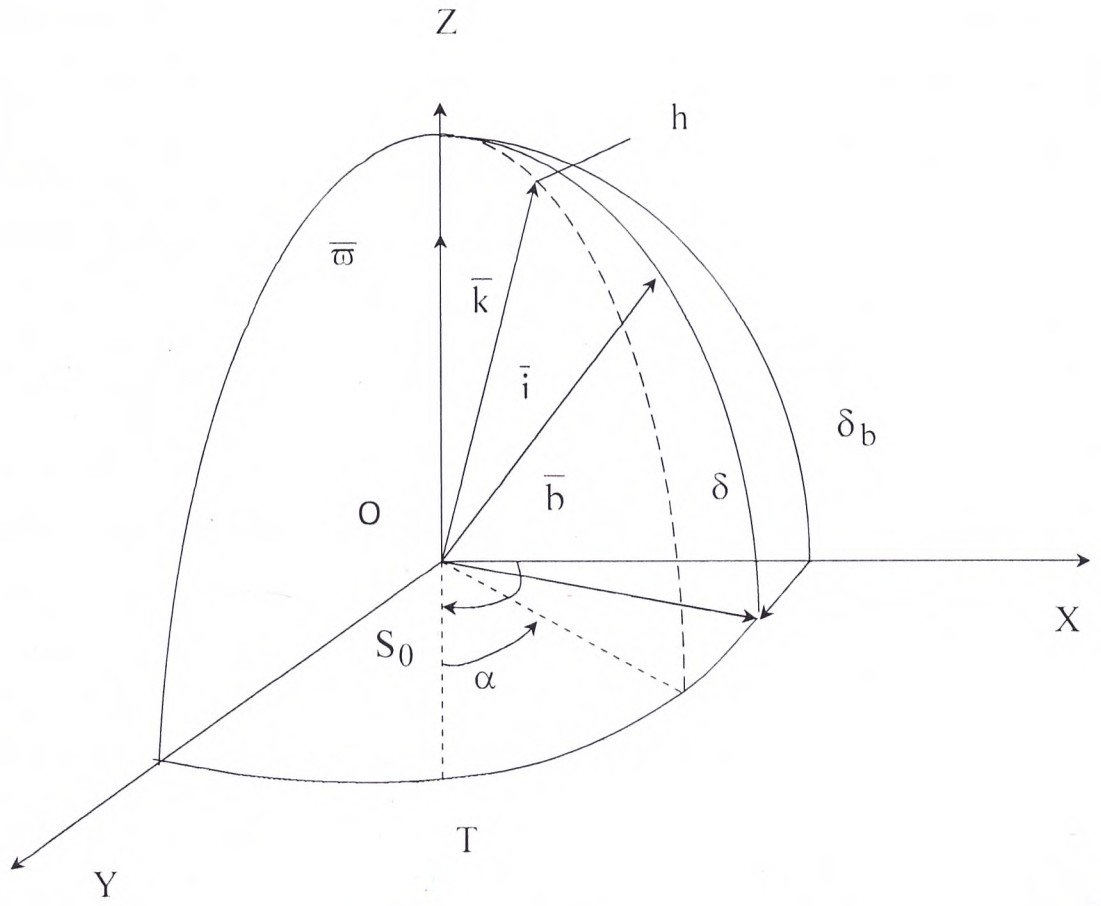


Рисунок 3.8 - Екваторіальна система координат

Геометрична частина частоти інтерференції (з урахуванням (3.31) представлена у вигляді:

$$F_u(t) = -\frac{f\Omega}{c} e \cos\delta \sinh \qquad (3.32)$$

або з урахуванням (3.32)

$$F_u = -A f\Omega \cos\Omega t - B f\Omega \sin\Omega t \quad . \qquad (3.33)$$

Отже, вимірювання часової затримки τ визначає кут θ між напрямком бази та напрямком на джерело, а частота інтерференції F_u - кут між перпендикуляром до бази, який лежить в екваторіальній площині й напрямком на джерело.

Апріорні значення проекції бази, зоряного часу і координат джерел дають можливість рахувати на кожен момент спостережень t величини τ_0 та F_0. Відповідні різниці значень τ та F та їх попередньо обчислених значень τ_0 та F_0 можимо представити у вигляді вільних членів умовних рівнянь похибок, що отримані з диференціювання рівнянь (3.30 -3.33), які набувають вигляд:

$$\ell_i(\tau) = \Delta p \sin\delta_i + \Delta e \cos\delta_i h_i - \Delta S e \cos\delta_i \sinh_i - t\Delta\Omega e \cos\delta_i \sinh_i + \mu_i \ ,$$

де $\ell_i(F) = -\Delta e \cos\delta_i \sinh_i - \Delta S e \cos\delta_i \cosh_i - \frac{\Delta\Omega}{\Omega} e \cos\delta_i (\sin\delta_i + \Omega t \cosh_i) + \nu_i$,

$\ell_i(\tau) = c(\tau - \tau_0)$; $\ell_i(F) = \frac{c}{f\Omega}(F - F_0)$ - виміряні вільні члени рівнянь, що містять у собі всю сукупність виміряних поправок і редукцій;

i - індекс джерела;

$\Delta S = \Delta(S_0 - \Lambda)$ - поправкаА зоряного часу на меридіанні бази інтерферометра;

$\Delta e, \Delta p$ - поправки до проекції бази інтерферометра;

$\Delta\Omega$ - поправка до кутової швидкості обертання Землі;

μ_i, ν_i - комбінація невідомих поправок координат радіоджерел.

$$\mu_i = \Delta\alpha_i e\cos\delta_i \sinh_i + \Delta\delta_i (p\cos\delta_i - e\sin\delta_i \cosh h_i),$$

$$\nu_i = \Delta\alpha_i e\cos\delta_i \cosh_i + \Delta\delta_{ie} \sin\delta_i \sin\delta_i \sinh_i .$$

Отже, РНДБ-метод дозволяє одночасно отримувати інформацію про координати об'єктів $(\alpha_i, \delta_i, h_i)$, їх зображення ($V[в_c(t_j)]$), параметри інтерферометра, що визначаються заданими поправками до проекція бази ($\Delta\ell, \Delta p$), і параметри обертання Землі ($\Delta\Omega, \Delta S$), використовуючи ті ж самі технічні засоби.

У процесі виконанні спостереження РНДБ-методом велику роль відіграватиме оптимальна організація спостережень. Сутність методу полягає в одночасному або майже одночасному спостереженні досліджуваного об'єкта і опорного джерела (рис. 3.9), що знаходиться на близькій кутовій відстані ψ від досліджуваного об'єкта. Це дозволяє подолати негативний вплив ефектів атмосферних неоднорідностей.

Найбільш точні вимірювання можуть бути виконані, коли джерела одночасно знаходяться в межах діаграм направленості антенних пристроїв, або коли вимірювання можуть швидко чергуватися у часі.

Вирази для функції інтерферометра набуває наступного вигляду:

$$[V(u,\nu)]_{некалібр} = G(t)\int_{-\infty}^{+\infty}\int_{-\infty}^{+\infty} A(\alpha,\beta)J(\alpha,\beta)eu^{i2\pi/\lambda(u\alpha+\nu\beta)}d\alpha d\beta \quad . \quad (3.34)$$

Тоді наведена некалібрована функція, що включає комплексний коефіцієнт підсилення G(t), є функцією антеної пари і часу. Для калібрування G(t) можна сполучити джерело з початком відліку фази (центру поля), що збігається з джерелом.

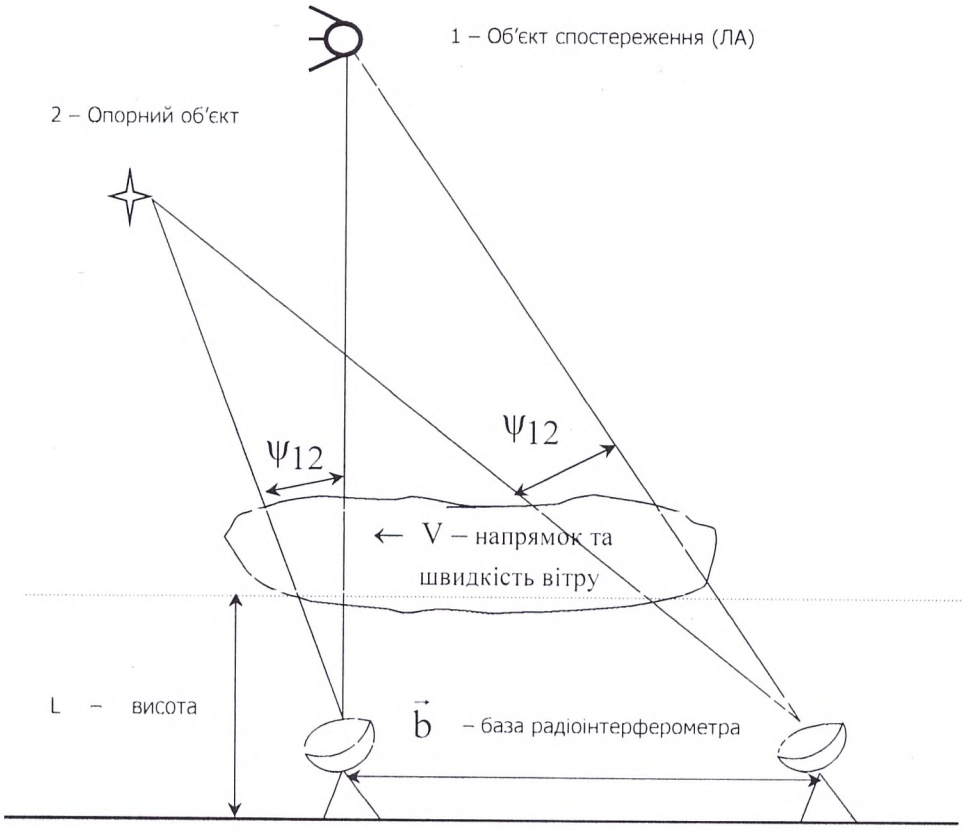


Рисунок 3.9 - Загальна ідея методу опорного об'єкту

Тоді відгук буде визначатися виразом:

$$V_c(u,v) = G(t)S_c \tag{3.35}$$

де індекс "с" вказує на опорне джерело зі щільністю потоку S_c.

$$V(u,v) = \frac{[V(u,v)]_{некалібр}}{G(t)} = [V(u,v)]_{некалібр} \frac{S_c}{V_c} \ . \tag{3.36}$$

Оскільки *G(t)* змінюється в часі, необхідно переривати спостереження за ЛА для періодичних вимірювань опорного джерела. Часовий інтервал між спостереженнями опорного джерела залежить від стабільності вимірювань та середовища поширення сигналу. Опорний об'єкт повинен відповідати

наступним вимогам:

- опорне джерело повинно бути досить потужним, щоб за короткий час можна було отримати необхіде співвідношення сигнал / шум;

- опорне джерело повиненно бути стабільним, щоб не виникала необхідність проводити точні вимірювання його функції видності;

- опорне джерело повиненно розташовуватися близько до об'єкта спостереження (ЛА). Бажано, щоб кутова відстань становила трохи більше одного градуса

Проте, не завжди можливо знайти потужний опорний об'єкт, що задовольняє всім перерахованим вимогам, оскільки існує лише обмежений список стабільних потужних опорних джерел, придатних для РНДБ спостережень з роздільною здатністю в тисячну частку секунди дуги. Тому можливо використовувати лише ті телекомунікаційні системи звязку, що мають велику ефективну площу антенної системи, високу чутливість і дозволяють застосовувати в якості опорних слабо потужні опорні джерела.

Така методика дозволяє практично усунути всі фазові неоднорідності, пов'язані з апаратурою і побічними ефектами поширення сигналу. Однак реалізувати потенційну точність РНДБ-методу можливо тільки при наявності високоточної апріорної координатно-часової інформації і параметри синхронізації пунктів.

Слід зазначити, що траекторна система повинна забезпечити:

- передачу траекторного сигналу (сигналу, що несе інформацію про поточні навігаційні параметри) з борта ЛА на пукт спостереження;

- синхронізацію годинників РТК базових елементів РНДБ;

- синхронізацію гетеродинів РТК;

- передачу сигналів контролю і управління між ЛА і пунктом спостереження.

Функціональною вимогою до наземно двохелементного радіоінтерферометра є необхідність передачі сигналів в якомога більшій смузі частот Δf.

Відношення сигнал-шум h такого інтерферометра дорівнює:

$$h = \sqrt{\frac{2\Delta fT}{kT_ш}} \pi o_1 o_2 S_o \qquad (3.37)$$

де o_1, o_2 – діаметри дзеркал антен, з коефіцієнтами використання площі поверхні рівними 0,5;

S_o – спектральна щильність потоку точкового джерела (радіовипромінювання опорного об'єкта або ЛА);

Δf- смуга реєстрації;

T – час накопичення сигналу;

$T_ш$ – шумова температура наземного РТК;

k – постійна Больцмана.

Отже, чутливість антенних пристроїв пунктів управління та спостереження зростатиме пропорційно кореню зі смуги реєстрації радіосигналів. Смуга прийому сучасних радіоінтерферометричних приймачів сантиметрового діапазону становить 500-1000 МГц.

При цифровій реєстрації і однобітовому квантуванні для реєстрації смуги 500 Мгц необхідно реєструвати цифровий потік зі швидкістю 1Гбіт/с. Тому траєкторні РНДБ вимірювання представляється доцільним вести на двох хвилях одночасно для виключення випадкових фазових збігів в атмосфері. Для цього потрібно передавати або реєструвати сумарний потік зі швидкістю 2 Гбіт/с. Використання супутникових каналів зв'язку (зважаючи, що другий елемент радіоінтерферометра розташований на борту геостаціонарного ЛА) дозволяє передавати інформацію з такою швидкістю в реальному масштабі часу.

При цьому кутова помилка антенних пристроїв, котрі для зниження обмеженої координатної точності, яка викликана турбулентними процесами в атмосфері, повинна працювати в диференціальному режимі вимірювань (метод опорного джерела), залежатиме від смуги сигналу і кутової відстані між ЛА та опорним джерелом.

Дисперсію кутової помилки у цьому випадку можливо виразити так:

$$\sigma_{\psi}^2 = \frac{2\lambda^2}{(4\pi в h)^2} + \frac{\left(C_l L_2^{1/3}\right)^2}{2в^2}\psi^2 \quad . \tag{3.38}$$

де λ - робоча довжина хвилі;

b – довжина бази вимірювань;

C_L – структурний коефіцієнт електричної товщини атмосфери;

L_2 – зовнішній масштаб двовимірної турбулентності атмосфери;

ψ - кутова відстань між ЛА та опорними джерелом.

Величина ψ визначається статикою радіоджерел малих кутових розмірів. Для джерел з кутовим розміром менше мілісекунди дуги залежність "кількість джерел – потік" можливо представити у вигляді співвідношення:

$$n = n_0\left(S/S_0\right),$$

де n_0 – (50÷150)/стерадиан, а S_0=0,1 е.п.

У такому випадку

$$\psi = \frac{1}{\sqrt{n}} = \frac{1}{\sqrt{n_0}}\left(S/S_0\right).$$

Використовуючи останнє співвідношення, представимо вираз для дисперсії кутової помилки (3.38) у вигляді

$$\sigma_{\psi}^2 = \frac{\alpha}{h^2} + \beta \cdot h^{2/3}, \tag{3.39}$$

де $\alpha = \dfrac{2\lambda^2}{4\pi^2 в^2}$,

$$\beta = \frac{C_l^2 L_2^{2/3}}{2в^2 n_0 S_0^{3/2}} \cdot \frac{(kT_ш)^{3/2}}{d^3 \pi^{3/2} (2T)^{3/4}} \cdot \frac{1}{(\Delta f)^{3/4}}.$$

З виразу (3.39) видно, що σ_{ψ}^2 як функція h має екстремум.

Здійснивши аналіз, можливо встановити, що σ_{ψ}^2 приймає мінімальне

значення $\sigma_{\psi min}$ при оптимальному значенні

$$h_{опт} = \left(\frac{4\alpha}{3\beta}\right)^{2/7} . \qquad (3.40)$$

Сигнали некерованих випромінювань БРТК низькоорбітальних ЛА та опорного джерела - це 'шумові" сигнали, що прийняті та пройшли ряд перетворень в приймальній апаратурі наземного комплексу спостереження та керування. Останнє перетворення - це обмеження за нульовим рівнем і часове квантування. В результаті, замість справжнього процесу $x(t)$ на виході отримуємо його знакову функцію $Sgn[x(t)]$: $Sgn[x(t)]=1$ при $x(t)\geq 0$ та $Sgn[x(t)]=0$ при $x(t)<0$.

Сигнал $Sgn[x(t)]$ передається за каналом зв'язку для кореляційної обробки. На корелятор подаються пари сигналів, знакові функції $Sgn[x(t)]$ та $Sgn[y(t)]$ і обчислюється взаємно кореляційна функція $p_{xy}(\tau)$. Для стаціонарних ергодичних процесів $x(t)$ та y(t)

$$p_{xy}(\tau) = \frac{1}{T}\int_0^T Sgn[x(t)]Sgn[y(t)]dt . \qquad (3.41)$$

У випадку малих значеннях $p_{xy}(\tau)$ для випадкових процесів з нормальним розподілом і нульовим середнім, маємо:

$$p_{xy}(\tau)=2\, p_{xy}(\tau)-1, \qquad (3.42)$$

де $p_{xy}(\tau)$ – ймовірність збігів значень знакових функцій

$$Sgn(x) \text{ и } Sgn(y).$$

Обчислення кореляції зводиться до підрахунку імовірності збігів знаків функції $x(t)$ та $y(t)$. Отже, якщо канал передачі знакових функцій $Sgn(x)$ побудований так, що не виникає аномальних помилок типу випадання блоків, розмноження помилок і т.п., то, зниження кореляції буде прямопропорційно числу помилок прийнятих символів. Якщо вважати, що зниження $p_{xy}(\tau)$ на 0,1% припустимо, то допустима імовірність помилки в каналі передачі траєкторних

даних P_o=10^{-3} . Для каналу передачі службової інформації управління і зв'язку при цьому залишається вимога мати імовірність помилки P_o=10^{-6} – 10^{-7}.

Дані, що реєструються наземним комплексом спостереження, організовуються відповідно до визначеного стандарту - формату. В даний час найбільш поширеним залишається формат MARK-III [14]. Для збереження можливості роботи як в режимі реального часу, так і з записом сигналів, необхідно використовувати прийнятий формат на вході і виході системи передачі даних. Вихідний сигнал розбивається на підканали шириною 2 МГц, які після дискретизації і додавання службової інформації передаються зі швидкістю 4,5 Мбіт/с.

У цьому випадку повний потік даних, який передається в системі реального часу набуває вигляду:

$$W=N\cdot n\cdot 4{,}5 \text{ МГц},$$

де N – число пунктів радіоінтерферометра, N =2;

n – число каналів реєстрації, n=1…40.

Вимоги до швидкості передачі інформації в каналі управління ЛА визначаються середньою кількістю інформації управління. Тому для передачі інформації управління ЛА необхідно мати дуплексний канал 64 Кбіт/с.

Отже, принципові вимоги до системи передачі даних зводяться до наступних:

- сумарна швидкість потоків інформації некерованих випромінювань БРТК ЛА і опорного джерела від 9 Мбіт/с до 360 Мбіт/с з імовірністю помилки 10^{-3};
- швидкість передачі інформації управління ЛА 64 Кбіт/с з імовірністю помилки 10^{-6}.

Для здійснення синхронізації атомного годинника пунктів радіоінтерферометру бажано повністю використовувати смугу одного каналу зв'язку опорного ЛА. Інтуїтивно зрозуміло, що точність синхронізації зростає зі збільшенням смуги синхросигналу, однак вимоги до смуги можуть бути знижені

шляхом використання спеціально оптимізованого сигналу.

Необхідність здійснювати синхронізацію за допомогою супутникового каналу зв'язку накладає специфічні вимоги на стабільність гетеродинів приймачів і передавачів БРТК ЛА.

У лініях супутникового зв'язку сигнал піддається декільком незалежним перетворенням типу перенесення спектру. В результаті його частота може змінюватися в межах ±150 кГц за рахунок нестабільності частот бортових гетеродинив, що досягає 10^{-6}, і гетеродинив. Вважаємо, що, прийнявши спеціальні заходи, можна підвищити стабільність наземних гетеродинів настільки, що загальна когерентність буде визначатися нестабільністю двох бортових гетеродинив (на борту ЛА і опорного джерела). В даному випадку принципово важливим є не зміна частоти сигналу від сеансу до сеансу (оскільки вони можуть бути виміряні та зкомпенсовані перед початком вимірювань або в їх процесі), а швидкість зсуву частоти сигналу протягом одиничного акту вимірювань (тривалістю близько 0,3 с). При проведенні синхронізації нестабільність частоти бортових гетеродинов позначається в тому, що вона обмежує час когерентного накопичення сигналу в апаратурі прийому та реєстрації сигналів.

Щоб оцінити величину часу когерентного накопичення, вважатимемо частоти f_1 та f_2 постійними, а їх флуктуації представимо у вигляді випадкової флуктуації різниці фаз $\Delta\varphi=\varphi_1-\varphi_2$, що має нормальний розподіл і дисперсію $\sigma_\varphi^2 = \sigma_{\varphi 1}^2 - \sigma_{\varphi 2}^2$. Ступінь когерентності сигналу схильного фазовим флуктуаціям, оцінюються фактором $K = e^{-\sigma_\varphi^2}$. Будемо вважати допустимим значенням K=1/2, тоді максимальна помилка різниці фаз дорівнюватиме σ_φ=0,83.

У цьому випадку можливо визначити час когерентного накопичення сигналу, скориставшись наступним співвідношенням:

$$T_c = \frac{\sigma_\phi}{2\pi \bar{f}\sqrt{\sigma_{\phi_1}^2 + \sigma_{\phi_2}^2}} = 7.24\,\text{мкс}, \qquad (3.43)$$

де $\overline{f} = \frac{1}{2}(f_1 + f_2)$.

Для оцінки точності вимірювання затримок, визначимо співвідношення сигнал-шум h як таке, що

$$h = \frac{P_c \sqrt{\Delta f T_c / 2}}{P_ш}, \tag{3.44}$$

де P_c та $P_ш$ – потужності сигналу і шуму на вході приймача, відповідно;

Δf - смуга частот, що приймається;

T_c – час накопичення сигналу.

Потужність сигналу P_c можливо розрахувати, знаючи параметри опорного джерела та ЛА, по формулі

$$P_c = \frac{P \eta_{пр} A_{еф}}{4\pi d^2 L_{дод}}, \tag{3.45}$$

де P – еквівалентна потужність ретранслятора, що ізотропно випромінюється (P≈40 дБ/Вт);

$\eta_{пр}$ – втрати в тракті приймача ($\eta_{пр}$=0,89 дБ);

$A_{еф}$– ефективна площа антени ($A_{еф}$=2500 м^2);

$L_{дод}$ – додаткові втрати в тропосфері ($L_{дод}$=1,08);

d – похила дальність до ретранслятора (d ≈ 36000км).

За цими даними знаходимо $P_c \approx 4 \cdot 10^{-12}$ Вт.

Потужність шуму на вході приймача $P_ш$ визначається внеском шумів антени, хвильового тракту і самого приймача

$$P_ш = k\Delta f \left[T_A \eta_{пр} + T_0 (1 - \eta_{пр}) + T_{пр} \right], \tag{3.46}$$

де k – постійна Больцмана;

T_A – шумова температура антени, що включає випромінювання Землі, космічного простору і атмосфери (T_A≈80 К);

T_0 - фізична температура тракту антени (290 К);

$T_{пр}$– шумова температура приймача (260 К).

Тоді $P_ш \approx 5 \cdot 10^{-14}$ Вт та h = 180. Використовуючи ці дані, знаходимо оцінку

помилки вимірювання часової затримки (для Δf=10МГц)

$$\sigma_\tau = \frac{\sqrt{3}}{\pi p \Delta a} = 0.14 \text{ нс.} \qquad (3.47)$$

Отже, незважаючи на високу стабільність гетеродинів БРТК ЛА, що обмежує час накопичення до 10 мкс, завдяки великому відношенню сигнал-шум можливе досягнення високої точності звірення годинників. Для реалізації такої високої точності синхронізації потрібно, щоб стабільність гетеродинів ТС НРТКУ була на порядок вище гетеродинів БРТК обох ЛА.

При цьому особливий вплив на точність здійснення вимірювань траєкторно-орбітальних параметрів руху низькоорбітальних ЛА матиме завадостійкість.

Отже, впровадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів може відбутися за допомогою наступних пропозицій:

Інтеграція високоточних GPS-приймачів з ЛА, що дозволить точно визначати їхню позицію і швидкість у реальному часі.

Інерціальні вимірювальні системи (ІВС): Встановлення фнерціальних вимірювальних систем дозволить отримувати незалежні вимірювання прискорення та кутової швидкості, що дозволить отримувати додаткову інформацію про рух літального апарату.

Використання камер і сенсорів дозволить збирати візуальні дані про навколишнє середовище та використовувати їх для корекції маршруту та навігації.

Перспективи покращення балістико-навігаційних параметрів ЛА можна визначити так:

1) Впровадження лідарних систем дозволить отримувати точні відстані до об'єктів у реальному часі, що підвищить безпеку та точність навігації.

2) Технологія машинного навчання і штучного інтелекту: Використання цих технологій дозволить аналізувати великі обсяги даних, що збираються з

сенсорів, для прогнозування траєкторії руху, виявлення потенційних загроз та автоматичної корекції шляху.

3) Застосування криптографічних методів захисту даних, зокрема від дистанційних атак та перехоплення інформації, є важливим аспектом забезпечення безпеки системи вимірювання.

4) Тестування та валідація системи: Перед впровадженням необхідно провести ретельне тестування та валідацію всіх компонентів системи вимірювання на різних етапах розробки, щоб гарантувати їхню надійність та ефективність.

5) Оптимізація енергоспоживання: Розробка ефективних алгоритмів керування енергоспоживанням для забезпечення тривалої роботи сенсорів та систем вимірювання без необхідності частої заміни або зарядки батарей.

Ці пропозиції можуть бути використані для впровадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів, забезпечуючи високу точність, надійність та безпеку в операціях повітряної навігації.

Висновки

Під час виконання кваліфікаційної роботи бакалавра визначено фактори, що впливають на якість балістико-навігаційного забезпечення ЛА.

Удосконалена математична модель супроводу літального апарату наземним радіотехнічним комплексом. Встановлено, що положення ЛА в на ділянці зони огляду наземного радіотехнічного комплексу задається вектором $\overline{\rho}$ початок якого співпадає з основою перпендикуляра з наземного радіотехнічного комплексу на лінію перетину площин орбіти та місцевого горизонту, а кінець – з точкою місцезнаходження ЛА на орбиті.

Встановлено оптимальні вимоги до радіотехнічного комплексу управління літальним апаратом та досліджено можливості підвищення якості функціонування радіотехнічного комплексу управління літальним апаратом. Запропоновано підвищити стабільність наземних гетеродинів для забезпечення загальної когерентності, котра буде визначатися двома бортовими гетеродинами. Принципово важливим є не зміна частоти сигналу від сеансу до сеансу, а швидкість зсуву частоти сигналу протягом одиничного акту вимірювань.

Проведена порівняльна оцінка завадостійкості телекомунікаційної системи та запропоновано удосконалену методика, котра дозволяє усунути всі фазові неоднорідності, пов'язані з апаратурою і побічними ефектами поширення сигналу.

Розроблено пропозиції щодо впрвадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів, а саме:

Інтеграція високоточних GPS-приймачів з ЛА, що дозволить точно визначати їхню позицію і швидкість у реальному часі. Інерціальні вимірювальні системи (ІВС): Встановлення фнерціальних вимірювальних систем дозволить отримувати незалежні вимірювання прискорення та кутової швидкості, що дозволить отримувати додаткову інформацію про рух літального апарату.

Використання камер і сенсорів дозволить збирати візуальні дані про навколишнє середовище та використовувати їх для корекції навігації.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Класифікація UVS International [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://helpiks.org/6-70010.html.
2. Гофманн-Велленгоф, Легат, Візер. Навігація. Основи визначення місцеположення та скеровування. – Л.: ЛНУ ім. І.Франка, 2006.
3. Лінії радіозв'язку та антенні пристрої: навчальний посібник / М. Д. Ільїнов, Т. Г. Гурський, І. В. Борисов, К. М. Гриценок. — Київ: Вид. дім «СКІФ», 2023. — 250 с.
4. Brown A. Navigation Using LINK-16 GPS/INS Integration [Електронний ресурс] / A. Brown, P. Sack // Proc. of ION GPS/GNSS, (Portland, OR, Sept.2003).– Режим доступу: http://www.navsys.com/Papers/0309001.pdf.
5. Основи побудови радіолокаційних засобів розвідки повітряного простору: конспект лекцій / К. С. Васюта, О. В. Тесленко, В. М. Купрій, О. А. Малишев. Х. : ХУПС, 2013. – 212 с.
6. Volotskov E. A. Drone's control system research / E. A. Volotskov, A. O. Podorozhniak // Інформаційні технології: наука, техніка, освіта, здоров'я: XXV МНПК MicroCAD-2018, 16-18.05.2018, Ч. IV. – Харків: НТУ «ХПІ», 2018. – С. 159.
7. Управління космічними апаратами : підручник / М.Ф. Пічугін, П.П. Топольницький, І.В. Пулекота ін. – Житомир : ЖВІ НАУ, 2009. – 280 с.
8. Пулеко І.В. Алгоритм статистичної обробки телеметричної інформації з урахуванням стану інформаційно-вимірювального каналу / І.В. Пулеко // Вісник ЖІТІ. – Житомир : ЖІТІ, 1998. – №7. – С. 230–233.
9. Котельніков Г. Н., Мамлюк О. В., Аеродинаміка літальних апаратів. Підручник. -К.: Вища школа, 2002. – 255 с.
10. Формула К. Шенона та області її застосування. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://inform-lis12.blogspot.com/p/blog-page_51.html.

11. Abramovitch D. Phase-Locked Loops: A Control Centric Tutorial /D. Abramovitch // Proceedings of the 2002 ACC. – Agilent Laboratories, Palo Alto.– 2002. – 50 p.
12. Погарський С. О. Автоматизоване вимірювання параметрів НВЧ і КВЧ елементів: навчальний посібник для студентів фізичних спеціальностей / С. О. Погарський, Д. В. Майборода. – Х. : ХНУ імені В. Н. Каразіна, 2020. – 140 с.
13. Забезпечення єдності електрорадіовимірювань : підручник / за ред. проф. Ю. Ф. Павленка [Павленко Ю.Ф., Кондрашов С.І., Неєжмаков П.І., Маслова Н.М.] – Харків : Вид-во «Підручник НТУ ХПІ», 2014. – 235 с.
14. Радіотехнічні системи: навч. посіб. / В. М. Кичак, А. Ю. Воловик, М. А. Шутило, О. П. Червак – Вінниця : ВНТУ, 2018. – 122 с.

ДОДАТКИ

1. ANALYTICAL PART

1.1. Analytical review of facts affecting the quality of ballistic and navigation support of aircraft

Ballistic-navigation support (BZ) of aircraft flights is an example of algorithms for obtaining certain ballistic information and navigational parameters of aircraft flight, implementation of these algorithms (usually in the form of software for calculation) and a study of methods for obtaining the results of solving these tasks work planning and management by these means [1]. Since new aircraft are being created all the time to perform new target tasks and existing tools are being modernized to perform changing tasks, as well as the requirements for the accuracy of determining ballistic and navigational parameters and the reliability and efficiency of aircraft flight control are increasing, i.e improvement and updating of ballistic-navigational algorithms provisioning is practically safe [2].

One of the main requirements that are put forward to the algorithms for the execution of BZ tasks by the programs that implement them is the requirement of maximum responsiveness and timeliness of the task execution. It is the requirement to ensure maximum responsiveness that forces us to constantly improve the existing algorithms and programs of the BZ with the aim of reducing the time of completing tasks, with the imposition of requirements to increase the accuracy of calculations [2].

The following are the main tasks of the BZ of the LA flight control, as per the rule [2]:

- determination of the current position of the aircraft in the area and calculation of its predicted change based on the basic information collection of target radiation;

- calculation and provision of the necessary ballistic data of other groups for the purpose of planning and conducting aircraft management activities;

- formation and provision of ballistic information to ensure the service of the ground-based special complex;

- analysis of the strict compliance of the parameters of the actual flight of the aircraft with the requirements determined by the purpose of its application and the tasks of the flight;

- generation of recommendations for aircraft navigation within the scope of special tasks of the flight.

Tracking of any aircraft is possible only in the case of a cloud within a part of the sky, which can be viewed by antenna signals [3]. First of all, the size of the LA visibility zone depends on the LA flight height. The line-of-sight distance between antennas orbiting in elliptical or circular orbits and some point on the surface, which is determined by the sphericity of the Earth and forms the diameter of the aircraft visibility zone, which for low-orbit aircraft will be 3-7 km.

The duration of the flight of such objects within the observation zones of ground radio-technical complexes, in the worst case their flight through the zenith, will not exceed 15 minutes. In most cases, the trajectory projection of the LA does not pass through the point of displacement of the ground radio technical complex, but reflects within the area of the track, the length of which is much smaller than the diameter of the LA visibility zone. Summarizing, it should be noted that the duration of the flight in the observation area of the ground radio technical complex, and, accordingly, the duration of the aircraft control session in most cases will be 5-8 minutes.

The need for the maintenance of the ground radio technical complex was also determined by the need to ensure sufficient accuracy in determining the elements of the orbit of the aircraft, since it is difficult and sometimes impossible to properly measure the objective parameters of the aircraft during observations from one point. In the event that the coordinates and speed of the aircraft are measured from different points on the earth's surface, the corresponding tasks are greatly simplified.

Based on the above, a multi-point control method was used to create traditional ground-based aircraft control circuits [3]. First, taking into account that the entire territory of Ukraine for aircraft with an orbital height of more than 2 km will be determined by the observation area of a single monitoring point, the ground radio-technical complex of low-orbital aircraft control, which must function by providing a

single point of technology management. In this case, the limited maintenance time of each aircraft in the field of view of the ground radio technical complex imposes strict requirements on the quality of the BZ of aircraft control, and also increases the functionality and significance of each aircraft communication session [3].

The ultimate goal of BNZ is to issue ballistic data that correspond to the assigned tasks, to ensure the processes of control and maintenance of aircraft flights with the necessary accuracy and on time. In addition, for each task (or group of tasks) a list of ballistic values to be determined (ballistic list) is established, as well as requirements for the accuracy and efficiency of determining the values of this list [4].

When solving tasks related to the provision of aircraft flight programs, there is a need for constant measurement of aircraft flight parameters from the Earth. The frequency of carrying out objective measurements of the LA flight and specifying the initial conditions of the LA flight depend on the target designation of the LA (accuracy of performing targeted operations with the flight apparatus of the LA), the altitude of the LA orbit, the number of orbit collections, etc. [4, 5].

To determine the factors that affect the quality of BZ, let's look at the technological sequence of BZ tasks, which provides for the definition of an ordered list of these tasks and the order of their execution.

It is known from graph theory [6] that any ordered list with internal connections can be represented as a graph.

If the set of tasks included in the operative stage of the ballistic-navigation task is represented in the form of a list to which a set of vertices is correlated, and the set of functional connections and relationships between these tasks is correlated with the set of arcs connecting the specified vertices, then it is possible to construct a functional graph stupid scheme of ballistics -navigation support of LA management. A clear form of presentation of the graph of the structural scheme of the BZ is shown in Fig. 1.1. From the analysis of the scheme, it is clear that the organization of the BZ process will significantly depend on the accuracy of solving the task of forecasting the air traffic.

In turn, the accuracy of forecasting the air flow will depend on:

- the quality of the task of determining the parameters of the powder;

- the degree of adequacy of the mathematical model of the LA plume to the general plume and the operability of obtaining the necessary number of identification sessions to determine the parameters of the LA plume (tasks 1 and 2).

Based on this, reducing the number of identification sessions necessary for solving the problems of determining the parameters of the aircraft, while maintaining the necessary accuracy, in the conditions of one-point control technology, is an extremely important task.

Summarizing, it can be noted that the above analysis of the factors that determine the quality of the flight of an aircraft shows that the quality of the aircraft's functioning will be determined by the accuracy of the aircraft's flight forecast, for which the ground radio-technical complex must ensure the necessary operability and accuracy of the determination of the objective parameters of the aircraft's movement influence other perturbing factors affecting the orbital bone.

Міністерство освіти і науки України
Національний університет «Полтавська політехніка імені Юрія Кондратюка»

Кафедра автоматики, електроніки та телекомунікацій

УДОСКОНАЛЕННЯ БАЛІСТИКО-НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Кваліфікаційна робота бакалавра

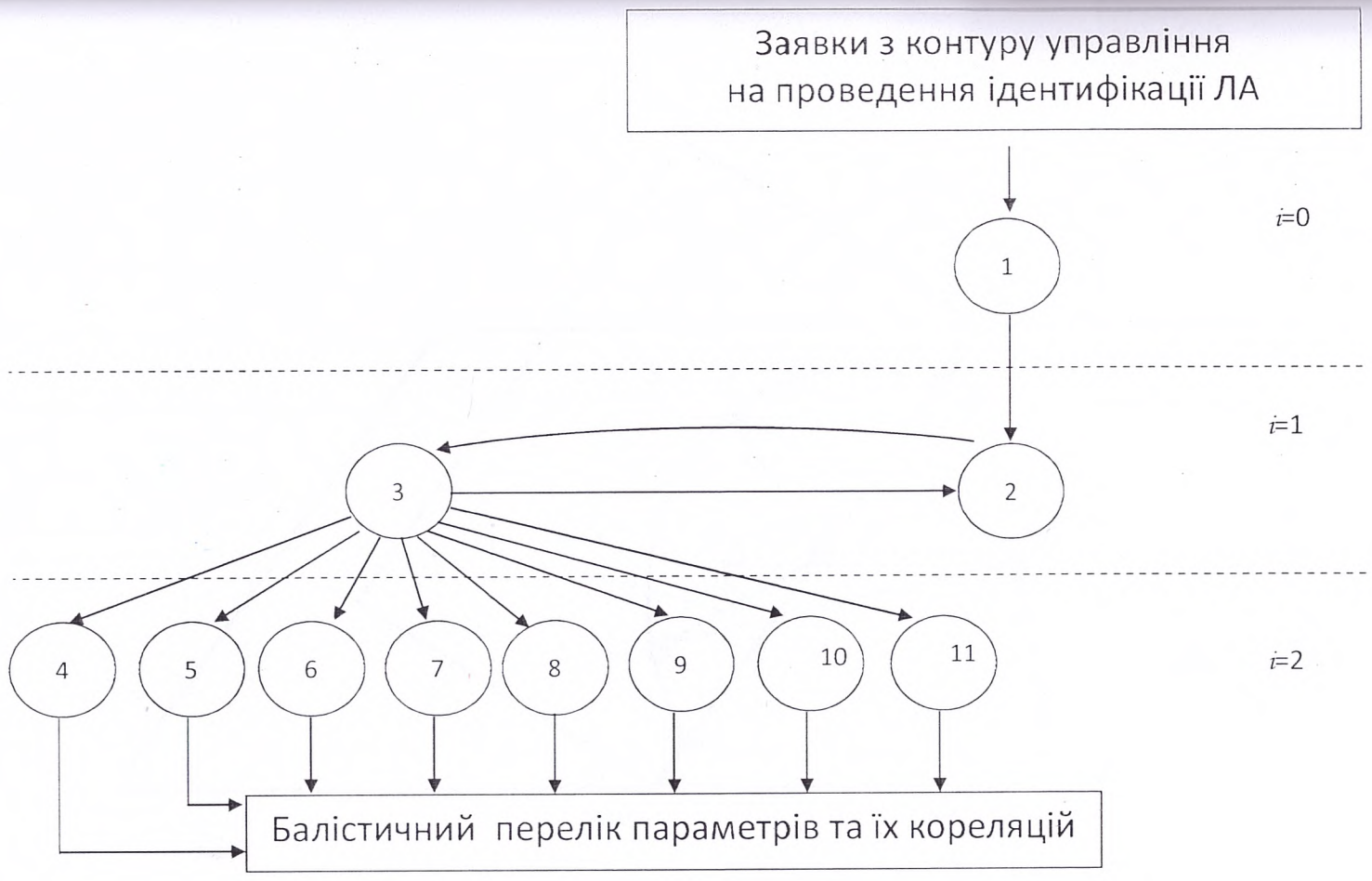
Виконав: **О. С. ФІЛЬКІВСЬКИЙ**

Керівник:
д.т.н., професор **О.В. ШЕФЕР**

Полтава 2024

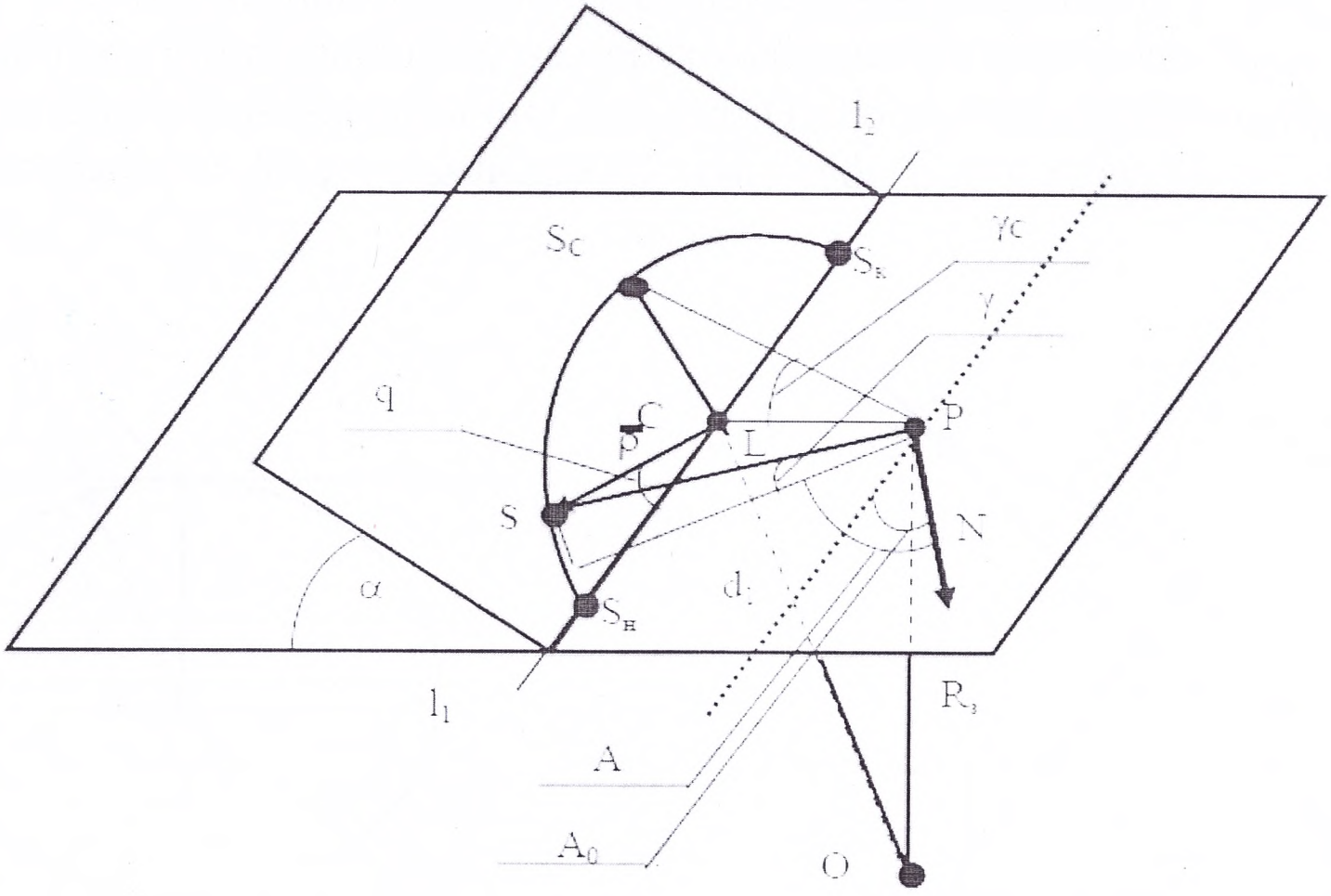
Завдання балістико-навігаційного забезпечення польотів літального апарату:

- визначення поточного положення ЛА у просторі та розрахунок його прогнозованої зміни на основі обробки інформації траєкторних вимірювань;
- розрахунок і забезпечення необхідними балістичними даними робочих груп з метою планування та проведення заходів управління ЛА;
- формування та надання балістичної інформації для забезпечення роботи наземного комплексу;
- аналіз відповідності параметрів фактичного руху ЛА вимогам, що визначені метою його застосування та завданнями польоту;
- генерація рекомендацій щодо навігації ЛА в рамках вирішення спеціальних завдань його польоту.



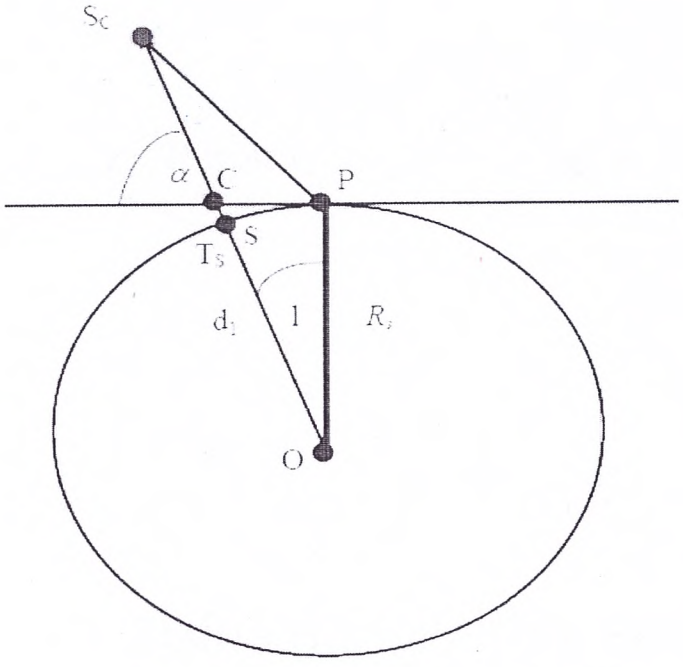
Структурна схема оперативного етапу балістико-навігаційного забезпечення польоту ЛА

Організація процесу балістико-навігаційного забезпечення суттєво залежатиме від точності вирішення задачі прогнозування руху ЛА

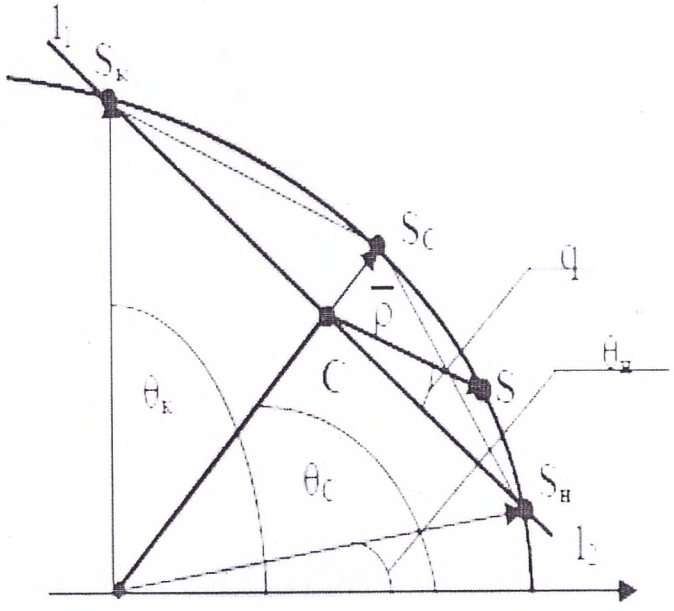


Рух ЛА у межах зони огляду наземним радіотехнічним комплексом

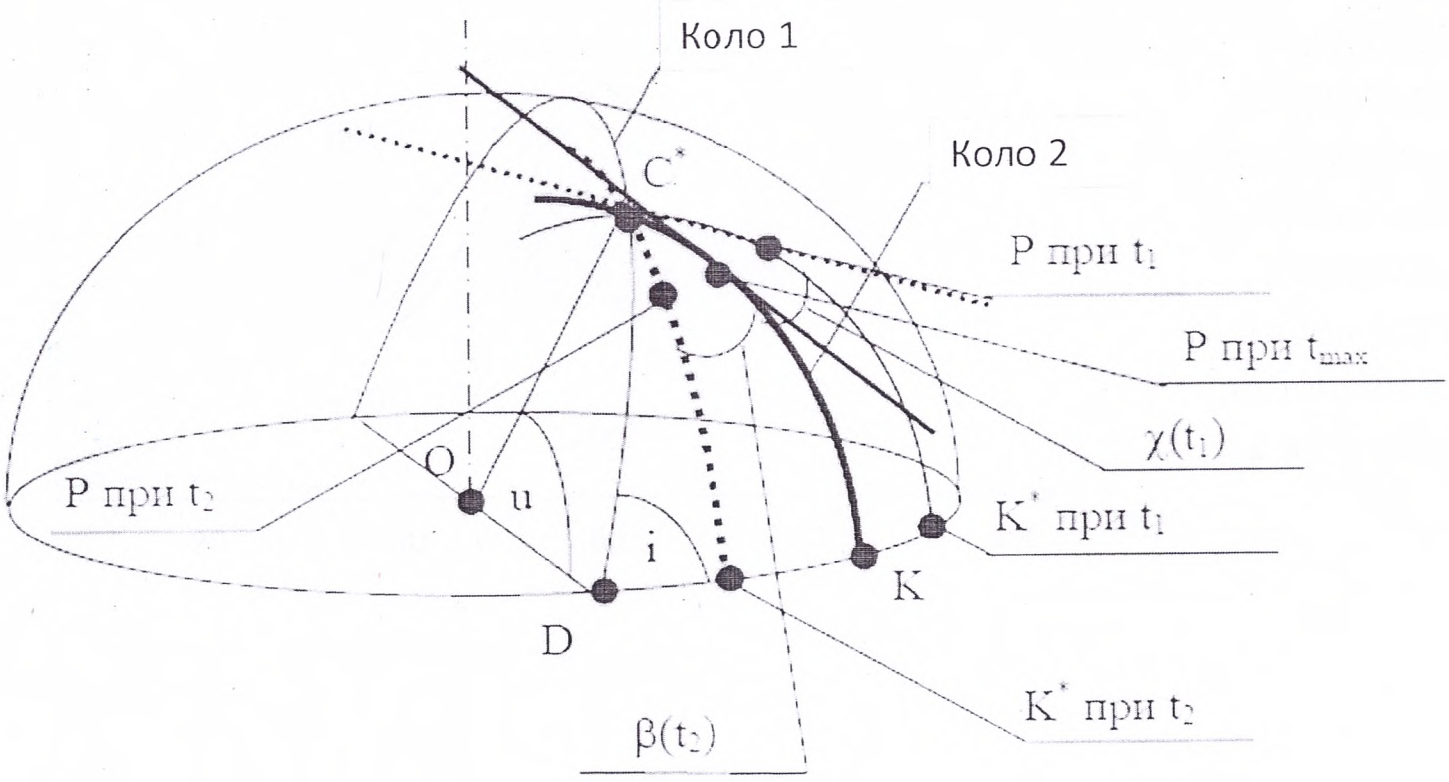
На ділянці траєкторії ЛА, що знаходиться у межах зони огляду антенних пристроїв, миттєве положення наземного радіотехнічного комплексу на нерухомій земній сфері може бути визначено значенням істинної аномалії Q, що відповідає дійсному положенню ЛА у кульмінаційній точці своєї орбіти та кутом α



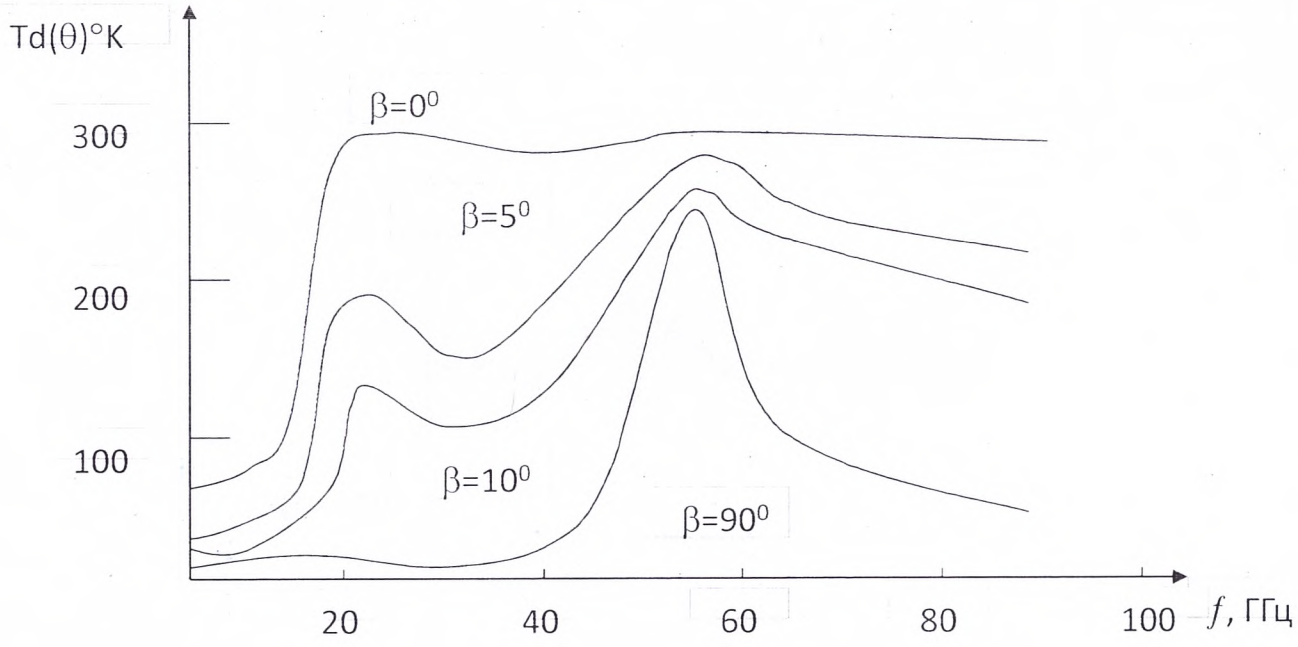
Напрямок наземного радіотехнічного комплексу – кульмінаційна точка ЛА



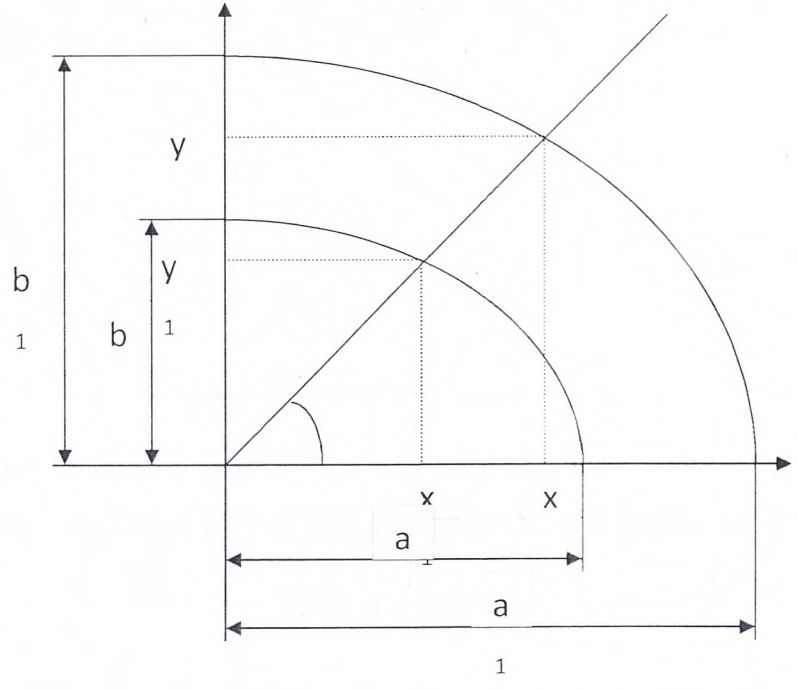
Ділянка орбіти ЛА у площині руху



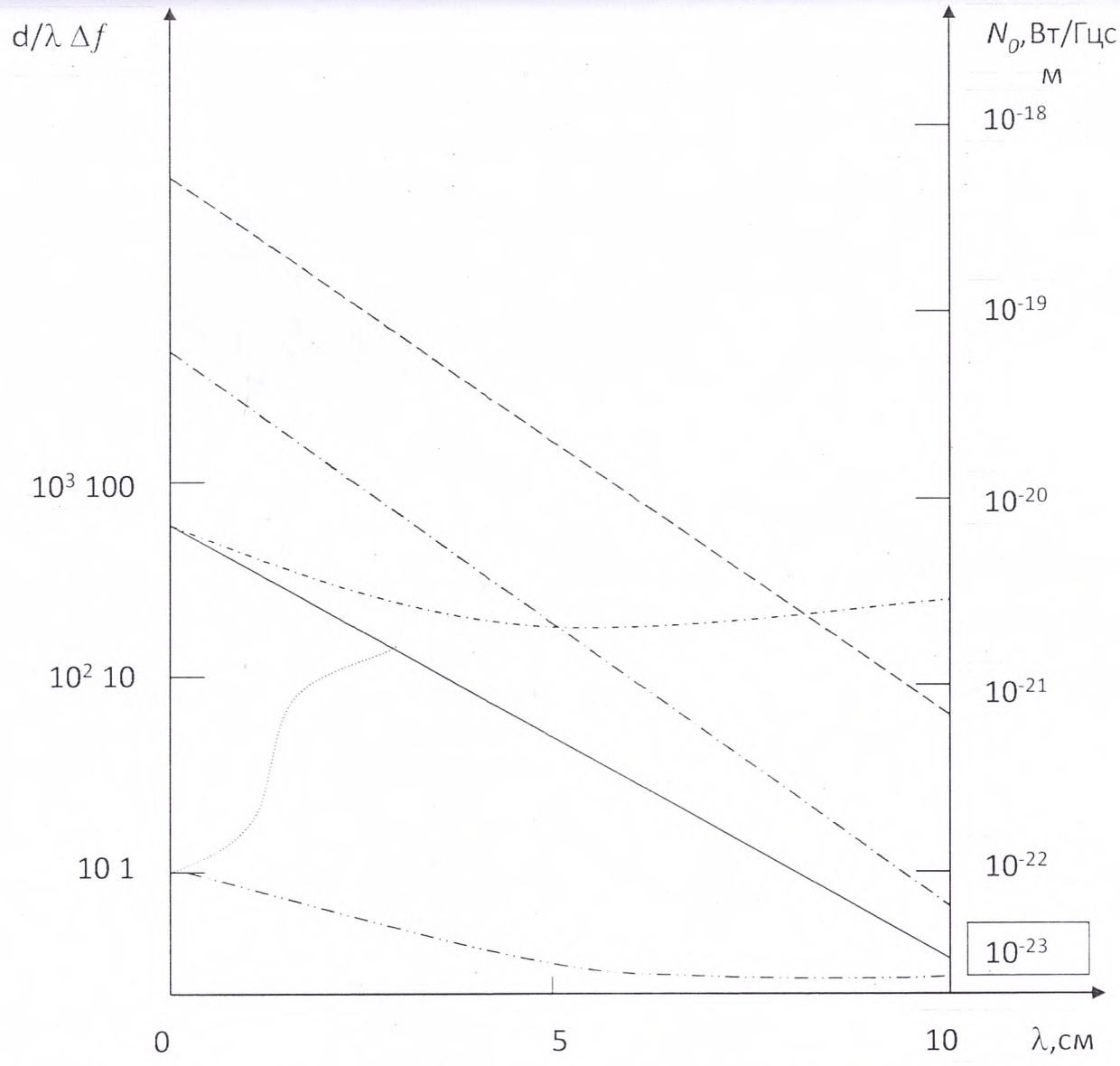
Зміна положення наземного радіотехнічного комплексу відносно підсупутникової точки *C*, яка відповідає моменту часу t_{max}



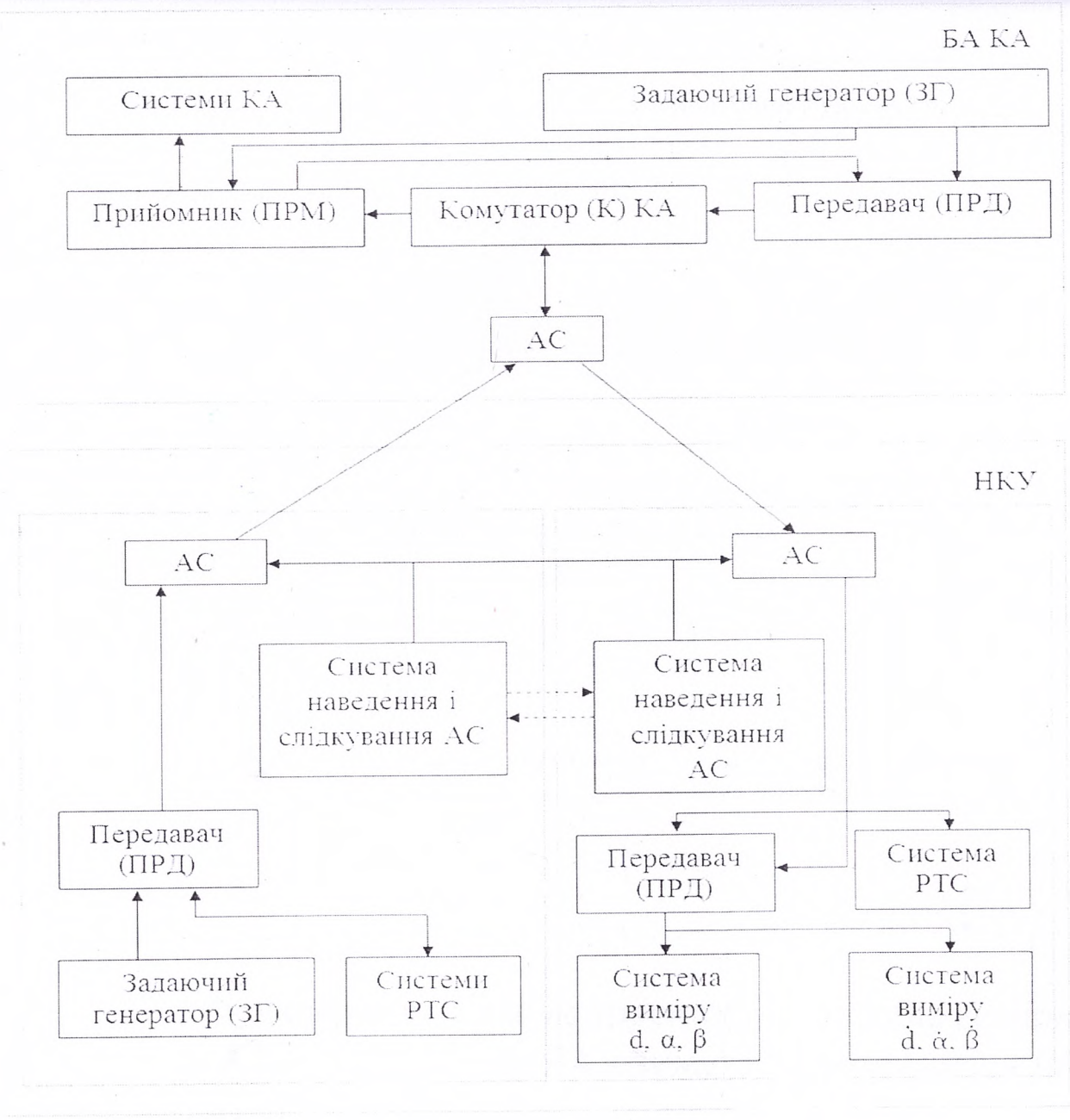
Шум неба, обумовлений радіофізичними процесами в атмосфері в залежності від робочої частоти f та кута місця ЛА



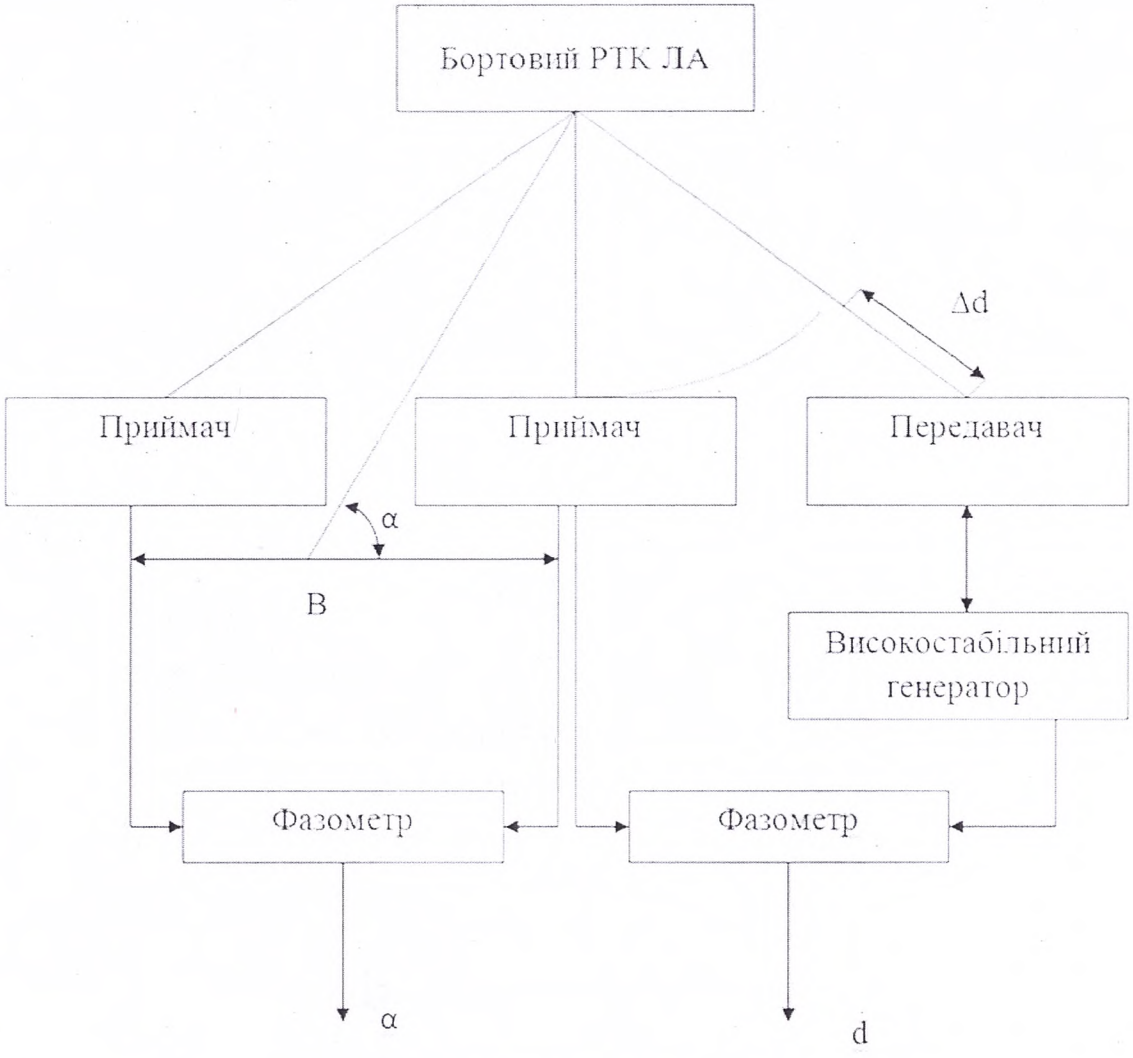
Розрахункова траєкторія ділянки радіолінії



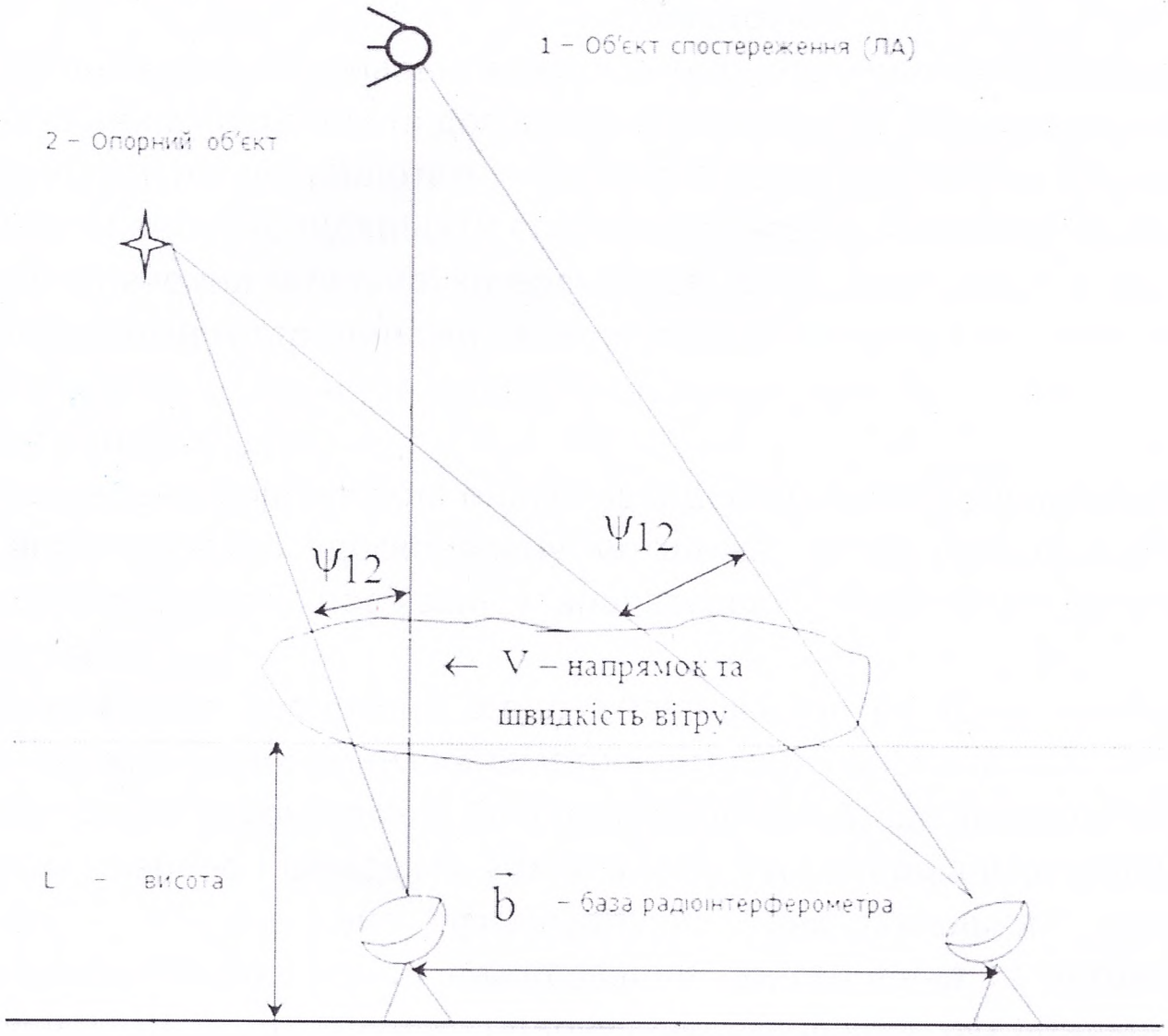
Залежність тактико-технічних характеристик від робочої довжини хвилі λ



Функціональна схема траєкторних засобів слідкуваня за ЛА



Функціональна схема траєкторних засобів вимірювання дальності d до ЛА, азимута α та кута місця ЛА β



Загальна ідея методу опорного об’єкту

Висновки

Встановлено оптимальні вимоги до радіотехнічного комплексу управління літальним апаратом та досліджено можливості підвищення якості функціонування радіотехнічного комплексу управління літальним апаратом.

Запропоновано підвищити стабільність наземних гетеродинів для забезпечення загальної когерентності, котра буде визначатися двома бортовими гетеродинами. Принципово важливим є не зміна частоти сигналу від сеансу до сеансу, а швидкість зсуву частоти сигналу протягом одиничного акту вимірювань.

Проведена порівняльна оцінка завадостійкості телекомунікаційної системи та запропоновано удосконалену методика, котра дозволяє усунути всі фазові неоднорідності, пов'язані з апаратурою і побічними ефектами поширення сигналу.

Розроблено пропозиції щодо впрвадження сучасних методів вимірювання балістико-навігаційних параметрів літальних апаратів, а саме:

Інтеграція високоточних GPS-приймачів з ЛА, що дозволить точно визначати їхню позицію і швидкість у реальному часі. Інерціальні вимірювальні системи (ІВС): Встановлення фнерціальних вимірювальних систем дозволить отримувати незалежні вимірювання прискорення та кутової швидкості, що дозволить отримувати додаткову інформацію про рух літального апарату.

Використання камер і сенсорів дозволить збирати візуальні дані про навколишнє середовище та використовувати їх для корекції навігації.

ДЯКУЮ ЗА УВАГУ!