

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

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ Ю.В. Грищенко
«___» _____ 2023 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТР
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: «Лазерна система повітряного зондування земної поверхні»

Виконавець: _____ Петрушков Ярослав Володимирович _____
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: _____ к.т.н., доц., Белінський Валерій Миколайович _____
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Консультант розділу «Охорона праці»: _____ Козлітін Олексій Олександрович _____
(підпис) (прізвище, ім'я, по-батькові)

Консультант розділу «Охорона
навколишнього середовища»: _____ Черняк Лариса Миколаївна _____
(підпис) (прізвище, ім'я, по-батькові)

Нормоконтролер: _____ Левківський Василь Васильович _____
(підпис) (прізвище, ім'я, по-батькові)

Київ 2023

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Ю.В.Грищенко

« ___ » _____ 2023р.

ЗАВДАННЯ

на виконання кваліфікаційної роботи

Петрушков Ярослав Володимирович

1. Тема роботи: «Лазерна система повітряного зондування земної поверхні» затверджена наказом ректора від « 05 » 10 2023 р. № 2040/ст.

2. Термін виконання роботи: з 02 жовтня 2023 по 31 грудня 2023.

3. Вихідні дані роботи: лазерна система патрульного літака.

4. Зміст пояснювальної записки: аналітичний огляд літературних джерел з тематики кваліфікаційної роботи, аналіз ЛТХ літаків повітряного спостереження, обґрунтування вибору типу літака для повітряного спостереження, обґрунтування структурної й функціональної схем, розрахунок основних параметрів, обґрунтування забезпечення точок сканування навігаційними даними, розрахунок й аналіз передаточної функції та відношення сигнал/шум, охорона навколишнього середовища, охорона праці.

5. Перелік обов'язкового ілюстративного матеріалу: структурна та функціональна схема АЛСЗ, таблиці, рисунки, графіки розрахунків.

6. Календарний план-графік

| № пор. | Завдання | Термін виконання | Відмітка про виконання |
|--------|---|------------------|------------------------|
| 1. | Обґрунтування теми дипломної роботи | 02.10.2023 | |
| 2. | Проведення огляду літератури | 10.10.2023 | |
| 3. | Підготовка та написання 1 розділу | 31.10.2023 | |
| 4. | Підготовка та написання 2 розділу | 07.11.2023 | |
| 5. | Підготовка та написання 3 розділу | 14.11.2023 | |
| 6. | Підготовка та написання 4 розділу | 19.11.2023 | |
| 7. | Підготовка та написання 5 розділу | 25.11.2023 | |
| 8. | Підготовка та написання 6 розділу | 03.12.2023 | |
| 9. | Перевірка на анти плагіат та отримання рецензії на диплом | 13.12.2023 | |
| 10. | Оформлення та друк пояснювальної записки | 15.12.2023 | |

7. Консультанти з окремих розділів

| Розділ | Консультант (посада, П.І.Б.) | Дата, підпис | |
|----------------------------------|---------------------------------|----------------|------------------|
| | | Завдання видав | Завдання прийняв |
| Охорона праці | Ст. Викладач Козлітін О.О | | |
| Охорона навколишнього середовища | Доцент Черняк Л. М. | | |

8. Дата видачі завдання: _____

Керівник дипломної роботи _____ Белінський В.М.
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____ Петрушков Я.В.
(підпис випускника) (П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до кваліфікаційної роботи «Лазерна система повітряного зондування земної поверхні»: 119 сторінок, 24 рис., 12 табл., 22 літературних джерела.

Об'єкт дослідження: дослідження лазерної система повітряного зондування земної поверхні.

Предмет дослідження: покращення параметрів лазерної системи повітряного зондування земної поверхні.

Мета роботи: розроблення лазерної системи повітряного спостереження за допомогою розгорнення зображення сканованим елементом та лазерної гетеродинної сканованої системи повітряного спостереження з обґрунтування вибору типу ПС.

Методи дослідження: використання розрахунків, порівняльний аналіз, обробка літературних джерел.

ПАТРУЛЬНИЙ ЛІТАК, НАВІГАЦІЙНІ ДАННІ, ПОВІТРЯНЕ СПОСТЕРЕЖЕННЯ, СКАНУВАННЯ, ОПТИЧНІ СИСТЕМИ.

ЗМІСТ

| | |
|--|----------|
| ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ | 7 |
| ВСТУП | 8 |
| РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ЛЬОТНИХ ЗАВДАНЬ ТА ЛТХ ЛІТАКІВ ПОВІТРЯНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ | |
| 1.1 Аналіз ЛТХ літаків повітряного спостереження | 10 |
| 1.2 Обґрунтування вибору типу та модифікації літака для лазерного сканування.... | 18 |
| РОЗДІЛ 2. ДОСЛІДЖЕННЯ ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ПОВІТРЯНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ | |
| 2.1 Дослідження лазерних сканерів повітряного спостереження..... | 23 |
| 2.2 Дослідження лазерних систем з каналом виміру висоти об'єктів..... | 29 |
| РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА ТА ОБҐРУНТУВАННЯ СТРУКТУРИ ЛАЗЕРНОЇ ІЧ СИСТЕМИ | |
| 3.1 Дослідження та обґрунтування схеми та оптоелектронних компонентів приймально-передавального тракту лазерної системи..... | 43 |
| 3.2 Дослідження та обґрунтування вибору схеми каналу обробки вихідного сигналу..... | 56 |
| 3.3. Дослідження забезпечення точок сканування навігаційними даними..... | |
| РОЗДІЛ 4. ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАПРОПОНОВАНОЇ ЛАЗЕРНОЇ ІЧ СИСТЕМИ | |
| 4.1. Розрахунок просторово-частотної передатної функції лазерної системи..... | |
| 4.2 Розрахунок відношення сигнал/шум і кривої порогового контрасту..... | |
| РОЗДІЛ 5. ОХОРОНА ПРАЦІ | |
| 5.1 Організація робочого місця з інженера..... | |
| 5.2. Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників..... | |
| 5.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників..... | |
| 5.4. Розрахунок штучного освітлення..... | |
| 5.5. Пожежна безпека..... | |
| РОЗДІЛ 6. ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА | |
| 6.1 Основні джерела впливу на навколишнє середовище..... | |

6.2 Вплив викидів в атмосферу на навколишнє довкілля

6.3 Рекомендації щодо зменшення даного негативного впливу на навколишнє середовище.....

ВИСНОВКИ.....

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ, СКОРОЧЕНЬ, ТЕРМІНІВ

| | |
|---------------|---|
| АЛСЗ | Авіаційна лазерна система зондування |
| ДСУ | Допоміжна силова установка |
| ПОС | Передавальна оптична система |
| ПС | Повітряне судно |
| ПЧПФ | Просторово-частотна передаточна функція |
| ФД | Фото діод |
| GPS | Global Positioning System |
| WGS-84 | World Geodetic System 1984 |

ВСТУП

Актуальність теми.

Кваліфікаційна робота спрямована на вирішення наукової задачі, пов'язаної з розробкою авіаційної лазерної системи спостереження. Лазерна локація, в якості найновішого методу в галузі локації та спостереження (порівняно з радіолокацією, відеоспостереженням, тепловізійним методом тощо), визначається своєю відносною новизною і недослідженістю. Це відкриває широкі можливості для проведення наукових досліджень та вдосконалення цього методу.

Лазерна локація наразі вирізняється вищою інформативністю вихідних даних, технологічною простотою та коротким технологічним циклом. За світовими тенденціями розвитку науки та техніки, цей метод спостереження має потенціал стати основним в майбутньому.

Вихідні дані від лазерних систем можуть знайти застосування в різних галузях, особливо військовій, картографічній, будівельній та екологічній. Критичний аналіз існуючих систем лазерної локації вказує на необхідність поліпшення точності, збільшення інформативності вихідних даних і забезпечення безпеки під час використання цих систем. Розв'язання цих завдань є ключовою метою цієї кваліфікаційної роботи.

Об'єкт дослідження: дослідження лазерної система повітряного зондування земної поверхні.

Предмет дослідження: покращення параметрів лазерної системи повітряного зондування земної поверхні.

Мета роботи: розроблення лазерної системи повітряного спостереження за допомогою розгорнення зображення сканованим елементом та лазерної гетеродинної сканованої системи повітряного спостереження з обґрунтування вибору типу ПС.

Методи дослідження: використання розрахунків, порівняльний аналіз, обробка літературних джерел.

РОЗДІЛ 1

ПАТРУЛЬНІ ЛІТАКИ ТА ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ПОВІТРЯНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ

1.1. Аналіз льотно-технічних характеристик патрульних літаків

Патрульні літаки для повітряного спостереження використовуються правоохоронними органами, військовими силами та іншими службами для ведення спостережень, контролю над територією, пошуку та рятування, підтримки боротьби зі злочинністю та багато інших завдань. Такі літаки зазвичай мають ряд спеціалізованих обладнань і можуть бути різних типів, деякі з них:

Літаки з оптичним та інфрачервоним спостереженням: Ці літаки оснащені камерами, які можуть виявляти об'єкти на землі за допомогою оптичних та інфрачервоних (теплових) зображень.

Радарні патрульні літаки: Ці літаки оснащені радарми, які дозволяють виявляти повітряні та наземні об'єкти, включаючи великі судна та повітряні судна.

Літаки для слідкування за морською та прибережною зонами: Вони використовуються для пошуку та моніторингу суден у водному просторі та на морському узбережжі.

Літаки для пошуку та рятування: Ці літаки призначені для пошуку випадково втрачених або потребуючих допомоги осіб, а також для надання першої медичної допомоги та координації операцій рятування.

Безпілотні літальні апарати (дрони): Ці автономні апарати можуть бути використані для повітряного спостереження без участі пілотів. Вони часто використовуються для надання важливої інформації на відстані в реальному часі.

Залежно від потреби та завдань, патрульні літаки можуть бути різних типів і модифікацій. Вони грають важливу роль у забезпеченні безпеки, нагляду та здійсненні спеціальних операцій на повітряному просторі та на землі.

Аналіз льотно-технічних характеристик літаків є важливою частиною оцінки їх ефективності та придатності для виконання конкретних завдань. Деякі ключові параметри, які зазвичай розглядаються при аналізі льотно-технічних характеристик літаків:

1. **Швидкість:** Максимальна швидкість літака (наприклад, в кілометрах на годину) важлива для визначення його ефективності у різних сценаріях, включаючи швидкість досягнення місця події або можливість переслідування інших літаків.

2. **Дальність польоту:** Дальність польоту (у кілометрах або милях) вказує, наскільки велику відстань літак може пролетіти на одному заповненні паливними матеріалами. Це важливо для подовжених місій та віддалених регіонів.

3. **Витрати палива:** Визначення кількості палива, яку споживає літак на одному кілометрі або на одному годину польоту, допомагає оцінити економічну ефективність та витрати на операції.

4. **Висота польоту:** Максимальна висота, на яку літак може піднятися, важлива для уникнення перешкод на землі, надійшовши на велику висоту, і для уникнення противників у військових операціях.

5. **Завантажувальна спроможність:** Максимальна вага пасажирів, вантажу або обладнання, яку може перевозити літак, важлива для визначення його придатності для конкретних місій.

6. **Час підняття в повітря:** Це важливий параметр для оперативності реагування. Короткий час підняття в повітря може бути вирішальним в ситуаціях надзвичайної події.

7. **Обладнання та сенсори:** Літаки для спостереження зазвичай мають спеціалізоване обладнання, таке як радары, камери, системи зв'язку тощо. Важливо оцінити точність та можливості цього обладнання.

8. **Можливість виконання спеціальних завдань:** Деякі літаки можуть мати особливу функціональність, таку як здатність до проведення розвідки, патрулювання,

пошуку та рятування, моніторингу морських об'єктів тощо. Це також важливий аспект.

9. **Споживання палива та витрати:** Вартість експлуатації літака, включаючи споживання палива та витрати на обслуговування та ремонт, важливі для ефективності бюджету та планування експлуатації.

10. **Шум та видимість:** Рівень шуму та видимість літака може бути важливим для різних завдань, включаючи розвідку і приховані операції.

Існує безліч моделей патрульних літаків для повітряного спостереження, і вибір конкретної моделі залежить від потреб і завдань користувача. Ось кілька популярних моделей патрульних літаків для повітряного спостереження:

Lockheed P-3 Orion, зображений на рис. 1.1, використовується для морської розвідки і патрулювання. Він має велику дальність польоту і призначений для виявлення підводних човнів.



Рис. 1.1. Зображення літака Lockheed P-3 Orion

Загальні льотно-технічні характеристики P-3 Orion:

1. **Дальність польоту:** Зазвичай становить близько 2,380 миль (приблизно 3,825 км).
2. **Швидкість:** Максимальна швидкість літака - приблизно 411 миль на годину (приблизно 661 км/год).
3. **Довжина:** Зазвичай близько 116 футів (приблизно 35 метрів).

4. **Розмах крил:** Зазвичай близько 99 футів (приблизно 30 метрів).
5. **Висота:** Максимальна висота польоту - приблизно 28,000 футів (приблизно 8,500 метрів).
6. **Завантажувальна спроможність:** Вага завантаження зазвичай становить близько 10,000 фунтів (приблизно 4,535 кг).
7. **Екіпаж:** Зазвичай P-3 Orion обслуговується екіпажем з 11 до 21 особи, включаючи пілотів та обсерваторів.

Двигуни в різних модифікаціях використовуються різні типи двигунів, такі як Allison T56 або Rolls-Royce AE 2100. Можливість озброєння P-3 Orion може мати можливість перевозити підвісне озброєння для антисубмаринних операцій. Він використовується для морської розвідки, антисубмаринних операцій, контролю над територією та інших патрульних і розвідувальних завдань.

Boeing P-8 Poseidon, зображений на рис. 1.2, це модернізований варіант Boeing 737, спеціально призначений для морської розвідки, патрулювання та анти підводних операцій.

Загальні льотно-технічні характеристики Boeing P-8 Poseidon:

1. **Дальність польоту:** Зазвичай становить близько 1,200 миль (приблизно 1,900 км) з можливістю подовження дальності польоту.
2. **Швидкість:** Максимальна швидкість літака - близько 490 миль на годину (приблизно 789 км/год).
3. **Довжина:** Зазвичай близько 129 футів (приблизно 39 метрів).
4. **Розмах крил:** Зазвичай близько 123 футів (приблизно 37 метрів).
5. **Висота:** Максимальна висота польоту - близько 41,000 футів (приблизно 12,500 метрів).
6. **Завантажувальна спроможність:** Boeing P-8 Poseidon може перевозити спеціалізоване обладнання для морської розвідки та патрулювання, а також підвісне озброєння для антисубмаринних операцій.

7. **Екіпаж:** Зазвичай складається з 9 до 11 осіб, включаючи пілотів та розвідників.



Рис. 1.2. Зображення літака Boeing P-8 Poseidon

Boeing P-8 Poseidon оснащений різними сенсорами, радаром, оптичними і інфрачервоними камерами, системами ідентифікації, системами зв'язку і акустичними системами для виявлення підводних човнів. Літак може перевозити антисубмаринні бомби, глибоководні бомби, антикорабельні ракети і торпеди для антисубмаринних операцій. Boeing P-8 Poseidon використовується для морської розвідки, антисубмаринних операцій, пошуку і рятування на морі, контролю над територією та інших морських патрульних і розвідувальних завдань.

Embraer EMB 145 AEW&C (Airborne Early Warning and Control), зображений на рис. 1.3, це літак раннього попередження та керування, розроблений бразильською компанією Embraer. Цей літак використовується для виявлення і слідкування за повітряними та морськими об'єктами, а також для керування в повітрі та підтримки бойових операцій.

Загальні льотно-технічні характеристики Embraer EMB 145 AEW&C:

1. **Дальність польоту:** Зазвичай становить близько 2,200 миль (приблизно 3,540 км).

2. **Швидкість:** Максимальна швидкість літака - приблизно 500 миль на годину (приблизно 805 км/год).



Рис. 1.3. Зображення літака Embraer EMB 145 AEW&C

2. **Довжина:** Зазвичай близько 29 метрів.
3. **Розмах крил:** Зазвичай близько 21 метр.
4. **Висота:** Максимальна висота польоту - приблизно 35,000 футів (приблизно 10,670 метрів).
5. **Завантажувальна спроможність:** Залежно від конфігурації і завдань, важить до 24,000 фунтів (приблизно 10,890 кг).
6. **Екіпаж:** Зазвичай вимагає екіпажу з 4 до 6 осіб, включаючи пілотів та операторів систем.

Embraer EMB 145 AEW&C оснащений радаром та іншими сенсорами для раннього виявлення та керування в повітрі, а також комунікаційним обладнанням для забезпечення зв'язку з пунктами і іншими літаками. Зазвичай не має підвісного озброєння, оскільки його головне завдання - це раннє виявлення та керування, а не бойовий бій. Використовується для раннього виявлення, контролю і керування в повітрі, а також для підтримки бойових операцій та розвідки.

АН-38МП (Морський патрульний), зображений на рис. 1.4, це модифікація транспортного літака АН-38, призначена для морського патрулювання та пошуку і рятування на морі. Цей літак розроблений українським авіабудівельним підприємством "Антонов".



Рис. 1.4. Зображення літака АН-38

Загальні льотно-технічні характеристики АН-38МП:

1. **Дальність польоту:** Зазвичай становить близько 1,200 км (приблизно 746 миль).
2. **Швидкість:** Максимальна швидкість літака - близько 450 км/год (приблизно 280 миль на годину).
3. **Довжина:** Зазвичай близько 13.2 метри.
4. **Розмах крил:** Зазвичай близько 21.2 метри.
5. **Висота:** Максимальна висота польоту - близько 7,500 метрів (приблизно 24,600 футів).
6. **Завантажувальна спроможність:** АН-38МП може перевозити пасажирів або обладнання для морського патрулювання.
7. **Екіпаж:** Зазвичай складається з 2 членів екіпажу, а також може мати додаткових операторів в залежності від завдань.

АН-38МП обладнаний різними сенсорами, радарми, оптичними камерами і системами зв'язку для здійснення морського патрулювання і пошуку і рятування.

Порівнюючи характеристики представлених патрульних літаків, включаючи можна зробити наступні висновки:

1. Boeing P-8 Poseidon:

Висока дальність польоту і максимальна швидкість, що роблять його ефективним для довгих патрульних і антисубмаринних місій. Велика завантажувальна спроможність і можливість озброєння, що роблять його потужним і універсальним літаком для розвідки і бойових завдань.

2. Lockheed P-3 Orion:

Велика дальність польоту і вага завантаження роблять його ідеальним для довгих місій розвідки та антисубмаринних операцій. Великий екіпаж і можливість перевозити широкий перелік обладнання, що дозволяє виконувати різні патрульні завдання.

3. Embraer EMB 145 AEW&C:

З високою дальністю польоту і можливістю ведення повітряного раннього попередження, він призначений для розвідки та ведення бойових операцій у повітрі. Легкий і маневрений, що робить його ідеальним для бойових місій та розвідки повітряного простору.

4. АН-38МП:

З мірною дальністю польоту і меншою максимальною швидкістю, цей літак підходить для менших патрульних місій та пошуку і рятування на морі. Має обмежену завантажувальну спроможність, але може виконувати морські патрульні завдання.

Вибір патрульного літака повинен бути здійснений з урахуванням конкретних завдань, бюджету та потреб користувача. Кожен з цих літаків має свої переваги і обмеження, і важливо враховувати їхні характеристики для досягнення максимальної ефективності виконання завдань патрулювання і розвідки.

1.2 Обґрунтування вибору типу та модифікації літака лазерної аерозйомки

Вибір типу та модифікації літака для лазерної аерозйомки може бути обґрунтований з урахуванням різних факторів. Ось кілька аспектів, які можна врахувати при такому виборі:

1. Місце застосування: область застосування літака. Де він буде використовуватися?

2. Лазерна система: лазерна система з урахуванням завдань, які плануються виконувати. Різні лазерні системи можуть мати різні можливості, включаючи потужність, дальність та точність.

3. Тип літака: літака, який найкраще підходить для встановлення лазерної системи. Деякі літаки можуть бути більш адаптованими для модифікацій, інші можуть вже мати вбудовані характеристики, які полегшують інтеграцію.

4. Енергетичні можливості: обраний літак має достатню енергетичну потужність для живлення лазерної системи. Це може вимагати модифікацій або удосконалень систем живлення.

5. Маневреність та стійкість: потреби у маневреності та стійкості літака під час виконання завдань аерозйомки. Особливо це може бути важливо для точних операцій лазерного націлювання.

6. Безпека та вартість: забезпечення безпеки використання та розглянути економічні аспекти вибору літака та лазерної системи.

7. Логістика та обслуговування: логістичні вимоги та можливості обслуговування для обраного типу літака та модифікації. Це важливо для ефективного використання системи в майбутньому.

Загальний вибір повинен враховувати конкретні потреби та вимоги завдання, а також технічні можливості та обмеження.

Для розгляду в класифікаційній роботі обирається літак АН-140 рис.1.1, основні характеристики літака вказані в табл.1.1 На повітряному судні потрібно провести необхідне доопрацювання планера та систем, встановлення спеціального обладнання, що дозволяє проводити картографічну аерозйомку місцевості. Створення аерофотознімального та картографічного варіанта літака АН-140, призначене для заміни АН-74П.



Рис. 1.5 Літак АН-140

Літак АН-140 є двомоторним цілнометалевим монопланом із високо розташованим крилом, що має форму нестрілоподібної. Він обладнаний тристійковим колісним шасі, яке може збиратися під час польоту. Фюзеляж літака має круглий поперечний переріз і розділений на кабінку екіпажу, пасажирську (вантажну) кабінку для 46-52 пасажирів та задній багажний відсік об'ємом 6 м³. Для вантажів також доступний підпольний вантажний відсік об'ємом 3 м³, що розташований під підлогою вантажної кабіни.

Шасі літака має підвищену прохідність із низькотисковими пневматичними шинами. У польоті передня стійка шасі збирається в фюзеляж, а основні стійки розташовані в обтічниках по обидва боки фюзеляжу.

Двигуни розташовані у мотогондолах під крилом. Зазвичай використовуються турбогвинтові двигуни ТВЗ-117 ВМА-СБ2М потужністю 2500 к. с. від Мотор-Січ (Україна) або американські двигуни Pratt & Whitney PW-127А приблизно з такою ж потужністю.

Літак також обладнаний допоміжною силовою установкою, розташованою у хвостовій частині фюзеляжу, що забезпечує автономну експлуатацію літака на аеродромах без інфраструктури.

Табл. 1.1 Порівняльна таблиця технічних характеристик АН-140, АН-74П

| Тип літака | АН-140 | АН-74П |
|---|----------------|----------------|
| Максимальна злітна маса | 21500 кг | 36500 кг |
| Максимальна посадкова маса | 21000 кг | 33000 кг |
| Максимальне корисне навантаження | 6000 кг | 10000 кг |
| Максимальна вага заправленого палива ($r=0,775$ кг/дм ³) | 4440 кг | 13210 кг |
| Крейсерська швидкість | 460-540 км/год | 550-700 км/год |
| Довжина пробігу (СА, Н=0) | 880 м | 530 |
| Практична дальність: | | |
| -з максимальним вантажем | 1300 км | 1500 км |
| - з максимальним запасом палива | 3050 км | 5200 км |
| Екіпаж | 2 пілоти | 2 пілоти |

Табл. 1.2 Габаритні розміри літаків АН-140, АН-74П

| Тип літака | АН-140 | АН-74П |
|------------------|---------|------------|
| Розмах крила | 25,5 м | 31,8 м |
| Довжина літака | 22,6 м | 28 м |
| Висота літака | 8,2 м | 8,6 м |
| Площа крила | 55 кв.м | 98,6 кв. м |
| Діаметр фюзеляжа | 2,82 м | 3,1 м |
| Коля шасі | 3,18 м | 4 м |
| База шасі | 8,12 м | 8,67 м |

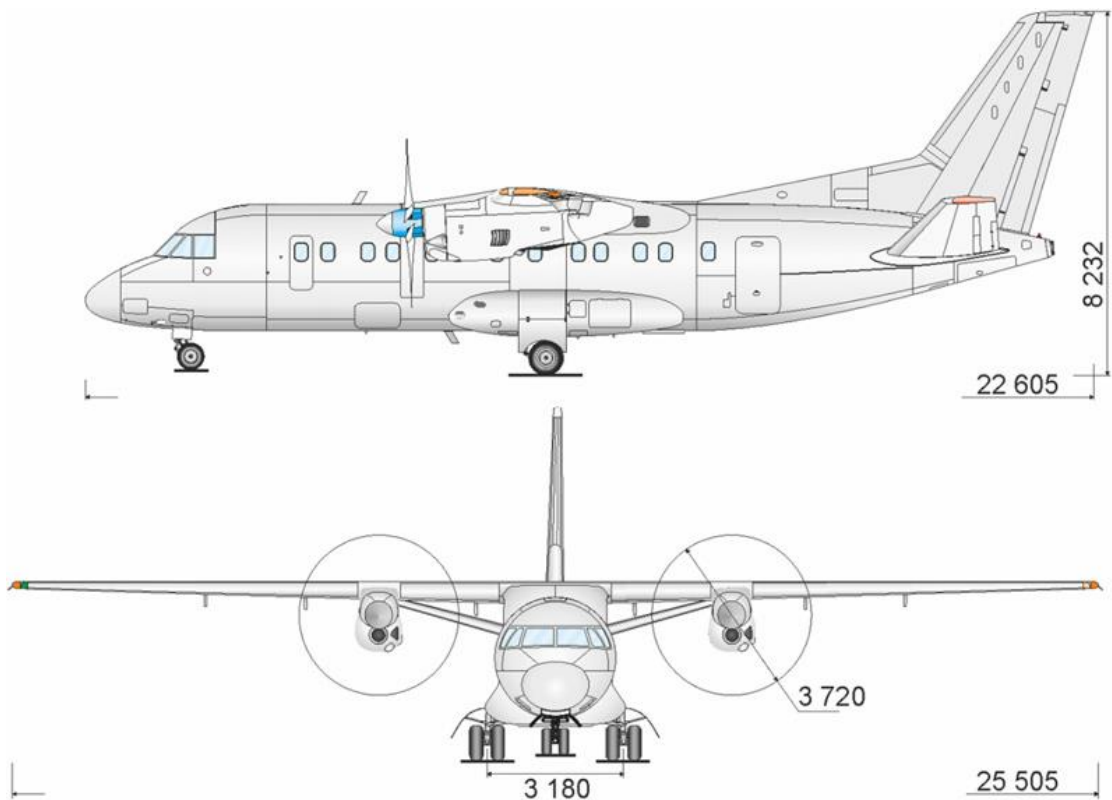


Рис. 1.6 Габаритні розміри літака АН-140

Виходячи з ЛТХ, можна зробити висновок, що літак АН-140 є одним з найкращих варіантів для використання в якості носія АЛСЗ. За своїми ЛТХ, силовими та економічними даними він чудово підходить для завдань патрулювання та спостереження.

Для функціонування АЛСЗ на максимумі виробничих потужностей, пілотажно-навігаційне обладнання літака має містити інерційну навігаційну систему та приймач глобальної супутникової навігаційної системи. Обчислення даних від цих систем та даних від АЛСЗ дозволить отримувати на виході тривимірну модель місцевості спостереження. На АН-140 встановлена безплатформена ІНС: БІНС2000. Приймача глобальної супутникової системи спостереження в базовій комплектації "Челн-А".

Висновок до розділу 1.

Літак Ан-140 відзначаються невеликими експлуатаційними витратами, що може бути важливим для довших місій патрулювання. В залежності від конфігурації, Ан-140 може бути легко адаптований для встановлення різноманітного обладнання для моніторингу та спостереження.

Використання турбогвинтових двигунів має свої особливості та переваги, які визначаються конкретними потребами літака та його місією. Турбогвинтові двигуни зазвичай є більш ефективними на низьких швидкостях і на низьких висотах, що може бути важливо для польотів в регіональних літаках, які оптимізовані для коротших відстаней. Зазвичай ефективніше використовують паливе на коротших відстанях, де турбовентилятори можуть не мати можливості використовувати всі свої переваги. Турбогвинтові двигуни дозволяють літаку злітати та сідати на коротших злітних смугах, що робить їх популярними для регіональних та коротко магістральних літаків, забезпечують більшу гнучкість в експлуатації та гарну продуктивність при різних режимах польоту.

РОЗДІЛ 2

ДОСЛІЖЕННЯ ПРИНЦИПІВ ПОБУДОВИ ЛАЗЕРНОЇ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНОГО ЗОНДУВАННЯ

2.1 Дослідження лазерних сканерів повітряного спостереження.

Лазерні системи локації та спостереження з'явилися відносно нещодавно. З усіх методів спостереження (радіолокація, відео спостереження, тепловізійні системи тощо) цей метод є найновішим. Його відмінності від інших методів спостерігаються як у характеристиках вихідних даних, так і самому принципі ведення локації. Говорячи про лазерну локацію, можна казати про принципово відмінний від традиційних метод отримання даних спостереження.

2.1.1. Сутність методу авіаційної лазерної локації наступна. З носія (літака чи вертольота) активним елементом (лазером, що працює в імпульсному режимі) опромінюється певна ділянка спостереження, після чого реєструється відбите від об'єкту випромінювання. Для кожного випроміненого імпульсу реєструється час на розповсюдження випромінювання від джерела до об'єкту, що викликає відбиття, та повернення відбитого випромінювання на приймальний пристрій.

Враховуючи постійність швидкості та прямолінійність розповсюдження електромагнітних коливань в атмосфері, виміряне значення часового інтервалу дозволяє визначити відстань (вживаючи терміни – похилу далекість) від джерела випромінювання до опроміненого об'єкту. Окрім значення похилої далекості, для кожного випроміненого імпульсу реєструється інтенсивність відбитого випромінювання. Повторюючи цю процедуру достатню кількість разів, матимемо сукупність лазерних точок (результатів одиничних вимірювань)

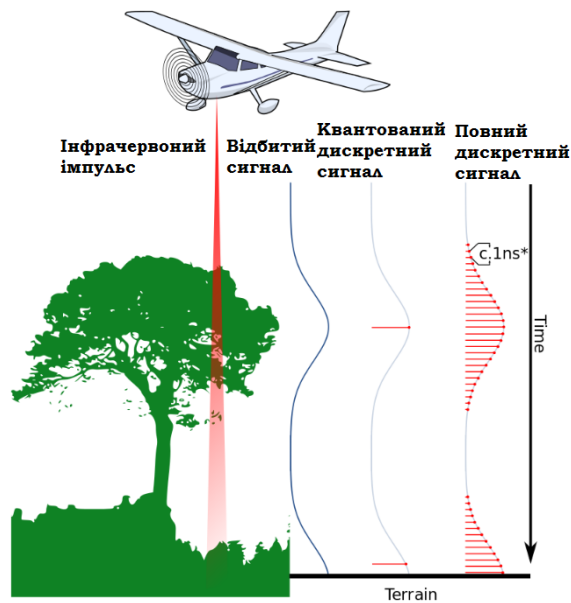


Рис. 2.1. Реєстрація численних відбитих імпульсів від одного випроміненого імпульсу

В залежності від типу лазерного сканеру, можуть фіксуватися більш одного (до 5-ти) відбивань від наземних об'єктів для кожної лінії проходження лазерного променя. Тобто, якщо на шляху розповсюдження лазерного променя він знаходить неповну перешкоду, то частина енергії імпульсу відбивається, а частина розповсюджується далі вздовж лінії променя. Тому навіть один імпульс може мати численні відгуки, реєстрування яких суттєво підвищує інформативність локації.

Для правильного розуміння змісту та значення методу лазерної авіаційної локації, необхідно перш за все зрозуміти характер вихідних лазерно-локаційних даних. В наш час розрізняють два основних види лазерно-локаційних даних:

- 1) у далекомірній формі;
- 2) у формі інтенсивності відбитого імпульсу.

Наведений поділ в однаковій мірі підходить як для повітряних, так і для наземних лазерно-локаційних даних. Відповідні приклади наведені на рис.

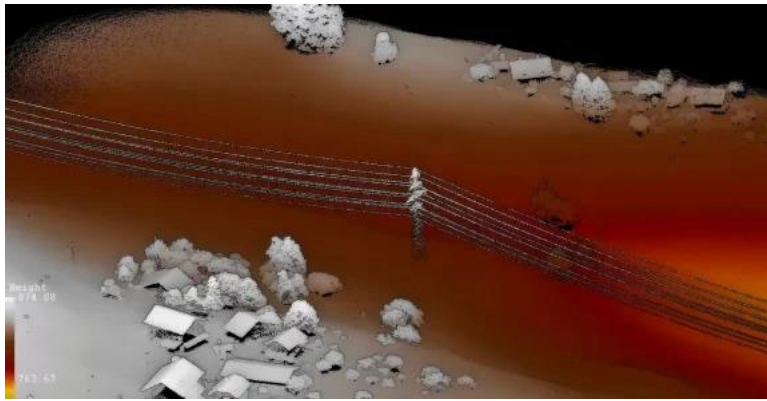


Рис. 2.2. Типове лазерно-локаційне зображення в далекомірній формі.

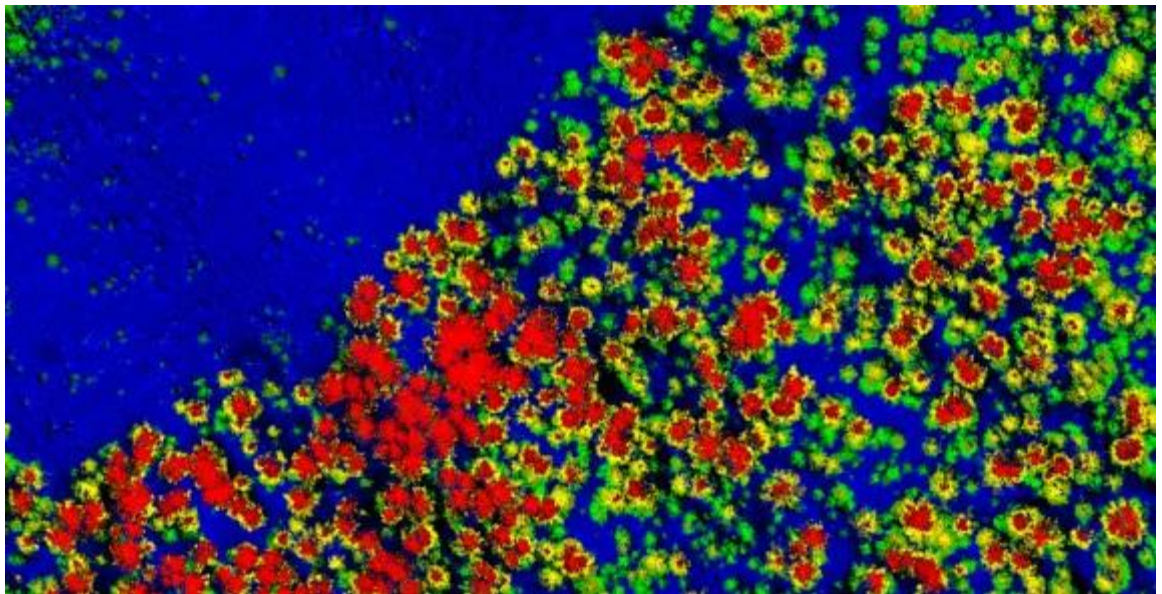


Рис. 2.3. Типове лазерно-локаційне зображення в далекомірній формі, отримане методом наземного лазерного сканування.

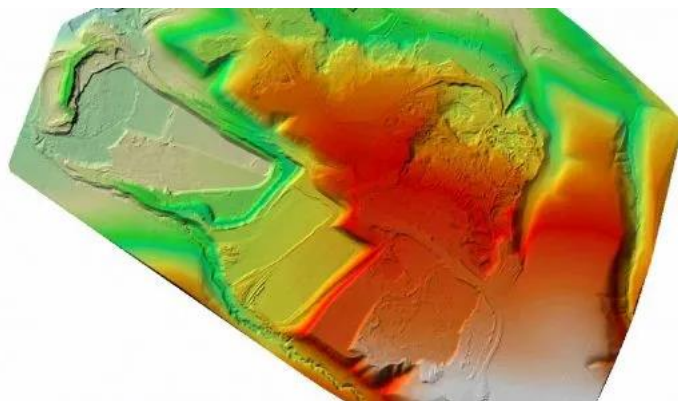


Рис. 2.4. Типове лазерно-локаційне зображення у формі інтенсивності.

Не існує ніяких засобів для отримання одного з двох основних видів лазерно-локаційних даних. Обидва види з'являються одночасно та в тісному зв'язку один з одним. Тому можна розглядати форми представлення, а не види локаційних даних.

Далекомірною формою представлення відповідає розподіл у координатному просторі трьохвимірної моделі лазерних точок. Термін лазерна точка використовується для позначення одиничного первинного лазерного вимірювання. Поруч із просторовими координатами точки об'єктового простору, що відбила лазерний імпульс, деякі сканери можуть реєструвати інтенсивність відбитого імпульсу, тобто значення енергії імпульсу, що повернулася на приймальній пристрій. Ця частка залежить від багатьох факторів, серед яких характер відбиваючої поверхні та властивості проходження випромінювання через атмосферу. Лазерне зображення, яке визначається його інтенсивністю, подібне до чорно-білих фотографій, таких як аерофотознімки у випадку їх авіаційного використання. Це дозволяє успішно використовувати його для візуального розпізнання об'єктів, навіть без традиційних аерофотознімальних даних.

2.1.2. Переваги лазерного методу локації.

1. Технологічна простота та короткий технологічний цикл. Мова йде, про відносну простоту та відносно коротку тривалість технологічного циклу по відношенню до класичних аерофотознімальних технологій. При реалізації лазерно-локаційних технологій цілий ряд практично значущих матеріалів з'являється всього через день або навіть декілька годин після завершення аерознімальної частини робіт. Маються на увазі такі матеріали, як сукупності лазерних точок, що розділені за їх морфологічною належністю, цифрові моделі рельєфу, ортофотомозайка, а також численні контурні об'єкти та моделі географічних об'єктів у трьохвимірному вигляді. Слід зауважити, що всі матеріали вже у момент виникнення повністю прокоординовані, тобто визначені в деякій заздалегідь заданій системі геодезичних чи географічних координат без потреби проведення додаткових заходів щодо координатної корекції чи перетворення у майбутньому. Також важливо, що підготовка всіх цих матеріалів відбувається у польових умовах, в результаті чого інші фази обробки розпочинаються за більш сприятливих умов, що у свою чергу позитивно впливає на скорочення технологічного циклу.

2. Гарантії якості. У більшості випадків точність досягає рівня 15 см за плановими та висотними координатами, причому слід зазначити, що мова йде про

абсолютну геодезичну точність. Важливо те, що значення точності у багатьох випадках можливо гарантувати лише за рахунок формального додержання усіх необхідних метрологічних процедур, таких як вибір сприятливого за GPS розташуванням (мова йде про розташування ШСЗ) часу проведення аерознімальних робіт, виконання виставкових, процедур калібрування, додержання нормативних режимів польоту тощо. Тобто досягання вказаної точності залежить не від високої професійності, отриманої шляхом кількарічного досвіду, а від відповідальності та сумлінності персоналу. Це одна з головних відмінностей лазерно-локаційних та стереофотограметричних методів вимірювань. Що стосується наведеного значення точності (15 см) то такий рівень точності є безумовно достатнім для виконання широкого класу задач (наприклад створення топографічних планів із масштабом 1:1000 тощо).

3. Відсутність наземних геодезичних робіт з планово-висотного ґрунтування при виконанні повітряної лазерно-локаційної зйомки. Справді, для забезпечення координатами лазерно-локаційних даних, використовується так званий метод прямого геопозиціонування, який реалізується навігаційним блоком. При проведенні повітряної лазерної локації принципово відсутній той вид наземних робіт, що в традиційній аерофотографії зветься планово-висотне обґрунтування. Для вірної інтерпретації та забезпечення координатами даних зйомки немає необхідності виділяти визначальні знаки та знаходити їх координати. Зрозуміло, що це значно полегшує задачу, особливо у віддалених та важкодоступних районах. Геодезична підтримка лазерно-локаційної зйомки забезпечується мережею наземних базових GPS станцій, що рівномірно розташовуються у районі проведення зйомки. Кожна базова станція обслуговує територію у колі з радіусом 30-50 км та центром в точці встановлення станції. Роль базових станцій абсолютно традиційна для усіх наземних та повітряних GPS зйомок. Базові станції встановлюються не на безпосередньо території зйомки, а в зручних місцях. Враховуючи вищезгадане, геодезичне забезпечення лазерно-локаційної зйомки зводиться до наступних задач:

- вибір місця встановлення базових GPS станцій з урахуванням топології об'єкту зйомки;

- забезпечення усіх базових станцій просторовими геодезичними координатами в обраній системі координат.

4. Висока продуктивність.

Продуктивність лазерно-локаційного методу суттєво висока. На практиці досягається продуктивність зйомки у 500-600 км за один день зйомок для лінійних об'єктів та у 500-1000 кв. км для площинних об'єктів. Вказані показники вимагають правильної інтерпретації через залежність продуктивності від конкретних умов зйомки, таких як ширина смуги захвату, щільність лазерних точок на поверхні тощо. В тому ж самому ступені продуктивність таких робіт залежить від масштабу, що потребується. Тим не менш, у випадку лазерної локації практично еквівалентними є продуктивність аерознімальних робіт і базових процедур наземної обробки. Іншими словами, темп збирання даних в основному відповідає темпу їх обробки, і таким чином, наведені оціночні значення продуктивності маршрутною чи лінійною зйомки відповідають вже видаванню в основному закінчених топографічних даних. Зовсім інакшими є справи у класичній аерофотографії, де стадії аерознімання та обробки можуть розділятися суттєвим проміжком часу.

5. Можливість роботи у нічний час та в любую пору року. Ця можливість витікає з того, що лідар є активним засобом дистанційного зондування, тобто реєструє власне, а не відбите випромінювання. З цієї причини нічого (окрім, звичайно, умов пілотування) не змінюється при використанні лідарів у нічний час. Така можливість також підвищує ефективність лазерного методу зйомки. Недоліки лазерно-локаційного методу зйомки.

Фактично потрібно звернути увагу тільки на один суттєвий недолік, а саме: сильна залежність від стану атмосфери. Визначаючи присутність цього недоліку, необхідно зауважити, що він є відносним, а не абсолютним. Слід розуміти, що сильна залежність від стану атмосфери, тобто туману, димки, низької хмарності – це особливість усіх засобів дистанційного зондування, що працюють в оптичному (тобто у видимому, ультрафіолетовому та інфрачервоному) діапазоні електромагнітного спектру. Суттєвими перевагами в цьому питанні володіють лише радіолокаційні системи, що працюють у радіодіапазоні. Крім того, вивчаючи повітряні лазерно-

локаційні методи, треба згадати рід недоліків, що витікають з динамічного характеру зйомки (носій постійно знаходиться у русі) та обмежень у доступних ракурсах зйомки (носій знаходиться над об'єктом зйомки). Ці недоліки суттєві, вони обмежують найвищу точність методу. Однак їх не можна вважати недоліками власне повітряної лазерно-локаційної зйомки, так як вони притаманні взагалі усім аерознімальним методам. Іноді згадуються інші недоліки лазерно-локаційного методу. Однак не можна їх безпосередньо визнати, так як при детальному розгляді вони виявляються не недоліками, а особливостями лазерно-локаційного методу, котрі, безумовно мають бути враховані на практиці. Перерахуємо ці особливості:

- дискретний характер даних;
- зниження точності із збільшенням висоти спостереження;
- обмеження по дальності (висоті спостереження);
- небезпека для органів зору наземних спостерігачів.

Всі ці особливості досліджені в даній кваліфікаційній роботі і викладені в наступних її розділах.

2.2. Розрахунок основних параметрів авіаційних лазерних локаційних систем.

2.2.1. Авіаційна лазерна локаційна система спостереження може бути описана цілою низкою параметрів, котрі визначають можливість практичного застосування та експлуатаційні характеристики окремих її складових. До цих параметрів відносяться:

- висота практичного застосування H ;
- швидкість літака $V_{л}$;
- кут огляду системи 2α в радіанах (чи в градусах) або захват місцевості в долях висоти H ;
- миттєвий кут поля зору елементарного інформаційного каналу γ ;
- гранична чутливість АЛСЗ;
- розрізняюча здатність АЛСЗ;

Розглянемо ці параметри.

2.2.2. Висота практичного застосування H_{\max} . Визначає максимально можливу висоту ведення повітряного спостереження. Вона залежить від багатьох факторів і є функцією низки параметрів: потужності лазера, чутливості приймача, коефіцієнта стану атмосфери, кутової розрізняючої здатності системи тощо.

Для визначення висоти практичного застосування H_{\max} , розглянемо залежності граничної чутливості та розрізняючої здатності АЛСЗ від дальності спостереження (Н).

Гранична чутливість АЛСЗ. Під час індикації сигналів, що відбиті від об'єктів, розрізняють дві основні стадії бачення: фіксація та розпізнання.

Перша стадія бачення характерна тим, що потужність сигналу, що дорівнює різниці потужностей відбитого від об'єкту випромінювання та фону $\Delta P = P_1 - P_2$, досягає такого граничного значення за якого на індикаторі із заданою вірогідністю фіксується лише наявність в зоні огляду системи об'єкта без розпізнання його форми та деталей, тобто ще немає інформації, наприклад, про розміри об'єкту спостереження, що може бути представлена просторовими частотами, що відмінні від нульової.

На практиці користуються не абсолютним значенням граничної різниці вказаних потужностей, а її відносним значенням, що зветься граничним контрастом при нульовій просторовій частоті:

$$K_1 = (P_1 - P_2)/\bar{P} = \Delta P_{zp}/\bar{P}.$$

На другій стадії бачення система передає не тільки форму об'єкту, а й дрібні його деталі, котрі представляються високими просторовими частотами. Тому розпізнавання об'єкту залежить від технічних можливостей системи спостереження фіксувати мінімальний контраст при заданих просторових частотах:

$$K_2 = \Delta P(\nu)_{\text{расн}}/P.$$

Очевидно, що $K_2 < K_1$ та видимість об'єкту тим краще, чим більше число значень граничного контрасту міститься в контрасті об'єкту з фоном.

Головною причиною погіршення фіксування мінімального ΔP , зазвичай, є шуми фото приймального пристрою, та дробові флуктуації сигнального фотоструму. Враховуючи наведене, для впевненої реєстрації змінення фотоструму, викликаного при скануванні перепадом коефіцієнта відбиття між світлою та

темною ділянками зображення об'єкту, необхідно, щоб величина $\Delta i = i_1 - i_2$ в q раз перебільшувала середньоквадратичну флуктуацію його шумової складової. Параметр q є статистичним критерієм бачення системи при врахування шумів приймача та визначається відношенням сигнал/шум в зображенні тестового об'єкту з періодичним розподілом коефіцієнта відбиття:

$$q = \Delta i / \sqrt{\bar{i}_{op}^2},$$

де \bar{i}_{op}^2 — середньоквадратичне значення дробового струму.

Для фотодіоду:

$$\bar{i}_{op}^2 = 2e\Delta f(1 + B)\bar{i}_\phi,$$

де $\bar{i}_\phi = (\bar{i}_1 + \bar{i}_2)/2$ — середня по зображенню величина фотоструму;

e — заряд електрона;

Δf — смуги частот, що пропускаються електричною частиною приймача системи, $1 + B = 2,5$ ($B = 1$). Смуга частот Δf визначається часом запису t_e одного елемента об'єкта.

Для знаходження граничного значення відношення сигнал/шум представимо статистичну модель процесу спостереження у вигляді логічної схеми, що аналізує сигнал, який надходить з фотодіоду. Коли сигнал від цілі перевищує встановлений граничний рівень логічної схеми, виноситься рішення про фіксацію тестового об'єкту. Помилкове фіксування має місце в тому випадку, коли присутні лише флуктуації фону, а виноситься рішення про присутність цілі. Статистичні флуктуації числа фотоелектронів на виході фотодіоду, що підкоряються розподілу Пуассона, в багатьох практичних випадках зручно (при $\bar{n} \geq 4$) апроксимувати нормальним законом розподілення. Тоді

$$w(i) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\bar{i}^2}} \exp\left[-\frac{(i-\bar{i})^2}{2\bar{i}^2}\right]$$

де $i = ne/t_e$;

$\bar{i}^2 = e^2\bar{n}/t_e^2 = \sigma_i^2$ — дисперсія.

Прийняття рішення щодо фіксації чи не фіксації цілі залежить від різниці струмів $\Delta i = i_1 - i_2$.

Задаючись допустимим значенням вірогідності помилкової тривоги F , можемо розрахувати мінімально допустимі значення відношення сигнал/шум для конкретних значень вірогідності правильної фіксації:

$$q_{gp}(D, F) = \arg \Phi(1 - 2F) + \arg \Phi(2D - 1) \quad (2.1)$$

де D – вірогідність вірного фіксування;

F – вірогідність помилкової тривоги.

В табл. 1.1 наведені значення q_{gp} для різних значень D та F . Таким чином, за формулою (1.1) можна розрахувати відношення сигнал/шум, що досягається на першій стадії бачення (фіксації) при заданих D та F у зображенні крупного об'єкту. При цьому для просторової частоти, що близька до нуля, нормований контраст приймається рівним одиниці.

Таблиця 1.1

Значення q_{gp} для різних значень D та F .

| D | F | | | | |
|------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | 10^{-1} | 10^{-2} | 10^{-3} | 10^{-4} | 10^{-5} |
| 0,75 | 1,96 | 2,98 | 3,78 | 4,38 | 4,68 |
| 0,9 | 2,56 | 3,58 | 4,38 | 4,98 | 5,28 |

Використовуючи умову лінійності світлової характеристики фотоприймача, граничне відношення q_{gp} можна зв'язати із технічними параметрами системи:

$$q_{gp} = \frac{\Delta i}{\sqrt{i_{op}^2}} = \sqrt{\frac{\eta}{5hf\Delta f}} \frac{\Delta P}{\sqrt{\bar{P}}} \quad (2.2)$$

де ΔP — різниця потужностей електричних сигналів, що утворюють світлі та темні ділянки зображення;

\bar{P} — середня по зображенню потужність, що приймається $P(\xi, \eta)$;

Для синусоїдального тестового об'єкту

$$\Delta P = \frac{2P_0 S_A k_0}{\pi R^2} \bar{\rho} K(v_x) = 2P_0 \eta_\infty k_0 \bar{\rho} K(v_x),$$

$$\bar{P} = \frac{P_0 S_A k_0}{\pi R^2} \bar{\rho},$$

де $k_0 = 0,2$.

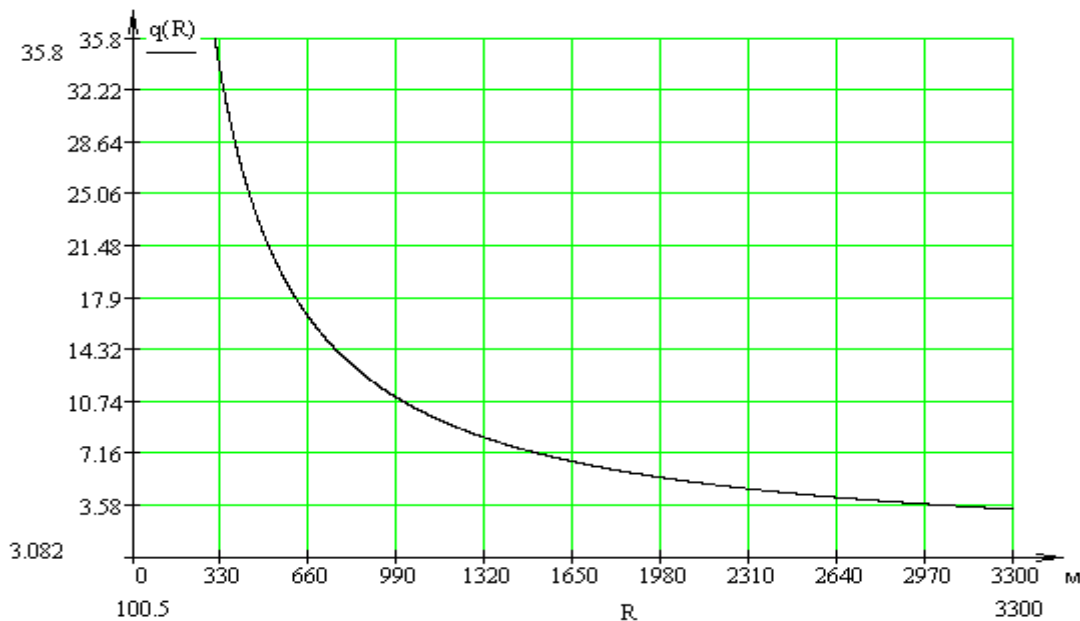


Рис.2.5. Залежність відношення сигнал/шум в зображенні об'єкту від дальності спостереження при нульовій просторовій частоті.

На рис. 2.5. представлені графіки залежності $q = f(R)$ при нульовій просторовій частоті для значення потужності випромінювання $P_0 = 10 \text{ ват}$ та значення смуги пропускання електричної частини приймача: $\Delta f = 0,825 \cdot 10^5 \text{ Гц}$, $S_A = 0,003 \text{ м}^2$; $\eta_{\text{фк}} = 0,001$; $\lambda = 10,6 \text{ мкм}$; $\rho = 0,5$; $K_0 = 1$.

Спільний розв'язок рівнянь (1.1) та (1.2) при $K_{\text{дсв}} (v_x = 0) = 1$ дозволяє обчислити дальність фіксації об'єкта при $v' = 0$ та наступних умовах спостереження:

$$D = 0,9; F = 10^{-2}; \Delta f = 0,825 \cdot 10^5 \text{ Гц, з табл. 1.1 знаходимо } q_{\text{зр}} = 3,58.$$

За допомогою графіків (рис. 1.9), визначаємо при $P_0 = 10 \text{ Вт}$ $R_{\text{фік}} = 3000 \text{ м}$. Тобто максимальна висота фіксації об'єкту $H_{\text{макс}} = 3000 \text{ м}$.

2.3.3. Розрахунок розрізняючої здатності та дальності бачення АЛСЗ.

Значення просторово-частотної передатної функції (ПЧПФ) АЛСЗ дозволяє не тільки передбачити якість відтворюваного зображення об'єкту, а й з достатньою для практики точністю визначити ступінь впливу на систему кожної з її ланок, виявляючи, яка з них в першу чергу вимагає поліпшення. Для цього маємо

проаналізувати розрізняючу здатність АЛСЗ, що може бути визначена за методикою [11], що відома з телебачення.

Розрізняючу здатність системи спостереження можна розрахувати за ν' її сумарної передатної функції $T_{\text{ЛСС}}(\nu')$ або нормованій ЧКХ

$$\frac{K_{\text{ЛСС}}(\nu')}{K_0(\nu')} = T_{\text{ЛСС}}(\nu')$$

$$T_0(\nu'; R, \theta_{\text{л}}) \cdot T_y(\nu'; \Delta f) \cdot T_i(\nu') K_0 = K_{\text{Гр}}$$

В ліву частину рівняння входять ПЧПФ оптичного каналу АЛСЗ T_0 , електричного каналу T_y , індикатора T_i , тобто, всі ланки які зумовлюють результуючу ЧКХ системи спостереження. Права частина рівняння характеризує граничний рівень, що визначається граничним контрастом, який знаходять, прирівнюючи відношення сигнал/шум до його граничного значення: $q(\nu'; R) = q_{\text{Гр}}$, де

$$q(\nu', R) = K_{\text{ЛСС}}(\nu') \sqrt{\frac{0,2\eta_{\text{фк}} P_0 S_A \bar{\rho} k_0}{h \cdot f \cdot \Delta f \cdot R^2}}.$$

Тоді граничний контраст АЛСЗ обчислюють як функцію дальності за наступною формулою:

$$K_{\text{Гр}}(R) = \frac{q_{\text{Гр}}}{\sqrt{\frac{0,2\eta_{\text{фк}} P_0 S_A \bar{\rho} k_0}{h \cdot f \cdot \Delta f \cdot R^2}}} \quad (2.3)$$

На рис. 2.6 надані побудовані за формулою (2.3) графіки залежності $K_{\text{Гр}} = f(R)$ для різних P_0 та $\Delta f = 0,625 \cdot 10^5$ Гц .

$$P_0 = 10 \text{ Вт.}$$

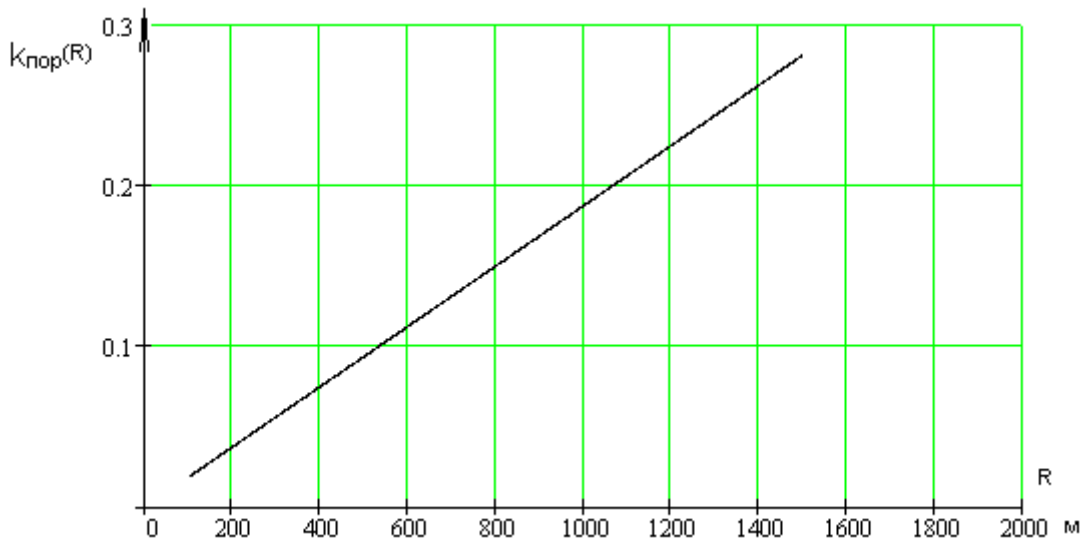


Рис. 2.6. Залежність граничного контрасту АЛСЗ від дальності спостереження.

Розрахувати дальність спостереження (фіксації) синусоїдального об'єкту з просторовою частотою $\nu_p = 0,4 \text{ мрад}^{-1}$ при $D = 0,9$; $F = 10^{-2}$; $\Delta f = 0,825 \cdot 10^5 \text{ Гц}$. Для розрахунку візьмемо $K_{\text{лсв}}(\nu' = 0,4) = 2 \cdot 10^{-1}$, за графіками (рис. 1.9) отримаємо при $P_0 = 10 \text{ Вт}$ $R_{\text{расп}} = 1000 \text{ м}$;

Порівняння цих результатів з даними розрахунку дальності фіксації показує, що дальність розпізнання об'єкту в декілька разів (в 2,2 – 3 рази) менше дальності його фіксації.

Звідси практична висота застосування АЛСЗ є $H = 1000 \text{ м}$.

1.3.4. Кутова швидкість сканування та швидкість літака. Знаємо час проходження

променя до землі та назад $T = \frac{2H}{c}$. Обчислимо $T = \frac{2 \text{ км}}{3 \cdot 10^5 \text{ км/с}} = 0,667 \cdot 10^{-5}$

1/с. Отримане значення є суттєво меншим за час когерентності. Та, все ж таки, час когерентності лазерного випромінювання має кінцеве значення. Тому, якщо потрібно отримати не викривлену інформацію про просторове розподілення фази у площині об'єкту, то час повного циклу сканування має бути меншим за час когерентності випромінювання лазера. Ця умова є досить жорсткою. Справді, для лазерів без спеціальної системи стабілізації частоти час когерентності їх випромінювання складає $10^{-5} - 10^{-6} \text{ с}$. При застосуванні стабілізації воно збільшується до $10^{-4} - 10^{-3} \text{ с}$. Використовувати на практиці досить важко через обмеження можливостей скануючих пристроїв [8].

Тому, навіть якщо візьмемо $t_{\text{строки}} = 10^{-3}$ с, то $f_{\text{стр}} = \frac{1}{2} 10^3 = 500$ Гц, звідки $\omega_{\text{ск}} = \frac{1}{4} f_{\text{стр}} = 125 \text{ Гц} = 7500 \text{ об/хв}$.

Для такої $\omega_{\text{ск}}$ буде дуже високим доплерівський зсув частоти. Тому фотоприймачі слід вибирати з великою шириною смуги пропускання частот, а також відповідною спектральною чутливістю на $\lambda = 10,6$ мкм, з доброю фіксуючою здатністю, із малою сталою часу. Для середньої ІЧ ділянки спектру такими приймачами є фотодіоди та фото резистори. Фотодіод має певні переваги перед фото резисторами, наприклад: відношення сигнал/шум у них в два рази більше, також фотодіоди мають ширшу частотну характеристику. В наш час серед фотодіодів для $\lambda = 10,6$ мкм застосовуються $\text{Pb}_{1-x}\text{Sn}_x\text{Te}$ и $\text{Cd}_x\text{Hg}_{1-x}\text{Te}$, проте, HgCdTe отримав більш широке розповсюдження, його швидкодія більше 1 ГГц, крім того, технологія його виготовлення краще опрацьована. Ці фотодіоди працюють охолодженими рідким азотом (77°K) та мають квантову ефективність що близька до одиниці.

Еквівалентна потужність шуму фотодіодів з HgCdTe в гетеродинному режимі близька до теоретичної границі, що визначається квантовими флуктуаціями випромінювання, що приймається і дорівнює $2 \cdot 10^{-20}$ Вт/Гц. [8]. Смуга $\Delta f = 1,5$ ГГц.

За останньою інформацією на фотодіоді $n^+ - n^- - p^+$ типу діаметром 170 мм з HgCdTe була отримана границя $6,2 \cdot 10^{-20}$ Вт/Гц на частоті 1,76 ГГц. Якщо використовувати антивідбивне покриття з InSb товщиною 1 мкм, то гетеродинну границю матриці можливо збільшити у 61,4 рази, [3]. «Гетеродинна границя під час прийому наближається до теоретичної границі $h\nu B$. Ширина смуги, в якій можливо досягнути $h\nu B$, визначається ємкістю чутливості елементів, паразитним опором приладу та потужністю гетеродину. Оскільки потужність гетеродинних фотодіодів пропорційна до площини фото чутливої поверхні, велика ширина смуги може бути досягнута шляхом заміни одиночного фотодіода матрицею з менших за площею фотодіодів із сумуванням їх вихідних сигналів. Зрозуміло, що можливо розташувати поруч дві такі фото чутливі площадки та в момент коли $\alpha = 0$ (скануючий промінь перпендикулярний до землі) відхиляти фокусуєчий промінь з однієї фото чутливої площадки на іншу за допомогою, наприклад, акустооптичного модулятора [8]. Тоді

загальна ширина смуги пропускання становитиме 3,52 ГГц.

Визначимо, в яких межах можливо відхилити скануючий промінь від вертикалі зі швидкістю $\omega_{ск} = 125$ 1/с, щоб частота зсунулась не більш, ніж на $1,76 \cdot 10^9$ Гц.

$$\Delta f_z = \frac{2V}{c} f = \frac{2V}{\lambda}$$

$$V = \frac{1}{2} \lambda \Delta f_z$$

$$V = \frac{1}{2} \cdot 10,6 \cdot 10^{-6} \cdot 1,76 \cdot 10^9 = 9328 \text{ м/с.}$$

2.3.5. Визначення радіальної швидкості. Розглянемо випадок коли промінь сканує гладку поверхню ландшафту. Нехай скануючий промінь обертається навколо центру О на висоті Н з кутовою швидкістю ω_n .

$\alpha = \omega_n t$ – поточне відхилення променю від нульового положення.

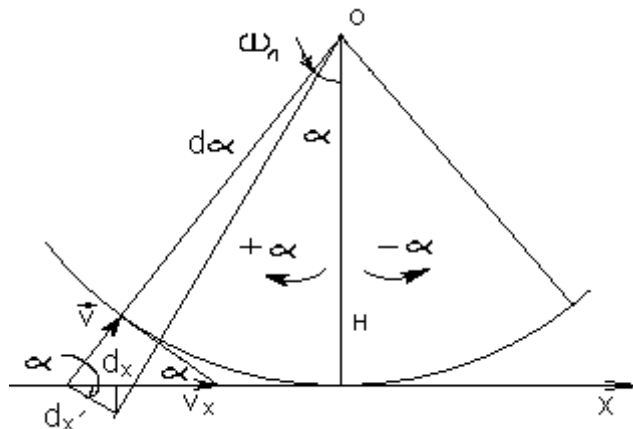


Рис. 2.7. Визначення радіальної швидкості.

Тоді малий приріст відхилення $d\alpha = \omega_n dt$

Відстань від осі обертання О до будь-якої точки аероландшафту $R = \frac{H}{\cos \alpha}$

$$V = \frac{dR}{dt}, \quad dR = \frac{H}{\cos^2 \alpha} d\alpha, \quad d\alpha = \omega_n dt, \quad \alpha = \omega t$$

$$V = \frac{d\left(\frac{H}{\cos \omega t}\right)}{dt} = \frac{H \omega_n \sin \omega t}{\cos^2 \omega t} \quad V = \frac{H \omega \sin \alpha}{\cos^2 \alpha} \rightarrow \frac{V}{H \omega} = \frac{\sin \alpha}{\cos^2 \alpha}$$

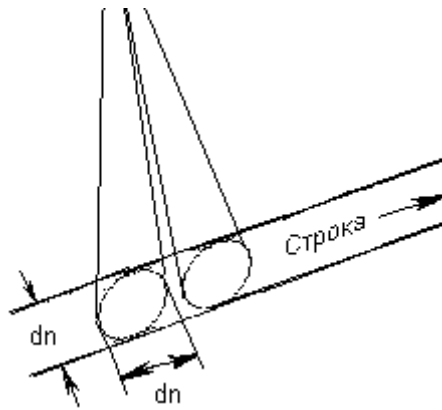


Рис. 2.8. Строкове сканування.

Час, через який промінь буде освітлювати нову ділянку (висвітить нову пляму) у строчці на землі дорівнює $t = \frac{dn}{V_{\perp}}$,

де $dn = R\gamma = \frac{H\gamma}{\cos \alpha}$ - діаметр плями на землі;

$V_{\perp} = R\omega_{ск} = \frac{H\omega_{ск}}{\cos \alpha}$ - потенційна швидкість що спрямована по дотичній до «кола»,

радіус якого змінюється за законом $R = \frac{H}{\cos \alpha}$.

$t = \frac{R\gamma}{R\omega_{ск}} = \frac{\gamma}{\omega_{ск}}$ - цей час має бути меншим за час когерентності $t_{кор} = 10^{-4} \div 10^{-3}$

с.

Навіть якщо $t = \frac{\gamma}{\omega_{ск}} = 10^{-4}$ с, де $\gamma = 1 \cdot 10^{-3}$ рад, то $\omega_{ск} = 100$ рад/с = 15,9 об/с, що

зовсім мало. Тоді розраховуємо кутову швидкість сканування призми з тим, що не було пропусків між строками. Швидкість літака візьмемо мінімально можливу $V_n = 400$ км/ч = 111 м/с. Звідси щоб не було пропусків між строками, $\omega_{ск}$ буде більше 30 1/с. Причому $H = 400$ м.

Діаметр плями (ширину строки) візьмемо великий – для $\alpha = 45^\circ$

Відстань у ширину строки літак пролітає за час

$$t = \frac{dn}{V_n} = \frac{1}{f_{cmp}} = \frac{1}{4\omega_{ск}} \rightarrow \omega_{ск} = \frac{V_n}{4dn} = \frac{V_n \cos 45^\circ}{4H\gamma} = \frac{111 \cos 45^\circ}{4 \cdot 400 \cdot 1 \cdot 10^{-3}} = 49,1 \text{ 1/с.}$$

Якщо α зменшується, чи H зменшується, то $\omega_{ск}$ зростає, що призводить до збільшення Δf_g .

Ширина смуги частот обмежена для приймача з HgCdTe $\Delta f_D = 1,76 \text{ ГГц}$, радіальна швидкість вздовж променя, для якої вже розраховали, дорівнює $V = 9328 \text{ м/с}$ (радіальна швидкість)

$$V = \frac{H\omega \sin \alpha}{\cos^2 \alpha} \rightarrow \frac{\sin \alpha}{\cos^2 \alpha} = \frac{V}{H\omega} = \frac{9328}{400 \cdot 49,1} = 0,475 \rightarrow \alpha \approx 23,53^\circ.$$

При $H = 1000 \text{ м}$ $\alpha = 10,6^\circ$.

Щоб частота не виходила за смугу чутливості фотоприймача, сканувати можна на висоті $H = 400 \text{ м}$ в межах $\alpha = \pm 23,5^\circ$ на висоті $H = 1000 \text{ м}$ в межах $\alpha = \pm 10,6^\circ$

Тобто, навіть у тому випадку по краям строки між строками буде пропуск з шириною:

$$2\left(\frac{H\gamma}{\cos 45^\circ} - \frac{H\gamma}{\cos 7^\circ}\right) = 2H\gamma\left(\frac{1}{\cos 45^\circ} - \frac{1}{\cos 45,1^\circ}\right) \approx 0,259 \text{ м або } 25,9 \text{ см.}$$

А посередині строки:

$$2\left(\frac{H\gamma}{\cos 45^\circ} - H\gamma\right) = 2H\gamma\left(\frac{1}{\cos 45^\circ} - 1\right) = 0,331 \text{ м або } 33,1 \text{ см.}$$

Проте можна довести, що від висоти польоту значення граничного кута сканування не залежить:

$$\frac{\sin \alpha}{\cos^2 \alpha} = \frac{V}{H\omega} = \frac{V \cdot 4 \cdot H\gamma}{H \cdot V_n \cdot \cos \alpha} \Leftrightarrow \text{tg} \alpha = \frac{4\gamma V}{V_n} = \frac{4 \cdot 3 \cdot 10^{-3} \cdot 9328}{111} = 0,336$$

Звідки $\alpha = 18,6^\circ$.

Бачимо, що зростання V_n має наслідком зменшення α .

Ширину строки приймемо $d_n = \frac{H\gamma}{\cos \alpha}$

$$V_n = 4\omega_{cn} d_n = 4 \cdot 49 \cdot \frac{H\gamma}{\cos \alpha}$$

Для $\alpha = 23,5^\circ \rightarrow V_n = 0,214H$, при $H = 400 \text{ м} \rightarrow V_n = 85,6 \text{ м/с або } 308 \text{ км/г.}$

Для $\alpha = 10,6^\circ \rightarrow V_n = 0,199H$, при $H = 1000 \text{ м} \rightarrow V_n = 199 \text{ м/с або } 716 \text{ км/г.}$

2.3.6. Кут огляду лазерної системи — плоский кут 2α в площині, що перпендикулярна напрямку польоту, в межах якого відбувається сканування променем лазера, та прийом відбитого від поверхні землі випромінювання (рис.1.13.). Кут огляду системи залежить від типу скануючого пристрою, що застосовується та кута зору об'єктиву приймаючої частини. Кут огляду системи визначає поперечний захват місцевості в долях висоти. Між цими параметрами існує жорстка залежність.

Як вже було розраховано, $2\alpha = 2 \cdot 23,5^\circ = 47^\circ$.

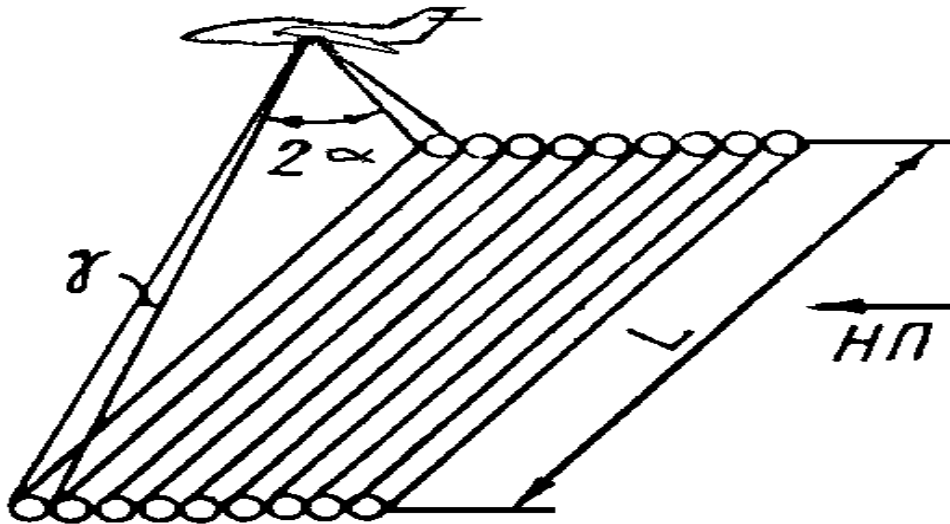


Рис.2.9. Строкове сканування при веденні спостереження.

Миттєвий кут зору елементарного інформаційного каналу визначається в найпростішому випадку просторовим кутом розхідності скануючого по місцевості лазерного променя. Так як зазвичай лазерний промінь має круглий перетин, то цей кут характеризується плоским кутом γ (див. рис.2.9.) та виражається в радіанах чи кутових хвилинах. Величина γ визначає лінійну розрізняючу здатність системи, $\gamma = 1 \text{ мрад}$.

2.3.7. Смуга пропускання частот системи. Якщо діаметр світлової плями на поверхні землі дорівнює d_n , то під час кожного інтервалу часу довжиною $t = \frac{d_n}{V_\perp}$ відбувається опромінювання нових ділянок на землі, що не перетинаються. Зробимо припущення, що випромінювання, розсіяне в кожний такий інтервал часу, не корельовано з випромінюванням, що розсіяне у попередньому інтервалі. Звідси маємо, що в даному випадку ширина смуги частот сигналу на виході змішувача може бути записана як

$$\Delta f = \frac{V_\perp}{d_n},$$

де $V_\perp = R\omega$ – потенційна лінійна швидкість;

$$\Delta f = \frac{R\omega}{R\gamma} = \frac{\omega}{\gamma} = \frac{491/c}{10^{-3} \text{ рад}} = \frac{49.2\pi \text{ рад/с}}{1.10^{-3} \text{ рад}} = 3,079 \cdot 10^5 \text{ Гц.}$$

Доплерівська частота $\nu_D = \frac{2V}{\lambda} = \frac{2H\omega \sin \alpha}{\lambda \cos^2 \alpha}$, де $\alpha = \omega t$.

Тепер відношення ширини частоти на вході змішувача до частоти ν_D може бути записано $\frac{\Delta f}{\nu_D} = \frac{\lambda \cos^2 \alpha}{\gamma 2H \sin \alpha}$.

Ширину смуги частот вхідного променя Δf можна вважати постійною $3,079 \cdot 10^5$ Гц а після змішувача віднімати поправку.

При падінні на землю не сфокусованого випромінювання ширина смуги пропускання визначається наступними параметрами:

- відношенням $\frac{V_{\perp}}{d_n}$, як в попередньому випадку;
 - розкидом доплерівських частот внаслідок кінцевого розміру плями на землі;
- позначимо величину цього розкиду $\Delta \nu_D$.

Розміру d_n відповідає приріст кута сканування $\Delta \alpha = \omega \Delta t$.

$$\Delta \nu_D = \frac{d\nu_D}{d\alpha} \Delta \alpha = \frac{2H\omega}{\lambda} \left(\frac{\sin \alpha}{\cos^2 \alpha} \right)' \Delta \alpha,$$

$$\left(\frac{\sin \alpha}{\cos^2 \alpha} \right)' = \frac{\cos^2 \alpha + 2 \sin^2 \alpha}{\cos^3 \alpha} \Rightarrow \Delta \nu_D = \frac{2H\omega}{\lambda} \left(\frac{\cos^2 \alpha + 2 \sin^2 \alpha}{\cos^3 \alpha} \right) \Delta \alpha,$$

$$\Delta \alpha = \frac{dn}{R} = \gamma,$$

$$\frac{\Delta \nu_D}{\nu_D} = \frac{\cos^2 \alpha + 2 \sin^2 \alpha}{\cos^3 \alpha} \Delta \alpha \frac{\cos^2 \alpha}{\sin \alpha} = \frac{\cos^2 \alpha + 2 \sin^2 \alpha}{\sin \alpha \cdot \cos \alpha} \Delta \alpha,$$

$$\Delta \alpha = \gamma = 1.10^{-3} \text{ рад} = \frac{dn}{R} = \frac{dn \cos \alpha}{H}.$$

Повне відносне уширення спектру:

$$\frac{\Delta f}{\nu_D} = \sqrt{\left(\frac{\lambda \cos^2 \alpha}{2H\gamma \sin \alpha} \right)^2 + \left(\gamma \frac{\cos^2 \alpha + 2 \sin^2 \alpha}{\sin \alpha \cdot \cos \alpha} \right)^2}$$

для $H = 400$ м, $\gamma = 1.10^{-3}$ рад, $\lambda = 10,6$ мкм и $\alpha = 10,6^\circ$ маємо:

$$\frac{\Delta f}{\nu_D} = \sqrt{(6,981 \cdot 10^{-3})^2 + (6,459 \cdot 10^{-5})^2} = 7,379 \cdot 10^{-3}.$$

Та для $\alpha = 23,5^\circ \rightarrow \frac{\Delta f}{v_\delta} = \sqrt{(3,227 \cdot 10^{-3})^2 + (4,456 \cdot 10^{-5})^2} = 0,008 \cdot 10^{-5}$.

Видно, що поширення доплерівського зсуву відбувається через кінцевість розміру плями, та при збільшенні α воно зменшується.

Висновок до розділу 2: розглянуто основні принципи побудови АЛСЗ, переваги та недоліки. Проведений розрахунок основних параметрів АЛСЗ.

РОЗДІЛ 3

РОЗРОБКА ТА ОБГРУНТУВАННЯ СТРУКТУРИ ЛАЗЕРНОЇ ІЧ СИСТЕМИ

3.1 Дослідження та обґрунтування схеми та оптоелектронних компонентів приймально-передавального тракту лазерної системи.

В авіаційній лазерній системі спостереження (структурна схема зображена на рис. 3.1) виділяються основні компоненти, взаємодія яких складає сутність функціонування системи:

1) Передавальний блок. У його функції входить генерація та спрямування в бік аероландшафту лазерних імпульсів, прийом відбитого сигналу та визначення похилої дальності до точок місцевості. Цей блок складається:

- а) лазер, що генерує когерентне випромінювання;
- б) телескоп, що колімує лазерний промінь;
- в) пристрій розкортки, який спрямовує лазерний імпульс до точок сканування Він також є оптичним входом системи для відбитого випромінювання;
- г) приймальний пристрій – оптична система, що фокусує відбите випромінювання на світлочутливу ділянку фотодетектора;
- д) гетеродин генерує випромінювання що складається з прийнятим випромінюванням на чутливій площадці фотодетектору, підсилюючи його.
- е) фотодетектор перетворює світловий сигнал в електричний;
- ж) підсилювач підсилює та фільтрує електричний сигнал.

2) Бортовий навігаційний комплекс. Його робота заснована на взаємодії у реальному часі приймача глобальної супутникової системи навігації та інерційної навігаційної системи. Основною функцією цього блоку є забезпечення кожного первинного лазерно-локаційного вимірювання повним набором елементів зовнішнього орієнтування, що дозволяють, використовуючи виміряне значення похилої дальності, перейти до геодезичних координат наземної точки, в якій відбулося відбивання зондуючого променя. Приймач глобальної супутникової системи навігації постачає в систему данні про координати ПС. Ще однією його функцією є генерування часових синхронізаційних імпульсів для синхронізації роботи всієї системи. Інерційна навігаційна система постачає данні про положення

ПС у просторі.

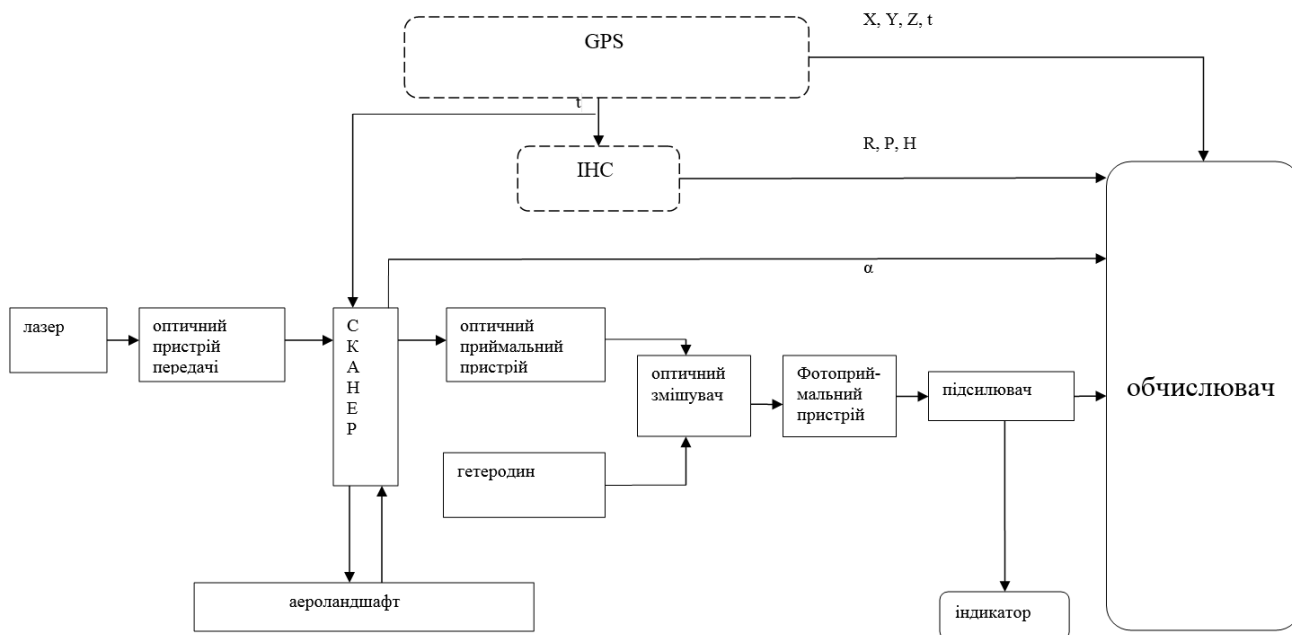


Рис. 3.1. Структурна схема авіаційної лазерної системи спостереження

Отже за рахунок впровадження в систему спостереження зв'язків з приймачем глобальної супутникової навігаційної системи та інерційною навігаційною системою, маємо змогу суттєво покращити інформативність вихідного потоку даних. Фактично ж кожна точка сканування буде забезпечена повним набором елементів зовнішнього орієнтування, що дає змогу побудувати цифрові моделі рельєфу, що можуть бути використані як первинні дані для роботи в математичних програмних середовищах. Детальнішу інформацію процес забезпечення кожної точки сканування навігаційними даними викладено у підрозділі 3.3.

Розглянуті імпульсні CO_2 -лазери призначені для використання в лазерних локаційних системах з некогерентним детектуванням відбитого локаційного сигналу. Для лазерних доплерівських локаційних систем, у яких використовується когерентний режим детектування, потрібні імпульсні передавачі зі значно більшої когерентності й частотною стабільністю випромінювання. Цим вимогам задовольняють гібридні CO_2 - лазери (рис. 3.2)

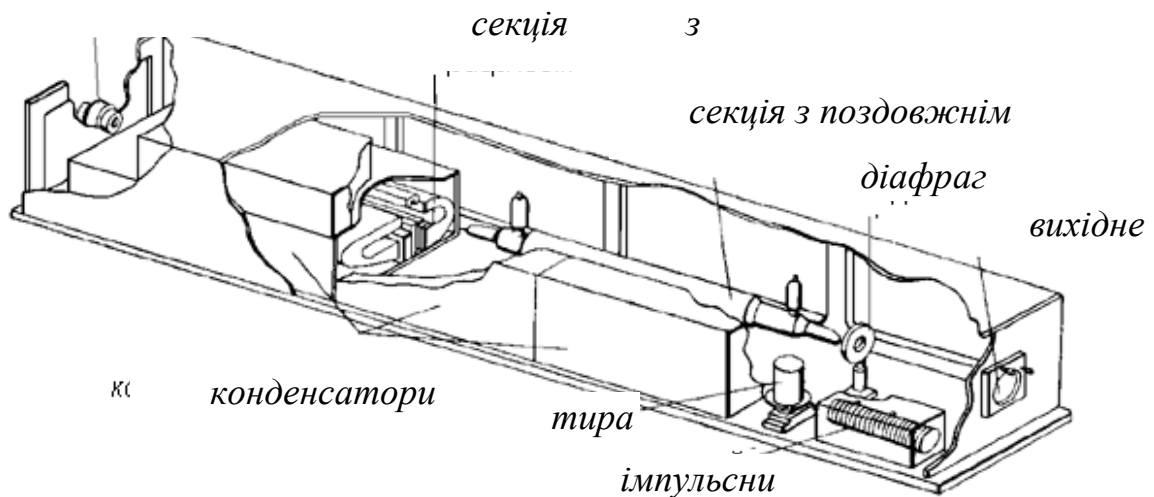


Рис. 3.2. Схема гібридного CO_2 -лазера

Гібридний лазер складається із секції атмосферного тиску з поперечним розрядом і прокачуванням газової суміші й секції низького тиску (10 мм рт. ст.) з поздовжнім розрядом, об'єднаних одним резонатором. Секція з поперечним розрядом збуджується в імпульсному режимі, забезпечивши генерацію потужних коротких (0,2-1 мкс) лазерних імпульсів із частотою повторення до 100 Гц. Частота й модовий склад генерування імпульсів випромінювання, визначаються безперервної складової випромінювання лазера, що існує завдяки безупинно працюючій секції з поздовжнім розрядом. У результаті одержують імпульси випромінювання з енергією 80-300 мДж і пікової міцністю 150-400 кВт при середньому квадратичному відхиленні частоти випромінювання від імпульсу до імпульсу, що не перевищує 500 кГц. Додаткові заходи по стабілізації частоти дозволяють зменшити її середнє квадратичне відхилення до 50 кГц.

По зрівнянню всіх видів передавального пристрою лазерного випромінювання для нашої системи краще використовувати гібридний CO_2 – лазер. В таб.3.1 наведено основні характеристики CO_2 - лазера.

Таблиця 3.1

| Основні параметри CO ₂ - лазера | |
|--|--|
| Параметри | CO ₂ - лазера |
| Довжина хвилі λ , мкм | 10,6 |
| Активне середовище | молекули CO ₂ N ₂ , атоми He |
| Метод накачування | тліючий розряд у газовій суміші |
| Щільність струму, А/см ² | 0,1 |
| Збудження | постійний струм змінний з високою частотою |
| Потужність на довжині хвилі λ =10,6 | 50 (Вт) |
| Кутова розбіжність γ | 1' |
| Габарити | 80 x 9 x 6 см ³ |
| Маса | 2,3 кг |

СИСТЕМА СКАНУВАННЯ

Пристрій сканування служить для просторового переміщення вузькозпромованого променя лазера по розвідуванню місцевості.

У ЛСПС застосовується відбивний дефлектор у вигляді дзеркальних барабанів призми.

Ось обертання дзеркального барабана-призми розташована перпендикулярно осі сканованого світлового пучка. Кут відхилення $\Delta\alpha$ променя дорівнює подвійному куту повороту у дефлектора (рис.3.3)

$$\Delta\alpha = 2\alpha. \quad (3.1)$$

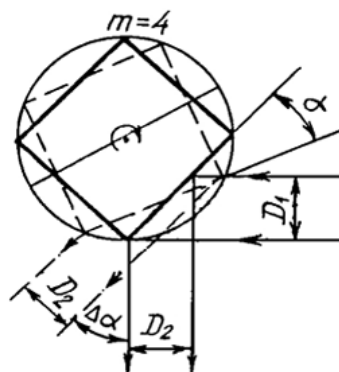


Рис. 3.3. Дефлектори у вигляді барабанів-призм $m = 4$

Частота сканування f_c світлового пучка визначається зі співвідношення

$$f_c = \omega_{\text{шв}} m, \quad (3.2)$$

де $\omega_{\text{шв}}$ - швидкість обертання барабана, c^{-1} .

Для нашого випадку $\omega_{\text{шв}} = 49,1 c^{-1}$, отже

$$f_c = 4 * 49 = 196 \text{ Гц}$$

Максимальний кут сканування $\Delta\alpha_{\text{max}}$, при якому забезпечується відхилення повного світлового пучка, залежить від числа граней m барабана-призми, апертури D_1 світлового пучка, що відхиляє, діаметра барабана D_0 , у який уписується багатогранник перетину барабана-призми. Цей кут може бути знайдений з вираження:

$$\Delta\alpha_{\text{max}} = 4 \left[\arcsin \frac{D_1}{D_0 \sin\left(\frac{\pi}{m}\right)} - \frac{\pi}{4} \right] \quad (3.3)$$

Якщо максимальний кут відхилення заданий і потрібно визначити діаметр окружності барабана D_0 , то вираження (3.3) можна перетворювати по виду

$$D_0 = \frac{D_1}{\sin\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\Delta\alpha_{\text{max}}}{4}\right) \sin\left(\frac{\pi}{4}\right)} \quad (3.4)$$

У нашому випадку чотиригранний барабан-піраміда ($m = 4$) повинен сканувати світловий пучок апертурою $D_1 = 4 \text{ см}$ і забезпечувати максимальний кут сканування $\Delta\alpha_{\text{max}} = 45^\circ$, то діаметр барабана-призми повинен бути не менш $D_0 = 7 \text{ см}$. Частота сканування променя може бути найдена по співвідношенню (3.1).

Системи сканування дефлектор - об'єктив - приймач включають барабан-призми з чотирма гранями і дзеркальний об'єктив.

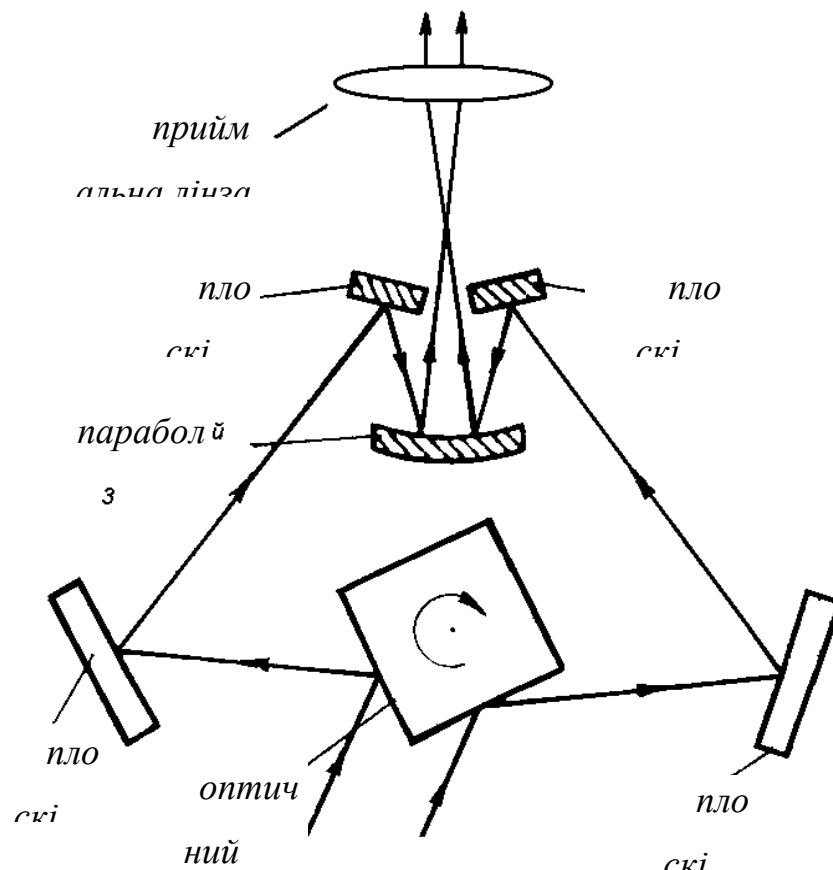


Рис.3.4 Високошвидкісна оптична система із чотиригранним дзеркальним барабаном-призмою

Оптична система, зображена на рис. 3.4, містить у собі дефлектор у вигляді чотиригранного дзеркального барабана-призми. Ось обертання дефлектора збігається з напрямком польоту. Потік променистої енергії від аероландшафту розщеплюється двома гранями дефлектора на дві частини й направляється на дзеркала 2 і 7, потім за допомогою плоских дзеркал 2, 4, 6 і 7 промениста енергія збирається разом і за допомогою параболічного дзеркала 3 фокусується на прийомній лінзі променистої енергії 5. Ця оптична система забезпечує кут огляду 120° .

ОБ'ЄКТИВИ, МОДУЛЯТОРИ Й РОЗЩЕПЛЮВАЧІ

Оптичні матеріали для середнього інфрачервоного діапазону. У середній інфрачервоній області спектра, зокрема в районі довжини хвилі 10,6 мкм, ці традиційні сорти скла практично повністю поглинають випромінювання, тому замість них застосовують спеціальні інфрачервоні матеріали (хлористий натрій, германій, фтористий барій та ін.). Якість оптичних компонентів, що виготовляють

із цих матеріалів, залежить від коефіцієнта поглинання випромінювання в самому матеріалі й у його поверхневому шарі, а також від температурних характеристик: теплопровідності, коефіцієнта теплового розширення й температурного градієнта показника переломлення. Якщо в прийомних оптичних системах лазерних локаційних систем (ЛЛС) температурні характеристики інфрачервоних матеріалів не мають великого значення, то в передавальних пристроях, що працюють в умовах більших середніх потужностей направлено випромінювання, ці характеристики здобувають вирішальне значення, тому що лазерне випромінювання, проходячи через оптичний компонент, поглинається й викликає нагрівання матеріалу. Це, у свою чергу, викликає його деформацію одночасно зі зміною показника переломлення й приводить в остаточному підсумку до зміни оптичних параметрів компонента в цілому, наприклад, до зміни фокусної відстані лінзи й збільшенню її аберації, до виникнення сферичності в плоско паралельних пластин і т.п.

Деякі характеристики основних оптичних матеріалів, використовують у середньому інфрачервоному діапазоні, наведені в табл. 3.2

Таблиця 3.2

Деякі характеристики основних інфрачервоних заломлюючих і відображених матеріалів на довжині хвилі 10,6 мкм

| Матеріал | Показник переломлення n , см^{-1} | Теплопровідність χ , $\text{Вт/см} \cdot \text{К}$ | Температурний градієнт показника переломлення γ , $10^{-6} / \text{К}$ | Температурний коефіцієнт розширення ϵ , $10^{-6} / \text{К}$ |
|----------|--|---|---|---|
| KCl | 0,001 | 0,036 | —31 | 40 |
| NaCl | 0,001 | 0,004 | —22 | 44 |
| ZnSe | 0,001 | 0,18 | 64 | 8,5 |
| GaAs | 0,01 | 0,49 | 149 | 5,7 |
| Cu | — | 3,9 | — | 16,7 |

При створенні дзеркальних покриттів, що відбивають, у ближній інфрачервоній області спектра найкращі результати одержують при використанні срібла або алюмінію, а в середній інфрачервоній області - міді й золота.

Передавальна оптична система (ПОС): служить для збільшення дальності дії ЛЛС енергія випромінювання концентрується в більше вузькому пучку за рахунок колімованого блоку ПОС, що будується за схемою лінзового квазітелескопічного пристрою, що складає з окуляра 1 і об'єктива 2, фокальні площини яких сполучені (рис. 3.5) Відомо, що світловий потік падає на об'єктив, та збільшується $K = (F_1/F_2) > 1$.

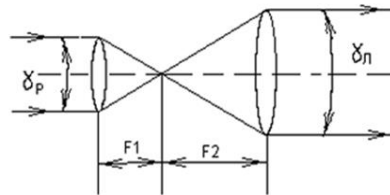


Рис. 3.5 Схема передавальної оптичної телескопічної антени

Якщо світловий потік падає на окуляр то система звужує світловий потік, що виходить із об'єктива. Тоді розбіжність пучка випромінювання лазера:

$$\gamma_{л} = \gamma_{р} / K = 1,22\lambda F_2 / (d \cdot F_1),$$

де $\gamma_{р}$ - розбіжність лазерного пучка на виході об'єктива ПОС; d - діаметр випромінюючої площадки активного середовища лазера.

Прийомна оптична система використовує гетеродинний метод (див. рис. 3.6). У гетеродинному оптичному приймачі між опорним лазером (оптичного гетеродина) і прийнятим оптичним сигналом проходять биття й перетворення сигналу в сигнал проміжної частоти. Функції змішувача виконують напівпрозорі дзеркало й фотодетектор. При цьому оптичні частоти перетворюються у радіочастоти, що забезпечує ефективну фільтрацію оптичного сигналу в умовах зовнішнього фонового випромінювання.

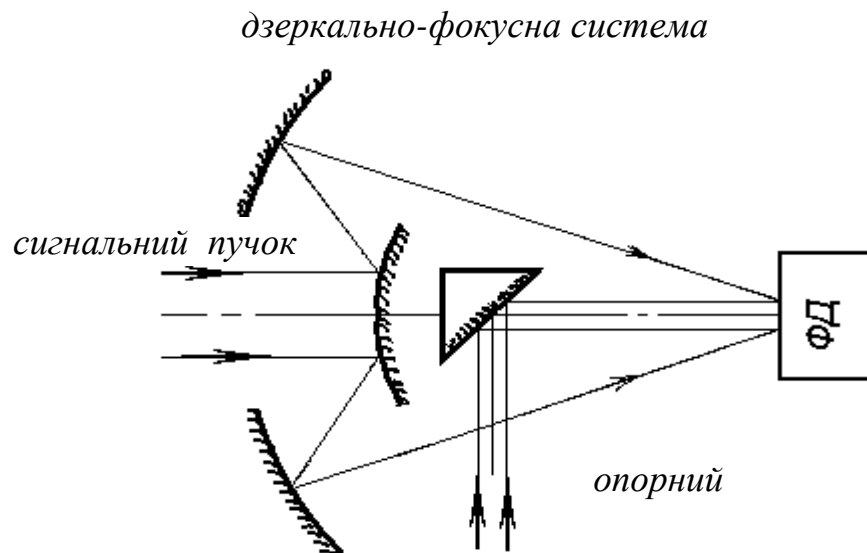


Рис. 3.6.Схема фото зсуву сигналів при гетеродинному прийомі

У випадку використання в лазерній системі прийомної оптичної антени дзеркально-фокусного типу елемент змішування (плоске дзеркало) можна розмістити за контр-рефлектором і уникнути втрат сигналу на ньому (рис.3.6).

МОДУЛЯТОРИ ЛАЗЕРНИХ СИГНАЛІВ

Самостійне значення як елемент локаційної системи модулятора лазерних сигналів придбали в середньому інфрачервоному діапазоні при створенні лазерних доплерівська локаційних систем. У цих системах часто необхідна модуляція за певним законом частоти випромінювання лазерного передавача з метою виділення координатної й некоординатної інформації з відбитого сигналу.

В теперішній час застосовують модулятори двох типів акустооптичні й електрооптичні.

Електрооптичний модулятор приймаючий у даній роботі працює на основі ефекту наведеного подвійного променезаломлення в електрооптичному кристалі. На довжині хвилі 10,6 мкм використовуються кристали арсеніду галію GaAs і телурія кадмію CdTe, причому останнім часом перевага віддається кристалам CdTe, технологія виготовлення яких дозволяє створювати модулятори з малими втратами випромінювання (табл. 3.2).

ПРИСТРОЇ ОПТИЧНОЇ РОЗВ'ЯЗКИ

Пристрої оптичної розв'язки призначені для поділу лазерних сигналів, що поширюються по одному оптичному тракті, але в протилежних напрямках, і служать для поділу відбитого й зондувального сигналів у лазерних локаційних системах з єдиним оптичним приймально-передавальним трактом, а також для усунення взаємного впливу сусідніх каскадів посилення в потужних багато каскадних передавальних пристроях.

В основі цих пристроїв лежить принцип поділу лазерних сигналів з різним станом поляризації. Найбільше часто застосовується схема з перетворенням лінійної поляризації в кругову й назад (рис. 3.7). Лазерне випромінювання, поляризоване лінійно у вертикальній плоскості, падає на оптичну пластину, розташовану під кутом Брюстера до падаючого променя. У цьому випадку відбиття від обох поверхонь пластини відсутнє, а втрати потужності сигналу при проходженні через пластину практично зводяться тільки до поглинання в її матеріалі. Потім лазерний промінь проходить через чверть хвильову пластину, на виході якої поляризація випромінювання з лінійної перетворюється в кругову. Аналогічний результат виходить і при використанні ромба Фре-Неля або подібних йому призм повного внутрішнього відбиття.

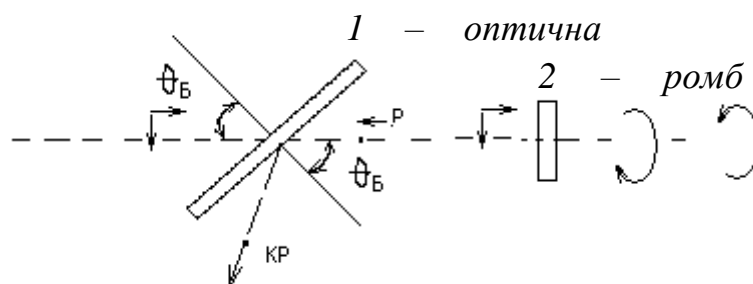


Рис. 3.7 Схема поляризаційної оптичної розв'язки

Далі лазерний сигнал із круговою поляризацією поширюється або до мети, або до наступних елементів оптико-механічного тракту локатора. Відбитий сигнал, що також має кругову поляризацію, проходить у зворотному напрямку через чверть хвильову пластину, при цьому його поляризація знову переходить у лінійну, але вже в горизонтальній площині. Випромінювання з такою поляризацією відбивається від нижньої поверхності бріюстеровської пластини й надходить на

подальшу обробку. Коефіцієнт відбиття k , що визначає ефективність прийому відображеного лазерного сигналу, тим більше показник переломлення матеріалу брюстеровської пластини (табл. 3.3). При прийомі сигналів, відбитих від природних цілей, відбувається часткова деполяризація випромінювання, що приводить до зменшення ефективності прийому.

Потужне зондувальне лазерне випромінювання, проходячи через оптико-механічний тракт, викликає появу небажаних сигналів, відбитих від різних оптичних поверхонь. Придушення цих відблисків є однією із завдань пристроїв оптичної розв'язки й характеризується коефіцієнтом ослаблення, рівним відношенню потужностей зондувального лазерного сигналу й відблиску. Існуючі пристрої забезпечують на довжині хвилі 10,6 мкм розв'язку з коефіцієнтом ослаблення близько 100 дБ.

ПРИЙОМНІ ПРИСТРОЇ

У ближньому інфрачервоному діапазоні 0,9-3 мкм найбільше застосування знаходять твердо тільні фотодіоди: кремнієві й германієвий рп-діоди, Моп-діоди, лавинні фотодіоди, а також фотодіоди на основі потрійних з'єднань типу HgCdTe. Спектральні характеристики фотодіодів показані на рис.3.8 [26], а їх характеристик - у табл. 3.3.

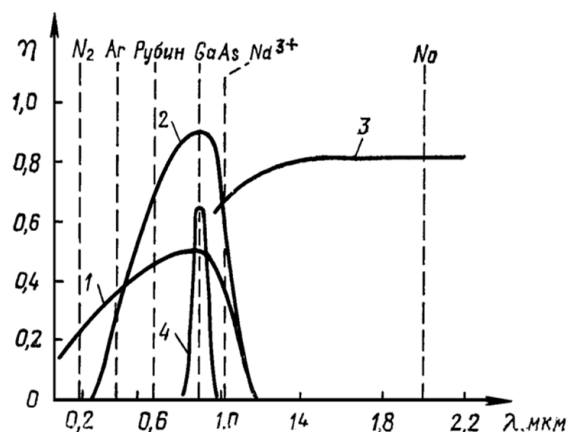


Рис. 3.8. Спектральна залежність квантової ефективності η основних типів фотодіодів: 1—МОП-діод; 2—рп-діод; 3— HgCdTe, 4 — GaAlAs.

Таблиця 3.3 Порівняльні характеристики кремнієвих фотодіодів для ближньої інфрачервоної області спектра

| Фотодіод | Спектральний діапазон чутливості, мкм | Чутливість A/Wm | Час наростання фотоструму, | Максимальна площа чутливої площадки, мм ² |
|------------------|---------------------------------------|-------------------|----------------------------|--|
| <i>pin</i> -діод | 0,4—1,2 | 0,66 | 4 | 25 |
| МОП-діод | 0,17-1,1 | 0,4 | 20 | 10 |
| Лавинний | 0,6—1,2 | 60 | 1 | 1,5 |
| HgCdTe | 1—14 | 2 | 75 | 2,5 |
| GaAlAs | 0,65—0,9 | 0,4 | 30 | 4 |

Еквівалентна потужність шуму фотодіодів з HgCdTe у гетеродинном режимі близька до теоретичної межі, обумовленій квантовими флуктуаціями прийнятого випромінювання й рівному $2 \cdot 10^{-20}$ Вт/Гц. Полоса $\Delta f = 1,5$ ГГц.

Фотодіоди з HgCdTe мають опір при прямому зсуві 6-15 Ом, а при зворотному зсуві 200-2000 Ом. Пробивна зворотна напруга змінюється від зразка до зразка в діапазоні 0,5-2 В, при цьому ємність *p-n* переходу становить 1-3 пФ для зразків із чутливою площадкою діаметром 150 мкм.

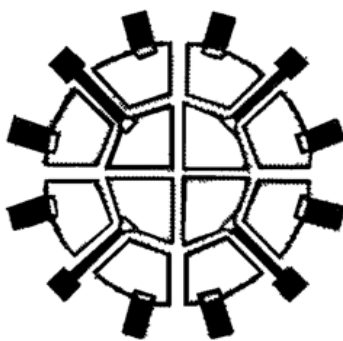


Рис. 3.9 Широкопasmовий 12-елементний фотодетектор з HgCdTe.

Характеристики деяких типів 12-елементних приймачів з HgCdTe наведені в табл. 3.4.

Таблиця 3.4 Чутливість і однорідність 12-елементних фотодетекторів

| Фотодетектор | Середня чутливість в гетеродинному режимі на довжині хвилі 10,6 мкм, 10^{-20} Вт/Гц, при проміжній частоті | | Максимальна різниця чутливості, % |
|--------------|--|---------|-----------------------------------|
| | 760 МГц | 1,5 ГГц | |
| 60А-Т4 | 4,6 | 7,1 | ± 12 |

Таблиця. 3.5 Основні параметри приймачів лазерного випромінювання CdHgTe

| Параметри | CdHgTe |
|---------------------------------------|---------------------|
| Температура приймача T , K | 77 |
| Поле зору приймача Ω , sr | $\pi/3$ |
| Частота модуляції f , $Гц$ | $1 \cdot 10^3$ |
| Постійна часу τ , c | $1 \cdot 10^{-8}$ |
| Довгохвильова границя (50%), $мкм$ | 13 |
| Тіньовий опір R_T , $Ом$ | 2,5 |
| Площа, $мм^2$ | $5,5 \cdot 10^{-2}$ |
| Еквівалентна потужність шуму, $Вт/Гц$ | 10^{-19} |

ГЕТЕРОДИН

Краще із сучасних лазерних гетеродинів для 10,6 мкм мають діапазон перебудови частоти до 1,5 ГГц (± 750 МГц) при швидкості перебудови 85 МГц/с. Швидкість перебудови нас задовольняє, а Δf ні, але що ж будемо виходити з того, що маємо.

Центральну частоту випромінювання гетеродина f_2 візьмемо таку ж, як і для опорного лазера, тому, що різницева частота буде однаково більше 10.п.МГц (т. я. в нас буде гомодинний прийом - окремого випадку гетеродинного $f_0 - f_2 = 0$). Для забезпечення загальної лінійної поляризації рекомбінованих променів може використовуватися поляризатор (наприклад із дротової мережі фірми Perkin -Elmer) [1].

Розглянемо умову когерентного узгодження. В основі когерентного детектування лежить явище інтерференції 2-х хвиль світлових полів на чутливій площадці ФД, тому істотне значення має просторове розташування хвильових фронтів. Кут неузгодженості між хвильовими фронтами не повинен перевищувати кута дифракційної розбіжності випромінювання β . Для $\lambda = 10,6$ мкм и $D = 0,3$ мм (діаметр чутливої площадки ФД)) $\beta \leq \frac{1,22\lambda}{D} = 0,25^\circ$. Це обмеження по кутовому юстуванні в 20 рад менш, чим для видимої області спектра. Треба також враховувати умову узгодження хвильових фронтів $\varphi_1(r) = \varphi_2(r) + n\pi$ ($n = 0, \pm 1, \pm 2$), що повинне виконуватися у всіх крапках чутливої площадки ФД і фізично означає, що конфігурації хвильових фронтів взаємодіючих полів повинні бути однаковими. Добуток ефективної площадки вхідної зіниці на тілесний кут поля зору гетеродинного ФД повинне бути приблизно рівно квадрату довжини хвилі прийнятого випромінювання $S_{\text{эфф}} \cdot Q \approx \lambda^2$. При введенні між напівпрозорим дзеркалам і ФД фокусуючи лінзи не змінюють залежність комплектної амплітуди корисного сигналу ФД від амплітудно-фазових розподілів полів, отже, умову узгодження залишають колишнім. По колишньому виконується умова $\beta \leq \frac{1,22\lambda}{D}$ з тією тільки різницею, що замість діаметра чутливої площадки ФД варто підставити діаметр вхідної зіниці фокусування лінзи.

Діаметр отвору діафрагми вибирається таким чином, щоб пропустити більше високих порядків, на ФД не попадають, так що невелика частина енергії губиться, а ефективність виявляється трохи нижче.

Хвильовий фронт є сферичним, але в межах отвору діафрагми ($d = 2,44 \frac{\lambda}{D} f$) його можна вважати плоским, тому що $D/f \gg \lambda/D$, то виконується у всіх випадках, коли $m = D/f \gg 0,1$. Аналогічно опорну хвилю E_2 можна теж уважати плоскою. Мах припустимої кут β неузгодженості між опорною й фокусуванню хвиль $\beta \leq 1,22 \frac{\lambda}{D} =$

$\frac{D}{2f} = 2m = 3^\circ$, що легко виконується. [1].

3.2 Дослідження та обґрунтування вибору схеми каналу обробки вхідного сигналу.

На рис. 3.10 показана функціональна схема авіаційної лазерної системи спостереження. Лазерне гетеродинування використовує когерентне випромінювання. Воно також спирається на явище нелінійності фотодетектору по відношенню до поля випромінювання. Якщо на суму двох гармонійних сигналів впливати нелінійним перетворенням (в конкретиці – квадратичним), то в результаті з'являться гармоніки як із сумарними, так і з різницевиими частотами.

Детектування оптичного сигналу є ні що інше, як квадратичне перетворення поля випромінювання. Цьому при одночасному детектуванні двох оптичних сигналів з різними частотами на виході фотоприймача виникне електричний сигнал на різницевій частоті [9].

В якості джерела опорного випромінювання застосовується лазер на CO_2 з $\lambda = 10,6$ мкм. Можливість чутливого детектування в різних системах на довжині хвилі 10,6 мкм пояснюється великою потужністю випромінювання лазера на CO_2 , а також атмосферним вікном прозорості в діапазоні $8 \div 14$ мкм. Крім того, саме на цих більш довгих довжинах хвиль когерентне детектування дозволяє отримати більш високу чутливість, тому що є можливість виключити різні джерела шуму, в тому ж числі випромінювання чорного тіла від об'єктів за кімнатної температури, що є суттєвим при $\lambda = 10,6$ мкм.

Виходячи з лазера, випромінювання потрапляє на розщеплювач променя. В якості цього приладу використовується пластина з матеріалу Irtran II (товщина 0,64 см). Частина енергії лазерного променя фокусується на фотоприймач, куди також спрямовується частина енергії опорної світлової хвилі. Сигнал з фотоприймача потрапляє до приладу керування частотою, куди також надходять значення висоти спостереження та частоти сканування. Керуючись цими даними, прилад керування частотою виробляє сигнал, що регулює частоту гетеродину.

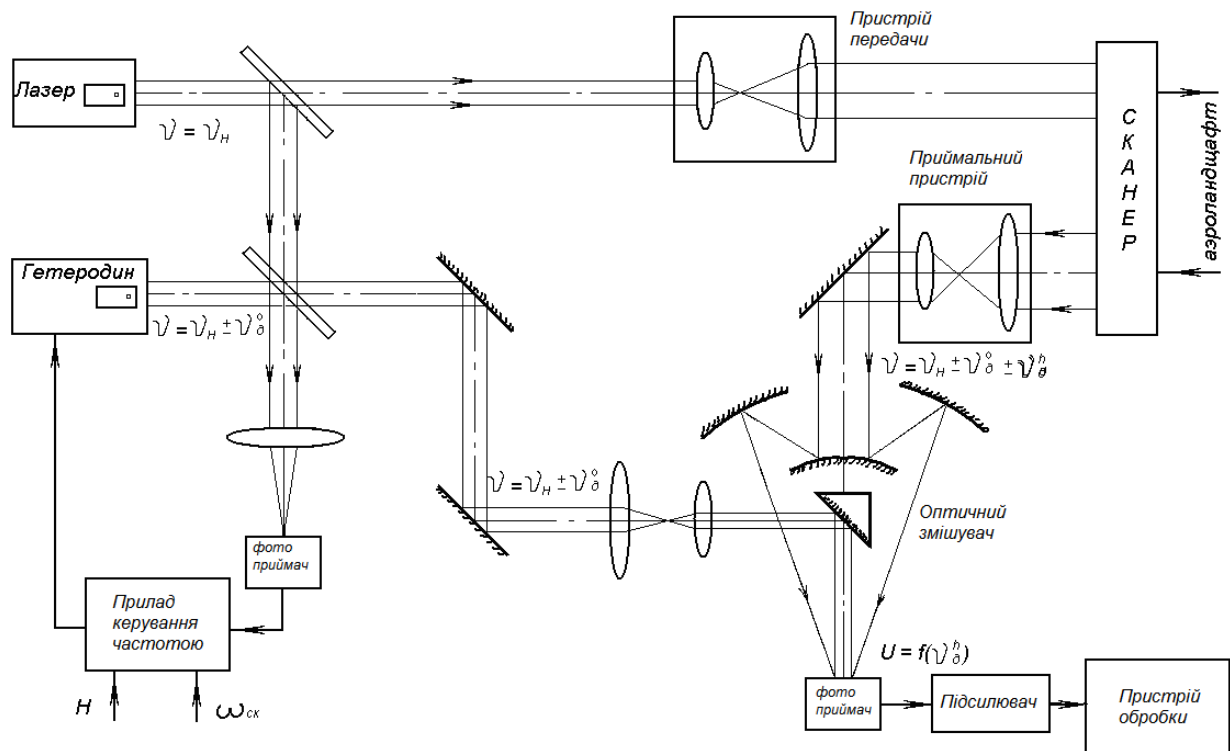


Рис. 3.10 Функціональна схема авіаційної лазерної системи спостереження.

Після розщеплювала інша частина лазерного випромінювання потрапляє через пристрій передачі на сканер. Сканер спрямовує випромінювання до землі та є оптичним входом для відбитого від землі випромінювання. Після виходу із сканера випромінювання через приймальний пристрій потрапляє на оптичний змішувач. Туди ж надходить випромінювання опорного джерела. Амплітуда корисного сигналу на виході гетеродинного фотодетектора пропорційна добутку $|A_1||A_2|$, де A_1 – амплітуда поля, що досліджується, A_2 – амплітуда поля, що утворене опорним джерелом. Таким чином, якою малою б не була амплітуда поля, що досліджується, збільшуючи амплітуду поля опорного джерела, можливо зробити амплітуду корисного сигналу достатньо великою. Іншими словами, опорне джерело виступає у ролі підсилювача сигналу, що досліджується. Обмеження на безкінечне збільшення коефіцієнту підсилення ставлять шуми, що зростають із зростанням потужності опорного джерела.

Сигнал з фотодетектора підсилюється та подається для подальшої обробки у відповідний пристрій.

3.3. Дослідження забезпечення точок сканування навігаційними даними.

3.3.1. Обґрунтування можливості забезпечення точок сканування навігаційними даними та вихідні дані.

Як вже згадувалось раніше, систему АЛСЗ можливо покращити шляхом збільшення інформативності вихідних даних. Цей шлях покращення системи висвітлений в даному підрозділі.

Забезпечення точок сканування навігаційними даними означає, що у кінцевому результаті для кожної точки сканування будуть відомі її координати у світовій геодезичній системі координат WGS-84. Координатна прив'язка до інших систем може бути виконана програмно за допомогою таблиць відповідності.

Розглянемо таку систему із лазерним скануючим блоком, на виході якої всі точки поверхні будуть забезпечені власними географічними координатами. Основним елементом цієї системи буде лазерний сканер, фактичною задачею якого є вимірювання відстані до точок поверхні.

Іншим важливим компонентом АЛСЗ є навігаційний блок, робота якого базується на взаємодії у реальному часі системи супутникової навігації GPS (або ГЛОНАСС) та інерційної системи. Ще одним елементом що підвищить точність вимірювань є система наземних базових GPS станцій, що буде забезпечувати систему даними для проведення диференціальної корекції.

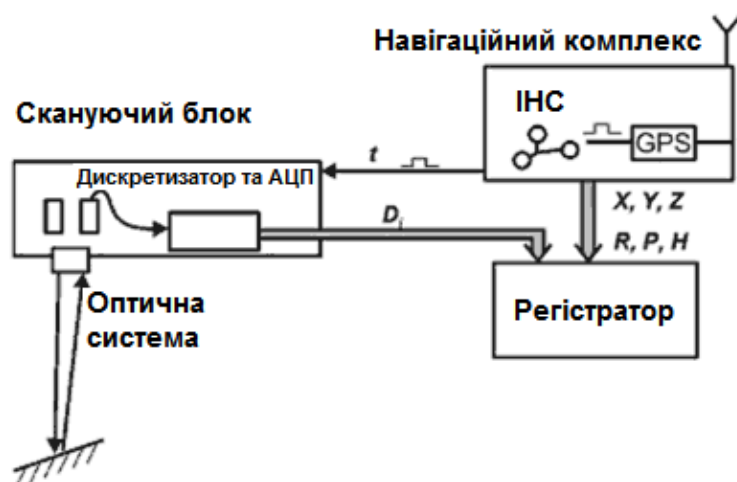


Рис. 3.11. Функціональна схема бортової частини лазерного локатору.

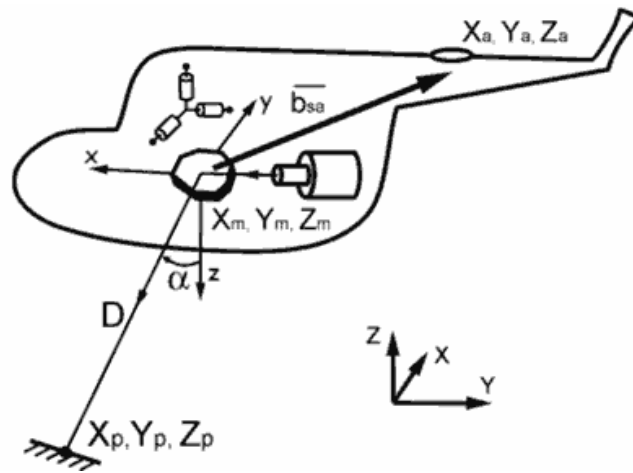


Рис. 3.12. Математична схема первинного лазерного виміру.

Координати отримуються за допомогою лазерного локатора в геоцентричній системі координат $oXYZ$. Траєкторія руху носія визначається за допомогою вбудованого GPS-приймача, а його орієнтація в системі координат $oXYZ$ визначається за допомогою інерціальної навігаційної системи (ІНС). Таким чином, для кожного виміру, що виконується лазерним локатором визначені просторові координати положення GPS антени X_A, Y_A, Z_A та кути орієнтації сенсора ІНС: кут крену R , кут тангажу P , кут рискання H . Взаємне розташування точки сканування (центру дзеркала сканера) та фазового центру GPS антени визначається вектором B_{SA} . Ця величина вимірюється до початку робіт і є незмінною весь час на протязі знімання. Таким чином є можливість у кожний момент часу перейти від координат X_A, Y_A, Z_A до координат X_M, Y_M, Z_M точки сканування. Положення в геоцентричній СВ зондуючого променя може бути визначено як координатами точки сканування X_M, Y_M, Z_M та значеннями кутів R, P, H , так і величиною аргументу сканування α . Кут α дорівнює куту відхилення напрямку розповсюдження скануючого променя від вертикалі у локальній СВ сканерного блоку $oxyz$. За допомогою похилої далькості D можна перейти до геоцентричних координат точки сканування. В результаті чого на виході системи маємо масив точок для кожної з яких відомі координати у геоцентричній СВ.

Внесемо деякі уточнення щодо системи координат, що використовується. Первинні дані системи будуть у системі координат WGS-84. Положення точки в цій системі визначається значенням широти λ , довготи ϕ та висоти над еліпсоїдом A . Вибір цієї

системи координат зумовлений тим, що вихідні GPS данні розраховуються саме для цієї СВ. Прив'язка вихідних даних системи до інших СВ, зокрема до СВ, утвореної еліпсоїдом Красовського, що використовується в Україні та картографічної проекції Гауса-Крюгера, може бути виконано тільки програмно.

Для коректного використання СВ WGS-84 необхідно прийняти до уваги наступні моменти:

1) кути орієнтації крену R та тангажу P визначаються відносно площини дотичної до еліпсоїда у даній точці. Курсовий кут H визначається відносно дотичної до поточного меридіану у даній точці;

2) кінцевий розрахунок траєкторії руху носія виконується тільки після виконання процедури диференціальної корекції та реалізації фазового методу вимірювань;

3.3.2. Методика визначення координат лазерних точок при виконанні лазерно-локаційної зйомки. В системі що розглядається первинне лазерно-локаційне вимірювання виконується за допомогою декількох джерел інформації. Завдяки цьому для повного опису процесу вимірювання необхідно повне завершення визначення всіх співвідношень, що визначають просторову та часову залежність даних від різних джерел.

3.3.2.1. Часова синхронізація. Забезпечується за рахунок прив'язки часових шкал усіх приборів до єдиного абсолютного часу, що забезпечується у системі бортовим GPS приймачем. При цьому в процесі зйомки забезпечується лише реєстрація усіх видів даних із відповідними часовими маркерами. Фактична синхронізація відбувається на етапі наземної обробки.

3.3.2.2. Просторова синхронізація. Загальна схема компоновки бортового комплексу зображена на рис.3.13. Основними компонентами комплексу є сканерний блок, GPS антена, а також АЛСЗ. Загальне положення комплексу розглянемо в деякій узагальненій топоцентричній системі відліку $oNEA$, в якій вісь oN направлена на північ, вісь oE на схід, а вісь oA доповнює цю систему координат(СВ) до лівої ортогональної.

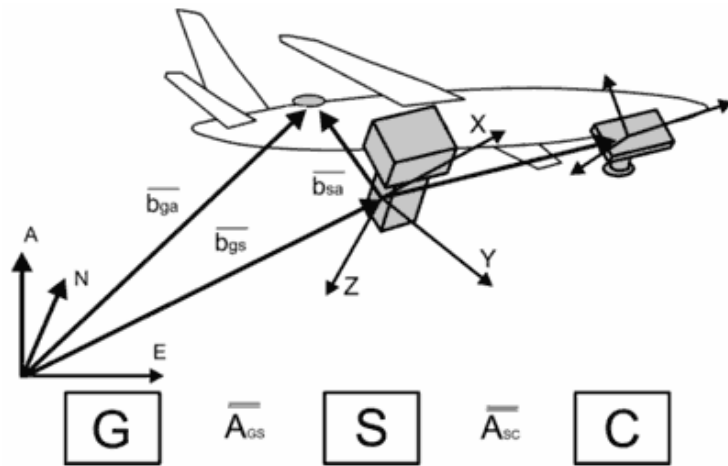


Рис. 3.13. Загальна схема компоновки бортового комплексу авіа спостереження.

Так як функціонування комплексу ґрунтується на взаємодії та обміні інформацією між компонентами, необхідно встановити формули відповідності між системами координат, в яких працює кожний із приладів. Векторні простори, утворені СВ оNEA, сканерного блоку АЛСЗ, позначимо відповідно G, S, C. Нижче буде наведене визначення цих СВ. Всі системи координат є ортогональними. Положення точки в зазначених просторах характеризується векторами $\bar{g}, \bar{s}, \bar{c}$. В наведеному визначенні вектор визначає належність точки тому чи іншому простору. Під рівняннями зв'язку будемо розуміти співвідношення, що забезпечують перерахунок координат з однієї системи координат в іншу. Ці співвідношення будуть залежати від деяких параметрів, що характеризують положення та орієнтацію всього комплексу у просторі та внутрішню конфігурацію комплексу. Тільки після запису рівнянь зв'язку у явній формі, з'являється можливість гарантувати просторову синхронізацію потоків даних.

3.3.3. Відомо, що перехід з однієї трьохвимірної системи відліку в іншу виконується за допомогою матриці третього порядку та вектора, що визначає початок однієї системи координат в іншій. Будемо позначати матриці переходу через \bar{A} , а початкові вектори через \bar{b} , з додаванням індексів, що визначають простори, в яких виконується перехід. Наприклад \bar{A}_{gs} та \bar{b}_{gs} використовуються для переходу з простору G у простір сканеру S.

Так як маємо справу з трьома СВ, всього має місце шість рівнянь зв'язку. Проте, на практиці, достатньо визначити тільки два з них, а саме:

$$\begin{aligned}
 S &\rightarrow G \\
 \bar{g} &= \bar{b}_{GS} + \overline{A_{GS}} \cdot \bar{s} \\
 C &\rightarrow S \\
 \bar{s} &= \bar{b}_{SC} + \overline{A_{SC}} \cdot \bar{c}
 \end{aligned}$$

Всі інші рівняння можливо отримати з двох вищезгаданих:

$$\begin{aligned}
 C &\rightarrow G \\
 \bar{g} &= \bar{b}_{GS} + \overline{A_{GS}} \cdot (\bar{b}_{SC} + \overline{A_{SC}} \cdot \bar{c}) = \bar{b}_{GS} + \overline{A_{GS}} \cdot \bar{b}_{SC} + \overline{A_{GS}} \cdot \overline{A_{SC}} \cdot \bar{c}
 \end{aligned}$$

Таким чином:

$$\begin{aligned}
 \bar{b}_{GC} &= \bar{b}_{GS} + \overline{A_{GS}} \cdot \bar{b}_{SC} \\
 \overline{A_{GC}} &= \overline{A_{GS}} \cdot \overline{A_{SC}} \\
 G &\rightarrow S \\
 \bar{s} &= -\overline{A_{GS}}^{-1} \cdot \bar{b}_{GS} + \overline{A_{GS}}^{-1} \cdot \bar{g} \\
 \bar{b}_{GS} &= -\overline{A_{GS}}^{-1} \cdot \bar{b}_{GS} \\
 \overline{A_{SG}} &= \overline{A_{GS}}^{-1}
 \end{aligned}$$

Аналогічно вирішується питання для рівнянь переходу $S \rightarrow C$, $G \rightarrow C$.

При виводі рівнянь зв'язку для топоцентричного простору та сканерного простору, потрібно проаналізувати джерела, що інформують про положення сканерного блоку в просторі oNEA:

3.3.3.1. Просторові координати сканерного блоку визначаються бортовим GPS приймачем, який безпосередньо надає координати антени. При цьому варто зауважити, що:

- фактичне визначення координат антени відбувається дискретно з частотою що може програмуватися в межах 1-20 Гц;
- точне визначення координат антени N_A , E_A , A_A можливе тільки в процесі наземної обробки, а не в реальному часі (якщо не використовується режим RTK – режим корекції у реальному часі). В реальному часі визначаються лише умовні, допоміжні координати, що необхідні для правильної роботи навігаційного комп'ютеру.

3.3.3.2. Кутова орієнтація сканерного блоку визначається за допомогою ІНС. Необхідно зазначити:

- визначення кутової орієнтації також виконується дискретно, звичайно з частотою 50-200 Гц.

- параметри, що видаються ІНС є три кути орієнтації R^* , P^* , H^* , які є еквівалентними відповідним кутам орієнтації носія – крену, тангажу та рисканню. Ці дані не можуть бути використані у рівняннях зв'язку через наступну причину. Специфіка роботи навігаційного комп'ютера та безпосередньо ІНС визначає його роботу лише в загальносвітовій СВ земного еліпсоїду WGS-84, а не в ортогональній топоцентричній СВ.

3.3.4. Виходячи з зазначених вище особливостей навігаційного забезпечення процесу сканування виведемо рівняння зв'язку. Головною ціллю є перехід до стану, коли в кожний момент часу визначені вектор $\overline{b_{GS}}$, що визначає поточне положення сканеру, та матриця орієнтації $\overline{A_{GS}}$.

$$\overline{g} = \overline{b_{GS}} + \overline{A_{GS}} \cdot \overline{s}$$

Вектор \overline{s} являє собою результат одиничного далекомірного вимірювання, тобто значення похилої далькості та напрямок скануючого променя. Наявність визначених $\overline{b_{GS}}$ та $\overline{A_{GS}}$ дозволяє перейти до картографічних координат точки сканування \overline{g} . Матриця $\overline{A_{GS}}$ може бути визначена через величини напрямних косинусів, тобто через розклад від СВ сканеру $oXYZ$ за базисом узагальненої СВ $oNEA$.

$$\overline{A_{GS}} = \begin{bmatrix} N_x & N_y & N_z \\ E_x & E_y & E_z \\ A_x & A_y & A_z \end{bmatrix}$$

Надамо схему інтерпретації величин та знаків кутів R , P , H так, як це прийнято в авіаційному зондуванні:

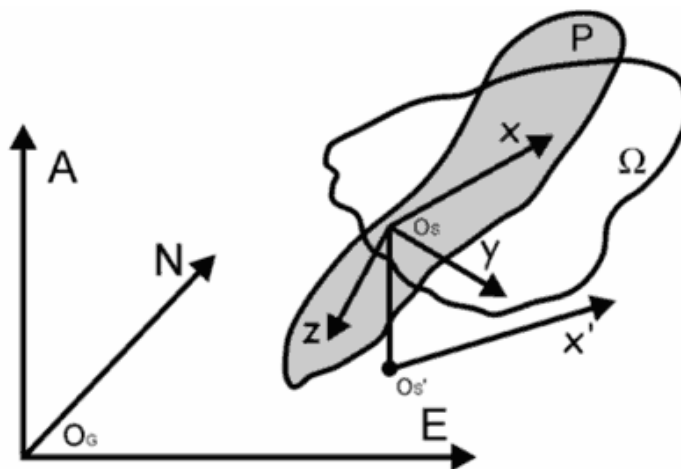


Рис. 3.14. Визначення знаків та кутів R , P , H .

Для формального визначення кутів введемо декілька допоміжних об'єктів (рис.2.8.):

- 1) $o'X'$ – проекція вектора oSX на горизонтальну площину oNE .
- 2) P – вертикальна (паралельна до oA) площина, що проходить через oX .
- 3) Ω – площина, що співпадає з oXY .

Кут ривання H є кутом між векторами oA та $Os'X'$. Значення цього кута визначається в діапазоні $0.. 2\pi$. Значення цього кута збільшується при обертанні вектора $oS'X'$ за годинниковою стрілкою, якщо дивитися зі сторони кінця вектору oA . Кут тангажу P є кут між векторами oSX та його проекцією $os'X'$. Кут визначається в діапазоні $-0.5\pi ..0.5\pi$. Кут P вважається додатнім, якщо точка X знаходиться вище площини $OGNE$ (має додатне значення координати A). Кутом крену R вважатимемо кут, що утворений площинами P та Ω . R змінюється в діапазоні $-0.5\pi..0.5\pi$. Кут R вважається додатнім, якщо найкоротший поворот від P до Ω відбувається у напрямку обертання буравчику, розміщеного вздовж осі osX .

Враховуючи введені визначення, маємо змогу записати явно значення коефіцієнтів матриці $\overline{A_{GS}}$:

$$N_x = \cos(P) \cdot \cos(H)$$

$$E_x = \cos(P) \cdot \sin(H)$$

$$A_x = \sin(P)$$

$$N_y = \sin(R) \cdot \sin(P) \cdot \cos(H) - \cos(R) \cdot \sin(H)$$

$$E_y = \sin(R) \cdot \sin(P) \cdot \sin(H) + \cos(R) \cdot \cos(H)$$

$$A_y = \cos(P) \cdot \sin(R)$$

$$N_z = \cos(R) \cdot \sin(P) \cdot \cos(H) + \sin(R) \cdot \sin(H)$$

$$E_z = \cos(R) \cdot \sin(P) \cdot \sin(H) - \sin(R) \cdot \cos(H)$$

$$A_z = -\cos(P) \cdot \cos(R)$$

Для визначення вектору $\overline{b_{GS}}$ необхідно зауважити, що початок системи відліку сканера розміщено в точці центру сканування, тобто центр скануючого дзеркала. Разом з цим, безпосередньо визначаються координати антени, що може бути віддалена від точки центру сканування на відстань декількох метрів.

Позначимо через $\overline{b_{SA}}$, вектор у системі відліку сканера що визначає місце знаходження антени. За допомогою цього вектору маємо змогу повністю записати рівняння зв'язку для сканерного блоку та коректно інтерпретувати результати сканування у процесі наземної обробки. Точне знання вектора $\overline{b_{SA}}$ є абсолютно необхідною умовою коректної роботи навігаційного комп'ютеру з інтегрування GPS та ІНС даних для отримання навігаційного розв'язку. Зауважимо, що суворя постійність вектору $\overline{b_{SA}}$ є обов'язковою умовою. Тобто взаємне розташування антени та сканеру повинно бути точно заміряно та не змінюватися під час проведення зйомки.

$$\overline{b_{GS}} = \overline{b_{GA}} - \overline{A_{GS}} \cdot \overline{b_{SA}}$$

де $\overline{b_{SA}}$ – вектор в G, координати якого визначаються безпосередньо GPS вимірюваннями.

Отримане рівняння зв'язку для топоцентричної СВ та сканера дає змогу формально описати усі головні метрологічні процедури, що виконуються локатором. Операція далекомірного вимірювання виконується за схемою, що представлена на рис. 3.15.

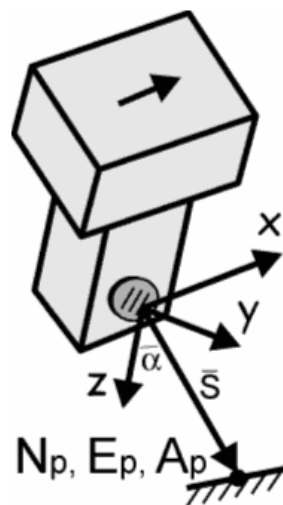


Рис. 3.15. Далекомірне вимірювання.

Вектор \overline{s} на цій схемі відповідає зондуєчому променю, а його довжина відповідає виміряному значенню похилої дальності. В процесі сканування вектор \overline{s} відтворює коливальні рухи у площині oXY . Поточне положення \overline{s} визначається параметром α - фазою сканування, що визначається кутом нахилу скануючого дзеркала. Головною ціллю кожного акту сканування є визначення координат N_p, E_p, A_p точки, від якої відбився лазерний промінь.

Враховуючи введenu систему позначень, далекомірне вимірювання можливо виразити так:

$$\begin{pmatrix} \overline{b_{GA}} \\ \overline{A_{GS}} \\ \overline{s} \\ \alpha \end{pmatrix} \Rightarrow \begin{pmatrix} N_p \\ E_p \\ A_p \end{pmatrix}$$

При виводі рівняння далекомірного вимірювання, врахуємо, що

$$\begin{aligned} s_x &= 0 \\ s_y &= s \sin(\alpha) \\ s_z &= s \cos(\alpha) \end{aligned}$$

Підставивши вказане значення у загальне рівняння зв'язку, ми одержимо:

$$\begin{bmatrix} N_p \\ E_p \\ A_p \end{bmatrix} = \overline{b_{GA}} + \overline{A_{GS}} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ s \cdot \sin(\alpha) \\ s \cdot \cos(\alpha) \end{bmatrix} - \overline{b_{SA}}$$

На основі цього рівняння проводиться розрахунок усіх координат лазерних точок.

Висновок до розділу 3: проведено дослідження і обґрунтування вибору структурної і функціональної схеми для АЛСЗ, математичний апарат визначення координат точок сканування.

РОЗДІЛ 4

ДОСЛІДЖЕННЯ ТА РОЗРАХУНОК ХАРАКТЕРИСТИК ЛАЗЕРНОЇ ІЧ ЛАЗЕРНОЇ СИСТЕМИ

4.1. Розрахунок просторово-частотної передавальної функції лазерної системи

4.1.1. Аналіз просторово-частотної передавальної функції АЛСЗ.

АЛСЗ є такою системою, в якій відбувається багаторазовий послідовний перенос зображення та його перетворення за допомогою різних засобів: оптичних, електронно-оптичних, електричних. У кожній ланці (дивись рис. 4.1) відбуваються втрати просторової інформації про об'єкт спостереження.

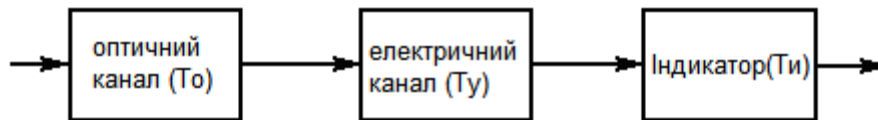


Рис. 4.1. Визначення передавальної функції АЛСЗ.

При точному аналізі системи необхідно взяти до уваги роздільну здатність оптичних та електронно-оптичних приладів, а також смугу пропускання електричного каналу. Основні обмеження на роздільну здатність системи вносять ті її ланцюги, в яких відбувається просторово-часове перетворення сигналів. Для зручності аналізу поєднаємо їх у послідовні ланки оптичного та електричного каналів, а також сигналу індикатору (рис. 4.1). Оптичний канал містить ланки з передавальними функціями $T_{\text{лпу}}(v_x, v_y)$ та $T_{\text{опу}}(v_x, v_y)$, а також ланку з передавальною функцією середовища $T_c(v_x, v_y)$. В електричний канал також входить фотодетектор з відео підсилювачем $T_n(v_x, v_y)$. ПЧПФ системи розраховується за формулою:

$$T(v_x, v_y) = T_o(v_x, v_y)T_n(v_x, v_y)T_i(v_x, v_y),$$

де $T_o = T_{ЛПУ} T_{ОПУ} T_c^2$.

Розрахунок ПЧПФ системи пов'язаний із низкою складностей, так як T_o та T_i є двомірними просторовими функціями, а T_y — одномірною часовою залежністю. Окрім цього, ПЧПФ залежить від геометрії бачення та технічних параметрів системи. Нижче наведений аналіз передавальних функцій системи.

4.1.2. Передавальна функція оптичного каналу.

Викривлення зображення, що пов'язані з оптичним каналом системи, описуються функцією $\rho_b(\xi, \eta)$, що є згортанням імпульсної функції оптичного каналу з розподіленням коефіцієнту відбиття об'єкту. Після перетворення Фур'є маємо:

$$F\{\rho_b(\xi, \eta)\} = F\left\{\frac{\iint_S \rho_o(x, y) g_R(\xi - x, \eta - y) dx dy}{\iint_S g_R(x, y) dx dy}\right\}$$

При застосування теореми про згортання, отримаємо спектр зображення, що відтворюється:

$$\rho_z(v_x, v_y) = \rho_o(v_x, v_y) \cdot \frac{G_R(v_x, v_y)}{G_R(0, 0)},$$

де $\rho_o(v_x, v_y) = F\{\rho_o(x, y)\}$ — спектр просторових частот об'єкту спостереження;

$G_R(v_x, v_y) = F\{g_R(x, y)\}$ — передавальна функція оптичного каналу;

$G_R(0, 0)$ — спектр функції $g_R(x, y)$ за нульової просторової частоти. Нормоване значення передавальної функції оптичного каналу системи:

$$T_0(v_x, v_y) = \frac{G_R(v_x, v_y)}{G_R(0, 0)} \quad (4.1)$$

Таким чином, передавальна функція (4.1) є мірою здатності системи спостереження відтворювати просторові частоти, що містяться у зображенні до моменту перетворення сигналу в одномірну часову функцію.

4.1.3. ЧКХ оптичного каналу.

Для об'єкту із синусоїдальним розподіленням коефіцієнту відбиття передавальна функція (4.1) характеризує ступінь зменшення контрасту синусоїдального розподілення потужностей випромінювання, що приймається, порівняно з контрастом об'єкту спостереження в залежності від просторової частоти, тобто ця функція є частотно-контрастною характеристикою системи. Практично ЧКХ оптичного каналу АЛСЗ можливо отримати за допомогою тестового об'єкту, просторове розподілення коефіцієнту відбиття якого відповідає синусоїдам або розподіленню штрихових ліній з шириною, що дорівнює половині періоду синусоїди.

Нехай коефіцієнт відбиття об'єкту спостереження має розподілення вигляду:

$$\rho(x) = \bar{\rho} (1 + \cos 2\pi v_x x), \quad (4.2)$$

де

$\bar{\rho}$ — середнє значення

коефіцієнту відбиття;

$v_x = 1/l_x$ — просторова

частота, що пов'язана із періодом синусоїдальної структури об'єкту;

$K_0 = (\rho_{\max} - \rho_{\min}) / (\rho_{\max} + \rho_{\min}) = \Delta\rho / \bar{\rho}$ — реальний контраст об'єкту;

$\rho_{\max} = \bar{\rho} + \Delta\rho$; $\rho_{\min} = \bar{\rho} - \Delta\rho$.

В результаті сканування, зображення об'єкту, що визначається потужністю випромінювання що приймається, можливо інтерпретувати наступним чином:

$$P(\xi) = P_0 \eta_\infty \bar{\rho} \frac{\int \int_{-\infty}^{\infty} (1 + K_0 \cos 2\pi v_x x) g_R(\xi - x, y) dx dy}{\int \int_{-\infty}^{\infty} g_R(x, y) dx dy} = \bar{P} \left[1 + \frac{G_R(v_x)}{G_R(0)} K_0 \cos 2\pi v_x \xi \right] \quad (4.3)$$

де $\eta_\infty = S_A / (\pi R^2)$ — коефіцієнт передачі потужності при спостереженні безкінечно простягнутої однорідної поверхні з $\rho = 1$;

$G_R(v_x) = \int \int_{-\infty}^{\infty} g_R(x, y) \cos 2\pi v_x x dx dy$ — передавальна функція оптичного каналу;

$G_R(0) = \int \int_{-\infty}^{\infty} g_R(x, y) dx dy$ — передавальна функція оптичного каналу при нульовій

просторовій частоті;

$\bar{P} = P_0 \eta_\infty \bar{\rho}$ — середня потужність по зображенню.

Таким чином, з виразу (4.3) випливає, що на вході фотоприймача АЛСЗ отримуємо зображення тестового об'єкту з фотометричним контрастом:

$$K_\phi = (P_{max} - P_{min}) / (P_{max} + P_{min}) = \Delta P / \bar{P}$$

Це означає, що реальний контраст змінюється і дорівнює:

$$K_\phi = K_0 \frac{G_R(v_x)}{G_R(0)} = K_0 T_0(v_x) \quad (4.4)$$

З (4.4) витікає, що передавальна функція оптичного каналу може бути представлена як нормована величина:

$$T_0(v_x) = \frac{K_\phi(v_x)}{K_0(v_x)} = \frac{G_R(v_x)}{G_R(0)} \quad (4.5)$$

Звідси, нормована передавальна функція оптичного каналу для об'єкту з синусоїдальним розподіленням коефіцієнта відбиття являє собою ЧКХ. Ця характеристика надає представлення про видимість тестового об'єкту та пов'язана з технічними параметрами АЛСЗ. Відмінність контрастів K_ϕ та K_0 пояснюється обмеженою смугою пропускання оптичного каналу з коефіцієнтом передачі $T_0(v_x)$. Ідеальний випадок, при якому K_ϕ та K_0 співпадають, можливий лише за необмеженого збільшення смуги пропускання просторових частот для $T_0(0)$, тобто за необмеженого звуження діаграм направленості системи, що неможливо на практиці.

В реальних умовах, навіть за ідеально вузьких діаграм направленості системи, на зменшення реального контрасту системи впливає завада зворотного розсіювання.

В цьому випадку контраст розраховується за формулою:

$$K_{\text{фзр}} = \frac{P_{\text{max}} - P_{\text{min}}}{P_{\text{max}} + P_{\text{min}} + 2 \cdot P_{\text{зр}}} \quad (4.6)$$

де $P_{\text{зр}}$ — потужність завади зворотного розсіювання.

4.1.4. Розрахунок передавальної функції оптичного каналу. Розрахунок виконується у випадку, коли розподілення освітлюваності в перетині діаграми направленості джерела підсвічування на відстані R визначається виразом:

$$g_R(x, y) = e^{-(x^2 + y^2)/r_0} \quad (4.7)$$

ПЧПФ отримують аналітично:

$$T_0(\nu_x) = \frac{G_R(\nu_x)}{G_R(0)} = e^{-\left(\frac{\pi}{2} \theta_p R \nu_x\right)^2} = e^{-\left(\frac{\pi \nu_x}{2 \nu_0}\right)^2},$$

де $\nu_0 = 1/2r_0 = 1/\theta_p R$ — просторова частота;

$\theta_p = 10^\circ$.

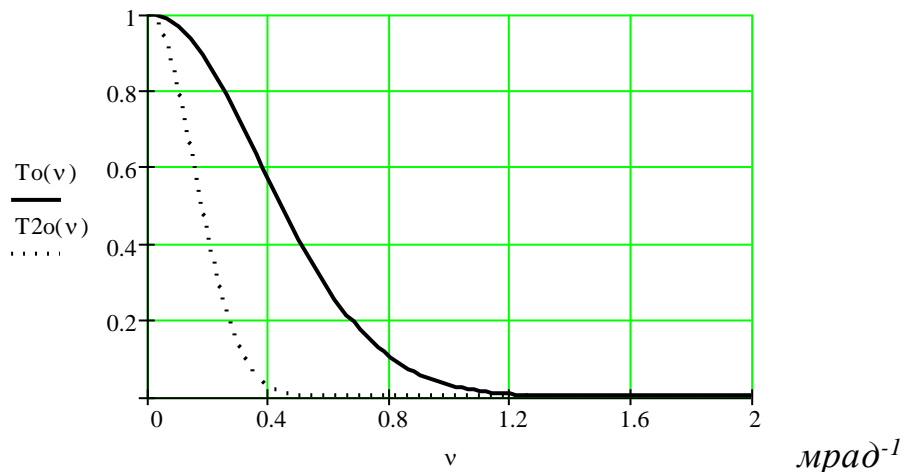


Рис. 4.2. Передавальна функція оптичного каналу.

---- При $R = 1000$ м ,

___ При $R = 400$ м

ПЧПФ також можливо виразити через кутову просторову частоту:

$$T_0(\nu') = e^{-\left(\frac{\pi \nu'}{2 \nu_0'}\right)^2}$$

де $\nu_0' = 1/\theta_p$ — кутова просторова частота, мрад^{-1} .

Зв'язок між просторовими частотами з кутовим та лінійним періодами пояснюється рис. 4.3, де показано синусоїдальне змінення коефіцієнту відбиття з просторовим кутовим періодом $\theta x = lx/R$.

При цьому $\nu = \nu'/R$, де $\nu' = 1/\theta x = R/lx$, $\nu = 1/lx$.

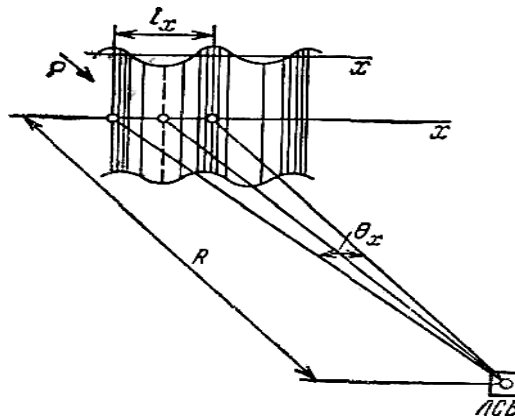


Рис. 4.3. До пояснення зв'язку просторової частоти з кутовим та лінійним періодами розподілення коефіцієнту відбиття об'єкту.

4.1.5. Передавальна функція електричного каналу.

Передавальна функція електричного каналу містить передавальні функції перед підсилювача, фільтруючих та формуючих ланцюгів, тобто пристроїв, що підключені після фотодетектору приймача АЛСЗ. Ці пристрої впливають на точність відтворення зображення. Разом з цим вони захищають від шумів. Передавальна функція електричного каналу являє собою комбінацію передавальних функцій фільтрів нижніх або високих частот з частотами зрізу, що вибрані так, щоб зменшити шуми у межах смуги пропускання системи. Для компенсації викривлення зображення, що виникають через те що оптичні ланки системи є фільтрами нижніх частот, передавальна функція іноді коректується в області високих частот. Для багатьох випадків на практиці передавальна функція електричного каналу, може бути

представлена формулою:

$$T_y(f) = \frac{1}{\sqrt{1+(f/f_c)^2}} \quad (4.8)$$

де $f_c = 1/2\pi \tau_{np}$; $\tau_{np} = RC$ — постійна часу приймача. Для фотодіоду CdHgTe $\tau_{np} = 1 \cdot 10^{-8}$ с.

Максимальний коефіцієнт передачі має місце при частотах $f < f_c$, коли не має суттєвого впливу інерційність приймача. Постійна часу, що характеризує смугу пропускання приймача, є зручною характеристикою для описання швидкості реагування приймача на зміну в часі оптичного випромінювання, що приймається. Із зменшенням кутової розбіжності випромінювання лазера з метою збільшення розрішення на місцевості у системах з лінійним скануванням, може статися, що час опромінення одного елементу розрішення t_e тобто час опромінення точкового об'єкту, буде меншим за постійну часу приймача $t_e < \tau$. В результаті чого передавальна функція приймача зменшується, що знижує чутливість системи. Оптимальна ширина смуги пропускання відео підсилювача на рівні 3 дБ зв'язана з часом t_e співвідношенням:

$$\Delta f = 1/2t_e \quad (4.9)$$

Час t_e залежить від кутового розрішення системи $\delta_\theta = \theta_p$ та кутової швидкості $\omega_{ск}$ сканування: $t_e = \theta_p/\omega_{ск}$. Це співвідношення характеризують протяжність дії імпульсу відбитого від точкового об'єкту сигналу. Для задовільного відображення такого сигналу ширина смуги має бути

$$\Delta f = 1/2t_e = \omega_{ск} / 2\theta_p. \quad (4.10)$$

Для того щоб послідовні строчки на місцевості для скануючих авіаційних систем не надавали пропусків або перекриття при перегляді місцевості, число строчок за

секунду має задовольняти рівності

$$n_{\text{стр}} = V/\Delta L,$$

де $\Delta L = \theta_p H$ — крок розгортки на місцевості;
 V — швидкість літального апарату (літака–носія АЛСЗ).

При цьому кутова швидкість сканування

$$\omega_{\text{ск}} = n_{\text{стр}}/4 = V/4\theta_p H, \quad (4.11)$$

де H — висота польоту ЛА;

$$n_{\text{стр}} = f_{\text{стр}}.$$

Підставляючи (4.11) в (4.10), отримаємо необхідну ширину смуги пропускання відео підсилювача системи:

$$\Delta f = \frac{V}{4\theta_p^2 H} \quad (4.12)$$

Відношення V/H характеризує кутову швидкість, з якою точка місцевості переміщується під літаком. Отримана формула дає змогу оцінити параметри відео підсилювача в залежності від початкової розхідності лазерного пучка та відношення V/H , яке для лазерних систем становить від 0,05 до 2 рад/с. Так як між просторовою та часовою частотами існує зв'язок:

$$f = \theta_p v'/t_e,$$

то високу частоту (частоту зрізу) відео підсилювача (мрад^{-1}) $\Delta f \approx f_c$ визначимо як

$$v'_c = t_e f_c / \theta_p = 1/2\theta_p. \quad (4.13)$$

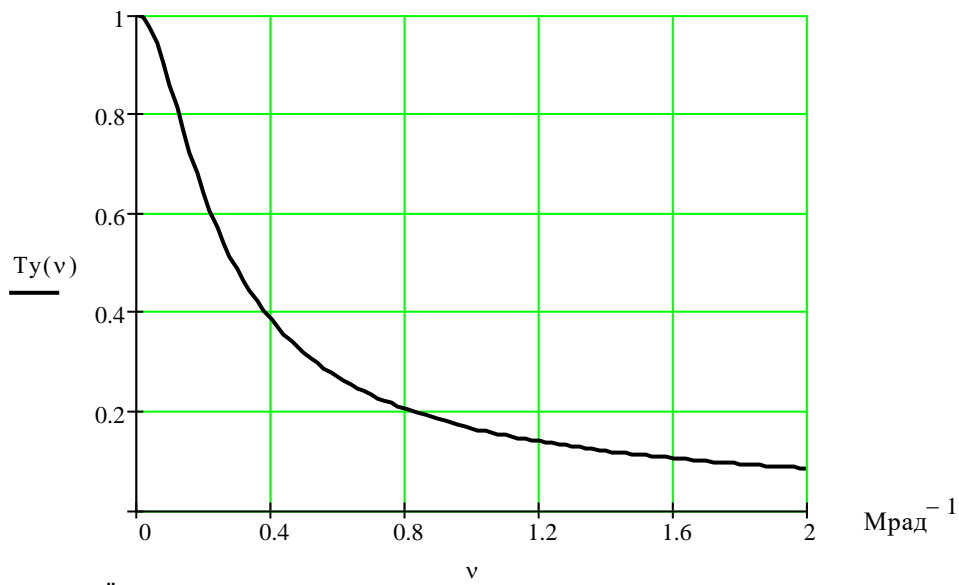


Рис. 4.4. Передавальна функція електричного каналу.

На рис. 4.4. зображені криві передавальних функцій електричного каналу, розраховані за формулою (4.8) з урахуванням (4.13) для різних значень граничної частоти (розхідності лазерного променя θ_p).

У нашому випадку $H = 400 \div 1000$ м, $V = 460 \div 540$ км/ч, тобто $V = 127 \div 150$ м/с.

$$\omega_{ск} = 23 \text{ с}^{-1} \text{ та } \omega_{ск} = 14 \text{ с}^{-1},$$

$$\Delta f = 3,858 \cdot 10^3 \text{ та } \Delta f = 2,315 \cdot 10^3 \text{ Гц.}$$

4.1.6. Передавальна функція індикатора.

Передавальна функція індикатора є ваговою складовою передавальної функції усієї системи спостереження. Так як електронний елемент на екрані індикатора має кінцеві розміри, розподіл яскравості вздовж лінії розгортки не співпадає із законом змінення сигналу $\Delta i(t)$, що моделює електронний пучок. Відмінність проявляється в тому, що з прискоренням сигналу, починаючи з деякого значення $\tau_r = d_e/V_n$, де d_e — діаметр плями електронного пучка; V_n — швидкість розгортки пучка, всі короткі імпульси відтворюються однаково.

Швидкість розгортки V_n пов'язана зі швидкістю пересування скануючого елемента на місцевості $V_{ск}$ співвідношенням:

$$V_n = V_{ск} L_i / L,$$

де L_i — розмір екрану індикатора;

L — розмір поля огляду в площині об'єкту.

У результаті, індикатор, як ланка, що перетворює електричний сигнал $\Delta i(t)$ у розподіл яскравості $B(x)$, поводить себе як фільтр низьких частотот.

Типова передавальна функція індикатора може бути представлена у вигляді:

$$T_i(f) = e^{-\pi f^2 \tau_{\Pi}^2}.$$

Використовуючи зв'язок між просторовими та часовими сигналами для часу та частоти, маємо:

$$t = x/V,$$

$$f = Vv.$$

Передавальну функцію індикатора можливо представити як:

$$T(v) = e^{-\pi v^2 / v_{\Pi}^2} \quad (4.14)$$

де $v_{\Pi} = 1/d_n$ — лінійна просторова частота.

Так як лінійна та кутова частоти пов'язані співвідношенням

$$v = v'/R_i,$$

де R_i — відстань від оператора до екрану, то передавальна функція має вигляд (4.14), але з кутовими просторовими частотами.

На рис. 4.5. представлені криві передавальної функції індикатору в залежності від кутової просторової частоти v'_{Π} при $R_i = 0,5$ м. Із збільшенням діаметру плями електронного пучка d_e смуга пропускання індикатора звужується, що впливає на ефективність передавання зображення об'єкту. Ефективність залежить від кутового збільшення системи спостереження:

$$m = \theta_i / \theta_0 = l_i R_0 / (l_0 R_i),$$

де R_0 — відстань від АЛСЗ до об'єкту спостереження;

θ_i — кутовий розмір індикатора що вимірюється від точки спостереження;

θ_0 — кутовий розмір об'єкту спостереження, що вимірюється від АЛСЗ;

l_i — лінійний розмір індикатора;

l_0 — лінійний розмір об'єкту спостереження;

Кутове збільшення системи спостереження слід обирати таким чином, щоб частоти, що є найбільш цікавими, потрапляли на максимум ПЧПФ ока оператора, що зветься реакцією ока на синусоїдальну хвилю (РСХ) об'єкта (див. рис. 4.4, 4.5). Справді, неможливо, наприклад, передати окові інформацію на частоті 4 мрад^{-1} , якщо розрішаючи здатність ока 2 мрад^{-1} або менше. У притаманному для візуальних індикаторів діапазоні яскравостей максимум РСХ спостерігається на інтервалі $0,1\text{—}0,5 \text{ мрад}^{-1}$, а найбільш висока просторова частота при граничному контрасті $K_{\text{гр}} = 0,03 \div 0,5$ складає $3,44 \text{ мрад}^{-1}$ (кут, що розрізняється оком $\delta = 1'$).

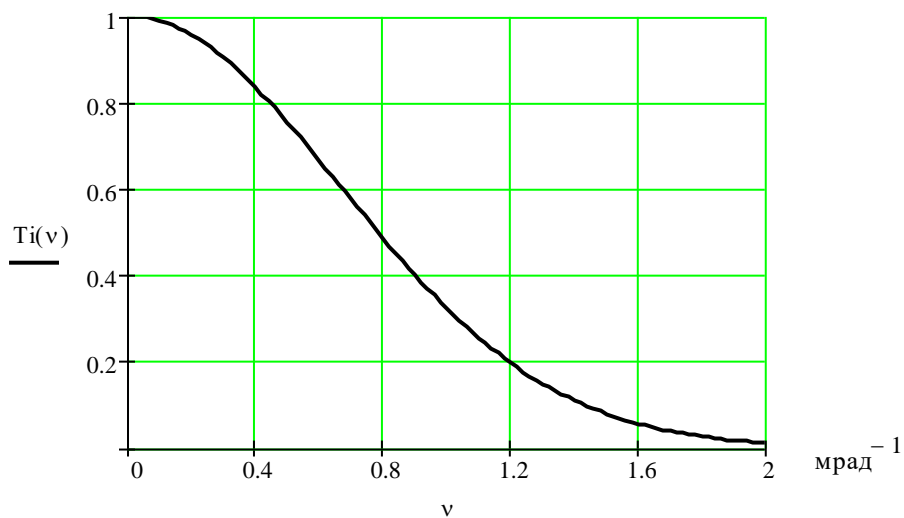


Рис. 4.5. Передавальна функція індикатора.

4.1.6 Передавальна функція АЛСЗ. Про що вже мова йшла то цього, передавальна функція системи спостереження визначається добутком ПЧПФ окремих її ланок.

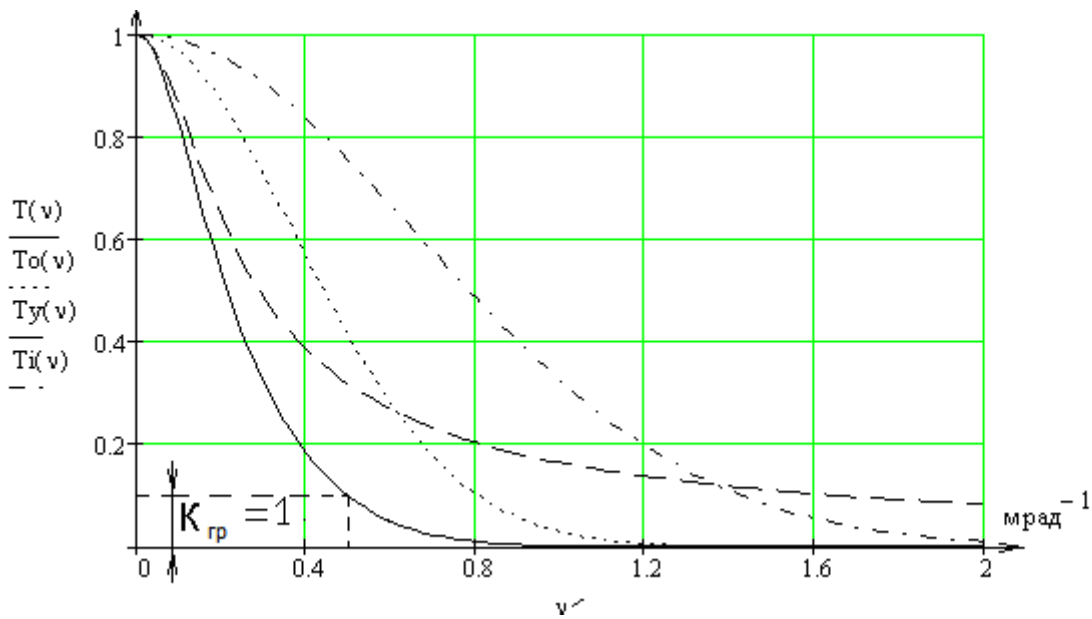


Рис. 4.6. Криві передавальних функцій АЛСЗ та окремих її ланок.

На рис. 4.6. надані розраховані за формулами ПЧПФ ланок системи АЛСЗ з вузькою діаграмою направленості передаючого пристрою та широкою діаграмою направленості приймаючого пристрою. Кут початкової розхідності пучка лазера становить $\theta_p = 10'$ (близько 3 мрад).

..... - крива характеризує передавальні властивості оптичного каналу АЛСЗ при $v_0 = 1$ мрад;

-.-.-.- - крива передавальної функції індикатора при $R_i = 0,5$ м, $d_e = 3 \cdot 10^4$ м;

--- - крива передавальної функції електричного каналу – приймача з граничною частотою електричної частини системи $\nu_c = 0,5$ мрад, що згідно з (4.13.) відповідає $\theta_p = 1$ мрад;

_____ - крива передавальної функції АЛСЗ в цілому має наближену до гаусівської форму, і може боти апроксимована гаусоїдою.

4.2. Дослідження та розрахунок відношення сигнал/шум

4.2.1. Розглянемо шумові характеристики гетеродинних приймачів. При використанні фото резисторів в якості швидкодіючих гетеродинних приймачів, необхідно враховувати три різні види шуму: генераційно-рекомбінаційний, тепловий шум опору власне фото резистору та еквівалентний тепловий шум високочастотного тракту проміжної частоти.

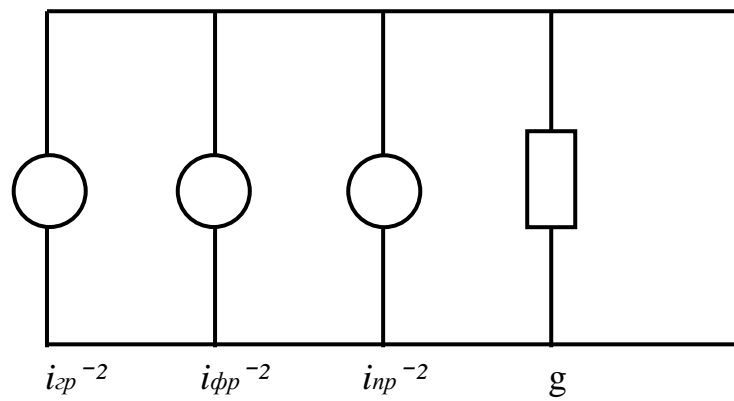


Рис.4.7. Еквівалентна шумова схема фоторезистора.

Еквівалентна шумова схема фото резистора зображена на рис. 4.7, а середньоквадратичні значення шумових токів еквівалентних генераторів визначаються співвідношенням:

$$\overline{i_{Гр}^2} = 4 \cdot q \cdot \frac{\tau}{t} \cdot \frac{i \cdot \Delta f}{1 + \omega^2 \cdot \tau^2},$$

(4.15)

$$\overline{i_{Фр}^2} = 4 \cdot K \cdot T_{Фр} \cdot g \cdot \Delta f,$$

(4.16)

$$\overline{i_{Пч}^2} = 4 \cdot K \cdot T_{Пч} \cdot g \cdot \Delta f,$$

(4.17)

де i – струм, що протікає через фоторезистор;

q – заряд електрона;

τ – час життя носіїв;

t – час прольоту носіїв між контактами фото резистора.

Δf – ширина смуги пропускання тракту проміжної частоти;

ω – проміжна частота;

k – стала Больцмана;

$T_{Фр}$ та $T_{Пч}$ – фізична температура фоторезистора та еквівалентна шумова температура тракту проміжної частоти.

Відомо [3], що

$$T_{\text{пч}} = (F - 1) \cdot T_0, \quad (4.18)$$

де F – коефіцієнт шуму тракту проміжної частоти,

$T_0 = 290 \text{ К}$ – опорна температура.

Слід зазначити, що оскільки в гетеродинному режимі складова току, що зумовлена опорним випромінюванням значно переважає усі інші компоненти (темновий струм, струм, що викликаний фоновим випромінюванням тощо), струм j в (4.15) визначається виразом

$$i = \eta \cdot q \cdot m_0 \cdot \frac{\tau}{t}$$

де η – квантова ефективність фоторезистора,

q – заряд електрону,

m_0 [1/с] – потік фотонів, що падає на чутливу площадку фото резистора,

τ – час життя вільних носіїв,

t – час прольоту носіїв між контактами фото резистора.

При зміні i змінюється напруга на фоторезисторі, та звідси, час польоту основних носіїв t . Тому залежність $i_{\text{гр}}^{-2}$ від i виявляється квадратичною, що видно, якщо підставити (4.8) та (4.13) у (4.15):

$$j_{\text{гр}}^2 = \frac{4q \cdot \tau \cdot \mu}{L^2} \cdot j_0^2 \cdot g^{-1} \cdot \frac{\Delta f}{1 + \omega^2 \cdot \tau^2} = \frac{4 \cdot q \cdot \tau \cdot \mu \cdot P_{\text{см}}}{L^2} \cdot \frac{\Delta f}{1 + \omega^2 \cdot \tau^2} \quad (4.19)$$

де $P_{\text{см}}$ – потужність, що виділяється на фоторезисторі під час протікання струму зміщення.

Сумарна частина шумів, що може потрапити в тракт проміжної частоти, дорівнює четвертій частині потужності, що виділяється на внутрішньому опорі фоторезисторів еквівалентній схемі на рис. 4.8.

$$P_{\text{ш}} = \frac{1}{4} \left(\overline{j_{\text{Гр}}^2} + \overline{j_{\text{Пр}}^2} + \overline{j_{\text{Пч}}^2} \right) \cdot g^{-1}$$

Корисна потужність визначається виразом (4.15), звідки знаходимо відношення сигнал/шум:

$$Q = \frac{(|j(\omega)|)^2}{2 \cdot \left(\overline{j_{\text{Гр}}^2} + \overline{j_{\text{Фр}}^2} + \overline{j_{\text{Пч}}^2} \right)} = \frac{\eta \cdot P}{2h\nu \cdot \Delta f \left[1 + \frac{k(T_{\text{Фр}} + T_{\text{Пч}})}{q \cdot V} \cdot \frac{t}{\tau} \cdot (1 + \omega^2 \cdot \tau^2) \right]} \quad (4.20)$$

При виводі цього співвідношення використані вирази (4.10) – (4.12), (4.15) – (4.17).

Еквівалентна потужність шуму P_e гетеродинного фотодетектора визначається як така потужність сигналу що приймається P , при якій $Q=1$. Знаходимо з (4.20):

$$P_e = \frac{2h\nu \cdot \Delta f}{\eta} \cdot \left[1 + \frac{k(T_{\text{Фр}} + T_{\text{Пч}})}{q \cdot V} \cdot \frac{t}{\tau} \cdot (1 + \omega^2 \cdot \tau^2) \right] \quad (4.21)$$

або, маючи на увазі (4.16),

$$P_e = \frac{2h\nu \cdot \Delta f}{\eta} + \frac{k(T_{\text{Фр}} + T_{\text{Пч}}) \cdot \Delta f}{K} \quad (4.22)$$

Фізичним змістом отриманого виразу є те що еквівалентна потужність шумів гетеродинного детектору являє собою суму двох складових, перша з яких обумовлений генераційно-рекомбінаційним шумом фоторезистора, а друга – тепловими шумами власне фоторезистора та тракту проміжної частоти, що слідує за ним. Природнім чином пояснюється і роль коефіцієнту перетворення потужності K – чим більше потужність корисного сигналу на вихідних клеммах фото резистора, при фіксованій потужності оптичного сигналу, що приймається, тим меншим є вплив теплових шумів.

Спробуємо порівняти порядки величин складових у (4.22). Для цього введемо $h\nu = 1,87 \cdot 10^{-20}$ Дж ($\lambda = 10,6$ мкм), $\eta = 0,5$, $T_{\text{фр}} = 5$ К (охолодження рідким гелієм), $F = 5$. Коефіцієнт K встановимо рівним 2,5 (4 дБ), що відповідає $\tau = 10^{-10}$ с (обчислюємо за формулою (4.16)). Тоді при низьких частотах, для яких $\omega\tau < 1$, перша складова у (4.22) приблизно в 12 разів більше другого. Із збільшенням частоти, друга складова збільшується внаслідок зменшення K і, починаючи з деяких частот, стає домінантним. Так при $\tau = 10^{-8}$ с перша та друга складові вирівнюються на частоті близько 600 МГц.

4.2.2. Досить часто чутливість гетеродинних приймачів характеризують еквівалентною потужністю шумів в одиничному інтервалі N [Вт/Гц], яка у для фоторезистора дорівнює

$$N = \frac{2 \cdot h\nu}{\eta} + \frac{k(T_{\text{фр}} + T_{\text{пч}})}{K} . \quad (4.23)$$

На низьких частотах домінантним, зазвичай, є перша складова, так що $N = 2h\nu / \eta$. Отриманий результат цікаво порівняти з виразом для чутливості ідеального фотодетектора [3]:

$$N = \frac{h\nu}{\eta}$$

4.2.3. Проведемо розрахунки еквівалентної потужності шумів за формулою:

$$N = \frac{2 \cdot h\nu}{\eta}$$

Обчислимо значення еквівалентної потужності шумів для різних значень квантової ефективності та на частотах що відповідають довжинам хвиль: $\lambda = 0,53$ мкм, 0,9 мкм, 1,06 мкм, 3,4 мкм, 10,6 мкм.

Отримані значення подані у вигляді графіків (рис. 4.8 та рис. 4.9). На рис. 4.9 значення еквівалентної потужності шумів подані у інтервалі частот, що відповідає інтервалу довжин хвиль від 0,53 мкм до 10,6 мкм.

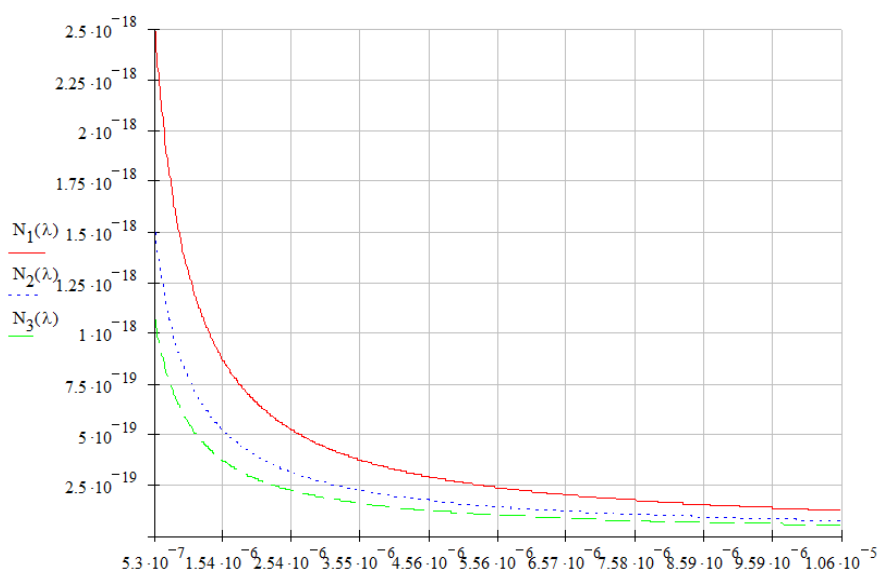


Рис. 4.8. Залежність еквівалентної потужності шумів від довжини хвилі випромінювання при різних значеннях квантової ефективності. N1 при $\eta=0,3$; N2 при $\eta=0,5$; N3 при $\eta=0,7$.

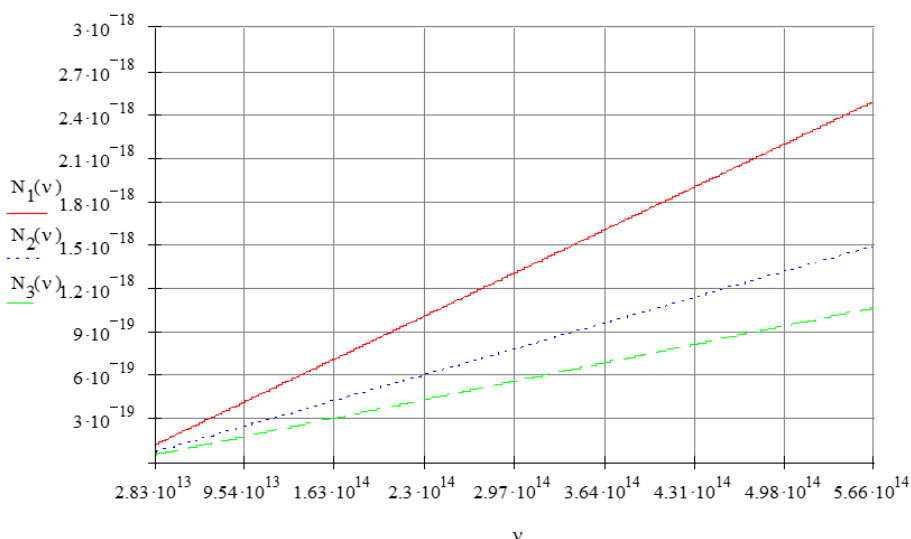


Рис. 4.9 Залежність еквівалентної потужності шумів від частоти хвилі випромінювання при різних значеннях квантової ефективності. N1 при $\eta=0,3$; N2 при $\eta=0,5$; N3 при $\eta=0,7$.

Висновок до розділу 4.

Проведено дослідження просторово-частотних характеристик як АЛСЗ в цілому, так і окремих її ланок. Аналіз кривої передатної функції АЛСЗ вказує, що крива має наближену до гаусівської форму і може бути апроксимована гаусоїдою.

Досліджено відношення сигнал/шум на виході фотодетектору системи. Був проведений розрахунок залежності еквівалентної потужності шумів від частоти та довжини хвилі при різних значеннях квантової ефективності. Аналіз кривих показує, що потужність шумів зростає із збільшенням частоти. Еквівалентна потужність шумів гетеродинного детектору являє собою суму двох складових, перша з яких обумовлений генераційно-рекомбінаційним шумом фоторезистора, а друга – тепловими шумами власне фоторезистора та тракту проміжної частоти, що слідує за ним. Тоді при низьких частотах, для яких $\omega\tau < 1$, перша складова у (4.22) приблизно в 12 разів більше другої. Із збільшенням частоти, друга складова збільшується починаючи з деяких частот, стає домінантною. Так при $\tau = 10^{-8}$ с перша та друга складові вирівнюються на частоті близько 600 МГц.