

Міністерство освіти і науки України
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Державне космічне агентство України
Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»

Міністерство освіти і науки України
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Пінчук Богдан Юрійович

УДК 621.384.3

ДИСЕРТАЦІЯ

Тепловізійні системи спостереження
безпілотних авіаційних та космічних приладів

05.11.07 – Оптичні прилади та системи

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ Б. Ю. Пінчук

Науковий керівник: Колобродов Валентин Георгійович, доктор технічних наук,
професор, лауреат Державної премії України

Київ – 2021

АНОТАЦІЯ

Пінчук Б. Ю. Тепловізійні системи спостереження безпілотних авіаційних та космічних приладів. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук (доктора філософії, PhD) за спеціальністю 05.11.07 «Оптичні прилади та системи». – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, 2021.

Підготовка здійснювалася на кафедрі комп'ютерно-інтегрованих оптичних та навігаційних систем Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» Міністерства освіти і науки України в Казенному підприємстві спеціального приладобудування «Арсенал» Державного космічного агентства України.

Дисертаційна робота присвячена вирішенню наукової задачі підвищення якості зображення та ефективності безпілотних, авіаційних та космічних тепловізійних систем спостереження (ТСС) шляхом узгодження параметрів і характеристик системи, зміни фокусної відстані об'єктива та додатковим доворотом за кутами візування.

Технології ТСС для літальних апаратів (ЛА) невпинно розвиваються та завойовують ринок знаходячи своє застосування у все більш нових областях. Найвідомішими галузями використання ТСС є медична, військова, космічна, аграрна тощо. Одними з найбільш економічно ефективних областей, де застосовується ТСС, можна виділити контроль сільського господарства, виявлення нових сировинних покладів, спостереження за надзвичайними ситуаціями, погодою, кліматом від яких залежатиме безпека населення, транспортне сполучення (логістика), наявність необхідних товарів тощо. Отже, аналіз ринку на попит технологій ТСС відображає актуальність даної тематики.

В слід за розширенням сфер застосування ТСС зростають вимоги до якості і ефективності приладів, що формує нові задачі для вирішення наукових і технологічних проблем. Перед покращенням якості приладу доцільно виявити і проаналізувати фактори, які приводять до його погіршення, та їх відносний

коефіцієнт впливу. Дана проблема частково вирішується шляхом комп'ютерного моделювання просторово частотної фільтрації проходження сигналу в трактах за різних умов спостереження та характеристик, як самих елементів ТСС так і навколишнього середовища. Окрім вимог до якості, постає питання в необхідності розширення функціоналу ТСС такими можливостями як зйомка під довільними кутами візування, супровід рухомих об'єктів, геометрична прив'язка тощо.

Серед перспектив подальшого розвитку, на основі отриманих результатів, можна виділити можливість: реалізації адаптивної ТСС до умов зйомки та відновлення зображення підчас ДЗЗ, що базується на компенсації функції передачі модуляції, застосовувати для визначення траєкторій руху і швидкості як об'єктів в полі зору так і самої ТСС відносно них, створення технологій глибокого навчання на нейронних мережах для відновлення даних отриманого зображення у високочастотному діапазоні спектра на основі аналізу низькочастотного, з усуненням шумів, елайзінгу, аберацій тощо. Подібні технології такі як «DLSS» від Nvidia та «DSEE HX» від Sony вже продемонстрували свою високу ефективність в режимі реального часу.

В *першому розділі* відображено актуальність даної тематики на основі огляду областей застосування і призначення ТСС, тобто аналізу сучасного стану і перспектив розвитку. Розглянуті умови в яких працюють ЛА ТСС та визначено сучасні вимоги, необхідні для того щоб сформулювати мету та задачі дослідження.

Проаналізовано основні конструктивні параметри компонентів ТСС та наведено ключові характеристики і «критерії якості» за якими оцінюватиметься ефективність приладу. Наведено загальні рівні цифрової обробки знімків, які описують процес покращення якості і сприйняття тепловізійного зображення користувачем, та вказано ті, які необхідно забезпечувати розробникам згідно сучасних вимог. Розглянуто технічні та цифрові методи обробки для підвищення якості тепловізійних зображень.

Обґрунтовано напрямки дослідження шляхів покращення технічних характеристик ТСС, які базуються на аналізі залежності якості тепловізійного зображення від довільних кутів зйомки та врахуванні динаміки руху.

У *другому розділі* формалізовано процеси, які формують зображення рухомою ТСС при відхиленні візирної осі ТСС від надиру, що дозволить оцінити величину

розмиття і деформацію форми проекції матричного приймача випромінювання (МПВ).

Запропоновано модель визначення швидкості руху точки спостереження, що дозволяє розрахувати швидкість переміщення зображення у фокальній площині, залежно від траєкторії орбіти, координат і нахилу космічного апарату. Описано модель визначення кутової швидкості довороту ТСС для вирішення задачі ефективного спостереження за об'єктом протягом тривалого періоду часу та зменшення розмиття зображення. Розроблена методика кутового руху, що описує фізику деформації проекційної точок МПВ на ЗП під час відхилення ТСС за кутами візування.

Третій розділ присвячено розробці і удосконаленню фізико-математичної моделі (ФММ) для дослідження перетворення ІЧ випромінювання від земної поверхні (ЗП) до тепловізора (оператора) при різних умовах спостереження. В даному розділі отримано основні аналітичні вирази і залежності, розроблено методики і описано алгоритми розрахунків, які використовуватимуться для аналізу якості і ефективності ТСС.

Розроблено ФММ інформаційних перетворень для ТСС ЛА, що враховує характеристики умов спостереження, фонів, об'єктів, динаміки руху, оптичної системи та МПВ. Представлено алгоритми, що дозволяють розрахувати просторове розділення і лінійне розділення на місцевості (ЛРМ) з врахуванням деформації проекції пікселів МПВ на площині та із врахуванням кривизни Землі.

Визначено можливі шляхи покращення технічних характеристик основних блоків системи, які беруть участь в формуванні і перетворенні інформації, та покращення ЛРМ.

Четвертий розділ присвячено розробці нових методів підвищення просторового розділення ТСС, узгодженню компонентів і параметрів ТСС та аналіз їх ефективності.

Проаналізовано і показано залежність модуляційної передавальної функції (МПФ) від представлених конструкцій ТСС. Показана відмінність між наземними і встановленими на ЛА ТСС, та необхідність враховувати льотні характеристики носіїв при проектуванні. Запропонований критерій, який дозволяє оцінити ефективність

ТСС з врахуванням льотних характеристик їх носія. Запропоноване рішення пов'язане з проблемою зміщення матриць КРТ з TDI. Обґрунтовано необхідність в додатковому довороті ТСС за кутом рискання. Розроблена модель визначення необхідних кутових координат і кутових швидкостей для додаткового довороту за кутами візування у відповідний моменту часу. Запропоновано підхід, який дозволяє зберегти просторове розділення практично сталим у всьому полі огляду, за рахунок зміни фокусної відстані об'єктива при відхиленні від надиру. Обґрунтовано необхідність в узгодженні радіуса кружка розсіювання із МПВ та узгодженні швидкості точки спостереження із частотою МПВ. Отримана формула визначення ефективної довжини шляху для нахилених трас, яка враховує розрідження атмосфери та необхідна для розрахунку коефіцієнта пропускання атмосфери. Запропоновано вираз, який відображає залежність відношення сигнал/шум від кутів візування з врахуванням впливу атмосфери.

На основі розробленої ФММ створено програмне забезпечення, яке дозволяє оцінити якість розроблених тепловізійних і телевізійних систем спостереження та синтезувати нові.

П'ятий розділ сфокусований на експериментальній перевірці і підтвердженні отриманих ФММ шляхом комп'ютерного моделювання у відомих програмних продуктах та за допомогою цифрової камери.

Описано і підтверджено ефект паралельної лінії, який виникає при деформації проєкції пікселів на ЗП за рахунок відхилення за кутами візування, та фізичний принцип формування проєкцій умовних ліній рядків і колонок, що пояснює проявлення цього ефекту. Підтверджено теоретично отримані результати за допомогою моделювання в програмах «Компас 3D» і «Zemax», а також за результатами отриманими на цифровій камері.

Створено програмне забезпечення для аналізу отриманих зображень із цифрової камери.

Ключові слова: тепловізійна система спостереження, дистанційне зондування Землі, модуляційна передавальна функція, просторове розділення, лінійне розділення на місцевості, відхилення за кутами візування, швидкість переміщення зображення.

ANNOTATION

Pinchuk B. Yu. Thermal imaging viewing systems of unmanned aerial and space devices.

– Qualification scientific work manuscript copyright.

Thesis for a scientific degree of Doctor of Philosophy in Engineering sciences in specialty 05.11.07 Optical devices and systems. – National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, 2021.

The training was carried out at the department of computer-integrated optical and navigation systems of the National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute» Ministry of Education and Science of Ukraine and “Arsenal” Special Device Production State Enterprise of the State Space Agency of Ukraine.

The dissertation is devoted to solving the scientific problem of improving the image quality and efficiency of unmanned, aerial and space thermal imaging viewing systems (TIVS) by matching the parameters and characteristics of the system, changing the focal length of the objective and additional rotation angles of sighting.

TIVS technologies for aircraft are constantly evolving and conquering the market, finding their application in increasingly new areas. The most famous areas which use of TIVS are medical, military, space, agricultural, etc. One of the most cost-effective areas where TIVS is used are agricultural control, detection of new raw materials, monitoring of emergencies, weather, climate, on which depends the safety of population, transport (logistics), availability of necessary goods and more. Thus, the analysis of the market for the demand for TIVS technologies reflects the relevance of this topic.

Following the expansion of the scope of TIVS, the requirements for the quality and efficiency of devices are growing, which creates new tasks for solving scientific and technological problems. Before improving the quality of the device, it is advisable to identify and analyze the factors that lead to its deterioration and their relative impact coefficient. This problem is partially solved by computer simulation of spatial-frequency filtering of the signal in the paths under different conditions of observation and characteristics of itself the elements of the TIVS and the environment. In addition to the quality requirements, there is a question of the need to expand the functionality of the TIVS

with such features as scanning at arbitrary angles of sighting, tracking moving objects, geometric reference, and so on.

Among perspectives for further development, based on the results, we can highlight the possibility of: implementation of adaptive TIVS to the conditions of scanning and image recovery during remote sensing, based on compensation of the modulation transmission function (MTFC), used to determine trajectories and velocities of objects in the field view or TIVS itself in relation to them, the creation of deep learning technologies on neural networks to recover data from the obtained image in the high-frequency range of the spectrum based on low-frequency analysis of spectrum, with the elimination of noise, aliasing, aberrations and more. Technologies such as Nvidia's "DLSS" and Sony's "DSEE HX" have already demonstrated their high efficiency in real time.

The first section reflects the relevance of this topic based on an overview of the areas of application and purpose of TIVS, that is analysis of the current state and prospects. The conditions in which aircraft TIVS work are considered and the modern requirements necessary to formulate the purpose and tasks of research are defined.

The main design parameters of the TIVS components are analyzed and the key characteristics and "quality criteria" by which the efficiency of the device will be evaluated are given. The general levels of digital image processing are described, which describe the process of improving the quality and perception of thermal imaging by the user, and indicate those that need to be provided to developers in accordance with modern requirements. Technical and digital processing methods to improve the quality of thermal imaging images are considered.

The directions of research of ways of improvement of technical characteristics of TIVS which are based on the analysis of dependence of quality of the thermal imaging image on arbitrary angles of sighting and accounted of dynamic of movement are substantiated.

In *the second section* processes are formalized that form the image of the moving TIVS when the deviation of the TIVS at the angles of sighting from the nadir that which will estimate the amount of blur and deformation of the projection points of the focal plane array (FPA).

A model for determining the velocity of the observation point is proposed, which allows to calculate the velocity of the image movement in the focal plane, depending on the trajectory of the orbit, coordinates and inclination of the spacecraft. A model for determining the angular velocity of the TIVS additional rotation to solve the problem of effective observation of an object over a long period of time is described. The technique of angular motion is described, which describes the physics of deformation of the projection points of the FPA on the ES during the deviation of the TIVS at the angles of sighting.

The third section is devoted to the development and improvement of a physical and mathematical model (PMM) for the study of the conversion of infrared radiation from the earth's surface (ES) to a thermal imager (operator) under different conditions of observation. In this section the basic analytical expressions and dependences are received, techniques are developed and algorithms of calculations which will be used for the analysis of quality and efficiency of TIVS are described.

PMM information transformations for TIVS aircraft are developed, which takes into account the characteristics of observation conditions, backgrounds, objects, motion dynamics, optical system and FPA. An algorithm is presented that allows to calculate the spatial resolution and to simulate the deformation of the projection of the FPA's pixels on the plane taking into account the curvature of the Earth.

Possible ways to improve the technical characteristics of the main blocks of the system involved in the formation and transformation of information, and to improve the linear resolution on Earth's surface (LRES) are identified.

The fourth section is devoted to the development of new methods to increase the spatial resolution of the TIVS, the coordination of components and parameters of the TIVS and analysis of their effectiveness.

The dependence of the modulation transfer function (MTF) on the presented TIVS constructions is analyzed and shown. The difference between ground and aircraft TIVS, and the need to take into account the flight characteristics of the carriers during the design. The criterion which allows to estimate efficiency of TIVS taking into account flight characteristics of their carrier is offered. The proposed solution is related to the problem of shifting the mercury cadmium telluride matrices with the TDI. The need for additional

rotation of the TIVS at the angle of yaw is substantiated. A model is developed for determining the required angular coordinates and angular velocities for additional rotation of the viewing angles at the appropriate time. An approach has been proposed that keeps the spatial resolution almost constant throughout the field of view by changing the focal length of the objective when it deviates from nadir. The necessity to coordinate the Airy disk radius of the with the FPA's pixel size and to coordinate the velocity of the observation point with the frequency of the FPA is substantiated. The formula is obtained for determining the effective path length for sloped routes, which takes into account the rarefaction of the atmosphere and is necessary to calculate the transmittance of the atmosphere. An expression is proposed that reflects the dependence of the signal-to-noise ratio (SNR) on the angles of sighting, taking into account the influence of the atmosphere.

On the basis of the developed PMM the software which allows to estimate quality of the developed thermal imaging and television systems of supervision and to synthesize new systems is created.

The fifth section focuses on the experimental verification and confirmation of the obtained PMM by computer simulation in famous software products and using a digital camera.

The effect of a parallel line, which occurs when the deformation of the projection of pixels on the ES due to the deviation of the viewing angles, and the physical principle of forming projections of conditional lines of rows and columns, which explains the manifestation of this effect. Theoretically is obtained results were confirmed by modeling in the programs "Compass 3D" and "Zemax", as well as by the results obtained on a digital camera.

Software for analysis of images obtained from a digital camera has been created.

Keywords: *thermal imaging viewing system, remote sensing of the Earth, modulation transfer function, spatial resolution, linear resolution on the Earth surface, deviations in the angles of sighting, image displacement velocity.*

Список публікацій здобувача

1. Пінчук Б. Ю. Методи визначення просторової роздільної здатності медичного тепловізора / А. М. Аль-Мзіраві, М. С. Колобродов, Б. Ю. Пінчук. // Вісник НТУУ «КПІ». Серія Приладобудування. – 2014. – №47. – С. 149–156.

2. Пінчук Б. Ю. Визначення оптимального нормованого радіуса розсіювання об'єктива тепловізора / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук. // Вісник Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут». Серія Приладобудування. – 2015. – №49(1). – С. 101–108.

3. Пінчук Б. Ю. Взаємозв'язок функцій розсіювання точки абераційного і дифракційно обмеженого об'єктивів матричних тепловізорів / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2016. – №5(109). – С. 92–98, doi: 10.20535/1810-0546.2016.5.72034.

4. Пінчук Б. Ю. Просторове розділення системи дистанційного зондування при зміні кута візування / В. Г. Колобродов, В.М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №1. – С. 54–64, doi: 10.20535/1810-0546.2018.1.111880.

5. Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування та кривизни поверхні Землі на просторове розділення космічної оптико-електронної системи спостереження / В. Г. Колобродов, В.М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №5. – С. 63-75, doi: 10.20535/1810-0546.2018.5.140106.

6. Пінчук Б. Ю. Модуляційна передавальна функція системи дистанційного зондування при відхиленні осі візування від надиру / В. Г. Колобродов, В.М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №6. – С. 66-80, doi: 10.20535/1810-0546.2018.6.149681.

7. Пінчук Б. Ю. Комп'ютерно-інтегрований метод виявлення об'єктів поляризаційним тепловізором / В. Г. Колобродов, В. І. Микитенко, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, Б. В. Сокол, // Вісник НТУУ «КПІ». Серія Радіотехніка, Радіоапаратобудування. – 2021. – 27, №85.– С. 21-26, doi: 10.20535/RADAR.2021.85.21-26. *(входить до наукометричної бази Web of Science та інших).*

8. Пінчук Б. Ю. Спотворення зображення в системах дистанційного зондування Землі при довільних кутах візування / В. Г. Колобродов, М. І. Лихоліт, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, М.М. Луцюк, // *Космічна наука і технологія*. – 2021. – 27, №3. (130) – С. 51-65, doi: 10.15407/knit2021.03.051. (*входить до наукометричної бази Web of Science та інших*).

9. Пінчук Б. Ю. Тепловізійний приціл / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // VI науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування» (23-24 квітня 2013 р.). Збірник тез доповідей / НТУУ «КПІ», Приладобудівний факультет. – Київ, 2013. – С. 48.

10. Пінчук Б. Ю. Узгодження МПФ компонентів медичного тепловізора / А. М. Аль-Мзіраві, М. С. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // VII науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування» (23-24 квітня 2014 р.). Збірник тез доповідей / НТУУ «КПІ», Приладобудівний факультет. – Київ, 2014. – С. 50.

11. Пінчук Б. Ю. Визначення нормованого радіуса кружка розсіювання об'єктива тепловізора / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // VIII науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування» (22-24 квітня 2015 р.). Збірник тез доповідей / НТУУ «КПІ», Приладобудівний факультет. – Київ, 2015. – С. 50.

12. Пинчук Б. Ю. Нормированный радиус кружка рассеивания объектива тепловизора / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пинчук // Новые направления развития приборостроения. Материалы 8-й Международной студенческой научно-технической конференции. Сборник тезисов докладов / БНТУ, Приборостроительный факультет. – Минск, 2015. – С.217.

13. Пінчук Б. Ю. Визначення МДР тепловізора з абераційним об'єктивом / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // IX науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування» (17-18 квітня 2016 р.). Збірник тез доповідей / НТУУ «КПІ», Приладобудівний факультет. – Київ, 2016. – С. 42.

14. Пінчук Б. Ю. Визначення нормованого радіуса кружка розсіювання тепловізора за допомогою програмного моделювання / В. Г. Колобродов, В. М. Тягур, Б. Ю.

Пінчук // 2-га Українська науково-технічна конференція «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи»: (6-7 грудня 2016 р.). Збірник тез доповідей / КП СПБ «Арсенал». – Київ, 2016. – С.81.

15. Пинчук Б. Ю. Зависимость характеристик тепловизионных систем наблюдения летательных аппаратов от угла визирования / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пинчук // Новые направления развития приборостроения. Материалы 10-й Международной студенческой научно-технической конференции. Сборник тезисов докладов / БНТУ, Приборостроительный факультет. – Минск, 2017. – С.55.

16. Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування тепловізійних систем спостереження літальних апаратів на якість отриманого зображення / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // XVI Міжнародна науково-технічна конференція «Приладобудування: стан і перспективи» (16-17 травня 2017 р.). Збірник тез доповідей / КПІ ім. Ігоря Сікорського, Приладобудівний факультет. – Київ, 2017. – С. 40.

17. Pinchuk B. Y. Physical and mathematical model to determine the spatial resolution at different angles of sighting by thermal infrared systems for Earth remote sensing / V. G. Kolobrodov, B. Y. Pinchuk // 18th International Young Scientists Conference Optics and High Technology Material Science «SPO 2017» (October 26-29, 2017). Scientific Works / DP-14. – Kyiv, 2017. – 226-228 pp.

18. Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування тепловізійних та телевізійних космічних систем спостереження на лінійне розділення на місцевості / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // XVII Міжнародна науково-технічна конференція «Приладобудування: стан і перспективи» (15-16 травня 2018 р.). Збірник тез доповідей / КПІ ім. Ігоря Сікорського, Приладобудівний факультет. – Київ, 2018. – С. 54.

19. Pinchuk B. Y. Influence of the aberrations of Fourier-lens on the resolution of the digital optical processor/ V. G. Kolobrodov, H. S. Tymchyk, M. S. Kolobrodov, B. Y. Pinchuk, et al., // Proc. SPIE Vol. 11045, Optical Fibers and Their Applications. – 2018. – pp. 110450U-1 – 110450U-5, doi: 10.1117/12.2522310.

20. Пінчук Б. Ю. Оцінка ефективності тепловізійних та телевізійних космічних систем спостереження / В. Г. Колобродов, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук // 3-тя Українська науково-технічна конференція «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи»:

(4-5 грудня 2018 р.). Збірник тез доповідей / КП СПБ «Арсенал». – Київ, 2018. – С.134 – 137.

21. Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування тепловізійних та телевізійних космічних систем спостереження на радіометричне розділення / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // XX Міжнародна науково-технічна конференція «Приладобудування: стан і перспективи» (18-19 травня 2021 р.). Збірник тез доповідей / КПІ ім. Ігоря Сікорського, Приладобудівний факультет. – Київ, 2021. – С. 32 – 35.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	17
ВСТУП.....	18
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ СУЧАСНИХ ТЕПЛОВІЗІЙНИХ СИСТЕМ СПОСТЕРЕЖЕННЯ	
1.1 Призначення та область застосування тепловізійних систем	24
1.1.1 Тепловізійні системи для безпілотних літальних апаратів.....	27
1.1.2 Авіаційні тепловізійні системи.....	29
1.1.3 Космічні тепловізійні системи.....	30
1.2 Основні параметри і характеристики тепловізійних систем	31
1.3 Сучасні вимоги до тепловізійних систем спостереження для дистанційного зондування Землі	40
1.3.1 Радіометричне коригування.....	43
1.3.2 Геометричне коригування	45
1.4 Методи підвищення якості тепловізійних зображень	47
1.5 Типи і принцип дії ІЧ матричних приймачів випромінювання	53
Висновки до розділу 1	57
РОЗДІЛ 2 ПРОЦЕС ФОРМУВАННЯ ЗОБРАЖЕННЯ РУХОМОЮ ТЕПЛОВІЗІЙНОЮ СИСТЕМОЮ СПОСТЕРЕЖЕННЯ	
2.1 Швидкість переміщення літального апарату	59
2.1.1 Швидкість переміщення підсупутникової точки.....	60
2.1.2 Лінійна і кутова швидкості переміщення зображення.....	66
2.2 Методика кутового руху проекційної точки спостереження	71
2.2.1 Проекція пікселів на площині.....	79
2.2.2 Проекція пікселів з врахуванням кривизни Землі	84
2.2.3 Кути нахилу колонок і рядків проекції матричного приймача випромінювання	92
Висновки до розділу 2	96

РОЗДІЛ 3 ФІЗИКО-МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ «ОБ'ЄКТ – ТЕПЛОВІЗІЙНА СИСТЕМА – ОПЕРАТОР»

3.1 Загальна фізико-математична модель тепловізійної системи	97
3.2 МПФ оптико-електронного тракту за моделлю «об'єкт – ТСС – оператор»	102
3.2.1 Параметри об'єкта і фону	103
3.2.2 МПФ атмосфери	104
3.2.3 МПФ об'єктива	105
3.2.4 МПФ матричного приймача випромінювання	106
3.2.5 МПФ впливу фазового розташування зображення об'єкта на матричному приймачі випромінювання	107
3.2.6 МПФ впливу вібрацій літального апарату	108
3.2.7 МПФ впливу зміщення зображення	109
3.2.8 МПФ впливу нестабільності положення осі космічного апарату	110
3.2.9 МПФ впливу нестабільності висоти	111
3.2.10 МПФ впливу обертання Землі	112
3.2.11 МПФ впливу зйомки із змінними кутами	114
3.2.12 МПФ впливу відхилення візирної осі від надиру	115
3.2.13 Результуюча МПФ ТСС	117
3.2.14 МПФ дисплея та ока оператора	119
3.3 Роздільна здатність тепловізійної системи	121
3.3.1 Просторове розділення	121
3.3.2 Лінійне розділення на місцевості	127
Висновки до розділу 3	128

РОЗДІЛ 4 ПІДВИЩЕННЯ ЯКОСТІ ТЕПЛОВІЗІЙНИХ ЗОБРАЖЕНЬ

4.1 Залежність МПФ від схеми розташування і геометричних параметрів матричного приймача випромінювання	129
4.2 Узгодження частоти зчитування приймача зі швидкістю переміщення точки спостереження	134
4.2.1 Критерій для визначення мінімального просторового розділення під час переміщення літального апарату	136

4.3	Покращення МПФ ТСС за рахунок довороту за кутами візування.....	141
4.3.1	Додатковий кутовий доворот по тангажу для матриць КРТ з TDI.....	141
4.3.2	Додатковий кутовий доворот по рисканню для матриць КРТ з TDI.....	142
4.3.3	Доворот за кутами візування для фокальних матриць.....	146
4.3.4	Зміна фокусної відстані об'єктива при відхиленні за кутами візування	150
4.4	Взаємозв'язок ФРТ абераційного і дифракційно обмежених об'єктивів	153
4.5	Узгодження радіуса кружка розсіювання об'єктива із детектора	157
4.6	Залежність SNR від атмосфери і кутів візування	160
	Висновки до розділу 4	174

РОЗДІЛ 5 ДОСЛІДЖЕННЯ ФІЗИКО-МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ТЕПЛОВІЗІЙНИХ СИСТЕМ

5.1	Ефект паралельної лінії	177
5.2	Деформація проекції пікселів при кутах візування.....	182
5.2.1	Моделювання деформації проекції матричного приймача випромінювання за допомогою розробленої програми «Scanner»	183
5.2.2	Практична перевірка моделі за допомогою цифрової камери	187
5.2.3	Перевірка моделі за допомогою 3D моделювання в програмі «Компас»	189
5.2.4	Перевірка моделі за допомогою програми «Zemax».....	191
5.3	Залежність швидкості переміщення зображення від кутів візування	193
	Висновки до розділу 5	198
	ВИСНОВКИ.....	199
	СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ І ДЖЕРЕЛ.....	202
	ДОДАТОК А.....	212
	ДОДАТОК Б	223
	ДОДАТОК В.....	232
	ДОДАТОК Г	236
	ДОДАТОК Д.....	240

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

SNR – відношення сигнал шум

TDI – приймачі з часовою затримкою і накопиченням

АОС – абераційно обмежена система

БПЛА, UAV – безпілотний літальний апарат

ВРЗ – вихідний регістр зчитування

ГСК – глобальна система координат

ДЗЗ – дистанційне зондування Землі

ДОС – дифракційно обмежена система

ЗП – земна поверхня

ІЧ, IR – інфрачервоний діапазон

КА – космічний апарат

КРТ – кадмій ртуть телур

ЛА – літальний апарат

ЛРМ – лінійне розділення (розрізнення) на місцевості

ЛСК – локальна система координат

МПВ – матричний приймач випромінювання

МПФ, МТФ – модуляційна передавальна функція

ОС – оптична система

РКР – радіус кружка розсіювання об'єктива

СК – система координат

ССО – сонячно-синхронна орбіта, Sun-synchronicity orbit

ТСС – тепловізійні системи спостереження

ФММ – фізико-математична модель

ФРТ, PSF – функція розсіювання точки

ВСТУП

Актуальність теми. Тепловізійні системи спостереження (ТСС), які встановлені на літальних апаратах (ЛА), стрімко розвиваються і все активніше використовуються при вирішенні комплексу різних завдань пов'язаних із отриманням інформації про земну поверхню (ЗП) та розташованих на ній об'єктів в складних погодних умовах або в повній темряві. Тепловізійна зйомка представляє собою продукт найсучасніших технологій, область застосування якої постійно розширюється і використовується не тільки урядовими та військовими, а й громадськими та науковими структурами.

Серед різного роду завдань, в яких застосовують тепловізори на ЛА, можна виділити такі як: оперативний моніторинг ЗП із космосу, тобто дистанційне зондування Землі (ДЗЗ), безпека і охорона кордонів, інфраструктурних об'єктів та об'єктів приватної власності, екологічний і енергетичний контроль, картографування місцевості та виявлення теплових аномалій на земній та водній поверхнях, виявлення сировинних і енергетичних ресурсів, спостереження за погодою і кліматом, контроль сільського господарства, допомога службам з надзвичайних ситуацій тощо.

Сучасні ТСС, які встановлені на ЛА, мають можливість змінювати кути візування (тангажу, крену і рискання) для отримання необхідної просторової інформації на відповідній ділянці ЗП, що безпосередньо впливає як на якість зображення, так і на його просторове розділення. Просторове розділення залежить не лише від розмірів і постійної часу, але й від льотних характеристик носія ТСС.

При відхиленні ТСС від надиру, форма проєкції матричного приймача випромінювання (МПВ) може значно деформуватися, що, в свою чергу, впливає на контраст, швидкість і напрямок зміщення зображення. Тому підвищення якості тепловізійного зображення за рахунок узгодження частоти формування рядка із швидкістю і напрямком переміщення зображення, зміни фокусної відстані об'єктива в залежності від кутів візування або додаткового кутового довороту за кутами візування є актуальною задачею.

Аналіз ТСС показує, що якість зображення обмежується елементом, в якому просторова роздільна здатність є найнижчою. Вважається, що ТСС є неефективними і економічно недоцільними, якщо один із елементів має суттєво вищу якість відносно

інших. Тому узгодження параметрів об'єктива і МПВ є ще однією актуальною задачею.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконувалася на Казенному підприємстві спеціального приладобудування «Арсенал» та в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» і пов'язана з науково-дослідною роботою «Аванпроект зі створення сканера надвисокої роздільної здатності. Складова частина: розробка матеріалів у частині когерентного цифрового оптико-електронного процесора (ЦОЕП) для обробки космічних знімків». Контракт №5/6/29-17 НТУУ «КПІ ім. І. Сікорського» з КП СПБ «Арсенал», наказ від 17.03.2017 №479.

Мета і задачі дослідження. Метою дисертаційної роботи є підвищення якості зображення та ефективності безпілотних, авіаційних та космічних ТСС шляхом узгодження параметрів і характеристик системи, зміни фокусної відстані об'єктива та додатковим доворотом за кутами візування.

Мета досягається вирішенням таких задач:

1. Обґрунтувати вимоги до ТСС та дослідити вплив на якість зображення умов зйомки, виду ЛА, типу і принципу дії приймача випромінювання та вибраної схеми конструкції приладу.

2. Удосконалити фізико-математичну модель (ФММ) оптико-електронного тракту ТСС, яка описує процес перетворення інфрачервоного (ІЧ) випромінювання від ЗП до тепловізора (оператора) в залежності від виду ЛА, типу і принципу дії МПВ та інших параметрів.

3. Розробити математичні моделі, які дозволять розрахувати швидкість переміщення зображення і деформацію форми проекції МПВ на ЗП в залежності від кутів спостереження.

4. Розробити і проаналізувати критерій визначення мінімально можливого просторового розрізнення.

5. Розробити математичні моделі, які дозволять визначити необхідний кутовий доворот за кутами візування.

6. Розробити і дослідити метод підвищення просторового розрізнення за рахунок зміни фокусної відстані об'єктива.

7. Розробити і проаналізувати аналітичний вираз розрахунку коефіцієнта пропускання атмосфери для нахилених трас з врахуванням розрідження повітря.

8. Перевірити теоретично отримані ФММ шляхом моделювання у відомих програмних продуктах та практично за допомогою цифрової камери.

9. Впровадити отримані результати дослідження.

Об'єктом дослідження є процес формування тепловізійного зображення в безпілотних, авіаційних та космічних ТСС від об'єкта на ЗП до оператора.

Предметом дослідження є методи підвищення якості зображення шляхом додаткового довороту за кутами візування, зміни фокусної відстані об'єктива та узгодження параметрів і характеристик ТСС.

Методи дослідження. З метою розв'язання поставлених задач в роботі використовується математичне моделювання процесів перетворення сигналів ІЧ випромінювання від об'єктів на ЗП до МПВ, математичні основи теорії оптико-електронних приладів, комп'ютерне моделювання оптико-електронних приладів, експериментальна перевірка ФММ за допомогою комп'ютерного моделювання та цифрової камери.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступному:

1. Вперше розроблено метод оцінки просторового розрізнення тепловізійної системи спостереження, який полягає у врахуванні впливу відхилення візирної осі від надиру на деформацію проекції пікселів та дозволяє більш достовірно розрахувати лінійне розділення на місцевості.

2. Удосконалено фізико-математичну модель, яка описує процес перетворення інфрачервоного випромінювання від земної поверхні до тепловізійної системи спостереження на літальному апараті, шляхом врахування впливу динаміки руху при відхиленні візирної осі від надиру, що краще і точніше характеризує якість отриманого тепловізійного зображення.

3. Запропоновано та науково обґрунтовано нові методи підвищення просторового і енергетичного розділення, які базуються на додатковому довороті тепловізійної системи спостереження за кутами візування та зміні фокусної відстані об'єктива в залежності від кутів візування, що дозволило зменшити розміття зображення.

Практична цінність отриманих результатів полягає в наступному:

1. Розроблена методика розрахунку переміщення проекції точки спостереження матричного приймача випромінювання на земній поверхні, яка дозволяє розрахувати форму проекції кожного пікселя та кути нахилу проекцій колонок і рядків при довільних кутах візування, а також може бути використана для розрахунку геодезичної прив'язки та визначення положення в просторі тепловізійної системи спостереження.

2. Отримані аналітичні вирази для розрахунку швидкості переміщення зображення у фокальній площині об'єктива, які дозволяють врахувати вплив динаміки руху на модуляційну передавальну функцію, а також можуть використовувати для визначення траєкторії переміщення об'єкта та його супроводу.

3. Запропоновано критерій визначення мінімального просторового розрізнення, який враховує характеристики літального апарату, та на його основі отримані формули для розрахунку параметрів компонентів системи, які узгоджені між собою та необхідні для синтезу оптимальної і ефективної тепловізійної системи спостереження.

4. Отримано формулу для визначення ефективної довжини шляху нахиленої траси, які враховують розрідження атмосфери і використовуються для розрахунку коефіцієнта пропускання, та встановлені аналітичні залежності відношення сигнал/шум на виході матричного приймача випромінювання від кутів візування тепловізійної системи спостереження.

5. Розроблено алгоритмічне та програмне забезпечення для автоматизації процесу розрахунку і аналізу тепловізійних та тепловізійних систем.

Отримані результати мають практичне впровадження на КП СПБ «Арсенал», що підтверджується відповідним актом впровадження.

Особистий внесок здобувача.

Основна частина теоретичних та експериментальних досліджень, висновків та рекомендацій виконана автором самостійно. В основних роботах, опублікованих у співавторстві, автору належить наступне: досліджено критерії узгодження модуляційної передавальної функції об'єктива і матричного приймача випромінювання [1]; запропоновано метод отримання оптимального нормованого кружка розсіювання цифрового тепловізора для узгодження системи [2, 11]; отримано аналітичний вираз, який показує взаємозв'язок між функціями розсіювання точки абераційного і дифракційного об'єктивів [3]; розроблено методику і алгоритм, за допомогою яких розраховується просторове розділення на ЗП при відхиленні тепловізійної системи спостереження за кутами візування [4]; розроблено модель, яка при розрахунку просторового розділення враховує кривизну Землі і розраховує кути нахилу колонок і рядків зображення МПВ відносно напрямку польоту [5, 18]; розроблено формули, які дозволяють врахувати швидкість підспутникової точки, частоту формування рядка та деформацію проекції пікселів при розрахунку результуючої модуляційної передавальної функції системи і лінійного розділення на місцевості та отримано аналітичні вирази, які дозволяють розрахувати необхідні кутові швидкості доворотів для підвищення якості тепловізійного зображення [6, 19]; теоретично досліджена ФММ інфрачервоного випромінювання фоно-цільової обстановки різного ступеня поляризації в ТСС [7]; розроблено формули, які дозволяють врахувати динаміку руху космічного апарату для розрахунку модуляційної передавальної функції системи і радіометричного розділення з врахуванням пропускання атмосфери при відхиленні візирної осі від надиру за кутами візування [8]; аналіз переваг і недоліків сучасних тепловізійних прицілів [9]; аналіз впливу радіуса кружка розсіювання об'єктива і періоду матричного приймача випромінювання на модуляційну передавальну функцію тепловізора [10]; теоретичне дослідження узгодження розмірів кружків розсіювання дифракційно обмеженого об'єктива і об'єктива обмеженого абераціями з матричним приймачем випромінювання [11, 12]; теоретично досліджено залежність максимальної дальності розпізнавання від ймовірності розпізнавання, розміру тест-об'єкта та кутового

розміру кружка розсіювання об'єктива з аберациями [13]; теоретично досліджено вплив відхилення осі візування ТСС на просторову і енергетичну роздільну здатність [15 – 17]; теоретично досліджена ФММ когерентного оптичного аналізатора [20]; теоретично досліджено вплив відхилення осі візування ТСС на радіометричне розділення [21].

Апробація результатів дисертації. Основні результати дисертаційного дослідження обговорювалися на 13 науково-технічних конференціях:

- ✓ VI, VII, VIII, IX науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування», 2013 – 2016 рр., м. Київ.
- ✓ 8, 10-а Міжнародна студентська науково-технічна конференція «Новые направления развития приборостроения», 2015, 2017 рр., м. Мінськ.
- ✓ 2, 3-тя Українська науково-технічна конференція «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи», 2016, 2018 рр., м. Київ.
- ✓ XVI, XVII, XX Міжнародна науково-технічна конференція «Приладобудування: стан і перспективи», 2017, 2018, 2021 рр., м. Київ.
- ✓ The 18th International Young Scientists Conference Optics and High Technology Material Science «SPO 2017», 2017, Kyiv.
- ✓ 18th Conference on Optical Fibers and Their Applications «SPIE», 2018, Naleczow, Poland.

Публікації. По матеріалам дисертації опубліковано 21 наукова праця, в тому числі 8 статей в фахових наукових виданнях (2 із яких опубліковані у виданні України категорії «А», які включено до міжнародної наукометричної бази даних Web of Science) та 13 тез доповідей на конференціях.

Структура та об'єм дисертації.

Дисертація складається зі вступу, 5 розділів, висновків, списку використаної літератури і джерел та 5 додатків. Повний обсяг дисертації 241 сторінка, з обсягом повного тексту 210 сторінок. Дисертація містить 93 рисунка, 7 таблиць, список використаної літератури 105 найменувань на 10 сторінках, і 5 додатків на 29 сторінках.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ СУЧАСНИХ ТЕПЛОВІЗІЙНИХ СИСТЕМ СПОСТЕРЕЖЕННЯ

Метою даного розділу є визначення методів підвищення якості тепловізійних систем, які застосовуються для класичних моделей, та аналіз сучасних вимог для розробки вдосконаленої моделі системи, яка б їх враховувала.

Основними задачами даного розділу є:

1. Огляд сучасних ТСС для ЛА, їх призначення та область застосування, що характеризуватиме умови в яких вони працюють.
2. Вибір головних вимог, які ставиться до ТСС, для подальшої модифікації і покращення класичної ФММ системи.
3. Аналіз основних параметрів і характеристик за якими оцінюють якість системи.
4. Формулювання основної задачі дисертаційної роботи на основі проведеного аналізу.

1.1 Призначення та область застосування тепловізійних систем

Серед сучасних оптико-електронних систем приладобудування, які застосовуються для пошуку, виявлення, розпізнавання та ідентифікації об'єктів із вимірюванням їх параметрів, важливе місце посідають тепловізійні системи. Тепловізійні системи призначені для спостереження за розподілом теплового випромінювання та вимірювання температур об'єктів, що знаходяться в заданому полі зору, формуючи теплове зображення у видимому для людського ока спектральному діапазоні. Тепловізійне зображення об'єкта і фону формується за рахунок власного теплового випромінювання на основі різниці температур та коефіцієнтів випромінювання їх поверхонь. Зміна температури поверхні об'єкта, в зображенні, що спостерігається візуально, певною мірою відповідає деталям картини, тобто його формі і розміру [1, 2].

Під тепловим випромінюванням розуміють випромінювання світла в інфрачервоному (ІЧ) спектральному діапазоні з довжиною хвилі від 700 нм до 1 мм. Теплобачення – це наука присвячена дослідженню теплового випромінювання та

реєстрації просторового розподілу теплових полів, а тепловізори – це прилади безконтактного типу, призначенні для спостереження нагрітих об'єктів за їх власним тепловим випромінюванням [1, 3].

Цифровий тепловізор має такі особливості:

- веде спостереження вдень і вночі, при слабкій освітленості та повній темряві;
- працює при низькому контрасті, задимлені, запиленні, тумані, дощі, снігопаді та за будь-яких інших погодних умов;
- не піддається впливу сходу і заходу сонця;
- не боїться прямого засвічення і засліплення прожекторами або фарами;
- не реагує на тінь та відблиски;
- дозволяє виявляти теплові сигнатури в маскувальному одязі та рослинності;
- розпізнавати типи об'єктів: тварин, птахів, людей, вело-, мото- і автотранспорт;
- бачити і розпізнавати об'єкти на великих відстанях.

В загальному, тепловізор працює в умовах поганої видимості і має суттєві переваги, які недоступні приладам нічного бачення, звичайним телекамерам і телекамерам із ІЧ підсвічуванням. Розподіл температури ІЧ зображення відображається на дисплеї або ж зберігається в пам'яті тепловізора, як колірне поле, де певній температурі відповідає певний колір.

За призначенням тепловізійні системи поділяють на дві головні групи: для військових і цивільних потреб. Тепловізійні системи застосовуються для:

- виявлення цілей і збору даних військовими і поліцейськими;
- безпеки кордонів (як його незаконний перетин особами, так і карантинний контроль) і боротьби з тероризмом;
- безпеки і охорони інфраструктурних об'єктів та об'єктів приватної власності;
- профілактичного технічного обслуговування (своєчасного виявлення несправностей, як механічні, так і електричні);
- управління технологічними процесами;

- виявлення і аналізу пожеж;
- контролю активних речовин (при вивантаженні вагонів та цистерн, рівня в ємності та стану деяких хімічних речовин);
- пошуково-рятувальних операцій під час та після надзвичайних ситуацій;
- машинобудівній промисловості;
- огляду і аналізу ґрунту та контролю посівних полів;
- медицини, діагностики та ветеринарії;
- тестів якості у виробничому середовищі (електричних схем);
- виявлення забруднення та навали шкідників;
- визначення температури тіла, наприклад, для виявлення грипу;
- спостереження тварин в їх природному середовищі, для дослідження поведінки;
- спостереження за природними явищами (вулканами, гейзерами) та метеорологія (аналіз погодних умов);
- діагностика несправностей і усунення неполадок (аналіз теплових втрат стін, покрівлі будівель);
- науковців (астрономія, прогнозування сонячної активності);
- нічного бачення в системах автокерування новітніми автомобілями для цивільної і військової техніки.

В основному, тепловізійні системи за застосуванням розділяють на системи спостереження та вимірювання, але наявні і системи, які поєднують в собі переваги обох типів. Узагальнюючи, можна сказати, що тепловізійні вимірювальні системи більше застосовуються в медицині, діагностиці, виробничому середовищі тощо, тобто в областях де необхідні точні дані вимірювання температури об'єктів. При розрахунку і конструюванні тепловізійних вимірювальних систем більшу увагу приділяють підвищенню енергетичної роздільної здатності. На відміну від тепловізійних вимірювальних систем, проектуючи тепловізійні системи спостереження (ТСС) більшу перевагу віддають просторовій роздільній здатності. Зазвичай, військові користуються ТСС, оскільки для них є важливішими форма і розміри об'єктів, максимальна дальність їх виявлення розпізнавання і ідентифікації.

Від перелічених основних параметрів залежить швидкодія прийняття відповідних рішень командирами, а, отже, вони відіграють важливу роль в забезпеченні безпеки як самих солдатів, так і держави та її кордонів, яку вони захищають.

1.1.1 Тепловізійні системи для безпілотних літальних апаратів

Безпілотний літальний апарат (БПЛА, дрон) – літальний апарат (ЛА), який літає та сідає без фізичної присутності пілота на його борту (рис. 1.1) [4]. Одна із головних задач БПЛА для військових – це ведення тактичної і стратегічної повітряної розвідки, в тому числі і під час бойових дій. Передові держави світу використовують БПЛА ще і для нанесення вогневих ударів по наземним цілям. Перш за все, для виконання відповідного завдання необхідно знати знаходження цілі, а це найефективніше зроби за допомогою ТСС. Переваги ТСС для БПЛА в тому, що він зможе виконувати поставлені завдання не лише вдень, коли імовірність його виявлення максимальна використовуючи навіть звичайні засоби, а і вночі та за умов, коли об'єкт знаходиться під камуфляжем.



Рис. 1.1. Безпілотний літальний апараті [5]

Не менш важливим є застосування дронів і в цивільних цілях для різного роду таких завдань як:

- моніторинг повітряного простору, земної й водної поверхонь;
- екологічний і енергетичний контроль;
- спостереження за дорожнім рухом;
- ведення пошукових робіт та геодезія;

- контроль нафтогазового сектора;
- контроль сільського господарства;
- обстеження багатоповерхових будинків та висотних споруд;
- виявлення водяних потоків під шаром рослинності;
- допомога службам з надзвичайних ситуацій та поліції.

Переваги БПЛА серед інших ЛА в тому, що вони є найменш енергозатратними, мобільними (потребує найменше місця для вильоту, посадки і зберігання), оперативними (здатними перебувати у високих ступенях бойової готовності) та найголовніше, що вони не несуть ризику для особового складу.

Мультикоптер – вид БПЛА з довільною кількістю несучих гвинтів, розміщених в одній площині, що обертаються діагонально в протилежних напрямках (рис. 1.2) [6]. Мультикоптери простіші в управлінні, але мають менший радіус дії в порівнянні із звичайними БПЛА, а отже призначенні як апарати «ближнього радіусу дії». Важливо звернути увагу на те, що мультикоптери працюють на електричних двигунах, що зменшує час польоту, але в свою чергу він не лишає за собою теплового сліду, за яким його можуть виявити.



Рис. 1.2. Мультикоптер [6]

Рій – крихітні автоматизовані дрони, яких у великих кількостях збирають у групу і вони діють як одне ціле [7]. Це нова технологія, яка починає стрімко розвиватися. Рої націлені застосовувати для шпигунства та розвідки, а також в бойових діях та при порятунку людей. Військові націлені використовувати рій для захоплення і атаки відповідних цілей (танки, кораблі, ракетні пускові установки), в результаті чого вони нападають на ціль із усіх боків одночасно, що викликає великі проблеми і робить ціль

беззахисною. Рій є самоорганізованою системою в якій всі дрони рівні, що дозволяє проводити швидке перегрупування на місцевості та літати разом не стикаючись, причому втрата частини дронів не стане перешкодою в продовженні виконання поставленого завдання. Достатньо лише одного оператора для контролю всього рою. США розробляють програмне забезпечення, яке дозволить відокремлювати частину рою для певних місій або підключати нові дрони до рою швидко і непомітно. Окрім військових призначень, рої оснащені тепловізійними камерами, використовуватимуть для знаходження альпіністів, що загубились або виявлення потерпілих під завалами куди звичайним дронам не дістануться.

1.1.2 Авіаційні тепловізійні системи

Авіаційні ТСС встановлюють на літаках (рис. 1.3) та вертольотах (гелікоптерах). БПЛА з'явилися відносно недавно, в порівнянні з авіаційними системами, і в, свою чергу, можуть виконують велику частину завдань, які ставляться для авіаційних систем, але не всі. Звичайно, авіаційні системи потребують суттєвих затрат в підтримці та навчанні персоналу для їх управління, але мають і свої переваги в тому, що вони більш стійкі до впливу на них зовнішніх факторів (погодних) і більш захищені (від попадання куль та перехвату їх керування). Переваги авіаційних ТСС в тому, що вони призначені працювати в жорсткіших умовах, тобто бути стійкими до більш широкого діапазону зміни температур, мають більший запас енергії живлення (живляться від джерела авіаносія), що суттєво збільшує час їхньої роботи, а це в свою чергу дає можливість працювати на більших висотах, довших відстанях, мати більшу просторову і енергетичну роздільну здатність та більшу максимальну дальність виявлення і розпізнавання (менш критичним є питання маси і габаритів).

Авіаційні ТСС застосовують для:

- цілодобового контролю, патрулювання та авіарозвідки;
- ведення безперервного спостереження за об'єктами та їх станом;
- моніторингу стратегічних об'єктів;
- супроводження важливих осіб та техніки на довгі дистанції;

- картографування місцевості та виявлення теплових аномалій на земній та водній поверхні;
- систем виявлення і прицілювання (FLIR) за нагрітими частинами техніки та тепловими слідами;
- спостереження високовольтним обладнанням;
- пошуку зниклих людей з більшою смугою огляду;
- польотів в повній темноті і розрізняти цілі через пил, дим і хмари;
- приземлення літаків в повній темряві;
- роботи з декількома спектральними діапазонами;
- виявлення мінних полів.



Рис. 1.3. Розміщення тепловізійної системи на літаку [8]

1.1.3 Космічні тепловізійні системи

ТСС які встановлені на космічних апаратах (КА), широко використовуються для моніторингу земної поверхні (ЗП). ТСС є одним із небагатьох методів дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), як спосіб отримання інформації про ЗП та розташованих на ній об'єктів. КА ДЗЗ можуть використовуватись для цивільних завдань і для здійснення розвідки. Космічні ТСС для знімання земної поверхні дозволяють суттєво підвищити ефективність досліджень у різних галузях.

Основними перевагами ТСС ДЗЗ є:

- висока оглядовість, можливість одержання одночасно інформації про великі території;
- можливість переходу від дискретної до безперервної картини просторового розподілу показників стану навколишнього середовища;
- одержання інформації у важкодоступних місцях планети, що можуть становити загрозу для здоров'я людей;

- високий рівень генералізації зображення;
- можливість використання великогабаритних ТСС, які забезпечували б максимальну якість отриманого зображення;
- мала ймовірність навмисного пошкодження систем;
- відсутність людей на борту, що виключає радіаційне опромінення;
- практично відсутній природній вплив, що призводив би до швидкого виходу із строю обладнання.

ТСС ДЗЗ направлене на вирішення таких проблем:

- дослідження навколишнього середовища та його охоронний моніторинг;
- виявлення сировинних і енергетичних ресурсів;
- спостережень за погодою і кліматом;
- своєчасне отримання інформації про природні явища (активність вулканів);
- моніторинг природних ресурсів, агротехнічного стану сільськогосподарських культур (прогнозування врожайності) та лісів;
- моніторинг розвитку інфраструктури міст;
- моніторинг надзвичайних ситуацій;
- контроль перетину кордонів, проведення військово-розвідувальних операцій, виявлення ракетно-пускових установок, розташування суден тощо;
- астрономічне дослідження;
- оцінка ландшафту та створення її тривимірної моделі;
- моніторинг сонячної активності Сонця для подальшого системного аналізу і прогнозування геомагнітних бурь, які можуть привести до погіршення здоров'я людей та виведення з ладу електричних станцій і високовольтних ліній, тобто залишити без електрики цілі міста.

1.2 Основні параметри і характеристики тепловізійних систем

Параметри ТСС – це величини, за допомогою яких характеризують властивість, стан, розмір або форму системи тощо. Зазвичай, для оптичних систем (ОС) наводять параметри лише для компонентів самої системи, але в даному випадку, оскільки

розглядаються ТСС для безпілотних, авіаційних та космічних приладів, дуже важливими є параметри середовища в якому вони працюватимуть, що в, свою чергу, суттєво впливатиме на їх ефективність.

Загальні параметри ТСС, які важливі при проектуванні

Спектральний діапазон довжин хвиль. ТСС зазвичай працюють в ІЧ діапазоні довжин хвиль, який поділяють на декілька піддіапазонів в залежності від стандартів класифікації. В звичайній схемі класифікації, прийнято поділяти ІЧ діапазон на піддіапазони беручи за основу вікна прозорості атмосфери, рис. 1.4.

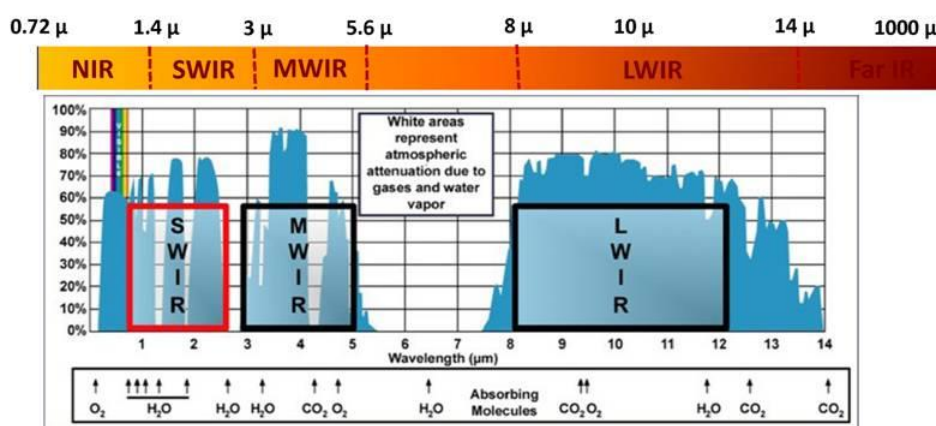


Рис. 1.4. ІЧ діапазон випромінювання [9]

Схема класифікації звичайного діапазону:

- 0,75...1,4 мкм – ближнє ІЧ випромінювання (NIR – Near-infrared);
- 1,4...3 мкм – короткохвильове ІЧ випромінювання (SWIR– Short-wavelength infrared);
- 3...8 мкм – середньохвильове ІЧ випромінювання (MWIR– Mid-wavelength infrared);
- 8...15 мкм – довгохвильове ІЧ випромінювання (LWIR – Long-wavelength infrared);
- 15...1000 мкм – дуже довгохвильове ІЧ випромінювання (FIR – Far-infrared).

Подібним чином, але з дещо зміщеними межами наявні й інші схеми класифікації:

- СІЕ схема, за визначенням Міжнародної комісії з освітленості;
- ISO 20473 схема;
- Астрономічна схема класифікації;

- Схема класифікації, яка базується на чутливості певного типу детекторів.

Коефіцієнт пропускання атмосфери. Даний коефіцієнт важливий для енергетичного розрахунку, який вказує на те яка частина потоку випромінювання пройшла через атмосферу. Авіаційні та космічні ТСС, які працюють на великих висотах, враховують турбулентність атмосфери.

Поле зору, миттєве поле зору і поле огляду. У зв'язку із розвитком ТСС і новими вимогами до розширення їх функціональності, з'явилась велика необхідність у відхиленні візирної осі за кутами візування (спостереження). Саме кути візування або ж максимальні кути відхилення КА задають поле огляду.

Кути візування (рис. 1.5):

- крен ϕ – це кут повороту ЛА навколо повздовжньої осі, напрям якої співпадає з напрямком польоту;
- тангаж θ – кут повороту навколо поперечної осі;
- ристання ψ – кут повороту навколо нормальної осі.

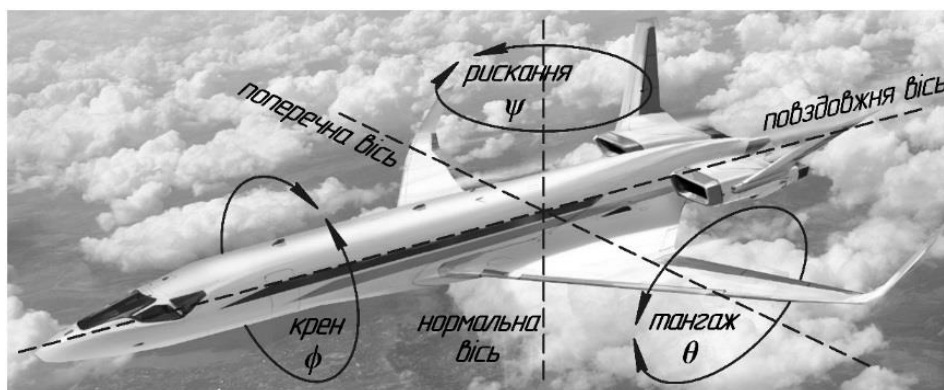


Рис. 1.5. Кути візування (спостереження) [10]

Висота і орбітальна висота. Звичайна висота задається для ТСС БПЛА і авіаційних, і є відстанню від ЗП до ЛА. Космічні ТСС потребують задання орбітальної висоти і координат їх розташування у відповідний момент часу. Орбітальна висота визначається відносно центра мас Землі і слугує заданням траєкторії польоту КА, та визначає швидкість руху по відповідній орбіті [11, 12]. Земля не має форму ідеальної сфери і в реальності описується геоїдом та квазігеоїдом [13, 14]. При проектуванні космічної ТСС, опираючись на допустиму точність в заданні форми Землі, зазвичай як форму приймають двовісний еліпсоїд. В результаті, задавшись координатами

розташування КА, орбітальною висотою і відповідною формою Землі – вираховують звичайну висоту.

Наступні параметри загально відомі і не потребують їх детального опису, тому їх можна просто перелічити. Параметри ТСС:

- ✓ фокусна відстань об'єктива;
- ✓ роздільна здатність матричного приймача випромінювання (МПВ), тобто кількість елементів розкладу (пікселів) по двох осях;
- ✓ період пікселів МПВ;
- ✓ коефіцієнт заповнення пікселів або ж розміри активної частини пікселя МПВ;
- ✓ діаметр вхідної зіниці;
- ✓ радіаційна стійкість оптичних елементів (важливо для космічних ДЗЗ);
- ✓ зміщення МПВ у фокальній площині відносно оптичної осі;
- ✓ швидкість обертання Землі навколо своєї осі і швидкість КА на орбіті;
- ✓ допустима амплітуда коливання вібрацій для ТСС;
- ✓ частота МПВ та діапазон і крок її зміни;
- ✓ динамічний діапазон МПВ та відношення сигнал/шум;
- ✓ спектральна чутливість МПВ.

Загальні характеристики ТСС, які оцінюють якість системи

Характеристики ТСС або ж іншими словами «критерії якості» дають кількісну оцінку ефективності ОС на основі якої можна оцінити якість отриманого зображення сформованого системою за відповідних умов. Поділ характеристик на основні групи залежить від того в якому режимі працює ТСС. Статичний режим вимагає забезпечення високого просторового і енергетичного розділення, а динамічний додатково ще й часового розділення. Зазвичай, статичний режим застосовують коли необхідно отримати фото відповідної області ЗП, причому об'єкти практично не рухаються. Динамічний режим же необхідний для отримання відео або ж спостереження в реальному часі за рухомими об'єктами на ЗП. Приводячи приклад на військових, можна сказати, що розвідувальні операції з виявленням дислокації

противника (координат розташування), розмірів, кількості, типу техніки тощо. Зазвичай в так званий «мирний час», достатньо лише фотографій з прив'язкою координат до місцевості, що і є статичним режимом. Динамічний режим використовується під час «бойових дій» чи при спостереженні за передислокацією відповідних частин, тобто коли відповідні об'єкти знаходяться в русі. В основному, для динамічного режиму необхідно враховувати швидкості переміщення ТСС і об'єкта спостереження та частоту кадрів чи часову розгортку, які визначатимуть те на яку долю частини пікселя в середньому зміщується об'єкт. В результаті, чим більше зміщення і менших розмірів об'єкт, тим більше буде розмиття, а отже і менша ймовірність ідентифікації та розпізнавання об'єкта спостереження.

Просторова роздільна здатність ТСС визначає можливість системи розрізняти (розділяти) мінімальні просторові розміри об'єктів та їх елементів [1]. Якщо предмет знаходиться на безкінечності (наприклад зорі) то використовують кутову роздільну здатність. Зазвичай, просторове розділення обмежуються:

- дифракцією об'єктів, рідше роздільною здатністю об'єктів з абераціями, які емпірично описують формулою Гауса;
- періодом чутливих елементів МПВ;
- розмірами чутливої площадки або коефіцієнтом заповнення пікселя МПВ;
- шириною частотної смуги пропускання МПВ;
- розділенням монітору.

Роздільна здатність об'єктива оцінюється критерієм Релея або ж функцією розсіювання точки (ФРТ, PSF), МПВ визначається частотою Найквіста, а дисплей – кількістю телевізійних ліній. Відомо, що просторове розділення – це мінімальна відстань між двома близько розташованими об'єктами, зображення які ще можна спостерігати окремо, тобто період і визначається в лінійних величинах, а просторова роздільна здатність – це величина обернена до просторового розділення, тобто частота яка визначається в обернених лінійних величинах.

Енергетична роздільна здатність ТСС або ж контрастна чутливість визначає можливість системи розділяти (виявляти) сигнали від об'єктів великих розмірів, які розміщені на фоні, за рахунок наявного контрасту. Енергетична роздільна здатність

залежить від енергетичних характеристик ТСС, чутливості МПВ і шумів, але не залежить від просторової роздільної здатності [1].

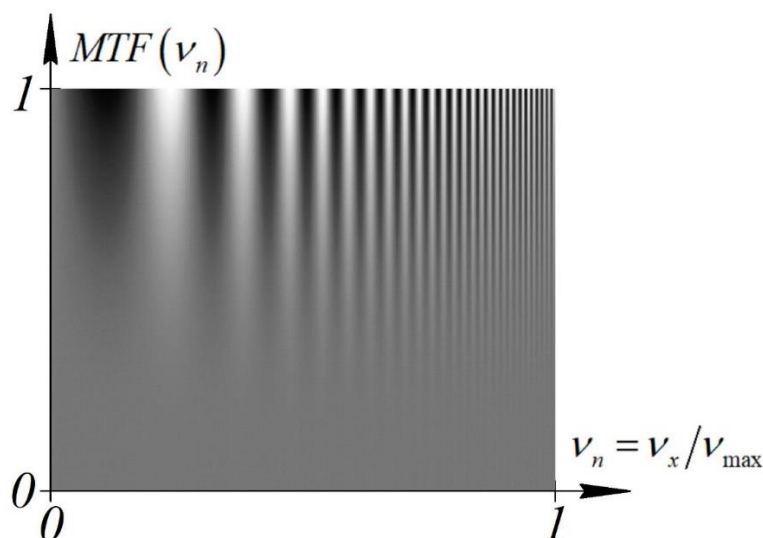


Рис. 1.6. Залежність контрасту від нормованої просторової частоти [15]

Одним із основних критеріїв для оцінки якості ТСС вважають модуляційну передавальну функцію (МПФ), яка математично описується як модуль передавальної функції, отриманої шляхом перетворення Фур'є від ФРТ. Фізично, МПФ – це відношення контрасту освітленості у площині зображення до контрасту яскравості синусоїдальної міри в площині предметів [1, 16]. Відображаючи графік МПФ відповідної ТСС, ми покажемо залежність контрасту від просторової частоти, тобто характеризуємо те на скільки якісно відповідна система передає штрихову міру (набір тестових ліній) з відповідною частотою (періодом). Зазвичай графіки МПФ відображають деякою кривою $MTF(v_n)$, яка інформативніша при розрахунках, але для практичного розуміння віддають перевагу представляючи у вигляді двовимірного зображення: де по осі Ox зображується тестова міра зі змінною синусоїдальною частотою, а по осі Oy – вплив контрасту, таким чином, можна наглядно оцінити якість ТСС (рис. 1.6).

Відношення сигнал/шум характеризує здатність системи якісно перетворювати інформацію про оптичний сигнал з підстилаючої поверхні в цифровий вигляд. Визначальним є відношення середнього значення рівня корисного сигналу до його невизначеності, викликаної різними шумовими складовими сумарного сигналу.

Невизначеність рівня сигналу кількісно характеризується його середньоквадратичним відхиленням [17].

Ймовірність сприйняття тепловізійного зображення – це функція, яка залежить від:

- характеристик об'єкта спостереження (відношення сигнал/шум, контрасту, кутових розмірів, форми, розміщення, орієнтації і швидкості руху на екрані);
- характеристик загального зображення на екрані дисплея (яскравості фону, щільності та складності завад, розмірів екрана);
- характеристик ТСС (передавальної функції та пов'язаних із нею критеріїв розділення, частоти кадрів, кількості рядків, кутових розмірів екрана, передачею сірої шкали градацій яскравості, динамічного діапазону);
- характеристик спостерігача (особливостей зору, тренованості, інтелекту).

Ймовірність сприйняття або ж ймовірність вирішення поставленого завдання поєднує в собі два етапи, такі як ймовірність виявлення і розпізнавання, під час яких оператор виконує пошук об'єктів на зображенні (екрані дисплея) [1]. Математично, ймовірність сприйняття – це добуток ймовірностей виявлення і розпізнавання. Ймовірність виявлення – це ймовірність виділення об'єкта на неоднорідному фоні і віднесення його до класу об'єктів, які можуть становити потенційний інтерес. Ймовірність розпізнавання – це ймовірність віднесення виявленого об'єкта до вузького класу об'єктів, де його можна буде класифікувати.

Максимальна дальність спостереження (МДС) – це максимальна дальність, на якій ТСС забезпечує виявлення або розпізнавання об'єкта із заданою ймовірністю [1]. МДС є узагальнюючим терміном для:

- Максимальна дальність виявлення (MDR) – максимальна дальність між ТСС і стандартним тест-об'єктом, що випромінює як абсолютно чорне тіло (АЧТ), за якої тест-об'єкт виявляється на екрані дисплея із заданою ймовірністю виявлення у разі необмеженого часу спостереження;
- Максимальна дальність розпізнавання (MRR) – максимальна дальність між ТСС і стандартним тест-об'єктом у вигляді міри Фуко, що випромінює як

АЧТ, за якої тест-об'єкт розпізнається на екрані дисплея із заданою ймовірністю розпізнавання у разі необмеженого часу спостереження;

- Максимальна дальність дії (NER) – максимальна відстань між ТСС і тест-об'єктом, що випромінює як АЧТ, за якої відношення пікового значення сигналу до середньоквадратичного значення шуму на виході еталонного фільтра дорівнює одиниці.

Основою для розрахунку МДС є критерій Джонсона, який пояснюється як необхідна кількість роздільних штрихів міри Фуко, які розміщуються вздовж його критичного розміру об'єкта, необхідних для розпізнавання із заданою ймовірністю [18 – 21]. На рис. 1.7 зображено принцип на якому будується критерій Джонсона.

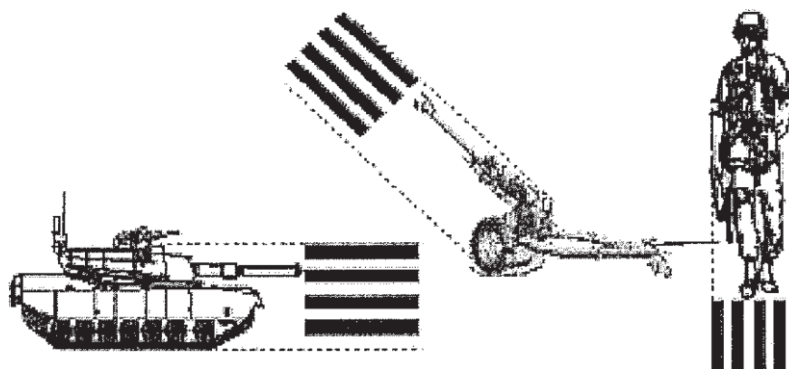


Рис. 1.7. Критерій Джонсона для розпізнавання [18]

Освітленість, еквівалентна шуму (NEI) – це освітленість у площині вхідної зіниці ТСС, яка створює електричний сигнал на виході МПВ, який є еквівалентним шумовому сигналу. Еквівалентна шуму різниця температур (NETD) – це різниця температур між стандартним тест-об'єктом і фоном, що випромінюють як АЧТ, за якої відношення пікового значення сигналу на виході стандартного еталонного фільтра ТСС, яка розглядає тест-об'єкт, до шуму дорівнює одиниці. Мінімальна виявлювальна різниця температур (MDTD) – це мінімальна різниця температур між тест-об'єктом і фоном, що випромінюють як АЧТ, потрібна для виявлення тест-об'єкта у разі необмеженого часу спостереження і заздалегідь відомого його розміщення на екрані. Мінімальна роздільна різниця температур (MRTD) – це мінімальна різниця ефективних температур між смугами (штрихами міри Фуко) тест-об'єкта із заданою просторовою частотою та фоном, яка дозволяє візуально розділяти штрихи об'єкта на дисплеї [1, 18, 22 – 24].

Вище перераховані основні характеристики є важливими для дослідників і розробників ТСС, оскільки вони дозволяють проаналізувати ефективність приладу та якість отриманого зображення при відповідних умовах спостереження, а також на основі отриманих результатів оптимізувати і покращити сам прилад. Замовника, що є «ключовою ланкою» в створенні ТСС, мало цікавлять більшість вище перелічених характеристик. Замовник, в першу чергу, вимагає щоб кінцевий результат відповідав його вимогам, а тому він ставить такі завдання і запитання:

- Вісь наявна ТСС з відповідними параметрами, а отже, що із її допомогою можна побачити, тобто, яку найменшу деталь можна розрізнити або ж при яких мінімальних розмірах об'єкта її можна виявити в реальних умовах (на відповідній висоті, при певних погодних умовах тощо)?
- Необхідна ТСС, для якісного виконання поставлених завдань, яка б в реальних умовах дозволяла розрізняти об'єкти з певним мінімальним розміром, або ж чітко бачити об'єкт заданих розмірів з відповідної висоти/відстані.

Зазвичай, розробники ТСС для КА вказують просторове розділення або ж так зване лінійне розрізнення (розділення) на місцевості (ЛРМ) поряд із шириною смуги зйомки, ваги, розмірів тощо, тобто, увага звертається на те, що цікавить замовника.

ЛРМ – це здатність ТСС КА виявляти і розпізнавати об'єкти, які знаходяться на ЗП. ЛРМ ТСС визначається такими факторами як: геометричний, якісний, енергетичний та імовірнісний (ймовірність виявлення) [25, 26]. Якісний є одним із основних факторів, якому приділяють найбільше уваги. Він показує результат того на скільки чітко весь оптико-електронний тракт передає зображення, тобто – максимально контрастно. Отже, якість отриманого зображення визначатиметься МПФ, яка є основою для розрахунку ЛРМ. Отже, ЛРМ є характеристикою, яка охоплює і враховує вище перераховані характеристики (МДС, MRTD, NETD тощо), тобто дає оцінку тому, на скільки малих розмірів об'єкт можна побачити в реальних умовах.

1.3 Сучасні вимоги до тепловізійних систем спостереження для дистанційного зондування Землі

Збільшення кількості супутників для ДЗЗ збільшує і вибір продукції для користувача, який, в свою чергу, підвищує вимоги пов'язані із функціональністю ТСС і якістю отриманого зображення. На даний момент, згідно сучасних вимог, вже не достатньо просто розробити ОС високої ефективності, тобто від розробника вимагається додаткового підтримувати свій продукт. Загалом, під підтримкою продукту розуміється радіометричне і геометричне калібрування отриманих даних [27]. Розширення функціональних вимог вимагає щоб зйомка відповідної місцевості із ЛА проводилася під різними кутами візування (тангаж, крен і рискання).

Раніше, коли зйомка на ЛА проводилася лише в надирі, то проекцію МПВ на ЗП розраховували доволі просто, а саме – «квадратна» форма пікселя МПВ відповідала «квадратній» масштабованій його проекції на ЗП і в розрахунках використовували: розміри пікселів, фокусну відстань об'єктива та висоту польоту. Такі розрахунки не становили труднощів, а тому всі інші операції, які пов'язані з обробкою знімків ЗП, виконували наземні комплекси, які підпорядковані космічним агентствам. Основна задача, для розробників ТСС, вимагала лише розробки високоефективної системи, яка здатна робити знімки ЗП високої якості. Комітет із супутникових спостережень Землі (CEOS) ухвалив єдиний набір рівнів обробки матеріалів зйомок. Цифрова обробка знімків поділяється на 5 рівнів (від 0 до 4), а від розробників вимагався лише 0 рівень.

У зв'язку із підвищенням функціональних вимог для ТСС на ЛА, підвищилися і вимоги до забезпечення цифрової обробки (до 1 рівня включно). Оскільки ЛА відхиляється за кутами візування, то проекція пікселів на ЗП вже не має форму «квадрата», а перетворюється в «несиметричний дельтоїд». Іншими словами, відбувається суттєва, в залежності від параметрів ТСС, деформація проекції пікселів на ЗП, що приводить не тільки до геометричного спотворення, а й до збільшення розмиття, зменшення контрасту, погіршення просторової роздільної здатності тощо. Зазвичай, розробники засекречують всі дані по конструкції і принцип роботи їх приладу, а отже лише вони повинні знати як вирішити проблеми пов'язані із погіршенням якості отриманого зображення. Цифрова обробка зображень хоч і

розвинена на доволі високому рівні, але має свої обмеження і граничні можливості, тобто якщо на «передньому плані» обмеження виступають фізичні процеси і конструкція приладу, то в більшості випадків цифрова обробка не дасть суттєвих покращень.

Початком цифрової обробки знімків є процедури отримання та реєстрації первинних (необроблених) даних, тобто даних отриманих технічними засобами ДЗЗ. Наступними операціями обробки є [28]:

- ✓ Попереднє оброблення – «Рівень 0»:
 - Приймання електромагнітних сигналів;
 - Демодуляція сигналів;
 - Декодування засекреченої інформації;
 - Декомутація службових та інформаційних слів;
 - Реєстрація інформації;
 - Оперативний перегляд і конвертування інформації;
- ✓ Нормалізація – «Рівень 1»:
 - Координатна прив'язка;
 - Поділ за кадрами (сценами);
 - Оцінка якості рядків зображення;
 - «Рівень 1А»:
 - Радіометричне коригування;
 - Коригування пошкоджених пікселів;
 - «Рівень 1В»:
 - Геометричне коригування;
 - «Рівень 1С»:
 - Географічна прив'язка знімка до карти;
 - Атмосферне коригування частин знімка, схованих під хмарами;
 - «Рівень 1D»:
 - Географічна прив'язка знімка за опорними точками;
- ✓ Міжгалузеве оброблення – «Рівень 2»;

- Перерахунок координат зображення у визначену картографічну проекцію;
- «Рівень 2А»:
 - Повне радіометричне коригування;
- «Рівень 2В»:
 - Повне геометричне коригування;
- «Рівень 2С»:
 - Орторектифікація;
- ✓ Тематичне оброблення:
 - «Рівень 3»:
 - Формування тематичних шарів просторової інформації;
 - «Рівень 4»:
 - Формування просторових моделей (карт, блок-діаграм, проектів тощо).

Рівень 0 – це оброблення даних ДЗЗ, змістом якого є формування вихідного космознімка з первинних даних і доповнення його необхідними метаданими.

Рівень 1 – це оброблення даних ДЗЗ, змістом якого є виконання необхідних процедур геометричного й радіометричного коригування та просторового прив'язування за орбітальними даними.

Рівень 2 – це рівень оброблення даних ДЗЗ, змістом якого є його просторове прив'язування з використанням наземних опорних точок.

Рівень 3 – це рівень оброблення даних ДЗЗ, змістом якого є отримання значень дешифрувальних ознак або визначення фізичних параметрів об'єктів зондування.

Рівень 4 – це рівень оброблення даних ДЗЗ, змістом якого є дешифрування космознімка та складання легенди.

Реставрація знятих даних (знімків) направлена на підвищення їхньої якості, тобто на поліпшення сприйняття інформації користувачем. Загалом, реставрація розуміється як геометричне і атмосферне коригування та компенсація характеристик приймача, що змінилися. Також, сюди можна віднести і поновлення пропущених даних, заповнення ділянок, що закриті хмарами тощо.

1.3.1 Радіометричне коригування

Радіометричне спотворення знімка – це порушення пропорційності відтворення характеристик яскравості об'єктів дистанційного зондування на зображенні. Радіометричне коригування необхідне для виправлення радіометричних спотворень знімків.

Радіометричні спотворення зумовлені: несправністю детекторів, впливом рельєфу та атмосфери. Спотворення усуваються шляхом перетворення знятих даних у фізичні одиниці яскравості, виправлення дефектів зображення і впливу відмінностей освітленості. Несправність детекторів призводять до смугастості зображення, якщо відбувається сканування, або до точковості, якщо відбувається матрична зйомка. В залежності від складності несправності приймачів смуги і крапки бувають світлих і темних кольорів – це так звані явища випадання пікселів. Дані недоліки виправляються методами просторової фільтрації, інтерполяції та екстраполяції яскравостей сусідніх чи групи пікселів, статичними методами розраховуючи середньоквадратичне відхилення і середнє значення тощо [28].

Радіометричне коригування виконується шляхом калібрування, оскільки пов'язане із зміною значень яскравості пікселів. Калібрування – це кількісне визначення відгуку технічного засобу ДЗЗ на відомий вхідний сигнал. Калібрування даних – коригування даних ДЗЗ на основі використання інформації, отриманої з тестових полігонів і еталонів.

При коригуванні впливу атмосфери враховують:

- тип розсіювання;
- рівень видимості;
- географічне положення;
- сезон проведення зйомки;
- дані метеорологічних спостережень;
- дані наземних вимірювань відбивної здатності;
- стан атмосфери.

Перед запуском, вимірювальна апаратура ретельно перевіряється та калібрується. Калібрування для БПЛА та авіаційних ТСС можна проводити практично перед

кожним запуском, що ж стосується космічних ТСС, то калібрування відбувається під час їхнього польоту, оскільки за час функціонування апаратура деградує під впливом несприятливих умов та факторів космічного простору.

Вищеописані особливості радіометричного коригування застосовують вже після отримання знятої інформації, але є радіометричне коригування, яке необхідно проводити під час розробки ТСС і в процесі польоту. В процесі польоту змінюється висота як за рахунок кривизни Землі, так і за рахунок ландшафту, змінюються і кути візування в залежності від того яку область оператору необхідно зняти, а це, в свою чергу, призводить до того, що змінюється швидкість переміщення зображення в площині МПВ. Щоб зменшити розмиття зображення необхідно підібрати частоту зчитування МПВ під швидкість переміщення зображення, що є дуже важливим для матриць КРТ (кадмій-ртуть-телур) з TDI (з часовою затримкою та накопиченням) [1]. Важливим є і розрахунок відносного насичення елемента МПВ на виході як для матриць КРТ з TDI так і для фокальних матриць.

Відносне насичення показує те, наскільки відсотків енергетично заповнений елемент інформацією перед його зчитуванням і перетворенням даних в електричний сигнал. Щоб розрахувати відносне насичення необхідно знати: характеристики ЗП, яка зніматиметься в залежності від розташування, висоту, параметри об'єктива та характеристики МПВ (чутливість, сигнал насичення тощо). Насичення розраховують так, щоб при максимально можливому потоці випромінювання, від відповідної ділянки ЗП, сигнал при зчитуванні елемента відповідав максимальному значенню динамічного діапазону, тобто амплітуда сигналу має бути максимально можливою без втрати інформації. Якщо не відкалібрувати налаштування ТСС за відотною насиченістю то можливі два випадки негативних результатів: перенасиченість і недостатність. При перенасиченості вихідне зображення буде максимально «засвіченим», тобто практично все біле, і навпаки, при недостатності вихідне зображення буде «затемненим», а шуми значно погіршуватимуть якість. При перенасиченні або недостатності суттєво погіршується контраст зображення. Важливим параметром, від якого залежить відносне насичення, є постійна часу для теплових МПВ і часова затримка та накопичення для фотонних МПВ. Враховуючи

принцип дії матриць КРТ з TDI, то в даному випадку відносну насиченість можна регулювати за рахунок кількості TDI – елементів інтегрування.

1.3.2 Геометричне коригування

Геометричне (просторове) спотворення знімка – це неоднаковість відтворення геометричних характеристик об'єкта дистанційного зондування на зображенні. Геометричне коригування необхідне для виправлення помилок, які спричинені розрідженням між фактичними координатами елементів зображення та їхніми реальними координатами.

Геометричні спотворення викликані за рахунок:

- викривлень у відносному позиціонуванні пікселів;
- кривизною Землі;
- швидкістю обертання Землі та швидкістю ЛА;
- недосконалістю апаратури для знімання;
- траєкторією орбіти для КА;
- нерівномірний рух ЛА;
- нахилу площини орбіти;
- зміщенні рядків при формуванні сканованого зображення;
- відхилення і коливанням оптичної осі ТСС відносно надиру;
- помилки датчиків у вимірюванні положення ЛА та швидкостей;
- рельєфного зміщення.

Первинне систематичне геометричне коригування відбувається на рівні 1В, оброблення цифрових знімків. Процес полягає у виправленні геометричних спотворень за орбітальними даними. Вторинне несистематичне геометричне коригування відбувається на рівні 2В. Даний процес полягає у трансформації невиправлених зображень із системи координат знімка в географічну систему координат за опорними точками з використанням поліномів перетворення – RPC-коефіцієнтів [28, 29]. Поліноми необхідні для розрахунку нової координатної сітки пікселів вихідного зображення за координатами контрольних точок. Опорні точки – це пари точок, які вибираються на вихідному і опорному знімках для побудови

математичної моделі трансформування. Опорний знімок – вторинне зображення (карта) з відомою картографічною проекцією.

Геометричне коригування є ще більш складним і трудомістким (затратним) процесом цифрової обробки знімків. Більшу частину затраченого часу і ресурсів необхідно витратити на пошук і виявлення опорних точок. Зазвичай, опорні точки обирають за наступними критеріями:

- перетин доріг;
- чіткі контури будівель;
- геодезичні знаки.

Небажаними є точки таких мінливих явищ як берегові лінії, контури рослинності тощо. Опорні точки повинні рівномірно розташовуватися на зображенні. Суттєвою проблемою є масштаб, який повинен не відрізнятися більше ніж в 2-4 рази, при порівнянні з еталоном при виявленні опорних точок.

Виявлення правильних опорних точок потребує або втручання людей в коригування і задання точок, що займатиме доволі багато часу, або застосування штучного інтелекту (машинного навчання), що потребуватиме громіздких обчислювальних затрат і багато часу для його початкового навчання. При відхиленні за кутами візування, проекція МПВ на ЗП матиме форму несиметричного дельтоїда, що суттєво збільшує складність в цифровій обробці знімків. Вибір опорних точок накладає обмеження на масштаб, а при відхиленні за кутами візування він суттєво відрізнятиметься і змінюватиметься в різних напрямках по різному (відносно центра проекції пікселів на ЗП), і для відповідних значень кутів візування буде своя деформація, що унеможлиблює застосування деякої загальної моделі, яка б охопила всі випадки. Отже, виходячи з цього, доволі важливе місце посідає визначення координат проекцій центрів пікселів МПВ на ЗП. Знаючи координати, форму проекції і значення кутів відхилення проекцій рядків та колонок, можна для рівня 1В провести попередню трансформацію, яка б трансформувала «дельтоїд» в «квадрат», для того щоб масштаб бува рівномірним в усіх напрямках. Після чого на рівні 2В можна було застосувати трансформацію по опорним точкам, щоб надати якісний знімок в певній проекції та системі координат.

1.4 Методи підвищення якості тепловізійних зображень

Всі методи підвищення якості отримуваних тепловізійних зображень можна поділити на дві групи:

- цифрова – програмна обробка вихідних зображень ТСС;
- технічна – вдосконалення і оптимізація конструкції ТСС;

До цифрової обробки зображень можна віднести [30 – 34]:

- субпіксельна обробка;
- гамма і гістограмна корекція;
- просторова, частотна, фазова і часова фільтрація;
- морфологічна обробка;
- корекція зображень на основі теорій Фур'є і вейвлет перетворень;
- сегментація зображень;
- геометричні перетворення.

До технічного підвищення якості можна віднести [34 – 38]:

- застосування різних методів сканування;
- вдосконалення конструкції ТСС;
- використання МПВ різних типів і технологій зчитування;
- використання елементів ТСС вищої якості (із кращими характеристиками);
- узгодження елементів оптичної схеми (об'єктива і МПВ);
- підвищення якості оптичних елементів шляхом оптимізації (зміни конструктивних параметрів) за допомогою програмних пакетів для розрахунку ОС (Zemax, Абер).

Цифрова обробка, на сьогоднішній день, сильно розвинена і застосовується завжди при формуванні вихідного (кінцевого) зображення. Покращення якості зображення, за допомогою цифрової обробки, відбувається на етапі після того як ТСС сформувала зображення. Вона ефективна при зменшенні шумів, геометричній корекції, яскравісної корекції (збільшення або зменшення яскравості – гістограмна корекція), корекції «випавших» пікселів, але на відміну від технологічного підвищення вона не здатна суттєво покращити просторове розділення зображення, збільшити динамічний діапазон і точність вимірювання, підвищити контрастну

характеристику тощо. Покращення просторового розділення відбувається двома найбільш відомими способами: використанням інтерполяції та субпіксельної обробки. Інтерполяція є імовірнісною функцією і в її основі лежать методи регресії, прогнозування, математичної статистики тощо, що, в свою чергу, за відома включає похибку вимірювання. Наприклад, якщо в зображенні у відповідному місці розрахунку має бути чіткий (різкий) контур між двома об'єктами різних температур, то при інтерполяції там ймовірніше можна отримати близьке до середнього значення – плавний перехід від одного об'єкта до іншого. Аналогічно можна сказати і про розширення динамічного діапазону і точності вимірювання на основі інтерполяції. Під контрастною характеристикою розуміється не лише збільшення контрасту зображення, за рахунок гістограмної корекції, а й підвищення МПФ, що характеризується ФРТ – розмиттям «дрібних» елементів зображення. Гістограмна корекція може включати корекцію кривої, яка відображає залежність певної яскравості зображення від кількості пікселів, які відповідають цій яскравості. Таким чином, можна як покращити, так і погіршити контраст у певному випадковому місці. Можливі й варіанти підвищення контрасту шляхом зменшення динамічного діапазону градієнта кольорів в діаграмі, що не завжди є ефективним. Субпіксельну обробку можна вважати однією із найбільш ефективних методів підвищення якості зображення, але це, в свою чергу, вимагає і технічного покращення якості, тобто вдосконалення конструкції ТСС, яка б давала на виході більше одного зображення, які повинні мати спільну зону перетину.

Одним із варіантів технологічного підвищення якості зображення є використання елементів ТСС із кращими характеристиками. Якість об'єктива збільшується при: збільшенні діаметра вхідної зіниці та фокусної відстані, виправлення аберацій, а для МПВ – це зменшення періоду пікселів, збільшення чутливості, зменшення шумів. Технологічне підвищення має і свої межі вдосконалення, які обмежуються найчастіше технологією виготовлення і контролем, або фізичними явищами, які починають проявлятися на квантовому рівні. У зв'язку із цим постає необхідність в зміні конструкції приладу, для того щоб обійти обмеження, які виникають, та створити економічно доступний прилад із максимально можливою якістю.

1. Використання апертурної маски

Принцип дії полягає в тому, що у площині, близькій до фокальної, ТСС формує різке зображення об'єкта і в цій же площині розміщують 1 – непрозору діафрагму (маску) з періодично розташованими в ній отворами [37]. Маска може зміщуватися, як показано на рис. 1.8, і формує розфокусоване зображення в площині МПВ – 2. Відстань між площиною 1 і 2 вибирають такою, щоб розфокусовані зображення сусідніх фрагментів не перетиналися. В результаті сигнали двох детекторів 2 можуть бути однозначно пов'язані з сигналами віртуальних детекторів, поперечні розміри яких в два рази менші, ніж у реальних детекторів, розташованих на місці відповідної діафрагми. Отже, можна отримати зображення, яке має вдвічі більшу роздільну здатність [37].

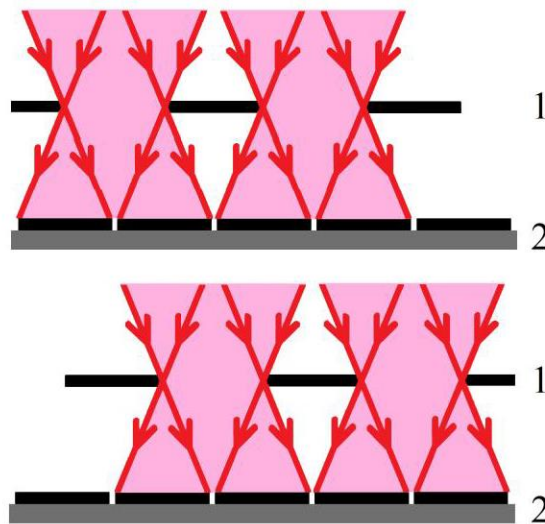


Рис. 1.8. Використання апертурної маски [37]

2. Зміщені приймачі або пікселі

Розглянемо схему, де на вхід оптики потрапляє потік випромінювання Φ і фокусується в фокальній площині в якій можуть знаходитися декілька МПВ або один МПВ, в якому рядки зміщені один відносно одного на деяку величину ΔL або декілька МПВ центри яких зміщені один відносно одного на ΔL [34 – 36]. ТСС, що побудована за такою схемою, знаходиться в польоті і потік від певної ділянки ЗП зміщується в часі, тобто відбувається сканування при якому зображення відповідної ділянки проходить по чергово всі МПВ або рядки МПВ. Таким чином, за напрямком,

що відповідає поперек польоту збільшується просторове розділення, яке залежить від величини зміщення ΔL і кількості МПВ або рядків.

За умови коли у фокальній площині розташовані декілька МПВ, то як МПВ можуть використовувати матриці КРТ з TDI. Їх використання дає кращу енергетичну роздільну здатність і призводить до зменшення сигнал/шум, але вимагає від оптики більшого поля зору з виправленими аберациями. Переваги даної конструкції в тому, що для зміщення зображення використовується власний рух ЛА, а недоліки – більше поле зору та правильне узгодження між швидкістю руху зображення в фокальній площині та частотою зчитування сигналу приймачами.

3. Почергове зміщення вихідного потоку випромінювання

Розглянемо схему, де на вхід ОС потрапляє певний потік у відповідний момент часу і фокусується на одному приймачі випромінювання [38]. Під ОС в даній схемі розуміється наявність фокусуєчого елементу – об'єктива, та додаткових елементів конструкції, які дозволяють змістити вихідний потік в деякий момент часу, наприклад за допомогою: обертового диску з похилими плоскопаралельними пластинами, рідкокристалічних пристроїв керування, конструкції на п'єзоелектричних елементах або рухомих клинів тощо. В даному випадку, процес зйомки вважають умовно стаціонарним, тобто час зйомки певної області ЗП настільки малий, що рух ЛА можна не враховувати.

Принцип дії даної схеми полягає в тому, що вихідний потік Φ' зміщується і в певний момент часу центр знаходиться в місцях $\Phi'_1 \dots \Phi'_n$, при умові щоб вони мали спільну область перетину. Можливий варіант, коли в ОС не застосовується жодних додаткових елементів для зміщення потоку, а зміщують сам МПВ на відповідні долі періоду. Переваги цієї конструкції в тому, що використовується один МПВ і потребує відносно невелике поле зору, а недоліки – необхідно ускладнювати конструкцію для зміщення потоку чи приймача і використовувати МПВ з більшою чутливістю і меншим часом формування кадру.

4. Почерговий вибір вихідного потоку випромінювання

Розглянемо схему, де на вхід ОС потрапляють певні «виділені» вхідні потоки, які у відповідний момент часу фокусуються на одному МПВ [38]. Елементи конструкції можуть бути такими як і в попередньому випадку. В даному випадку, процес зйомки вважається стаціонарним. Принцип дії полягає в тому, що ОС почергово охоплює певні області ЗП, причому проекції МПВ на ЗП охоплені в різні моменти часу і повинні мати спільну область перетину, яка відповідала б зміщенню проекцій на долю періоду проекції одного пікселя. Відмінність цього методу від попереднього в тому, що в ньому необхідна ОС з більшим полем зору і МПВ не повинен переміщуватися.

5. Зйомка за рахунок власного руху ЛА

Розглянемо схему, в якій на вхід ОС потрапляє потік випромінювання Φ і фокусується в фокальній площині, де розташований МПВ [34]. Як МПВ можна використовувати мікроболометричну матрицю.

Принцип дії полягає в тому, що за рахунок власного руху в процесі польоту відбувається зйомка декількох кадрів, проекції яких зміщенні на певну частину проекції пікселя на ЗП. Отже, спочатку обирається певна область зйомки і в залежності від швидкості руху ЛА над ЗП розраховується час інтегрування МПВ. Час інтегрування вибирають так щоб в процесі польоту проекції МПВ на ЗП були зміщенні одна відносно одної на частину проекції пікселя МПВ. Спочатку ЛА знаходиться в одному місці і знімає перший кадр протягом часу інтегрування, тоді за рахунок польоту зміщується на долю проекції пікселя і знімає іншу частину ЗП, яка повинна мати спільну область перетину залежно від того скільки кадрів задано для зйомки. В кожен момент, процес знімання вважають стаціонарним. Після зйомки заданої кількості послідовних кадрів, ЛА пролітає відстань приблизно рівну величині проекції всього МПВ, і починає знімати аналогічним чином іншу ділянку. Переваги даної конструкції в тому, що в схема є простою і не потребує додаткових компонентів, в якій достатньо лише об'єктива і МПВ, а рух для субпіксельної реєстрації відбувається за рахунок власного руху ЛА. Недоліки схеми полягають в тому, що необхідно мати МПВ з великою чутливістю і швидкодією, світосильний об'єктив та

узгодження часу інтегрування і часу затримки між змінною ділянкою сканування із швидкістю переміщення зображення в фокальній площині.

б. Зйомка за рахунок поділу потоку випромінювання

Розглянемо схему, де на вхід ОС потрапляє потік випромінювання Φ , ділиться і фокусується окремо в площині кожного МПВ. Якщо у фокальній площині умовно поєднати декілька МПВ, то їхні центральні пікселі повинні бути зміщені один відносно одного на деяку величину ΔL по обох координатах [37]. Іншими словами, проєкції всіх центральних пікселів МПВ на ЗП повинні бути зміщені один відносно одного на певну долю проєкції пікселя.

ОС в даній схемі повинна містити світлоподільні оптичні елементи (призми і плоскопаралельні пластини) які розділятимуть вхідний потік Φ на декілька потоків меншої інтенсивності $\Phi'_1 \dots \Phi'_n$, які виведені і сфокусовані окремо на відповідний МПВ. В даному випадку, процес зйомки вважають стаціонарним. Переваги даної схеми полягають в тому, що вона позбавлена рухомих елементів і в ній можна використовувати МПВ як матриці КРТ з TDI, так і фокальні матриці. Для схем, які використовують фокальні матриці, переваги від попередньо розглянутих полягають в тому, що вони мають більший час інтегрування і зміщення проєкцій МПВ на ЗП вже реалізовано в даній схемі і не потребують узгодження із швидкістю переміщення зображення в фокальній площині. Недоліком же є зменшення інтенсивності потоку в залежності від кількості МПВ. Схеми, які містять МПВ – приймачі КРТ з TDI, то їх використання дає переваги в тому, що нестачу потоку можна компенсувати за рахунок збільшення кількості TDI регістрів для накопичення, але це, в свою чергу, вимагатиме більшого поля зору та при відхиленні за кутами візування – зменшення контрасту за рахунок більшого зміщення зображення певної ділянки ЗП у фокальній площині.

Даною схемою можна описати і схему, яка з певним періодом часу відбиватиме/відхилятиме потік випромінювання на певний кут (тобто в те місце де розташована відповідна МПВ) завдяки дзеркальним призмам та використанням п'єзоелектричних елементів. Перевагою є фокусування всього потоку на відповідну

МПВ, а недоліками – необхідність використовувати МПВ з меншим часом інтегрування, більшою чутливістю і неможливість використання матриць КРТ з TDI.

Узагальнюючи вищеприведені схеми (окрім 1), маємо, що більша їх частина потребує узгодження між частотою сканування або часом інтегрування із швидкістю переміщення зображення в фокальній площині при відхиленні ТСС за кутами візування. Узгодження потребує точного визначення деформації МПВ на ЗП, зі значення якої можна розрахувати напрям і швидкість руху зображення ЗП у фокальній площині.

1.5 Типи і принцип дії ІЧ матричних приймачів випромінювання

ТСС використовують два типи приймачів, які поділяють за принципом їх роботи. Відповідно до фізичних принципів роботи МПВ поділяються на [1, 2]:

- теплові – перетворюють падаюче випромінювання у тепло, а викликана цим зміна температури чутливого елемента перетворюється в електричний сигнал;
- фотонні (квантові) – використовують внутрішній фотоэффект.

Кожна із груп, ще, в свою чергу, поділяється на підгрупи [39]:

- теплові: піроелектричні (сегнетоелектричні) детектори, термометри, термопари, болометри, біметалеві детектори, надпровідні детектори, пневматичні (комірки Голі (Golay cells)) та інші.
- фотонні: фотодіоди, фотопровідники, фотоемісійні детектори, фото-МДН (МДН – метал-діелектрик-напівпровідник), фото-ПЗЗ (ПЗЗ – прилади з зарядним зв'язком) детектори, підсилювачі яскравості, детектори на ефекті фотонного захоплення, фототранзистори тощо.

Теплові детектори перетворюють потік випромінювання, який поглинули, в зміну їх електричних параметрів. Процес реєстрації падаючого випромінювання для мікроболометрів може реалізуватися за допомогою конструкції, що складається із трьох частин [39]:

- шар, що поглинає ІЧ випромінювання;
- шар теплової ізоляції;

- датчик температури.

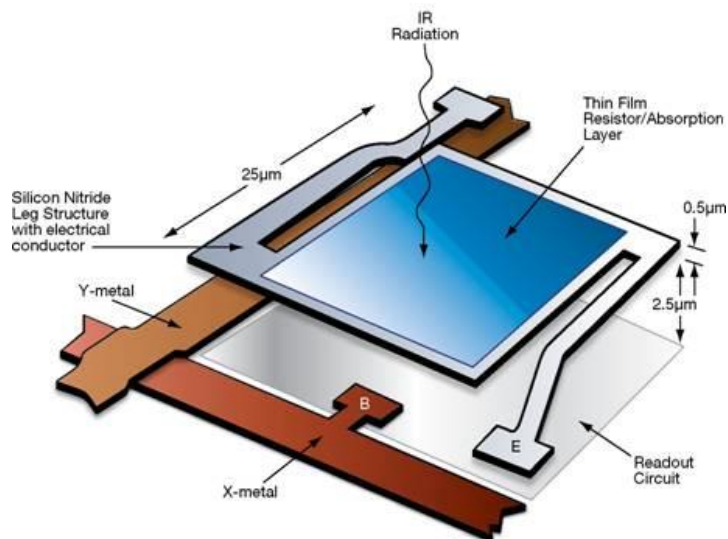


Рис. 1.9. Будова пікселя мікроболометра [40]

Падаючий потік поглинається шаром, що поглинає ІЧ випромінювання і електромагнітна енергія перетворюється в теплову енергію термодатчика, тим самим змінюються його фізичні властивості (опір, діелектрична проникність, термоелектричний ефект, термомеханічний ефект), які призводять до змін у вимірюваних вихідних параметрах (рис. 1.9). Для стабілізації температури МПВ використовують термоелектричні охолоджувачі з автокеруванням [1, 39].

Фотонні детектори поглинають потік безпосередньо чутливим до даного випромінювання матеріалом [39]:

- електронами, які пов'язані з атомами решітки, тобто ті які перебувають у валентній зоні – «власні» детектори;
- домішковими атомами, так звані «невласні» або домішкові детектори;
- вільними носіями – детекторами на вільних носіях, які знаходяться всередині валентної зони;
- зонами провідності в металі поблизу межі метал-напівпровідник, фотоемісійні детектори – детектори Шотткі.

Тобто фотонні детектори реагують тільки на фотони, енергія яких перевищує деякі порогові значення:

- ширини забороненої зони напівпровідника – «власні» детектори;
- енергії переходів у квантових ямах;

- квантових точок;
- надрешіток;
- висоти бар'єрів ϕ_b в детекторах на основі діодів Шотткі.

Перевага теплових детекторів полягає в тому, що вони практично не потребують охолодження, чутливість і виявлювальна здатність не залежить від довжини хвилі, і мають довший час експлуатації. Перевага фотонних детекторів полягає в тому, що вони мають більшу чутливість, малу інерційність, низький рівень шуму і малу постійну часу.

Серед фотонних детекторів можна виділити приймачі з кадмій-ртуть-телуру (КРТ) HgCdTe , які мають високу квантову ефективність, довгий час життя і високу рухливість заряду, що забезпечує високу чутливість. За технологією формування зображення, КРТ приймачі можна поділити на дві групи:

- фокальні матриці із КРТ;
- КРТ з TDI – метод з часовою затримкою і накопиченням.

Мікроболометричні і фокальні матриці із КРТ знімають відповідну область ЗП і вимагають незмінного свого положення в процесі формування кадру. Зміна положення МПВ призведе до зміщення її проекції на певну відстань на ЗП, що, в свою чергу, погіршить якість отриманого зображення, на якому можна зафіксувати ефект розмиття зображення. В першу чергу, величина розмиття зображення залежить від кутів візування ТСС та від швидкості польоту КА і обертання Землі.

Перш ніж використовувати мікроболометричну матрицю в космічних ТСС, необхідно узгодити час інтегрування зі швидкістю переміщення зображення в фокальній площині. Якщо ж за час інтегрування зображення зміщується на доволі велику відстань, яка вимірюється у відносних величинах пікселя, то мікроболометричну матрицю не застосовують, оскільки отримане зображення буде сильно розмите і неможливе для сприйняття. Фокальні матриці із КРТ мають на порядок менший час інтегрування, що зменшує ефект розмиття але в залежності від умов і параметрів ТСС можливе завелике відносне зміщення. Щоб подолати дану проблему використовують КРТ з TDI.

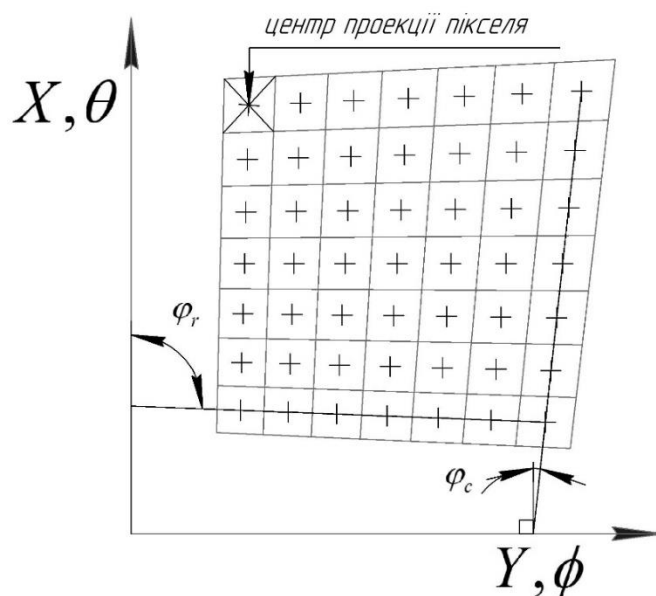


Рис. 1.10. Проекція МПВ на ЗП

Принцип дії КРТ з TDI полягає в тому, що регістри TDI розташовані вздовж напрямку польоту, при цьому, спочатку ЗП сканує перший рядок (розташований з самого верху), інформація яка знаходилася в першому рядку паралельно переноситься в другий рядок. Паралельно перенесенню заряду між регістрами елементів, відбувається часова затримка, при якій інформація не потрапляє на МПВ. Після часової затримки, МПВ знову сприймає інформацію, при цьому за час, який відповідає часовій затримці ЛА перемістився в таке положення, при якому другий рядок сканує ту ж саму поверхню, що сканував перший рядок, в той же час перший рядок сканує нову частину ЗП. Під час сканування другим рядком інформація в кожному елементі накопичується і когерентно складається. Аналогічно відбувається перенесення і інтегрування заряду з усіма наступними рядками, але лише в останньому інформація зчитується та перетворюється в електричний сигнал. Така технологія сканування дозволяє без втрати просторового розділення збільшити час експозиції і відношення сигнал/шум в «корінь квадратний від кількості застосовуваних TDI регістрів» разів. Це ідеально виконується за умови коли кути візування дорівнюють нулю, а середня швидкість зображення дорівнює швидкості руху зарядових елементів [1].

Згідно рис. 1.10, кути візування – не великі, тому і спотворення проєкцій є незначними, але все ж таки помітні для пояснення, того як впливає деформація МПВ на якість зображення для детекторів КРТ з TDI. При більших кутах візування, умовні

лінії центрів пікселів все більше відхилятимуться, збільшуючи свої кути φ_r і φ_c відносно напрямку польоту. Зауважимо, що при моделюванні на плоскій ЗП, умовно проведена лінія через центри пікселів по рядку чи колонці є прямою і не перетворюється в криву. Оскільки, умовна лінія відхиляється відносно напрямку польоту, то центри пікселів під час сканування в режимі TDI відповідної ділянки відрізнятимуться. Припустивши, що проєкції пікселів для однієї із колонок – приблизно однакові, то за рахунок нахилу проєкції колонки відбуватиметься зміщення зображення (розмиття). Накопичення інформації від зображення, яке поступово зміщується в поперек колонки від першого до останнього елемента регістра, призводить до спотворення корисного сигналу. Це відбувається тому що відповідний піксель сканує частину ЗП, яку попередньо сканував піксель сусідньої колонки попереднього рядка.

Аналізуючи особливості формування зображення для різних методів зйомки можна помітити важливість розрахунку деформації МПВ, яка дозволить оцінити те на скільки погіршується зображення в залежності від величини кутів візування.

Висновки до розділу 1

1. Огляд області застосування і призначення, тобто сучасного стану ТСС, відображає масштаб охоплення і різноманітність галузей, в яких вони використовуються, що свідчить не лише про актуальність і потребу в них, а й про перспективи подальшого розвитку. Важливим є і аналіз умов, в яких працюватимуть безпілотні, авіаційні та космічні ТСС, що дає змогу сформулювати вимоги до цих приладів, на основі яких, необхідно в подальшому, обрати або розробити методики розрахунку елементів ОС, схем конструкцій тощо.
2. Аналіз основних параметрів компонентів ОС описує те, як вони впливають на якість отриманого зображення. Наведені основні характеристики ТСС визначають загальноприйняті «критерії якості» за якими оцінюватимуться можливості та ефективність ОС.

3. Розглянуті рівні цифрової обробки знімків ДЗЗ, які описують процес покращення якості і сприйняття тепловізійного зображення користувачем. Згідно сучасних тенденцій ринку формуються нові вимоги, тобто вказуються рівні обробки, які необхідно забезпечувати розробникам ТСС. Сучасні вимоги вказують на необхідність радіометричного і геометричного корегування на етапі розробки ТСС, та створення фізико-математичних моделей (ФММ) для розрахунку деформації проекції МПВ на ЗП і якості зображення.
4. Розгляд технічних методів та методів цифрової обробки, які використовуються для підвищення якості тепловізійних зображень, відображає їх граничні можливості та роль в покращенні зображення. Наведення різних схем технічних методів узагальнює і задає чітку структуру, яка необхідна для побудови коректних ФММ.
5. Опис різних типів і принципів дії МПВ вказує не тільки на те в якій ТСС і з якими технічними схемами їх краще застосовувати, а й дає уявлення про те якою має бути і що враховувати ФММ для оцінки якості тепловізійного зображення.

РОЗДІЛ 2

ПРОЦЕС ФОРМУВАННЯ ЗОБРАЖЕННЯ РУХОМОЮ ТЕПЛОВІЗІЙНОЮ СИСТЕМОЮ СПОСТЕРЕЖЕННЯ

Метою даного розділу є формалізація процесу формування зображення динамічною тепловізійною системою спостереження установленою на ЛА. Отримані аналітичні вирази використовуватимуться для розробки фізико-математичної моделі «об'єкт – ТСС – оператор». Для цього будуть розв'язані наступні задачі:

1. Розробка аналітичних виразів для розрахунку швидкості переміщення зображення у фокальній площині об'єктива за різних умов спостереження.
2. Розробка методики розрахунку деформації проекції пікселів на ЗП при кутах візування відмінних від нуля.

2.1 Швидкість переміщення літального апарату

Безпілотні, авіаційні і космічні ТСС, що встановлені на ЛА, зазвичай рухаються з певною швидкістю в заданому напрямку польоту, тобто вважаються динамічними системами. Серед наведених груп ТСС, можна виділити дрони в БПЛА і гелікоптери в авіаційних ЛА, які є частково динамічними або ж практично статичними системами, тобто вони можуть проводити тимчасову зйомку ЗП не змінюючи координат свого положення (не рухаючись). Зміна координат розташування для динамічних або частково динамічних ТСС, в процесі зйомки, грає важливу роль у формуванні якісного тепловізійного зображення. Перш за все, рух ЛА призводить до переміщення зображення у фокальній площині, а зміщення зображення визначає величину його розмиття, тобто чим більше зміщення за час інтегрування (експозиції), яке визначається у відносних величинах до розміру/періоду пікселів, тим більше розмиття і гірша якість зображення. У зв'язку з цим, необхідно забезпечити узгодження між часом інтегрування і швидкістю переміщення зображення, так щоб зміщення за цей час не перевищувало відповідну задану долю пікселя (наприклад, не більше половини періоду пікселя). Таке узгодження дозволяє розглядати динамічну ТСС як статичну.

Безпілотні і авіаційні ТСС враховують лише швидкість ЛА, а порівняно невелика висота дозволяє розглядати ЗП як плоску площину. Космічні ТСС літають на значних висотах і як швидкість ЛА використовують швидкість підспутникової точки, яку розраховують із швидкості руху КА по орбіті, траєкторія якої залежить від орбітальної висоти та швидкості обертання Землі. Зйомка космічними ТСС, яка проводиться на великих висотах, вимагає врахування кривизни Землі. Щоб узагальнити поняття для всіх ТСС на ЛА, яке для космічних ТСС має назву швидкість підспутникової точки, введемо поняття швидкість точки візування/спостереження.

Швидкість точки спостереження не залежить від кутів візування, якщо не брати до уваги постійний доворот по тангажу чи зйомку зі змінними кутами по крену. При кутах візування відмінних від нуля, швидкість точки спостереження дорівнює швидкості точки в надирі, але проекція пікселів МПВ збільшується. Оскільки проекція пікселів МПВ збільшується при збільшенні кутів візування, а швидкість точки спостереження стала, то час необхідний для проходження відстані, яка відповідає проекції пікселя – збільшується. З цього випливає, що при збільшенні кутів візування, швидкість переміщення зображення у фокальній площині зменшується в залежності від форми деформації проекції МПВ на ЗП.

2.1.1 Швидкість переміщення підспутникової точки

Швидкість точки візування безпілотних і авіаційних ЛА визначається швидкістю самого ЛА, як вказувалося вище. Більш складнішим є визначення швидкості точки візування (швидкості підспутникової точки) для космічних ТСС, оскільки вона залежить від вибраної траєкторії орбіти і швидкості обертання Землі. Зазвичай, КА для ДЗЗ літає по сонячно-синхронній орбіті (ССО), яка зазвичай описується колом або фігурою, дуже близькою до форми кола [11, 12].

Вірним є опис форми Землі не сфероїдом із загально прийнятим середнім радіусом Землі $R_z = 6371,032$ км, а двовісним еліпсоїдом із радіусами Землі біля полюсів $R_{min} = 6356,777$ км і на екваторі $R_{max} = 6378,160$ км. Знаючи радіуси Землі, запишемо формулу, яка визначає радіус від центру до точки на поверхні Землі в залежності від широти γ :

$$R_t(\gamma) = \sqrt{R_{\min}^2 \sin^2(\gamma) + R_{\max}^2 \cos^2(\gamma)}, \quad (2.1)$$

де γ – географічна широта Землі, на якій знаходиться КА.

Різниця між радіусами на полюсі і екваторі становить ≈ 21 км, що суттєво впливає на розрахунки. Відомо, що екваторіальний переріз Землі описується формою еліпса, але різниця радіусів при цьому становить $\approx 0,2$ км. Врахування форми екваторіального перерізу, тобто використання в ФММ тривісного еліпсоїда, призводить до ускладнення формул та недоцільного збільшення затрат на розрахунки. Розглядаючи ландшафт Землі, можна побачити, що він змінюється в ще більших межах ніж 0,2 км, тому буде ефективно віднести екваторіальну різницю радіусів до зміни висоти за рахунок ландшафту.

Земля обертається навколо своєї осі, яка проходить через географічні полюси. Оскільки Земля обертається навколо своєї осі, то лінійна швидкість точки, яка знаходиться на її поверхні, залежатиме від широти γ , на відміну від кутової, яка буде такою в будь якій точці. Швидкість підсупутникової точки за рахунок лише обертання Землі:

$$v_3(\gamma) = \omega_3 R_t(\gamma) \cos(\gamma), \quad (2.2)$$

де $\omega_3 = 15''/c$ – кутова швидкість Землі.

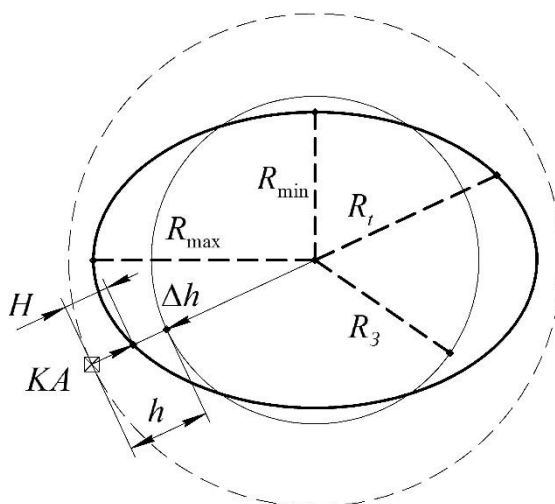


Рис. 2.1. Радіуси Землі, висоти і орбіта КА

КА зазвичай рухається по орбіті за рахунок сили тяжіння планети, що дозволяє зберегти паливо і збільшити термін роботи супутника, а паливо використовують для корекції або зміни траєкторії орбіти. Відповідно до визначення першої космічної

швидкості, орбітальна кругова лінійна швидкість переміщення супутника по його орбіті дорівнює:

$$v_{KA} = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + h}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}}, \quad (2.3)$$

де $\mu = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравітаційний параметр Землі;

h – орбітальна висота КА, яка не залежить від координат КА (географічних широти і довготи).

Розглянемо два поняття, такі як орбітальна висота h і висота КА H . Орбітальна висота h згідно теорії орбітального руху залежить від маси небесного тіла навколо якого обертається, а точкою прив'язки є центр мас цього тіла. КА обертається за рахунок сили тяжіння небесного тіла, тому при зміні орбітальної висоти змінюється швидкість КА на орбіті. В даному випадку, для спрощення обчислень не враховується гравітаційне поле Землі [13, 14], яке деформує з певною похибкою траєкторію польоту КА. При ССО відстань від центра мас Землі до КА залишається практично сталою при заданій орбітальній висоті. Тобто, орбітальну висоту можна описати як відстань від КА до поверхні Землі (яка апроксимується колом із радіусом R_3) в напрямку до центра мас. Звичайна висота КА H – це відстань від КА до поверхні Землі в напрямку до центра мас, але із врахуванням її кривизни. Відмінність між висотами h і H схематично зображено на рис. 2.1. Різниця між даними висотами це похибка визначення висоти, яка визначається як:

$$\Delta h(\gamma) = R_t(\gamma) - R_3. \quad (2.4)$$

Висота КА:

$$H(\gamma) = h + \Delta h(\gamma). \quad (2.5)$$

Важливим параметром ССО який характеризує орбітальну висоту та траєкторію самої орбіти є кут її нахилу [11, 12], рис. 2.2. Загальна формула для визначення кута нахилу орбіти із врахуванням форми відмінної від кола, визначається як:

$$i = \arccos \left(-\frac{1}{k_3} \left(\frac{R_0}{R_3} \right)^{\frac{7}{2}} (1 - e^2)^2 \right),$$

де $e \in (0; 1)$ – ексцентриситет траєкторії ССО;

$k_3 = 10,10949$ – стала для Землі, яка означає, що для супутника в якого висота над рівнем моря $h = 0$ та $i = 0$, центральна прецесія оцінюється в 10,11 разів більше ніж кутова швидкість Земної осі при руху навколо Сонця (наприклад для Марса $k_M = 29,0403$).

Зазвичай, для розрахунків форми траєкторії ССО приймають форму кола для якого $e = 0$. Тоді, вище представлена формула для розрахунку кута нахилу ССО запишеться як:

$$i = \arccos \left(-\frac{1}{k_3} \left(\frac{R_0}{R_3} \right)^{\frac{7}{2}} \right). \quad (2.6)$$

Розрахунки кута нахилу ССО, для декількох орбітальних висот на яких зазвичай літають КА, дають такі результати:

- ✓ при $h = 400$ км, маємо $i = 97,031^\circ$;
- ✓ при $h = 668$ км, маємо $i = 98,061^\circ$;
- ✓ при $h = 800$ км, маємо $i = 98,607^\circ$.

Звернемо увагу на те, що є помилкові формули, які визначають результуючу v_3 із врахуванням кута ССО. Розглянемо Землю у формі сфери, де при обертанні навколо своєї осі кожна точка (в тому числі і на поверхні) обертається із однаковою кутовою швидкістю ω_3 . На відміну від кутової ω_3 , лінійна v_3 швидкість відрізняється та залежить від розташування точки, в якій її визначають, тобто від радіуса (відстань від точки на поверхні ЗП до точки на осі обертання, причому даний відрізок перпендикулярний осі обертання), який залежить від широти γ . Швидкість v_3 на ЗП не може залежати від кута ССО, оскільки це можна інтерпретувати як зміну позиції спостереження за даною точкою і швидкість Землі не може залежати від кута спостереження. Кут ССО впливає лише на складові v_3 – перпендикулярну і паралельну проєкції, які розкладають на відповідні координатні осі (наприклад на напрямок польоту).

Швидкість підсупутникової точки за рахунок швидкості КА із врахуванням (2.3):

$$v_{ka}(\gamma) = \frac{R_t(\gamma)}{R_0} v_{KA} = \frac{R_t(\gamma)}{R_0} \sqrt{\frac{\mu}{R_0}}. \quad (2.7)$$

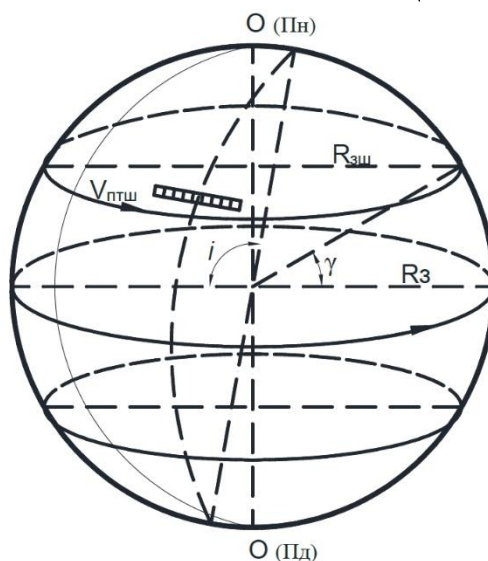


Рис. 2.2. Кут нахилу ССО і напрям обернання Землі

Знаючи швидкості підсупутникових точок за рахунок обернання Землі (2.2) і швидкості КА на орбіті (2.7), можна знайти результуючу швидкість підсупутникової точки та її напрямок відносно напрямку польоту. Відповідно до рис. 2.2, схематично зобразимо вектори швидкостей, де за координатні осі візьмемо напрямок польоту КА рис. 2.3.

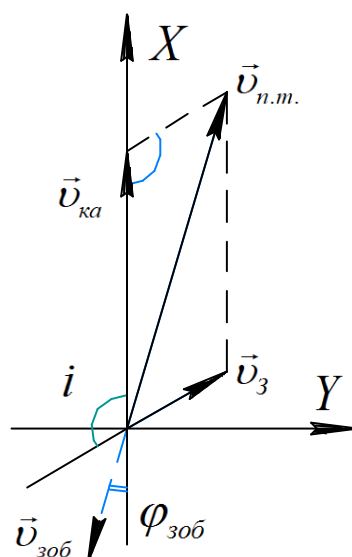


Рис. 2.3. Складання векторів швидкостей

Вектор швидкості $v_з$ направлений в напрямку вздовж паралелі Землі, вектор $v_{ка}$ направлений вздовж траєкторії орбіти, яка становить кут i з паралеллю. Зауважимо, що траєкторія ССО завжди має сталий кут із кожною із географічних паралелей Землі та різні кути для кожного із меридіан [33]. Рухаючись по низхідній траєкторії орбіти

(з півночі на південь рис. 2.2), вектор v_{ka} направлений як показано на рис. 2.3. Звернемо увагу на те, що v_3 визначається напрямом, при якому КА умовно нерухомий, а його підспутникова точка рухається по ЗП, а v_{ka} коли Земля умовно нерухома і підспутникова точка рухається по ЗП але в іншому напрямку. Дуже важливо скласти вектори в одній координатній системі, від яких залежатиме напрямок результуючого вектору $v_{n.m.}$. На рис. 2.3, вектор $v_{зоб}$ є протилежно напруденим результуючому вектору швидкості підспутникової точки $v_{n.m.}$, тобто даний вектор показує в якому напрямі зміщуватиметься зображення в фокальній площині об'єктива

Результуюча швидкість $v_{n.m.}$ визначається за теоремою косинусів згідно правила складання векторів швидкостей:

$$v_{n.m.}^2(\gamma) = v_{ka}^2(\gamma) + v_3^2(\gamma) - 2 \cdot v_{ka}(\gamma)v_3(\gamma)\cos(i). \quad (2.8)$$

Підставимо (2.2), (2.6) і (2.7) в (2.8):

$$v_{n.m.}(\gamma) = R_t(\gamma) \sqrt{\frac{\mu}{R_0^3} + \omega_3^2 \cos^2(\gamma) + 2\omega_3 \cos(\gamma) \frac{\sqrt{\mu}}{k_3} R_0^2 R_3^{-\frac{7}{2}}}. \quad (2.9)$$

При цьому, якщо КА знаходиться в надирі, то швидкість руху зображення в фокальній площині дорівнюватиме:

$$v_{зоб}(\gamma) = v_{n.m.}(\gamma) \frac{f'_{об}}{H(\gamma)}, \quad (2.10)$$

де $f'_{об}$ – фокусна відстань об'єктива.

Важливе значення для розрахунку МПФ має і сам кут зміщення зображення відносно напрямку польоту $\varphi_{зоб}$, що вказуватиме на скільки зміщуватиметься центр проекції відповідного пікселя або регістра TDI в колонці по відношенню до наступних елементів, що в свою чергу призводить до розмиття зображення. Проекції векторів для кожної із швидкостей, де паралельна складова це проекція вектора швидкості в напрямку польоту КА, а перпендикулярна це проекція на вісь поперек напрямку польоту (рис. 2.3) визначатиметься як:

$$\begin{cases} v_{ka}^{\parallel} = v_{ka}(\gamma), \\ v_{ka}^{\perp} = 0. \end{cases} \quad ; \quad \begin{cases} v_3^{\parallel} = -v_3(\gamma)\cos(i), \\ v_3^{\perp} = v_3(\gamma)\sin(i). \end{cases}.$$

Тангенс кута вектора $v_{n.m.}$ відносно напрямку польоту дорівнюватиме:

$$\operatorname{tg}(\varphi_{\text{зоб}}) = \frac{v_{\text{ка}}^{\perp} + v_3^{\perp}}{v_{\text{ка}}^{\parallel} + v_3^{\parallel}} = \frac{v_3(\gamma)\sin(i)}{v_{\text{ка}}(\gamma) - v_3(\gamma)\cos(i)}. \quad (2.11)$$

Підставимо (2.2) і (2.7) в (2.11):

$$\operatorname{tg}(\varphi_{\text{зоб}}) = \frac{R_0^{1.5}\omega_3 \cos(\gamma)\sin(i)}{\sqrt{\mu} - R_0^{1.5}\omega_3 \cos(\gamma)\cos(i)}. \quad (2.12)$$

Розглядаючи приймачі КРТ з TDI, можна виділити те, що якщо центр проєкції МПВ знаходиться в надирі і колонки МПВ розташовані паралельно напрямку польоту, тоді для того щоб зображення не зміщувалося з однієї колонки на іншу необхідно довернути КА по куту ристання на кут $\varphi_{\text{зоб}}$, але тільки для надиру. МПФ для фокальних матриць також враховує напрямок зміщення зображення $\varphi_{\text{зоб}}$, але величина зміщення визначатиметься лише одним елементом на відміну від КРТ з TDI.

2.1.2 Лінійна і кутова швидкості переміщення зображення

Розглянемо випадок зйомки ТСС при кутах візування відмінних від нуля, але без додаткового довороту. Як вказувалося вище, швидкість переміщення точки спостереження не залежить від кутів візування, але від кутів візування залежить швидкість переміщення зображення у фокальній площині. В надирі проєкція пікселів МПВ на ЗП має найменші розміри і всі проєкції однакової форми, а враховуючи те, що швидкість переміщення для всіх точок проєкції однакова, то і швидкість в фокальній площині однакова в будь якій точці МПВ. Дане твердження справедливе лише для безпілотних і авіаційних ЛА, оскільки в їхньому випадку ЗП є плоскою поверхнею, але дане твердження не виконується для космічних ТСС, які знаходяться на доволі великих висотах, де значну роль грає кривизна Землі.

Розглядаючи ТСС, для яких ЗП – плоска поверхня, маємо, що при відхиленні від надиру проєкції пікселів збільшуються і деформуються, тим більше чим на більші кути відхилено ТСС. При чому, при значній кількості пікселів в МПВ і великих відхиленнях за кутами візування, проєкції пікселів в одній МПВ можуть помітно відрізнятися. У зв'язку із тим, що проєкції пікселів збільшуються а швидкість точки візування стала, то і об'єкт проходить проєкцію кожного пікселя за різний час.

Швидкість перетину відповідної проекції пікселя визначає з якою швидкістю рухатиметься зображення на даному пікселі у фокальній площині.

Відмінність швидкостей у фокальній площині вказує на те, що відносне зміщення зображення для різних ділянок МПВ буде різним, а отже і МПФ, і якість зображення відрізнятиметься в залежності від розташування пікселя в МПВ. Відмінність необхідно прорахувати та оцінити, для того щоб перевірити чи в допустимих межах знаходиться якість зображення або/чи необхідно змінювати конструктивні параметри системи – оптимізувати її до допустимої якості.

Формула (2.10) використовується лише для випадків коли ЗП є плоскою поверхнею, а зйомка відбувається в надирі. Коли ж зйомка відбувається при кутах візування відмінних від нуля, то необхідно скористатися формулою отриманою в додатку А, та розмежувати площину предметів і площину зображень. В процесі польоту ЛА відхиляється на деякий кут θ в напрямку польоту і проводить зйомку, тоді кутова швидкість руху зображення в точці візування A_0 (рис. 2.4) становитиме:

$$\omega_0 = \frac{v_{n.m.}}{H} \cos^2(\theta). \quad (2.13)$$

де θ – один із кутів візування тангажа θ або крена ϕ .

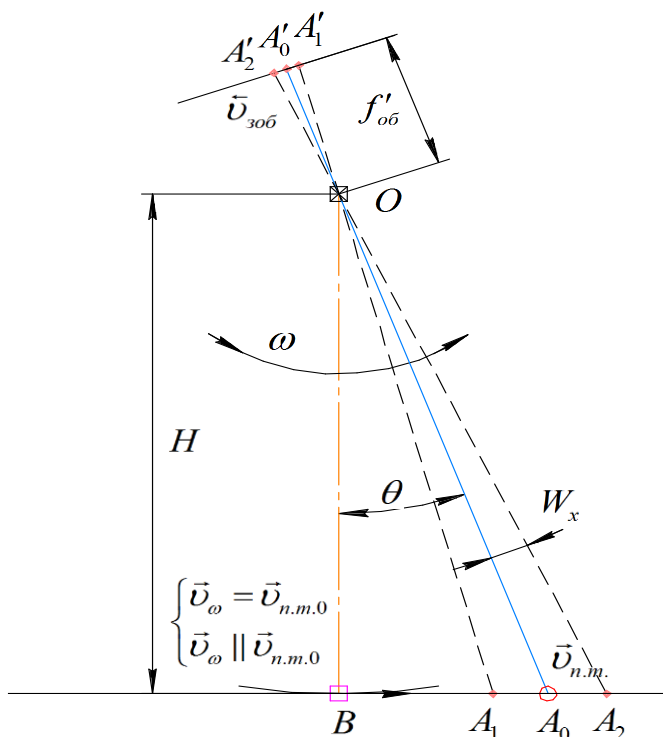


Рис. 2.4. Схема обертання ТСС при проєктуванні точки на плоскій поверхні

Об'єктив ТСС вважають практично ідеальним, а кути, які утворюються при проходженні променів через центр об'єктива є вертикальними. Оскільки кути вертикальні то і кутові швидкості в просторі предметів і зображень дорівнюють $\omega' = \omega$. Якщо необхідно найти швидкість переміщення зображення для позаосьового пікселя A'_2 з кутовою координатою $W_{x,y}$, то його проекцію визначають на ЗП A_2 і розраховують на скільки відрізняється кутова величина відносно оптичної осі A'_0A_0 і отримують кутову швидкість для даної проекції:

$$\omega_2 = \frac{v_{n.m.}}{H} \cos^2(\theta + W_x). \quad (2.14)$$

Лінійна швидкість переміщення зображення в просторі зображень визначається із кутової:

$$v_{зоб} = \frac{\omega'_2 \cdot f'_{об}}{\cos^2(W_x)}, \quad (2.15)$$

де $W_{x,y}$ – кутова координата пікселя по одній із координатних осей.

Використовуючи умову, що $\omega' = \omega$ маємо:

$$v_{зоб} = v_{n.m.} \frac{f'_{об} \cos^2(\theta + W_x)}{H \cos^2(W_x)},$$

$$v_{зоб} = v_{n.m.} \frac{f'_{об}}{H} (\cos(\theta) + \operatorname{tg}(W_x) \sin(\theta))^2. \quad (2.16)$$

Для двовимірного випадку, вектор $v_{n.m.}$ в залежності від напрямку $\varphi_{зоб}$ розкладається на дві складові – паралельну і перпендикулярну, відносно напрямку польоту і за (2.16) розраховується кожна із складових. Також, формула (2.16) справедлива і для умови коли ЛА проводить зйомку в надирі, та з виразу (2.16) отримуємо (2.10) при $\theta = 0^\circ$.

Розглянемо аналогічну ситуацію для космічних ТСС, де важливо врахувати кривизну Землі. Посилаючись на додаток А, запишемо кутову швидкість в просторі предметів:

$$\omega_2 = v_{n.m.} \frac{H + (H + R_3)(1 - \cos(\gamma'))}{H^2 + 2R_3(H + R_3)(1 - \cos(\gamma'))}, \quad (2.17)$$

де

$$\gamma' = \arcsin \left(\sin(\theta + W_x) \frac{H + R_3}{R_3} \right) - (\theta + W_x). \quad (2.18)$$

Аналогічно попередньому випадку, скориставшись (2.15), маємо, що швидкість переміщення зображення в фокальній площині для відповідного пікселя космічної ТСС:

$$v_{зоб} = \frac{v_{н.м.} \cdot f'_{об}}{\cos^2(W_x)} \cdot \frac{H + (H + R_3)(1 - \cos(\gamma'))}{H^2 + 2R_3(H + R_3)(1 - \cos(\gamma'))}. \quad (2.19)$$

Теплові приймачі мають на декілька порядків більший час відгуку, тобто значно більша постійна часу в порівнянні із фотонними приймачами. Оскільки постійна часу у теплових приймачів значно більша, а період пікселів практично такий же як і у фотонних, то відповідно і якість тепловізійного зображення значно гірша через суттєво більше відносне зміщення зображення за час інтегрування. Одним із варіантів вирішення даної проблеми – це використовувати вище приведені формули для розрахунку кутового довороту, що дозволить компенсувати зміщення.

Важливе завдання формулюється військовими, де необхідно розрахувати і визначити необхідні кути довороту по тангажу і крену, щоб в процесі зйомки слідкувати за важливим об'єктом чи областю на ЗП, які знаходяться в полі огляду. Завдання формулюється наступним чином: «Як тільки об'єкт потрапляє в поле огляду, ТСС відхиляється на відповідні кути спостереження, для того щоб об'єкт попав в поле зору ТСС. Після потрапляння об'єкта в поле зору ТСС, за ним необхідно слідкувати в процесі польоту доки він знаходиться в полі огляду».

Швидкості руху точки візування ЛА і об'єкта складаються за правилом векторів. Знаючи результуючу швидкість руху об'єкта і напрямок відносно ЛА, її розкладають на паралельну і перпендикулярну складові відносно напрямку польоту, і визначають окремо на який кут по кожній із осей додатково відхиляти ТСС для того щоб об'єкт знаходився в полі зору (наприклад в центрі МПВ). Знаючи початкові кутові координати візування ТСС, з яких починається спостереження, визначаємо як вони повинні змінюватися залежно від часу в процесі польоту:

$$\theta_i(t) = \arctg \left(\operatorname{tg}(\theta_0) - \frac{v_{об} \cdot t}{H} \right), \quad (2.20)$$

де θ_0 – початкова кутова координата візування ТСС (тангаж або крен);

θ_i – кутова координата візування ТСС, в якій повинен бути ТСС, щоб об'єкт був в полі зору;

$v_{об}$ – швидкість переміщення об'єкта відносно ЛА, по відповідній із осей координат;

t – відповідний момент часу в який проводиться зйомка.

Окрім, визначення кутових координат візування в залежності від моменту зйомки, важливо і знати кутову швидкість з якою необхідно відхиляти ТСС, щоб виконувалась умова (2.20). Кутова швидкість відхилення для безпілотних і авіаційних ТСС у відповідний мент зйомки t , із врахуванням (2.13):

$$\omega_i(t) = \frac{v_{об}}{H} \cos^2(\theta_i(t)).$$

Скористаємось формулою поєднання тригонометричних і обернених їм функцій:

$$\cos^2(\arctg(x)) = \left(\frac{1}{\sqrt{1+x^2}} \right)^2 = \frac{1}{1+x^2}.$$

З врахуванням (2.20) і вище приведеної формули, маємо:

$$\omega_i(t) = \frac{v_{об} \cdot H}{H^2 + (H \cdot \operatorname{tg}(\theta_0) - v_{об} \cdot t)^2}. \quad (2.21)$$

Кутову швидкість відхилення для космічних ТСС, можна визначити застосовуючи сферичну геометрію для знаходження відстані, яку проходить об'єкт по кривій [48]. Аналогічно вище приведеному випадку, початковий кут γ'_0 з якого починається спостереження, по відповідній координатній осі, визначається як (додаток А):

$$\gamma'_0 = \arcsin\left(\sin(\theta_0) \frac{H + R_3}{R_3}\right) - \theta_0. \quad (2.22)$$

Кутове значення γ'_i у відповідний момент часу дорівнює:

$$\gamma'_i(t) = \arcsin\left(\sin(\theta_0) \frac{H + R_3}{R_3}\right) - \theta_0 - \frac{v_{об} \cdot t}{R_3}. \quad (2.23)$$

Кутова швидкість відхилення для космічних ТСС у відповідний мент зйомки t , із врахуванням (2.17):

$$\omega_i(t) = v_{об} \frac{H + (H + R_3)(1 - \cos(\gamma'_i(t)))}{H^2 + 2R_3(H + R_3)(1 - \cos(\gamma'_i(t)))}. \quad (2.24)$$

Підсумовуючи вище описане, можна сказати, що розрахунок швидкості переміщення зображення в площині МПВ за (2.10) справедливе лише при зйомці в надирі. Розрахунок системи за (2.10) може призвести до погіршення якості тепловізійного зображення і вибору неоптимальних параметрів для ТСС, що обумовлюється додатковими ефективними затратами.

2.2 Методика кутового руху

Сучасні ТСС, що встановлені на ЛА, мають можливість змінювати кути спостереження (тангаж θ , крен ϕ і рискання ψ) для отримання необхідної просторової інформації на відповідній ділянці ЗП, що, в свою чергу, впливає на якість зображення [49, 50]. Серед великої кількості факторів від яких залежить МПФ, можна виділити вплив умов спостереження. Більшість робіт, в яких представлені ФММ ТСС, дозволяють розрахувати МПФ за умови, коли вісь візування в надирі і набагато менше в яких враховується відхилення за одним із кутів візування [51 – 54].

Значні успіхи, в розрахунку проекції пікселя на ЗП, досягнуто в області геодезії, але дані ФММ розраховують проекцію лише для центрального пікселя за двома кутами візування. Перевагою таких ФММ є врахування ландшафту відповідної місцевості, що корисно при створенні тривимірних (стереоскопічних) знімків та при визначенні поліноміальних коефіцієнтів для геометричної корекції спотворених знімків.

Більш доцільним є створення ФММ, яка б могла врахувати як деформується проекція кожного пікселя МПВ і проаналізувати як погіршується МПФ, тобто якість зображення.

Оцінка ТСС за МПФ дозволить:

- ✓ виявити в якій мірі і як впливають на якість зображення величини кутів візування та деформація форми проекції пікселів;
- ✓ проаналізувати ТСС для встановлення допустимого діапазону зміни деяких конструктивних параметрів системи;

- ✓ виявити оптимальні кількісні параметри елементів системи при яких їх використання не вимагатиме додаткових затрат, наприклад визначення допустимої максимальної кількості елементів МПВ;
- ✓ задати допустимі відхилення, наприклад на величину амплітуди вібрацій;
- ✓ виявити і зробити узгодження між компонентами системи, наприклад узгодити час інтегрування із швидкістю переміщення точки спостереження;
- ✓ розрахувати ЛРМ, для визначення реальної роздільної здатності тощо.

Згідно рис. 1.5 і рис. 2.5, напрямок польоту визначається віссю Ox , а напрямок перпендикулярний польоту віссю Oy . Крен ϕ – це кут повороту ЛА навколо повздовжньої осі, напрям якої співпадає з напрямком польоту. Аналогічно тангаж θ – кут повороту навколо поперечної осі, а рискання ψ – кут повороту навколо нормальної осі. Прилади для визначення орієнтації, такі як гіроскоп, строго прив'язуються до вказаних вище осей, а результати кутів розраховуються відносно них. Тому, в подальшому всі розрахунки опиратимуться на дану систему координат (СК). Узгодимося, що повздовжня вісь – вісь Ox , поперечна вісь – вісь Oy , а вісь рискання – вісь Oz .

Розглянемо геометричну схему зйомки за допомогою ТСС (рис. 2.5), на якій зображено МПВ, об'єктив і проекція МПВ на ЗП. ТСС задається параметрами: p_D і q_D – кількість активних елементів розкладу (пікселів) по вертикалі (осі Ox) і горизонталі (осі Oy) відповідно; $v_D \times w_D$ – розмір чутливого елемента пікселя, а $V_D \times W_D$ – період чутливих елементів; f'_o – фокусна відстань об'єктива; h або H – висота на якій знаходиться ЛА; α – кут нахилу ТСС; $L_{\theta, \phi}$ – просторове геометричне розділення на ЗП вздовж і поперек напрямку польоту. При зміні ЛА кутів візування, під час зйомки ЗП, проекції пікселів у вигляді квадратів (якщо $v_D = w_D$) перетворюються в опуклі несиметричні дельтоїди (рис. 1.15).

Розглянемо піксель, центральна точка якого знаходиться на оптичній осі ТСС. Даний піксель проектується на ЗП, причому кути візування дорівнюють нулю. Отже, при відсутності нахилу ТСС, тобто коли кути спостереження дорівнюють нулю, центр проекції даного пікселя знаходитиметься в точці O (рис. 2.6).

Назвемо лінію OD – проекційною лінією центра пікселя (ПЛЦП), тобто це умовна лінія яка з'єднує центр проєкції пікселя на площині і точку D. Точка D – це точка де знаходиться ЛА. Якщо ТСС нахилиться тільки на кут тангажа θ , то ПЛЦП знаходитиметься в положенні DC, а якщо тільки на кут крена ϕ то в положенні DA, і в положенні DB при відхиленні на обидва кути.

Схему розглядають в кутових координатах при знаходженні відповідної проекційної точки. Всі розрахунки проводяться в кутових величинах, що дозволяє позбутися залежності від лінійних параметрів (наприклад висоти). Лінійні розміри є результатом розрахунків для оцінки спотворень проєкції. Методика отримала назву *методики кутового руху*, оскільки в розрахунках використовують лише кутові координати проекційних ліній [49].

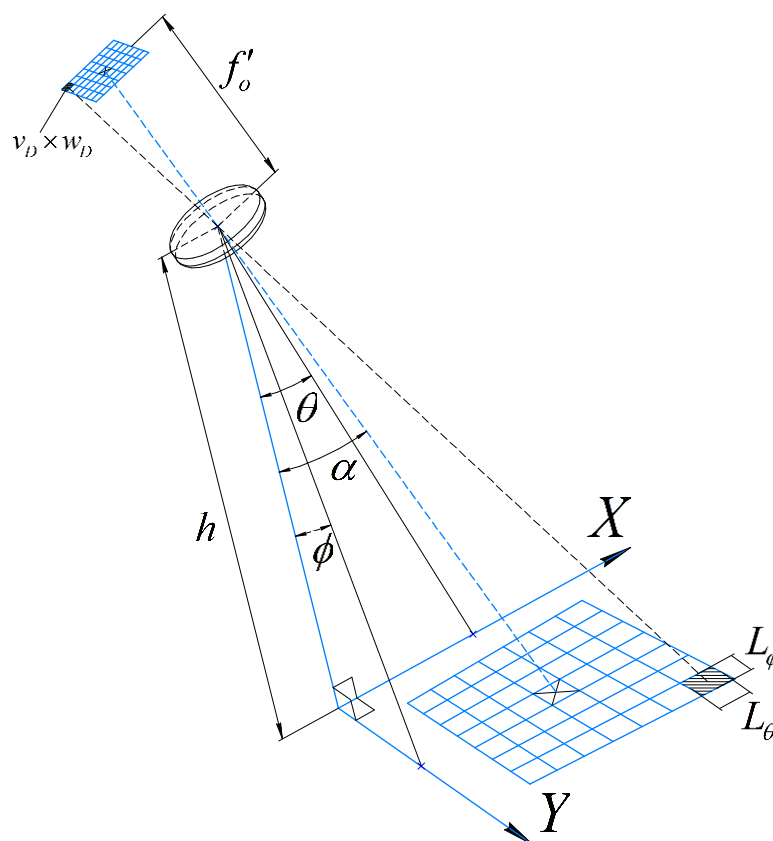


Рис. 2.5. Геометрична схема ДЗЗ

Згідно рис. 2.6, зазначимо, що: $h = DO$ – висота; $AB = OC$ і $AO = BC$ та $AB \parallel OC$ і $AO \parallel BC$, звідси можна сказати що $AOCB$ – прямокутник, а всі умовно утворені трикутники – прямокутні. Кут нахилу ТСС α визначається формулами:

$$\operatorname{tg}^2(\alpha) = \operatorname{tg}^2(\theta) + \operatorname{tg}^2(\phi), \quad \sin^2(\alpha) = \sin^2(\theta) + \sin^2(\phi),$$

$$\cos(\alpha) = \cos\left(\theta''\right)\cos\left(\theta\right). \quad (2.25)$$

Примітка. Для спрощення запису, користуються формулами вигляду (2.25); в даному випадку посилення (2.25.1) відповідатиме $\cos(\alpha) = \cos(\theta'')\cos(\theta)$, а (2.25.2) – $\cos(\alpha) = \cos(\phi'')\cos(\phi)$.

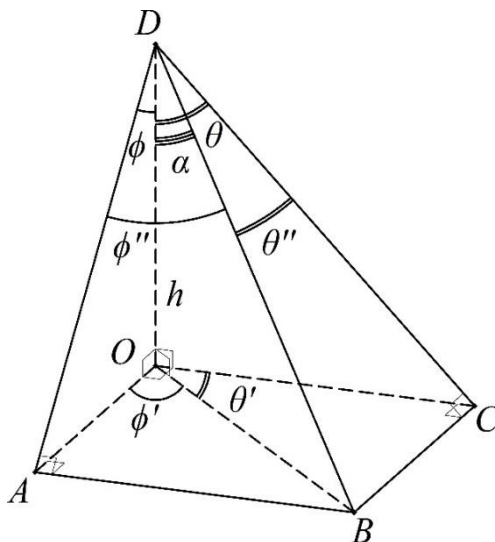


Рис. 2.6. Схема візування

На рис. 2.6 можна помітити, що $\theta' + \phi' = 90^\circ$. Отже, запишемо основні пропорції і співвідношення:

$$\frac{\operatorname{tg}(\phi)}{\operatorname{tg}(\theta)} = \frac{\sin(\theta')}{\sin(\phi')} = \frac{\cos(\phi')}{\cos(\theta')} = \frac{\sin(\theta'')}{\sin(\phi'')}, \quad \operatorname{tg}(\theta) = \operatorname{tg}(\phi') \operatorname{tg}(\theta) = \operatorname{tg}(\alpha) \sin(\phi'),$$

$$\frac{\cos(\theta)}{\cos(\phi)} = \frac{\cos(\phi'')}{\cos(\theta'')}, \quad \sin(\theta'') = \operatorname{tg}(\phi) \cos(\alpha) = \sin(\theta') \sin(\alpha),$$

$$\operatorname{tg}(\theta'') = \operatorname{tg}(\phi) \cos(\theta). \quad (2.26)$$

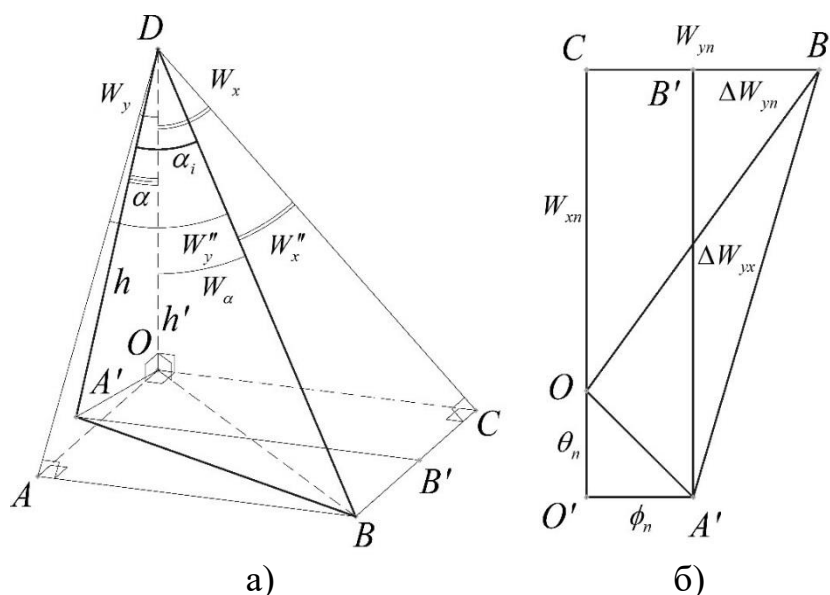


Рис. 2.7. Кут нахилу ПЛЦП відносно осі Oz

Важливою є формула визначення кута нахилу ПЛЦП відносно осі Oz . На рис. 2.7, а, даний кут позначений як α_i .

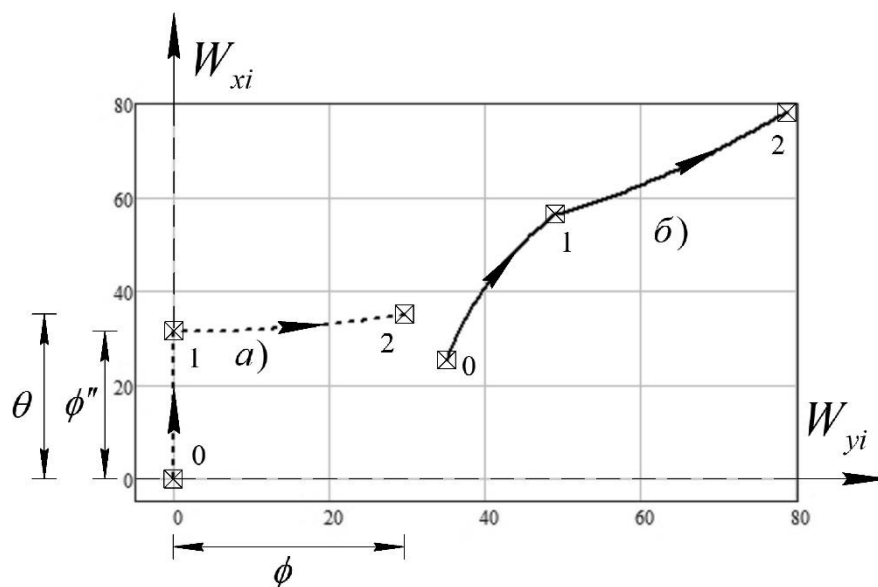


Рис. 2.8. Траєкторії переміщення точок центрів проєкцій пікселів

Попередні формули (2.25) отримані лише для визначення проєкції центрального пікселя, який знаходиться на оптичній осі ТСС. Тому розглянемо випадок для позаосьового пікселя. Рис. 2.7, а, зроблений аналогічно рис. 2.6, при умові відсутності кутів візування, причому DC – це ПЛЦП який розташований в МПВ по осі Ox , DA – це ПЛЦП який розташований в МПВ по осі Oy , або ж DC і DA це проєкції лінії DB (ПЛЦП позаосьового пікселя) на площини XZ і YZ відповідно. Коли ТСС відхиляється на кути θ і ϕ , тоді необхідно побудувати лінію $A'D$ так щоб вона відображала

результат переміщення ПЛЦП для осьового пікселя, де $A'D = h$. Причому точка A' знаходиться в площині $OABC$, а кут α це і є кут нахилу OC . В результаті деяких перетворень і підстановок, маємо:

$$\cos(\alpha_i) = \cos(\alpha) \cos(W_\alpha) \left[1 - \operatorname{tg}(W_x) \operatorname{tg}(\theta) - \operatorname{tg}(W_y) \operatorname{tg}(\phi) \right], \quad (2.27)$$

де W_α – розраховується аналогічно α по формулам (2.25) і (2.26), причому замість θ підставляємо W_x , а замість ϕ – W_y .

де $W_{x,y}$ – кутові координати розташування точки МПВ.

На рис. 2.8, зображено траєкторії руку точок центрів пікселів. На основі даного зображення будується алгоритм руху будь якої точки проєкції відповідного пікселя. Порядок відхилення – «тангаж-крен», тобто ТСС відхиляється спочатку по тангажу, а тоді по крену.

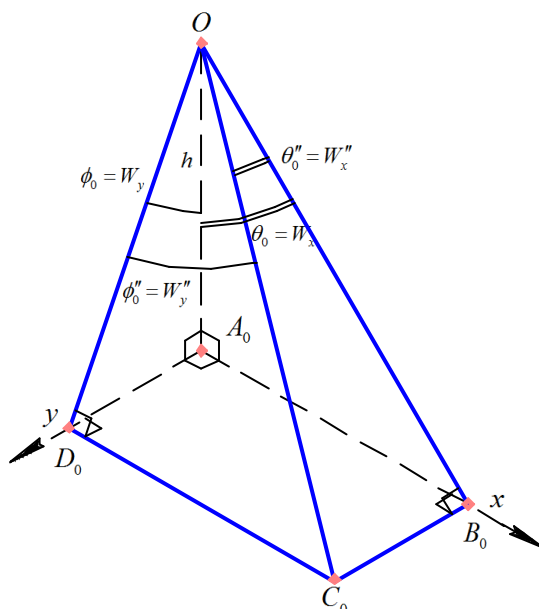


Рис. 2.9. Схема для кроку 0

Крок 0. Схема зображена на рис. 2.9. Кути візування дорівнюють нулю, а координати позаосьової точки $(W_x; W_y)$ і осьової $(0; 0)$. Запишемо: $\theta_0 = W_x$, $\theta_0'' = W_x''$, $\phi_0 = W_y$, $\phi_0'' = W_y''$.

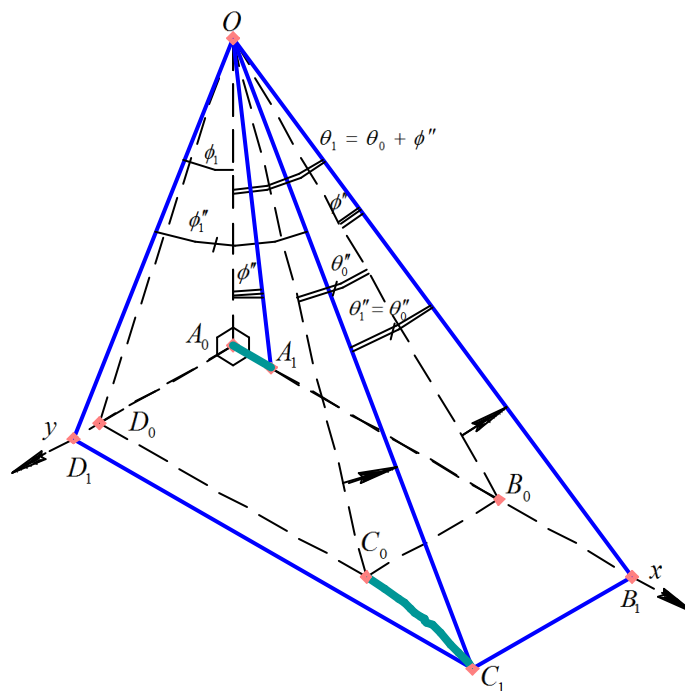


Рис. 2.10. Схема для кроку 1

Крок 1. Схема зображена на рис. 2.10. Рух відбувається по тангажу на кут ϕ'' , де точки переміщуються по траєкторії.

$$\theta_1'' = \theta_0'' = W_x'', \quad \theta_1 = W_x + \phi'', \quad \phi_1 = \arctg\left(\frac{\operatorname{tg}(\theta_1'')}{\cos(\theta_1)}\right) = \arctg\left(\frac{\operatorname{tg}(W_x'')}{\cos(W_x + \phi'')}\right),$$

$$\phi_1'' = \arctg(\operatorname{tg}(\theta_1) \cos(\phi_1)) = \arctg(\operatorname{tg}(W_x + \phi'') \cos(\phi_1)).$$

Крок 2. Схема зображена на рис. 2.11. Рух відбувається по крену на кут ϕ .

$$\phi_2'' = \phi_1'' = \arctg(\operatorname{tg}(W_x + \phi'') \cos(\phi_1)), \quad \phi_2 = \phi_1 + \phi = \phi + \arctg\left(\frac{\operatorname{tg}(W_x'')}{\cos(W_x + \phi'')}\right),$$

$$\theta_2 = \arctg\left(\frac{\operatorname{tg}(\phi_2'')}{\cos(\phi_2)}\right) = \arctg\left(\frac{\operatorname{tg}(W_x + \phi'') \cos(\phi_1)}{\cos(\phi_2)}\right), \quad \theta_2'' = \arctg(\operatorname{tg}(\phi_2) \cos(\theta_2)).$$

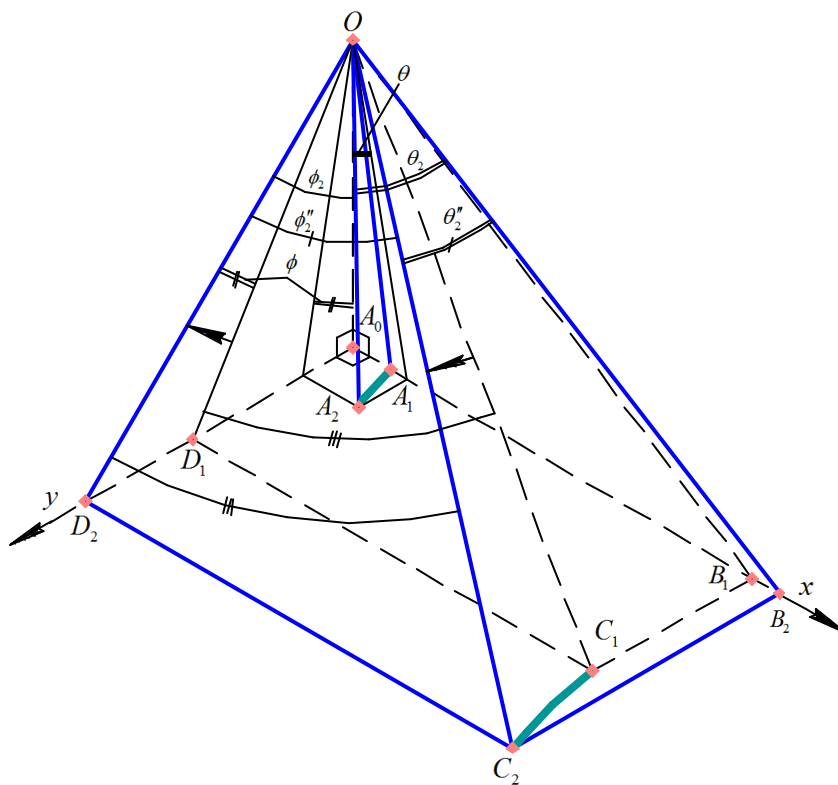


Рис. 2.11. Схема для кроку 2

На основі алгоритму руху отримані формули, які вираховують кінцеві кутові координати точок проєкцій пікселів при послідовності відхилення «тангаж-крен»:

$$\operatorname{tg}(\phi_2) = \operatorname{tg} \left(\phi + \operatorname{arctg} \left(\frac{\operatorname{tg}(W_y) \cos(W_x)}{\cos(W_x + \phi'')} \right) \right), \quad (2.28)$$

$$\operatorname{tg}(\theta_2) = \operatorname{tg}(W_x + \phi'') \frac{\cos(\phi_2 - \phi)}{\cos(\phi_2)}. \quad (2.29)$$

Формули для визначення кінцевих кутових координат точок проєкцій пікселів при послідовності відхилення «крен-тангаж»:

$$\operatorname{tg}(\theta_2) = \operatorname{tg} \left(\theta + \operatorname{arctg} \left(\frac{\operatorname{tg}(W_x) \cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')} \right) \right), \quad (2.30)$$

$$\operatorname{tg}(\phi_2) = \operatorname{tg}(W_y + \theta'') \frac{\cos(\theta_2 - \theta)}{\cos(\theta_2)}. \quad (2.31)$$

Результати формул можна побачити на (рис. 2.8), де крива a – траєкторія руху осьової точки, а b – траєкторія руху позаосьової точки. Зауважимо, що вибір порядку відхилення суттєво впливає на результати розрахунків. Формула (2.27) наведена для

аналізу точності отриманих значень за формулами (2.28) і (2.29) та (2.30) і (2.31) які підставляються в (2.25).

2.2.1 Проекція пікселів на площині

Існують два типи відхилень системи:

- ✓ по глобальній системі координат (ГСК) ТСС;
- ✓ по локальній системі координат (ЛСК) ТСС.

Формули для розрахунку по ГСК і ЛСК ідентичні, але мають свої особливості пов'язані із конструкцією системи повороту за кутами візування.

Відхилення по ГСК – це відхилення системи лише в одній системі координат, тобто ТСС спочатку відхиляється по тангажу, де точка надиру переміщається лише по осі Ox , а тоді нова точка надиру, яка утворилася після першого відхилення, переміщується по осі Oy , тобто відбувається відхилення за креном. В даному випадку описана послідовність відхилення «тангаж-крен», але можна робити відхилення і в послідовності «крен-тангаж» аналогічним способом.

Відхилення по ЛСК – це відхилення системи за двома системами координат, тобто ТСС спочатку відхиляється по тангажу, де точка надиру переміщається лише по осі Ox , потім умовно утворюється нова локальна система координат в якій осі попередньої і нової системи координат Ox співпадають, а вісь Oy проводиться перпендикулярно через точку, яка утворюється перетином оптичної осі і осі Ox , тобто проекція точки центру МПВ. Умовна нова вісь Oy в новій локальній системі координат паралельна старій Oy . В утвореній новій локальній системі координат стара точка надиру відхиляється на кут крену, причому рух цієї точки відбувається по новій осі Oy .

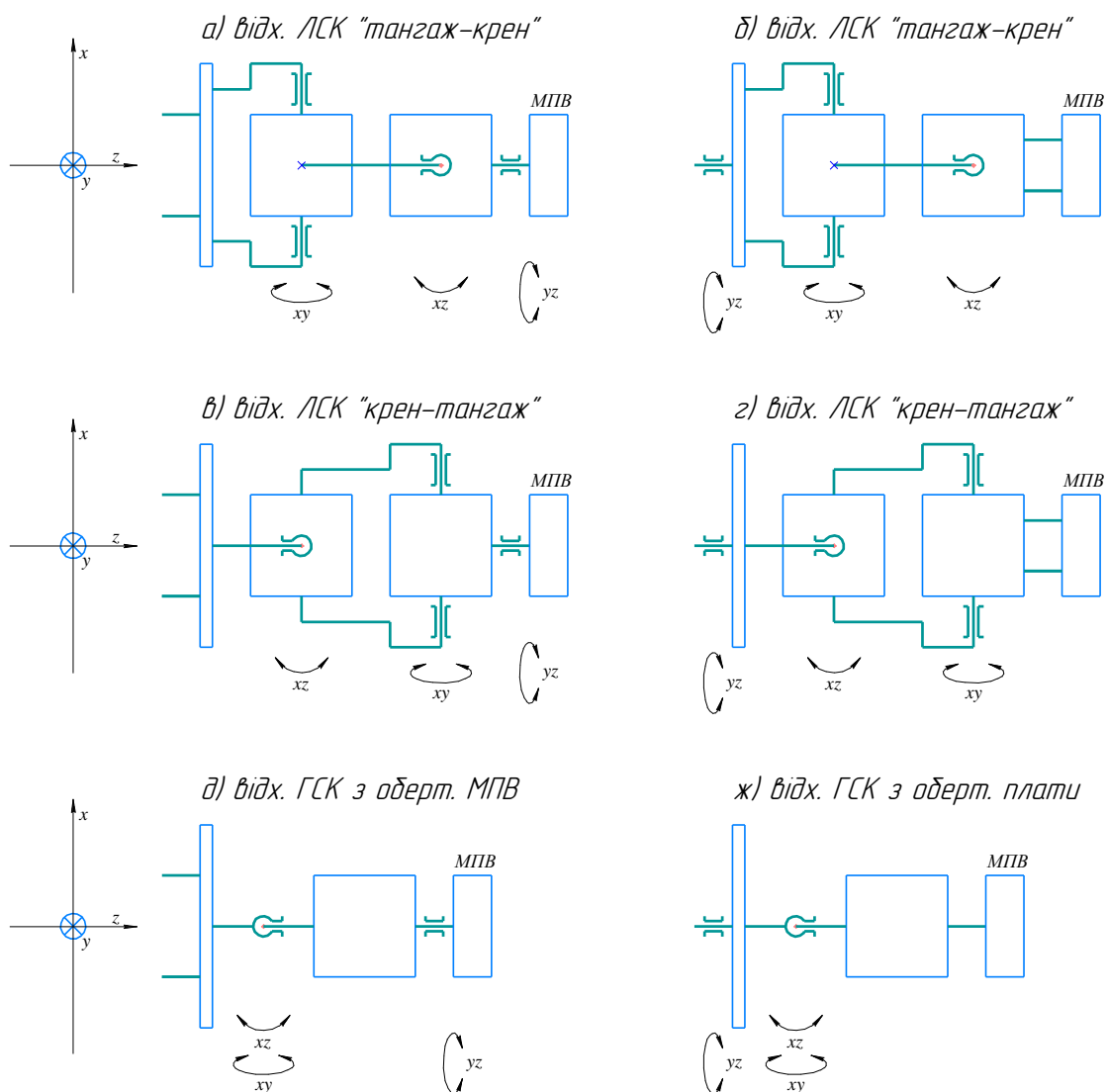


Рис. 2.12. Типи конструкції обертання ТСС за кутами візування

Форма деформації проєкції пікселів МПВ залежить від конструкції, яка описується двома вище вказаними типами. В залежності конструкції необхідно використовувати відповідні пари формул (2.28) і (2.29) або (2.30) і (2.31). На рис. 2.12 представлені можливі типи конструкції поворотів за кутами візування.

На рис. 2.12, а – г, всі конструкції з відхиленням по ЛСК поділені на блоки: плата (платформа); перший блок, що закріплений на платформі і який відхиляється по тангажу чи по крену; другий блок, що закріплений на першому який відхиляється по крену чи по тангажу (взаємо перпендикулярно першому); і третій блок МПВ, який закріплений на другому. На рис. 2.12, г і д, зображені конструкції з відхиленням по ГСК, які поділені на блоки: плата; перший блок, що закріплений на платформі і який може рухатися як по тангажу так і по крену; і другий блок МПВ, який закріплений на першому.

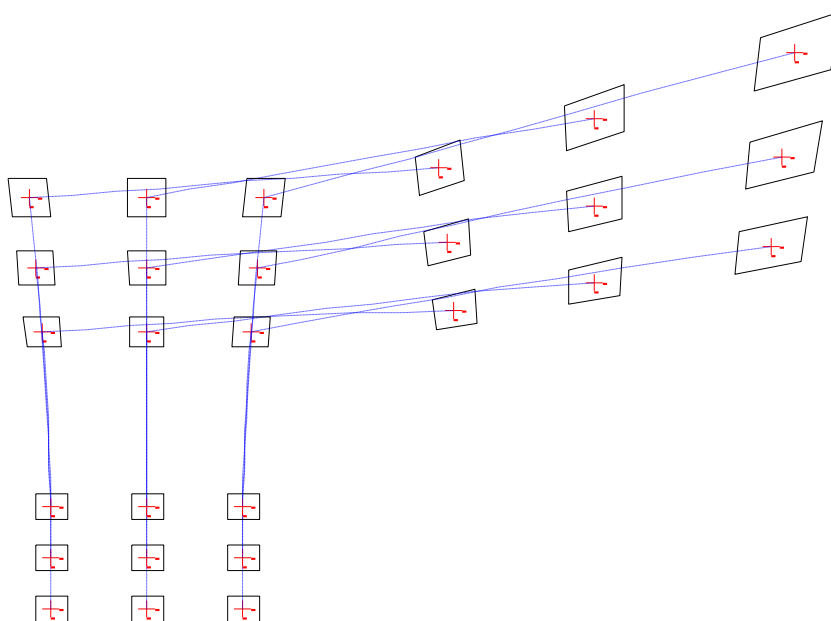


Рис. 2.13. Відхилення по ГСК за послідовністю «тангаж-крен»

Рис. 2.12, *a*, *в* і *д* – поворот на кут ризиання відбувається самим МПВ, а рис. 2.12, *б*, *г* і *ж* – поворот на кут ризиання відбувається платформою на якій закріплені всі блоки. Якщо ГСС була попередньо відхилена за кутами тангажа і крена (не зважаючи на послідовність), то при відхиленні за кутом ризиання всією платформою – форма деформованих проєкцій пікселів МПВ на площині не зміниться, а зміняться лише їхні координати розташування (*б*, *г* і *ж*), тобто поворот відбудеться навколо точки надиру. Якщо ж в аналогічному випадку проводити відхилення за кутом ризиання лише самим МПВ – форма деформованих проєкцій пікселів МПВ буде змінюватися, а координати центра проєкції МПВ не змінюватимуться, тобто відбудеться поворот з деформацією навколо проєкції центральної точки МПВ. Порівняння відхилень за кутом ризиання показують, що якщо повертати на кут ризиання платформою, то просторове розділення не змінюється, а при повороті самим МПВ – змінюється. Зауважимо, що при повороті на 90° по ризианню за допомогою платформи, схема з послідовністю «тангаж-крен» зміниться на послідовність «крен-тангаж» або навпаки, чого не відбудеться при повороті тільки МПВ.

Рис. 2.12, *a* і *б* відображає відхилення за послідовністю «тангаж-крен», тобто ключовим блоком є перший, який 2-й і 3-й блоки відхиляє по тангажу (в площині Oxy), а далі 2-й блок в новій ЛСК відхиляється відносно 1-го по крену (в площині Oxz). Рис. 2.12, *в* і *г*, працюють за протилежним принципом, де 1-й блок відхиляється

по крену (в площині Oxz), а 2-й блок відхиляється в новій ЛСК по тангажу (в площині Oxy) відносно 1-го блоку. Тому, основна ідея «послідовності відхилення» ЛСК полягає не в тому, за яким кутом візування (тангажем чи креном) спочатку відхиляють, а в конструкції, тобто за яким кутом відхиляється 1-й і 2-й блоки. Конструкції ЛСК частіше зустрічаються в техніці, а ГСК в природі. ГСК на відміну від ЛСК залежить від «послідовності відхилення» і не залежить від конструкції.

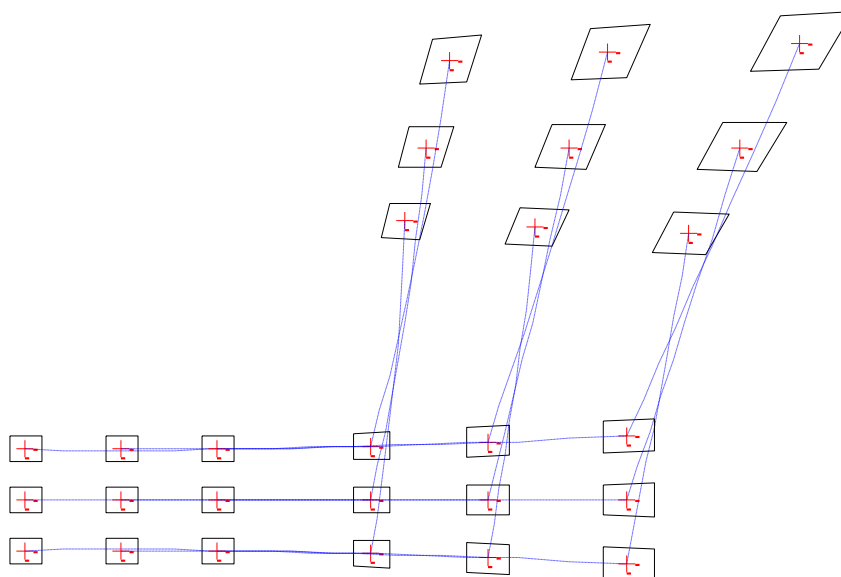


Рис. 2.14. Відхилення по ГСК за послідовністю «крен-тангаж»

Відхилення по ГСК і ЛСК згідно своєї конструкції мають різні алгоритми руху і визначення траєкторії переміщення, але в кінцевому спрощенні отримуються ідентичні формули. Відхилення по ГСК простіше в розумінні фізики формування проекції, але складніше в реалізації конструкції, і навпаки для відхилення по ЛСК.

Відхилення по ЛСК для послідовності «тангаж-крен» та відхилення по ГСК для послідовності «крен-тангаж» описуються формулами (2.30) і (2.31). Відхилення по ЛСК для послідовності «крен-тангаж» та відхилення по ГСК для послідовності «тангаж-крен» описуються формулами (2.28) і (2.29). Дана особливість ідентичності формул перевірена на практиці і за допомогою комп'ютерного моделювання.

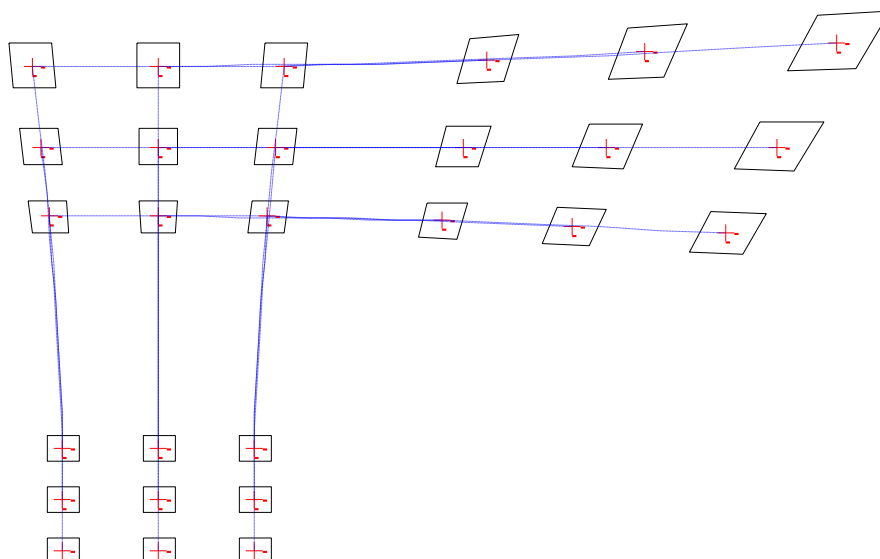


Рис. 2.15. Відхилення по ЛСК за послідовністю «тангаж-крен»

Фізика деформації проєкції пікселів МПВ на площині зображена на рис. 2.13 – 2.16.

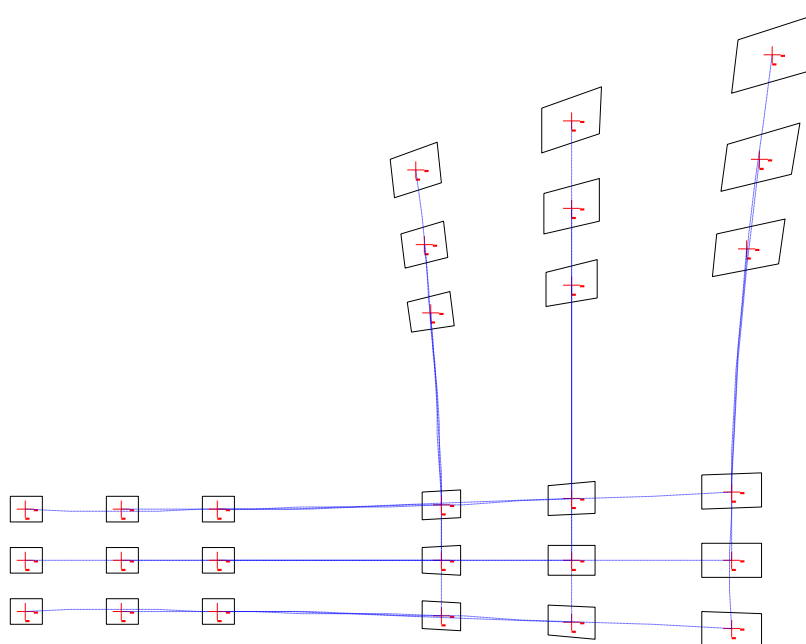


Рис. 2.16. Відхилення по ГСК за послідовністю «крен-тангаж»

На рис. 2.13 – 2.16 зображені проєкції деяких ключових (крайніх) пікселів МПВ та їх центри. Штрихові лінії не тільки з'єднують центри проєкцій пікселів, які були сформовані на кожному кроці, а й описують траєкторію по якій вони рухалися в процесі відхилення за кутами візування. В даному випадку, на кожному рисунку показано по 3 проєкції: в надирі, при різних послідовностях відхилень за креном і тангажем. Таким чином, звертається увага на деформацію і пропорційне збільшення

проекцій пікселів після відхилення за кутами візування в порівнянні із проекцією в надирі.

2.2.2 Проекція пікселів з врахуванням кривизни Землі

Висоти на яких проводять зйомку різні ЛА [56]:

- ✓ робоча висота дронів становить від 0,5 до 3 км, а для сучасних спеціалізованих (військових) максимальна висота досягає 6 км;
- ✓ робоча висота БПЛА становить від 2 до 3,5 км, а для спеціалізованих – 5,5 км (а спеціальних розробок – 9 км);
- ✓ робоча висота гелікоптерів (вертольотів) становить до 3,5 км, а для спеціалізованих – до 6 км;
- ✓ робоча висота літаків становить від 13 км, а для спеціалізованих – до 25 км;
- ✓ робоча висота КА низьковисотних навколосемних орбіт становить від 200 до 600 км, а для середньовисотних – від 600 до 1400 км.

Із приведених вище характеристик ЛА можна помітити, що для всіх, окрім космічних ТСС, кривизну ЗП можна не враховувати і вважати її плоскою поверхнею, оскільки похибка спричинена кривизною надзвичайно мала, а всі інші похибки поверхні спричинені за рахунок ландшафту – випадкової величини, яка залежить від місцевості.

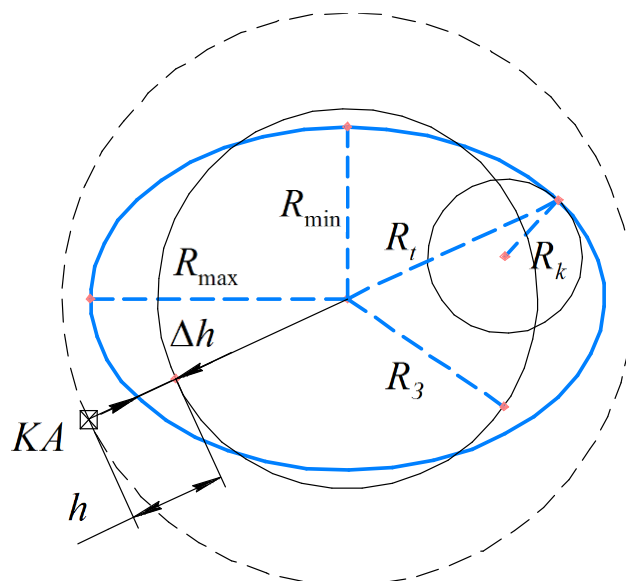


Рис. 2.17. Радіус кривизни Землі

Космічні ТСС знаходяться на суттєво більших висотах в порівнянні із іншими ЛА. Оскільки ТСС повинна відхилятися за кутами візування, то кривизна Землі суттєво впливає на результати визначення форми і розмірів проекції пікселів. Оскільки за форму Землі прийнятий двовісний еліпсоїд, то і кривизна змінюватиметься в залежності від координат розташування КА (рис. 2.17).

Точні розрахунки вимагають використовувати форму Землі описану двовісним еліпсоїдом, а більшість формул отримані для сфери. Щоб зберегти точність розрахунків необхідно апроксимувати форму Землі у відповідній точці деякою сферою із відповідним радіусом, який дорівнює радіусу кривизни двовісного еліпсоїда в даній точці. Апроксимація вимагає координати розташування КА (широту Землі) і значення кривизни Землі у точці надіру. Оскільки, радіус Землі доволі великий $R_z = 6371,032$ км (базове, прийняте середнє значення), то кривизна змінюється «повільно». Формулу (2.1), яка визначає радіус від центра до точки на поверхні Землі, можна переписати як:

$$\begin{cases} R_r(\gamma) = \sqrt{R_x^2(\gamma) + R_y^2(\gamma)} \\ \begin{cases} R_x(\gamma) = R_{\min} \sin(\gamma), \\ R_y(\gamma) = R_{\max} \cos(\gamma). \end{cases} \end{cases} \quad (2.32)$$

Формула (2.32) задана в параметричному вигляді, тому скористаємося формулою для визначення коефіцієнта кривизни кривої [55]:

$$K(\gamma) = \frac{\left| \frac{d^2}{d\gamma^2} R_y(\gamma) \cdot \frac{d}{d\gamma} R_x(\gamma) - \frac{d^2}{d\gamma^2} R_x(\gamma) \cdot \frac{d}{d\gamma} R_y(\gamma) \right|}{\left(\left(\frac{d}{d\gamma} R_x(\gamma) \right)^2 + \left(\frac{d}{d\gamma} R_y(\gamma) \right)^2 \right)^{\frac{3}{2}}}. \quad (2.33)$$

Підставивши у вище наведену формулу (2.33) формули (2.23) і спростивши вираз, отримаємо радіус кривизни Землі у відповідній точці:

$$R_k(\gamma) = \frac{1}{K(\gamma)} = \frac{1}{|R_{\min} R_{\max}|} \left(R_{\min}^2 + R_{\max}^2 - R_r^2(\gamma) \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (2.34)$$

Формулу (2.34) можна спростити підставивши (2.1):

$$R_k(\gamma) = \frac{1}{|R_{\min} R_{\max}|} \left(R_{\min}^2 \cos^2(\gamma) + R_{\max}^2 \sin^2(\gamma) \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (2.35)$$

Знаючи широту розташування КА, можна за (2.35) визначити радіус кривизни Землі в точці надіру. Розрахунки за (2.35) показали, що радіус кривизни Землі на полюсі становить 6399,615 км, а на екваторі 6335,466 км, тобто знаходячись на полюсі, поверхню в даній точці можна апроксимувати сферою радіусом в 6399,615 км. Значення R_t дорівнює радіусу Землі R_z на широті $35,288^\circ$, а радіус кривизни R_k – на широті $48,149^\circ$. Зауважимо, що параметр R_t важливий для розрахунку швидкості підспутникової точки, а R_k для точного розрахунку форми проекції пікселів враховуючи кривизну ЗП.

Пояснення радіусів Землі схематично зображено на рис. 2.17 і 2.1. Похибка висоти Δh і реальна висота КА H визначаються формулами (2.4) і (2.5) відповідно. Значення реальної висоти H важливе для визначення проекції пікселів, а (2.5) свідчить про те, що при руху по орбіті, проекція пікселів буде залежати від широти (ландшафт в даному випадку не враховується). Різниця між висотами на полюсі і екваторі становить ≈ 21 км, а різниця кривизни відповідно ≈ 64 км. Отже, із (2.35) і (2.5) можна зробити висновки, що H є масштабуючим коефіцієнтом для величини проекції пікселя, а R_k впливає на деформацію форми проекції.

Щоб спростити розрахунки проекцій пікселів і просторового розділення пропонується не враховувати кривизну в повній мірі, а враховувати її частково – апроксимуючи нахиленою площиною. Приймається, що відстань між проекціями пікселів на ЗП мала, а проекція всього МПВ знаходиться в одній площині. При відхиленні ТСС від надіру за певними кутами візування центр проекції МПВ зміщується на значно більшу величину, ніж розмір проекції всієї МПВ, але в тому місці допускається, що поверхня, яку охоплює проекція МПВ – плоска, але нахилена під деяким кутом відносно площини в надірі. Площину, яку охоплює проекція МПВ, визначатимемо як плоску поверхню, яка є дотичною до сфери в точці центру проекції МПВ.

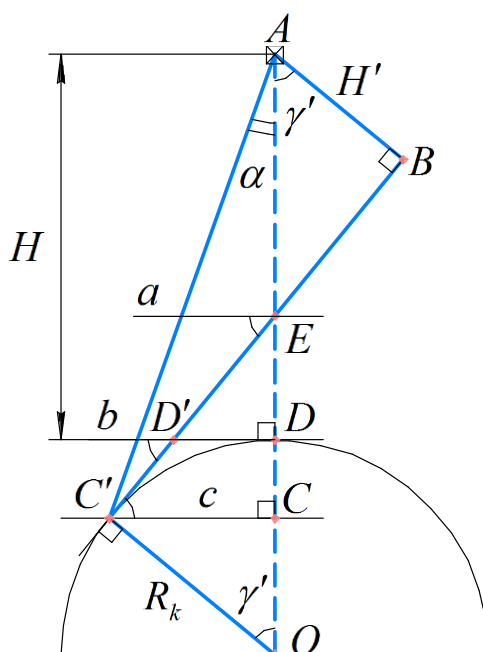


Рис. 2.18. Апроксимація кривизни нахиленою площиною

Згідно рис. 2.18, необхідно визначити $\angle D'$, що є двограним кутом між площиною в надирі b і апроксимуючою площиною $C'B$, яка є дотичною до сфери в точці C' . Розглядаючи $\triangle OC'E$ ($\angle OC'E = 90^\circ$) і його висоту $C'C = c$ можна довести, що $\angle EOC' = \angle CC'E = \gamma'$. Розглядаючи подібні трикутники $\triangle OC'E$ і $\triangle ABE$ маємо, що $\angle BAE = \angle C'OE = \gamma'$. Прямі a , b і c – паралельні прямі, тому $\angle CC'E = \angle D' = \angle E = \gamma'$. В даному випадку α є кутом відхилення КА від надиру $AD = H$ (рис. 2.1). Маємо, що $\angle D' = \gamma' = \angle EAB$ є додатковим відхиленням КА від надиру. Отже, необхідно розраховувати проєкції пікселів на площині з кутом відхилення:

$$\alpha' = \alpha + \gamma'. \quad (2.36)$$

Згідно (2.36), постає завдання визначення додаткового кута відхилення γ' . Для цього розглянемо рис. 2.19, де: A – розташування КА, B – точка спостереження, O – центр Землі, O' – точка надиру, $H = AO'$ – висота КА, $R = OB$ – радіус Землі, $(90^\circ - \alpha)$ – нахил горизонту.

Згідно рис. 2.19, запишемо такі формули:

$$\operatorname{tg}(\alpha) = \frac{h}{H + \Delta h}, \quad (2.37)$$

$$\sin(\gamma') = \frac{h}{R}, \quad (2.38)$$

$$\Delta h = R(1 - \cos(\gamma')). \quad (2.39)$$

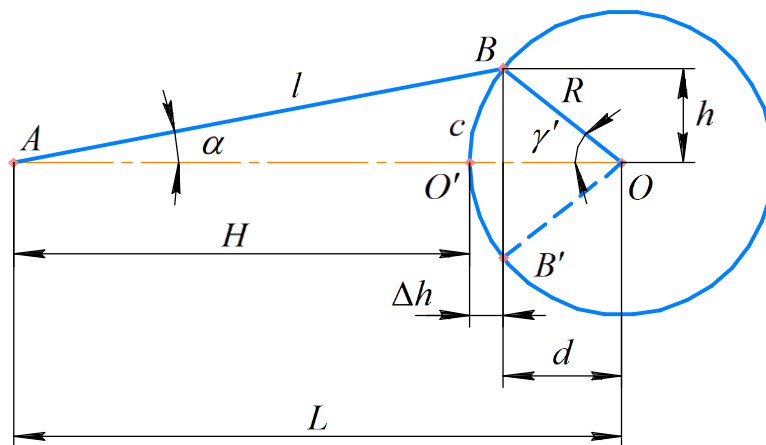


Рис. 2.19. Геометрична схема для визначення залежності між кутами α і γ'

Кут α є результуючим відхиленням осі візування від надиру (в залежності від заданих тангажа і крена), а γ' є кутом за яким визначаються координати точки B на сфері. Дані кути взаємозалежні, а отже для визначення лінійних координат відповідних точок, з яких визначатиметься просторове розділення, необхідно знати кутові координати пікселя α_{ij} .

На основні формул (2.37) – (2.39) можемо встановити залежність кутів α і γ' :

$$\sin(\gamma') \operatorname{ctg}(\alpha) + \cos(\gamma') = \frac{H + R}{R}. \quad (2.40)$$

Важливим для подальших розрахунків є кут γ , для визначення якого скористаємося методом Юніса [55]:

$$\left\{ \begin{matrix} +a \\ \pm a \end{matrix} \right\} \sin(x) + \left\{ \begin{matrix} \pm b \\ b \end{matrix} \right\} \cos(x) = \sqrt{a^2 + b^2} \left\{ \begin{matrix} \sin \\ \cos \end{matrix} \right\} \left(x \pm \left\{ \begin{matrix} \arcsin \\ -\arccos \end{matrix} \right\} \left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}} \right) \right). \quad (2.41)$$

Застосовуючи метод Юніса (2.41) перепишемо (2.40) як:

$$\frac{\sin(\gamma' + \alpha)}{\sin(\alpha)} = \frac{H + R}{R}. \quad (2.42)$$

Кут α в свою чергу накладає обмеження на максимальний кут відхилення КА від надиру, при якому можна розрахувати проекцію пікселя. Максимально допустимий кут відхилення КА α_{max} , або ж іншими словами максимально допустиме поле огляду (рис. 2.19), буде за умови коли AB буде дотичною до кола, яка проходить через точку A , при чому $AB \perp OB$. Згідно побудови, для визначення α_{max} можемо записати, що:

$$\gamma' + \alpha = 90^\circ. \quad (2.43)$$

Підставимо (2.43) в (2.42) і отримаємо:

$$\left\{ \begin{array}{l} \cos(\gamma'_{\max}) \\ \sin(\alpha_{\max}) \end{array} \right\} = \frac{R}{H + R}. \quad (2.44)$$

Відомо, що вимоги до нахилу КА за кутами візування для тангажа і крена становлять до $\pm 45^\circ$, але зазвичай $\pm 35^\circ$. Знаючи кривизну Землі у відповідній точці, наведемо графік, який відобразить який кут має апроксимована площина з площиною в надирі (рис. 2.20), для приладу візьмемо $R_k = R_s = 6371,032$ км, $H = 668$ км (рис. 2.1) і розрахуємо згідно (2.42):

$$\gamma' = \arcsin\left(\sin(\alpha) \frac{H + R_k}{R_k}\right) - \alpha. \quad (2.45)$$

Згідно (2.25) знаходимо, кут нахилу КА [49]:

$$\alpha = \arctg\left(\sqrt{\text{tg}^2(\theta) + \text{tg}^2(\phi)}\right). \quad (2.46)$$

Маємо, що для кутів тангажа і крена по $\pm 35^\circ$ (для α це $44,719^\circ$) додаткове відхилення становить $6,305^\circ$, що суттєво впливає на проекцію пікселя, оскільки розрахунок проекцій проводитиметься не для кута $\alpha = 44,719^\circ$, а для $\alpha' = 51,024^\circ$ (2.36).

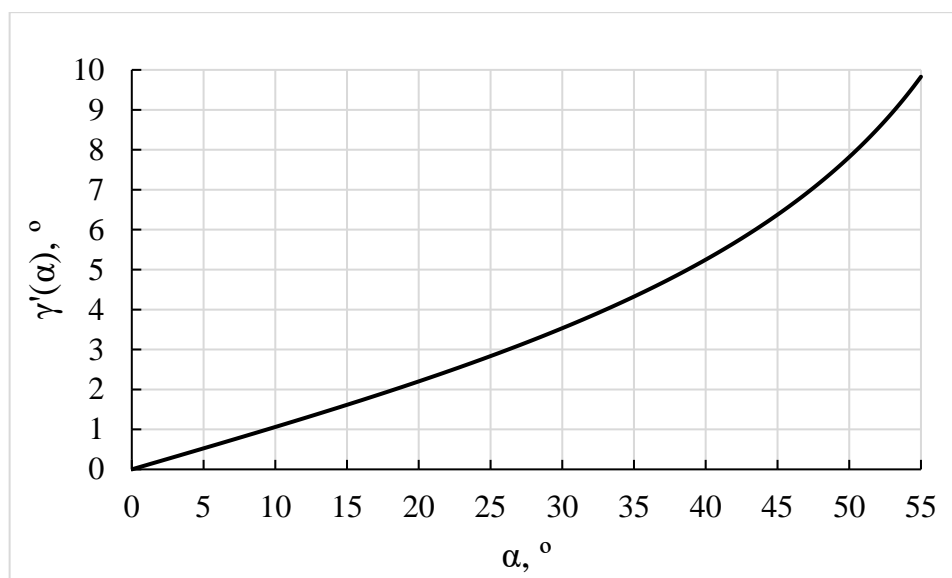


Рис. 2.20. Додаткове відхилення КА

Згідно рис. 2.18, помітно, що висота до апроксимованої площини, на якій розраховується проекція дорівнює H' . Відомо, що висота є масштабуючим коефіцієнтом, а тому її визначення важливе для точного розрахунку просторового

розділення. Розглянемо $\Delta AC'B$ і $\Delta C'AC$, де $C'A$ – спільна гіпотенуза, а висота розраховується як:

$$H' = \left(H + R_k (1 - \cos(\gamma')) \right) \frac{\cos(\alpha + \gamma')}{\cos(\alpha)}. \quad (2.47)$$

Кут γ' необхідний для розрахунку результуючого відхилення осі візування від надиру, а для розрахунку проекції пікселів МПВ необхідно використовувати кути θ і ϕ . Отже, використовуючи θ , ϕ і результуючий γ' необхідно знайти додаткове відхилення на кожний із напрямків $\Delta\theta$ і $\Delta\phi$.

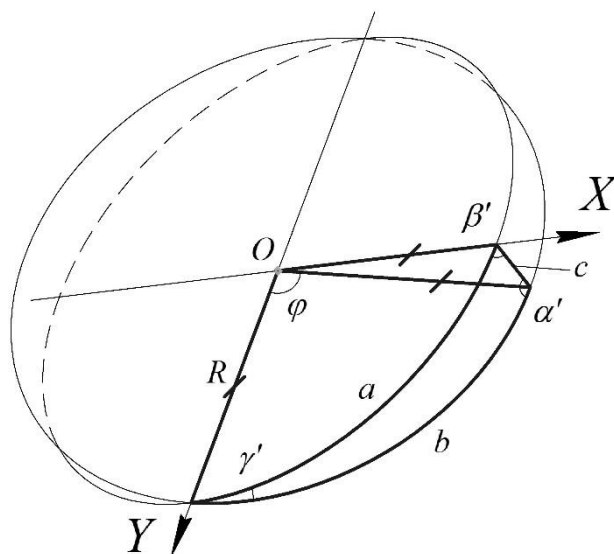


Рис. 2.21. Двогранний кут між площиною в надирі і апроксимуючою площиною, яка є дотичною до Землі в точці C'

Згідно рис. 2.18 і 2.22, γ' є двогранним кутом між двома площинами, а також він є результуючим кутом додаткового нахилу по двом координатним осям в напрямку і поперек польоту. Представимо перетин двох площин, як зображено на рис. 2.21, де a , b і c – сторони рівнобедреного сферичного трикутника, причому кути при основі α' і β' – рівні. Запишемо теорему косинусів для сферичних трикутників [48]:

$$\cos(c) = \cos(a)\cos(b) + \sin(a)\sin(b)\cos(\gamma').$$

Оскільки, це сферичний рівнобедрений трикутник, то $a = b = \varphi$. Зробивши деякі спрощення можна записати, що:

$$\sin\left(\frac{c}{2}\right) = \sin(\varphi)\sin\left(\frac{\gamma'}{2}\right).$$

Із рис. 2.21 маємо, що лінія перетину двох площин, яка співпадає з віссю Oy (в даному випадку), має перпендикуляр, в площині якого завжди знаходиться максимальний кут відхилення між двома площинами. Якщо ж система нахилена за двома кутами, тоді перпендикуляр до лінії перетину двох площин з віссю Ox становить ϕ' градусів (рис. 2.6), які розраховуються за (2.26):

$$\operatorname{tg}(\theta) = \operatorname{tg}(\phi') \operatorname{tg}(\phi) = \operatorname{tg}(\alpha) \sin(\phi'). \quad (2.48)$$

Враховуючи дані рис. 2.18, маємо результуючу формулу при відхиленні на два кути:

$$c = 2 \arcsin(\sin(\phi' + \varphi) \sin(0,5\gamma')). \quad (2.49)$$

В напрямку польоту $\varphi = 0^\circ$, тоді додатковий розрахунковий доворот по тангажу:

$$\Delta\theta = 2 \arcsin(\sin(\phi') \sin(0,5\gamma')). \quad (2.50)$$

Поперек польоту $\varphi = 90^\circ$, тоді додатковий розрахунковий доворот по крену:

$$\Delta\phi = 2 \arcsin(\cos(\phi') \sin(0,5\gamma')). \quad (2.51)$$

В результаті із (2.48) знайдемо кут ϕ' :

$$\phi' = \begin{cases} 0, & \text{при } \theta = 0 \text{ і } \phi \in [0; 0,5\pi), \\ \pi, & \text{при } \theta = 0 \text{ і } \phi \in (-0,5\pi; 0), \\ 0,5\pi \cdot \operatorname{sign}(\theta), & \text{при } \theta \neq 0 \text{ і } |\theta| < 0,5\pi \text{ і } \phi = 0, \\ \operatorname{arctg}\left(\frac{\operatorname{tg}(\theta)}{\operatorname{tg}(\phi)}\right), & \text{при } |\theta| \in (0; 0,5\pi) \text{ і } \phi \in (0; 0,5\pi), \\ \pi + \operatorname{arctg}\left(\frac{\operatorname{tg}(\theta)}{\operatorname{tg}(\phi)}\right), & \text{при } |\theta| \in (0; 0,5\pi) \text{ і } \phi \in (-0,5\pi; 0). \end{cases} \quad (2.52)$$

Отже, при розрахунку проекції пікселів МПВ, необхідно замість кутів тангажа θ і крена ϕ підставляти відповідно θ^* і ϕ^* :

$$\begin{cases} \theta^* = \theta + \Delta\theta, \\ \phi^* = \phi + \Delta\phi. \end{cases} \quad (2.53)$$

2.2.3 Кути нахилу колонок і рядків проекції МПВ

В підрозділі 1.5 за допомогою рис 1.15 було пояснено принцип дії МПВ ТСС, в особливості приймача КРТ з TDI. Приймач КРТ з TDI поелементно вздовж колонки інтегрує з накопиченням інформацію (заряд). У зв'язку із відхиленням ТСС на кути візування проекція МПВ – деформується, а це призводить до того, що проекції колонок і рядків утворюють деякі кути відносно напрямку польоту. Оскільки колонка має деякий кут φ_c і враховуючи принцип дії детектора, отримуємо зміщення початкової області зйомки на ЗП відносно центрів наступних пікселів (регістрів TDI), яке, в свою чергу, погіршує якість зображення, і чим більше елементів приймає участь інтегруванні тим більшим буде зміщення.

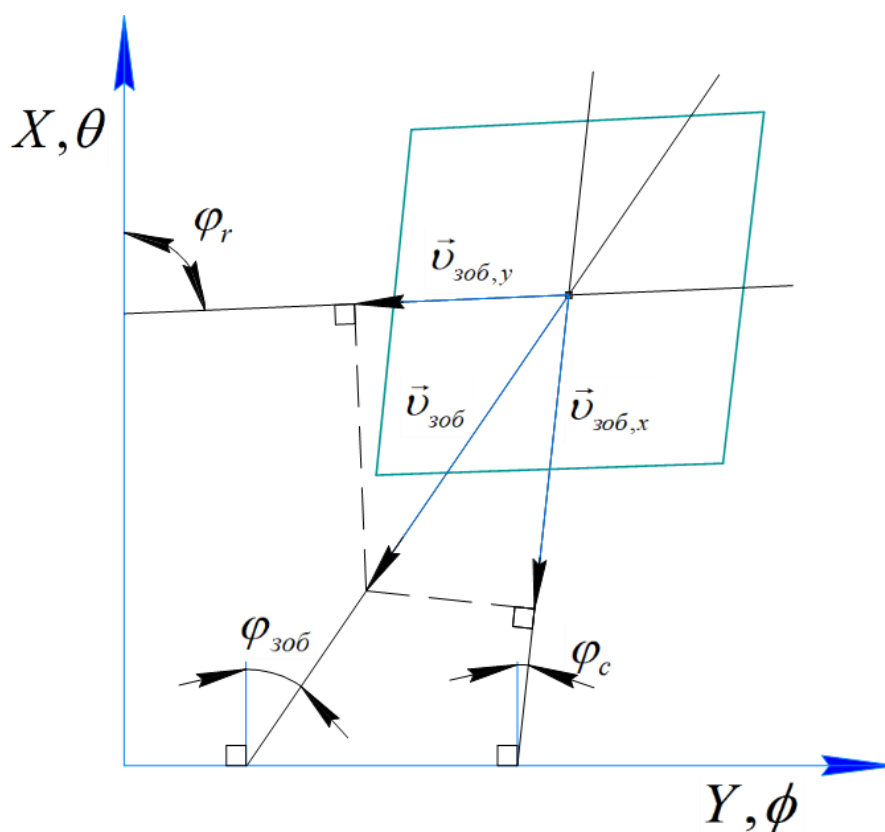


Рис. 2.22. Проекція пікселя на ЗП

Фотонні і теплові фокальні матриці накопичують інформацію кожним елементом окремо. Це в свою чергу зменшує вплив зміщення на якість зображення, але дає менше відношення сигнал/шум і менше насичення зарядами кожного елемента. Мікроболометричні матриці мають на декілька порядків меншу швидкість роботи (великий час відгуку), тобто мають більшу постійну часу. В залежності від постійної часу, швидкості і напрямку переміщення точки візування (підсупутникової точки для

космічних ТСС) і величину проекції відповідного пікселя – визначають величину зміщення в залежності від напрямку вибраних осей координат (рис. 2.22).

МПФ системи розраховують по двом координатним осям, які визначаються лінією колонки Ox і рядка Oy , і саме в цих координатах оператор сприйматиме зображення з екрану монітора. Координатні осі в площині предметів на ЗП, тобто в напрямку і поперек польоту необхідні для систематизації – визначення кутів нахилу проекцій колонок і рядків МПВ, напрямку вектора руху точки спостереження та визначення координат розташування точок проекції для геоприв'язки.

Використовуючи методику кутового руху, визначаються координати точок центрів проекцій пікселів, за якими розраховують кути нахилу φ_c і φ_r відносно напрямку польоту. Значення кутів для кожної колонки φ_c і рядка φ_r при відхиленні за кутами візування – відрізняються. Особливість кутів φ_c і φ_r в тому, що в площині ЗП вони визначають величину проекції вектора швидкості, яка визначатиме величину зміщення в системі координат площини МПВ. Знаючи результуючу величину вектора швидкості і напрямок, кути нахилу колонки і рядка, в яких знаходиться відповідний піксель, знаходять проекцію швидкості переміщення точки спостереження на проекцію колонки і рядка:

$$\begin{cases} v_{n.m..c} = v_{n.m.} \cos(\varphi_{зоб} - \varphi_c), \\ v_{n.m..r} = v_{n.m.} \cos(\varphi_{зоб} - \varphi_r). \end{cases} \quad (2.54)$$

Швидкість переміщення зображення для безпілотних і авіаційних ТСС по відповідним координатам із врахуванням (2.16), (2.54) і рис. 2.23:

$$\begin{cases} v_{зоб,x} = v_{n.m.} \frac{f'_{об}}{H} \cos(\varphi_{зоб} - \varphi_c) (\cos(\theta) + \operatorname{tg}(W_x) \sin(\theta))^2, \\ v_{зоб,y} = v_{n.m.} \frac{f'_{об}}{H} \cos(\varphi_{зоб} - \varphi_r) (\cos(\phi) + \operatorname{tg}(W_y) \sin(\phi))^2. \end{cases} \quad (2.55)$$

Швидкість переміщення зображення для космічних ТСС по відповідним координатам із врахуванням (2.18), (2.19), (2.35), (2.53), (2.54) і рис. 2.23:

$$\begin{cases} v_{зоб,x} = v_{n.m.} f'_{об} \frac{\cos(\varphi_{зоб} - \varphi_c)}{\cos^2(W_x)} \frac{H + (H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_x))}{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_x))}, \\ v_{зоб,y} = v_{n.m.} f'_{об} \frac{\cos(\varphi_{зоб} - \varphi_r)}{\cos^2(W_y)} \frac{H + (H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_y))}{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_y))}. \end{cases} \quad (2.56)$$

де

$$\begin{cases} \gamma'_x = \arcsin\left(\sin(\theta + W_x) \frac{H + R_k}{R_k}\right) - (\theta + W_x), \\ \gamma'_y = \arcsin\left(\sin(\phi + W_y) \frac{H + R_k}{R_k}\right) - (\phi + W_y). \end{cases} \quad (2.57)$$

На рис. 2.23: D – центр об'єктива, OA і OC – осі координат в площині МПВ в напрямку рядка Oy і колонки Ox відповідно, $AOCB$ – фокальна площина об'єктива і площина МПВ, OD – фокусна відстань об'єктива, B – центр деякого пікселя.

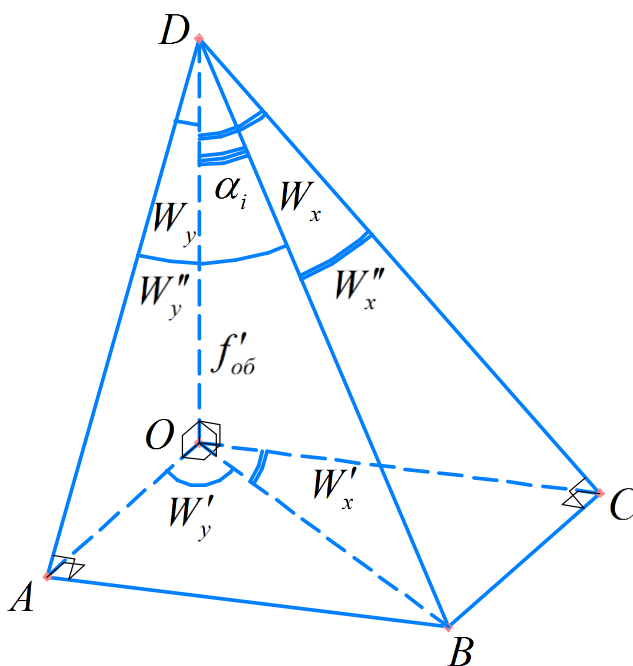


Рис. 2.23. Кутові координати центрів пікселів

МПВ, які працюють в режимі TDI, потребують визначення кута нахилу колонки φ_c для визначення величини зміщення. Згідно принципом роботи, такі МПВ не потребують кутів нахилу рядків φ_r , взамін цьому необхідно оцінювати швидкість переміщення заряду по регістрах і швидкість переміщення зображення у фокальній площині. Звичайні МПВ потребують визначення кутів нахилу φ_c і φ_r .

Виявлено, що висота не впливає на результат відхилення рядків і колонок, а тому кути нахилу φ_c і φ_r можна розрахувати за допомогою кутових координат без переходу в лінійні. Знайдемо кути нахилу φ_c і φ_r , які відраховуватимуться від напрямку польоту (рис. 1.15 і 2.23), при цьому якщо лінія нахилена за годинниковою стрілкою, то кут більше нуля, а проти – менше.

Для колонок φ_c :

$$\varphi_{c[j]} = \operatorname{arctg} \left(\frac{\operatorname{tg}(\phi_{2[0,j]}) - \operatorname{tg}(\phi_{2[p_D-1,j]})}{\operatorname{tg}(\theta_{2[0,j]}) - \operatorname{tg}(\theta_{2[p_D-1,j]})} \right), \quad (2.58)$$

де $(\theta_{2[0,j]}; \phi_{2[0,j]})$ і $(\theta_{2[p_D-1,j]}; \phi_{2[p_D-1,j]})$ – кутові координати центрів проекцій пікселів для першого і останнього елемента в колонці, при « j » заданому номері колонки.

$$\varphi_{r[i]} = \frac{\pi}{2} - \operatorname{arctg} \left(\frac{\operatorname{tg}(\theta_{2[i,0]}) - \operatorname{tg}(\theta_{2[i,q_D-1]})}{\operatorname{tg}(\phi_{2[i,0]}) - \operatorname{tg}(\phi_{2[i,q_D-1]})} \right), \quad (2.59)$$

де $(\theta_{2[i,0]}; \phi_{2[i,0]})$ і $(\theta_{2[i,q_D-1]}; \phi_{2[i,q_D-1]})$ – кутові координати центрів проекцій пікселів для першого і останнього елемента в рядку, при « i » заданому номері рядка.

На основі формул (2.28) – (2.31), підрозділу 2.3.1 і виводів в додатку Б, запишемо формули, які дозволяють розрахувати кут нахилу колонок і рядків для відхилення по ГСК при послідовності відхилення «тангаж-крен»:

$$\operatorname{tg} \left(\varphi_r - \frac{\pi}{2} \right) = \operatorname{tg}(W_x + \phi'') \sin(\phi), \quad (2.60)$$

$$\operatorname{tg}(\varphi_c) = \frac{\sin(\phi'') \operatorname{tg}(W_y)}{\cos(\phi) - \sin(\phi) \cos(\phi'') \operatorname{tg}(W_y)}. \quad (2.61)$$

Запишемо формули, які дозволяють розрахувати кут нахилу колонок і рядків для відхилення по ГСК при послідовності відхилення «крен-тангаж»:

$$\operatorname{tg} \left(\varphi_r - \frac{\pi}{2} \right) = \frac{\sin(\theta'') \operatorname{tg}(W_x)}{\cos(\theta) - \sin(\theta) \cos(\theta'') \operatorname{tg}(W_x)}, \quad (2.62)$$

$$\operatorname{tg}(\varphi_c) = \operatorname{tg}(W_y + \theta'') \sin(\theta). \quad (2.63)$$

Аналогічно підрозділу 2.3.1, кути нахилу колонок і рядків при відхиленні по ЛСК для послідовності «тангаж-крен» та відхилення по ГСК для послідовності «крен-тангаж» описуються формулами (2.62) і (2.63). Кути нахилу колонок і рядків при відхиленні по ЛСК для послідовності «крен-тангаж» та відхилення по ГСК для послідовності «тангаж-крен» описуються формулами (2.60) і (2.61).

Висновки до розділу 2

1. Запропонована модель визначення швидкості підспутникової точки, для космічних ТСС, дозволяє розрахувати швидкість переміщення зображення у фокальній площині, в залежності від траєкторії орбіти, координат і нахилу КА. Демонструється нелінійна залежність між лінійною швидкістю переміщення зображення і швидкістю переміщення точки спостереження (підспутникової точки для КА) на ЗП, яку необхідно враховувати у ФММ. Описана модель визначення кутової швидкості довороту ТСС вирішує задачу ефективного слідування за об'єктом протягом тривалого періоду часу та може бути використана для підвищення якості тепловізійного зображення шляхом зменшення величини його переміщення.
2. Розроблена методика кутового руху описує фізику переміщення кожної проекційної точки МПВ на ЗП під час відхилення ТСС за кутами візування. Проекція пікселів МПВ на ЗП показує, що форма деформації та координати її розташування залежать від вибору конструкції ТСС. Дослідження показали, що при розрахунку проекції пікселів для космічних ТСС необхідно брати до уваги і кривизну Землі, оскільки відмінність між площиною в надирі і площиною зйомки становить $\approx 6,3^\circ$, при відхиленнях за кутами візування по $\pm 35^\circ$. Моделювання деформації демонструє, що проекції колонок і рядків МПВ на ЗП утворюють різні кути відносно напрямку польоту, що впливає на величину зміщення зображення.

РОЗДІЛ 3

ФІЗИКО-МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ СИСТЕМИ «ОБ'ЄКТ – ТЕПЛОВІЗІЙНА СИСТЕМА – ОПЕРАТОР»

Метою даного розділу є розробка фізико-математичної моделі для дослідження перетворення ІЧ випромінювання від ЗП до тепловізора (оператора) при різних умовах спостереження. Отримана модель використовуватиметься для аналізу якості і ефективності ТСС та оцінки методів покращення ТСС.

Для досягнення зазначеної мети у даному розділі буде розглянуто процес спотворення зображення при відхиленні ТСС від надиру та його переміщення під час зйомки. Для цього будуть розв'язані наступні задачі:

1. Удосконалення МПФ оптико-електронного тракту за вимогою необхідності зйомки зі змінними кутами та врахування динаміки руху під час зйомки.
2. Розробка алгоритму для розрахунку просторового розділення та лінійного розділення на місцевості.

3.1 Загальна фізико-математична модель тепловізійної системи

ФММ описує принцип дії усієї системи і наочно показує залежності між її параметрами і їх вплив на формування зображення.

Параметри і характеристики, що входять у ФММ ТСС, яка описується рівнянням, можуть бути розділені на три основні групи:

- ✓ незалежні від розробника, наприклад, параметри і характеристики спостережуваного об'єкту або випромінювача, а також середовища поширення сигналу;
- ✓ критерії якості тепловізійної системи і деякі конструктивні параметри, що визначаються технічним завданням, наприклад відношення сигнал/шум, похибка вимірів, габаритні розміри, маса, кутове поле об'єктиву;
- ✓ конструктивні параметри, якими розробник може варіювати, підбираючи оптимальні поєднання ряду параметрів і характеристик приладу; до них

відносяться, наприклад, габаритні параметри об'єктиву, параметри приймача або електронного тракту та ін.

Основою для побудови ФММ є функціональна схема, яка роз'яснює процеси, що відбуваються у певних функціональних частинах ТСС або всього оптико-електронного тракту в цілому. Функціональна схема формування тепловізійного зображення зображена на рис. 3.1. ІЧ випромінювання від нагрітих об'єктів спостереження та фонів проходить через атмосферу і потрапляє в об'єктив. Об'єктив формує теплове зображення об'єктів і фонів у площині МПВ. МПВ перетворює цей потік в електричний відеосигнал, який підсилюється і надходить у блоки аналогової або цифрової обробки. Після необхідних перетворень відеосигнал надходить на монітор, на якому формується видимий аналог об'єкта та фону, які сприймаються оператором.

Джерелами випромінювання для ТСС є нагріті до певної температури об'єкти (будинки, мости, автомобілі, кораблі, літаки, люди та ін.) та фони (земна поверхня, небо, дерева та ін.). Якщо температура об'єкта дорівнює 27°C (300 K), то максимум їх власного випромінювання світлової енергії знаходиться в області 10 мкм . Об'єкти та фони власного теплового випромінювання характеризуються просторовими (геометричними розмірами), енергетичними (світністю або яскравістю) і часовими (положення в просторі) параметрами. Зазвичай, за допомогою вказаних параметрів, об'єкти описуються детермінованими функціями, а фони – випадковими. На температуру об'єкта додатково можуть впливати природні і штучні джерела випромінювання. Вони можуть бути як корисними так і шкідливими.

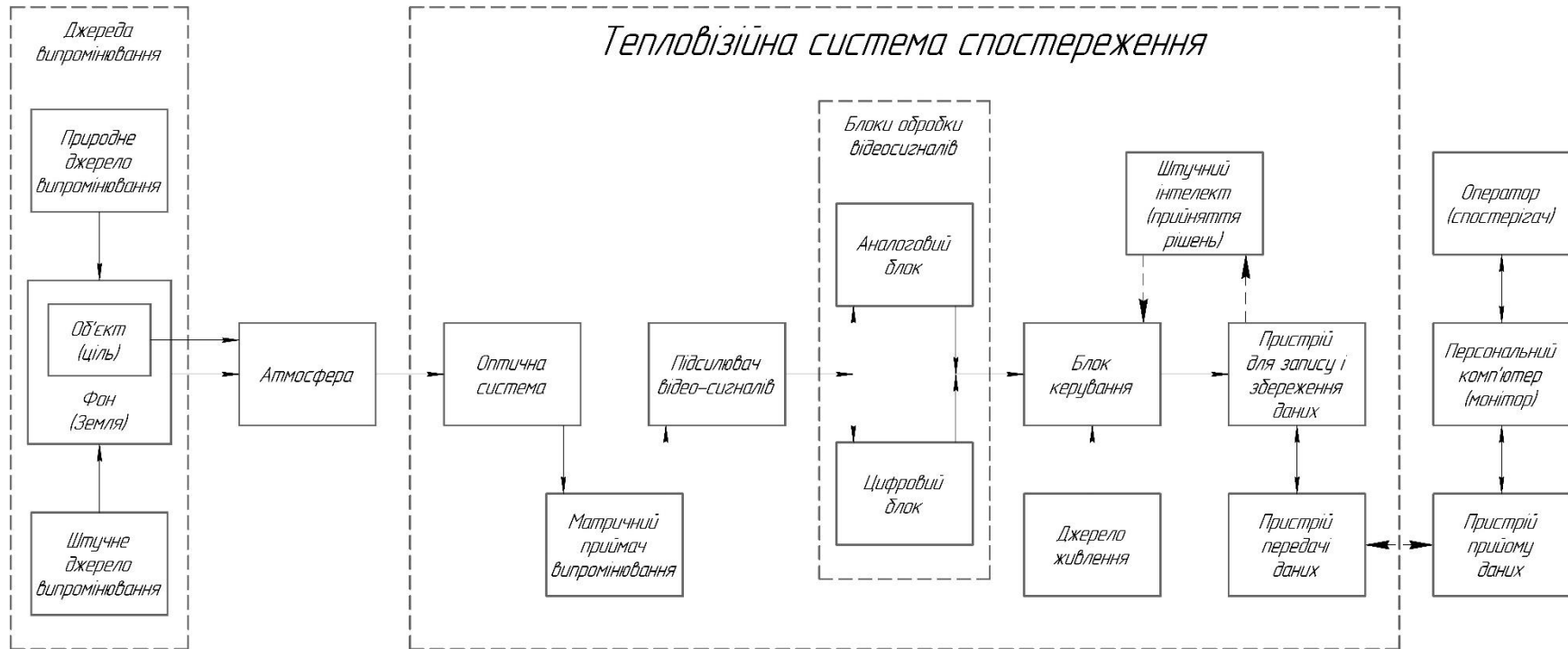


Рис. 3.1. Функціональна схема всього оптико-електронного тракту ТСС

Наприклад, якщо взяти до уваги сучасну військову техніку, де стрімко розвивається камуфляжний захист, задача якого зробити її непомітною у відповідних спектральних діапазонах, то в такому випадку ймовірність виявити ціль суттєво зменшується. Одним із варіантів для вирішення даної проблеми є спостереження за тепловим слідом рухомого об'єкта. В даному випадку, штучне випромінювання є корисним. Наступний приклад, коли зйомка відбувається в доволі жарких місцях Землі, де об'єкти можуть відбивати значну частину потоку ІЧ випромінювання, або ж фон може сильно нагріватися. В даному випадку, джерелом природнього випромінювання є Сонце, а відбитий і випромінюваний фоном потоки зменшують контраст в області спостереження (збільшується шумова складова). Таким чином, природнє випромінювання в таких умовах є шкідливим.

Атмосфера – це проміжне середовище між джерелами випромінювання і ТСС. В атмосфері відбувається зміна параметрів випромінювання об'єктів та фонів за рахунок поглинання, розсіювання і турбулентності. Поглинання обумовлене взаємодією потоку випромінювання із молекулами атмосферних газів та води, а розсіювання пов'язане із заломленням потоку на атмосферних газах, частинках пилу та каплях води. При цьому, може спостерігатися випадкова зміна в часі як просторових, так і енергетичних параметрів випромінювання [1, 2].

Оптична система складається з різного роду комбінацій лінз, дзеркал, призм, світлофільтрів, п'єзоелектричних елементів для керування напрямком потоку та ін. Важливою складовою частиною ТСС є ІЧ об'єктив, призначений для формування зображення об'єктів та фонів у площині МПВ в заданому спектральному діапазоні. Енергетична роздільна здатність визначається світлосилою об'єктива, а просторова роздільна здатність – абераціями.

Приймач випромінювання є основним елементом, який визначає можливості ТСС і служить для перетворення світлового потоку в електричний сигнал. Існують різні визначення МПВ, проте усі вони відображають головну його властивість – здатність виявляти випромінювання шляхом перетворення його в електричну енергію з наступною реєстрацією. Основною і необхідною умовою роботи МПВ у складі ТСС є його робочий спектральний діапазон 3...5 мкм або 7...14 мкм.

Підсилювач відеосигналів служить для підсилення досить слабкого вихідного електричного сигналу МПВ. Сигнал від МПВ надходить до підсилювача через вхідне узгоджене коло, що дозволяє збільшити відношення сигнал/шум. Основними характеристиками підсилювача є:

- ✓ коефіцієнт підсилення;
- ✓ смуга пропускання;
- ✓ рівень власних шумів.

Блоки аналогової та цифрової обробки призначені для виділення необхідної інформації із суміші корисного сигналу від об'єкта і шуму та перетворення їх у форму, зручну для сприйняття оператором. Аналогова обробка зводиться до спектральної фільтрації, γ -корекції та апертурної корекції, реверсування контрасту та

ін. При цифровій обробці відбувається перетворення аналогового відеосигналу у цифрову форму, обробка цифрового сигналу (додавання та віднімання кадрів, псевдокольорове кодування, оконтурювання зображення об'єктів, зміна масштабу, визначення координат об'єкта та ін.) та перетворення його в аналогову форму [1].

Монітор призначений для перетворення часового електричного відеосигналу у просторовий розподіл яскравості екрана, що відповідає розподілу теплових полів у площині об'єктів. При розробці системи стараються досягти того щоб зображення, яке формується на моніторі, було синхронним із розгорткою МПВ при зйомці [2].

Оператор є споживачем інформації, яка формується на моніторі. Сприйнята оператором інформація залежить від:

- ✓ параметрів зображення на екрані – середньої яскравості, контрасту, розмірів екрана, спектрального складу випромінювання, швидкості руху зображення об'єкту та ін.;
- ✓ умов спостереження – відстані до екрану, яскравості оточуючого фону, вібрацій та ін.

Штучний інтелект (ШІ) все активно розвивається і охоплює все більше областей. ШІ характеризується як програма прийняття рішень на основі отриманих даних [41]. Сучасні оптичні системи все більше розробляються із змінною фокусною відстанню, що забезпечує фокусування на предметі і керування масштабом. Тому, як приклад, його можна застосовувати для аналізу знятих даних і в режимі реального часу корегувати фокусну відстань (фокусуватися на об'єктах), частоту приймача, кути візування тощо для покращення якості тепловізійного зображення. Як майбутній напрямок розвитку, ШІ можна застосовувати як програму для геометричного і радіометричного калібрування ТСС в процесі польоту. На сьогоднішній день активно розвивається застосування ШІ (нейронних мереж) в геології, яке використовується для прогнозування розташування і виявлення корисних природних ресурсів на основі даних ДЗЗ [42 – 47]. Використовуючи автопілот на БПЛА і ШІ для виявлення і розпізнавання об'єктів по тепловому випромінюванню, можна суттєво підвищити військову оборонну здатність країни.

3.2 МПФ оптико-електронного тракту за моделлю «об'єкт – ТСС – оператор»

Модуляційна передавальна функція (МПФ) або функція передачі модуляції (ФПМ), є одною із основних характеристик, на даний момент, за допомогою якої можна оцінити ефективність системи та якість тепловізійного зображення. МПФ відображає залежність контрасту від просторової роздільної здатності, тобто поєднує в собі одночасно як енергетичну роздільну здатність так і просторову. МПФ це не лише число або крива, яка дає оцінку тому на скільки вихідне зображення гірше відносно вхідного, а й дозволяє за допомогою комп'ютерного моделювання показати формування тепловізійного зображення, тобто показати дуже близьку до реальної картинку, яку формуватиме ТСС при відповідних параметрах і зйомці відповідної області [57].

В більшості наукової літератури, МПФ системи визначається лише двома складовими: МПФ об'єктива і МПВ. Таке визначення МПФ системи достатнє якщо тепловізійна система в подальшому працюватиме: в лабораторних умовах, в медичних центрах, на виробництві для перевірки приладів чи оцінки будівель тощо. Зазвичай, в таких умовах не потрібна велика відстань до об'єкта спостереження, принцип зйомки практично повністю стаціонарний/статичний, а вплив додаткових факторів настільки малий, що їх можна не враховувати. Розраховуючи ТСС для ЛА, беручи до уваги лише об'єктив і МПВ, матимемо велику ймовірність того, що вона формуватиме тепловізійне зображення суттєво нижчої якості на відміну від теоретично розрахованої. Тому для ТСС на ЛА важливо враховувати в результуючій МПФ вплив таких додаткових факторів як: вібрації, швидкість переміщення точки спостереження, частоту приймача, нестабільність висоти, атмосферу тощо.

Основна ідея врахування в результуючій МПФ більшості факторів в тому щоб:

- ✓ оцінити (близьку до реальної) ефективність ТСС або ж якість зображення;
- ✓ виявити який із компонентів чи факторів вносить найбільше погіршення, щоб в подальшому вирішити цю проблему;
- ✓ узгодити як компоненти системи (об'єктив і МПВ) так і параметри (швидкість переміщення точки спостереження із швидкістю руху зарядових пакетів для КРТ з TDI);

- ✓ порівнювати між собою різні конструкції та елементи системи, для визначення при яких умовах чи типах систем їх краще використовувати;
- ✓ перевірити на скільки ефективним виявиться той чи інший підхід для вирішення проблеми щоб підвищити якість тепловізійного зображення.

3.2.1 Параметри об'єкта і фону

Об'єкти і фони характеризуються енергетичними параметрами (яскравістю) і просторовими (геометричними розмірами). Телевізійні системи спостереження, які сприймають видиме випромінювання характеризуються фотометричними величинами, а ТСС, які сприймають ІЧ випромінювання – енергетичними величинами. ТСС сприймають випромінювання від об'єктів і фонів, яке утворюється за рахунок власного випромінювання [1]. В більшості випадків, для ТСС на ЛА припускають, що об'єкти і фони являються ламбертовими випромінювачами, що дозволяє спростити розрахунки.

Коефіцієнт випромінювання $\varepsilon(\lambda)$ – основна характеристика за допомогою якої описують контраст об'єкта відносно фону. Контраст об'єкта відносно фону визначається як [1, 25, 26]:

$$C_o = \frac{\varepsilon_o - \varepsilon_\phi}{\varepsilon_o + \varepsilon_\phi} = \frac{\Delta\varepsilon}{2\varepsilon_\phi + \Delta\varepsilon} = \frac{\Delta\varepsilon}{2\varepsilon_o - \Delta\varepsilon}, \quad (3.1)$$

де $\varepsilon_{o,\phi}$ – коефіцієнти випромінювання об'єкта і фону відповідно;

$\Delta\varepsilon$ – різниця між коефіцієнтами випромінювання об'єкта і фону.

Інша важлива характеристика – це пороговий контраст, який залежить від відношення сигнал/шум і середньоквадратичної величини шуму. Пороговий контраст є ймовірнісною характеристикою, при якому об'єкт може бути виявленим на фоні. Пороговий контраст розраховується як [11, 12]:

$$C_{nor} = \frac{SNR_g}{2 \cdot SNR + SNR_g}, \quad (3.2)$$

де SNR – середньоквадратична величина шуму;

SNR_B – задана ймовірність виявлення, при пороговому перепаді освітлення між об'єктом і фоном, при якому об'єкт може бути виявлений на фоні.

3.2.2 МПФ атмосфери

Під час проходження випромінювання через атмосферу воно не тільки ослаблюється, але й зазнає структурних спотворень, зумовлених градієнтом температури та турбулентністю, які спричинені неоднорідністю показника заломлення повітря.

МПФ атмосфери визначається двома складовими:

$$MTF_{atm}(v_r) = MTF_{tur}(v_r) \cdot MTF_{aer}(v_r), \quad (3.3)$$

де $v_r = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}$ – просторова частота в полярній системі координат.

Аерозольна МПФ за рахунок розсіювання і поглинання молекулами і аерозолями [1, 2, 18]:

$$MTF_{aer}(v_r) = \begin{cases} \exp\left[-R\left(\kappa_a + \kappa_s\left(\frac{v_r}{v_A}\right)^2\right)\right] & \text{при } v_r \leq v_A, \\ \exp[-R(\kappa_a + \kappa_s)] & \text{при } v_r > v_A. \end{cases}, \quad (3.4)$$

де κ_a і κ_s – показники ослаблення атмосфери за рахунок поглинання і розсіювання відповідно;

$v_r \approx r_a/\lambda$ – просторова частота зрізу, що апроксимується відношенням середнього радіусу аерозольної частинки до довжини хвилі;

R – зазвичай відстань між об'єктом спостереження і ТСС, в даному ж випадку це дорівнюватиме товщині атмосфери Землі, що становить 20-30 км;

МПФ за рахунок турбулентності атмосфери, що є випадковою змінною показника заломлення атмосфери, визначається як [1, 18]:

$$MTF_{tur}(v_r) = \begin{cases} \exp\left[-57,53 \cdot v_r^3 C_t^2 \lambda^{\frac{1}{3}} R\right] & \text{при } 10^{-3} < t_E < 10^{-2}, \\ \exp\left[-57,53 \cdot v_r^3 C_t^2 \lambda^{\frac{1}{3}} R \left(1 - \mu \cdot \sqrt[3]{\frac{\lambda v_r}{D_{ob}}}\right)\right] & \text{при } t_E < 10^{-3}. \end{cases}, \quad (3.5)$$

де t_E – час експозиції пікселя МПВ;

C_t^2 – коефіцієнт турбулентності (для «кращих» умов спостереження $1,516 \cdot 10^{-17}$ і для «гірших» $3,146 \cdot 10^{-15}$);

μ – дорівнює 1 для ближнього поля ($D_{ob} > \sqrt{\lambda R}$) і 0,5 для дальнього ($D_{ob} < \sqrt{\lambda R}$).

D_{ob} – зовнішній діаметр об'єктива.

3.2.3 МПФ об'єктива

Об'єктив є одним із найважливіших компонентів ТСС, який формує зображення скануючої ЗП. МПФ об'єктива визначається дифракційною МПФ і МПФ за рахунок аберацій:

$$MTF_{ob}(v_r) = MTF_{dif}(v_r) \cdot MTF_{ab}(v_r). \quad (3.6)$$

МПФ дифракційно обмеженого об'єктива із/без екрануванням [18, 58]:

$$MTF_{dif}(v_r) = \begin{cases} A & \text{при } k_{ob} = 0, \\ \frac{A+B+C}{1-k_{ob}^2} & \text{при } k_{ob} \neq 0. \end{cases} \quad (3.7)$$

$$v_{r \max} = \frac{D_{ob}}{\lambda f'_{ob}}, \quad X = \frac{v_r}{v_{r \max}}, \quad Y = \frac{X}{k_{ob}}, \quad \alpha = \arccos\left(\frac{1+k_{ob}^2-4X^2}{2k_{ob}}\right),$$

$$\beta = \arccos(X), \quad A = \begin{cases} \frac{2}{\pi}(\beta - X \cdot \sin(\beta)) & \text{при } 0 \leq X \leq 1, \\ 0 & \text{при } X > 1. \end{cases},$$

$$\gamma = \arccos(Y), \quad B = \begin{cases} \frac{2k_{ob}^2}{\pi}(\gamma - Y \cdot \sin(\gamma)) & \text{при } 0 \leq Y \leq 1, \\ 0 & \text{при } Y > 1. \end{cases},$$

$$C = \begin{cases} -2k_{ob}^2 & \text{при } 0 < X \leq 0,5(1-k_{ob}), \\ 0 & \text{при } X > 0,5(1+k_{ob}), \\ \frac{2k_{ob}}{\pi} \sin(\alpha) - \frac{2(1-k_{ob}^2)}{\pi} \arctg\left(\frac{1+k_{ob}}{1-k_{ob}} \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right)\right) + \dots & \\ \dots + \frac{1+k_{ob}^2}{\pi} \alpha - 2k_{ob}^2 & \text{при } 0,5(1-k_{ob}) < X \leq 0,5(1+k_{ob}). \end{cases}.$$

де $k_{ob} = d_{ob}/D_{ob}$ – коефіцієнт екранування об'єктива, відношення внутрішнього діаметра об'єктива до зовнішнього.

Оптичне погіршення (вплив аберацій) моделюється як оптичний якісний коефіцієнт (ОQF) МПФ [25, 58]. Загальна модель для ОQF отримана Шаноном:

$$MTF_{ab.S}(v_r) = \begin{cases} 1 - A_{ab} \cdot W_{RMS}^2 \left(1 - 4 \left(\frac{v_r}{v_{r \max}} - \frac{1}{2} \right)^2 \right) & \text{при } 0 \leq v_r \leq v_{r \max}, \\ 0 & \text{при } v_r > v_{r \max}. \end{cases} \quad (3.8)$$

де W_{RMS} – середньо-квадратичне відхилення аберацій хвильового фронту в довжинах хвиль, за критерієм Марешаля $(0...0,07)\lambda$ для ідеальної системи, $(0,07...0,15)\lambda$ для систем які найчастіше зустрічаються і $(0,15...0,2)\lambda$ для геометричних систем;

A_{ab} – стала в діапазоні 30...32, зазвичай приймають 31 або $(1/0,18)^2$.

3.2.4 МПФ матричного приймача випромінювання

МПФ приймача випромінювання описують добутком двох функцій просторової МПФ (обумовлена геометричною формою) і часової (обумовленою інерційністю приймача):

$$MTF_D(v_x, v_y) = MTF_{Ds}(v_x, v_y) \cdot MTF_{Dt} \approx MTF_{Ds}(v_x, v_y). \quad (3.9)$$

Часова МПФ (МПФ низькочастотного фільтра) (зазвичай ≈ 1) [1, 2]:

$$MTF_{Dt} = \left[1 + (2\pi t_D f)^2 \right]^{-0.5}, \quad (3.10)$$

де t_D – стала часу приймача;

f – часова частота модуляції потоку випромінювання.

В [59] наголошується, що розрахунок МПФ (обумовленої геометричною формою) лише за рахунок періоду пікселів є невірним, тобто не повним. На МПФ впливає як активна частина пікселя так і період їх розташування. Дискретна МПФ еквівалентна середньому значенню МПФ, яке могло б бути реалізовано для сукупності джерел розташування, однорідно розподілених по відношенню до дискретного розташування, тобто вона є середнім можливих МПФ. Тому геометрична МПФ приймача:

$$MTF_{Ds}(v_x, v_y) = MTF_{fp}(v_x, v_y) MTF_{samp}(v_x, v_y). \quad (3.11)$$

МПФ за рахунок активної частини пікселя визначається як:

$$MTF_{fp}(v_x, v_y) = \left| \text{sinc}(v_x v_D, v_y w_D) \right|, \quad (3.12)$$

де $v_D \times w_D$ – розмір чутливого елемента пікселя;

$\text{sinc}(x) = \text{sinc}(\pi x)/(\pi x)$ – кардинальний синус, при $\text{sinc}(0) = 1$.

Примітка, що до спрощення запису: $f(a, b) = f(a) \cdot f(b)$.

МПФ за рахунок періоду пікселів для не скануючого МПВ:

$$MTF_{\text{samp}}(v_x, v_y) = \left| \text{sinc}(v_x V_D, v_y W_D) \right|, \quad (3.13)$$

де $V_D \times W_D$ – період чутливих елементів колонках і рядках.

3.2.5 МПФ за рахунок фазового розташування зображення об'єкта на матричному приймачі випромінювання

Через дискретність розміру пікселів МПВ, «тест-об'єкт» із косинусним розподілом освітленості може розташовуватись довільно по відношенню до центра пікселя. При цьому максимум і мінімум освітленості на пікселях від світлої до темної полоси буде змінюватись, що призводитиме до зменшення контрасту зображення, причому «тест-об'єкти» із різною просторовою частотою $v_{x,y}$ матимуть і різні падіння контрасту. Максимальний контраст на частоті Найквіста $v_N = 0,5/w_D$ досягається за умови, коли кожному пікселю МПВ відповідатиме максимум або мінімум розподілу освітленості. Вплив фазового зсуву «тест-об'єкта» відносно центра пікселя визначається [25, 59]:

$$MTF_{\text{ph}}(v_x, v_y) = \left| \cos \left(2\pi v_x \left(\frac{V_D}{4} \right), 2\pi v_y \left(\frac{W_D}{4} \right) \right) \right|. \quad (3.14)$$

Чверть пікселя ($\Delta y = 0,25w_D$) рис. 3.2, це математичне очікування рівномірно розподіленої величини, що відповідає середньому значенню інтервалу можливих значень цієї величини. Зауважимо, що для розрахунку сумарної МПФ необхідно використовувати або (3.13) або (3.14), оскільки це практично одне і те ж тільки в різних інтерпретаціях, де в одному іде розрахунок по заданому математичному очікуванню (3.14), а в іншому випадку береться середнє однорідно розподілене значення (3.13).

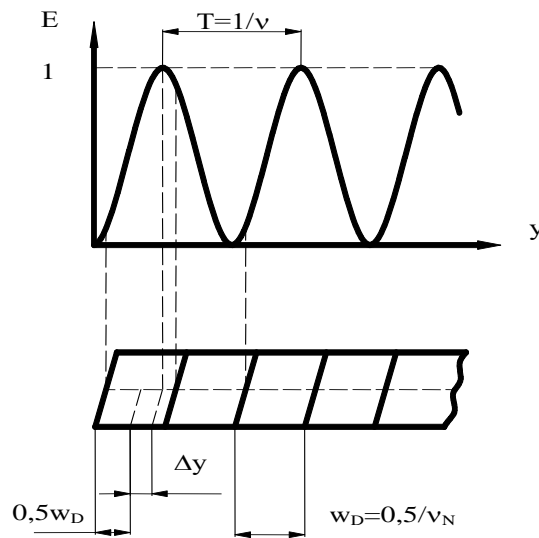


Рис. 3.2. Фазовий зсув «тест-об'єкта»

3.2.6 МПФ за рахунок вібрацій літального апарату

На борту будь-якого ЛА, в тому числі і на КА, присутні вібрації, які в свою чергу приводять до періодичного зміщення зображення на МПВ. Коливання КА відбуваються за гармонічним законом, а їх траєкторія описується за формулою:

$$d(t) = 0,5b \cdot \cos(\omega t),$$

де ω – циклічна частота;

$0,5b$ – амплітуда коливань.

Лінійна амплітуда коливань на МПВ, в залежності від пікселя який розглядається, визначається із врахуванням (2.15):

$$\begin{aligned} 2b_{x,y} &= \int_{-0,5t_D}^{+0,5t_D} \frac{\omega \cdot f'_{ob}}{\cos^2(W_{x,y} + \omega \cdot t)} dt = f'_{ob} \int_{-0,5t_D}^{+0,5t_D} \frac{d(W_{x,y} + \omega \cdot t)}{\cos^2(W_{x,y} + \omega \cdot t)} = \\ &= f'_{ob} \cdot \operatorname{tg}(W_{x,y} + \omega \cdot t) \Big|_{-0,5t_D}^{+0,5t_D} = f'_{ob} \cdot \left(\operatorname{tg}(W_{x,y} + 0,5\omega \cdot t_D) - \operatorname{tg}(W_{x,y} - 0,5\omega \cdot t_D) \right). \end{aligned}$$

Кутова амплітуда коливань визначається як:

$$\sigma_v = 0,5\omega \cdot t_D.$$

В результаті отримаємо:

$$b_{x,y} = 0,5f'_{ob} \left(\operatorname{tg}(W_{x,y} + \sigma_v) - \operatorname{tg}(W_{x,y} - \sigma_v) \right),$$

де $W_{x,y}$ – розташування пікселя в кутових координатах [49], рис. 3.24;

σ_v – кутова амплітуда коливань (наприклад 0,2 кутові секунди).

Якщо період коливань менше від часу експозиції то МПФ за рахунок вібрацій визначається [59, 60]:

$$MTF_{vib}(v_x, v_y) = \left| J_0(2\pi v_x b_x, 2\pi v_y b_y) \right|, \quad (3.15)$$

де $J_0(x)$ – функція Бесселя нульового порядку.

Якщо період коливань більше часу експозиції, то:

$$MTF_{vib}(v_x, v_y) = \left| \text{sinc}(2v_x b_x, 2v_y b_y) \right|. \quad (3.16)$$

3.2.7 МПФ за рахунок зміщення

ЛА під час польоту має практично постійну швидкість $v_{n.m.}$, тому за час t_E відбувається зміщення зображення в фокальній площині. Враховуючи те, що вектор швидкості $v_{n.m.}$ не завжди паралельний напрямку польоту, якщо розглядати космічні ТСС, то необхідно врахувати його проекцію на вісь направлену в напрямку польоту. Відстань L_{TDI} за замовчуванням повинна розраховуватись як проекція на напрям польоту, так як показано на рис. 3.3.

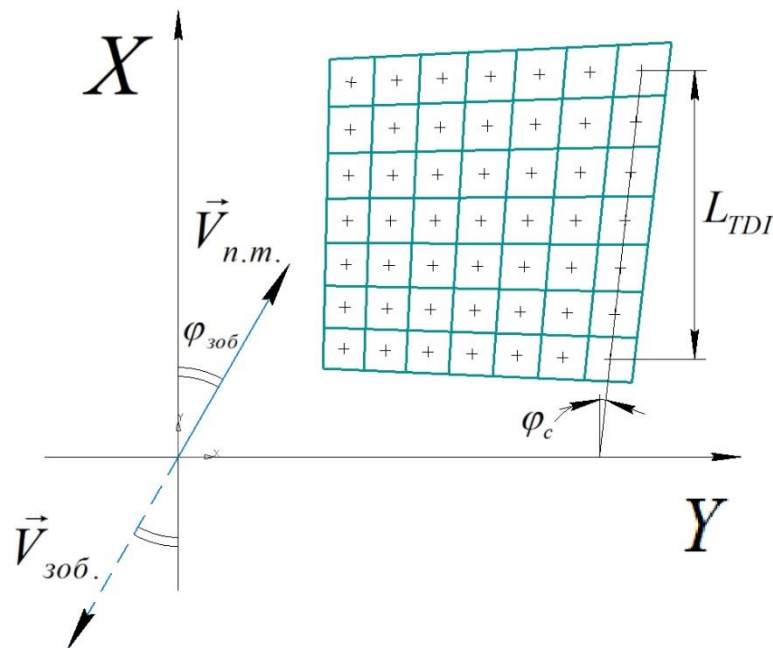


Рис. 3.3. Проекція матриці КРТ з TDI

Швидкість переміщення точки спостереження (підсупутникової точки) на ЗП навіть при кутах візування є сталою і величина проекції колонки МПВ без довороту під час сканування – також стала величина. Враховуючи це, маємо, що для приймачів КРТ з TDI зображення в площині МПВ зміститься на величину:

$$\Delta X_{zm} = V_D k_{es} t_{str} v_{n.m.} \frac{(N_{TDI} - 1)}{L_{TDI}} \cos(\varphi_{зоб}), \quad (3.17)$$

де t_{str} – час формування рядка;

k_{es} – коефіцієнт відношення часу експозиції t_E до часу t_{str} (зазвичай 0,9...1).

L_{TDI} – проекція відстані на напрямок польоту між центрами першого і останнього регістра TDI відповідної колонки, рис. 3.3.

Фокальні матриці такі як фотонні КРТ і мікроболометричні, згідно свого принципу дії, не потребують розрахунку величини проекції всього рядка чи колонки, а достатньо лише розрахувати зміщення для одного відповідного елемента за час інтегрування t_D . В результаті, зміщення зображення в напрямку Ox (колонки) площини МПВ за час експозиції дорівнює:

$$\Delta X_{zm} = t_D v_{зоб,x}, \quad (3.18)$$

де $v_{зоб,x}$ – вектор швидкості руху зображення в фокальній площині вздовж колонок, який розраховується для безпілотних і авіаційних ТСС за формулою (3.55), а для космічних ТСС за формулою (3.56) і (3.57).

В результаті, знайшовши зміщення (3.18) можемо розрахувати МПФ [25]:

$$MTF_{zm}(v_x) = \left| \text{sinc}(v_x \cdot \Delta X_{zm}) \right|. \quad (3.19)$$

3.2.8 МПФ за рахунок нестабільності положення осі космічного апарату

В процесі польоту КА, з різних причин орієнтація його осі може відхилитися. Наприклад, із-за особливостей орієнтації супутника в польоті навколо небесного тіла з вимогою додаткового довороту, щоб витримати певний кут між площиною МПВ і деякою площиною Землі. Нестабільність положення осі $\omega_{x,y}$ описують кутовою швидкістю зміщення осі в напрямку і перпендикулярно польоту відповідно (наприклад 0,002°/с). Зауважимо, що дана МПФ використовується лише для космічних ТСС.

Зміщення за рахунок $\omega_{x,y}$ із врахуванням (2.15) для КРТ з TDI дорівнює:

$$\begin{cases} \Delta X_{\omega} = f'_{ob} \left(\text{tg}(W_x + t_{str} \omega_x N_{TDI}) - \text{tg}(W_x) \right), \\ \Delta Y_{\omega} = f'_{ob} \left(\text{tg}(W_y + t_{str} \omega_y N_{TDI}) - \text{tg}(W_y) \right). \end{cases} \quad (3.20)$$

де N_{TDI} – кількість TDI регістрів в колонці.

Зміщення за рахунок $\omega_{x,y}$ із врахуванням (2.15) для фокальних МПВ дорівнює:

$$\begin{cases} \Delta X_{\omega} = f'_{ob} \left(\operatorname{tg}(W_x + t_D \omega_x) - \operatorname{tg}(W_x) \right), \\ \Delta Y_{\omega} = f'_{ob} \left(\operatorname{tg}(W_y + t_D \omega_y) - \operatorname{tg}(W_y) \right). \end{cases} \quad (3.21)$$

МПФ за рахунок нестабільності положення осі КА [25]:

$$MTF_{\omega}(v_x, v_y) = \left| \operatorname{sinc}(v_x \cdot \Delta X_{\omega}, v_y \cdot \Delta Y_{\omega}) \right|. \quad (3.22)$$

3.2.9 МПФ за рахунок нестабільності висоти

Одним із важливих параметрів при зйомці ЗП є висота ЛА H , від якої залежить швидкість переміщення точки спостереження (підспутникової точки) $v_{n.m.}$. В космічних ТСС не розглядається зміна орбітальної висоти h (рис. 3.2), оскільки б це призвело до зміни кута ССО, тобто траєкторії польоту КА. Не розглядається і варіант зміни H за рахунок зміни КА широти γ , оскільки для цього необхідно задаватися початковим і кінцевим її значенням. Це дозволить отримати різницю широт $\Delta\gamma$, але навіть за однакової $\Delta\gamma$ але для різних початкових широт, матимемо різні різниці висот ΔH . Тому найбільш правильним варіантом буде розгляд КА на заданій широті γ , із заданою траєкторією польоту, тобто розташування КА в деякій точці, а ΔH інтерпретувати як можливу зміну висоти за рахунок ландшафту. Тобто таким чином враховується квазігеоїдність форми Землі [13, 14].

Оскільки, використання формул (2.56) і (2.57) доволі громіздке для врахування кривизни Землі, то скористаємося формулами (3.55) і умовою (3.53), в результаті отримаємо різницю швидкостей у фокальній площині для космічних ТСС:

$$\begin{aligned} \Delta v_{зоб} &= v_{зоб,1} - v_{зоб,2}, \\ \begin{cases} \Delta v_{зоб,x} = \frac{f'_{ob} \cdot v_{n.m.} \cdot \Delta H}{H(H + \Delta H)} \cos(\varphi_{зоб} - \varphi_c) \left(\cos(\theta^*) + \operatorname{tg}(W_x) \sin(\theta^*) \right)^2, \\ \Delta v_{зоб,y} = \frac{f'_{ob} \cdot v_{n.m.} \cdot \Delta H}{H(H + \Delta H)} \cos(\varphi_{зоб} - \varphi_r) \left(\cos(\phi^*) + \operatorname{tg}(W_y) \sin(\phi^*) \right)^2. \end{cases} \end{aligned} \quad (3.23)$$

Різниця швидкостей у фокальній площині для безпілотних і авіаційних ТСС:

$$\begin{cases} \Delta v_{зоб,x} = \frac{f'_{об} \cdot v_{n.m.} \cdot \Delta H}{H(H + \Delta H)} \cos(\varphi_{зоб} - \varphi_c) (\cos(\theta) + \operatorname{tg}(W_x) \sin(\theta))^2, \\ \Delta v_{зоб,y} = \frac{f'_{об} \cdot v_{n.m.} \cdot \Delta H}{H(H + \Delta H)} \cos(\varphi_{зоб} - \varphi_r) (\cos(\phi) + \operatorname{tg}(W_y) \sin(\phi))^2. \end{cases} \quad (3.24)$$

Зазвичай для безпілотних і авіаційних ЛА напрямком польоту $\varphi_{зоб} = 0$, тобто швидкість обертання Землі не впливає.

Середнє зміщення зображення в площині МПВ відносно центра пікселя для матриць КРТ з TDI:

$$\Delta S_{зоб}^{\parallel} = 0,5 \cdot t_{str} \cdot N_{TDI} \cdot \Delta v_{зоб}. \quad (3.25)$$

Зміщення зображення в площині МПВ відносно центра пікселя для фокальних матриць:

$$\Delta S_{зоб}^{\parallel} = t_D \cdot \Delta v_{зоб}. \quad (3.26)$$

МПФ за рахунок нестабільності висоти дорівнює [25]:

$$MTF_h(v_x) = \left| \cos\left(2\pi v_x \cdot \Delta S_{зоб,x}^{\parallel}, 2\pi v_x \cdot \Delta S_{зоб,y}^{\parallel}\right) \right|. \quad (3.27)$$

Оскільки перпендикулярна складова швидкості $v_{n.m.}$ значно менша від паралельної (в напрямку польоту) для космічних ТСС і відсутня для безпілотних і авіаційних, то зміщення по координаті Oy можна не враховувати.

3.2.10 МПФ за рахунок обертання Землі

Земля обертається із круговою швидкістю ω_z , що в свою чергу призводить до зміщення зображення поперек напрямку польоту, що необхідно враховувати лише для космічних ТСС. Для матриць КРТ з TDI, крім того, що на зміщення впливає обертання Землі, ще необхідно додатково врахувати і відхилення колонок, що в свою чергу може як компенсувати зміщення, так і збільшувати його для кожної колонки по різному, в залежності від того на скільки великий кут нахилу КА від надиру. Зручніше показати даний принцип на висхідній траєкторії орбіти (рух КА з півдня на північ) рис. 3.4.

На рис. 3.4, Δu є зміщенням за рахунок нахилу проекції колонки на ЗП, а $\Delta S_{зоб}$ зміщенням за рахунок обертання Землі.

Зміщення зображення в площині МПВ за рахунок обертання Землі для КРТ з TDI:

$$\Delta S_{зоб}^{\perp} = t_{str} (N_{TDI} - 1) v_{зоб} \cdot \sin(\varphi_{зоб}). \quad (3.28)$$

Різниця координат між центрами першого і останнього TDI при проєціюванні на напрямок перпендикулярний польоту:

$$\Delta y = L_{TDI} \operatorname{tg}(\varphi_c). \quad (3.29)$$

Зменшення МПФ за рахунок поперечного зміщення [25] для КРТ з TDI:

$$MTF_E(v_y) = \left| \operatorname{sinc}(v_y (\Delta y - \Delta S_{зоб}^{\perp})) \right|. \quad (3.30)$$

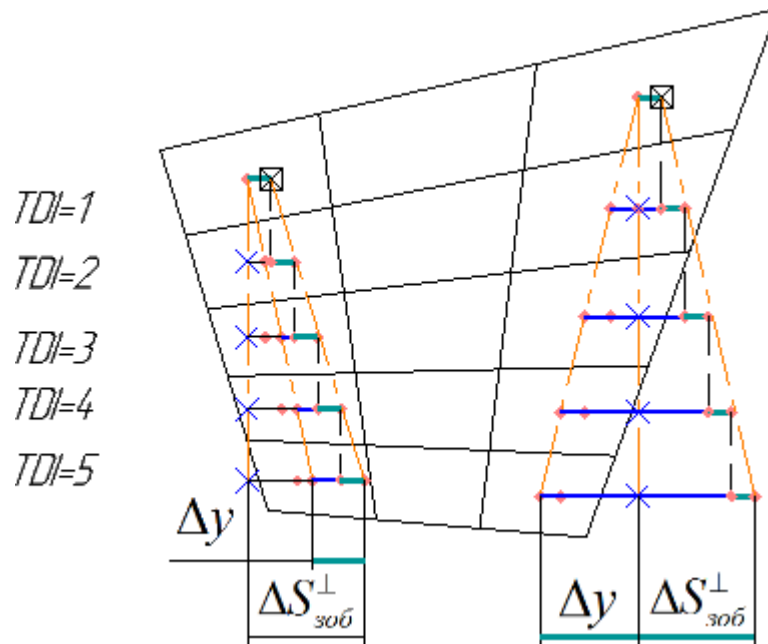


Рис. 3.4. Зміщення за рахунок обертання Землі по висхідній траєкторії орбіти

Фокальні матриці для космічних ТСС не потребують врахування розмірів всієї колонки, тому Δy (3.29) не враховується. Зміщення зображення в площині МПВ за рахунок обертання Землі:

$$\Delta S_{зоб}^{\perp} = t_D v_{зоб,y}, \quad (3.31)$$

де $v_{зоб,y}$ – вектор швидкості руху зображення в фокальній площині вздовж рядків, який розраховується для безпілотних і авіаційних ТСС за формулою (2.55), а для космічних ТСС за формулою (2.56) і (2.57).

Зменшення МПФ за рахунок поперечного зміщення [25] для фокальних МПВ:

$$MTF_E(v_y) = \left| \operatorname{sinc}(v_y \Delta S_{зоб}^{\perp}) \right|. \quad (3.32)$$

Зауважимо, що для безпілотних і авіаційних ТСС не враховують зміщення за рахунок обертання Землі, оскільки воно практично відсутнє, але у зв'язку із тим, що

проекція пікселя на ЗП деформується, то виникає зміщення вздовж рядків, подібно до підрозділу 3.2.7, рис. 3.23.

$$MTF_{zm}(v_y) = \left| \text{sinc}(v_y \Delta S_{зоб}^{\perp}) \right|. \quad (3.33)$$

3.2.11 МПФ за рахунок зйомки із змінними кутами

Інколи виникає потреба сканувати об'єкт на ЗП, який не знаходиться в полі зору, але об'єкт доволі близько, тобто в полі огляду. Щоб не марнувати час (щоб дочекатись моменту, коли об'єкт попаде на відповідний виток траєкторії сканування для космічних ТСС) і ресурси, а інколи і по вимозі негайної зйомки чи навіть слідкування необхідно додатково примусово відхиляти ТСС по крену з деякою кутовою швидкістю ω_{ϕ} .

Зміщення за рахунок примусового довороту по крену для КРТ з TDI із врахуванням (2.15) дорівнює:

$$\Delta Y_{\phi} = f'_{ob} \left(\text{tg}(W_y + t_{str} \omega_{\phi} N_{TDI}) - \text{tg}(W_y) \right). \quad (3.34)$$

Зміщення за рахунок примусового довороту по крену для фокальних МПВ із врахуванням (2.15) дорівнює:

$$\Delta Y_{\phi} = f'_{ob} \left(\text{tg}(W_y + t_D \omega_{\phi}) - \text{tg}(W_y) \right). \quad (3.35)$$

Падіння МПФ за рахунок примусового довороту по крену [25]:

$$MTF_{\phi}(v_y) = \left| \text{sinc}(v_y \cdot \Delta Y_{\phi}) \right|. \quad (3.36)$$

Згідно теорії імовірності залежні події повинні перемножуватись, а незалежні додаватися. Формула (3.34) це додаткове зміщення поперек польоту, яке необхідно додавати в (3.30) і (3.32), оскільки всі події залежні. Отже, (3.36) не враховуватиметься в результуючій МПФ, а слугуватиме лише для довідкової інформації. Враховуючи вище сказане і (3.34), маємо, що МПФ (3.30) для космічних ТСС із приймачами КРТ з TDI матиме вигляд:

$$MTF_E(v_y) = \left| \text{sinc}(v_y (\Delta y + \Delta Y_{\phi} - \Delta S_{зоб}^{\perp})) \right|. \quad (3.37)$$

МПФ для фокальних МПВ:

$$MTF_E(v_y) = \left| \text{sinc}(v_y (\Delta Y_{\phi} - \Delta S_{зоб}^{\perp})) \right|. \quad (3.38)$$

МПФ для безпілотних і авіаційних приймачів:

$$MTF_{zm}(v_y) = \left| \text{sinc} \left(v_y \left(\Delta Y_\phi - \Delta S_{300}^\perp \right) \right) \right|. \quad (3.39)$$

3.2.12 МПФ за рахунок відхилення візирної осі від надиру

Подібно до примусового довороту по крену ω_ϕ користуються і примусовим доворотом по тангажу ω_θ . Доворот по тангажу використовують не тільки для спостереження за об'єктом на ЗП, але й для компенсації погіршення контрасту зображення для матриць КРТ з TDI. Згідно [49] при відхиленні КА від надиру геометрична проекція збільшується, причому розміри всіх елементів різні, особливо крайніх елементів МПВ з великою кількістю пікселів. Вслід за цим, якщо кожен піксель збільшується на свою величину, то це означає, що відстані між проекціями крайніх регістрів TDI для кожної колонки різні L_{TDI} рис. 3.3.

Спочатку розглянемо відхилення лише по тангажу. Відхиляючись по тангажу, проекції відстаней (між крайніми елементами TDI) на координатну вісь в напрямку польоту однакові. Ще один важливий фактор, який впливає на якість зображення, це частота МПВ – частота формування рядка $f_{str} = 1/t_{str}$. В сучасних приймачах можна змінювати частоту рядка, але з недостатнього малими кроками і в обмеженому діапазоні. Якщо МПВ налаштований, на деяку частоту f_{str} , то можна розрахувати відстань, яку пройде підсупутникова точка за час, який проходить інформація від першого до останнього регістру TDI по одній колонці:

$$L_{det} = t_{str} v_{n.m.}^\parallel (N_{TDI} - 1) = \frac{v_{n.m.}}{f_{str}} (N_{TDI} - 1) \cos(\varphi_c).$$

Проекція ж відповідної колонки має свою відстань L_{TDI} . В результаті відмінності двох довжин $\Delta L = L_{TDI} - L_{det}$, маємо зміщення, яке поступово наростає від другого до останнього елемента. Дане зміщення означає, що центр проекції попереднього пікселя не співпадає із центром проекції, який сканується в даний момент, через причину ранішого або пізнішого «ввімкнення» сканування. Отже, для того щоб компенсувати різницю ΔL використовують примусовий доворот по тангажу, де в залежності від знаку ΔL відхиляють у відповідному напрямку.

Розглядаючи ж відхилення КА за тангажем і креном (навіть не беручи до уваги кут ризику), для кожної колонки маємо різний L_{TDI} . При доволі великій кількості елементів і немалих відхиленнях за кутами візування матимемо значну відмінність для L_{TDI} . Зазвичай, доворот ω_θ підбирають по проекції центральних колонок і паспортних даних МПВ (частоти f_{str} , періоду елементів і діапазону зміни частоти). На даний момент, не вирішено питання компенсації погіршення зображення через відмінність L_{TDI} відносно центральної колонки, але представлена модель дозволяє оцінити на скільки зменшується якість зображення при віддаленні від неї.

Зміна відстані L_{TDI} за рахунок примусового довороту дорівнює:

$$\Delta X_\theta = 2f'_{ob} \operatorname{tg} \left(0,5t_{str} \omega_\theta (N_{TDI} - 1) + \operatorname{arctg} \left(\frac{V_D (N_{TDI} - 1)}{2f'_{ob}} \right) \right) - V_D (N_{TDI} - 1). \quad (3.40)$$

Середня швидкість зображення в фокальній площині відносно проекції вибраної колонки:

$$\bar{v}_{зоб} = V_D \frac{v_{n.m.} (N_{TDI} - 1)}{L_{TDI}} \cos(\varphi_c).$$

Швидкість переміщення інформації по TDI під час зчитування:

$$v_{TDI} = V_D f_{str}.$$

Різниця швидкостей між необхідною (щоб виконувалась умова $\Delta L=0$) і установленою робочою швидкістю:

$$\Delta v_f = \bar{v}_{зоб} - v_{TDI}.$$

Різниця відстаней за рахунок Δv_f в площині МПВ становитиме:

$$\Delta S_f = \Delta v_f \cdot t_{str} (N_{TDI} - 1).$$

Середнє зміщення зображення в площині МПВ із врахуванням (3.40):

$$\bar{S}_f = 0,5(\Delta S_f - \Delta X_\theta). \quad (3.41)$$

Величина зміни МПФ при відхиленні від надиру визначається як [25]:

$$MTF_\theta(v_x) = \left| \cos(2\pi v_x \cdot \bar{S}_f) \right|. \quad (3.42)$$

Зауважимо, що подібно до (3.37), додатковий доворот впливає і на МПФ за рахунок зміщення при експозиції (3.82). Оскільки дані процеси залежні, то (3.19) для КРТ з TDI переписеться як:

$$MTF_{zm}(v_x) = \left| \text{sinc} \left(v_x \left(\Delta X_{zm} - \frac{\Delta X_{\theta}}{(N_{TDI} - 1)} \right) \right) \right|. \quad (3.43)$$

Як говорилося вище, примусовий доворот по тангажу ω_{θ} може використовуватися для спостереження за об'єктом. Це можна реалізувати лише за допомогою фокальних МПВ аналогічно підрозділу 3.2.11. Зміщення за рахунок примусового довороту по крену для фокальних МПВ із врахуванням (2.15) дорівнює:

$$\Delta X_{\theta} = f'_{ob} \left(\text{tg}(W_x + t_D \omega_{\theta}) - \text{tg}(W_x) \right). \quad (3.44)$$

Падіння МПФ за рахунок примусового довороту по тангажу:

$$MTF_{\theta}(v_x) = \left| \text{sinc}(v_x \cdot \Delta X_{\theta}) \right|. \quad (3.45)$$

Аналогічно (3.43), додатковий доворот впливає і на МПФ за рахунок зміщення при експозиції (3.19). Оскільки дані процеси залежні, то (3.19) для фокальних МПВ переписеться як:

$$MTF_{zm}(v_x) = \left| \text{sinc}(v_x (\Delta X_{zm} + \Delta X_{\theta})) \right|. \quad (3.46)$$

3.2.13 Результуюча МПФ ТСС

Розглянувши кожну складову оптико-електронного тракту, в результаті можемо записати результуючу МПФ всього тракту в залежності від типу приймача і ЛА. Приймачі КРТ з TDI зазвичай використовуються для доволі високих швидкостей ЛА, тому в безпілотних ТСС їх не використовують, а також для гелікоптерів.

✓ Сумарна МПФ ТСС для безпілотних і авіаційних ЛА (матриці КРТ з TDI і фокальні МПВ):

○ в напрямку польоту:

$$MTF_{\Sigma x}(v_x) = MTF_{atm}(v_x) MTF_{ob}(v_x) MTF_D(v_x) \times \\ \times MTF_{ph}(v_x) MTF_{vib}(v_x) MTF_{zm}(v_x) MTF_h(v_x). \quad (3.47)$$

○ поперек польоту:

$$\begin{aligned}
 MTF_{\Sigma y}(v_y) &= MTF_{atm}(v_y) MTF_{ob}(v_y) MTF_D(v_y) \times \\
 &\times MTF_{ph}(v_y) MTF_{vib}(v_y) MTF_{zm}(v_y)
 \end{aligned}
 \quad (3.48)$$

✓ Сумарна МПФ ТСС для КА (матриці КРТ з ТДІ і фокальні МПВ):

○ в напрямку польоту:

$$\begin{aligned}
 MTF_{\Sigma x}(v_x) &= MTF_{atm}(v_x) MTF_{ob}(v_x) MTF_D(v_x) MTF_{ph}(v_x) \times \\
 &\times MTF_{vib}(v_x) MTF_{zm}(v_x) MTF_{\omega}(v_x) MTF_h(v_x)
 \end{aligned}
 \quad (3.49)$$

○ поперек польоту:

$$\begin{aligned}
 MTF_{\Sigma y}(v_y) &= MTF_{atm}(v_y) MTF_{ob}(v_y) MTF_D(v_y) \times \\
 &\times MTF_{ph}(v_y) MTF_{vib}(v_y) MTF_{\omega}(v_y) MTF_E(v_y)
 \end{aligned}
 \quad (3.50)$$

Формули (3.37) – (3.50) показують лише, які складові враховуються для певного ЛА із відповідним типом МПВ. Важливо звернути увагу на те, що однакові складові для декількох різних ЛА чи типів МПВ, розраховуються за різними формулами, і необхідно використовувати те зміщення, яке відповідає певному типові МПВ чи ЛА.

Посилаючись на [61 – 63], формули (3.37) – (3.50) можна застосовувати для відновлення зображення підчас ДЗЗ, що базується на компенсації функції передачі модуляції (МТФС). Це дозволить поліпшити характеристики світлового режиму космічних оптичних дистанційних датчиків та якості зображень ДЗЗ.

На даному етапі від розробника залежатиме вихідна якість тепловізійного зображення, де в процесі створення ТСС він може впливати на результат і ефективність приладу. Згідно функціональної схеми, яка представлена на рис. 3.1, фізико-математична модель системи враховує і оператора. Від розробника не залежить етап після формування тепловізійного зображення, тобто те як воно відображатиметься на моніторі і його сприйматиме оператор, оскільки оператор може вибрати будь який монітор і мати свої особливості зору.

Знаючи те, якої саме якості отримується інформація на виході ТСС, тобто з яким контрастом передається відповідна просторова частота, можна на основі статистичних даних людського зору підібрати монітор з необхідними параметрами, або ж встановити рекомендації по вибору, при яких оператор найкраще сприйматиме інформацію.

3.2.14 МПФ дисплея та ока оператора

Відеосигнал після аналогової і цифрової обробки надходить на дисплей, який повинен сформувати зображення у видимій області спектра, що відповідає розподілу яскравості у площині спостереження. При розрахунках, дисплей вважають лінійною інваріантною системою, до якої можна застосувати поняття МПФ. МПФ дисплея [1]:

$$MTF_S(v'_x, v'_y) = \left| \text{sinc}(v'_x v_S, v'_y w_S) \right|, \quad (3.51)$$

де $v_S \times w_S$ – період пікселів дисплея.

Розглянемо випадок, коли зображення сформоване в площині МПВ по-піксельно відповідає зображенню на моніторі. Якщо період пікселів МПВ $V_D \times W_D$ відрізняється від періоду пікселів дисплею $v_S \times w_S$ то і відрізнятимуться їх просторові частоти. Тобто, якщо на МПВ формується зображення одного розміру, яке наприклад займає 2 пікселя і дорівнює 50 мкм, то при по-піксельній передачі на дисплеї воно займатиме також 2 пікселя але уже з розміром в 100 мкм, якщо період пікселів монітора вдвічі більший від періоду пікселів МПВ. В результаті, при передачі від МПВ до дисплею просторова частота зменшується вдвічі, згідно наведеного прикладу. Тому, щоб зберегти просторові частоти ТСС при передачі на дисплей і мати можливість поєднати результуючу МПФ ТСС (3.47) – (3.50) із МПФ дисплея, для оцінки якості зображення, яке формуватиметься на екрані в процесі зйомки, запишемо наступне:

$$\begin{cases} v'_x = v_x \frac{V_D}{v_S}, \\ v'_y = v_y \frac{W_D}{w_S}. \end{cases}$$

Сучасні програмні продукти дозволяють масштабувати (збільшувати або зменшувати) отримуване тепловізійне зображення на екрані монітору. Аналогічно попередньому прикладу, масштаб аналогічно впливає і на просторове розділення. Просторове розділення на екрані із врахуванням масштабу:

$$\begin{cases} v'_x = v_x \frac{V_D}{v_S k_{s,x}}, \\ v'_y = v_y \frac{W_D}{w_S k_{s,y}}. \end{cases} \quad (3.52)$$

де $k_{s,x,y}$ – коефіцієнти масштабування по відповідних осях.

Аналізуючи (3.52), маємо, що якщо період пікселів дисплея більший від періоду пікселів МПВ, то просторова частота зменшується, що збільшує МПФ. Аналогічно і з масштабом, якщо масштаб в нас збільшує зображення, то просторова частота зменшується. Підставимо (3.52) в (3.51):

$$MTF_S(v_x, v_y) = \left| \text{sinc} \left(v_x \frac{V_D}{k_{s,x}}, v_y \frac{W_D}{k_{s,y}} \right) \right|. \quad (3.53)$$

Формула (3.53) показує, як змінюватиметься контраст зображення на екрані в залежності від просторових частот ТСС.

Зорове сприйняття – це процес цілісного відображення об’єктів, фонів, ситуацій, що виникають під час дії світлового поля на органи зору. Сприйняття охоплює такі процеси як виявлення, розпізнавання та ідентифікацію. Основою зорового сприйняття є оцінка розмірів, його яскравості і контрасту. Щоб оператор міг ефективно здійснювати виявлення, розпізнавання та ідентифікацію необхідно знати, як оператор сприймає зображення і на скільки воно може відрізнитися від реального. При низькому контрасті зображення в обмеженому полі зору, сприйняття зображення оком розглядають як інваріантний процес [1].

Зазвичай, МПФ ока представляють як залежність контрасту від кутових частот $\psi_{x,y}$, які вимірюються в мрад^{-1} [1]. Щоб пов’язати зорове сприйняття із лінійними частотами ТСС із врахуванням дисплея (3.52), запишемо:

$$\begin{cases} \psi_x = v'_x R_{SE} = v_x \frac{V_D R_{SE}}{v_S k_{s,x}}, \\ \psi_y = v'_y R_{SE} = v_y \frac{W_D R_{SE}}{w_S k_{s,y}}. \end{cases} \quad (3.54)$$

де R_{SE} – відстань між екраном і оком оператора.

Використовуючи (3.54) запишемо найбільш розповсюджені апроксимації МПФ ока (по одній із координат, а інша буде аналогічною) [1]:

✓ апроксимація Ніла:

$$MTF_e(v_x) = 2,71 \left[0,19 + 0,81 \left(\frac{v_x V_D R_{SE}}{v_E v_S k_{s,x}} \right) \right] \exp \left(- \frac{v_x V_D R_{SE}}{v_E v_S k_{s,x}} \right), \quad (3.55)$$

де $v_{SE} \approx 0,35$ мрад⁻¹ кутова частота, при якій досягається максимальна контрастна чутливість ока.

✓ апроксимація Шульца:

$$MTF_e(v_x) = 2,71 \left[\exp \left(-0,11 v_x \frac{V_D R_{SE}}{v_S k_{s,x}} \right) - \exp \left(-0,325 v_x \frac{V_D R_{SE}}{v_S k_{s,x}} \right) \right]. \quad (3.56)$$

3.3 Роздільна здатність тепловізійної системи

Роздільну здатність ТСС визначають просторовим розділенням і ЛРМ. Просторове розділення це розмір проекції пікселя який визначається геометрично. ЛРМ це здатність ТСС виявляти і розпізнавати об'єкти певних розмірів, які знаходяться на ЗП. ЛРМ включає в себе просторове і енергетичне розділення. Тому наступним кроком є визначення просторового розділення на ЗП.

3.3.1 Просторове розділення

ФММ для розрахунку проекції кожної точки МПВ, при відхиленні за кутами візування, представлена в підрозділі 3.3. На основі даної ФММ створений алгоритм розрахунку просторового розділення на площині з врахуванням кривизни Землі.

Маємо ТСС ЛА з наступними параметрами $p_D \times q_D$, $v_D \times w_D$ і $V_D \times W_D$, f_o і h . Різниця між $v_D \times w_D$ і $V_D \times W_D$ – характеризує коефіцієнт заповнення пікселів [64], який враховує дана модель. Оскільки, МПВ має роздільну здатність $p_D \times q_D$, необхідно сформуванати порядкову нумерацію для кожного елемента записавши дані у вигляді масиву.

Задаємо порядок нумерації елементів МПВ:

$$i = \overline{0, p_D - 1} \text{ і } j = \overline{0, q_D - 1}.$$

Визначаємо координати розташування центра пікселя крайнього елемента:

$$\begin{pmatrix} L_{p0} \\ L_{q0} \end{pmatrix} = 0,5 \begin{pmatrix} V_D \\ W_D \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 - p_D \\ 1 - q_D \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} dL_p \\ dL_q \end{pmatrix},$$

де $dL_{p,q}$ – це лінійне зміщення центра МПВ по відповідним осям координат.

Розраховуємо значення розташування кожного пікселя:

$$\begin{pmatrix} L_{pi} \\ L_{qj} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{p0} \\ L_{q0} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} i \\ j \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} V_D \\ W_D \end{pmatrix}.$$

Переходимо від лінійних розмірів розташування пікселів до кутових:

$$\operatorname{tg} \begin{pmatrix} W_{xi} \\ W_{yj} \end{pmatrix} = \frac{1}{f'_0} \begin{pmatrix} L_{pi} \\ L_{qj} \end{pmatrix}.$$

Зауважимо, що W_{xi} це той же кут, що і W_x , який використовувався в раніше описаних формулах, де індекс i – порядковий номер кута відповідного пікселя вздовж осі Ox , аналогічно і для осі Oy .

Визначення просторового розділення схематично можна показати на геометричній схемі, що наведена на рис. 3.5. Важливою складовою подальших розрахунків є $\omega_{x,y}$ – проекція $\omega^r_{x,y}$ реального кутового розміру чутливого елемента МПВ (миттєве поле зору) на одну із осей для будь-якого пікселя (додаток В):

$$\operatorname{ctg} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \end{pmatrix} = f'_o \begin{pmatrix} 1/(v_D \cdot \cos^2(W_x)) \\ 1/(w_D \cdot \cos^2(W_y)) \end{pmatrix} - \frac{1}{4f'_o} \begin{pmatrix} v_D \\ w_D \end{pmatrix}. \quad (3.57)$$

При цьому, реальне кутове розділення позаосьового пікселя визначатиметься:

$$\operatorname{ctg} \begin{pmatrix} \omega_x^r \\ \omega_y^r \end{pmatrix} = f'_o \begin{pmatrix} 1/(v_D \cdot \cos^2(W_x'') \cdot \cos(W_y'')) \\ 1/(w_D \cdot \cos^2(W_y'') \cdot \cos(W_x'')) \end{pmatrix} - \frac{1}{4f'_o} \begin{pmatrix} v_D \cdot \cos(W_y'') \\ w_D \cdot \cos(W_x'') \end{pmatrix}.$$

Окрім миттєвого поля зору, необхідно визначити різницю кутів ω_{lx} і ω_{rx} (рис. 3.5), що дозволить нам розрахувати крайні точки проекцій пікселів (додаток В):

$$\begin{pmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \end{pmatrix} = \operatorname{sign} \begin{pmatrix} W_x \\ W_y \end{pmatrix} \arccos \left(\frac{1}{2f'_o} \begin{pmatrix} v_D \\ w_D \end{pmatrix} \cos^2 \begin{pmatrix} W_x \\ W_y \end{pmatrix} \sin \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \end{pmatrix} + \cos \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \end{pmatrix} \right). \quad (3.58)$$

де $\operatorname{sign}(x)$ – функція визначення знака числа, яка приймає значення -1 , 0 і $+1$ при $x < 0$, $x = 0$ і $x > 0$ відповідно.

Розглянемо принцип розрахунку точок пікселя, які дозволять визначити просторе розділення та проекцію відповідного пікселя (рис. 3.6).

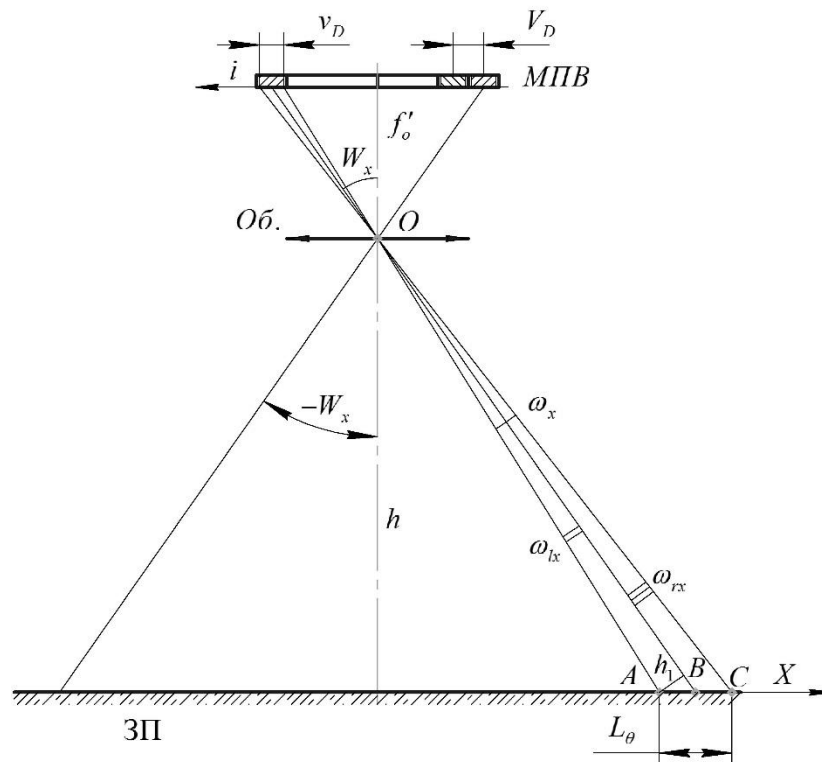


Рис. 3.5. Геометрична схема для визначення просторового розділення

На рис. 3.6 зображені 9 точок і всі точки умовно розділені на рівні їх розташування $m_{x,y}$. Запишемо через $W^l_{x,y}$ нові значення координат точок пікселя:

$$\begin{pmatrix} W^1_x(m_x) \\ W^1_y(m_y) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} W_x \\ W_y \end{pmatrix} + 0,5 \begin{pmatrix} m_x \\ m_y \end{pmatrix} \left(\begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} m_x \\ m_y \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \end{pmatrix} \right). \quad (3.59)$$

Зауважимо, що для $W^l_{x,y}$ позначення «1» та «2» це не степінь, а лише індекс.

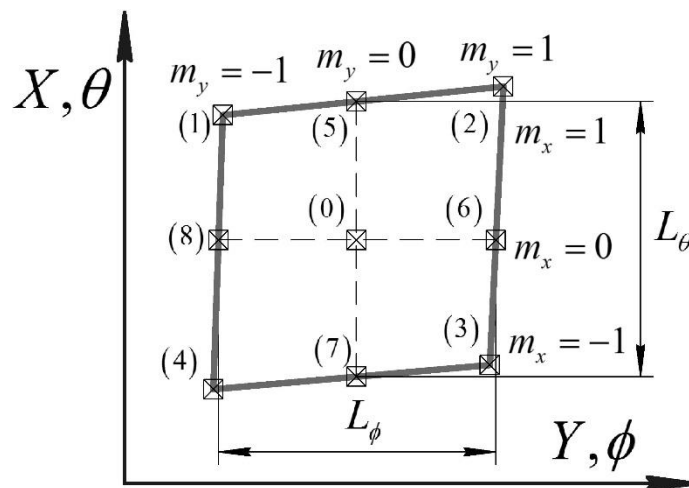


Рис. 3.6. Проекція пікселя на ЗП

Відповідно до рис. 3.6, просторова роздільна здатність L_θ (величина проекції пікселя вздовж осі Ox) визначається точками $\{5, 7\}$, L_ϕ (величина проекції пікселя вздовж осі Oy) – $\{6, 8\}$, а проекція пікселя – $\{1 - 4\}$. Зауважимо, що проекція пікселя

описується активною частиною пікселя $v_D \times w_D$, а просторове розділення визначається періодом МПВ $V_D \times W_D$, тому для розрахунку просторової роздільної здатності в (3.57) і (3.58) слід зробити заміну: $v_D = V_D$ і $w_D = W_D$.

Значний вклад в деформацію проєкції пікселя вносить і кут рискання ψ . Оскільки поворот за кутом рискання відбувається по «нормальній осі» в локальній СК, то в даному випадку це можна інтерпретувати як поворот МПВ навколо оптичної осі, тобто це можна представити як зміну координат пікселів. Вплив даного кута на розташування (орієнтацію) проєкцій пікселів можна розрахувати використовуючи формули повороту, які описані за допомогою афінних перетворень [65]. Після повороту, значення координат точок пікселя $W_{x,y}^2$ дорівнюватимуть:

$$\begin{pmatrix} W_x^2(m_x, m_y) \\ W_y^2(m_x, m_y) \end{pmatrix} = \text{arctg} \left[\text{tg} \begin{pmatrix} W_x^1(m_x) \\ W_y^1(m_y) \end{pmatrix} \cos(\psi) + \begin{pmatrix} -1 \\ 1 \end{pmatrix} \text{tg} \begin{pmatrix} W_y^1(m_y) \\ W_x^1(m_x) \end{pmatrix} \sin(\psi) \right]. \quad (3.60)$$

В результаті, залишається врахувати лише вплив двох інших кутів. Для прикладу запишемо рух по «тангажу-крену», скориставшись (2.28), (2.29) і (2.53):

$$\phi_2(m_x, m_y) = \phi^* + \text{arctg} \left(\frac{\text{tg}(W_y^2(m_x, m_y)) \cos(W_x^2(m_x, m_y))}{\cos(W_x^2(m_x, m_y) + \phi^{**})} \right), \quad (3.61)$$

$$\theta_2(m_x, m_y) = \text{arctg} \left(\frac{\text{tg}(W_x^2(m_x, m_y) + \phi^{**})}{\cos(\phi_2(m_x, m_y))} \cos(\phi_2(m_x, m_y) - \phi^*) \right). \quad (3.62)$$

де

$$\text{tg} \begin{pmatrix} \theta^{**} \\ \phi^{**} \end{pmatrix} = \text{tg} \begin{pmatrix} \phi^* \\ \theta^* \end{pmatrix} \cos \begin{pmatrix} \theta^* \\ \phi^* \end{pmatrix}.$$

Для руху по «крену-тангажу» використовуються формули (2.30), (2.31) і (2.53). Знаючи кутові координати точок проєкцій пікселів можемо перейти до лінійних координат. Позначимо лінійні координати точок вздовж осі $Ox - M_\theta$, а вздовж осі $Oy - M_\phi$. Кутові координати перерахувати в лінійні можна як:

$$\begin{pmatrix} M_\phi(m_x, m_y) \\ M_\theta(m_x, m_y) \end{pmatrix} = H \cdot \text{tg} \begin{pmatrix} \phi_2(m_x, m_y) \\ \theta_2(m_x, m_y) \end{pmatrix}. \quad (3.63)$$

Згідно рис. 3.6, для визначення координат точок пікселя необхідно задавати правильні значення розташування $m_{x,y}$. Дані по вибору $m_{x,y}$ представлені в табл. 3.1, користуючись рис. 3.6:

Таблиця 3.1

для визначення роздільної здатності			для визначення країв проекції пікселя		
точки	m_x	m_y	точки	m_x	m_y
(5)	+1	0	(1)	+1	-1
(7)	-1	0	(2)	+1	+1
(6)	0	+1	(3)	-1	+1
(8)	0	-1	(4)	-1	-1

В результаті, користуючись табл. 3.1 та формулами (3.59) – (3.63) визначаємо точки {5 – 8}, які необхідні для визначення просторового розділення відповідного пікселя. Просторове розділення проекції пікселя на ЗП є відстанню між відповідними точками (рис. 3.6), яку можна визначити як:

$$\begin{pmatrix} L_\theta \\ L_\phi \end{pmatrix} = \sqrt{\left(\begin{pmatrix} M_{\theta 5} \\ M_{\theta 6} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} M_{\theta 7} \\ M_{\theta 8} \end{pmatrix} \right)^2 + \left(\begin{pmatrix} M_{\phi 5} \\ M_{\phi 6} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} M_{\phi 7} \\ M_{\phi 8} \end{pmatrix} \right)^2}. \quad (3.64)$$

Просторова роздільна здатність при цьому визначається як:

$$\begin{pmatrix} v_\theta \\ v_\phi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1/(2L_\theta) \\ 1/(2L_\phi) \end{pmatrix}. \quad (3.65)$$

Вище приведений алгоритм використовується для розрахунку просторового розділення на площині, тобто найчастіше для безпілотних і авіаційних ТСС, і для космічних ТСС коли враховують кривизну Землі через апроксимовану площину. Щоб отримати більш реальні результати необхідно розраховувати просторове розділення враховуючи криву між двома точками, які визначають просторове розділення, на поверхні Землі для космічних ТСС.

Розглянемо рис. 3.7, де: A – розташування КА, B і C – точки, що знаходяться на поверхні Землі та визначатимуть просторове розділення, O – центр Землі, $H = AD$ – висота КА, $R_k = OB = OC = OD$ – радіус кривизни Землі, l_{ij} – відстані від КА до точок B і C , α_{ij} – кути відхилення точок B і C проекції пікселя від лінії надиру AD , γ_{ij} –

відповідні кути (до α_{ij}) в середині апроксимованої сфери, ω_i – миттєве поле зору пікселя по одній із координат, β – еквівалентний кут ω_i в середині сфери.

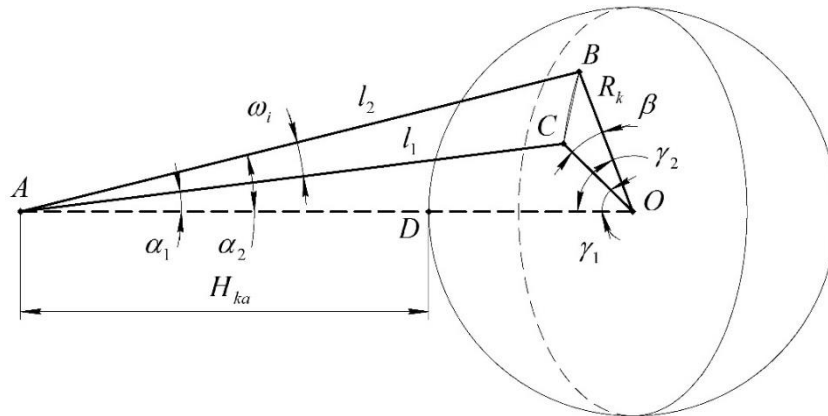


Рис. 3.7. Геометрія визначення просторового розділення по кривій

На рис. 3.7, зображено дугу $\cap BC$, яка проходить по поверхні Землі і є найкоротшою відстанню між двома точками, а BC пряма лінія (хорда), яка з'єднує дві точки B і C . У випадку того, що R_k доволі велике значення, то значення довжин $\cap BC \approx BC$, де L довжина дуги $\cap BC$, а t довжина хорди BC .

Щоб визначити реальне просторове розділення на ЗП, спочатку необхідно визначити кутові відхилення від надиру точок проекцій пікселів:

$$\operatorname{tg}^2(\alpha_{ij}(m_x, m_y)) = \operatorname{tg}^2(\theta_{2ij}(m_x, m_y)) + \operatorname{tg}^2(\phi_{2ij}(m_x, m_y)). \quad (3.66)$$

Отже маючи необхідний кут α_{ij} за (2.45) вираховуємо γ_{ij} :

$$\gamma'_{ij} = \arcsin\left(\sin(\alpha_{ij}) \frac{H + R_k}{R_k}\right) - \alpha_{ij}. \quad (3.67)$$

Згідно рис. 3.7, можна розрахувати відстані l_{ij} :

$$l_{ij} = \frac{1}{\cos(\alpha_{ij})} \left(H + R_k (1 - \cos(\gamma'_{ij})) \right). \quad (3.68)$$

За рис. 3.7, є 2 трикутники $\triangle ACB$ і $\triangle OCB$ (рівнобедрений), в яких сторона $BC = t$ спільна. Сторона BC визначається за теоремою косинусів:

$$t_{ij} = \sqrt{l_{1ij}^2 + l_{2ij}^2 - 2l_{1ij}l_{2ij} \cos(\omega_{ij}^r)}. \quad (3.69)$$

Кут який відповідає миттєвому полю зору пікселя (рис. 3.7):

$$\beta_{ij} = 2 \arcsin\left(\frac{t_{ij}}{2R_k}\right). \quad (3.70)$$

В результаті в секторі OCB всі сторони дорівнюють R_k , тоді можемо визначити довжину дуги $\cap BC$:

$$L_{ij} = R_k \beta_{ij}. \quad (3.71)$$

3.3.2 Лінійне розділення на місцевості

Знаючи сумарну МПФ ТСС (3.47) – (3.50) $MTF_{\Sigma}(v_x, v_y)$, то для об'єктів із різними коефіцієнтами випромінювання, можна записати функцію результуючого контрасту тепловізійного зображення [25, 26] із врахуванням (3.1):

$$C_{\Sigma}(v_x, v_y) = C_o \cdot MTF_{\Sigma}(v_x, v_y). \quad (3.72)$$

Необхідні умови для виявлення об'єкта на фоні повинні задовольняти умові із врахуванням (3.2):

$$C_{\Sigma}(v_{nop,x}, v_{nop,y}) = C_{nop}. \quad (3.73)$$

Просторова порогова частота для кожного об'єкта в залежності від коефіцієнта випромінювання відповідно до (3.72) і (3.73):

$$\begin{cases} v_{nop,x} = MTF_{\Sigma x}^{-1}\left(\frac{C_{nop}}{C_o}\right), \\ v_{nop,y} = MTF_{\Sigma y}^{-1}\left(\frac{C_{nop}}{C_o}\right). \end{cases} \quad (3.74)$$

де $MTF^{-1}(x)$ – обернена функція сумарної МПФ.

Оскільки, проекція пікселя на ЗП залежить від геометричних факторів (3.64), то ЛРМ залежить від геометричного фактору (3.64), якості зображення (3.47) – (3.50) та енергетичного і ймовірнісного факторів, які забезпечують порогову просторову частоту виявлення об'єкта [25, 26]. ЛРМ враховуючи вище сказане розраховується як:

$$\begin{cases} LRM_x = \frac{v_N}{v_{nop,x}} L_{\theta}, \\ LRM_y = \frac{v_N}{v_{nop,y}} L_{\phi}. \end{cases} \quad (3.75)$$

Таким чином, за допомогою МПФ можна аналізувати і проводити узгодження відповідних компонентів і параметрів в системі для підвищення якості, а ЛРМ використовується як результуюча оцінка всієї ТСС.

Висновки до розділу 3

1. Запропонована узагальнена ФММ ТСС для ЛА враховує процеси, що відбуваються у певних функціональних частинах, залежності між компонентами і параметрами та їх вплив на формування зображення. На основі функціональної схеми формується структурна послідовність для розрахунку і опису процесів, які беруть участь в формуванні і перетворенні інформації в окремих елементах системи.
2. Вдосконалена ФММ МПФ оптико-електронного тракту ТСС дозволяє врахувати вплив основних процесів, в окремих функціональних частинах системи, на якість тепловізійного зображення.
3. Розроблений і представлений алгоритм дозволяє розрахувати просторове розділення та змоделювати деформацію проекції пікселів МПВ на площині із врахуванням кривизни Землі.

РОЗДІЛ 4

ПІДВИЩЕННЯ ЯКОСТІ ТЕПЛОВІЗІЙНИХ ЗОБРАЖЕНЬ

Метою даного розділу є розробка нових методів підвищення просторового розділення ТСС та узгодження компонентів і параметрів ТСС. Для цього будуть розв'язані наступні задачі:

1. Розробка методів узгодження радіуса кружка розсіювання об'єктива з геометричними параметрами МПВ та узгодження частоти зйомки МПВ зі швидкістю переміщення зображення.

2. Розробка методів для підвищення просторового розділення, які базуються на додатковому довороті ТСС за кутами візування та зміні фокусної відстані об'єктива в залежності від кутів візування.

3. Визначення критерію оцінки мінімального просторового розділення під час переміщення ЛА.

4. Розробка аналітичних виразів визначення ефективної довжини шляху для нахиленої траси, яка використовуватиметься при розрахунку коефіцієнта пропускання атмосфери, і залежності SNR від кутів візування.

4.1 Залежність МПФ від схеми розташування МПВ і геометричних параметрів

МПВ – є одним із основних елементів ТСС, що перетворює потік випромінювання в цифрову інформацію. В підрозділі 3.2.4 і 3.2.5 наведені основні формули для розрахунку МПФ МПВ, але враховуючи, що конструкція ТСС може бути різною і МПВ розташовуватися за різними схемами (підрозділ 1.4) то і МПФ МПВ залежатиме від вибраної схеми. Зауважимо, що МПФ за рахунок фазового розташування (підрозділ 3.2.5) розраховують при використанні одного МПВ, в інших же випадках необхідно використовувати для розрахунку МПФ за періодом і за розміром чутливої площадки.

Згідно рис. 4.1, представлена зйомка за допомогою одного МПВ, який має коефіцієнт заповнення 100%, що визначається як:

$$k_D = \frac{v_D w_D}{V_D W_D}, \quad (4.1)$$

де $v_D \times w_D$ – розмір чутливого елемента пікселя;

$V_D \times W_D$ – період чутливих елементів.

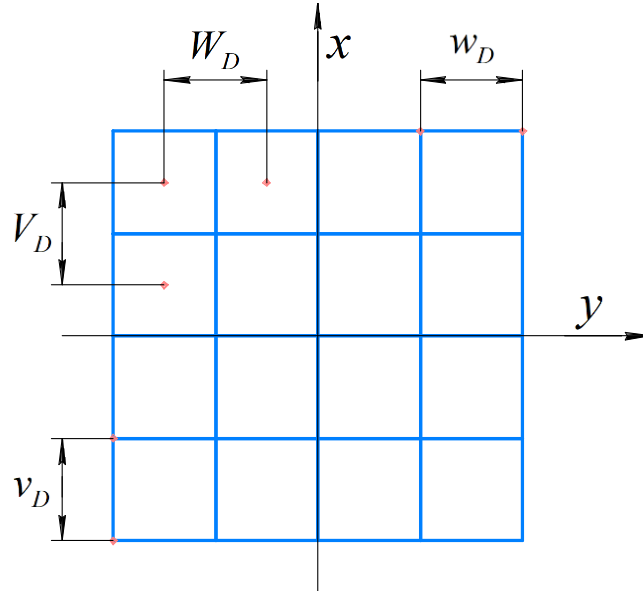


Рис. 4.1. Схема для визначення МПФ із одним МПВ і коефіцієнтом заповнення 100%

Частота Найквіста:

$$\begin{pmatrix} v_{N,x} \\ v_{N,y} \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} V_D \\ W_D \end{pmatrix}^{-1}. \quad (4.2)$$

Припустимо, що: $V_D \times W_D = 20 \times 20$ мкм, $v_D \times w_D = 20 \times 20$ мкм де $k_D = 100\%$. Оскільки розміри по двом осям однакові то розрахунки проводитимуться по одній із осей. Частота Найквіста $v_N = 25$ мм⁻¹. Результат МПФ розраховується за (3.11) – (3.13).

В сучасній літературі прийнято представляти графіки в нормованих величинах, як зображено на рис. 4.2, де вісь просторових частот представлена в нормованих величинах, а нормована частота визначається як:

$$v_n = \frac{v_x}{v_{\max}}, \quad (4.3)$$

де

$$v_{\max} = \frac{1}{V_D}. \quad (4.4)$$

На рис. 4.2, крива МПФ активної частини $MTF_{fp}(v_x)$ співпадає із МПФ періодом пікселів $MTF_{samp}(v_x)$.

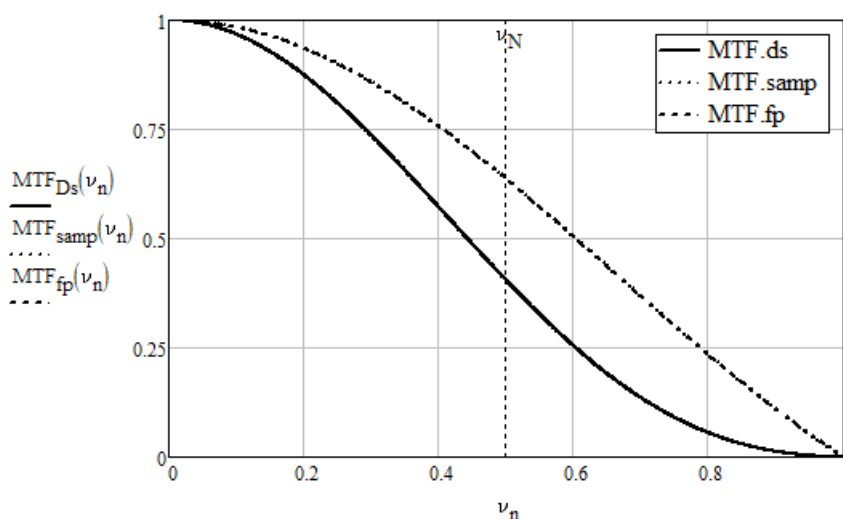


Рис. 4.2. МПФ МПВ за схемою до рис. 4.1

Розглянемо схему з одним МПВ, але коефіцієнт заповнення менше 100%.

Нехай: $V_D \times W_D = 20 \times 20$ мкм, $v_D \times w_D = 15 \times 15$ мкм, тоді $k_D = 56,25$ % і $v_N = 25$ мм⁻¹.

В результаті, МПФ підвищиться за рахунок зменшення активної частини пікселя, але вслід за цим зменшиться і кількість потоку який сприймає детектор, рис. 4.4.

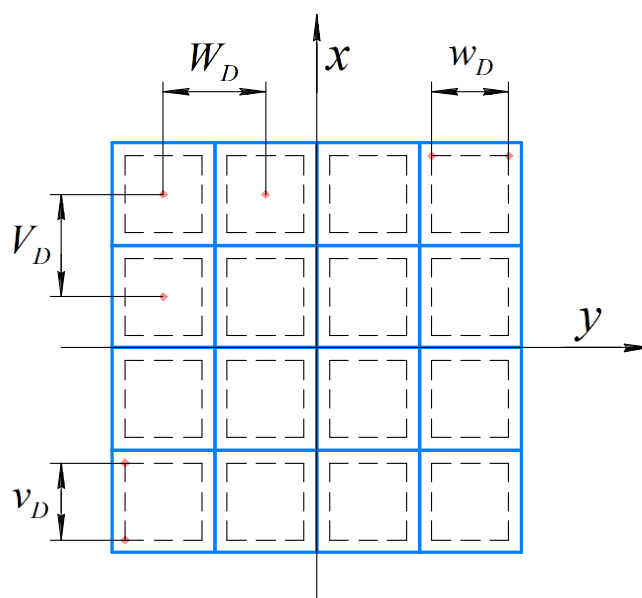


Рис. 4.3. Схема для визначення МПФ із одним МПВ і коефіцієнтом заповнення $< 100\%$

Із рис 4.4 маємо, що частота Найквіста не змінилася, але якщо б розмір активної частини залишився незмінним, а збільшився період пікселів, то частота Найквіста зменшилась. З фізичної точки зору, це не змінило б кількості потоку який

сприймається, але зменшилась би роздільна здатність ТСС, тобто розмір мінімально елемента який система може розрізнити збільшився б – гірше розпізнавання дрібних деталей.

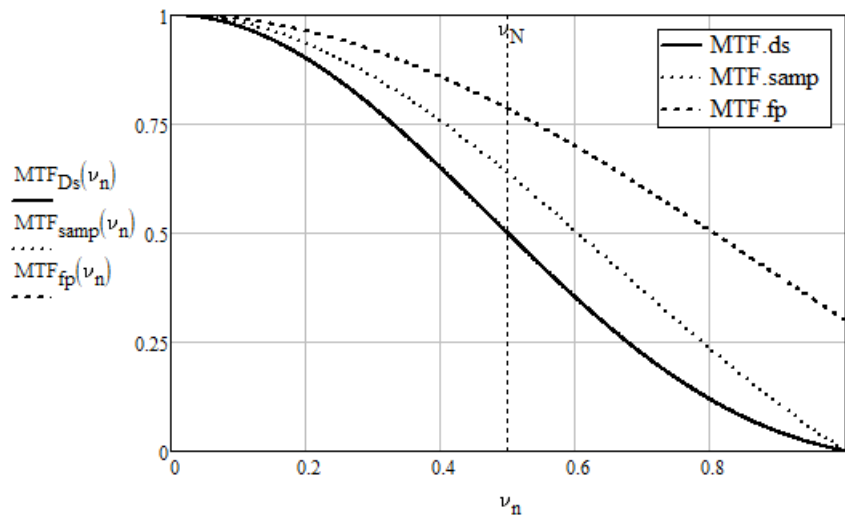


Рис. 4.4. МПФ МПВ за схемою до рис. 4.3

Схема (рис. 4.5) використовується для підвищення просторового розділення по одній із осей при зміщенні на деяку величину одного рядка відносно іншого.

Відповідно рис. 4.5, спочатку зйомку певної місцевості проводить верхній рядок, після прольоту ЛА, ту ж саму місцевість знімає інший рядок, але зміщений на величину Δy , яку вибирають кратною періоду пікселів. При такій схемі, МПФ по різним осям відрізнятиметься, де МПФ більша по осі зі зміщеними рядками.

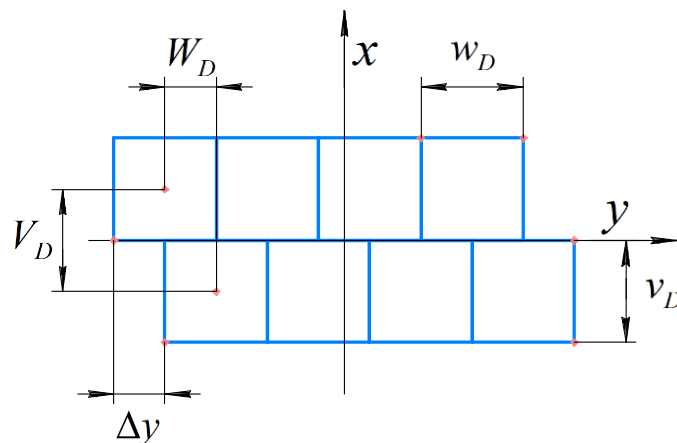


Рис. 4.5. Схема для визначення МПФ із одним МПВ зі зміщеними рядками

Нехай: $V_D = 20$ мкм, $\nu_D \times w_D = 20 \times 20$ мкм, $k_D = 100\%$, $\Delta y = 0,5 \cdot W_D = 10$ мкм. У зв'язку зі зміщенням (рис. 4.5) маємо, що: $W_D = 10$ мкм, $\nu_{N,x} = 25$ мм⁻¹, $\nu_{N,y} = 50$ мм⁻¹.

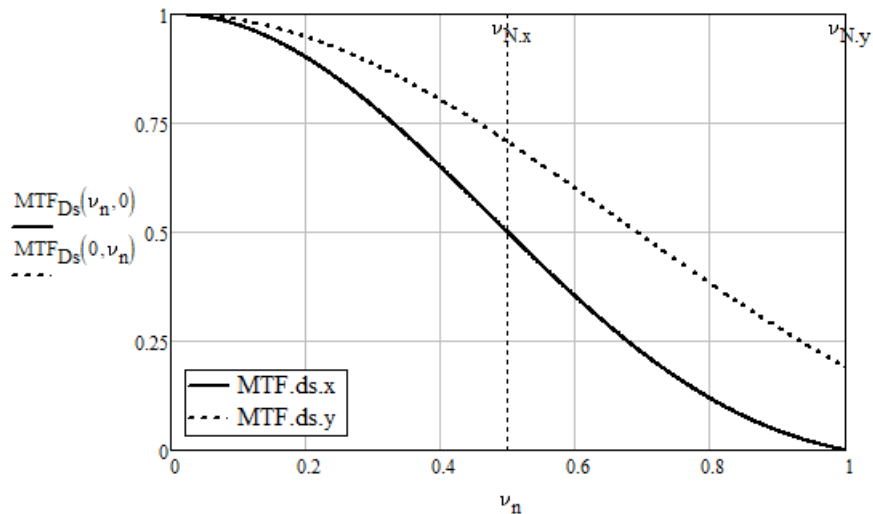


Рис. 4.6. МПФ МПВ за схемою до рис. 4.5

На рис. 4.6, на графіках відображено результуючі МПФ (3.11) але по двох осях. Аналізуючи графіки (рис. 4.6) можна помітити, що кількість потоку який сприймає детектор не зменшилась, а за рахунок зміщення рядків збільшилась МПФ вздовж осі Oy , тобто покращилась роздільна здатність ТСС. Щоб досягти покращення якості, необхідно вздовж осі Oy застосовувати методи цифрової обробки зображень, щоб із декількох зміщених пікселів гіршої якості отримати один піксель кращої якості.

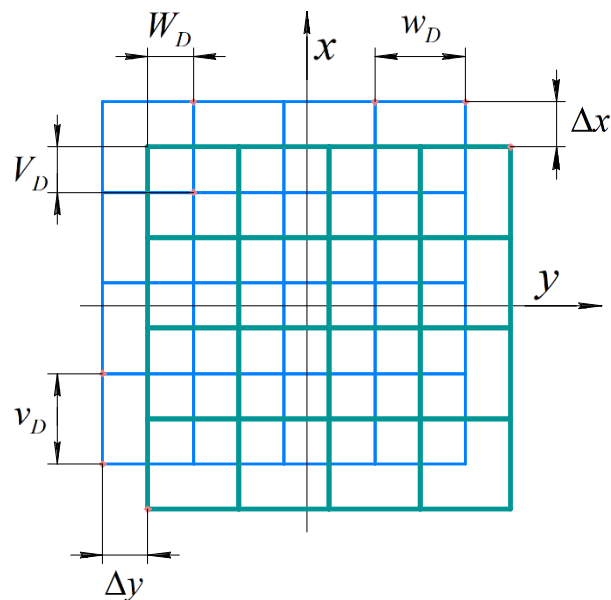


Рис. 4.7. Схема для визначення МПФ із мікроскануванням

Остання схема (рис. 4.7) часто використовується, при розділених потоках випромінювання або ж використанні мікросканування чи сканування за рахунок власного польоту ЛА.

Нехай: $v_D \times w_D = 20 \times 20$ мкм, $k_D = 100\%$, $\Delta x = 0,5 \cdot V_D = 10$ мкм, $\Delta y = 0,5 \cdot W_D = 10$ мкм. При зміщенні (рис. 4.7) маємо, що: $V_D \times W_D = 10 \times 10$ мкм, $v_{N,x,y} = 50$ мм⁻¹.

На графіках (рис. 4.7) представлені результуючі МПФ по двом координатним осям. Щоб можна було порівняти всі графіки між собою, в даному випадку, не змінюватимемо максимальну просторову частоту за (4.4) із 50 на 100 мм⁻¹.

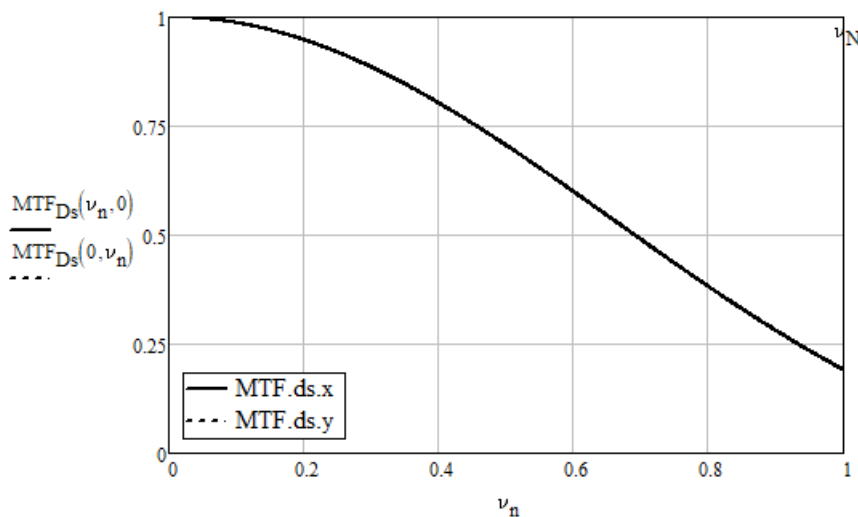


Рис. 4.8. МПФ МПВ за схемою до рис. 4.7

На рис. 4.8, графіки відображають результуючі МПФ по різних осях, які співпадають. Аналогічно попередньому випадку, для даної схеми необхідно застосовувати цифрову обробку, та збільшувати накопичення потоку, оскільки він розділяється на кожну із матриць приблизно порівну. Роздільна здатність збільшилась по двох осях.

Представлені схеми показують, що МПФ ТСС залежить від вибраної схеми розташування МПВ або конструкції самого приймача. Правильне визначення МПФ МПВ необхідне для правильного узгодження компонентів системи.

4.2 Узгодження частоти зчитування приймача зі швидкістю переміщення точки спостереження

Звичайні наземні ТСС працюють в статичному режимі, який практично не вимагає брати до уваги частоту зчитування кадру чи постійну часу елемента. ТСС для ЛА знаходяться в русі і для них необхідно узгоджувати частоту зйомки і швидкість переміщення точки візування. Швидкість переміщення зображення у фокальній площині залежить від швидкості переміщення точки спостереження, а величина

зміщення зображення визначатиме величину розмиття і якість отриманого зображення.

Проектування наземних ТСС зазвичай ґрунтується на формулі:

$$\begin{pmatrix} L_{\theta} \\ L_{\phi} \end{pmatrix} = \frac{H}{f'_{ob}} \begin{pmatrix} V_D \\ W_D \end{pmatrix}, \quad (4.5)$$

де H – для статичних систем приймається як відстань до об'єкта;

$L_{\theta, \phi}$ – просторове геометричне розділення.

Згідно (4.5), маючи обмеження в одних параметрах, можна компенсувати погіршення якості змінюючи інші параметри, що дає розширену область можливостей для покращення системи при синтезі ТСС. ТСС для ЛА не має настільки широку область для варіації параметрами і вимагає враховувати в першу чергу льотні характеристики ЛА.

Таблиця 4.1

Основні льотні характеристики ЛА [66 – 71]

Назва	Тип ЛА	Максимальна висота	Максимальна швидкість
А1-С «Фурія»	БПЛА для АТО	2,5 км	130 км/год = = 36,11 м/с
People's Drone PD-1	БПЛА для АТО	2 км	140 км/год = = 38,89 м/с
Ту-143 «Рейс»	Розвідувальний БПЛА	1 км	950 км/год = = 263,89 м/с
Ту-141 «Стриж»	Розвідувальний БПЛА	6 км	1110 км/год = = 308,33 м/с
Ан-30 «Брязкіт»	Літак-розвідник	8,3 км	430 км/год = = 119,44 м/с
Су-24МР	Літак-розвідник	11 км	1200 км/год = = 333,33 м/с
–	КА для ДЗЗ	490 км	7124,43 м/с 7182,03 м/с
–	КА для ДЗЗ	668 км	6810,99 м/с 6874,28 м/с

Примітка. Швидкості для КА вказані дві: перша швидкість КА на орбіті, а друга – швидкість підсупутникової точки без проекції на будь яку із осей. Враховується також те, що КА знаходиться на широті $35,288^\circ$ згідно підрозділу 2.2.2 із врахуванням

траєкторії ССО. АТО – антитерористична операція. БПЛА для АТО – безпілотні ЛА, які застосовуються в АТО. Розвідувальний БПЛА і літаки-розвідники – ЛА які використовуються військово-повітряними силами України.

4.2.1 Критерій для визначення мінімального просторового розділення під час переміщення ЛА

Проектуючи ТСС для ЛА, важливо є враховувати основні льотні характеристики, табл. 4.1. Важливу роль тепловізійного зображення відіграє його зміщення у фокальній площині, яке залежить від робочої висоти і швидкості ЛА.

За формулами (3.19) і (3.33) розраховується вплив зміщення зображення на МПФ, а формули (3.18) і (3.31) дозволяють врахувати льотні характеристики. В результаті МПФ ТСС (3.47) – (3.50) враховується як МПФ за рахунок зміщення так і МПФ приймача (3.11), який характеризується параметрами МПВ. Беручи до уваги лише МПФ приймача і МПФ за рахунок зміщення, можна побачити, що льотні характеристики можуть обмежувати максимальну просторову частоту, яка задається МПВ. Виходячи з цього, можна сформулювати критерій, за яким визначатиметься допустиме зміщення:

$$MTF_{zm}(v_x, v_y) \leq MTF_{Ds}(v_x, v_y). \quad (4.6)$$

Згідно підрозділу 4.1, можна помітити, що параметром який обмежує просторову частоту МПВ є період пікселів, тому (4.6) можна переписати як:

$$MTF_{zm}(v_x, v_y) \leq MTF_{samp}(v_x, v_y). \quad (4.7)$$

Підставимо в (4.7) формули (3.13), (3.19) і (3.33):

$$\left| \text{sinc}(v_x \Delta X_{zm}, v_y \Delta S_{зоб}^{\perp}) \right| \leq \left| \text{sinc}(v_x V_D, v_y W_D) \right|. \quad (4.8)$$

Із (4.8) і використанням формул (3.18) і (3.31), можна записати систему:

$$\begin{cases} v_x : t_D v_{зоб,x} \leq V_D, \\ v_y : t_D v_{зоб,y} \leq W_D. \end{cases} \quad (4.9)$$

Швидкість переміщення зображення найбільша в надирі. Враховуючи характеристики безпілотних і авіаційних ЛА де $\varphi_{зоб} = 0^\circ$, маємо, що складову осі Oy можна не враховувати. В космічних ЛА швидкість по осі Oy набагато менша від

складової по Ox (враховуючи висоти КА із табл. 4.1), тому її можна не використовувати.

Враховуючи (2.55), запишемо швидкість переміщення зображення для безпілотних і авіаційних ТСС в надирі (для центрального пікселя):

$$v_{зоб,x} = v_{n.m.} \frac{f'_{об}}{H}. \quad (4.10)$$

Враховуючи (2.56) і (2.57) і розраховуємо і для космічних ТСС:

$$v_{зоб,x} = v_{n.m.} \frac{f'_{об}}{H} \cos(\varphi_{зоб}). \quad (4.11)$$

Формули (4.11) і (4.10) можна об'єднати, із врахуванням того, що для безпілотних і авіаційних ТСС $\varphi_{зоб} = 0^\circ$ і користуватися, лише (4.11). Тоді, нерівність (4.9) із врахуванням (4.11) перепишеться як:

$$f'_{об} \leq \frac{V_D H}{t_D v_{n.m.} \cos(\varphi_{зоб})}. \quad (4.12)$$

Одним із важливих параметрів ТСС є просторове розділення L_θ , яким задаються при синтезі ТСС, і яке для надиру обраховують як:

$$L_\theta = V_D \frac{H}{f'_{об}}. \quad (4.13)$$

Підставляючи (4.13) в (4.12), отримаємо результат критерію (4.6), за яким необхідно починати синтез ТСС:

$$L_\theta \geq t_D v_{n.m.} \cos(\varphi_{зоб}). \quad (4.14)$$

Згідно [1, 39], середня постійна часу для теплових приймачів становить $t_D = 40$ мс, а для фотонних $t_D = 20$ мкс. Враховуючи ці параметри і табл. 4.1 можна підібрати необхідний тип приймача під відповідну ТСС.

Розглянемо космічні ТСС для КА, який знаходиться на орбітальній висоті в 490 км. Кут напрямку переміщення зображення (2.12) становить $\varphi_{зоб} = 2,991^\circ$ і його швидкість підспутникової точки в напрямку польоту $v_{n.m.} = 7126,43$ м/с, а для КА на орбітальній висоті в 668 км – $\varphi_{зоб} = 3,096^\circ$ і $v_{n.m.} = 6864,24$ м/с.

Враховуючи параметри МПВ [1, 39], отримаємо мінімальне просторове розділення за критерієм (4.14), яке відображено в табл. 4.2.

Мінімальне просторове розділення L_θ для КА згідно (4.20)

Висота КА, км	Фотонні МПВ			Теплові МПВ		
	13 мкс min, м	20 мкс сер., м	40 мкс max, м	10 мс min, м	40 мс сер., м	50 мс max, м
490	0,09	0,14	0,29	71,26	285,06	356,32
668	0,09	0,14	0,27	68,64	274,57	343,21

В табл. 4.2, фотонні і теплові МПВ поділені по мінімальній, максимальній і середньостатистичній постійній часу.

Визначившись із мінімальним просторовим розділенням і постійною часу приймача із заданим періодом пікселів, далі слід розраховувати необхідну фокусну відстань за (4.12) і даними [1, 39]:

Таблиця 4.3

Фокусна відстань для космічних ТСС згідно (4.18)

Висота КА, км	Фотонні МПВ			Теплові МПВ		
	25 мкм min, м	30 мкм сер., м	15 мкм max, м	50 мкм min, мм	25 мкм сер., мм	50 мкм max, мм
490	132,23	103,14	25,78	171,9	51,57	20,63
668	187,15	145,97	36,49	243,29	72,99	29,19

В табл. 4.3, фотонні і теплові МПВ поділені по мінімальній, максимальній і середньостатистичній постійній часу, але значення періодів пікселів записані у відповідності до значень постійних часу табл. 4.2.

Аналізуючи табл. 4.2 і 4.3, можна помітити, що за рахунок своєї швидкодії фотонні МПВ дозволяють отримати хороше просторове розділення менше 1 метра, але враховуючи (4.12) для цього необхідно щоб ТСС мала об'єктиви із надзвичайно великими фокусними відстанями. У зв'язку із тим, що таких параметрів системи досягнути нереально, то обмеженням виступає фокусна відстань відповідно до якої розраховують нове просторове розділення за (4.13) і яке не суперечить (4.12) і (4.14). В теплових приймачів (мікроболометричних матриць), в даному випадку, обмеженням виступає критерій (4.14), що пов'язано із суттєво більшою постійною часу на відміну від фотонних приймачів. З технологічної точки зору, фокусні відстані реальні і їх можна досягнути, але системи при цьому не даватимуть хорошої якості тепловізійного зображення і високої роздільної здатності. Аналізуючи комірки, які

виділено кольором для теплових приймачів, то вони мають доволі низьку якість об'єктиву і якість тепловізійного зображення обмежуватиметься уже якістю об'єктива.

Проаналізуємо приймачі, які наведені в табл. 4.2 і 4.3 із безпілотними і авіаційними ЛА табл. 4.1, при $\varphi_{зоб} = 0^\circ$.

Аналогічно табл. 4.3, враховуючи параметри приймачів і максимальну висоту на якій знаходиться ТСС, можна розрахувати фокусну відстань, яка покаже який із критеріїв накладає обмеження на ТСС.

В табл. 4.4, комірки, які виділено кольором для теплових приймачів, дають не задовільне просторове розділення ТСС для військових дій, але для інших цивільних завдань, як наприклад аналіз територій агрокультур може застосовуватися. Фотонні приймачі, дають хороші результати і потребують перевірки технічної реалізації, тобто необхідної фокусної відстані для досягнення таких показників.

Таблиця 4.4

Мінімальне просторове розділення L_θ

Назва	Фотонні МПВ			Теплові МПВ		
	13 мкс min, мм	20 мкс сер., мм	40 мкс max, мм	10 мс min, м	40 мс сер., м	50 мс max, м
A1-C	0,5	0,72	1,44	0,36	1,44	1,81
PD-1	0,51	0,78	1,56	0,39	1,56	1,94
Ту-143	3,43	5,28	10,56	2,64	10,56	13,19
Ту-141	4,01	6,17	12,33	3,08	12,33	15,42
Ан-30	1,55	2,39	4,78	1,19	4,78	5,97
Су-24MP	4,33	6,67	13,33	3,33	13,33	16,67

Таблиця 4.5

Необхідна фокусна відстань

Назва	Фотонні МПВ			Теплові МПВ		
	25 мкм min, м	30 мкм сер., м	15 мкм max, м	50 мкм min, мм	25 мкм сер., мм	50 мкм max, мм
A1-C	133,14	51,92	43,27	207,7	86,54	69,23
PD-1	98,9	38,57	32,14	154,28	64,28	51,43
Ту-143	7,29	2,84	2,37	11,37	4,74	3,79
Ту-141	37,42	14,59	12,16	58,38	24,32	19,46
Ан-30	133,64	52,12	43,43	208,47	86,86	69,49
Су-24MP	63,46	24,75	20,63	99	41,25	33

В табл. 4.5, комірки, які виділено кольором для фотонних приймачів, можуть бути реалізовані але зазвичай об'єктиви такої високої якості установлюють на космічні ТСС, а також враховуючи висоту даного ЛА і високу вартість ТСС не доцільно використовувати таку систему у військових завданнях. Аналогічно космічним ТСС, таких фокусних відстаней досягнути нереально, тому розраховують нове просторове розділення за (4.13), що не суперечить (4.12) і (4.14) із заданою фокусною відстанню. Аналізуючи комірки, які виділено кольором для теплових приймачів, то вони мають доволі низьку якість об'єктиву і якість тепловізійного зображення обмежуватиметься якістю об'єктива.

В даному підрозділі, розглядається вибір параметрів ТСС застосовуючи геометричні розрахунки, що є вірним для оглядової оцінки ефективності ТСС, а для більш точних розрахунків необхідно враховувати і енергетичні параметри.

Якщо система узгоджена і спроектована при умовах надиру, можна проаналізувати як змінюватиметься якість зображення при відхиленні за кутами візування. Безпілотні, авіаційні і космічні ТСС, швидкість переміщення зображення для яких розраховується за (2.55) – (2.57) показують, що при збільшенні кутів візування швидкість відносно надиру зменшується, згідно із рис. 4.9.

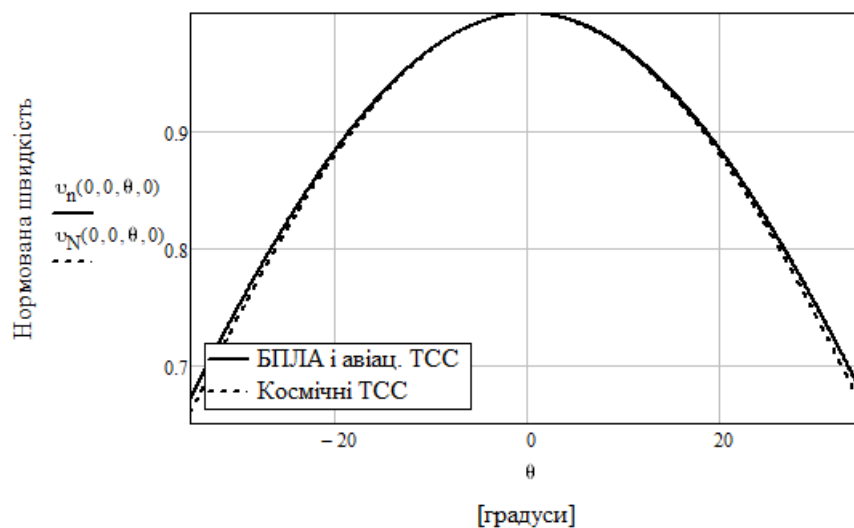


Рис. 4.9. Залежність нормованої швидкості переміщення зображення від відхилення за тангажем

На рис. 4.9, використана нормована швидкість, тобто у скільки разів змінюється швидкість переміщення зображення при відхиленні від надиру відносно швидкості в

надири. Для прикладу взято центральний піксель і без відхилень за креном, оскільки результати відрізнятимуться не сильно, а відхилення кривої буде подібним.

Порівнюючи отримані дані із критерієм (4.12), можна зробити висновки, що при відхиленні нерівність не порушується, а зміщення зменшується, що призводить до покращення контрасту зображення і підвищення ЛРМ, але вслід за цим при відхиленні від надиру збільшуються розміри проекції пікселів на ЗП, що в свою чергу призводить до зменшення ЛРМ.

4.3 Покращення МПФ ТСС за рахунок довороту за кутами візування

ТСС на ЛА відхиляються за кутами візування, для виконання різного роду завдань, економії ресурсів, зменшення періоду зйомки відповідної області тощо. Оскільки ТСС відхиляється, то форма деформації МПВ на ЗП залежатиме від величини кутів візування і конструкції ТСС, підрозділ 2.2.1. Оскільки форма деформації проекції змінюється, то і змінюється контраст і просторове розділення ТСС. Отже, можна скористатися додатковими доворотами ТСС для покращення якості тепловізійного зображення.

4.3.1 Додатковий кутовий доворот по тангажу для матриць КРТ з TDI

В підрозділах 3.2.7 і 4.2.1, описана проблема зменшення МПФ ТСС за рахунок зміщення. В підрозділі 3.2.7 приведені розрахунки величини середнього зміщення (3.17) і формула (3.19), яка дозволяє оцінити погіршення контрасту ТСС в залежності від величини зміщення. Одним із варіантів вирішення даної проблеми є узгодження частоти формування рядка із розміром проекції всієї колонки на ЗП, який описаний в підрозділі 4.2.1. Діапазон зміни частот формування рядка обмежений, а крок недостатньо малий для точного узгодження, що, в свою чергу, не дозволяє в повній мірі компенсувати зміщення і виключити його вплив на результуючу МПФ ТСС.

Дану задачу можна вирішити іншим шляхом – за рахунок довороту по тангажу ω_{θ} . В підрозділі 3.2.12, було розглянуто доворот із ціллю спостереження за відповідною ділянкою протягом тривалого часу і показано його вплив на результуючу МПФ ТСС.

В даному ж випадку, його можна використати як додатковий доворот для компенсації зміщення для матриць КРТ з TDI.

Щоб зміщення не впливало на якість ТСС, необхідно щоб середнє зміщення зображення в площині МПВ прямувало до нуля (3.41). В результаті отримуємо умову:

$$\Delta S_f = \Delta X_\theta. \quad (4.15)$$

Підставимо умову (3.40) в (4.15):

$$\Delta S_f = 2f'_{ob} \operatorname{tg} \left(0,5t_{str} \omega_\theta (N_{TDI} - 1) + \operatorname{arctg} \left(\frac{V_D (N_{TDI} - 1)}{2f'_{ob}} \right) \right) - V_D (N_{TDI} - 1). \quad (4.16)$$

Дане рівняння (4.16) дозволяє визначити необхідні параметри для зменшення зміщення, в тому числі і необхідний додатковий доворот по тангажу ω_θ :

$$\omega_\theta = \frac{2f_{str}}{(N_{TDI} - 1)} \left[\operatorname{arctg} \left(\frac{\Delta S_f + V_D (N_{TDI} - 1)}{2f'_{ob}} \right) - \operatorname{arctg} \left(\frac{V_D (N_{TDI} - 1)}{2f'_{ob}} \right) \right].$$

Припускаючи, що $\Delta S_f < V_D (N_{TDI} - 1)$, в результаті отримуємо:

$$\omega_\theta = \frac{2f_{str}}{(N_{TDI} - 1)} \operatorname{arctg} \left(\frac{2\Delta S_f f'_{ob}}{4f'^2_{ob} + V_D (N_{TDI} - 1)(\Delta S_f + V_D (N_{TDI} - 1))} \right). \quad (4.17)$$

Різниця відстаней за рахунок різниці швидкостей переміщення зображення і переміщення заряду:

$$\Delta S_f = V_D (N_{TDI} - 1) \left(\frac{v_{n.m.} (N_{TDI} - 1)}{f_{str} L_{TDI}} \cos(\varphi_c) - 1 \right). \quad (4.18)$$

4.3.2 Додатковий кутовий доворот по рисканню для матриць КРТ з TDI

В підрозділі 4.2.1 зверталася увага на те, що якість тепловізійного зображення залежить від кількості регістрів TDI в колонці, які накопичують заряд із послідовним його інтегруванням (сумуванням). Більша кількість елементів дає контрастніший сигнал із більшим відношенням сигнал/шум, але за рахунок того, що при відхиленні кожна колонка відхиляється на свій кут відносно напрямку польоту це призводить до зміщення зображення поперек польоту. Сумуючи зміщення за рахунок поперек польоту (3.28) і вплив деформації колонки (її нахилу) (3.29) отримуємо погіршення МПФ в залежності від вибраної колонки і величини кутів візування (3.30).

Як приклад, візьмемо космічну ТСС для ДЗЗ, яка знаходиться на ССО з орбітальною висотою в $H = 490$ км, кут нахилу якої $i = 97,366^\circ$; коефіцієнт турбулентності атмосфери для «кращих» умов; об'єktiv має фокусну відстань $f'_{ob} = 2260$ мм, діаметр об'єктива без екранування $D_{ob} = 226$ мм; приймач випромінювання з декількома розташованими в ряд матрицями КРТ з TDI, сума елементів в рядку якого становить $q_D = 12288$ пікселів, а період пікселів становить $V_D \times W_D = 8,75 \times 8,75$ мкм, коефіцієнт заповнення пікселя 100%; центр приймача знаходиться на оптичній осі; порядок відхилення за кутами «тангаж-крен»; Земна широта розташування КА $\gamma = 50^\circ$.

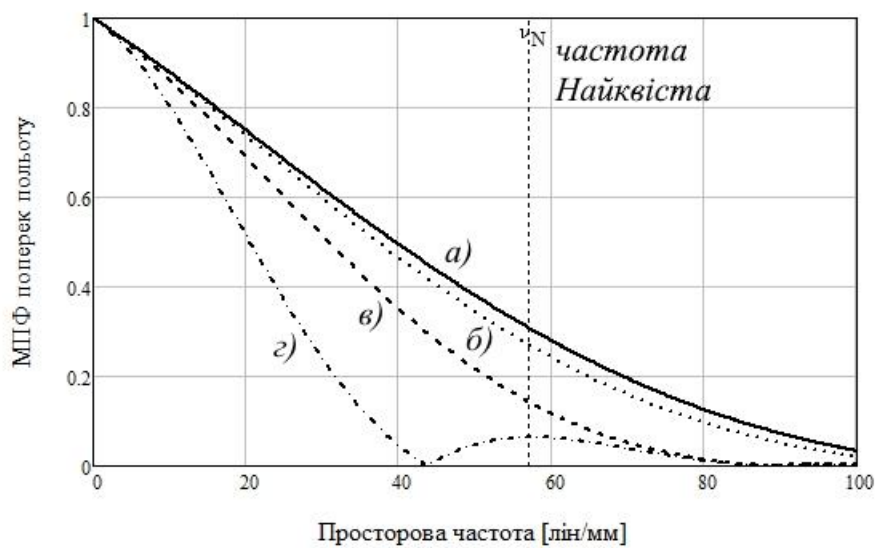


Рис. 4.10. Залежність МПФ від номеру ВРЗ

Примітка. Нумерація, пікселів прив'язана до розташування їх проєкцій на ЗП відносно напрямку польоту. Порядок нумерації « (i, j) »: для колонок « i » – знизу до верху, а для рядків « j » – зліва на право. Опустимо аналіз кожної складової МПФ, які входять в МПФ всього тракту, тобто не враховуватимемо вплив вібрацій, нестабільності осі, висоти тощо, а аналізуватимемо результуючу МПФ, звертаючи увагу на вплив за рахунок відхилення осі візування від надиру.

Сучасні матриці КРТ з TDI мають можливість регульованого вибору вихідного регістра зчитування (ВРЗ) сигналу. Основна задача в регулюванні ВРЗ полягає в тому, що сканування починається із першого TDI регістра і накопичений сигнал можна зчитати із наприклад 16 або 32, або 64 рядка. Таким чином можна регулювати енергетичну складову (керувати кількістю отриманого потоку від сканованої

області), тобто якщо отримуване зображення доволі темне, то перемикаються наприклад із 32 на 64 регістра, а якщо занадто яскраве, то із 32 на 16.

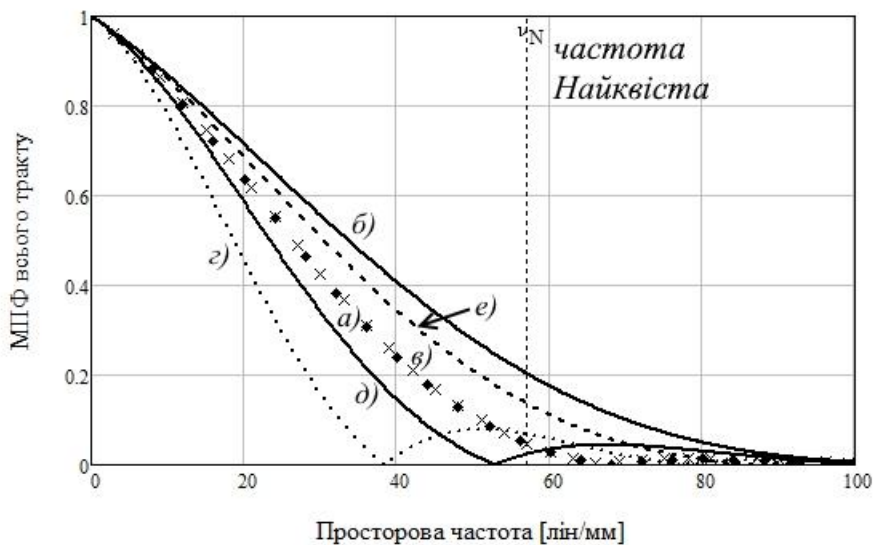


Рис. 4.11. Залежність МПФ від номеру скануючої колонки без додаткового довороту по рисканню

На рис. 4.10 розглядається результуюча МПФ поперек польоту для КА (3.50), де криві: а) при $i = 8$ регістрах TDI, б) при $i = 16$, в) при $i = 32$ і г) при $i = 64$. В даному випадку $\theta = 0^\circ$, $\phi = 0^\circ$ і $\psi = 0^\circ$. Як можна помітити із рис. 4.10, при збільшенні кількості регістрів TDI зменшується результуюча МПФ, при чому результуюча МПФ нелінійно залежить від кількості TDI, навіть при скануванні в надирі.

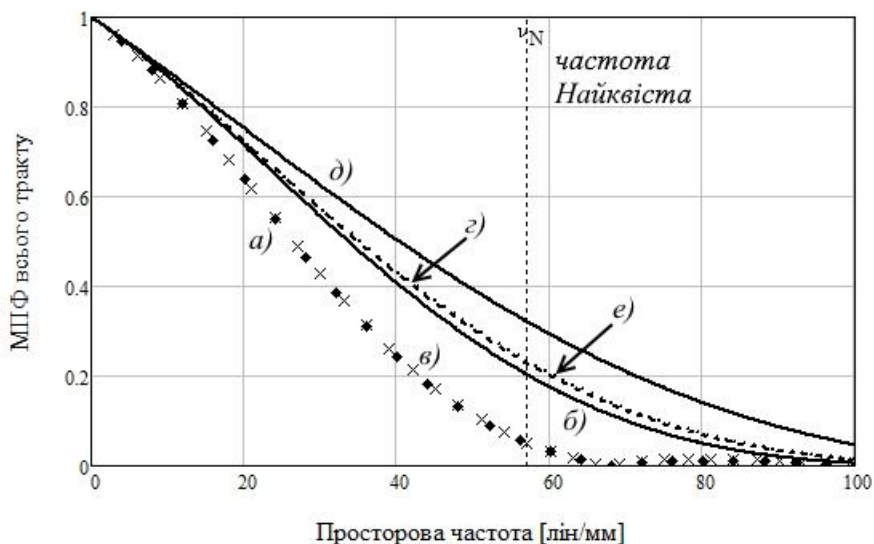


Рис. 4.12. Залежність МПФ від номеру скануючої колонки із додатковим доворотом по рисканню

На рис. 4.11 розглядаються криві: а) лінія з ромбів, МПФ (3.49) для 1 колонки, б) суцільна лінія, МПФ (3.49) для 6144 колонки, в) лінія з хрестиків, МПФ (3.49) для

12288 колонки, г) точкова лінія, МПФ (3.50) для 1 колонки, д) суцільна лінія, МПФ (3.50) для 6144 колонки і е) пунктирна лінія, МПФ (3.50) для 12288 колонки. В даному випадку використовуються 32 регістра TDI, $\theta = 35^\circ$, $\phi = 35^\circ$ і $\psi = 0^\circ$, тобто без додаткового довороту по рисканню. За рахунок того, що відсутній доворот по рисканню, а кожна колонка має свій кут нахилу відносно осі та крайні колонки не є симетричними, то МПФ для г) і е) – різні.

На рис. 4.12 аналогічно рис. 4.11, зображені ті самі криві, але з додатковим доворотом по рисканню, тобто визначеним в $\psi = 2,232^\circ$ (кутом довороту), притому що $\varphi_{зоб} = 2,377^\circ$ (кут азимуту). Зауважимо, що для рис. 4.11 частота сканування для приймача по центральній колонці (№6144) $f_{str} = 1771,53$ Гц, а для рис. 4.12 її необхідно змінити на $f_{str} = 1746,26$ Гц, щоб не погіршилась МПФ (3.49). На графіку а) і в) та г) і е) – співпадають, що говорить про симетрію кутів нахилу колонок відносно напрямку вектора переміщення підсупутникової точки.

Із рис. 4.11 і 4.12 маємо, що важливу роль у формуванні якісного тепловізійного зображення відіграє вектор напрямку переміщення зображення у фокальній площині або ж вектор напрямку переміщення підсупутникової точки з проекцією його на кут умовного напрямку нахилу відповідної колонки. За допомогою кута рискання змінюється величина проекції вектора переміщення зображення на відповідну колонку, що дозволяє підвищити результуючу МПФ ТСС.

Щоб визначити необхідний кут довороту за рисканням ψ , необхідно визначити кут $\Delta\psi$ між напрямком умовної лінії центральної колонки і вектором напрямку:

$$\Delta\psi = \varphi_{зоб} - \varphi_c. \quad (4.19)$$

Після чого, значення (4.19) додається до кута рискання ψ (3.60) і форма деформації проекції всієї МПВ перераховується по алгоритму описаному в підрозділі 3.3.1. До моменту коли не отримується нове значення нахилу центральної колонки φ_c і повторно не вираховується (4.19). Процес є ітераційним і все повторюється до умови коли:

$$\Delta\psi = 0^\circ. \quad (4.20)$$

Після ітераційного процесу і виконання умови (4.20), отримується кут рискання ψ на який необхідно повернути МПВ для підвищення результуючої МПФ ТСС.

4.3.3 Доворот за кутами візування для фокальних матриць

Аналізуючи результати представлені в таблицях (підрозділ 4.2.1) для теплових приймачів, можна помітити, що в більшості випадків згідно критерію (4.14) результати просторового розділення доволі низькі і використовувати (4.13) для подальшого проектування і синтезу ТСС не можна. Дане обмеження пов'язане з величиною зміщення, яке залежить від постійної часу приймача t_D , тобто за час експозиції зображення переміщається на доволі значну відстань відносно пікселя, що призводить до розмиття.

Щоб підвищити просторову роздільну здатність, яка б давала кращі результати ніж установлені критерієм (4.14), використовують різні конструкції (підрозділ 1.4) та методи цифрової обробки (субпіксельної). Такі методи дозволяють покращити просторове розділення але не суттєво. По аналогії із підрозділом 4.3.2 і на основі підрозділу 2.1.2, можна досягти підвищення якості для теплових приймачів, яка не обмежуватиметься критерієм (4.14).

Підвищення якості за допомогою постійного кутового довороту [72, 73], за кутами візування тангажа і крена, дозволяє досягти того, що швидкість переміщення точки візування прямуватиме до нуля в процесі польоту. Якщо швидкість переміщення точки візування дорівнює нулю, то точка візування, тобто точка центру проекції МПВ буде нерухомою, а отже і швидкість переміщення зображення відсутня і розмиття не відбуватиметься.

Перше обмеженням, яке погіршує якість є постійна часу t_D , яка наводиться в паспортних даних приймача. Швидкість $v_{n.m.}$ для безпілотних і авіаційних може змінюватися, на відміну від КА. Зменшення швидкості ЛА може покращити результати, зменшивши розмиття, але не суттєво. Збільшення висоти зменшить розмиття, але це призведе до погіршення просторового розділення ТСС. Отже приведені параметри будуть сталими, які визначатимуть просторове розділення.

Розглянемо спочатку додатковий доворот для безпілотних і авіаційних ТСС. Оскільки зйомка може проводитися при кутах візування, то необхідно задатися початковими кутами з яких почнеться зйомка (θ_0, ϕ_0) , тобто кутовими координатами області зйомки по відношенню до ЛА. Знаючи початкові кутові координати і задані

стандартні параметри, які описані вище, за (2.20) можна отримати кутові координати на які повинна відхилитися ТСС протягом часу t_D :

$$\begin{cases} \theta_i(t) = \arctg\left(\operatorname{tg}(\theta_0) - \frac{v_{n.m.x} \cdot t}{H}\right), \\ \phi_i(t) = \arctg\left(\operatorname{tg}(\phi_0) - \frac{v_{n.m.y} \cdot t}{H}\right). \end{cases} \quad (4.21)$$

Величина кута на яку має відхилитися система від початкового положення:

$$\begin{cases} \Delta\theta_{оос} = \theta_0 - \theta_i(t_D), \\ \Delta\phi_{оос} = \phi_0 - \phi_i(t_D). \end{cases} \quad (4.22)$$

Щоб забезпечити виконання (4.21) необхідно відхилити ТСС із різною кутовою швидкістю (2.21):

$$\begin{cases} \omega_x(t) = \frac{v_{n.m.x} \cdot H}{H^2 + (H \cdot \operatorname{tg}(\theta_0) - v_{n.m.x} \cdot t)^2}, \\ \omega_y(t) = \frac{v_{n.m.y} \cdot H}{H^2 + (H \cdot \operatorname{tg}(\phi_0) - v_{n.m.y} \cdot t)^2}. \end{cases} \quad (4.23)$$

Оскільки, для безпілотних і авіаційних ТСС практично $\varphi_{зоб} = 0^\circ$, то можна користуватися лише складовою в напрямку польоту ω_x , на відміну від космічних ТСС.

Ще одним із варіантів, за допомогою якого можна зменшити розміття – це зміщення самого МПВ у фокальній площині синхронно із переміщенням зображення, але дана конструкція вимагатиме технічних ускладнень і більшого без абераційного поля зору від об'єктива, що збільшує собівартість ТСС і енергетичні затрати.

Подібно варіанту для безпілотних і авіаційних ТСС, можна зробити розрахунки і для космічних ТСС. При розрахунку космічних ТСС, важливим кутом є γ' (2.18), за допомогою якого визначають переміщення точки візування на ЗП. Враховуючи початкові кути (θ_0, ϕ_0) і відповідні їм $\gamma'_{x,y}$ (2.23), в залежності від часу, дорівнюватимуть:

$$\begin{cases} \gamma'_x(t) = \arcsin\left(\sin(\theta_0) \frac{H + R_k}{R_k}\right) - \theta_0 - \frac{v_{n.m.x} \cdot t}{R_k}, \\ \gamma'_y(t) = \arcsin\left(\sin(\phi_0) \frac{H + R_k}{R_k}\right) - \phi_0 - \frac{v_{n.m.y} \cdot t}{R_3}. \end{cases} \quad (4.24)$$

Кутова швидкість відхилення для космічних ТСС у відповідний мент зйомки t :

$$\begin{cases} \omega_x(t) = v_{n.m.x} \frac{H + (H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_x(t)))}{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_x(t)))}, \\ \omega_y(t) = v_{n.m.y} \frac{H + (H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_y(t)))}{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_y(t)))}. \end{cases} \quad (4.25)$$

Кутові координати на які повинна відхилитися ТСС протягом часу t_D (додаток А):

$$\begin{cases} \theta_i(t) = \operatorname{arctg}\left(\frac{R_k \sin(\gamma'_x(t))}{H + R_k(1 - \cos(\gamma'_x(t)))}\right), \\ \phi_i(t) = \operatorname{arctg}\left(\frac{R_k \sin(\gamma'_y(t))}{H + R_k(1 - \cos(\gamma'_y(t)))}\right). \end{cases} \quad (4.26)$$

Аналогічно за (4.22), розраховується і величина кута, на яку має відхилитися система. Застосовуючи додатковий доворот за кутами тангажа і крена можна досягти суттєвого покращення якості зображення, але це вимагатиме додаткових енергетичних затрат необхідних для відхилення конструкції. Якщо витримати ідеально додаткові довороти, то незмінною залишиться точка спостереження на ЗП, але за рахунок зміни кутів візування спричинених додатковим доворотом деформується і форма проекції МПВ на ЗП, і чим далі від центра проекції пікселів (точки спостереження) тим більше відрізняться координати позаосьових проекцій центрів пікселів між початком і кінцем зйомки.

Припустимо, що в процесі зйомки за час t_D космічна ТСС змінила свої кути на $\Delta\theta_{дов} = 10^\circ$ і $\Delta\phi_{дов} = 5^\circ$. При таких параметрах ТСС, яка знаходиться на ССО з орбітальною висотою в $H = 668$ км, кут нахилу якої $i = 97,366^\circ$; коефіцієнт турбулентності атмосфери для «кращих» умов; об'єктив має фокусну відстань $f_{об} = 1500$ мм; кількість елементів $p_D \times q_D = 640 \times 512$ пікселів, період пікселів становить

$V_D \times W_D = 25 \times 25$ мкм, коефіцієнт заповнення пікселя 100%; центр приймача знаходиться на оптичній осі; порядок відхилення за кутами «тангаж-крен»; Земна широта розташування КА $\gamma = 50^\circ$.

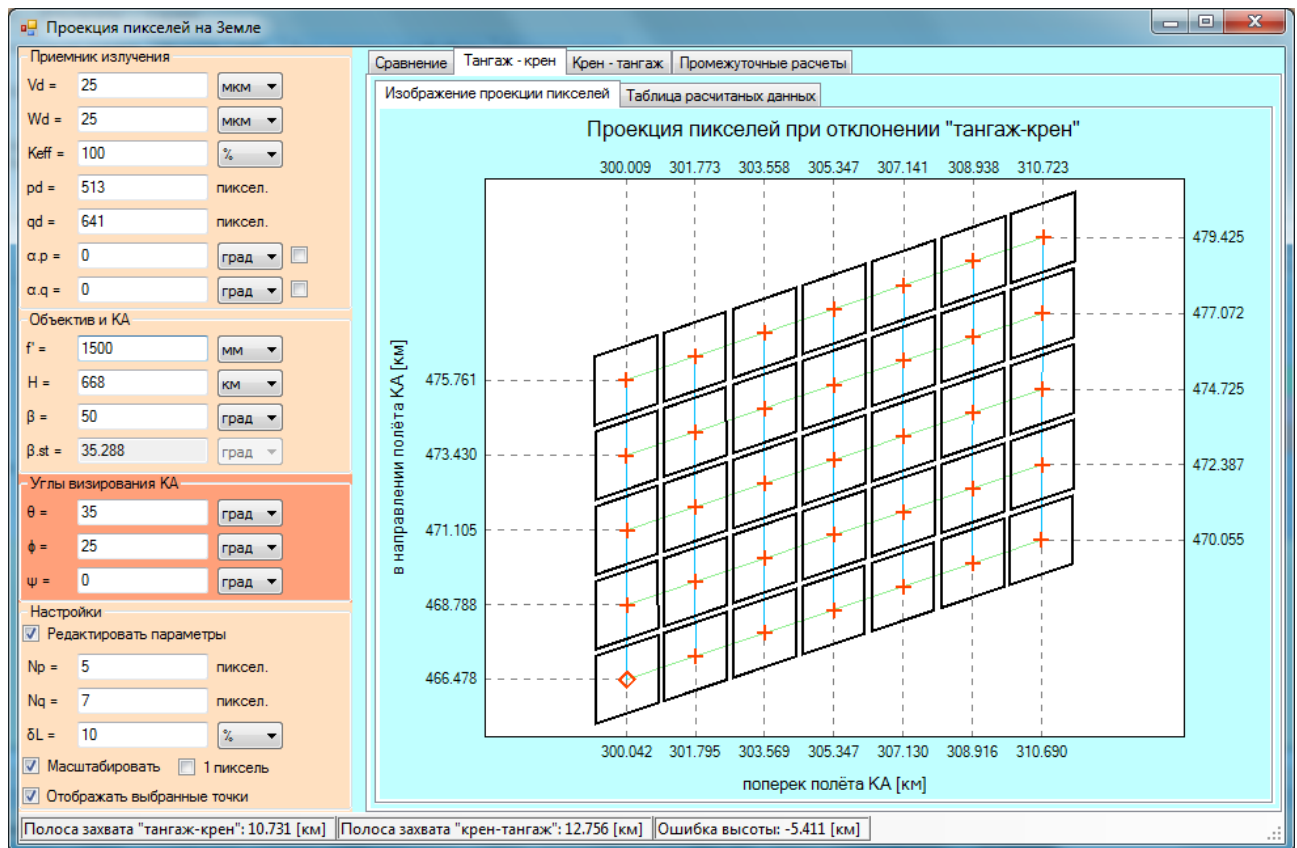


Рис. 4.13. Проекція пікселів на ЗП на початку зйомки

Якщо не брати до уваги координати розташування пікселів відносно точки надиру, які представлені в власноруч розробленій програмі «Scanner 1.6» рис. 4.13 і 4.14, то можна помітити, що змінилася форма деформації проекції МПВ на ЗП, тобто вона стає більш подібною до прямокутної форми.

Примітка. Кількість елементів на рис. 4.13 і 4.14 q_D і p_D взято на 1 більше від реального значення, для того щоб наводити один центральний піксель, а не декілька. В даній програмі також реалізований особливий алгоритм, який дозволяє позбутися проміжків між вибраними пікселями (навіть якщо МПВ була б повернута, наприклад, на 50° навколо центрального пікселя), при цьому алгоритм зберігає пропорцію форм та кутів нахилу колонок і рядків. На графіках з 4-х сторін наведені дані координат центрів проекцій крайніх пікселів відповідно до напрямків польоту відносно точки надиру.

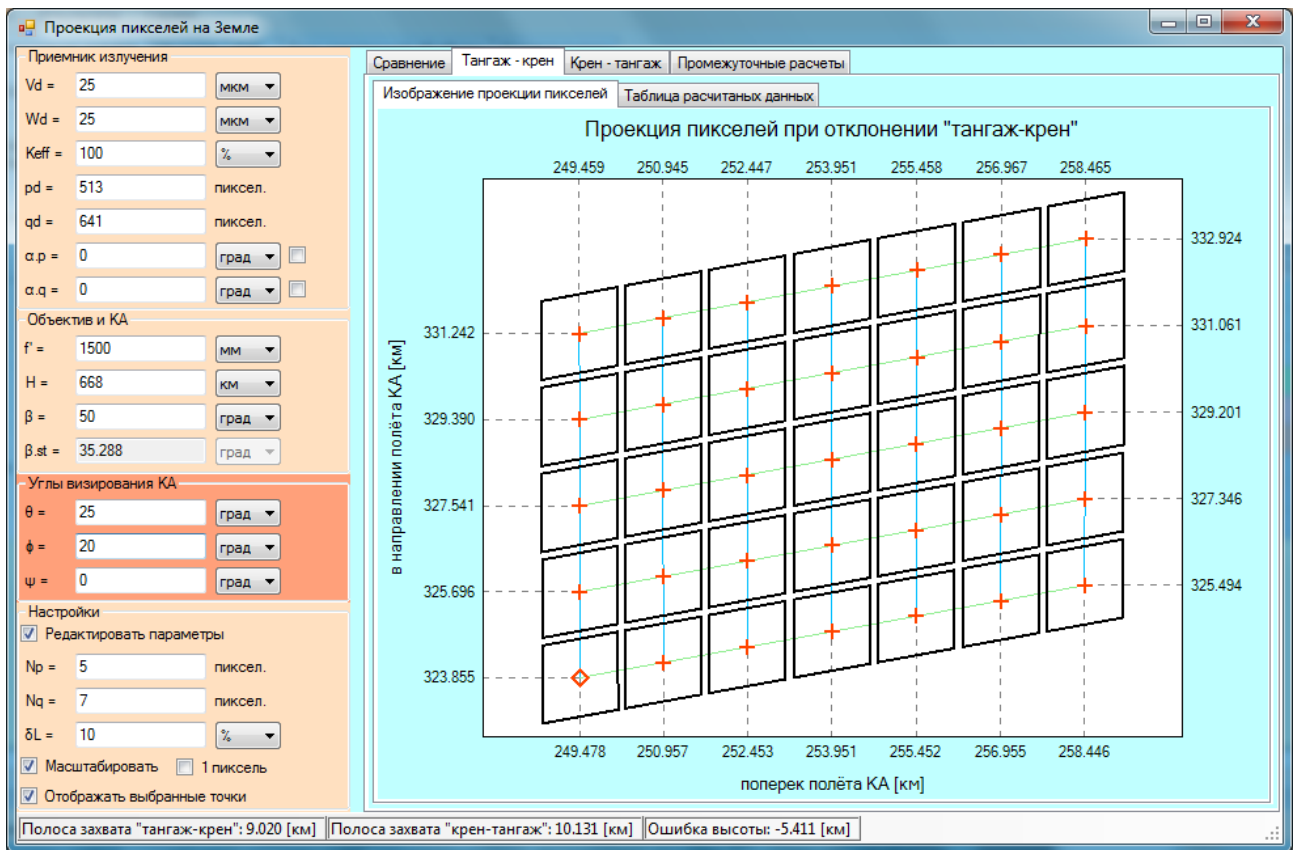


Рис. 4.14. Проекція пікселів на ЗП в кінці зйомки

Якщо в першому випадку (рис. 4.13) знайти координати проекцій точок центрів пікселів відносно центральної (осьової) і аналогічно для другого випадку (рис. 4.14) і порівняти їх між собою, то можна помітити зміщення спричинене самою деформацією проекції пікселів. Зауважимо, що при відхиленні від надіру збільшується і проекційна відстань відносно точки візування, що також вносить свої похибки, які доцільно врахувати при проектуванні системи. Якщо ж брати до уваги реальні дані, то додаткові відхилення $\Delta\theta_{дов}$ і $\Delta\phi_{дов}$ будуть суттєво менші від схематично представлених на рис. 4.13 і 4.14, оскільки постійна часу доволі мала.

4.3.4 Зміна фокусної відстані об'єктива при відхиленні за кутами візування

ЛА проводять зйомку під час руху, а отже ТСС повинна враховувати динаміку руху зображення під час зйомки. Зміщення зображення в фокальній площині за час інтегрування (постійна часу), за який відбувається накопичення сигналу для фотонних приймачів або зміна опору чутливої частини пікселя для теплових приймачів, призводить до розмиття зображення, що погіршує якість. Розмиття характеризується зміщенням зображення в фокальній площині (3.18), а за (2.56)

визначається швидкість переміщення зображення у фокальній площині $v_{зоб}$. Згідно рис. 4.9, максимальна $v_{зоб}$ буде в надирі ($\theta = 0^\circ$), що і визначатиме максимальну фокусну відстань (4.12).

Нехай КА знаходиться на висоті $H = 668$ км, кути $i = 98,061^\circ$ і $\varphi_{зоб} = 2,441^\circ$, тоді швидкість підсупутникової точки $v_{n.m.} = 6852,58$ м/с. ТСС на КА має мікроболометричну матрицю Tamarisk 640 з конструктивними параметрами: $V_d \times W_d = 17 \times 17$ мкм, $p_D \times q_D = 640 \times 480$, частотою кадрів $f_f = 60/30$ fps (Гц), $NETD < 50$ мК, $\lambda \in 8 \dots 14$ мкм [74].

Постійну часу можна визначити як:

$$t_D = \frac{1}{f_f}$$

Маємо, що $t_D = 16,67/33,33$ мс і в залежності від того в якому частотному режимі зйомки працює МПВ, необхідна фокусна відстань дорівнює $f'_{об} = 98,69/49,35$ мм, при цьому мінімальне просторове розділення (4.14) в надирі $L_\theta = 114,11/228,21$ м, а швидкість зображення $v_{зоб,x} \approx 1021/511$ мкм/с.

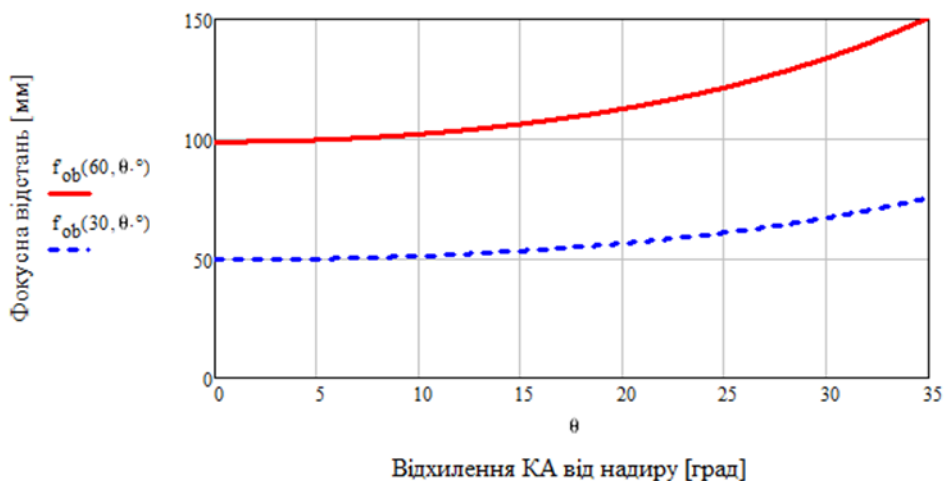


Рис. 4.15. Необхідна зміна фокусної відстані при відхиленні від надиру для 60 fps суцільна лінія і 30 fps пунктирна лінія

Згідно (2.56) при збільшенні фокусної відстані об'єктива збільшується швидкість переміщення зображення і зменшується мінімальне просторове розділення, а при збільшенні частоти кадрів збільшується максимально допустима фокусна відстань. Зазвичай в паспортних даних МПВ вказуються лише декілька частотних режимів зйомки, а їх зміна в проміжні значення ймовірно не є можливою. Відомо, що при

відхилені від надиру $v_{зоб}$ зменшується, оскільки збільшується проекція пікселів на ЗП, тоді, в даному випадку, можна лише узгодити $v_{зоб}$ і f_f для надиру, а змінювати лише f'_{ob} . Зміну f'_{ob} можливо досягти за рахунок інфрачервоних оптичних систем зі змінною фокусною відстанню [75, 76].

На рис. 4.15, показано два різних режими зйомки та необхідна фокусна відстань в залежності від відхилення від надиру, при якій згідно критерію буде мінімальне просторове розділення. Як приклад, криві розраховані за умови коли КА відхиляється лише по тангажу, а для реальних систем необхідно враховувати ще і кут крена. При частоті кадрів $f_f = 60/30$ fps фокусна відстань f'_{ob} змінюється від 98,69/49,35 мм до 150,62/75,31 мм.

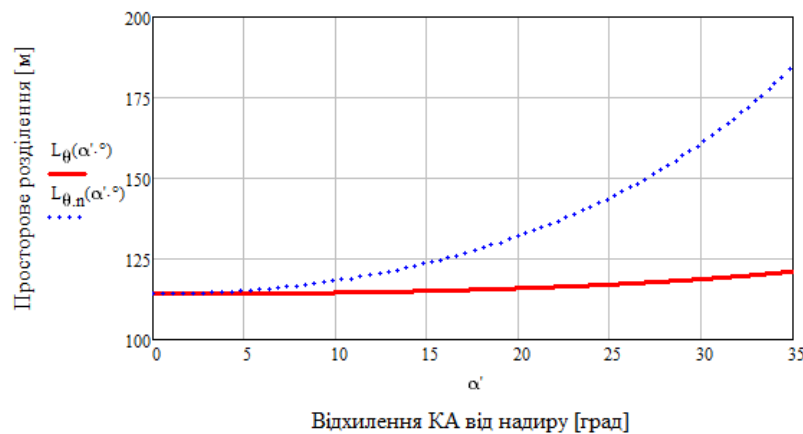


Рис. 4.16. Просторове розділення в напрямку польоту при відхиленні від надиру по тангажу зі зміною фокусної відстані (суцільна крива) і без зміни (пунктирна крива)

На рис. 4.16, зображенні криві, які показують як змінюється просторове розділення в напрямку польоту на ЗП при відхиленні від надиру. Як приклад, взято відхилення від надиру лише по тангажу і для $f_f = 60$ fps. Пунктирна крива показує як змінюється просторове розділення L_{θ} без зміни фокусної відстані, а суцільна зі зміною фокусної відстані. Результати показують, що без/із зміною f'_{ob} , просторове розділення в напрямку польоту $L_{\theta} = 114,11$ м при $\theta = 0^{\circ}$ (в надири), а при відхиленні $\theta = 35^{\circ}$ маємо $L_{\theta} = 184,81/121,09$ м. З результатів видно, що використовуючи зміну f'_{ob} вдається досягти покращення просторового розділення в $\approx 1,5$ рази при максимальному відхиленні від надиру. Змінюючи f'_{ob} вдається покращувати просторове розділення при відхиленні від надиру, але на відміну від очікуваного результату, який

дорівнював би просторовому розділенню в надирі, відбувається погіршення, а причиною цього є вплив деформації проекції пікселя і кривизни Землі.

Формула для розрахунку необхідної f'_{ob} отримується з (2.19) і $v_{зоб,x,n}$:

$$f'_{ob}(\theta) = \frac{v_{зоб,x,n}}{v_{n.m.,x}} \cos^2(W_x) \frac{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_x(\theta)))}{H + (H + R_k)(1 - \cos(\gamma'_x(\theta)))},$$

де $v_{зоб,x,n}$ – швидкість переміщення зображення в фокальній площині вздовж колонок за умови коли КА в надирі.

Підставимо (4.12) в (2.19), отримаємо:

$$v_{зоб,x,n} = \frac{V_D}{t_D \cos^2(W_x)} = \frac{f_f V_D}{\cos^2(W_x)}.$$

4.4 Взаємозв'язок ФРТ абераційного і дифракційно обмежених об'єктивів

Перша практична реалізація взаємозв'язку ФТР абераційного і дифракційно об'єктивів в тому, що це дозволить проаналізувати ТСС і вибрати більш дешевший ІЧ об'єктив з більшими абераціями без істотного погіршення якості тепловізійного зображення [77]. Інша практична реалізація – це перехід від однієї функції до іншої, або заміна однієї функції іншою в процесі виведення чи розв'язання складних математичних виразів, що дозволить спростити розрахунки.

Функція розсіювання точки $PSF(x, y)$ являє собою розподіл освітленості $E(x, y)$ у зображенні ідеального точкового об'єкта, яка сформувалася під дією дифракції та аберацій [1]. ФРТ це зважена сума реакцій системи на дельта-функції, що є компонентами системи, яку ще називають імпульсною реакцією (відгуком) системи [1, 16, 77, 78]. Нормований розподіл освітленості в фокальній площині для дифракційно обмеженої системи (ДОС) [77]:

$$PSF_d(r) = \text{besinc}^2\left(\frac{D_{ob}}{\lambda f'_{ob}} r\right), \quad (4.27)$$

де $\text{besinc}(x)$ – функція, є аналогом $\text{sinc}(x)$ функції в двовимірних полярних координатах.

Функція $\text{besinc}(x)$ визначається як:

$$\text{besinc}(x) = \begin{cases} 1 & \text{при } x = 0, \\ 2 \frac{J_1(\pi x)}{\pi x} & \text{при } x \neq 0. \end{cases}$$

де $J_1(x)$ – функція Бесселя 1 роду 1 порядку [79].

Нормована ФРТ для абераційно обмеженої системи (АОС) визначається у вигляді функції Гаусса [1]:

$$PSF_a(r) = \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{r}{r_o}\right)^2\right), \quad (4.28)$$

де r_o – радіус кружка розсіювання (РКР) АОС на рівні 0,607 від максимального значення освітленості.

Узагальнена формула для АОС в залежності від вибраного рівня [77]:

$$PSF_a(r) = \exp\left(\ln(h_{psf})\left(\frac{r}{r_o}\right)^2\right) = h_{psf}^{\left(\frac{r}{r_o}\right)^2}, \quad (4.29)$$

де h_{psf} – рівень умовно вибраний автором, для опису ФРТ АОС, при чому $h_{psf} \in (0, 1)$, де $h_{psf} \neq 0$ і $h_{psf} \neq 1$.

Під функцією концентрації енергії (ФКЕ) η_{oe} розуміють долю енергії випромінювання у зображенні точкового джерела в межах ефективного кружка розсіювання [1, 77, 80]. На графіках, ФКЕ показує залежність енергії плями розсіювання, що міститься в колі певного діаметру, від величини діаметра, за умови, що повна енергія дорівнює 100%.

$$\eta_{oe} = \frac{\int_0^{r_i} PSF(r) r dr}{\int_0^{\infty} PSF(r) r dr}, \quad (4.30)$$

де r_i – радіус в якому розраховується відповідна доля енергії випромінювання.

ФКЕ в загальному вигляді для ДОС визначається як:

$$\eta_{oe}^d = \frac{\int_0^{r_d} PSF_d(r) r dr}{\int_0^{\infty} PSF_d(r) r dr} = \frac{I_d^I}{I_d^{II}}, \quad (4.31)$$

де r_d – радіус в якому розраховується відповідна доля енергії випромінювання ДОС.

Значення інтеграла в знаменнику [77]:

$$I_d^{II} = \frac{4}{a^2} \int_0^{\infty} \frac{1}{r} J_1^2(ar) dr = \frac{2}{a^2}, \quad (4.32)$$

де

$$a = \pi \frac{D_p}{\lambda f'_o}.$$

Інтеграл який обмежений певним радіусом:

$$I_d^I = \frac{4}{a^2} \int_0^{r_d} \frac{1}{r} J_1^2(ar) dr = \frac{2}{a^2} [1 - J_0^2(ar_d) - J_1^2(ar_d)]. \quad (4.33)$$

ФКЕ для ДОС [77]:

$$\eta_{oe}^d = 1 - J_0^2(ar_d) - J_1^2(ar_d). \quad (4.34)$$

Результат (4.34) також відомий як *формула Релея* [16, 79].

ФКЕ в загальному вигляді для АОС визначається як:

$$\eta_{oe}^a = \frac{\int_0^{r_a} PSF_a(r) r dr}{\int_0^{\infty} PSF_a(r) r dr} = \frac{I_a^I}{I_a^{II}}. \quad (4.35)$$

Значення інтеграла в знаменнику [77]:

$$I_a^{II} = \int_0^{\infty} r \exp(-br^2) dr = \frac{1}{2b}, \quad (4.36)$$

де

$$b = -\frac{\ln(h_{psf})}{r_o^2}.$$

А інтеграл, який обмежений певним радіусом:

$$I_a^H = \int_0^{r_a} r \exp(-br^2) dr = \frac{1}{2b} [1 - \exp(-br_a^2)], \quad (4.37)$$

де r_a – радіус в якому розраховується відповідна доля енергії випромінювання АОС.

ФКЕ для АОС [48]:

$$\eta_{oe}^a = 1 - \exp(-br_a^2). \quad (4.38)$$

Дифракційна межа просторового розділення ТСС, яка формує зображення, визначається радіусом кружка Ейрі r_E :

$$r_E = 1,22\lambda \frac{f'_{ob}}{D_{ob}}. \quad (4.39)$$

Тому, для того щоб АОС була дифракційно обмеженою, необхідно, щоб в межах, значення яких рівне r_E , було сфокусовано 83,8% всієї енергії. Отже, мінімальний РКР $r_{o,min}$, при якому АОС вважають дифракційно обмеженою [77]:

$$r_{o,min} = \frac{r_E}{1,91} = 0,64\lambda \frac{f'_o}{D_p}. \quad (4.40)$$

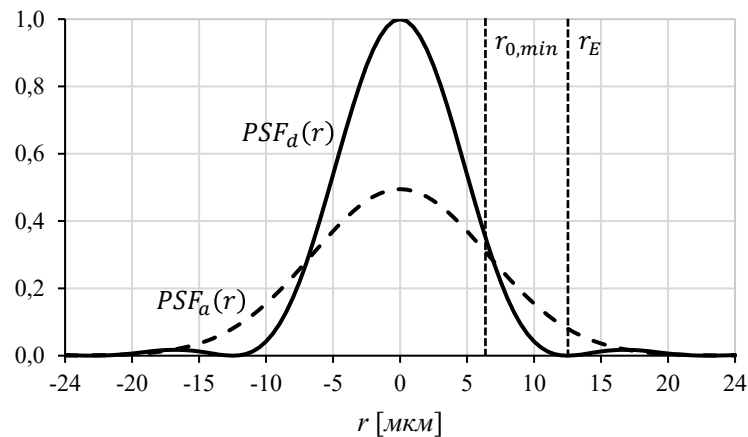


Рис. 4.17. Графіки нормованих ФРТ для ДОС і АОС (відносно ДОС)

На рис. 4.17 представлено графік двох функцій ДОС і АОС з параметрами: $\lambda = 10$ мкм, $f'_{ob} = 50$ мм і $D_{ob} = 50$ мм. Крива ДОС є нормованою, а крива АОС нормована відносно ДОС. Приймемо, що ТСС ідеальні, де ніяких втрат потоку не відбувається, тобто на площину МПВ падає однакова кількість енергії для обох ТСС. Форма ФРТ ДОС і АОС – різні, а отже і площа під ними буде різною, за умови якщо освітленості і межі r_i будуть однаковими. Тобто, фізично пропускаючи через АОС і ДОС однакову

кількість енергії (без врахування інших втрат), освітленості відрізнятимуться між собою. При однаково нормованих кривих, графік АОС займає більшу площу, отже його амплітуда повинна бути менша в η_{amp} разів [77]:

$$\eta_{amp} = \frac{\int_0^{\infty} PSF_d(r) r dr}{\int_0^{\infty} PSF_a(r) r dr} = \frac{I_d^{II}}{I_a^{II}} = \frac{4b}{a^2} = 2,012. \quad (4.41)$$

Тому, освітленість E_0 для ДОС більша за АОС в $\eta_{amp} \approx 2$ рази. Результат представлений на рис. 4.18.

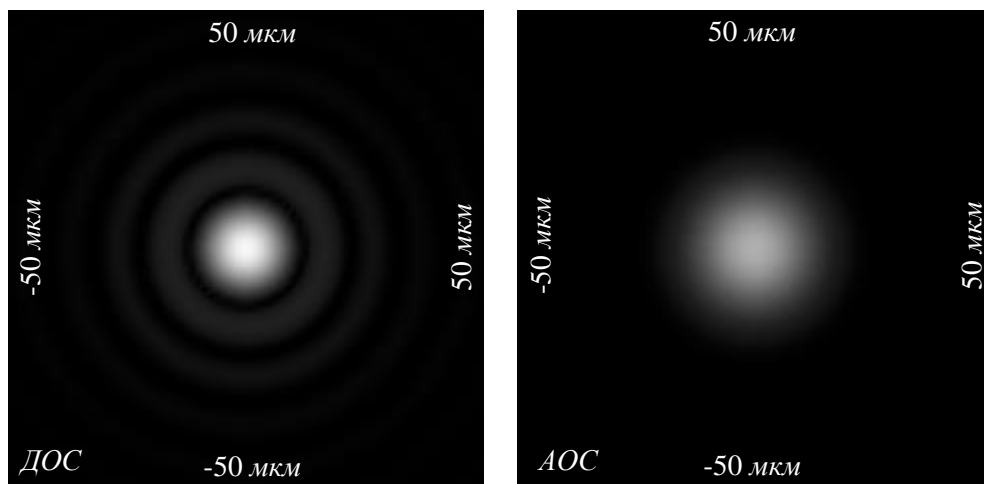


Рис. 4.18. Розподіл освітленості зображення точки, яка сформувалася в площині МПВ дифракційно обмеженим і абераційним об'єктивами

Оскільки, в деяких джерелах r_o визначають на рівні відмінному від 0,607, то доцільно записати формулу, яка визначає $r_{o,min}$ в залежності від вибору рівня h_{psf} :

$$r_{o,min} = r_E \sqrt{-0,55 \cdot \ln(h_{psf})}. \quad (4.42)$$

4.5 Узгодження радіуса кружка розсіювання об'єктива із МПВ

В підрозділі 4.2.2, запропонований критерій (4.14) за яким попередньо оцінюють можливості системи виходячи із льотних характеристик носія ТСС і параметрів вибраного МПВ. Отримавши результат, визначають фокусну відстань об'єктива за (4.12), оцінюючи технологічні можливості і доцільність виготовлення. При умові, якщо фокусна відстань незадовільна, то її перераховують змінюючи в невеликому діапазоні льотні параметри. Якщо фокусна відстань вибрана, то важливим кроком в проектуванні ТСС є узгодження РКР із розмірами пікселя МПВ [1, 81 – 88].

Ідея узгодження між РКР і МПВ базується на варіантах формування тепловізійного зображення системою «об'єктив – МПВ» [81]:

1. МПВ звичайної якості і об'єктив високої якості (малий абераційний кружок). В даному випадку на скільки б якісним не був об'єктив, якість зображення буде обмежена МПВ.
2. Об'єктив звичайної якості і МПВ високої якості (малий період матриці). В даному випадку, аналогічний попередньому, на скільки б якісну матрицю не взяти, якість зображення буде обмежена абераціями об'єктива.
3. МПВ і об'єктив однакової якості. В даному випадку для отримання якісного зображення необхідно узгодити параметри об'єктива r_o і приймача випромінювання V_D .

Маємо, що найбільш ефектним та економічно доцільним є дотримання 3-го варіанту, тому на його основі і проводяться узгодження РКР і МПВ.

Найбільш поширеними є такі критерії узгодження [1, 81, 82]:

1. *Перший критерій.* Рівність значень МПФ об'єктива і МПВ на просторовій частоті Найквіста (4.2), тобто коли виконується умова:

$$MTF_{ob}(v_N) = MTF_{Ds}(v_N) = M_I. \quad (4.43)$$

2. *Другий критерій.* Рівність значень МПФ об'єктива і МПВ на просторовій частоті v_x , яка відповідає 50% контрасту, тобто коли виконується умова:

$$MTF_{ob}(v_x) = MTF_{Ds}(v_x) = M_{II} = 0,5. \quad (4.44)$$

3. *Третій критерій.* Рівність значень МПФ об'єктива і МПВ на просторовій деякій частоті v_x , тобто коли виконується умова:

$$MTF_{ob}(v_x) = MTF_{Ds}(v_x) = M_{III}. \quad (4.45)$$

Третій критерій є узагальнюючим двом іншим, тому представлимо результати загальною формулою, яка охоплюватиме наведені критерії.

В більшості літературних джерел часто для МПФ об'єктива використовують формулу дифракційно обмеженого об'єктива [1, 53, 54]:

$$MTF_{ob}(v_r) = \begin{cases} \frac{1}{\pi}(2\alpha(v_r) - \sin(2\alpha(v_r))), & 0 \leq v_r \leq v_{r,\max}, \\ 0, & v_r > v_{r,\max}. \end{cases} \quad (4.46)$$

де

$$\begin{cases} \alpha(v_r) = \arccos\left(\frac{r_E v_r}{1,22}\right), \\ v_{r,\max} = \frac{1,22}{r_E}. \end{cases} \quad (4.47)$$

Для практичного застосування МПФ її апроксимують функцією:

$$MTF_{ap}(v_r) = \begin{cases} 1 - \frac{1,22}{\eta_d} \cos(\alpha(v_r)), & 0 \leq \cos(\alpha(v_r)) \leq \eta_d, \\ 0, & \cos(\alpha(v_r)) > \eta_d. \end{cases} \quad (4.48)$$

де η_d – параметр, який визначає відносне відхилення МПФ об'єктива з абераціями від дифракційно обмеженої МПФ. Наприклад, 80% дифракційного обмеження якості зображення відповідає значенню параметра $\eta_d = 0,8$, а для дифракційно обмеженого об'єктива $\eta_d = 1$.

Підставимо (4.48) і (3.13) в (4.45):

$$1 - \frac{r_E v_r}{\eta_d} = \text{sinc}(v_r V_D) = M_{III}. \quad (4.49)$$

Звідки:

$$v_r = \frac{1}{V_D} \text{sinc}^{-1}(M_{III}). \quad (4.50)$$

де $\text{sinc}^{-1}(x)$ – обернена функція, до функції кардинального синуса $\text{sinc}(x)$.

Підставимо (4.50) в (4.49):

$$1 - \frac{r_E}{V_D \eta_d} \text{sinc}^{-1}(M_{III}) = M_{III}.$$

Звідки:

$$r_E = V_D \eta_d \frac{1 - M_{III}}{\text{sinc}^{-1}(M_{III})}. \quad (4.51)$$

В результаті (4.51) – узагальнена формула узгодження РКР і МПВ. Тоді для першого критерію (4.43) узгодження виглядатиме:

$$r_E = 2 \left(1 - \frac{2}{\pi} \right) V_D \eta_d = 0,727 \cdot V_D \eta_d. \quad (4.52)$$

Для другого критерію (4.44):

$$r_E = \frac{0,5}{0,603} V_D \eta_d = 0,829 \cdot V_D \eta_d. \quad (4.53)$$

Визначившись із критерієм узгодження РКР і МПВ і знаючи фокусну відтань, за формулою (4.39) знаходиться діаметр об'єктива. В загальному вигляді маємо:

$$D_{ob} = 1,22 \frac{\lambda f'_{ob} \operatorname{sinc}^{-1}(M_{III})}{V_D \eta_d (1 - M_{III})}. \quad (4.54)$$

Для першого критерію:

$$D_{ob} = 1,679 \frac{\lambda f'_{ob}}{V_D \eta_d}. \quad (4.55)$$

Для другого критерію:

$$D_{ob} = 1,472 \frac{\lambda f'_{ob}}{V_D \eta_d}. \quad (4.56)$$

4.6 Залежність SNR від атмосфери і кутів візування

SNR (відношення сигнал/шум) є не тільки показником, який характеризує ймовірність виявлення корисного сигналу в полі зору, а й головною складовою, яка входить в інші критерії оцінки якості зображення [1, 2, 89]. В науково-технічній літературі відсутні дослідження, які б показували залежність SNR від умов зйомки, тобто кутів візування і впливу атмосфери, тому є доцільним вирішення даного питання.

ТСС сприймають випромінювання від ЗП, яке утворюється за рахунок власного теплового випромінювання. Вважають, що ЗП випромінює потік світла за законом Ламберта і даний енергетичний параметр задають температурою поверхні T та коефіцієнтом випромінювання ε . При цьому спектральну енергетичну світимість абсолютно чорного тіла (АЧТ) визначають за функцією Планка [1, 18, 90]:

$$M(\lambda, T) = \frac{c_1}{\lambda^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]} \left[\frac{Вт}{см^2 \cdot мкм} \right], \quad (4.57)$$

де $c_1 = 37415 \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{мкм}^4$, $c_2 = 14388 \text{ мкм} \cdot \text{К}$, λ – довжина хвилі, в мкм.

ТСС працюють в деякому спектральному діапазоні $\lambda \in (\lambda_1 \dots \lambda_2)$, а тому в розрахунках використовують інтегральну енергетичну світимість, яка визначає сумарну енергію випромінювання за певної температури об'єкта:

$$M_\lambda(T) = \int_{\lambda} M(\lambda, T) d\lambda = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M(\lambda, T) d\lambda. \quad (4.58)$$

Дані коефіцієнта випромінювання ε , зазвичай наводяться в діапазоні температур $t \in -10^\circ \dots 100^\circ \text{C}$, табл. 4.6 [1, 90 – 93]. *Примітка.* Температура людини становить $t = 32^\circ \text{C}$, а коефіцієнт випромінювання $\varepsilon = 0,98$.

Таблиця 4.6

Діапазон коефіцієнта випромінювання об'єктів
різної температури

$t, ^\circ\text{C}$	-10	20	32	40	50	100
ε_{min}	0,85	0,41	0,23	0,85	0,04	0,06
ε_{max}	0,98	0,98	0,98*	0,93	0,10	0,80

У вказаному спектральному діапазоні, (4.58) можна представити апроксимованою функцією в поліноміальному і експоненціальному вигляді:

$$\begin{cases} M_\lambda(t) = 1,2 \cdot 10^{-6} t^2 + 1,99 \cdot 10^{-4} t + 1,1 \cdot 10^{-2}, \\ M_\lambda(t) = 2,72 \cdot 10^{-2} \exp(7,77 \cdot 10^{-3} t) - 1,62 \cdot 10^{-2}. \end{cases} \quad (4.59)$$

Відхилення від (4.58) (рис. 4.19) для апроксимованої поліноміальної функції становить до 0,5%, а для експоненціальної – до 1%, в діапазоні від 0° до 100°C . Причому: $T [^\circ\text{K}] = 273,15 + t [^\circ\text{C}]$.

ЗП можна вважати сірим тілом, а її інтегральну світимість визначати добутком коефіцієнта випромінювання ε і світимості (4.58) або (4.59):

$$M_\varepsilon(T) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon(\lambda) M(\lambda, T) d\lambda \approx \varepsilon \cdot M_\lambda(T). \quad (4.60)$$

ЗП випромінює потік енергії, який потрапляє на об'єкти ТСС, але перш ніж він дійде до ТСС він проходить через атмосферу. В залежності від багатьох параметрів

траси, а особливо довжини, яку проходить світло, атмосфера ослаблює потік випромінювання, що призводить до погіршення якості зображення. Одночасно із ослабленням відбуваються і структурні спотворення, зумовлені градієнтом температури, турбулентністю, розсіюванням і т.д [1]. Щоб забезпечити достатній потік світла для ТСС, важливо при проектуванні враховувати коефіцієнт пропускання атмосфери.

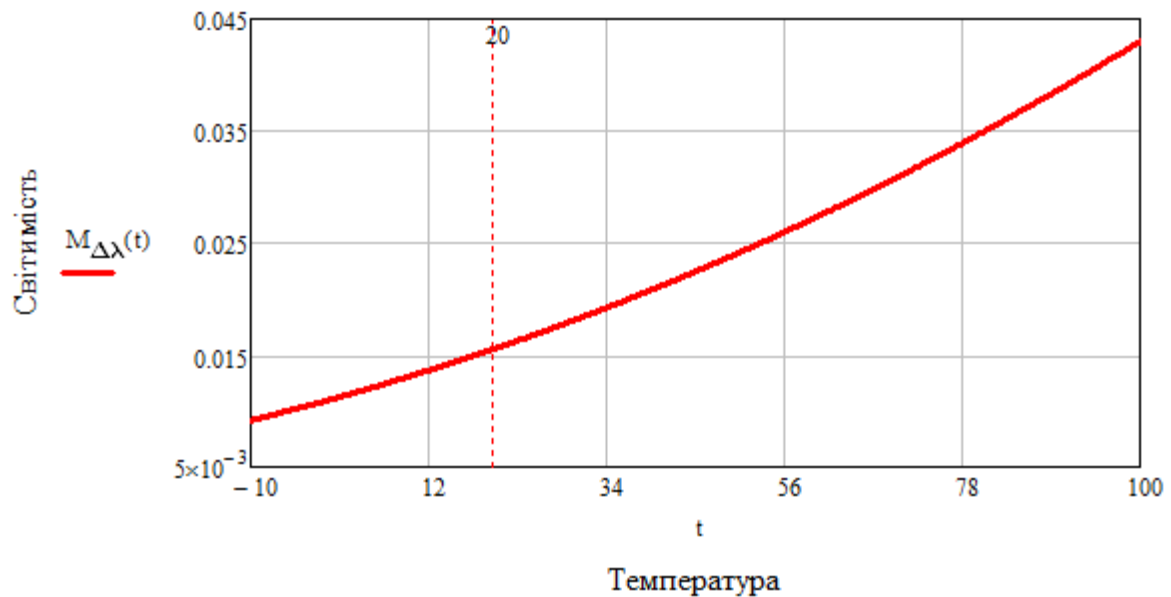


Рис. 4.19. Інтегральна світлимість АЧТ в залежності від температури для спектрального діапазону 8...14 мкм

Відомо, що зі збільшенням висоти розріджується атмосфера, а отже зменшується тиск і вологість повітря, що призводить до зменшення ослаблення, тобто збільшення коефіцієнта пропускання атмосфери. Коефіцієнт пропускання найбільше ослаблюється за рахунок парів води і вуглекислого газу. На ЗП при нульовій висоті, коефіцієнт ослаблення визначається із таблиць [2, 94]:

- за кількістю осадженої води для коефіцієнта ослаблення за рахунок парів води;
- за довжиною траси для коефіцієнта ослаблення за рахунок вуглекислого газу;

Враховуючи зміну висоти, вище вказані параметри, для горизонтальних трас, перераховуються за [2, 95]:

$$\begin{cases} \omega_{eff} = \omega_0 \phi_d d \exp(-0.5154 \cdot h_i) & : H_2O \\ d_{eff} = d \exp(-0.313 \cdot h_i) & : CO_2 . \\ p_{eff} = p_0 \exp(-0.123 \cdot h_i) & \end{cases}$$

де ω_{eff} – ефективна товщина водяних парів (мм); ω_0 – кількість осадженої води на приземній трасі (мм/км), при вологості повітря φ_d в 100%; $d = L_{AB}$ – довжина траси; p_0 – тиск повітря на рівні моря.

В обох випадках знаходяться ефективні довжини трас, тому їх можна узагальнити [95]:

$$d_{eff,j} = d \exp(-k_j h_i), \quad (4.61)$$

де $d_{eff,j}$ – ефективна довжина траси для j -го випадку, тобто за рахунок якої складової відбувається ослаблення, в км; k_j – коефіцієнт для розрахунку ефективної довжини траси для j -го випадку (км^{-1}); h_i – висота (об'єкта або ТСС) над рівнем моря в км.

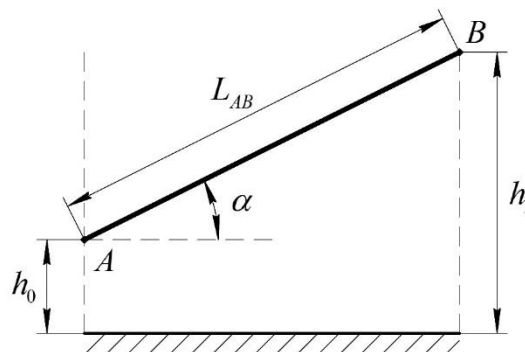


Рис. 4.20. Схема розташування, ТСС в точці В і об'єкт спостереження в точці А

Оскільки зйомка ЗП відбувається при проходженні світлом різних шарів атмосфери з різним розрідженням, то необхідно отримати формулу для визначення ефективної довжини траси з врахуванням її нахилу. Для спрощення розрахунків не враховується атмосферна рефракція, а траєкторія проходження світла задається за допомогою формул в параметричному вигляді, приймаючи, що вісь Oz направлена вгору, а площина Oxy – це площина ЗП:

$$\begin{cases} X(t) = x_0 + (x_1 - x_0)t, \\ Y(t) = y_0 + (y_1 - y_0)t, \\ Z(t) = z_0 + (z_1 - z_0)t. \end{cases}$$

де індекси 0 і 1 означають початок і кінець траси АВ (рис. 4.20), яка задається точками:

$$\begin{cases} A(x_0, y_0, z_0), \\ B(x_1, y_1, z_1). \end{cases}$$

Враховуючи фізичний смисл криволінійного інтеграла першого роду і (4.61) отримаємо формулу для розрахунку ефективної довжини траси:

$$P(x, y, z) = \exp(-k_j z) \text{ і } dL = \sqrt{\left(\frac{d}{dt} X(t)\right)^2 + \left(\frac{d}{dt} Y(t)\right)^2 + \left(\frac{d}{dt} Z(t)\right)^2} dt, \\ d_{eff,j} = \int_{AB} P(x, y, z) dL = L_{AB} \frac{\exp(-k_j z_0)}{k_j \Delta z} (1 - \exp(-k_j \Delta z)), \quad (4.62)$$

де z_0 – точка по осі Oz з якої починається розрахунок траси; $P(x, y, z)$ – підінтегральна функція криволінійного інтегралу першого роду, яка визначається із (4.61); L_{AB} – реальна довжина траси між двома точками AB (рис. 4.20), яка визначається як:

$$L_{AB} = \sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + (z_1 - z_0)^2}. \quad (4.63)$$

Зробимо заміну $\Delta z = z_1 - z_0 = h_1 - h_0$, і підставимо в (4.62) [95]:

$$d_{eff,j} = L_{AB} \frac{\exp(-k_j h_0)}{k_j (h_1 - h_0)} (1 - \exp(-k_j (h_1 - h_0))), \quad (4.64)$$

де h_0 – висота розташування об'єкта спостереження; h_1 – висота розташування ТСС.

Якщо розраховуватиметься горизонтальна траса ($h_1 - h_0 = 0$) на деякій висоті h_0 , то для розрахунку ефективної довжини траси необхідно скористатися чудовою границею:

$$\lim_{(h_1 - h_0) \rightarrow 0} d_{eff,j} = L_{AB} \exp(-k_j h_0).$$

Отриманий результат відповідає формулі (4.61).

Коли траса вертикальна, тобто коли виконується умова $L_{AB} = h_1 - h_0$ маємо:

$$d_{eff,j} = \frac{1}{k_j} \exp(-k_j h_0) (1 - \exp(-k_j L_{AB})).$$

Якщо об'єкт спостереження знаходиться на ЗП (на рівні моря), коли $h_0 = 0$, то ефективна довжина траси дорівнюватиме:

$$d_{eff,j} = \frac{1}{k_j} (1 - \exp(-k_j L_{AB})).$$

Отримана формула справедлива для розрахунку вертикальних трас в надирі, і на рис. 4.21 відображено обмеження впливу атмосфери на коефіцієнт пропускання.

Кількість осадженої води на приземній трасі, при вологості повітря φ_d в 100% і в залежності від температури повітря визначається за таблицею в [2, 94]. Дані цієї таблиці можна представити апроксимованими функціями:

$$\begin{cases} \omega_0(t_{air}) = 2,14 \cdot 10^{-4} t_{air}^3 + 1,09 \cdot 10^{-2} t_{air}^2 + 3,26 \cdot 10^{-1} t_{air} + 4,82, \\ \omega_0(t_{air}) = 6,07 \cdot \exp(5,52 \cdot 10^{-2} t_{air}) - 1,11. \end{cases} \quad (4.65)$$

Відхилення від табличних даних (рис. 4.22) для апроксимованих функцій становить менше 3%, в діапазоні температур повітря t_{air} від -10° до 30° С.

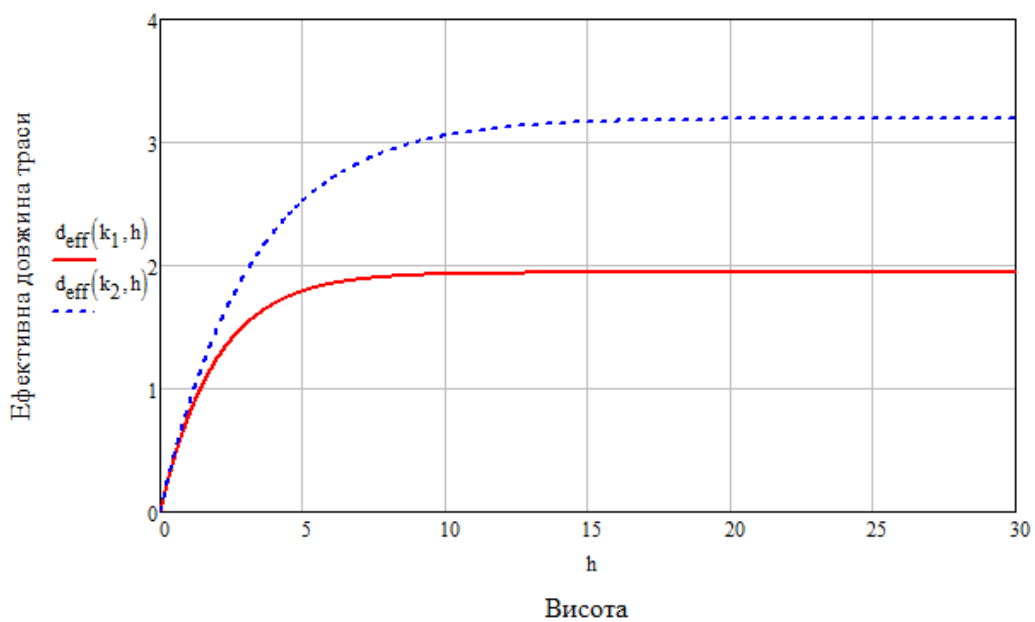


Рис. 4.21. Ефективна довжина траси (км) при скануванні в надирі, для парів води і вуглекислого газу, в залежності від висоти КА (км)

Зазвичай, атмосферу задають середнім коефіцієнтом пропускання:

$$\tau_{mid,atm} = \frac{1}{\lambda_2 - \lambda_1} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \tau_{atm}(\lambda) d\lambda.$$

Результати розрахунку середнього коефіцієнта пропускання для спектрального діапазону $\lambda \in 8 \dots 14$ мкм, за даними таблиць Пассмана-Лармора [2, 94], можна представити за допомогою апроксимованих формул:

$$\begin{cases} \tau_{h,atm}(\omega_{eff}) = 0,984 \cdot \exp(-0,015\omega_{eff}) & : H_2O \\ \tau_{c,atm}(d_{eff}) = -0,269 \cdot d_{eff}^{0,187} + 1,186 & : CO_2 \end{cases} \quad (4.66)$$

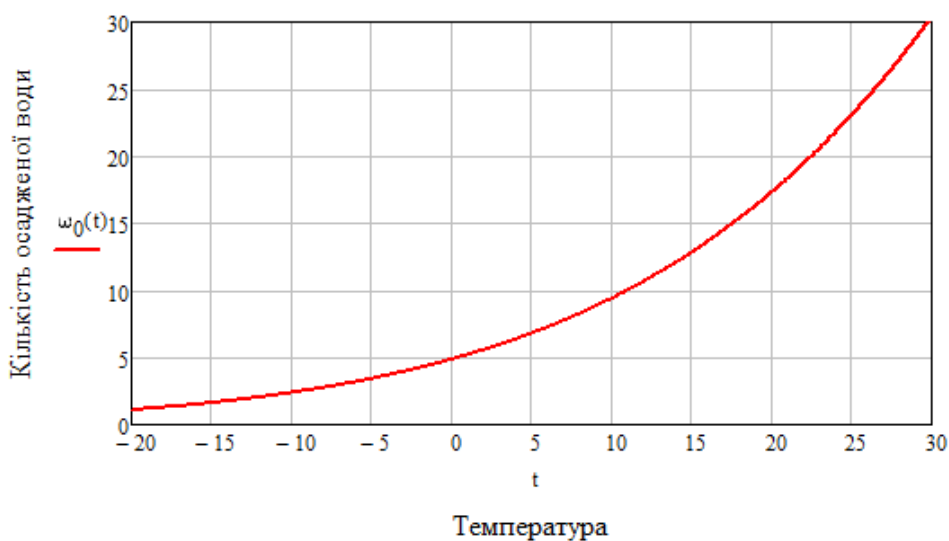


Рис. 4.22. Кількість осадженої води на приземній трасі в залежності від температури повітря

Відхилення від табличних даних (рис. 4.23) для апроксимованих функцій становить менше 2% для коефіцієнта пропускання парами води і менше 3% для коефіцієнта пропускання вуглекислим газом, в діапазоні кількості осадженої води/довжини траси від 0,1 до 200 км.

Коефіцієнт пропускання атмосфери за рахунок ослаблення визначається як:

$$\tau_{atm} = \tau_{h,atm} \cdot \tau_{c,atm} \quad (4.67)$$

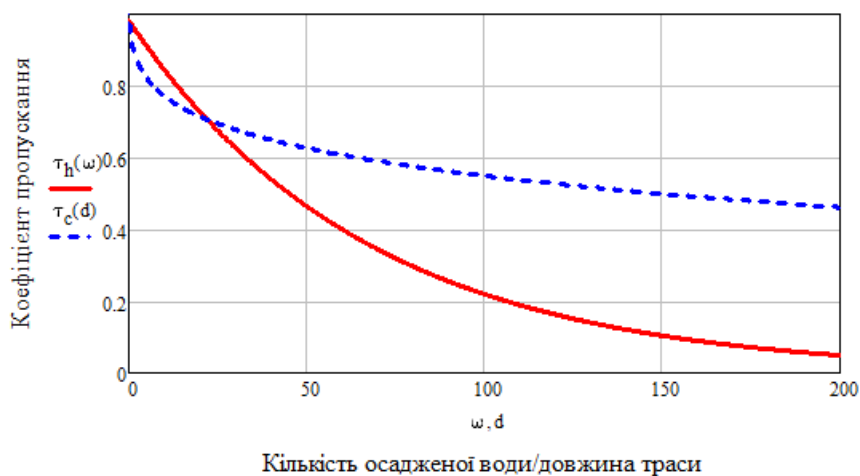


Рис. 4.23. Середній коефіцієнт пропускання за рахунок парів води і вуглекислого газу (для спектрального діапазону 8...14 мкм)

Довжину траси для КА (4.63) можна визначати за формулою (3.68) [95]:

$$L_{AB} = \frac{1}{\cos(\alpha_{ka})} (H_{ka} + R_k (1 - \cos(\gamma_{ka}))). \quad (4.68)$$

Припустимо, що КА в певний момент часу знаходиться над 1) Києвом $\gamma_E = 50^\circ 27' 00'' = 50,45^\circ$, 2) Вашингтоном $\gamma_E = 38^\circ 53' 42'' = 38,895^\circ$ і на орбітальній висоті $H_{orb} = 668$ км, а відхилення для кутів тангажа θ і крена ϕ по $\pm 35^\circ$. Максимальне значення $\alpha_{ka} = 44,719^\circ$, радіус Землі в даній точці 1) $R_t = 6365,46$ км, 2) $R_t = 6369,74$ км, висота КА 1) $H_{ka} = 659,88$ км, 2) $H_{ka} = 677,01$ км, а радіус кривизни 1) $R_k = 6373,58$ км, 2) $R_k = 6360,73$ км.

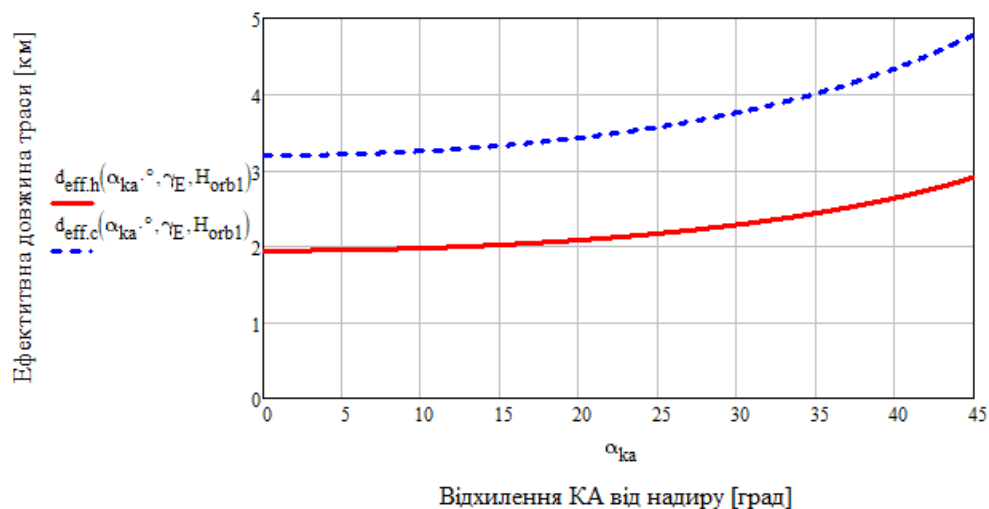


Рис. 4.24. Ефективна довжина траси над Києвом при відхиленні від надиру

Визначимо за (4.64) ефективні довжини трас, які необхідні для визначення коефіцієнтів поглинання спричинених парами води і вуглекислим газом (рис. 4.24). На рис. 4.24, суцільна лінія відповідає за ефективну довжину траси для розрахунку коефіцієнта пропускання за рахунок парів води, а штрихова – за рахунок вуглекислого газу. При відхиленні від надиру, ефективна довжина траси за рахунок парів води змінюється від 1,94 до 2,886 км, а вуглекислого газу – від 3,19 до 4,752 км.

Нехай температура повітря 20°C , а середня вологість повітря 1) $\varphi_d = 74\%$, 2) $\varphi_d = 66\%$. За (4.65) отримаємо, що кількість осадженої води $\omega_0 = 17,2$ мм/км. На основі отриманих даних та (4.66) і (4.67), отримаємо залежність коефіцієнта пропускання атмосфери від відхилення від надиру (рис. 4.25).

На рис. 4.25, в надирі коефіцієнт пропускання становить 1) $\approx 57,9\%$, 2) $\approx 60,2\%$ і при відхиленні від надиру зменшується до 1) $\approx 46,8\%$, 2) $\approx 49,7\%$. Різниця в 1) $\approx 11\%$,

2) $\approx 10,6\%$ є суттєвою для коефіцієнта пропускання і її необхідно враховувати при проектуванні.

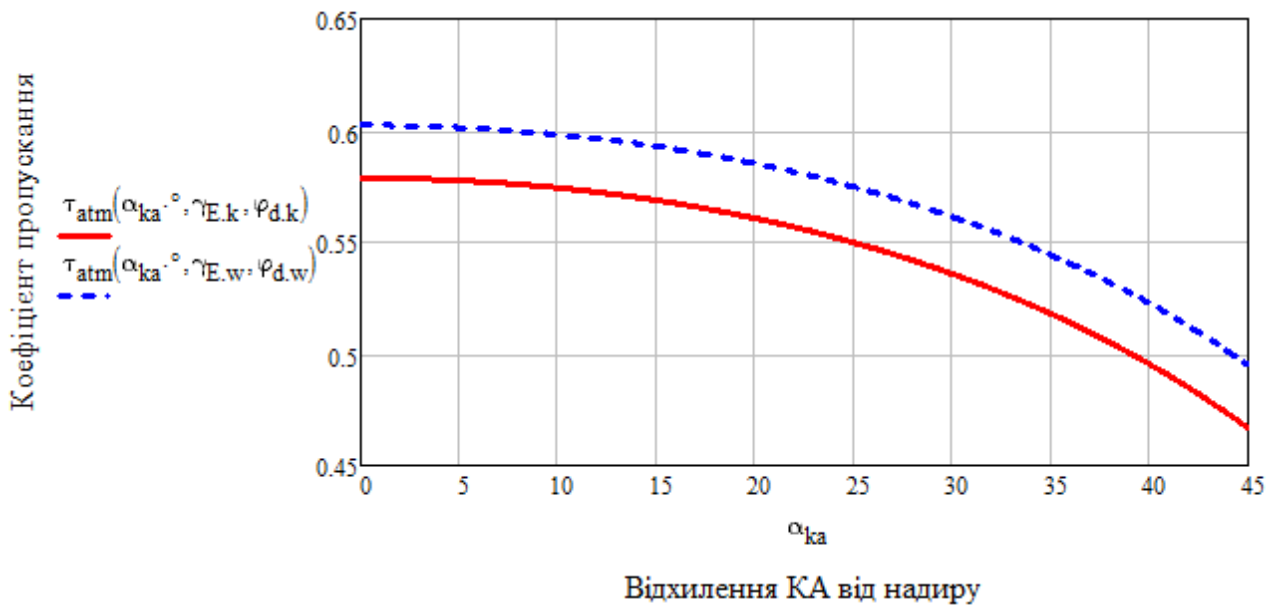


Рис. 4.25. Коефіцієнт пропускання атмосфери в залежності від відхилення КА

Космічні ТСС можна поділити на два основні типи оптичних систем спостереження: телевізійні системи спостереження (ТЛСС) та тепловізійні системи спостереження (ТСС). Основна відмінність їх в тому, що ТЛСС сприймають в основному відбитий потік випромінювання від об'єкта і працюють зазвичай у видимому і ближньому інфрачервоному (ІЧ) спектральному діапазоні, а ТСС сприймають потік власного випромінювання об'єкта і працюють зазвичай у середньому і дальньому ІЧ спектральному діапазоні [95].

Фізична модель формування зображення в ТЛСС полягає в наступному. Сонце з певною температурою випромінює як абсолютне чорне тіло (АЧТ), спектральна світність якого визначається за законом Планка (4.57). Потік випромінювання від Сонця, проходить атмосферу, ослаблюється і попадає під певним кутом на ЗП (на якій розташовані об'єкти). Залежно від географічного розташування області сканування або КА, дати і часу зйомки, положення Сонця на небосхилі різне, а від положення Сонця залежить товща атмосфери, яку проходить і ослаблюється потік випромінювання, і кут під яким воно падає на ЗП [95].

Частина падаючого потоку випромінювання відбивається від ЗП:

$$\rho = 1 - \varepsilon,$$

де ρ – коефіцієнт відбиття об'єкта; ε – коефіцієнт випромінювання об'єкта.

Об'єкт спостереження, який розміщений на рівномірному фоні ЗП, характеризується контрастом відбиття [95]:

$$\Delta\rho = \rho_t - \rho_b,$$

де ρ_t – коефіцієнт відбиття об'єкта; ρ_b – коефіцієнт відбиття фону.

Відбите випромінювання проходить під певним кутом через атмосферу і потрапляє в об'єктив ОС, який фокусує зображення об'єкта і фону на МПВ. МПВ перетворює розподіл освітленості в електричний сигнал, який після зчитування формує цифровий сигнал [95].

Фізична модель формування зображення в ТСС полягає в наступному. ЗП з розташованими на ній об'єктами випромінюють як сіре тіло з коефіцієнтом випромінювання ε . Об'єкт спостереження, який розміщений на рівномірному фоні ЗП, характеризується контрастом випромінювання [95]:

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_t - \varepsilon_b,$$

де ε_t – коефіцієнт випромінювання об'єкта; ε_b – коефіцієнт випромінювання фону.

Припустимо, що розташовані об'єкти на ЗП, тобто об'єкт і фон мають однакову температуру, але різні коефіцієнти відбивання ρ і випромінювання ε . Для узагальнення енергетичної моделі для ТЛСС і ТСС введено поняття *коефіцієнт сірості* μ , який представлятиме або ρ , або ε залежно від того яка із систем розраховується ТЛСС чи ТСС. Основна ідея полягає в тому, щоб представити контраст відбиття і випромінювання одним виразом, який характеризував би контраст, тобто виділення об'єкта на фоні. Запишемо визначення *контраст сірого тіла* [95]:

$$\Delta\mu = \mu_t - \mu_b,$$

де μ_t – коефіцієнт сірості об'єкта; μ_b – коефіцієнт сірості фону.

Власне випромінювання проходить під певним кутом через атмосферу і потрапляє в об'єктив ОС де формується цифрове зображення аналогічно моделі для ТЛСС [95].

Сумарна інтегральна енергетична світимість (4.58), (4.59) АЧТ на ЗП, яка обмежена певною областю, визначається як:

$$M_{\lambda} = \frac{\Phi_{\lambda}}{A_1}, \quad (4.69)$$

де Φ_{λ} – потік випромінювання; A_1 – площа області ЗП, яка обмежена миттєвим полем зору ТСС, або ж площа проекції пікселя.

Зазвичай, коли розраховують космічні ТСС, то вважають, що ЗП є Ламбертовою поверхнею і її яскравість дорівнює:

$$L_{\lambda} = \frac{M_{\lambda}}{\pi}. \quad (4.70)$$

Енергетична яскравість залежить і від напрямку випромінювання:

$$L_{\lambda} = \frac{I_{\lambda}}{A_1 \cos(\alpha'_{ka})}, \quad (4.71)$$

де I_{λ} – енергетична сила світла; α'_{ka} – кут відхилення КА відносно площини сканування із врахуванням кривизни Землі, який визначається як:

$$\alpha'_{ka} = \alpha_{ka} + \gamma_{ka}.$$

Потік випромінювання, також виражається і через силу світла:

$$\Phi_{\lambda} = \Omega_0 I_{\lambda} = \frac{A_2}{L_{AB}^2} I_{\lambda} = \frac{\pi D_{ob}^2}{4L_{AB}^2} I_{\lambda}, \quad (4.72)$$

де Ω_0 – тілесний кут, у межах якого випромінювання від об'єкта надходить до вхідної зіниці ТСС; A_2 – площа вхідної зіниці ТСС.

Співвідношення між тілесними кутами ОС [95]:

$$A_1 \Omega_2 = A_2 \Omega_1 = \frac{A_1 A_2}{L_{AB}^2},$$

де Ω_2 – тілесний кут, з «конусною» основою A_2 (ср); Ω_1 – тілесний кут, з «конусною» основою A_1 .

Отже, згідно формул (4.60), (4.69) – (4.72), потік випромінювання який потрапляє на МПВ від ЗП [95]:

$$\Phi_{Ds} = \mu \tau_{atm} \tau_{ob} \Phi_{\lambda} = \mu \tau_{atm} \tau_{ob} \frac{M_{\lambda} A_1 A_2}{\pi L_{AB}^2} \cos(\alpha'_{ka}). \quad (4.73)$$

де τ_{ob} – коефіцієнт пропускання об'єктива ТСС, зазвичай дорівнює 0,75 – 0,85.

Відношення сигнал/шум [1, 2, 89, 96]:

$$SNR = \frac{u_s}{u_n}, \quad (4.74)$$

де u_s – сигнал на виході МПВ (Дж); u_n – середньоквадратичне значення шуму (Дж).

Потужність еквівалентна шуму визначається як:

$$NEP = \frac{u_n}{R_D t_D}, \quad (4.75)$$

де R_D – чутливість МПВ, для теплових МПВ вона є постійною величиною і не залежить від довжини хвилі; t_D – час інтегрування.

Питома виявлювальна здатність, яка характеризує шумові властивості МПВ визначається за формулою:

$$D^* = \frac{\sqrt{A_3 \Delta f}}{NEP}, \quad (4.76)$$

де A_3 – площа чутливої частини пікселя; Δf – ефективна шумова смуга.

Електричний сигнал на виході МПВ дорівнює:

$$u_s = R_D \Phi_{Ds} = R_D H_\lambda A_3. \quad (4.77)$$

де H_λ – експозиція [95].

Еквівалентну шуму різницю температур $NETD$ розраховують:

$$NETD = \frac{4k_{eff}^2}{D^* \cdot \Delta M} \sqrt{\frac{\Delta f}{A_3}}, \quad (4.78)$$

де $k_{eff} = f'_{ob}/D_{ob}$ – ефективне діафрагмове число ТСС; ΔM – диференціальна енергетична світність (при $\lambda \in 8 \dots 14$ мкм і $T \approx 300$ К дорівнює $2,632 \cdot 10^{-4}$ Вт/(см²·К)), яка визначається із (4.57) [1, 95, 97, 98]:

$$\Delta M(T) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\partial M(\lambda, T)}{\partial T} d\lambda = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M(\lambda, T) \frac{c_2 \exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right)}{\lambda T^2 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]} d\lambda.$$

Порогова освітленість при $SNR = 1$ дорівнює:

$$NEI = \frac{1}{D^*} \sqrt{\frac{\Delta f}{A_3}} = \frac{u_n}{A_3 R_D t_D} = \frac{1}{4k_{eff}^2} \Delta M \cdot NETD \left[\frac{Bm}{cm^2} \right].$$

На основі приведених формул отримаємо сигнал на виході МПВ [95]:

$$u_s = R_D t_D \Delta E_\lambda A_3 = R_D t_D \Delta \mu \cdot \tau_{atm} \tau_{ob} \frac{1}{4} \left(\frac{D_{ob}}{f'_{ob}} \right)^2 M_\lambda U_S A_3,$$

де U_S – відносний сумарний сигнал, який сприйме піксель за час t_D з врахуванням руху зображення [95].

Відповідно пороговий сигнал:

$$u_n = \frac{1}{4k_{eff}^2} R_D t_D A_3 \Delta M \cdot NETD.$$

З формул (4.74) – (4.78) отримуємо відношення сигнал/шум [95]:

$$SNR = \Delta \mu \frac{\tau_{ob} \tau_{atm} k_{eff}^2}{NETD} \left(\frac{D_{ob}}{f'_{ob}} \right)^2 \left(\frac{M_\lambda}{\Delta M} \right) U_S. \quad (4.79)$$

Енергетику динамічних систем краще описувати не освітленістю а експозицією, так як ця енергетична величина характеризує не лише падаюче випромінювання, а сам приймач випромінювання визначаючи кількість сприйнятої енергії. Радіометричне розділення динамічної ОС залежно від кутів візування [95]:

$$H_\lambda(\alpha) = \frac{1}{4} \Delta \mu \cdot \tau_{ob} \tau_{atm}(\alpha) \left(\frac{D_{ob}}{f'_{ob}} \right)^2 M_\lambda t_D U_{S,x}(t_D, \theta) U_{S,y}(t_D, \phi).$$

На рівні з SNR все частіше використовують поняття радіометричне розділення, яке є оберненим до SNR, і представляють його як [95]:

$$\Delta \mu(\alpha) = \frac{4H_\lambda}{\tau_{ob} \tau_{atm}(\alpha) M_\lambda t_D U_S(t_D, \alpha)} \left(\frac{f'_{ob}}{D_{ob}} \right)^2. \quad (4.80)$$

Формулу (4.80) також використовують для порівняння ефективності різних типів приймачів, наприклад фотонних і теплових. В якості прикладу використання моделей і методів розрахунку розглянемо сканер, який має наступні параметри [95]:

- параметри навколишнього середовища: висоти КА для порівняння $H_1 = 500$ км і $H_2 = 670$ км; температура повітря $t_{air} = 20.5^\circ\text{C}$; вологість повітря над Києвом (земна широта $\beta_E = 50.45^\circ$) $\varphi_d = 75\%$; метеорологічна дальність видимості $d_v = 15$ км; температура тест об'єкта за якою визначається NETD МПВ $T_d = 300$ К [24]; коефіцієнт пропускання об'єктива $\tau_{ob} = 0.8$; температура об'єкта і фону на ЗП $T_{tar} = 20^\circ\text{C}$; контраст сірого тіла над фоном

$\Delta\mu = 0.92 - 0.69$ (порівнюються коефіцієнти випромінювання бетону і асфальту [1], наприклад аеропорт); можливість відхилення за кутами візування тангажа і крена $\theta_{max} = \phi_{max} = 45^\circ$, за кутом рискання $\psi = 0^\circ$ поворот не відбувається; $R_{min} = 6356,777$ км і $R_{max} = 6378,160$ км – радіуси Землі біля полюсів і екватору відповідно;

- тепловий МПВ «GST417V»: період пікселів $V_{D,t} \times W_{D,t} = 17 \times 17$ мкм; спектральний діапазон $\Delta\lambda_t = 8...14$ мкм; середня довжина хвилі $\lambda_{c,t} = 10$ мкм; еквівалентну шуму різницю температур $NETD_t = 40$ мК; час інтегрування $t_{i,t} = 12$ мс; роздільна здатність $p_t \times q_t = 300 \times 400$ пікселів; діафрагмове число $k_{eff,t} = 1$;
- фотонний МПВ «С615S LWIR»: період пікселів $V_{D,p} \times W_{D,p} = 15 \times 15$ мкм; спектральний діапазон $\Delta\lambda_p = 7.7...9.5$ мкм; середня довжина хвилі $\lambda_{c,p} = 8.5$ мкм; еквівалентну шуму різницю температур $NETD_p = 35$ мК; частота зчитування з одного виходу $f_{D,p} = 10$ МГц, кількість виходів $N_{D,p} = 4$; роздільна здатність $p_p \times q_p = 512 \times 640$ пікселів; діафрагмове число $k_{eff/p} = 2$;

Проміжні розрахунки дають наступні результати: радіуси Землі $R_t = 6365.455$ км і $R_k = 6373.58$ км; кути нахилу орбіт залежно від висоти $i_1 = 97.383^\circ$ і $i_2 = 98.047^\circ$; швидкість підспутникової точки $v_{n.m.1} = 7108.611$ м/с і $v_{n.m.2} = 6857.689$ м/с; напрямок вектора руху підспутникової точки $\varphi_{img.1} = 2.357^\circ$ і $\varphi_{img.2} = 2.439^\circ$; частоти Найквіста $v_{N,t} = 29.41$ мм⁻¹ і $v_{N,p} = 33.33$ мм⁻¹; кількість пікселів для фотонного МПВ $N_{a,p} = p_p \cdot q_p = 327680$, кількість пікселів на один вихід $N_{e,p} = N_{a,p} / N_{D,p} = 81920$, частота кадрів $f_{f,p} = f_{D,p} / N_{e,p} = 122.07$ Гц, час інтегрування $t_{i,p} = 1 / f_{f,p} = 8.192$ мс; експозиція еквівалентна пороговому сигналу (SNR = 1) $H_{\lambda,t} = 3.158 \cdot 10^{-4}$ Дж/м² і $H_{\lambda,p} = 1.803 \cdot 10^{-5}$ Дж/м².

На рис. 4.26, показано залежність радіометричного розділення від кутів візування для різних висот і МПВ. Аналогічно попереднім результатам, суттєвої різниці в радіометричному розділенні для різних висот немає для порівняння ОС з однаковими МПВ, а невелика різниця проявляється у використанні різних типів приймачів і результати показують, що використання фотонного МПВ дає в ~1.4 рази краще

розділення в надирі на відміну від використання теплового МПВ за рахунок кращої швидкодії і практично дають однакові результати при максимальних кутах відхилення. Аналіз радіометричного розділення за кутами візування для кожного типу МПВ показує, що для фотонних МПВ радіометричне розділення знижується в ~ 1.3 рази відносно надиру, а для теплових МПВ залишається практично сталим і навіть в діапазоні кутів $25^\circ - 45^\circ$ покращується за рахунок зменшення швидкості переміщення зображення при відхиленні від надиру [95].

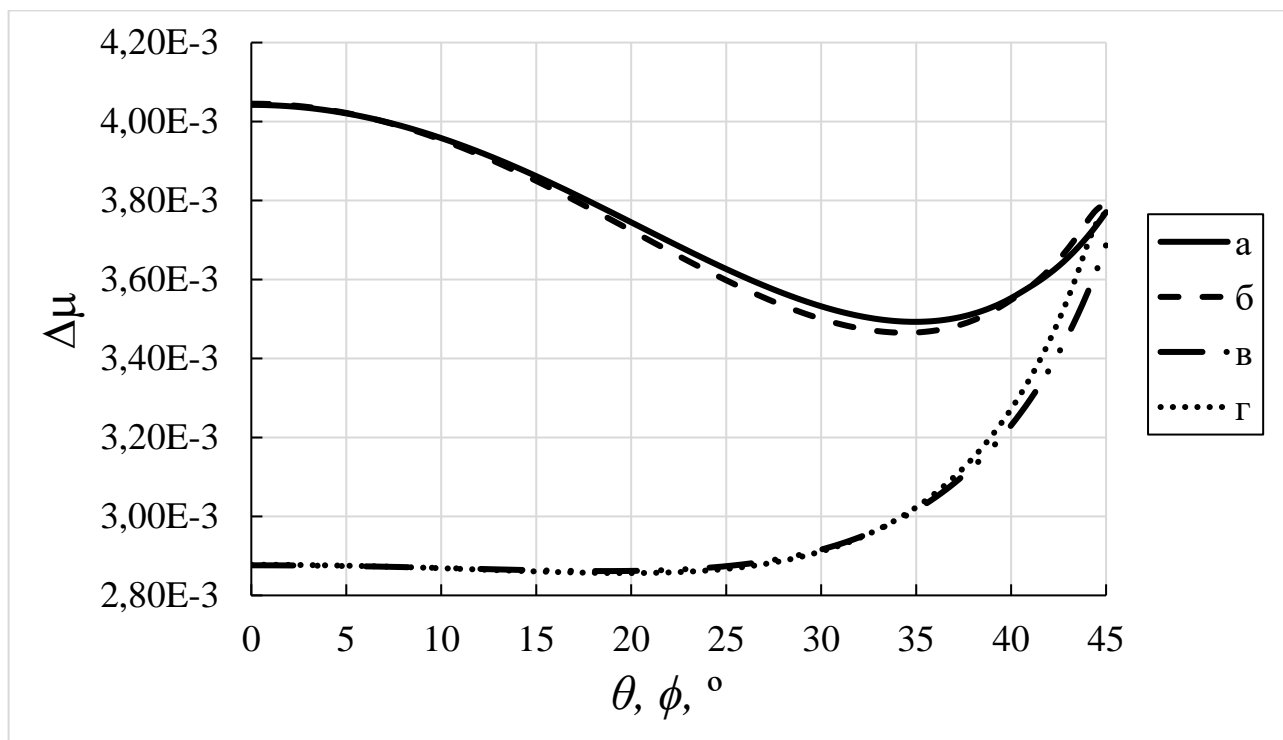


Рис. 4.26. Залежність радіометричного розділення від кутів візування для а) ОС з матрицею GST417V на висоті H_1 , б) ОС з матрицею GST417V на висоті H_2 , в) ОС з матрицею C615S LWIR на висоті H_1 , г) ОС з матрицею C615S LWIR на висоті H_2 [95]

Висновки до розділу 4

1. Аналіз запропонованих конструкцій, показує, що МПФ МПВ залежить від представлених схем розташування МПВ, що важливо враховувати при узгодженні радіуса кружка розсіювання і розмірів приймача. Наведені приклади показують, що в залежності від вибраної конструкції, можна покращити ефективність ТСС без зміни розмірів самих пікселів.
2. Вказана відмінність ТСС між наземними і тими, які встановлені на ЛА, пояснює важливість враховувати льотні характеристики носіїв ТСС при

проектуванні. У зв'язку з тим, що швидкість переміщення зображення змінюється при відхиленні від надиру, то необхідно враховувати її негативний вплив на якість тепловізійного зображення та узгоджувати із частотою формування рядка для матриць КРТ з технологією TDI. Запропонований критерій, який дозволяє оцінити ефективність ТСС, враховуючи льотні характеристики їх носія ще до стадії синтезу системи. Встановлено, що чим більший час інтегрування МПВ, тим більше ТСС обмежується критерієм і має гірше просторове розділення ТСС.

3. Враховуючи можливість відхилення ТСС за кутами візування, запропоновано вирішувати проблему зміщення матриць КРТ з TDI за допомогою додаткового довороту з певною кутовою швидкістю по крену. Аналізуючи напрямок вектора швидкості переміщення підсупутникової точки, обґрунтовано необхідність в додатковому довороті ТСС за кутом рискання. Показано, що доворот за кутом рискання дозволяє вирівняти МПФ на краях МПВ та підвищити якість зображення. Розроблена модель визначення необхідних кутових координат і кутових швидкостей для додаткового довороту за кутами візування у відповідний моменту часу для зменшення впливу критерія, який враховує льотні характеристики, і збільшення просторового розділення ТСС. Запропоновано підхід, який базується на зміні фокусної відстані об'єктива при відхиленні від надиру, але без додаткового довороту. Такий підхід дозволяє зберегти просторове розділення практично сталим у всьому полі огляду, а теоретичні результати показують її покращення в 1,5 рази при максимальному відхиленні від надиру.
4. Запропонована формула, яка встановлює взаємозв'язок між ФРТ абераційного і дифракційно обмеженими об'єктивами. Даний вираз показує, що можна вибрати оптимальний об'єктив із меншими економічними затратами та допустимою величиною аберацій без істотного погіршення якості тепловізійного зображення. Інша ж практична реалізація даної формули, дає можливість переходу від однієї функції до іншої, для різних об'єктивів, в

процесі виведення чи розв'язання складних математичних виразів, що дозволить спростити розрахунки.

5. Необхідність в узгодженні радіуса кружка розсіювання із МПВ відображено з точки зору ефективності та економічної доцільності. Критерії узгодження показують, що можна підібрати елементи ТСС такі, при яких відмінність по якості від інших ТСС буде незначною, а технологічні і економічні затрати значно меншими.
6. Отримана формула, що визначає ефективну довжину шляху нахилених трас, яка враховує розрідження атмосфери та необхідна для розрахунку коефіцієнта пропускання атмосфери за рахунок ослаблення. Результати розрахунку пропускання атмосфери, при відхиленні від надиру на максимальні кути, показали, що воно зменшується $\approx 11\%$. Запропонований вираз, який відображає залежність SNR і радіометричного розділення від кутів візування з врахуванням впливу атмосфери. На основі отриманих результатів показано, що використання фотонного МПВ дає в ~ 1.4 рази краще розділення в надирі на відміну від використання теплового МПВ за рахунок кращої швидкодії і практично дають однакові результати при максимальних кутах відхилення. Тобто, при відхиленні за кутами візування, для фотонних МПВ радіометричне розділення знижується в ~ 1.3 рази відносно надиру, а для теплових МПВ залишається практично сталим і навіть в діапазоні кутів $25^\circ - 45^\circ$ покращується за рахунок зменшення швидкості переміщення зображення.

РОЗДІЛ 5

ДОСЛІДЖЕННЯ ФІЗИКО-МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ТЕПЛОВІЗІЙНИХ СИСТЕМ

Метою даного розділу є перевірка отриманих ФММ шляхом комп'ютерного моделювання у відомих програмних продуктах та за допомогою цифрової камери.

Для цієї мети необхідно вирішити наступні задачі:

1. Виявлення і аналіз ключових ефектів, які проявляються при відхиленні за кутами візування, що дозволить підтвердити коректність моделі.

2. Провести комп'ютерне моделювання в розробленій програмі «Scanner» для порівняння отриманих результатів із результатами моделювання в програмах «Компас» і «Zemax».

3. Провести експериментальні дослідження за допомогою цифрової камери для підтвердження отриманих ФММ та аналітичних виразів.

5.1 Ефект паралельної лінії

Ефект паралельної лінії – це ефект який виникає при деформації проєкції пікселів на ЗП при відхиленні за кутами візування. За його допомогою можна визначити послідовність відхилення ТСС і підтвердити методику кутового руху без додаткових розрахунків нахилу кутів. Головна особливість ефекту в тому, що якщо умовно взяти лінію (наприклад, це може бути центральна колонка або рядок, в залежності від випадку, підрозділ 2.2.1), яка проходить через вісь надиру, то після відхилень за кутами візування (тангажа і/або крена) вона не змінить свій напрям/кут в обраній системі координат (наприклад, відносно напрямку польоту).

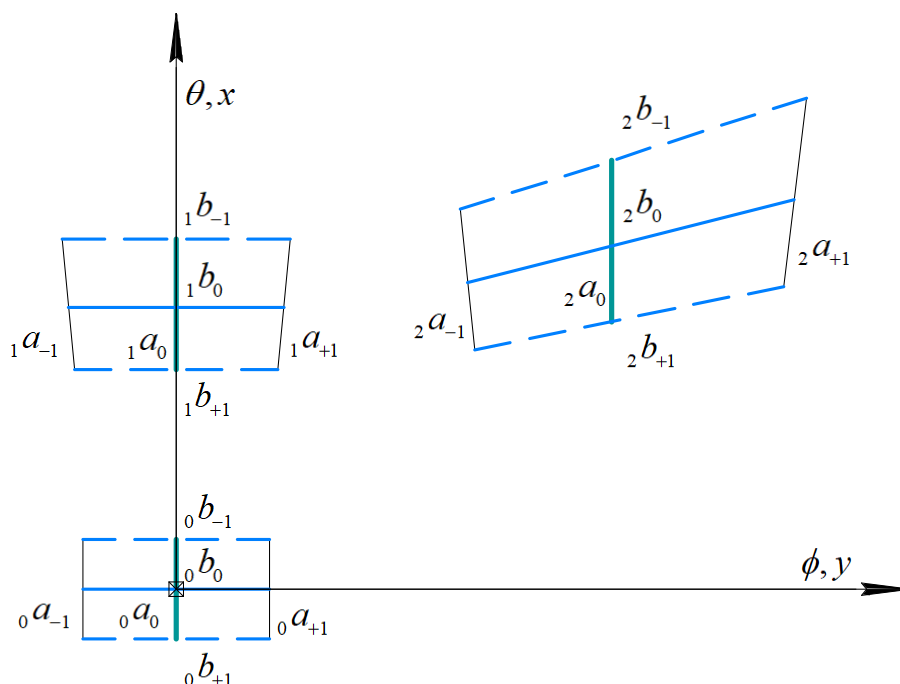


Рис. 5.1. Схематичне відхилення за послідовністю «тангаж-крен» для колонок і рядків

Фізичний принцип виникнення даного ефекту краще зобразити по глобальній системі відхилень або в ГСК (підрозділ 2.2.1). Відхилення для колонок, рядків і деформації зображено на рис. 5.1 для послідовності «тангаж-крен» і рис. 5.2 для послідовності «крен-тангаж».

На рис. 5.1 і 5.2, позначені як « a » – вертикальні лінії (колонки), а « b » – горизонтальні лінії (рядки). Запишемо « ${}_x a_y$ » для пояснення. Нумерація зліва « x » від позначення лінії « a » – крок (порядок) відхилення, а справа « y » – нумерація (координати) розташування самої лінії. Позначення біля координатних осей – назви координатних осей і позначення кута візування, за яким відбувається відхилення по відповідній осі.

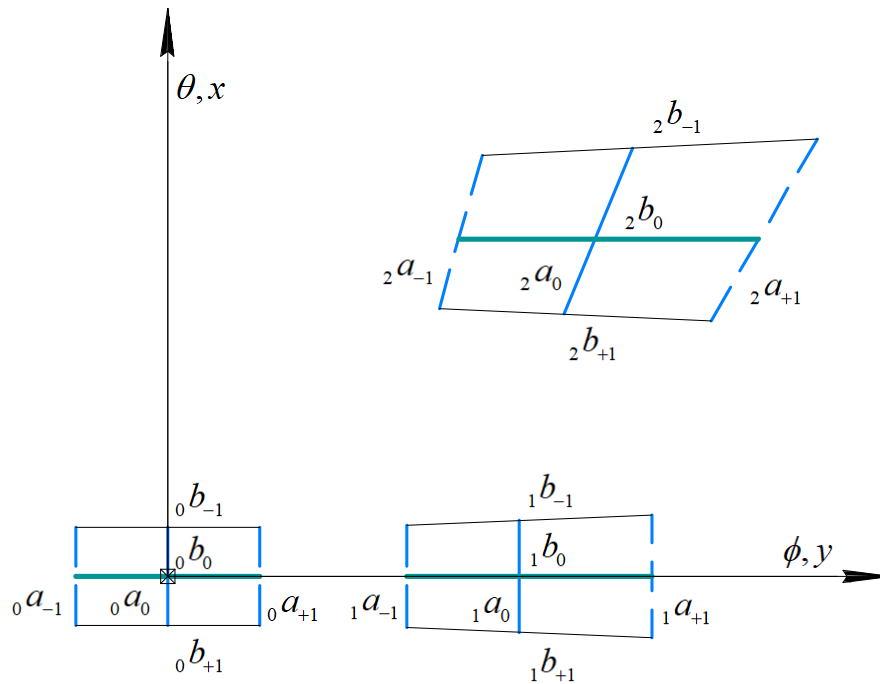


Рис. 5.2. Схематичне відхилення за послідовністю «крен-тангаж» для колонок і рядків

Крок №0. Зйомка в надирі. Рис. 5.1 і 5.2, лінії oa_0 і ob_0 – перетинають точку надиру, а інші лінії паралельні координатним осям.

Крок №1. Після відхилення за одним із кутів візування. Всі лінії або їх продовження, які перетинають точку надиру – не змінюють своїх кутів (нахил). Всі лінії, які паралельні лінії осі координат, яка, в свою чергу, перпендикулярна до тієї по якій має бути відхилення – залишаються паралельними і після відхилення, але відстань між ними змінюється. Всі лінії які паралельні лінії осі координат, по якій в свою чергу відбуватиметься відхилення відхилятимуться в різні сторони, відносно лінії яка проходить через надир.

Рис. 5.1, відхилення за тангажем θ .

- oa_0 і ob_0 – перетинають вісь надиру, і не змінюють своїх кутів;
- ob_{-1} і ob_{+1} – лінії паралельні до лінії осі координат Oy , тому вони залишаються паралельними;
- oa_{-1} і oa_{+1} – лінії паралельні до лінії осі координат Ox , по якій відбувається відхилення, тому вони відхиляються в різні сторони.

Рис. 5.2, відхилення за креном ϕ .

- oa_0 і ob_0 – перетинають вісь надиру, і не змінюють своїх кутів;

- oa_{-1} і oa_{+1} – лінії паралельні до лінії осі координат Ox , тому вони залишаються паралельними;
- ob_{-1} і ob_{+1} – лінії паралельні до лінії осі координат Oy , по якій відбувається відхилення, тому вони відхиляються в різні сторони.

Крок №2. Після відхилення за іншим кутом візування. Випадок подібний кроку №1 і все діє за аналогічними правилами.

Рис. 5.1, відхилення за креном ϕ :

- $1a_0$ продовження лінії oa_0 – перетинає точку надиру, тому вона не змінить свій кут;
- лінії $1b_{-1}$, $1b_0$ і $1b_{+1}$ – паралельні до лінії осі координат Oy , по якій відбувається відхилення і знаходяться по один бік відносно координатної осі Oy , тому і відхилятимуться в один бік.

Рис. 5.2, відхилення за тангажем θ :

- $1b_0$ продовження лінії ob_0 – перетинає точку надиру, тому вона не змінить свій кут;
- лінії $1a_{-1}$, $1a_0$ і $1a_{+1}$ – паралельні до лінії осі координат Ox , по якій відбувається відхилення і знаходяться по один бік відносно координатної осі Ox , тому і відхилятимуться в один бік.

Аналізуючи всі кроки, помітно, що лінії або їхні продовження, які перетинають точку надиру, не змінюють своїх кутів нахилу. На рис. 5.1 лінія $2a_0$ – є паралельною осі Ox , або перпендикулярна Oy . На рис. 5.2 лінія $2b_0$ – є паралельною осі Oy , або перпендикулярна Ox . Перевірити ефект паралельної лінії можна за допомогою математичних формул (2.60) – (2.63), представлених в підрозділі 2.2.3. На рис. 5.1 розраховуватимемо кути нахилу колонок і рядків за формулами (2.60) і (2.61).

Визначення кутів нахилу відносно напрямку польоту для рядків:

$$\operatorname{tg}\left(\varphi_r - \frac{\pi}{2}\right) = \operatorname{tg}(W_x + \phi'') \sin(\phi), \quad (5.1)$$

Визначення кутів нахилу відносно напрямку польоту для колонок:

$$\operatorname{tg}(\varphi_c) = \frac{\sin(\phi'') \operatorname{tg}(W_y)}{\cos(\phi) - \sin(\phi) \cos(\phi'') \operatorname{tg}(W_y)}. \quad (5.2)$$

Запишемо визначення допоміжних кутів візування (2.26):

$$\operatorname{tg} \begin{pmatrix} \theta'' \\ \phi'' \end{pmatrix} = \operatorname{tg} \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \end{pmatrix} \cos \begin{pmatrix} \theta \\ \phi \end{pmatrix}. \quad (5.3)$$

Крок №0. Кути візування становлять $\theta = 0^\circ$ і $\phi = 0^\circ$, тоді:

$$\phi'' = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(\theta) \cos(\phi)) = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(0^\circ) \cos(0^\circ)) = \operatorname{arctg}(0 \cdot 1) = 0^\circ,$$

$$\varphi_r = \frac{\pi}{2} + \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(W_x + 0^\circ) \sin(0^\circ)) = \frac{\pi}{2} + \operatorname{arctg}(0) = 90^\circ,$$

$$\varphi_c = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin(0^\circ) \operatorname{tg}(W_y)}{\cos(0^\circ) - \sin(0^\circ) \cos(0^\circ) \operatorname{tg}(W_y)} \right) = \operatorname{arctg} \left(\frac{0 \cdot \operatorname{tg}(W_y)}{1 - 0 \cdot 1 \cdot \operatorname{tg}(W_y)} \right) = 0^\circ.$$

Крок №1. Кути візування становлять $\theta > 0^\circ$ і $\phi = 0^\circ$, тоді:

$$\phi'' = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(\theta) \cos(\phi)) = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(\theta) \cos(0^\circ)) = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(\theta)) = \theta,$$

$$\varphi_r = \frac{\pi}{2} + \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(W_x + \theta) \sin(0^\circ)) = \frac{\pi}{2} + \operatorname{arctg}(0) = 90^\circ.$$

Для позаосьових колонок:

$$\varphi_c = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin(\theta) \operatorname{tg}(W_y)}{\cos(0^\circ) - \sin(0^\circ) \cos(\theta) \operatorname{tg}(W_y)} \right) = \operatorname{arctg}(\sin(\theta) \operatorname{tg}(W_y)).$$

Помітно, що кут відхилення залежить від кутових координат пікселя W_y .

Для осьової колонки:

$$\varphi_c = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin(\theta) \operatorname{tg}(0^\circ)}{\cos(0^\circ) - \sin(0^\circ) \cos(\theta) \operatorname{tg}(0^\circ)} \right) = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin(\theta) \cdot 0}{1 - 0 \cdot \cos(\theta) \cdot 0} \right) = 0^\circ.$$

Крок №2. Кути візування становлять $\theta > 0^\circ$ і $\phi > 0^\circ$, тоді:

$$\phi'' = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(\theta) \cos(\phi)),$$

де знак визначається θ .

$$\varphi_r = \frac{\pi}{2} + \operatorname{arctg}(\operatorname{tg}(W_x + \phi'') \sin(\phi)).$$

Враховуючи, те що W_x менше будь якого кута, то і всі лінії направлені в одну сторону.

Для позаосьових колонок:

$$\varphi_c = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin(\phi'') \operatorname{tg}(W_y)}{\cos(\phi) - \sin(\phi) \cos(\phi'') \operatorname{tg}(W_y)} \right),$$

де знак визначається W_y , а отже лінії направлені в різні сторони відносно центральної колонки.

Для осьової колонки:

$$\varphi_c = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin(\theta) \operatorname{tg}(0^\circ)}{\cos(\phi) - \sin(\phi) \cos(\theta) \operatorname{tg}(0^\circ)} \right) = \operatorname{arctg} \left(\frac{\sin(\theta) \cdot 0}{\cos(\phi) - \sin(\phi) \cos(\theta) \cdot 0} \right) = 0^\circ.$$

Подібним способом доводиться і порядок відхилення «крен-тангаж».

Аналіз показує, що результати розрахунків за формулами збігаються із фізичним принципом. Також, даний ефект помітний рис. 2.13 – 2.16 та 3.13 і 3.14.

Можна зробити висновок, що якщо в результаті відхилень за двома кутами візування паралельна лише центральна колонка, тобто не змінила свій кут, то це відхилення за послідовністю «тангаж-крен». Якщо після двох відхилень паралельний лише рядок до лінії осі, яка перпендикулярна напрямку польоту, то це відхилення за послідовністю «крен-тангаж». Аналогічна система працює і для відхилень по ЛСК, по якій зазвичай будують всі конструкції, але лише по оберненому принципу, там де має бути послідовність «тангаж-крен», для відхилень по ЛСК буде – «крен-тангаж» тощо.

5.2 Деформація проєкції пікселів при кутах візування

На основі підрозділу 5.1 необхідно змодельовати деформацію проєкції за теоретичною ФММ і порівняти із результатами на практиці і за допомогою відомих програмних продуктів.

5.2.1 Моделювання деформації проекції МПВ за допомогою розробленої програми «Scanner»

Варіант моделювання за розробленою ФММ був представлений на рис. 2.13 – 2.16, враховуючи відхилення системи за різними системами координат, підрозділ 2.2.1. Дана ФММ реалізована в програмі «Scanner 1.6».

Вихідними параметри є: ТСС встановлена на борту КА, який знаходиться на орбіті висотою в $h = 668$ км, об'єктив має фокусну відстань $f_o = 1000$ мм; приймач випромінювання є матрицею КРТ з TDI в якій $q_D = 4097$ пікселів і $p_D = TDI = 33$ регістра, період пікселів становить $V_D \times W_D = 17 \times 17$ мкм, коефіцієнт заповнення пікселя 100%, Земна широта розташування КА $\gamma = 50^\circ$.

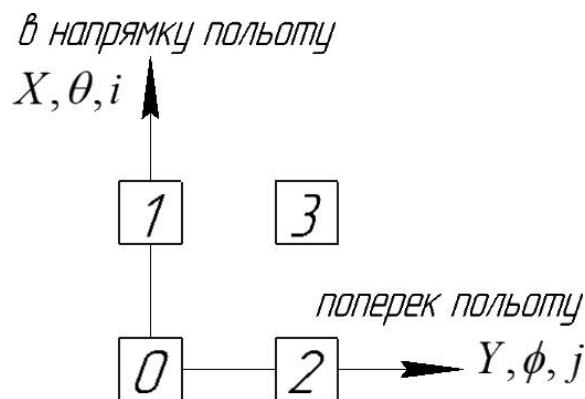


Рис. 5.3. Схема розглянутих випадків відхилень КА

Зображуватимемо відхилення за схемою, представленою на рис. 5.3.

На рис. 5.3 зображена схема, яка умовно показує розташування проекції МПВ при різних кутах візування, де цифрами позначено випадки:

- ✓ випадок № 0: $\theta = 0^\circ, \phi = 0^\circ$;
- ✓ випадок № 1: $\theta = 35^\circ, \phi = 0^\circ$;
- ✓ випадок № 2: $\theta = 0^\circ, \phi = 35^\circ$;
- ✓ випадок № 3: $\theta = 35^\circ, \phi = 35^\circ$.

Нижче наведемо результати моделювання в розробленій програмі.

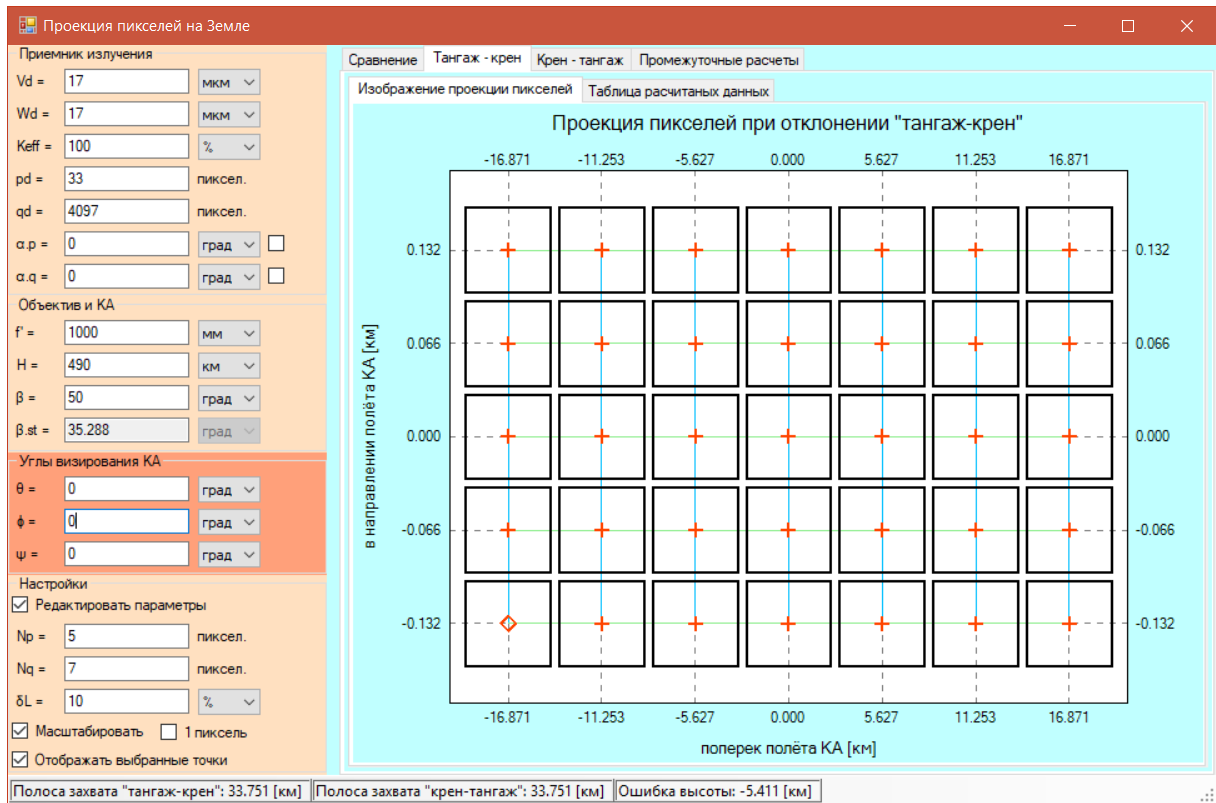


Рис. 5.4. Проекція пікселів на ЗП, вип. №0

В програмі представлена реалізація при відхиленні по глобальній системі координат. Рис. 5.4, зображує результат моделювання за послідовністю «тангаж-крен». Послідовність «крен-тангаж» подібна до послідовності «тангаж-крен». Тому в подальшому, якщо реалізації відрізнятимуться, то на це звертатиметься увага окремо, а якщо однакові, то за замовчуванням відобразатиметься одна із розумінням того, що на другій є аналогічний результат.

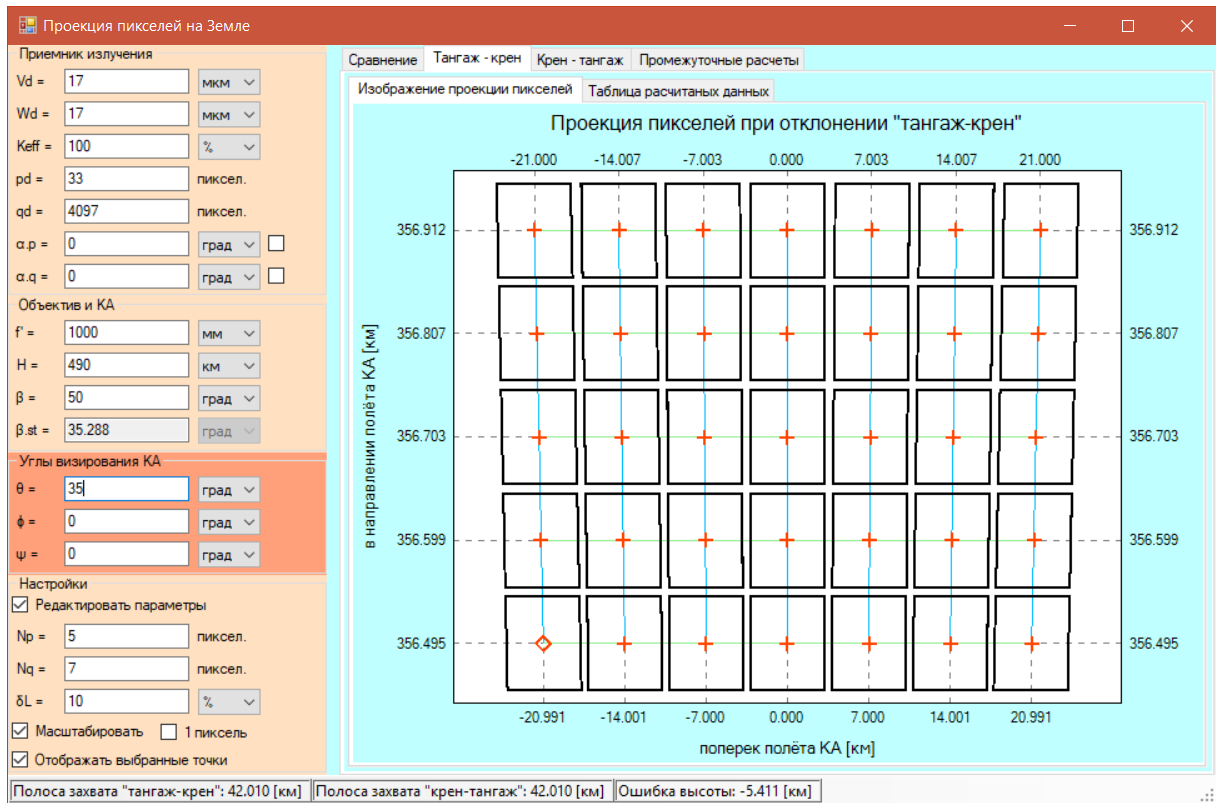


Рис. 5.5. Проекція пікселів на ЗП, вип. №1

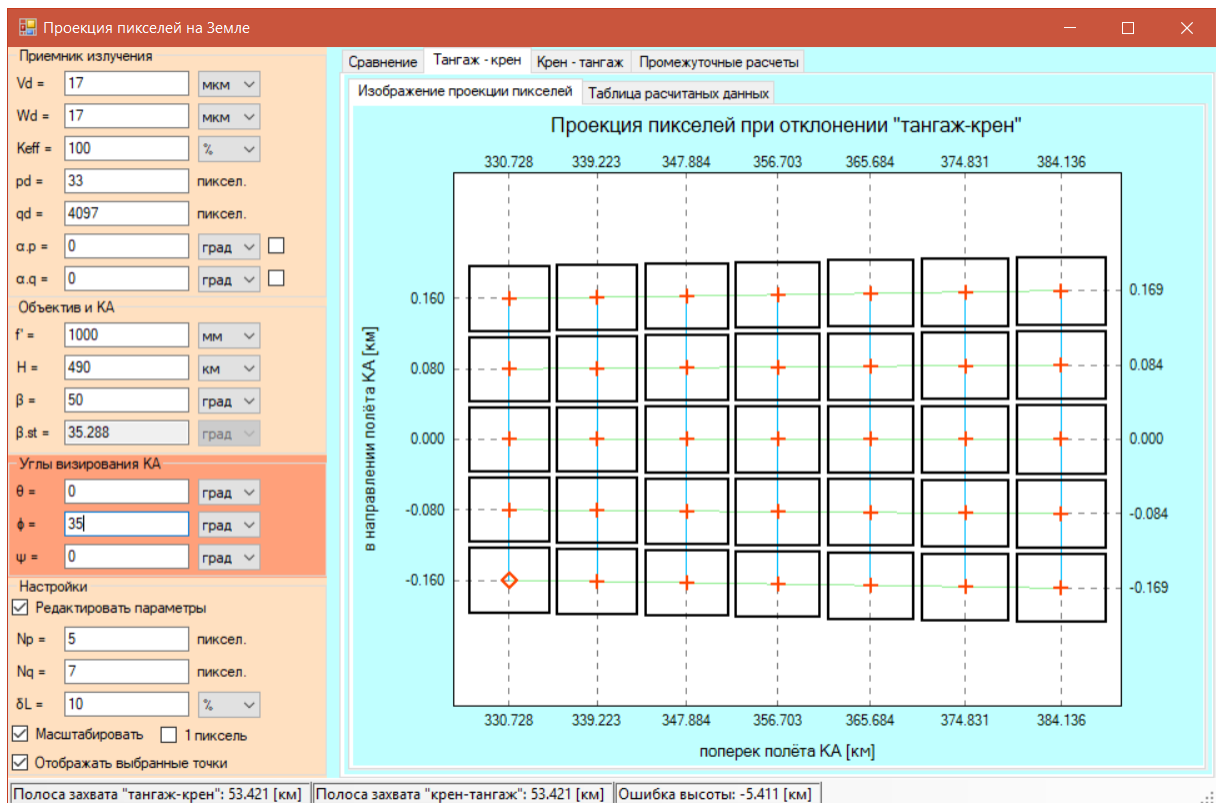


Рис. 5.6. Проекція пікселів на ЗП, вип. №2

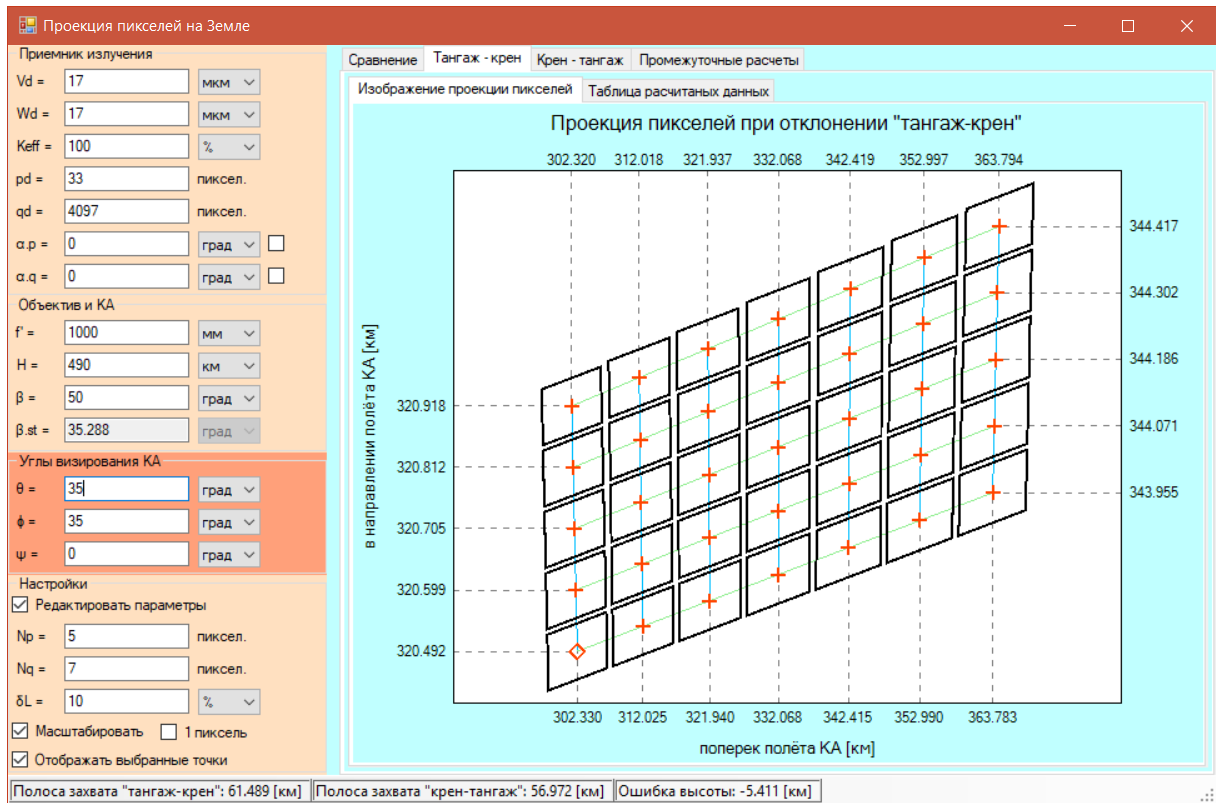


Рис. 5.7. Проекція пікселів на ЗП, вип. №3, «тангаж-крен»

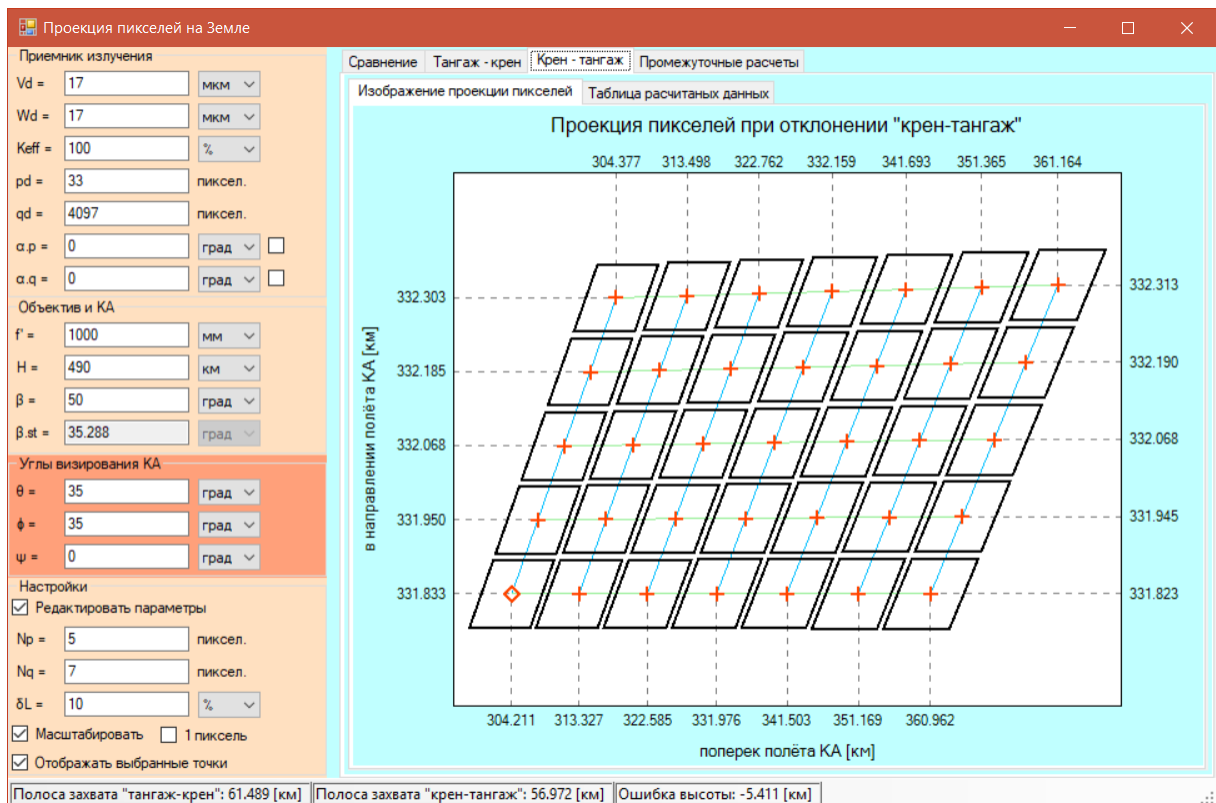


Рис. 5.8. Проекція пікселів на ЗП, вип. №3, «крен-тангаж»

У зв'язку із особливостями усунення проміжків між вибраними пікселями, дані можуть відобразитися не зовсім коректно, тому краще враховувати координати проєкцій центрів пікселів, які знаходяться навкруги зображення самої проєкції.

5.2.2 Практична перевірка моделі за допомогою цифрової камери

Дослід проводиться за допомогою цифрової камери і міліметрівки, результати якого відображені на рис. 5.9 – 5.12.

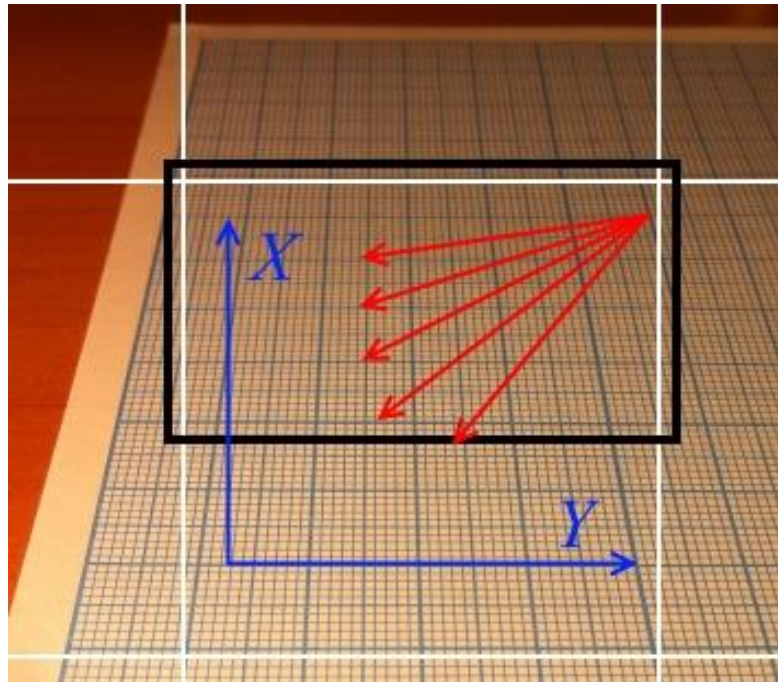


Рис. 5.9. Зйомка при відхиленні за тангажем

На рис. 5.9 – 5.12, окрім відображення сітки додатково нанесена координатна вісь для орієнтації та прямокутник чорного кольору, сторони якого паралельні сітці. Даний прямокутник зображений так, що одна із сторін знаходиться близько до тієї лінії на якій спостерігається ефект.

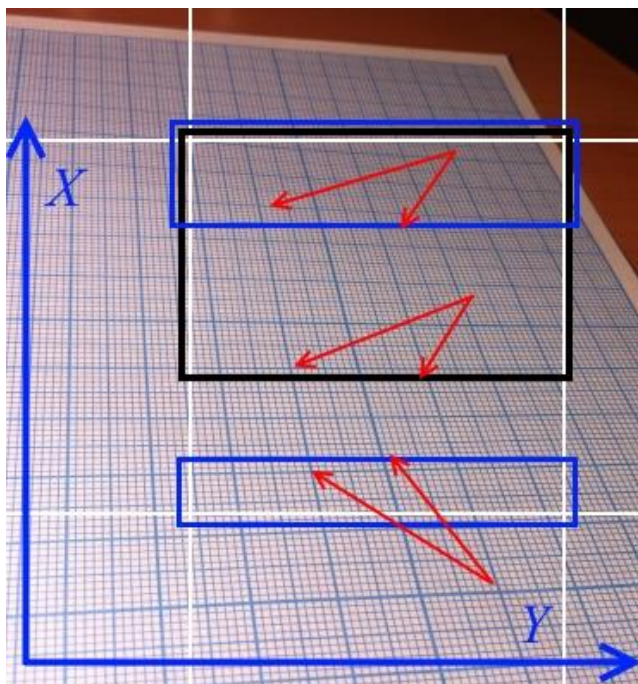


Рис. 5.10. Зйомка при відхиленні послідовністю «тангаж-крен»

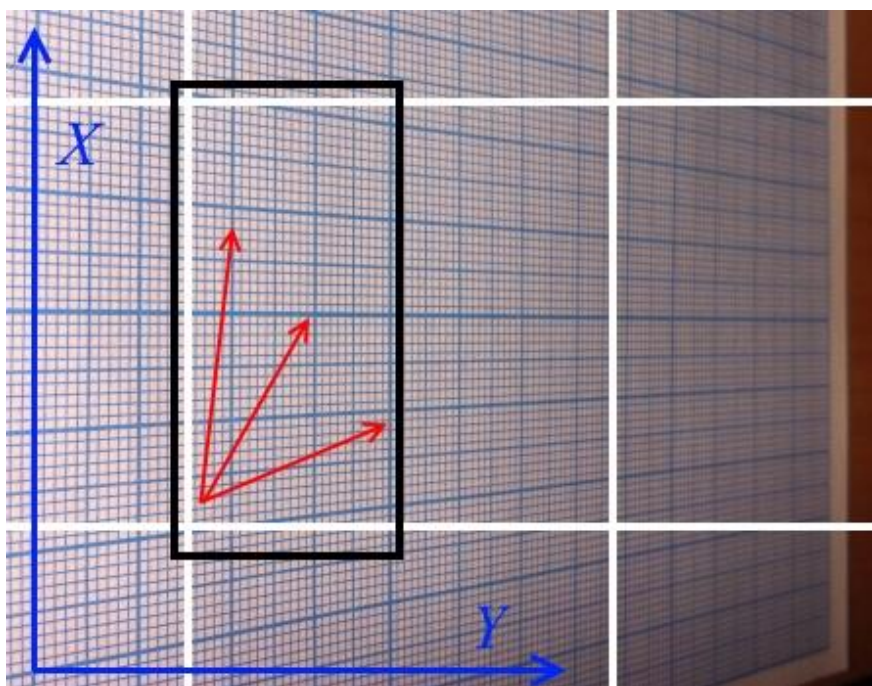


Рис. 5.11. Зйомка при відхиленні за креном

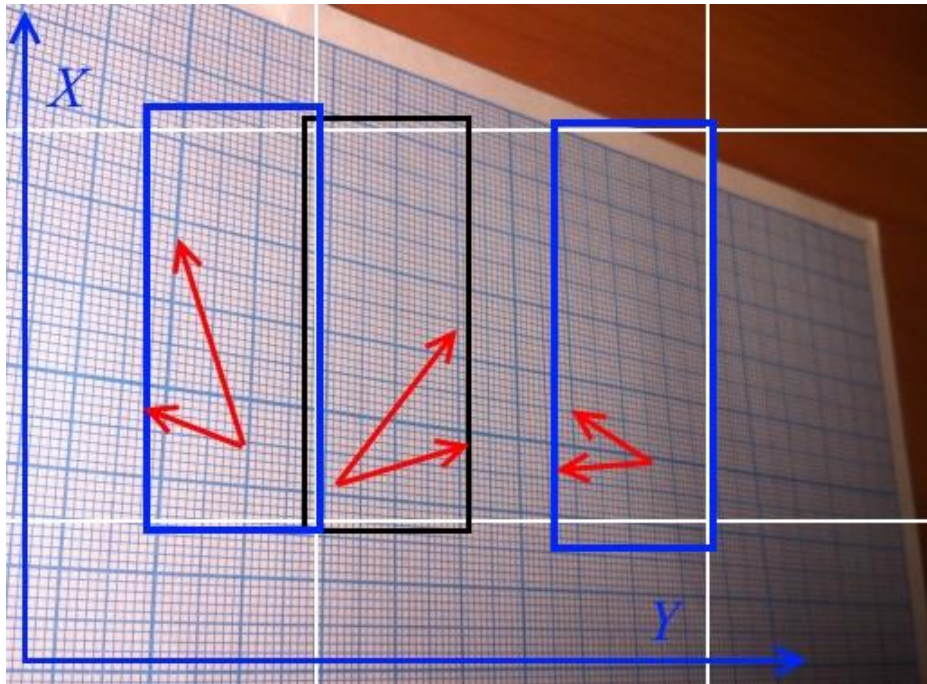


Рис. 5.12. Зйомка при відхиленні за послідовністю «крен-тангаж»

Рис. 5.9 і 5.11, відображають паралельність ліній осі перпендикулярній напрямку відхилення, що збігається із теоретичними результатами. Рис. 5.10 і 5.12, відображають ефект паралельної лінії, додатково синьою рамкою відображено сусідні лінії, які показують, що лише одна лінія паралельна відповідній координатній осі, що також підтверджує теоретичні результати.

5.2.3 Перевірка моделі за допомогою 3D моделювання в програмі «Компас»

Наступний варіант підтвердження правильності теоретично отриманих результатів – це за допомогою відомих програмних продуктів. В даному випадку використовується програма «Компас 3D», в якій реалізовані афінні перетворення для моделювання об'ємних зображень.

Як модель заготовки використовується піраміда, яка складається із безлічі менших елементів, кожен елемент якої моделює миттєве поле зору рис. 5.13.

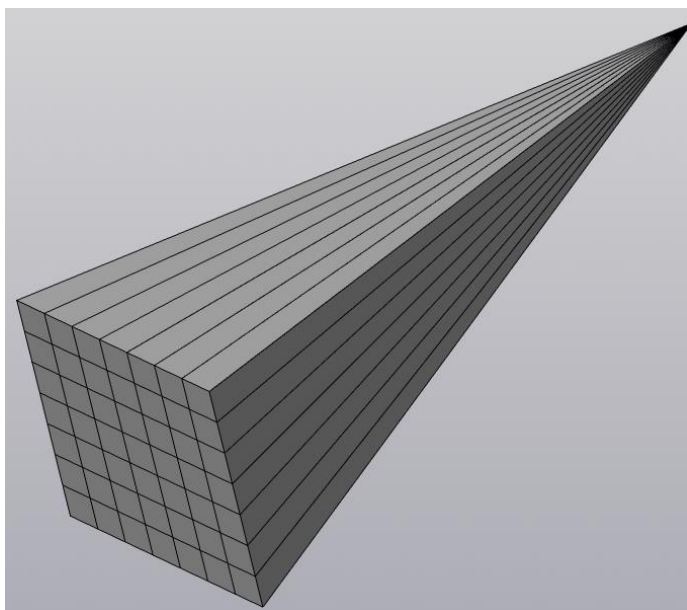
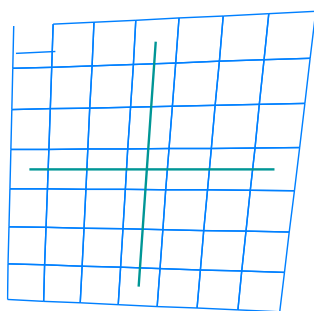
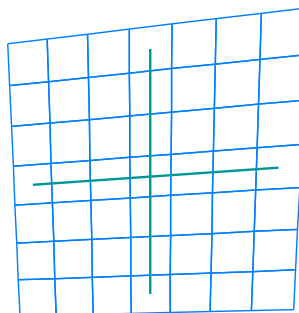


Рис. 5.13. Заготовка для моделювання за допомогою програми «Компас 3D»

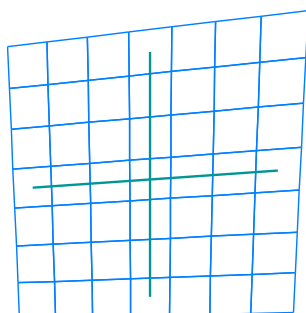
a) тангаж-крен (ЛСК)



б) тангаж-крен (ГСК)



в) крен-тангаж (ЛСК)



г) крен-тангаж (ГСК)

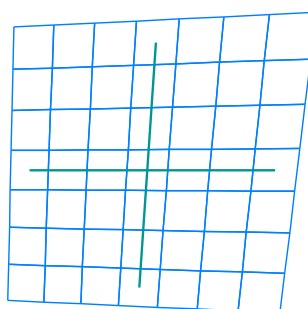


Рис. 5.14. Результати моделювання за допомогою програми «Компас 3D»

Моделювання в програмі «Компас 3D»: спочатку бралася заготовка (рис. 5.13), тоді дану деталь відхиляли за необхідними кутами в необхідні напрямки. Після відхилення утворювали січну площину, яка робила зріз паралельно площині Oxy . Отриманий зріз, в особливості лінії меж кожного елемента, проектувався на площину

двовимірного креслення, результати яких представлені на рис. 5.14, що, в свою чергу, підтверджує теоретичну ФММ.

5.2.4 Перевірка моделі за допомогою програми «Zemax»

Програма, за допомогою якої перевірялася розроблена теоретична ФММ – «Zemax». «Zemax» – є програмою для розрахунку оптики, оптимізації оптичних систем, проектування та аналізу як систем візуалізації, так і освітлення.

Редактор оптической системы						
Редактор	Условия	Вид	Справка			
Тип поверхности	Комментарий	Радиус	Толщина	Стекло	Полудиаметр	
OBJ	Стандартная	бесконечность	бесконечность		0.000	
*	ABCD		200.000		5.013E-003	
2*	Параксиальная		165.000		1.008	
3	Разрыв коорди..		0.000	-	0.000	
4	Разрыв коорди..		0.000	-	0.000	
*	Стандартная	бесконечность	-		3.992	

Редактор оптической системы									
Редактор	Условия	Вид	Справка						
Тип поверхности	фокусн. расст.	Метод выч. OPD	Пар.3(не исп.)	Пар.4(не исп.)	Пар.5(не исп.)	Пар.6(не исп.)	Пар.7(не исп.)	Пар.8(не исп.)	Пар.9(не исп.)
OBJ	Стандартная								
*	ABCD	5.000	-5.000	5.000	5.000	5.000	-5.000	-5.000	5.000
2*	Параксиальная	-200.000	1						
3	Разрыв коорди..	0.000	0.000	0.000	-35.000	0.000	0	0	
4	Разрыв коорди..	0.000	0.000	35.000	0.000	0.000	0	0	
*	Стандартная								

Рис. 5.15. Задані конструктивні параметри програми «Zemax»

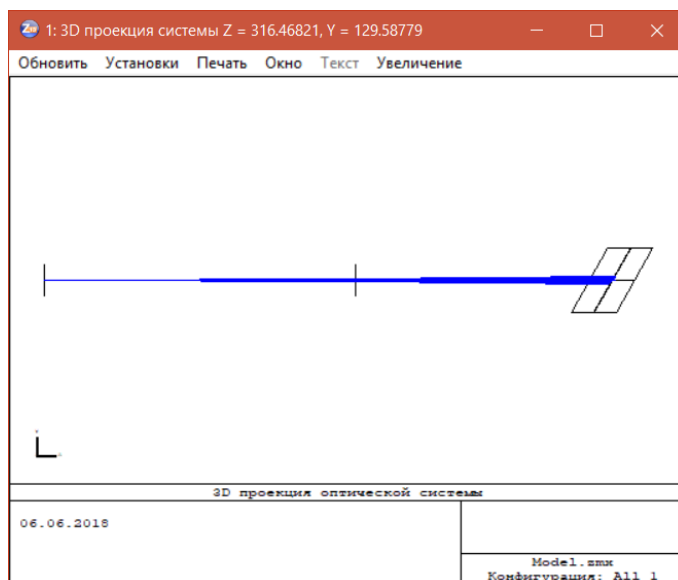


Рис. 5.16. Сформована модель в програмі «Zemax»

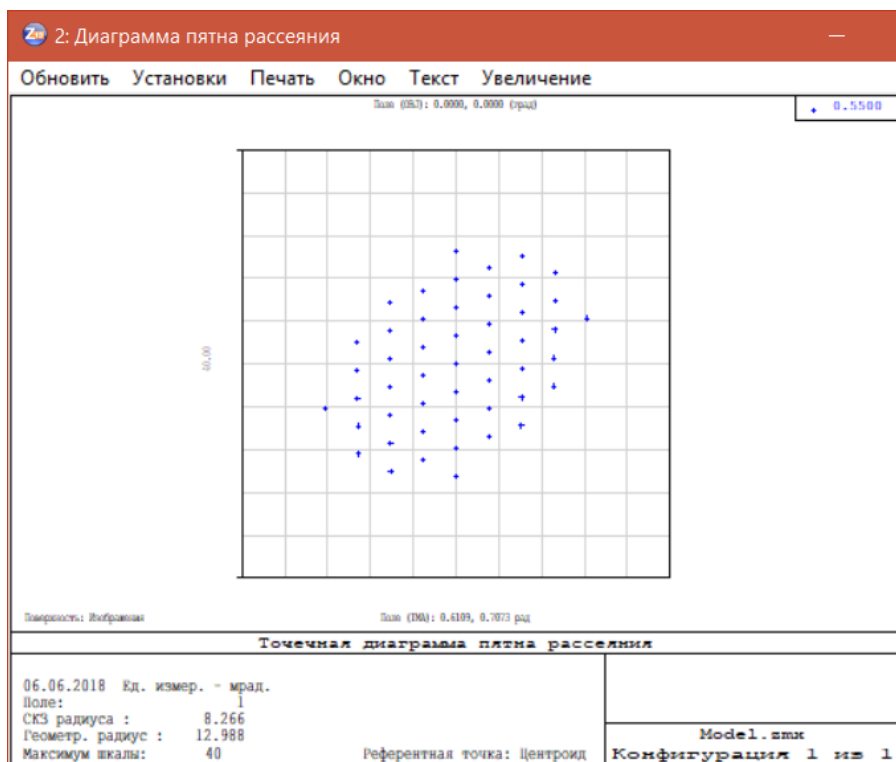


Рис. 5.16. Результат відхилення «тангаж-крен»

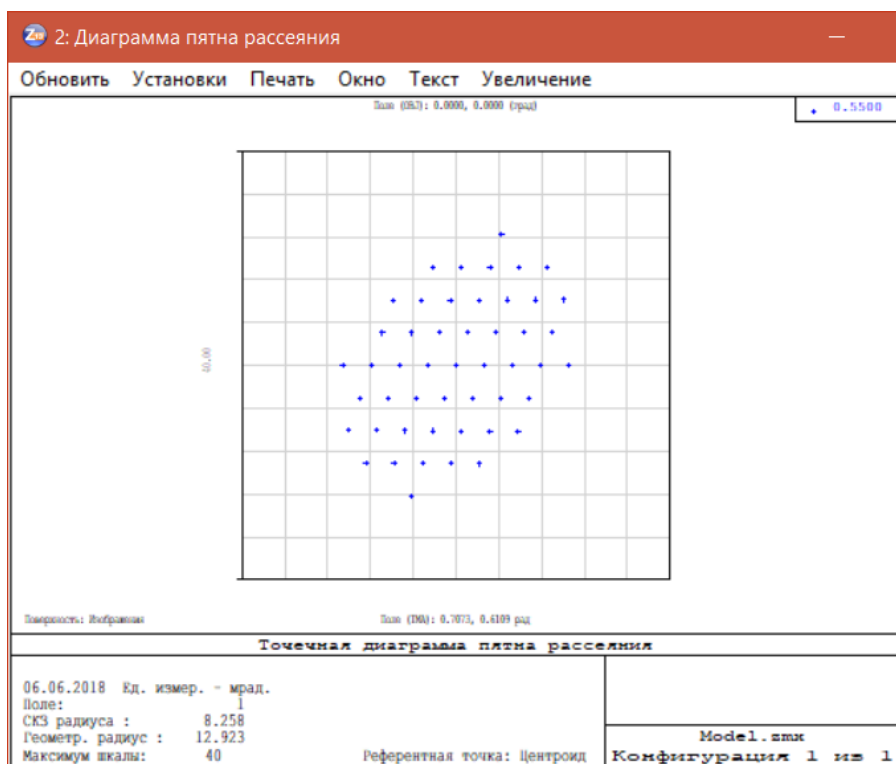


Рис. 5.17. Результат відхилення «крен- тангаж»

Представлені результати, за допомогою програми «Zemax», при аналізі відхилення по точках, підтверджують розроблену ФММ.

5.3 Залежність швидкості переміщення зображення від кутів візування

Окрім розробленої методики кутового руху, яка описує деформацію форми проекції пікселів на ЗП, отримано вираз для розрахунку лінійної і кутової швидкості переміщення зображення у фокальній площині або точки візування. За допомогою даного виразу можна пояснити і деформацію проекції пікселів на ЗП, тобто підтвердити методику кутового руху.

Вираз, який визначає швидкість переміщення точки візування чи зображення, в більшій мірі, враховує динаміку руху ніж спотворення, та використовується для узгодження параметрів роботи системи чи в моделях підвищення просторового розділення. Результати розрахунків показали, що зі збільшенням відхилення від надиру зменшується швидкість переміщення зображення (рис. 3.9).

Перевірити достовірність розробленої моделі можна за допомогою цифрової камери та подібного до точкового джерела світла. Джерело світла повинно рухатися від або в напрямку цифрової камери. Найбільш підходящими умовами для проведення експерименту є зйомка потоку автомобілів над трасою в темну пору доби. Фари автомобілів є умовно точковими джерелами світла, а їх рух практично рівномірний і прямолінійний.

Перший варіант, який дозволить підтвердити вираз, базується на запису цифрового відео переміщення транспорту (точкових джерел). На відео необхідно аналізувати швидкість переміщення транспорту. Недоліки даного варіанту в тому, що необхідно потокове відео та програмні продукти для виявлення, розпізнавання і слідкування за об'єктом. Даний варіант є затратним по ресурсам і часу.

Другий варіант. За допомогою вбудованого програмного забезпечення цифрової камери необхідно керувати часом експозиції. Під час експозиції, камера інтегрує весь світловий потік за тривалий період часу. Оскільки джерело світла рухається в певному напрямку, то за час експозиції джерело світла (фари) лишають світлий слід, довжина якого буде пропорційною швидкості переміщення зображення на МПВ. Зауважимо, що при збільшенні експозиції буде збільшуватися і слід об'єкта на зображенні.



Рис. 5.18. Зйомка при експозиції в 1/8 секунди

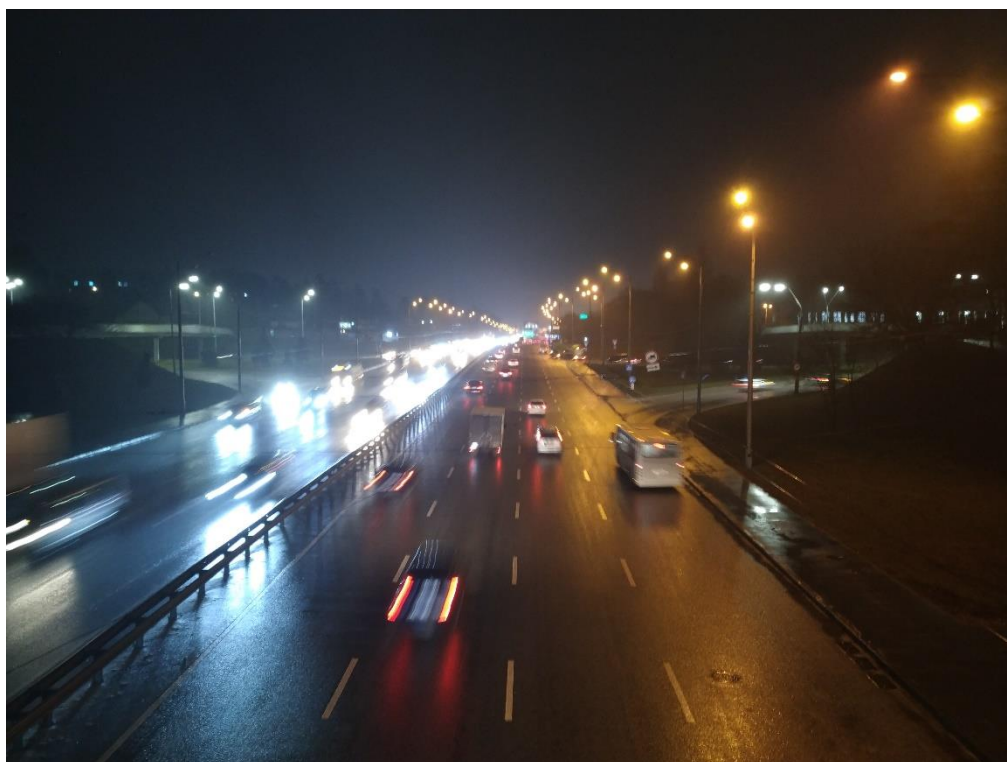


Рис. 5.19. Зйомка при експозиції в 1/4 секунди



Рис. 5.20. Зйомка при експозиції в 1/2 секунди

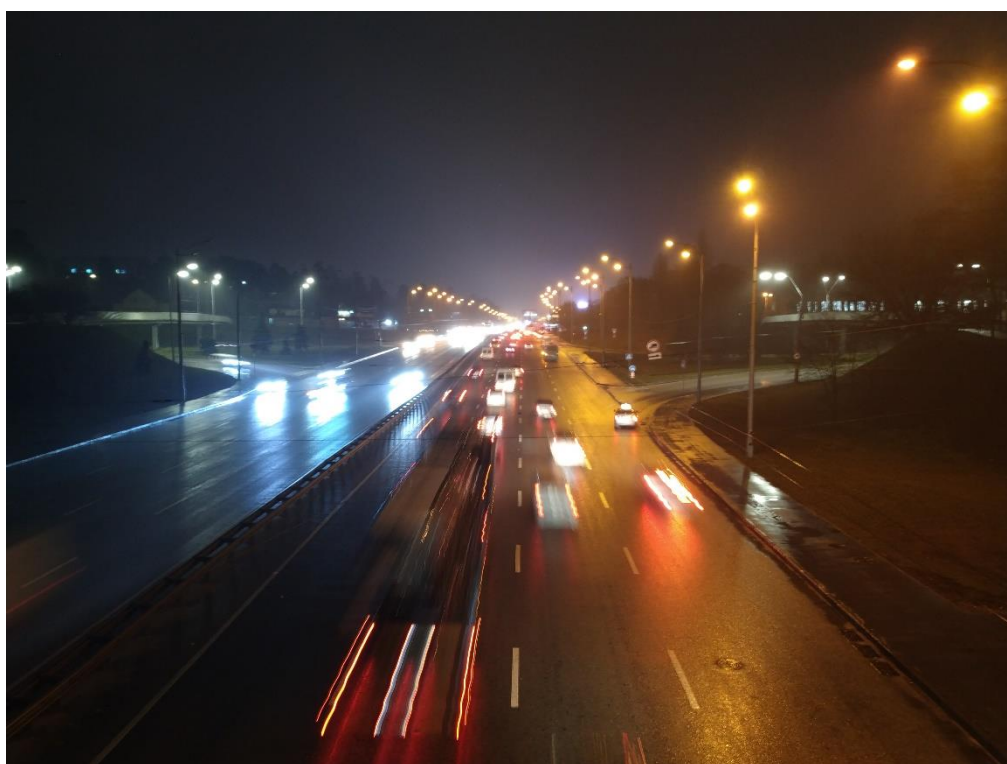


Рис. 5.21. Зйомка при експозиції в 1/2 секунди



Рис. 5.22. Зйомка при експозиції в 1 секунду

Наведені рис. 5.18 – 5.22, підтверджують, що при збільшенні експозиції збільшується і слід від джерел випромінювання. Проаналізуємо рис. 5.20 і 5.21, де помітно, що при віддаленні від точки надіру зменшується слід. Зауважимо, що аналізувати необхідно по одній із дорожніх смуг, оскільки на різних смугах транспорт рухається з різною швидкістю, рис. 5.20 – перша і друга смуги зліва, де помітно, що на одному рівні/розташуванні ліве джерело випромінювання має більший слід від правого. Проаналізувавши рис. 5.21, помітно, що знизу по смузі зліва, рухається вантажівка, яка є доволі протяжною має на собі безліч джерел світла. Оскільки всі джерела випромінювання на вантажівці рухаються з однією швидкістю, а сліди в них різні в залежності від розташування, то і розміри слідів різні, зменшуються при віддаленні, що підтверджує отриманий вираз.

Оцінку розмірів слідів від джерел випромінювання проведено за допомогою власноруч написаної програми «Difdisofil» [100]. Програмою аналізується зображення із рис. 5.20, в якому для кращого контрасту вибрана блакитна компонента субтрактивної колірної моделі СМУК. Підсвічена колонка «L» вказує на розмір кожної із позначених ліній в пікселях.

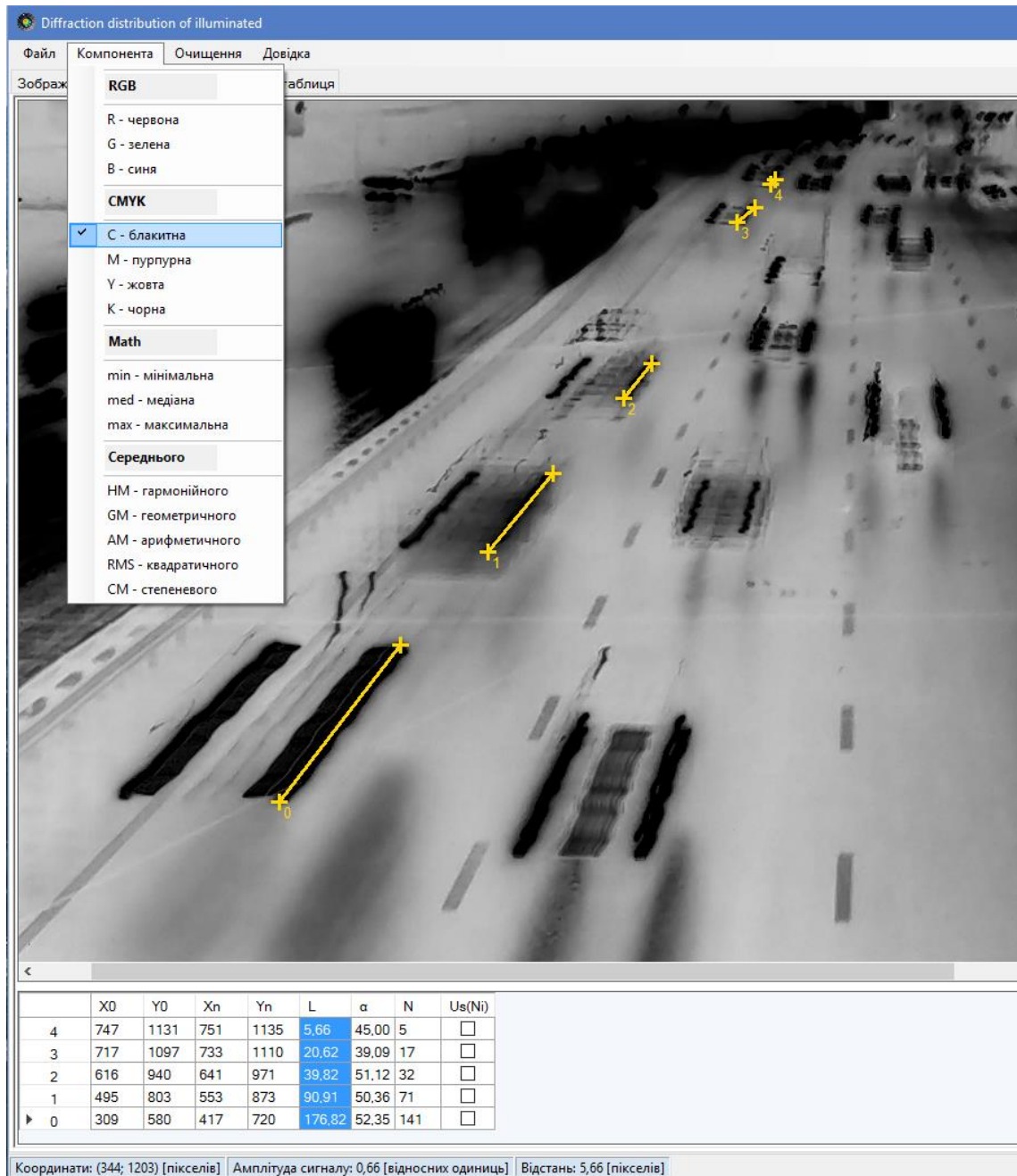


Рис. 5.23. Аналіз розмірів слідів джерел випромінювання за допомогою програми «Difdisofil»

На рис. 5.23, виділено об'єкти 4 лініями, які рухаються по одній дорожній смузі. В таблиці, яка наведена в програмі, виділено колонку в якій вказані лінійні розміри ліній. Збільшення довжин підтверджує отриманий вираз для розрахунку швидкості переміщення зображення.

Висновки до розділу 5

1. Описаний ефект паралельної лінії виникає при деформації проекції пікселів на ЗП за рахунок відхилення за кутами візування, що дозволяє виявити порядок відхилення ТСС. Фізичний принцип формування проекцій умовних ліній рядків і колонок пояснює проявлення ефекту паралельної лінії. Даний ефект підтверджується за отриманими математичними формулами. Отримані результати вказують на те, що окрім проекції пікселів варто враховувати і проекцію всієї МПВ, тобто відносне розташування елементів. Отже, окрім інших фізичних параметрів ТСС, на якість зображення впливає відносне розташування проекції пікселів і принцип дії МПВ.
2. Моделювання деформації проекції і пікселів і всієї МПВ є важливим пунктом при проектуванні системи. Моделювання проекції пікселя дає оцінку просторовому розділенню системи, а моделювання всієї МПВ дозволяє оцінити вплив конструкції ТСС та принципу роботи МПВ. Розроблена програма «Scanner» при моделюванні відображає принцип деформації проекції МПВ та надає результати необхідні для порівняння з іншими практичними результатами. Теоретичні результати, які отримані програмою «Scanner», підтверджуються за допомогою моделювання в програмах «Компас 3D» і «Zemax», а також за результатами отриманими на цифровій камері.
3. Отриманий вираз для розрахунку швидкості переміщення зображення або точки візування підтверджує ФММ деформації проекції МПВ і враховує динаміку руху. Теоретичні і практичні результати показали, що при відхиленні від надиру швидкість переміщення зображення або об'єктів на зображенні зменшується. Теоретичні результати були підтверженні за допомогою цифрової камери, при зйомці із регулюванням часу експозиції, та розробленою програмою «Difdisofil» для аналізу цифрових зображень.

ВИСНОВКИ

В дисертаційній роботі вирішена наукова задача підвищення якості зображення та ефективності безпілотних, авіаційних та космічних тепловізійних систем спостереження шляхом узгодження частоти формування рядка із швидкістю переміщення зображення, додатковим доворотом за кутами візування, зміною фокусної відстані об'єктива і узгодженням радіуса кружка розсіювання об'єктива із розмірами пікселів матричного приймача випромінювання.

При виконанні дисертаційної роботи здобувачем були отримані такі наукові результати:

1. Обґрунтовано основні вимоги до тепловізійних систем спостереження та досліджено, що якість зображення і ефективність залежать від умов зйомки, виду літального апарату, типу і принципу дії приймача випромінювання та вибраної схеми конструкції приладу, які необхідно враховувати при проектуванні.
2. Запропоновано вдосконалену фізико-математичну модель оптико-електронного тракту тепловізійної системи спостереження, яка враховує:
 - вид літального апарату (безпілотний, авіаційний і космічний) і їхні льотні характеристики (висота, швидкість, напрямок, нахил);
 - тип (тепловий і фотонний) і принцип дії приймача випромінювання (звичайна зйомка і зйомка в режимі TDI);
 - додаткові параметри, які не враховувалися раніше: траєкторія польоту, кривизна земної поверхні в залежності від розташування космічного апарату, кути візування, напрямок польоту літального апарату, конструкція системи, яка задає послідовність відхилення за кутами візування, пікселі, які не знаходяться на оптичній осі об'єктива тощо.
3. Розроблено математичні моделі, які дозволять розрахувати швидкість переміщення зображення і деформацію форми проекції матричного приймача випромінювання на земній поверхні в залежності від кутів спостереження, аналіз яких показав, що при відхиленні від надиру:

- швидкість переміщення зображення зменшується, що зменшує розмиття і підвищує результуючу модуляційну передавальну функцію системи та покращує лінійне розділення на місцевості;
 - просторове розділення збільшується, що в свою чергу зменшує просторову роздільну здатність і погіршує лінійне розділення на місцевості;
 - збільшується відстань до області спостереження на земній поверхні, що зменшує коефіцієнт пропускання атмосфери на шляху, який проходить потік випромінювання;
 - результуюче лінійне розділення на місцевості погіршується.
4. Запропоновано критерій, за яким оцінюється мінімально можливе просторове розрізнення в залежності від параметрів приймача та льотних характеристик літального апарату. Аналіз критерію показує, що:
- просторове розділення ТСС з фотонними приймачами обмежуються якістю об'єктива;
 - просторове розділення ТСС з тепловими приймачами обмежуються швидкодією приймача.
5. Розроблені математичні моделі, для визначення додаткового кутового довороту за кутами візування, дозволяють:
- зменшити зміщення і підвищити якість зображення для тепловізійних систем, як альтернатива для метода узгодження частоти формування рядка із швидкістю переміщення зображення;
 - зменшити вплив критерію, який враховує льотні характеристики літального апарату, покращуючи просторову роздільну здатність і якість тепловізійного зображення;
6. Запропоновано метод, який базується на зміні фокусної відстані об'єктива в залежності від кутів візування і швидкості переміщення точки візування показав, що він покращує роздільну здатність при максимальному відхиленні від надиру в 1,5 рази і дозволяє зберегти просторове розрізнення практично сталим у всьому полі огляду.

7. Запропоновано формулу для розрахунку ефективної довжини шляху для нахилених трас, яка враховує розрідження атмосфери і необхідна для визначення коефіцієнта пропускання. Аналіз коефіцієнта пропускання атмосфери показав, що енергетичний потік випромінювання зменшується на $\approx 11\%$ при відхиленні тепловізійної системи (на висоті 668 км і в спектральному діапазоні 8...14 мкм) від надиру на максимальні кути візування. Отримана формула залежності сигнал/шум і радіометричного розділення від кутів візування, яка враховує вплив атмосфери, показує, що використання фотонного МПВ дає в ~ 1.4 рази краще розділення в надирі на відміну від використання теплового МПВ за рахунок кращої швидкодії і практично дають однакові результати при максимальних кутах відхилення, але при відхиленні за кутами візування, для фотонних МПВ радіометричне розділення знижується в ~ 1.3 рази відносно надиру, а для теплових МПВ залишається практично сталим і навіть в діапазоні кутів $25^\circ - 45^\circ$ покращується за рахунок зменшення швидкості переміщення зображення.
8. Результати експериментальних досліджень, за допомогою цифрової камери і моделювання у програмних продуктах, підтверджують розроблену фізико-математичну модель деформації форми проекції пікселів матричного приймача випромінювання на земній поверхні та отриманий вираз, який враховує динаміку руху зображення у фокальній площині об'єктива.
9. Отримані результати було впроваджено на КП СПБ «Арсенал» при написанні програми «Scanner», яка використовується для проектування та оцінки якості і ефективності оптичних космічних систем дистанційного зондування Землі.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ І ДЖЕРЕЛ

1. Колобродов В. Г., Лихоліт М. І. Проектування тепловізійних і телевізійних систем спостереження. – К.: НТУУ «КПІ», 2007. – 364 с.
2. Колобродов В. Г., Шустер Н. Тепловізійні системи (фізичні основи, методи проектування і контролю, застосування). – К.: 1999. – 340 с.
3. *Wikipedia*. Інфрачервоне випромінювання. 2018. [Online]. Available: https://uk.wikipedia.org/wiki/Інфрачервоне_випромінювання. Accessed on: 08.05.2019.
4. *Wikipedia*. Безпілотний літальний апарат. 2018. [Online]. Available: https://uk.wikipedia.org/wiki/Безпілотний_літальний_апарат. Accessed on: 28.10.2018.
5. *Trident - реальні новини України*. Новий український комплекс Фурія рівня А1-СМ не поступається закордонним комплексам. 2018. [Online]. Available: <https://trident-ua.info/novyny/vijna-na-shodi/novij-ukraïnskij-kompleks-furiya-rivnya-a1-sm-ne-postupayetsya-zakordonnim-kompleksam/>. Accessed on: 26.10.2016.
6. *Wikipedia*. Мультикоптер. 2018. [Online]. Available: <https://uk.wikipedia.org/wiki/Мультикоптер>. Accessed on: 29.06.2018.
7. *Ліга Інженерів України*. Ми входимо в наступну епоху дронів. 2018. [Online]. Available: <https://uaengineer.com.ua/mi-vhodimo-v-nastupnu-epochu-droniv/>. Accessed on: 26.05.2017.
8. *Royal Aeronautical Society*. Airborne Early Warning and Control: Detecting the Battlespace. 2018. [Online]. Available: <https://www.aerosociety.com/news/airborne-early-warning-and-control-detecting-the-battlespace/>. Accessed on: 18.09.2018.
9. *ИнфраКристалл*. Мировой рынок инфракрасных камер – прогнозы развития. 2018. [Online]. Available: http://infracrystal.ru/mainnews/news_post/mirovoy-rynok-infrakrasnykh-kamer-prognozy-razvitiya. Accessed on: 11.10.2017.
10. *PRECOLUMBIANWEAPONS.COM*. New Concept Aircraft Unique Concept Ships the Ghost by Maxim Revin. 2018. [Online]. Available: <http://precolumbianweapons.com/new-concept-aircraft/new-concept-aircraft-unique-concept-ships-the-ghost-by-maxim-revin/>. Accessed on: 14.03.2017.
11. *Michel Capderou*, «Satellites Orbits and Missions». – Springer-Verlag France, 2005, 558 pp., ISBN 2-287-21317-1.

12. *Michel Capderou*, «Handbook of Satellite Orbits from Kepler to GPS ». – Springer International Publishing Switzerland, 2014, 922 pp., ISBN 978-3-319-03415-7, doi: 10.1007/978-3-319-03416-4.
13. *Пантелеев В. Л.* Теория фигуры Земли. – М.: МГУ им. М. В. Ломоносова, 2000. – 98 с.
14. *Молоденский М. С.* Гравитационное поле, фигура и внутреннее строение Земли. – М.: Наука, 2001. – 569 с., ISBN 5-02-002331-0.
15. *Geoffrey M. Boynton*, Contrast Gain in the Brain // Elsevier, pp 476-477, 2005, doi: 10.1016/j.neuron.2005.08.003.
16. *Колобродов В. Г., Тимчик Г. С.* Дифракційна теорія оптичних систем. – К.: НТУУ «КПІ», 2011. – 148 с.
17. *Лихолит Н. И.* Методика расчета отношения сигнал/шум и динамического диапазона многозонального сканера дистанционного зондирования земли / А.М. Агутин, С.А. Ворох, Н.И. Лихолит, Е.Б. Троицкий // V науково-технічна конференція «ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи», НТУУ «КПІ». - 25-26 квітня 2006 р.
18. *Ronald G. Driggers, ect.*, «Introduction to Infrared and Electro-Optical Systems» Second Edition. – Artech House, 2012, 583 pp.
19. *Thomas Williams* «Thermal Imaging Cameras: Characteristics and Performance» – CRC Press, 2009, 238 pp., ISBN 9781420071856.
20. *Norman S. Kopeika*, «A System Engineering Approach to Imaging». – Washington.: SPIE Optical Engineering Press, 1998. 706 p.
21. *Gerald C. Holst*, «Common Sense Approach to Thermal Imaging». – SPIE Optical Engineering Press, 2000. 370 p.
22. *Pieter A. Jacobs*, «Thermal infrared characterization of ground targets and backgrounds» Second Edition. – SPIE Publications, 2006, 190 pp.
23. *Krzysztof Chrzanowski*, «Testing Thermal Imagers: Practical Guidebook». – Warsaw: Military University of Technology, 2010, 164 pp.
24. *Ronald G. Driggers, ect.*, «Signal Processing and Performance Analysis for Imaging Systems». – Artech House, 2008, 304 pp.

25. *Тягур В. М.* Роздільна здатність оптичних систем космічних багатоспектральних сканерів дистанційного зондування Землі: дис. канд. тех. наук: 05.11.07 / Тягур Володимир Михайлович; НТУУ «КПІ», Київ, 2008 – 276 с.
26. *Тягур В. М.* Лінійна роздільна здатність на місцевості космічних оптико-електронних систем дистанційного зондування / В.М. Тягур, М.І. Лихоліт, В.Г. Колобродов // Наукові вісті НТТУ «КПІ». – 2007. - №4 – С. 95-100.
27. *Rainer Sandau* «Digital Airborne Camera Introduction and Technology» – Springer, 2010, 343 pp., doi: 10.1007/978-1-4020-8878-0.
28. *Білоус В.В., Боднар С.П. та ін.* Дистанційне зондування з основами фотограмметрії: навчальний посібник / В. В. Білоус, С. П. Боднар, Т. М. Курач, А. М. Молочко, Г. О. Патиченко, І. О. Плісецька; упоряд. Т. М. Курач. - К.: Видавничо-поліграфічний центр «Київський університет», 2011. - 367 с.
29. *Толстохатько В. А.* Конспект лекцій по курсу «Фотограмметрия и дистанционное зондирование» / В. А. Толстохатько, В. А. Пеньков; Харьк. нац. акад. гор. хоз-ва. – Х.: ХНАГХ, 2013. – 113 с.
30. *Краснящих А.В.* Обработка оптических изображений. – СПб: НИУ ИТМО, 2012. – 129 с.
31. *Красильников Н. Н.* Цифровая обработка 2D- и 3D-изображений: учеб. пособие. – СПб.: БХВ-Петербург, 2011. – 608 с.
32. *Гонсалес Р.* «Цифровая обработка изображений» / Р. Гонсалес, Р. Вудс, 3-е изд. испр. – М.: Техносфера, 2012. – 1104 с.
33. *Гонсалес Р.* «Цифровая обработка изображений в среде MATLAB» / Р. Гонсалес, Р. Вудс, С. Эддинс. – М.: Техносфера, 2006. – 616 с.
34. *Добровольська К. В.* Підвищення просторової роздільної здатності мікроболометричної камери для супутника: дис. канд. тех. наук: 05.11.07 / Добровольська Катерина Володимирівна; НТУУ «КПІ», Київ, 2018 – 238 с.
35. *Гришенцев А. Ю.* К вопросу о сверхразрешении чувствительных матриц / А.Ю. Гришенцев, А.Г. Коробейников, И.Б. Бондаренко // Журнал радиоэлектроники. 2016. № 10. С. 12.

36. Блажевич С. В. Повышения разрешения цифровых изображений с использованием субпиксельного сканирования / С.В. Блажевич, Е.С. Селютина // Журнал Научный аспект – Самара, «Инсома-пресс», 2013. – выпуск №1, С. 204-211.
37. Фабіровський С. Є. Субпиксельна обробка зображень у системах моніторингу видимого діапазону хвиль / С. Є. Фабіровський // Вісник Національного університету «Львівська політехніка». Радіоелектроніка та телекомунікації. – 2014. - № 796. - С. 49-53.
38. Тарасов В. В. Некоторые пути совершенствования тепловизионных систем [Электронный ресурс] / В. В. Тарасов, Ю. Г. Якушенков // БНТИ. – 2006. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.bnti.ru/showart.asp?aid=648&lvl=10.01>.
39. Сизов Ф. Ф. ИК-фотоэлектроника: фотонные или тепловые детекторы? Перспективы / Ф. Ф. Сизов // Сенсорна електроніка і мікросистемні технології. - 2015. - Т. 12, № 1. - С. 26-52.
40. Тепловизоры. Факторы, влияющие на качество изображения тепловизора. 2018. [Online]. Available: <http://teplovizo.ru/factory-vliyayushhie-na-kachestvo-izobrazheniya-teplovizora.htm>. Accessed on: 10.11.2016.
41. Бідюк П. І. Системи підтримки прийняття рішень на основі статистично-ймовірнісних методів / П. І. Бідюк, С. О. Довгий, О. М. Трофимчук. – К.: Логос, 2014. – 419 с.
42. Qihao Weng «Advances in Environmental Remote Sensing: Sensors, Algorithms, and Applications» – CRC Press, 2011, 610 pp., ISBN 9781420091816.
43. James B. Campbell, Randolph H. Wynne, «Introduction to Remote Sensing» 5th Edition. – The Guilford Press, 2011, 667 pp., ISBN 978-1609181765.
44. Chen C. H. «Signal and Image Processing for Remote Sensing» Second Edition – CRC Press, 2012, 619 pp., ISBN 9781439855966.
45. Prasad S. Thenkabail «Remote Sensing Handbook» Three Volume Set – CRC Press, 2015, 2020 pp., ISBN 9781482218015.
46. Paul Mather, Brandt Tso «Classification Methods for Remotely Sensed Data» Second Edition – CRC Press, 2009, 376 pp., ISBN 9781420090727.

47. *Ruiliang Pu* «Hyperspectral Remote Sensing: Fundamentals and Practices». – CRC Press, 2017, 466 pp., ISBN 9781138747173.
48. *Данилевський М. П.* Основи сферичної геометрії і тригонометрії: навч. посібник / М. П. Данилевський, А. І. Колосов, А. В. Якутін; Харк. нац. акад. міськ. госп-ва. – Х.: ХНАМГ, 2011. – 92 с.
49. *Пінчук Б. Ю., Колобродов В. Г., Тягур В.М.* Просторове розділення системи дистанційного зондування при зміні кута візування // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №1. – С. 54–64, doi: 10.20535/1810-0546.2018.1.111880.
50. *Qin Deng et al.*, Study on MTF of remote sensing imaging under arbitrary known vibration // Proc. of SPIE, vol. 8420, pp 84200W-1– 84200W-6, 2012, doi: 10.1117/12.966412.
51. *Kolobrodov V.G., et al.*, Spaceborne linear array imager's spatial resolution for arbitrary viewing angles // Proc. of SPIE. – Vol. 10445. – 2017. – pp. 104450J-1– 104450J-9, doi: 10.1117/12.2280909.
52. *John R. Schott* «Remote sensing: the image chain approach» 2nd ed. – Oxford University Press, 2007, 701 pp., ISBN 978-0-19-517817-3.
53. *Dowman, I., et al.*, High Resolution Optical Satellite Imagery. – Whittles Publishing, 2012, 230 pp., ISBN 978-184995-046-6, doi: 10.1080/01431161.2012.748512.
54. *Auelmann, R. R.* Image Quality Metrics. 2012. [Online]. Available: <http://www.techarchive.org/wp-content/themes/boilerplate/largerdocs/Image%20Quality%20Metrics.pdf>. Accessed on: 15.03.2014.
55. *Daniel Zwillinger* «Table of Integrals, Series, and Products» 8rd ed. – Academic Press, 2014, 1184 pp., ISBN 978-0-12-384933-5.
56. *Лурье И.К. Косиков А.Г.* Теория и практика цифровой обработки изображений/Дистанционное зондирование и географические информационные системы. Под ред. А.М. Берлянта. - М.: Научный мир, 2003. – 168 с.
57. *Домненко В.М., Бурсов М.В.* «Моделирование формирования оптического изображения. Учебное пособие.» – СПб: НИУ ИТМО, 2011. – 141 с.
58. *Robert D. Fiete* «Modeling the imaging chain of digital cameras». – SPIE, 2010, 225 pp, ISBN 978-0-8194-8339-3.

59. *Boreman, Glenn D.*, «Modulation transfer function in optical and electro-optical systems». – SPIE Press, 2001, 111 pp.
60. *Norman S. Kopeika*, «A System Engineering Approach to Imaging». – Washington.: SPIE Optical Engineering Press, 1998. 706 p.
61. *Xin Mu, et al.*, Remote Sensing Image Restoration with Modulation Transfer Function Compensation Technology In-orbit // Proc. of SPIE. – Vol. 8768. – 2012. – pp. 87681K-1– 87681K-5, doi: 10.1117/12.2010775.
62. *Jin Li, et al.*, Image quality enhancement method for on-orbit remote sensing cameras using invariable modulation transfer function // Optical Society of America. pp 17134- 17149, 2017, doi: 10.1364/OE.25.017134.
63. *Jin Li, et al.*, Using sub-resolution features for self-compensation of the modulation transfer function in remote sensing // Optical Society of America. pp 4018 - 4037, 2017, doi: 10.1364/OE.25.004018.
64. *Колобродов В. Г., Гордієнко В. І.* Вплив фактора заповнення чутливими елементами інфрачервоної матриці на якість тепловізійного зображення // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2010. – №1. – С. 135–139.
65. *Шукин Е. В., Боресков А. В.* Компьютерная графика. Динамика, реалистические изображения. – Москва: Диалог-МИФИ, 1995. – 288 с.
66. *Wikipedia.* Фурія (БПЛА). 2019. [Online]. Available: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Фурія_\(БПЛА\)](https://uk.wikipedia.org/wiki/Фурія_(БПЛА)). Accessed on: 30.10.2019.
67. *Wikipedia.* PD-1. 2019. [Online]. Available: <https://uk.wikipedia.org/wiki/PD-1>. Accessed on: 20.06.2019.
68. *Wikipedia.* Ту-143. 2019. [Online]. Available: <https://uk.wikipedia.org/wiki/Ту-143>. Accessed on: 09.05.2019.
69. *Wikipedia.* Ту-141. 2019. [Online]. Available: <https://uk.wikipedia.org/wiki/Ту-141>. Accessed on: 24.08.2019.
70. *Wikipedia.* АН-30. 2019. [Online]. Available: <https://uk.wikipedia.org/wiki/АН-30>. Accessed on: 23.08.2019.
71. *Wikipedia.* Су-24МР. 2019. [Online]. Available: <https://uk.wikipedia.org/wiki/Су-24МР>. Accessed on: 22.08.2019.

72. *Earth Observation Portal*. TopSat. 2019. [Online]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/topsat>. Accessed on: 30.10.2019.
73. *ImageSat International*. EROS Imagery Products Guide. 2012. [Online]. Available: <http://www.geosoluciones.cl/documentos/eros/EROS-Imagery-Products-guide.pdf>. Accessed on: 28.05.2019.
74. *Leonardo DRS*. Tamarisk 640. 2019. [Online]. Available: <https://www.leonardodrs.com/commercial-infrared/products/uncooled-camera-modules/tamarisk-camera-modules/tamarisk-640/>. Accessed on: 08.04.2019.
75. *Allen Mann*, Infrared optics and zoom lenses, 2nd Edition. – SPIE, 2009, 164 pp.
76. *Hengyi Lv, et al.*, Autofocus method for scanning remote sensing cameras // Optical Society of America. pp 6351-6359, 2015, doi: 10.1364/AO.54.006351.
77. *Колобродов В. Г., Пінчук Б. Ю.* Взаємозв'язок функцій розсіювання точки абераційного і дифракційно обмеженого об'єктивів матричних тепловізорів // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2016. – №5(109). – С. 92–98, doi: 10.20535/1810-0546.2016.5.72034.
78. *Vollmerhausen R.H.* et al., Analysis and evaluation of sampled imaging systems. – Washington: SPIE Press, 2010, 304 p. doi: 10.1117/3.853462.
79. *Грей Э., Мэтьюз Г. Б.* Функции Бесселя и их приложения к физике и механике. – М.: Изд-во иностр. лит., 1953. – 371 с.
80. *Колобродов В. Г., Протасов В. Г., Піронер Я. М.* Функція розсіювання точки телевізійної системи спостереження з матричним приймачем випромінювання // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2003. – №4. – С. 103–108.
81. *Аль-Мзіраві А. М.* Методи визначення просторової роздільної здатності медичного тепловізора / А. М. Аль-Мзіраві, М. С. Колобродов, Б. Ю. Пінчук. // Вісник НТУУ «КПІ». Сер. : Приладобудування. – 2014. – №47. – С. 149–156.
82. *Колобродов В.Г.* Визначення оптимального нормованого радіуса розсіювання об'єктива тепловізора / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук. // Вісник Національного технічного університету України "Київський політехнічний інститут". Сер. : Приладобудування. – 2015. – №49(1). – С. 101–108.

83. Колобродов В.Г. Узгодження роздільної здатності об'єктива і матричного приймача випромінювання медичного тепловізора / Ахмед Малік Лазім Аль-Мзіраві, Балінський Є. Г., Колобродов В. Г. // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2012. – № 1. – С. 117–120.
84. Овсянников В. А. Согласование размеров кружка рассеяния объектива с элементом фотоприемного устройства тепловизионного прибора / В. А. Овсянников, В. Л. Филиппов. // Оптический журнал: Науч.-техн. журн. – 2007. – №1. – С. 77–79.
85. Light D. A Basis for Estimating Digital Camera Parameters / Don Light. // American Society for Photogrammetry and Remote Sensing. – 2004. – №3. – С. 297–300.
86. Федосеев, В.И. Анализ оптических сигналов матричными фотоприемниками / В.И. Федосеев // Известия высших учебных заведений «Приборостроение». – 1984. – Т. XXVII, № 7. – С. 70-78.
87. Кружилов И. С. О влиянии относительного размера изображения на погрешность определения координат / И. С. Кружилов // Компьютерная оптика. – 2009. – Том 33, № 2. – С. 210–215.
88. Ronald G. Driggers, et al., Infrared detector size: how low should you go? // Proc. of SPIE. – Vol. 51(6). – 2012. – pp. 063202-1– 063202-6, doi: 10.1117/1.OE.51.6.063202.
89. Antoni Rogalski «Infrared and Terahertz Detectors » Third Edition – CRC Press, 2019, 1066 pp., ISBN 978-1-138-19800-5.
90. Michael Vollmer, Klaus-Peter Möllmann, «Infrared Thermal Imaging. Fundamentals, Research and Applications», 2nd Edition. – Wiley-VCH, 2018, 769 pp.
91. Cole-Parmer. Emissivity of Specific Materials. 2018. [Online]. Available: <https://www.coleparmer.com/tech-article/emissivity-of-specific-materials>. Accessed on: 15.05.2019.
92. Engineering ToolBox. Emissivity Coefficients Materials. 2003. [Online]. Available: https://www.engineeringtoolbox.com/emissivity-coefficients-d_447.html. Accessed on: 15.05.2019.

93. *Thermalinfo.ru*. Степень черноты поверхности материалов (металлов, диэлектриков, стройматериалов, оксидов). 2003. [Online]. Available: <http://thermalinfo.ru/eto-interesno/stepen-chernoty-poverhnosti-materialov-metallov-dielektrikov>. Accessed on: 15.05.2019.
94. Криксунов Л. З. Справочник по основам инфракрасной техники / Л. З. Криксунов. – М.: Советское радио, 1978. – 400 с.
95. Пінчук Б. Ю. Спотворення зображення в системах дистанційного зондування Землі при довільних кутах візування / В. Г. Колобродов, М. І. Лихоліт, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, М.М. Луцюк, // Космічна наука і технологія. – 2021. – 27, №3. (130) – С. 51-65, doi: 10.15407/knit2021.03.051.
96. *Arnold Daniels*, Field guide to infrared systems, detectors, and FPAs, 2nd Edition. – SPIE, 2010, 192 pp.
97. *Paul W. Kruse*, Uncooled thermal imaging arrays, systems and applications. – SPIE, 2001, 110 pp.
98. *Antoni Rogalski*, Infrared detectors, 2nd Edition. – CRC Press, 2010, 898 pp.
99. *Shen-En Qian*, Optical Satellite Signal Processing and Enhancement. – SPIE Press, 2013, 554 p. doi: 10.1117/3.1000981.
100. *Колобродов В. Г* Оптимізація параметрів об'єктива і мікроболометричної матриці тепловізора // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2015. – № 1(99). – С. 91–95.
101. *BogdanPinchuk*. Difdisofil. 2019. [Online]. Available: <https://github.com/BogdanPinchuk/Difdisofil>. Accessed on: 06.09.2019.
102. *Пінчук Б. Ю., Колобродов В. Г., Тягур В.М.* Вплив кутів візування та кривизни поверхні Землі на просторове розділення космічної оптико-електронної системи спостереження // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №5. – С. 63–75, doi: 10.20535/1810-0546.2018.5.140106.
103. *Пінчук Б. Ю., Колобродов В. Г., Тягур В.М.* Модуляційна передавальна функція системи дистанційного зондування при відхиленні осі візування від надиру // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №6. – С. 66–80, doi: 10.20535/1810-0546.2018.6.149681.

104. Kolobrodov V. G. Influence of the aberrations of Fourier-lens on the resolution of the digital optical processor/ V. G. Kolobrodov, H. S. Tymchyk, M. S. Kolobrodov, B. Y. Pinchuk, et al. // Proc. SPIE Vol. 11045, Optical Fibers and Their Applications. – 2018. – pp. 110450U-1 – 110450U-5, doi: 10.1117/12.2522310.

105. Пінчук Б. Ю. Комп'ютерно-інтегрований метод виявлення об'єктів поляризаційним тепловізором / В. Г. Колобродов, В. І. Микитенко, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, Б. В. Сокол, // Вісник НТУУ «КПІ». Серія Радіотехніка, Радіоапаратобудування. – 2021. – 27, №85.– С. 21-26, doi: 10.20535/RADAR.2021.85.21-26.

ДОДАТОК А

А.1 Кутова і лінійна швидкості точки візування на плоскій поверхні

Посилаючись на рис. А.1, припускаємо, що в точці O на деякій висоті H знаходиться камера або лазер, які направлені на площину або ж ЗП. Перше завдання можна сформулювати наступним чином: камера в точці O обертається зі сталою кутовою швидкістю ω , а необхідно знайти як змінюється швидкість переміщення точки візування $v_{n.m.}$ на ЗП. Друге завдання, обернене до першого: деякий об'єкт із сталою швидкістю $v_{n.m.}$ рухається по ЗП, а необхідно знайти із якою кутовою швидкістю ω необхідно обертати камеру, щоб об'єкт спостереження знаходився на оптичній осі камери, тобто його зображення формувалося в центрі МПВ.

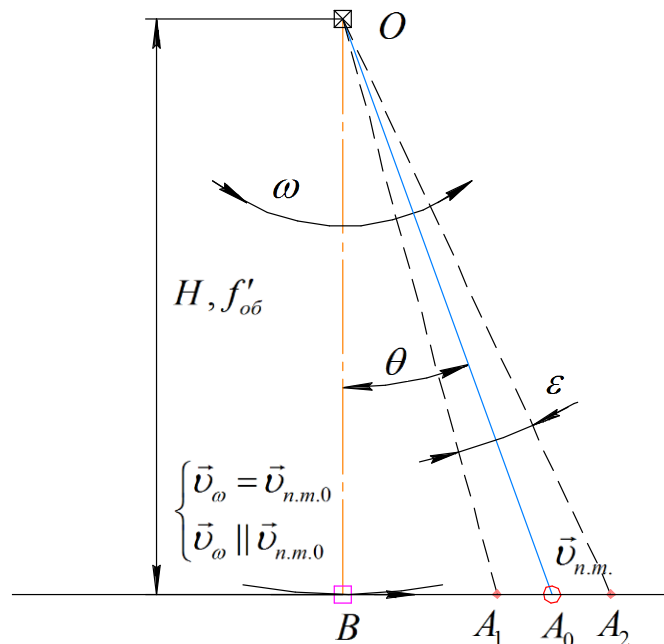


Рис. А.1 Схема обертання камери при проектуванні точки на плоскій поверхні

На рис. А.1 показано рух камери і переміщення точки візування A_0 на поверхні ЗП. Точка B – точка надиру, а пряма проведена через точки BA_i ЗП на якій проводиться зйомка. Згідно сформульованого першого завдання, маємо, що коли точка A_0 співпадає в певний момент часу із точкою B , то швидкості переміщення точки $v_{n.m.}$ і швидкість переміщення точки кола (умовного кола з радіусом H) будуть однаковими $v_{n.m.0} = v_\omega$ а їх вектори паралельними і однонаправленими $v_{n.m.0} \parallel v_\omega$. Швидкість переміщення точок умовного кола дорівнює:

$$\vec{v}_\omega = \omega \cdot H. \quad (\text{A.1})$$

Вектори швидкостей $v_{n.m.}$ і v_ω однакові, оскільки v_ω є дотичною до умовно описаного кола. Щоб визначити $v_{n.m.}$ в точці відмінній від надиру, розглянемо наступний випадок, де швидкість – це відстань ΔS , яку проходить точка за певний час t :

$$v = \frac{dS}{dt} \approx \frac{\Delta S}{t}. \quad (\text{A.2})$$

Отже, виходячи із поняття (A.2) додатково побудуємо дві точки A_1 і A_2 , відстань між якими дорівнюватиме ΔS . Із побудови можна побачити, що прямі OA_1 і OA_2 утворюють деякий кут ε , при цьому пряма OA_0 являється його бісектрисою. Фізично маємо, що чим менше ΔS і ε тим точніше можна визначити середню швидкість $v_{n.m.}$. Із $\triangle OBA_1$ і $\triangle OBA_2$ де $\angle B = 90^\circ$, маємо:

$$\begin{cases} \operatorname{tg}\left(\theta - \frac{\varepsilon}{2}\right) = \frac{BA_1}{OB} = \frac{S_1}{H} \\ \operatorname{tg}\left(\theta + \frac{\varepsilon}{2}\right) = \frac{BA_2}{OB} = \frac{S_2}{H} \end{cases}. \quad (\text{A.3})$$

Тоді із (A.3) маємо, що відстань між точками A_1 і A_2 дорівнюватиме:

$$\Delta S = S_2 - S_1 = H \left(\operatorname{tg}\left(\theta + \frac{\varepsilon}{2}\right) - \operatorname{tg}\left(\theta - \frac{\varepsilon}{2}\right) \right). \quad (\text{A.4})$$

Знайшовши відстань ΔS підставимо (A.4) в (A.2) і знайдемо середню швидкість переміщення точки візування:

$$\bar{v}_{n.m.} = \frac{\Delta S}{t} = \frac{H}{t} \left(\operatorname{tg}\left(\theta + \frac{\varepsilon}{2}\right) - \operatorname{tg}\left(\theta - \frac{\varepsilon}{2}\right) \right). \quad (\text{A.5})$$

Згідно рис. A.1, маємо: постійну кутову швидкість ω і кут ε , на який необхідно обернутись камері, щоб пройти відстань ΔS , тому звідси можна визначити за який час t це відбудеться:

$$t = \frac{\varepsilon}{\omega}. \quad (\text{A.6})$$

Знаючи час t , підставимо (A.6) в (A.5), таким чином позбуваємося часової складової і отримуємо, що:

$$\bar{v}_{n.m.} = \frac{\omega H}{\varepsilon} \left(\operatorname{tg} \left(\theta + \frac{\varepsilon}{2} \right) - \operatorname{tg} \left(\theta - \frac{\varepsilon}{2} \right) \right). \quad (\text{A.7})$$

Аналізуючи (A.7), видно, що дана формула не зручна для використання, тому постає завдання позбутися кута ε , тому застосуємо тригонометричні формули перетворення:

$$\operatorname{tg}(\alpha) \pm \operatorname{tg}(\beta) = \frac{\sin(\alpha \pm \beta)}{\cos(\alpha)\cos(\beta)}.$$

Розпишемо детально праву частину (A.7):

$$\operatorname{tg} \left(\theta + \frac{\varepsilon}{2} \right) - \operatorname{tg} \left(\theta - \frac{\varepsilon}{2} \right) = \frac{\sin \left(\theta + \frac{\varepsilon}{2} - \left(\theta - \frac{\varepsilon}{2} \right) \right)}{\cos \left(\theta + \frac{\varepsilon}{2} \right) \cos \left(\theta - \frac{\varepsilon}{2} \right)} = \frac{\sin(\varepsilon)}{\cos \left(\theta + \frac{\varepsilon}{2} \right) \cos \left(\theta - \frac{\varepsilon}{2} \right)}.$$

В результаті, перепишемо (A.7) у вигляді:

$$\bar{v}_{n.m.} = \frac{\omega H \cdot \sin(\varepsilon)}{\varepsilon \cdot \cos \left(\theta + \frac{\varepsilon}{2} \right) \cos \left(\theta - \frac{\varepsilon}{2} \right)}. \quad (\text{A.8})$$

Із рис. А.1 можна помітити, що чим менший кут ε , тим точніше можна визначити швидкість переміщення точки. Отже, в даному випадку формується наступна умова:

$$\varepsilon \rightarrow 0.$$

Застосуємо дану умову для (A.8) і запишемо як:

$$\lim_{\varepsilon \rightarrow 0} (\bar{v}_{n.m.}(\varepsilon)) = \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} \left(\frac{\omega H \cdot \sin(\varepsilon)}{\varepsilon \cdot \cos \left(\theta + \frac{\varepsilon}{2} \right) \cos \left(\theta - \frac{\varepsilon}{2} \right)} \right). \quad (\text{A.9})$$

Скориставшись «чудовими границями» для (A.9) отримаємо:

$$\begin{aligned} \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} (\bar{v}_{n.m.}(\varepsilon)) &= \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} \left(\frac{\omega H \cdot \sin(\varepsilon)}{\varepsilon \cdot \cos \left(\theta + \frac{\varepsilon}{2} \right) \cos \left(\theta - \frac{\varepsilon}{2} \right)} \right) = \\ &= \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} \left(\frac{\omega H \cdot \varepsilon}{\varepsilon \cdot \cos(\theta + 0) \cos(\theta - 0)} \right) = \frac{\omega H}{\cos^2(\theta)} \end{aligned}$$

В результаті коли $\varepsilon \rightarrow 0$, то отримуємо точну формулу швидкості переміщення точки візування у відповідний момент часу або ж при деякому куті спостереження θ :

$$\vec{v}_{n.m.} = \frac{\omega \cdot H}{\cos^2(\theta)}. \quad (\text{A.10})$$

Щоб, упевнитись у правильності отриманого результату, необхідно перевірити контрольні значення або точки. Розглянемо випадок, коли точка A_0 знаходиться в надирі в певний момент часу, тобто коли $\theta = 0^\circ$, то із (A.10) ми отримуємо, що:

$$\vec{v}_{n.m.0} = \frac{\omega \cdot H}{\cos^2(0^\circ)} = \omega \cdot H.$$

Формула (A.10) дозволяє вирішити перше поставлене завдання. Аналізуючи (A.10) можна отримати вирішення і для другого поставленого завдання:

$$\omega = \frac{\vec{v}_{n.m.}}{H} \cos^2(\theta). \quad (\text{A.11})$$

A.2 Кутова і лінійна швидкості точки візування на опуклій поверхні

Аналогічно пункту A.1, в даному випадку ставляться такі ж самі завдання, а змінюється лише поверхня із плоскої на опуклу. В A.1 отримані формули для застосування при умовах коли використовуються безпілотні та авіаційні ТСС, а також коли необхідно знайти з якою швидкістю рухатиметься зображення у фокальній площині, тобто в площині МПВ. В даному випадку, це завдання стосується КА, які знаходять на значній висоті і важливо враховувати кривизну Землі.

Посилаючись на рис. A.2, припускаємо, що в точці O на деякій висоті H знаходиться ТСС, яка направлена на ЗП. Поняття швидкості також можна описати формулою (A.2). Час обертання зі сталою кутовою швидкістю ω на деякий кут $\Delta\varepsilon$ становить:

$$t = \frac{\Delta\varepsilon}{\omega}. \quad (\text{A.12})$$

Відстань по кривій, яку пройде підсупутникова точка дорівнюватиме:

$$\Delta S = R(\gamma_2 - \gamma_1) = R \cdot \Delta\gamma. \quad (\text{A.13})$$

де R – радіус кривизни Землі;

γ – еквівалентний кут ε в середині сфери радіусом R , тобто кут між прямою яка з'єднує точку візування A_0 і центр сфери та прямою яка з'єднує точку надиру і центр сфери.

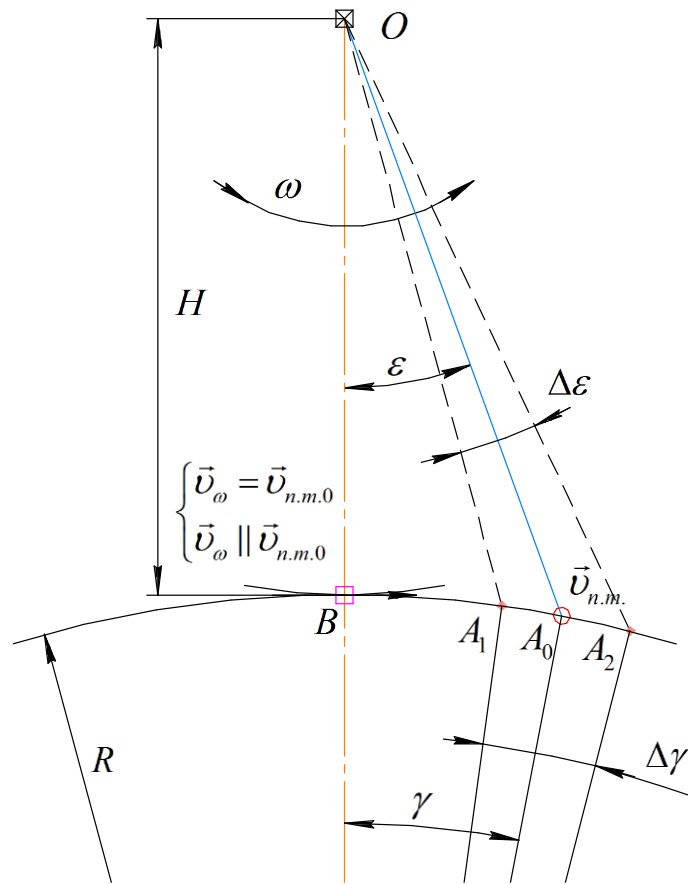


Рис. А.2 Схема обертання камери при проектуванні точки на опуклій поверхні

Підставимо (А.12) і (А.13) в (А.2):

$$\vec{v}_{n.m.} = \omega R \frac{\Delta\gamma}{\Delta\varepsilon}. \quad (\text{A.14})$$

Відповідно до рис. А.2, залежність між кутами ε і γ визначається як (2.40):

$$\sin(\gamma) \operatorname{ctg}(\varepsilon) + \cos(\gamma) = \frac{H + R}{R},$$

$$\operatorname{tg}(\varepsilon) = \frac{R \sin(\gamma)}{H + R(1 - \cos(\gamma))}. \quad (\text{A.15})$$

Тоді кут на який відхилиться камера дорівнюватиме:

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_2 - \varepsilon_1 = \operatorname{arctg} \left(\frac{R \sin(\gamma_2)}{H + R(1 - \cos(\gamma_2))} \right) - \operatorname{arctg} \left(\frac{R \sin(\gamma_1)}{H + R(1 - \cos(\gamma_1))} \right). \quad (\text{A.16})$$

Скористаємося формулою обернених тригонометричних функцій:

$$\operatorname{arctg}(x) - \operatorname{arctg}(y) = \operatorname{arctg}\left(\frac{x-y}{1+xy}\right).$$

Розпишемо (А.16) як:

$$\Delta\varepsilon = \operatorname{arctg}\left(\frac{\frac{R\sin(\gamma_2)}{H+R(1-\cos(\gamma_2))} - \frac{R\sin(\gamma_1)}{H+R(1-\cos(\gamma_1))}}{1 + \frac{R\sin(\gamma_2)}{H+R(1-\cos(\gamma_2))} \cdot \frac{R\sin(\gamma_1)}{H+R(1-\cos(\gamma_1))}}\right). \quad (\text{А.16})$$

Спростимо вираз в дужках:

$$\begin{aligned} & \frac{\frac{R\sin(\gamma_2)}{H+R(1-\cos(\gamma_2))} - \frac{R\sin(\gamma_1)}{H+R(1-\cos(\gamma_1))}}{1 + \frac{R\sin(\gamma_2)}{H+R(1-\cos(\gamma_2))} \cdot \frac{R\sin(\gamma_1)}{H+R(1-\cos(\gamma_1))}} = \\ & = R \frac{(H+R)(\sin(\gamma_2) - \sin(\gamma_1)) + R(\cos(\gamma_2)\sin(\gamma_1) - \cos(\gamma_1)\sin(\gamma_2))}{(H+R)^2 - R(H+R)(\cos(\gamma_2) + \cos(\gamma_1)) + R^2(\cos(\gamma_1)\cos(\gamma_2) + \sin(\gamma_2)\sin(\gamma_1))}. \end{aligned}$$

Скористаємося тригонометричними формулами:

$$\sin(x) - \sin(y) = 2\sin\left(\frac{x-y}{2}\right)\cos\left(\frac{x+y}{2}\right),$$

$$\cos(x) + \cos(y) = 2\cos\left(\frac{x+y}{2}\right)\cos\left(\frac{x-y}{2}\right),$$

$$\sin(x)\cos(y) - \cos(x)\sin(y) = \sin(x-y),$$

$$\cos(x)\cos(y) + \sin(x)\sin(y) = \cos(x-y).$$

І перепишемо вираз в дужках як:

$$R \frac{2(H+R)\sin\left(\frac{\gamma_2 - \gamma_1}{2}\right)\cos\left(\frac{\gamma_2 + \gamma_1}{2}\right) - R\sin(\gamma_2 - \gamma_1)}{(H+R)^2 - 2R(H+R)\cos\left(\frac{\gamma_2 + \gamma_1}{2}\right)\cos\left(\frac{\gamma_2 - \gamma_1}{2}\right) + R^2\cos(\gamma_2 - \gamma_1)}.$$

Замітимо, що:

$$\begin{cases} \gamma_2 = \gamma + 0.5\Delta\gamma \\ \gamma_1 = \gamma - 0.5\Delta\gamma \end{cases}.$$

Тоді (А.16) запишеться як:

$$\Delta\varepsilon = \arctg \left[R \frac{2(H+R)\sin\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right)\cos(\gamma) - R\sin(\Delta\gamma)}{(H+R)^2 - 2R(H+R)\cos(\gamma)\cos\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right) + R^2\cos(\Delta\gamma)} \right]. \quad (\text{A.17})$$

Аналогічно пункту А.1 маємо, що чим менший кут $\Delta\varepsilon$ тим точніше визначатиметься середня швидкість підсупутникової точки. Отже, запишемо наступну умову:

$$\Delta\varepsilon \rightarrow 0.$$

Скористаємося в даному випадку «чудовими границями» і запишемо наступне:

$$\lim_{\Delta\varepsilon \rightarrow 0} (\text{tg}(\Delta\varepsilon)) = \Delta\varepsilon. \quad (\text{A.18})$$

Аналізуючи (А.17) і (А.18) можна записати наступне:

$$\Delta\varepsilon = R \frac{2(H+R)\sin\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right)\cos(\gamma) - R\sin(\Delta\gamma)}{(H+R)^2 - 2R(H+R)\cos(\gamma)\cos\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right) + R^2\cos(\Delta\gamma)}. \quad (\text{A.19})$$

Підставимо (А.19) в (А.14) і отримаємо:

$$\vec{v}_{n.m.} = \omega \cdot \Delta\gamma \frac{(H+R)^2 - 2R(H+R)\cos(\gamma)\cos\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right) + R^2\cos(\Delta\gamma)}{2(H+R)\sin\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right)\cos(\gamma) - R\sin(\Delta\gamma)}. \quad (\text{A.20})$$

Кути $\Delta\varepsilon$ і $\Delta\gamma$ залежні, а тому якщо один кут прямує до нуля то і інший також. Звідси запишемо умову:

$$\begin{cases} \Delta\varepsilon \rightarrow 0 \\ \Delta\gamma \rightarrow 0 \end{cases}$$

Підставимо, отриману умову в (А.20) і скористаємося «чудовими границями»:

$$\vec{v}_{n.m.} = \omega \cdot \Delta\gamma \frac{(H+R)^2 - 2R(H+R)\cos(\gamma) + R^2}{2(H+R)\frac{\Delta\gamma}{2}\cos(\gamma) - R\Delta\gamma}.$$

В результаті спрощень, запишемо формулу, яка визначатиме швидкість переміщення точки візування у відповідний момент часу при сталій кутовій швидкості:

$$\vec{v}_{n.m.} = \omega \frac{H^2 + 2R(H + R)(1 - \cos(\gamma))}{H + (H + R)(1 - \cos(\gamma))}. \quad (\text{A.21})$$

Зробимо перевірку правильності отриманої формули, при умові коли кут $\gamma = 0$:

$$\vec{v}_{n.m.0} = \omega \frac{H^2 + 2R(H + R)(1 - 1)}{H + (H + R)(1 - 1)} = \omega \frac{H^2}{H} = \omega H.$$

Для визначення кута γ через кут ε скористаємося формулою, яка отримується із (A.15), скориставшись методом Юніса (2.41) [34]:

$$\left\{ \begin{matrix} +a \\ \pm a \end{matrix} \right\} \sin(x) + \left\{ \begin{matrix} \pm b \\ b \end{matrix} \right\} \cos(x) = \sqrt{a^2 + b^2} \left\{ \begin{matrix} \sin \\ \cos \end{matrix} \right\} \left(x \pm \left\{ \begin{matrix} \arcsin \\ -\arccos \end{matrix} \right\} \left(\frac{b}{\sqrt{a^2 + b^2}} \right) \right). \quad (\text{A.22})$$

В результаті отримаємо:

$$\gamma = \arcsin \left(\sin(\varepsilon) \frac{H + R}{R} \right) - \varepsilon. \quad (\text{A.23})$$

А.3 Кутова і лінійна швидкості точки візування на ввігнутій поверхні

Подібно до пункту А.2, в даному випадку ставляться такі ж самі завдання, а змінюється лише поверхня із опуклої на ввігнуту. В А.2 описувалося в яких випадках необхідно використовувати відповідні формули. Відповідно, до даного випадку, то його можна інтерпретувати наступним чином: в точці O встановлена камера, яка знаходиться на ЗП і слідує за КА який рухається по ССО на висоті H над ЗП, і задача полягає в тому щоб визначити з якою кутовою швидкістю необхідно обертати камеру щоб вести спостереження за КА. Дане виведення також можна використовувати і для розв'язання завдань які ставляться в А.2 визначаючи швидкості відносно точки на ЗП, але такий варіант буде суттєво складнішим.

Посилаючись на рис. А.3, припускаємо, що в точці O , яка знаходиться на ЗП, знаходиться ТСС, яка направлена на КА, який знаходиться деякій висоті H . Поняття швидкості аналогічно описується формулою (А.2), час обертання – (А.12), відстань

по кривій, яку проходить точка спостереження – (А.13), швидкість польоту КА на ССО – (А.14). Відповідно до рис. А.3, залежність між кутами ε і γ визначається як:

$$\sin(\gamma)\operatorname{ctg}(\varepsilon) - \cos(\gamma) = \frac{H - R}{R},$$

$$\operatorname{tg}(\varepsilon) = \frac{R\sin(\gamma)}{H - R(1 - \cos(\gamma))}. \quad (\text{A.24})$$

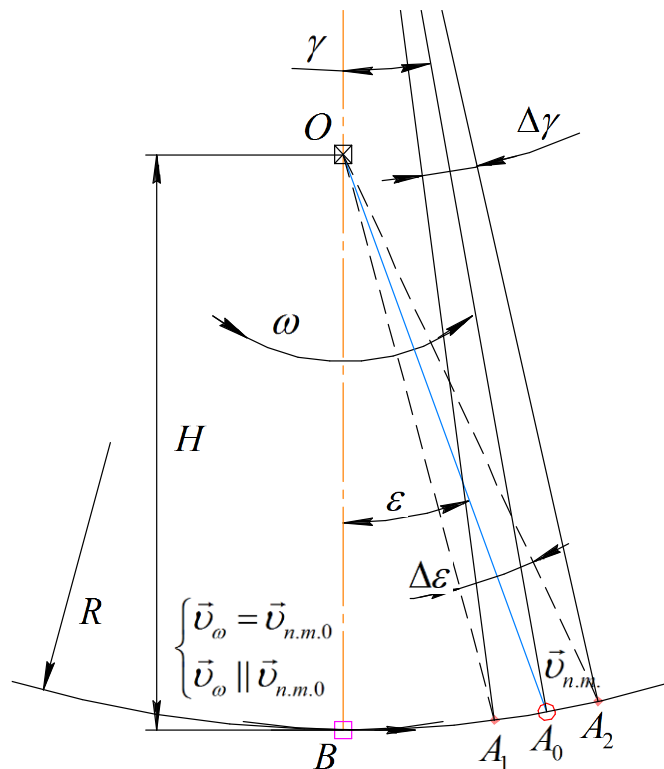


Рис. А.3 Схема обертання камери при проектуванні точки на ввігнутій поверхні

Тоді кут на який відхилиться камера дорівнюватиме:

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_2 - \varepsilon_1 = \operatorname{arctg}\left(\frac{R\sin(\gamma_2)}{H - R(1 - \cos(\gamma_2))}\right) - \operatorname{arctg}\left(\frac{R\sin(\gamma_1)}{H - R(1 - \cos(\gamma_1))}\right). \quad (\text{A.25})$$

Аналогічно пункту А.2 маємо:

$$\Delta\varepsilon = \operatorname{arctg}\left(\frac{\frac{R\sin(\gamma_2)}{H - R(1 - \cos(\gamma_2))} - \frac{R\sin(\gamma_1)}{H - R(1 - \cos(\gamma_1))}}{1 + \frac{R\sin(\gamma_2)}{H - R(1 - \cos(\gamma_2))} \cdot \frac{R\sin(\gamma_1)}{H - R(1 - \cos(\gamma_1))}}\right). \quad (\text{A.26})$$

Спростимо вираз в дужках:

$$\begin{aligned}
& \frac{\frac{R \sin(\gamma_2)}{H - R(1 - \cos(\gamma_2))} - \frac{R \sin(\gamma_1)}{H - R(1 - \cos(\gamma_1))}}{1 + \frac{R \sin(\gamma_2)}{H - R(1 - \cos(\gamma_2))} \cdot \frac{R \sin(\gamma_1)}{H - R(1 - \cos(\gamma_1))}} = \\
& = R \frac{(H - R)(\sin(\gamma_2) - \sin(\gamma_1)) + R(\sin(\gamma_2)\cos(\gamma_1) - \cos(\gamma_2)\sin(\gamma_1))}{(H - R)^2 + R(H - R)(\cos(\gamma_2) + \cos(\gamma_1)) + R^2(\cos(\gamma_2)\cos(\gamma_1) + \sin(\gamma_2)\sin(\gamma_1))}.
\end{aligned}$$

Аналогічно пункту А.2, скористаємося тригонометричними формулами і перепишемо вираз в дужках як:

$$R \frac{2(H - R)\sin\left(\frac{\gamma_2 - \gamma_1}{2}\right)\cos\left(\frac{\gamma_2 + \gamma_1}{2}\right) + R\sin(\gamma_2 - \gamma_1)}{(H - R)^2 + 2R(H - R)\cos\left(\frac{\gamma_2 + \gamma_1}{2}\right)\cos\left(\frac{\gamma_2 - \gamma_1}{2}\right) + R^2\cos(\gamma_2 - \gamma_1)}.$$

Замітимо, що:

$$\begin{cases} \gamma_2 = \gamma + 0.5\Delta\gamma \\ \gamma_1 = \gamma - 0.5\Delta\gamma \end{cases}.$$

Тоді (А.26) запишеться як:

$$\Delta\varepsilon = \operatorname{arctg} \left(R \frac{2(H - R)\sin\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right)\cos(\gamma) + R\sin(\Delta\gamma)}{(H - R)^2 + 2R(H - R)\cos(\gamma)\cos\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right) + R^2\cos(\Delta\gamma)} \right). \quad (\text{А.27})$$

Аналогічно пункту А.2 маємо, що чим менший кут $\Delta\varepsilon$ тим точніше визначатиметься середня швидкість точки спостереження. Отже, запишемо наступну умову:

$$\Delta\varepsilon \rightarrow 0.$$

Скористаємося виразом (А.18) і перепишемо (А.27) як:

$$\Delta\varepsilon = R \frac{2(H - R)\sin\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right)\cos(\gamma) + R\sin(\Delta\gamma)}{(H - R)^2 + 2R(H - R)\cos(\gamma)\cos\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right) + R^2\cos(\Delta\gamma)}. \quad (\text{А.28})$$

Підставимо (А.28) в (А.14) і отримаємо:

$$\vec{v}_{n.m.} = \omega \cdot \Delta\gamma \frac{(H-R)^2 + 2R(H-R)\cos(\gamma)\cos\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right) + R^2\cos(\Delta\gamma)}{2(H-R)\sin\left(\frac{\Delta\gamma}{2}\right)\cos(\gamma) + R\sin(\Delta\gamma)}. \quad (\text{A.29})$$

Кути $\Delta\varepsilon$ і $\Delta\gamma$ залежні, а тому якщо один кут прямує до нуля то і інший також. Звідси запишемо умову:

$$\begin{cases} \Delta\varepsilon \rightarrow 0 \\ \Delta\gamma \rightarrow 0 \end{cases}.$$

Підставимо, отриману умову в (A.29) і скористаємося «чудовими границями»:

$$\vec{v}_{n.m.} = \omega \cdot \Delta\gamma \frac{(H-R)^2 + 2R(H-R)\cos(\gamma) + R^2}{2(H-R)\frac{\Delta\gamma}{2}\cos(\gamma) + R\Delta\gamma}.$$

В результаті спрощень, запишемо формулу, яка визначатиме швидкість переміщення точки спостереження у відповідний момент часу при відомій кутовій швидкості обертання камери:

$$\vec{v}_{n.m.} = \omega \frac{H^2 - 2R(H-R)(1 - \cos(\gamma))}{H - (H-R)(1 - \cos(\gamma))}. \quad (\text{A.30})$$

Зробимо перевірку правильності отриманої формули, при умові коли кут $\gamma = 0$:

$$\vec{v}_{n.m.0} = \omega \frac{H^2 - 2R(H-R)(1-1)}{H - (H-R)(1-1)} = \omega \frac{H^2}{H} = \omega H.$$

Для визначення кута γ через кут ε скористаємося формулою, яка отримується із (A.24), скориставшись методом Юніса (A.22) [34]:

$$\gamma = \arcsin\left(\sin(\varepsilon)\frac{H-R}{R}\right) + \varepsilon. \quad (\text{A.31})$$

ДОДАТОК Б

Б.1 Кут нахилу проекції колонки МПВ на ЗП

Посилаючись на підрозділи 2.3 і 2.3.1 та формули (2.28) – (2.31) можна отримати кут нахилу проекції колонки МПВ на ЗП для відхилення по ГСК і послідовності «крен-тангаж». Скористаємося формулами (2.30) і (2.31) та перепишемо їх у вигляді:

$$tg(\theta_i) = tg\left(\theta + arctg\left(\frac{tg(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')}\right)\right), \quad (Б.1)$$

$$tg(\phi_i) = tg(W_y + \theta'') \frac{\cos(\theta_i - \theta)}{\cos(\theta_i)}, \quad (Б.2)$$

де θ_i і ϕ_i – результуючі кутові проекції на осі Oxy , при чому в даному випадку « i » являється деяким номером пікселя;

$W_{x,y}$ – кутова координата пікселя по одній із координатних осей;

θ'' і ϕ'' – допоміжні кути, рис. 2.7 і формули (2.25) та (2.26);

θ і ϕ – кути відхилення ТСС за тангажем і креном відповідно.

Згідно рис. 1.15, умовно проведені лінії через центри проекцій пікселів по рядках і колонках являються лініями і не перетворюються в криві, при проектуванні на площину. Для визначення нахилу проекції рядка (колонки) необхідно взяти будь-які два центри проекції пікселів в даному рядку (колонці). Тобто, посилаючись на рис. 2.24, для визначення нахилу рядка $W_x = const$, а $W_y = var$ (тобто змінна) і для колонки $W_y = const$, а $W_x = var$.

Згідно (2.58), кут нахилу колонки φ_c при параметрах $W_y = const$ і $W_x = var$ визначається:

$$tg(\varphi_c) = \frac{tg(\phi_2) - tg(\phi_1)}{tg(\theta_2) - tg(\theta_1)} = \frac{\Delta tg(\phi_i)}{\Delta tg(\theta_i)}, \quad (Б.3)$$

де

$$tg(\theta_2) = tg\left(\theta + arctg\left(tg(W_x + \Delta x) \frac{\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')}\right)\right),$$

$$tg(\theta_1) = tg\left(\theta + arctg\left(tg(W_x - \Delta x) \frac{\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')}\right)\right).$$

В свою чергу Δx – це відступ від вибраного пікселя вздовж колонки. Для отримання числового значення зручно приймати, що Δx дорівнює періоду пікселя по даній координаті, тобто до уваги беруть два сусідні пікселі в колонці. Але задача полягає в тому щоб отримати формулу при якій задавшись лише номером колонки, що відповідає його кутовій координаті W_y отримати кут нахилу, тобто таким чином розуміється, що

$\Delta x \rightarrow 0$.

Спростимо формулу (Б.2) скориставшись:

$$\cos(x \pm y) = \cos(x)\cos(y) \mp \sin(x)\sin(y).$$

Маємо:

$$tg(\phi_i) = tg(W_y + \theta'')(\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta)), \quad (Б.4)$$

де

$$tg(\phi_2) = tg(W_y + \theta'')(\cos(\theta) + tg(\theta_2)\sin(\theta)),$$

$$tg(\phi_1) = tg(W_y + \theta'')(\cos(\theta) + tg(\theta_1)\sin(\theta)).$$

Відомо, що $W_y = const$ а $W_x = var$, то можна отримати задачу отримання функції $\varphi_c(W_y)$, тобто показати залежність кута нахилу колонки від кутових координат пікселя. Так як вказувалося вище, проекції рядка є лінією, то це її можна представити у вигляді канонічного рівняння:

$$\underbrace{h \cdot tg(W_y)}_{y(x)} = \underbrace{tg(\varphi_c)}_k \cdot \underbrace{h \cdot tg(W_x)}_x + \underbrace{const}_b, \quad (Б.5)$$

де $const$ – деяка стала, яка не впливає на значення кута нахилу, а лише змінює розташування самої прямої.

Звідси, для знаходження кута нахилу необхідно продиференціювати рівняння (Б.5), тобто (Б.3) по W_x . Згідно теореми Коші, (Б.3) можна переписати як:

$$tg(\varphi_c) = \frac{tg(\phi_2) - tg(\phi_1)}{tg(\theta_2) - tg(\theta_1)} = \frac{\frac{d}{dW_x}[tg(\phi_i)]}{\frac{d}{dW_x}[tg(\theta_i)]}. \quad (\text{Б.6})$$

Продиференціюємо (Б.4):

$$\begin{aligned} \frac{d}{dW_x}[tg(\phi_i)] &= \frac{d}{dW_x}[tg(W_y + \theta'')(\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta))] = \\ &= tg(W_y + \theta'')\sin(\theta)\frac{d}{dW_x}[tg(\theta_i)], \\ \frac{d}{dW_x}[tg(\phi_i)] &= tg(W_y + \theta'')\sin(\theta)\frac{d}{dW_x}[tg(\theta_i)]. \end{aligned} \quad (\text{Б.7})$$

Підставимо (Б.7) в (Б.6):

$$\begin{aligned} tg(\varphi_c) &= \frac{tg(W_y + \theta'')\sin(\theta)\frac{d}{dW_x}[tg(\theta_i)]}{\frac{d}{dW_x}[tg(\theta_i)]}, \\ tg(\varphi_c) &= tg(W_y + \theta'')\sin(\theta). \end{aligned} \quad (\text{Б.8})$$

Формула (Б.8) дозволяє розрахувати кут нахилу колонки в залежності від кутової координати W_y центра пікселя відповідної колонки.

Б.2 Кут нахилу проекції рядка МПВ на ЗП

Більш складнішим являється отримання результату для нахилу рядка. Спочатку отримаємо додаткову формулу із (Б.1). Скористаємося формулою:

$$tg(x \pm y) = \frac{tg(x) \pm tg(y)}{1 \mp tg(x)tg(y)} \quad (\text{Б.9})$$

Розпишемо (Б.1) через (Б.9):

$$tg(\theta_i) = \frac{tg(\theta) + tg(W_x) \frac{\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')}}{1 - tg(\theta)tg(W_x) \frac{\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')}} = \frac{tg(\theta)\cos(W_y + \theta'') + tg(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'') - tg(\theta)tg(W_x)\cos(W_y)},$$

$$tg(\theta_i) = \frac{tg(\theta)\cos(W_y + \theta'') + tg(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'') - tg(\theta)tg(W_x)\cos(W_y)}. \quad (\text{Б.9})$$

Згідно (2.59) і аналогічно виведенню кута нахилу для колонки (Б.6), за допомогою диференціювання отримаємо формулу для розрахунку кута нахилу рядка:

$$tg\left(\varphi_r - \frac{\pi}{2}\right) = \frac{\frac{d}{dW_y}[tg(\theta_i)]}{\frac{d}{dW_y}[tg(\phi_i)]}. \quad (\text{Б.10})$$

Почергово продиференціюємо кожен із складових формули (24). Спочатку знайдемо диференціал для (Б.10):

$$\begin{aligned} \frac{d}{dW_y}[tg(\phi_i)] &= \frac{d}{dW_y}[tg(W_y + \theta'')(\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta))] = \\ &= (\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta))\frac{d}{dW_y}[tg(W_y + \theta'')] + \\ &+ tg(W_y + \theta'')\frac{d}{dW_y}[\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta)] = \\ &= \frac{\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} + tg(W_y + \theta'')\sin(\theta)\frac{d}{dW_y}[tg(\theta_i)]. \end{aligned}$$

Маємо:

$$\frac{d}{dW_y}[tg(\phi_i)] = \frac{\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} + tg(W_y + \theta'')\sin(\theta)\frac{d}{dW_y}[tg(\theta_i)]. \quad (\text{Б.11})$$

Аналізуючи формулу (Б.10) її можна тимчасово переписати в більш зручному вигляді для подальших доведень:

$$tg\left(\varphi_r - \frac{\pi}{2}\right) = -tg\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_r\right) = -ctg(\varphi_r) = -\frac{1}{tg(\varphi_r)}.$$

Отже (Б.10) можна переписати як:

$$-tg(\varphi_r) = \frac{\frac{d}{dW_y}[tg(\phi_i)]}{\frac{d}{dW_y}[tg(\theta_i)]}. \quad (\text{Б.12})$$

Підставимо (Б.11) в (Б.12):

$$\begin{aligned}
 -tg(\varphi_r) &= \frac{\frac{\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} + tg(W_y + \theta'')\sin(\theta) \frac{d}{dW_y} [tg(\theta_i)]}{\frac{d}{dW_y} [tg(\theta_i)]} = \\
 &= \frac{\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \frac{d}{dW_y} [tg(\theta_i)] + tg(W_y + \theta'')\sin(\theta).
 \end{aligned}$$

Маємо:

$$-tg(\varphi_r) = \frac{\cos(\theta) + tg(\theta_i)\sin(\theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \frac{d}{dW_y} [tg(\theta_i)] + tg(W_y + \theta'')\sin(\theta). \quad (\text{Б.13})$$

Далі знаходимо диференціал формули (Б.1):

$$\begin{aligned}
 \frac{d}{dW_y} tg(\theta_i) &= \frac{d}{dW_y} \left[tg \left(\theta + \arctg \left(\frac{tg(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')} \right) \right) \right] = \\
 &= \left(1 + tg^2 \left(\theta + \arctg \left(\frac{tg(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')} \right) \right) \right) \frac{d}{dW_y} \left[\arctg \left(\frac{tg(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')} \right) \right] = \\
 &= \frac{1}{\cos^2(\theta_i)} \frac{1}{1 + tg^2(W_x) \frac{\cos^2(W_y)}{\cos^2(W_y + \theta'')}} \frac{d}{dW_y} \left[\frac{tg(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')} \right] = \\
 &= \frac{1}{\cos^2(\theta_i)} \frac{\cos^2(W_y + \theta'')tg(W_x)}{\cos^2(W_y + \theta'') + tg^2(W_x)\cos^2(W_y)} \frac{d}{dW_y} \left[\frac{\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')} \right] = \\
 &= \frac{1}{\cos^2(\theta_i)} \frac{\cos^2(W_y + \theta'')tg(W_x)}{\cos^2(W_y + \theta'') + tg^2(W_x)\cos^2(W_y)} \times \\
 &\quad \times \frac{\cos(W_y + \theta'') \frac{d}{dW_y} [\cos(W_y)] - \cos(W_y) \frac{d}{dW_y} [\cos(W_y + \theta'')]}{\cos^2(W_y + \theta'')} =
 \end{aligned}$$

$$= \frac{tg(W_x) \left(\cos(W_y) \sin(W_y + \theta'') - \cos(W_y + \theta'') \sin(W_y) \right)}{\cos^2(\theta_i) \left(\cos^2(W_y + \theta'') + tg^2(W_x) \cos^2(W_y) \right)}.$$

Маємо:

$$\frac{d}{dW_y} tg(\theta_i) = \frac{tg(W_x) \left(\cos(W_y) \sin(W_y + \theta'') - \cos(W_y + \theta'') \sin(W_y) \right)}{\cos^2(\theta_i) \left(\cos^2(W_y + \theta'') + tg^2(W_x) \cos^2(W_y) \right)}. \quad (\text{Б.14})$$

Щоб спростити чисельник (Б.14) скористаємося формулою:

$$\sin(x \pm y) = \sin(x) \cos(y) \pm \cos(x) \sin(y), \quad (\text{Б.15})$$

$$\sin(W_y + \theta'') \cos(W_y) - \cos(W_y + \theta'') \sin(W_y) = \sin(W_y + \theta'' - W_y) = \sin(\theta'').$$

Підставимо отриманий результат в (Б.14):

$$\begin{aligned} \frac{d}{dW_y} tg(\theta_i) &= \frac{tg(W_x) \sin(\theta'')}{\cos^2(\theta_i) \left(\cos^2(W_y + \theta'') + tg^2(W_x) \cos^2(W_y) \right)} = \\ &= \frac{1}{\cos^2(\theta_i)} \frac{tg(W_x) \sin(\theta'')}{\cos^2(W_y + \theta'') - \cos^2(W_y) + (1 + tg^2(W_x)) \cos^2(W_y)} = \\ &= \frac{1}{\cos^2(\theta_i)} \frac{tg(W_x) \sin(\theta'')}{\cos^2(W_y + \theta'') - \cos^2(W_y) + \frac{\cos^2(W_y)}{\cos^2(W_x)}} = \\ &= \frac{1}{\cos^2(\theta_i)} \frac{tg(W_x) \cos^2(W_x) \sin(\theta'')}{\cos^2(W_x) \left(\cos^2(W_y + \theta'') - \cos^2(W_y) \right) + \cos^2(W_y)}. \end{aligned}$$

В результаті маємо:

$$\frac{d}{dW_y} tg(\theta_i) = \frac{tg(W_x) \cos^2(W_x) \sin(\theta'')}{\cos^2(\theta_i) \left[\cos^2(W_x) \left(\cos^2(W_y + \theta'') - \cos^2(W_y) \right) + \cos^2(W_y) \right]}. \quad (\text{Б.16})$$

Підставимо отриманий результат (Б.16) в (Б.13):

$$\begin{aligned} -tg(\varphi_r) &= tg(W_y + \theta'') \sin(\theta) + \frac{\cos(\theta) + tg(\theta_i) \sin(\theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \times \\ &\times \frac{\cos^2(\theta_i) \left[\cos^2(W_x) \left(\cos^2(W_y + \theta'') - \cos^2(W_y) \right) + \cos^2(W_y) \right]}{tg(W_x) \cos^2(W_x) \sin(\theta'')}. \end{aligned} \quad (\text{Б.17})$$

Розглянемо окремо другий член формули (Б.17). Скористаємося формулою, яка була використана для отримання (Б.4):

$$\frac{\cos(\theta_i - \theta)}{\cos(\theta_i)} = \frac{\cos(\theta_i)\cos(\theta) + \sin(\theta_i)\sin(\theta)}{\cos(\theta_i)} = \cos(\theta) + \operatorname{tg}(\theta_i)\sin(\theta).$$

Зробимо заміну в (Б.17):

$$\begin{aligned} & \cos^2(\theta_i) \frac{\cos(\theta) + \operatorname{tg}(\theta_i)\sin(\theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \cdot \frac{\cos^2(W_x)(\cos^2(W_y + \theta'') - \cos^2(W_y)) + \cos^2(W_y)}{\operatorname{tg}(W_x)\cos^2(W_x)\sin(\theta'')} = \\ & = \frac{\cos(\theta_i)[\cos(\theta_i)\cos(\theta) + \sin(\theta_i)\sin(\theta)]}{\cos^2(W_y + \theta'')} \cdot \frac{\cos^2(W_x)(\cos^2(W_y + \theta'') - \cos^2(W_y)) + \cos^2(W_y)}{\sin(W_x)\cos(W_x)\sin(\theta'')} = \\ & = 2 \frac{\cos(\theta_i)\cos(\theta_i - \theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \cdot \frac{\cos^2(W_x)(\cos^2(W_y + \theta'') - \cos^2(W_y)) + \cos^2(W_y)}{\sin(2W_x)\sin(\theta'')} = \\ & = 2 \frac{\cos(\theta_i)\cos(\theta_i - \theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \cdot \frac{\cos^2(W_x)\cos^2(W_y + \theta'') + \cos^2(W_y)(1 - \cos^2(W_x))}{\sin(2W_x)\sin(\theta'')} = \\ & = 2 \frac{\cos(\theta_i)\cos(\theta_i - \theta)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \cdot \frac{\cos^2(W_x)\cos^2(W_y + \theta'') + \sin^2(W_x)\cos^2(W_y)}{\sin(2W_x)\sin(\theta'')} = \\ & = 2 \frac{\cos(\theta_i)\cos(\theta_i - \theta)}{\sin(\theta'')\sin(2W_x)} \left[\cos^2(W_x) + \sin^2(W_x) \frac{\cos^2(W_y)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \right] = \\ & = 2 \cos^2(W_x) \frac{\cos(\theta_i)\cos(\theta_i - \theta)}{\sin(\theta'')\sin(2W_x)} \left[1 + \operatorname{tg}^2(W_x) \frac{\cos^2(W_y)}{\cos^2(W_y + \theta'')} \right] \square \end{aligned}$$

Перепишемо (Б.1) в наступному вигляді і скористаємося формулою (Б.9):

$$\operatorname{tg}(\theta_i - \theta) = \frac{\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'')}. \quad (\text{Б.18})$$

Згідно із (Б.18) запишемо:

$$\begin{aligned} & \square 2 \cos^2(W_x) \frac{\cos(\theta_i)\cos(\theta_i - \theta)}{\sin(\theta'')\sin(2W_x)} [1 + \operatorname{tg}^2(\theta_i - \theta)] = \\ & = 2 \cos^2(W_x) \frac{\cos(\theta_i)\cos(\theta_i - \theta)}{\sin(\theta'')\sin(2W_x)\cos^2(\theta_i - \theta)} = \frac{2 \cos^2(W_x)\cos(\theta_i)}{\sin(\theta'')\sin(2W_x)\cos(\theta_i - \theta)} = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&= \frac{2\cos^2(W_x)\cos(\theta_i)}{2\sin(\theta'')\sin(W_x)\cos(W_x)\cos(\theta_i - \theta)} = \frac{\cos(W_x)\cos(\theta_i)}{\sin(\theta'')\sin(W_x)\cos(\theta_i - \theta)} = \\
&= \frac{1}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)} \frac{1}{\cos(\theta) + \operatorname{tg}(\theta_i)\sin(\theta)}.
\end{aligned}$$

Підставимо отриманий результат в (Б.17):

$$-\operatorname{tg}(\varphi_r) = \operatorname{tg}(W_y + \theta'')\sin(\theta) + \frac{1}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)(\cos(\theta) + \operatorname{tg}(\theta_i)\sin(\theta))} \quad (\text{Б.19})$$

Підставимо (Б.9) в (Б.19) і розглянемо окремо другий член:

$$\begin{aligned}
&\frac{1}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)(\cos(\theta) + \operatorname{tg}(\theta_i)\sin(\theta))} = \\
&= \frac{1}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)\cos(\theta) \left(1 + \frac{\operatorname{tg}^2(\theta)\cos(W_y + \theta'') + \operatorname{tg}(\theta)\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y)}{\cos(W_y + \theta'') - \operatorname{tg}(\theta)\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y)} \right)} = \\
&= \frac{1}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)\cos(\theta) \frac{\cos(W_y + \theta'')(1 + \operatorname{tg}^2(\theta))}{\cos(W_y + \theta'') - \operatorname{tg}(\theta)\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y)}} = \\
&= \frac{\cos^2(\theta)}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)\cos(\theta)\cos(W_y + \theta'')} = \cos(\theta) \frac{\cos(W_y + \theta'') - \operatorname{tg}(\theta)\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y)}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y + \theta'')} = \\
&= \frac{\cos(\theta)\cos(W_y + \theta'') - \sin(\theta)\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y)}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y + \theta'')}.
\end{aligned}$$

Тоді (Б.19) перепишемо як:

$$\begin{aligned}
-\operatorname{tg}(\varphi_r) &= \frac{\cos(\theta)\cos(W_y + \theta'') - \sin(\theta)\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y)}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y + \theta'')} + \operatorname{tg}(W_y + \theta'')\sin(\theta) = \\
&= \frac{\cos(\theta)\cos(W_y + \theta'') - \sin(\theta)\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y)}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y + \theta'')} + \frac{\sin(W_y + \theta'')\sin(\theta)}{\cos(W_y + \theta'')} = \\
&= \frac{\cos(\theta)\cos(W_y + \theta'') - \sin(\theta)\operatorname{tg}(W_x)(\cos(W_y) - \sin(W_y + \theta'')\sin(\theta''))}{\sin(\theta'')\operatorname{tg}(W_x)\cos(W_y + \theta'')} \quad \square
\end{aligned}$$

Розпишемо частину чисельника наступним чином:

$$\begin{aligned}\cos(W_y) - \sin(W_y + \theta'') \sin(\theta'') &= \cos(W_y) - \frac{1}{2}(\cos(W_y) - \cos(W_y + 2\theta'')) = \\ &= \frac{1}{2}(\cos(W_y) + \cos(W_y + 2\theta'')) = \cos(W_y + \theta'') \cos(\theta'').\end{aligned}$$

Тоді підставимо отриманий результат у виведення вище:

$$\begin{aligned}\boxed{\equiv} & \frac{\cos(\theta) \cos(W_y + \theta'') - \sin(\theta) \operatorname{tg}(W_x) \cos(W_y + \theta'') \cos(\theta'')}{\sin(\theta'') \operatorname{tg}(W_x) \cos(W_y + \theta'')} = \\ & = \frac{\cos(W_y + \theta'') (\cos(\theta) - \sin(\theta) \cos(\theta'') \operatorname{tg}(W_x))}{\sin(\theta'') \operatorname{tg}(W_x) \cos(W_y + \theta'')} = \frac{\cos(\theta) - \sin(\theta) \cos(\theta'') \operatorname{tg}(W_x)}{\sin(\theta'') \operatorname{tg}(W_x)}.\end{aligned}$$

Представимо отриманий результат у вигляді (Б.10):

$$\operatorname{tg}\left(\varphi_r - \frac{\pi}{2}\right) = \frac{\sin(\theta'') \operatorname{tg}(W_x)}{\cos(\theta) - \sin(\theta) \cos(\theta'') \operatorname{tg}(W_x)}. \quad (\text{Б.20})$$

Формула (Б.20) дозволяє розрахувати кут нахилу рядка в залежності від W_x .

ДОДАТОК В

В.1 Визначення миттєвого поля зору пікселя МПВ

При розрахунку проекції пікселів і просторового розділення важливо знати миттєве поле зору відповідного пікселя. Згідно із рис. В.1: $CB = a$ – розмір пікселя, який ділиться на дві рівні частини $CD = DB$ точкою D ; точка O – оптична вісь об’єктива, а $OA = f$ – фокусна відстань. Завдання формулюється наступним чином, піксель розміром a , розташований на відстані OD від оптичної осі у фокальній площині; необхідно знайти миттєве поле зору $\angle CAB = \omega_0$, а точніше отримати залежність при якій визначатиметься поле зору при відомому розмірові пікселя a і його кутовому розташуванню W_i .

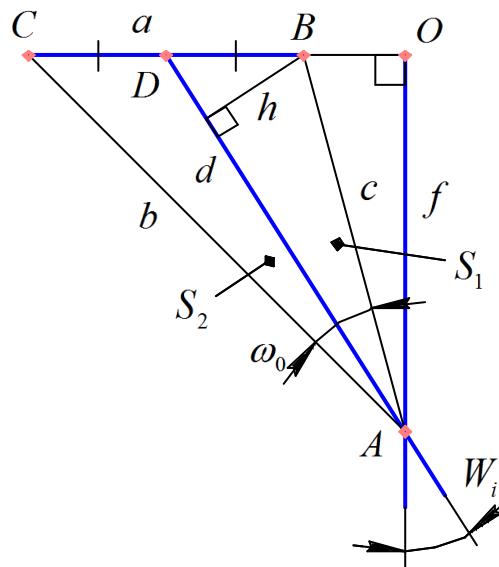


Рис. В.1 Схема визначення миттєвого поля зору

Можна помітити, що миттєве поле зору зменшується при віддаленні від оптичної осі. Висота h визначається як:

$$h = \frac{a}{2} \sin(90^\circ - W_i) = \frac{a}{2} \cos(W_i).$$

Медіана d :

$$\begin{cases} d = \frac{f}{\cos(W_i)}, \\ d = \frac{1}{2} \sqrt{b^2 + c^2 + 2bc \cos(\omega_0)}. \end{cases} \quad (\text{B.1})$$

Відомо, що площі утворених трикутників $\triangle CAD$ і $\triangle DAB$ пропорційні сторонам CD і DB . Тому із врахуванням попередніх формул, площа трикутників дорівнює:

$$S_1 = S_2 = \frac{1}{2}hd = \frac{af}{4}.$$

Площа всього $\triangle CAB$:

$$\begin{cases} S = 2S_1 = \frac{af}{2}, \\ S = \frac{1}{2}bc \sin(\omega_0). \end{cases} \quad (\text{B.2})$$

Із (B.2) можна записати, що:

$$bc = \frac{af}{\sin(\omega_0)}. \quad (\text{B.2})$$

Важливим у визначенні сторін трикутників є формула косинусів:

$$a^2 = b^2 + c^2 - 2bc \cos(\omega_0). \quad (\text{B.3})$$

Піднесемо медіану до квадрату (B.1) і запишемо систему із (B.3):

$$\begin{cases} 4d^2 = b^2 + c^2 + 2bc \cos(\omega_0), \\ a^2 = b^2 + c^2 - 2bc \cos(\omega_0). \end{cases} \quad (\text{B.4})$$

Із (B.4) можна отримати:

$$bc = \frac{4d^2 - a^2}{4\cos(\omega_0)}. \quad (\text{B.5})$$

Прирівнявши (B.2) і (B.5), маємо:

$$\frac{af}{\sin(\omega_0)} = \frac{4d^2 - a^2}{4\cos(\omega_0)}.$$

Зробивши деякі перетворення:

$$4af \operatorname{ctg}(\omega_0) = 4d^2 - a^2.$$

Підставимо в це рівняння (B.1):

$$4af \operatorname{ctg}(\omega_0) = \frac{4f^2}{\cos^2(\omega_0)} - a^2.$$

В результаті отримаємо:

$$\operatorname{ctg}(\omega_0) = \frac{f}{a \cdot \cos^2(W_i)} - \frac{a}{4f}. \quad (\text{B.6})$$

В.2 Визначення різниці між кутами, які утворюються діленням миттєвого поля зору медіаною

Із рис. В.1, позначимо через $\angle CAD = \omega_l$ і $\angle DAB = \omega_r$. Якщо $\omega_l < \omega_r$, то:

$$\begin{cases} \omega_r - \omega_l = \Delta\omega, \\ \omega_r + \omega_l = \omega_0, \\ \omega_r = 0.5(\omega_0 + \Delta\omega), \\ \omega_l = 0.5(\omega_0 - \Delta\omega). \end{cases} \quad (\text{B.7})$$

Позначимо через $\angle ACD = \beta$ і $\angle ABD = \gamma$, $\angle ADC = \beta'$ і $\angle ADB = \gamma'$.

$$\begin{cases} \sin(\gamma') = \sin(90^\circ - W_i) = \cos(W_i), \\ \sin(\beta') = \sin(90^\circ + W_i) = \cos(W_i). \end{cases}$$

За теоремою синусів запишемо:

$$\begin{cases} \frac{\cos(W_i)}{c} = \frac{\sin(\gamma)}{d} = \frac{2\sin(\omega_r)}{a}, \\ \frac{\cos(W_i)}{b} = \frac{\sin(\beta)}{d} = \frac{2\sin(\omega_l)}{a}, \\ \frac{\sin(\omega_0)}{a} = \frac{\sin(\beta)}{c} = \frac{\sin(\gamma)}{b}. \end{cases} \quad (\text{B.8})$$

Із (B.8) виразимо:

$$\begin{cases} c = \frac{a \cdot \cos(W_i)}{2\sin(\omega_r)} = \frac{a \cdot \sin(\beta)}{\sin(\omega_0)}, \\ b = \frac{a \cdot \cos(W_i)}{2\sin(\omega_l)} = \frac{a \cdot \sin(\gamma)}{\sin(\omega_0)}. \end{cases} \quad (\text{B.9})$$

Підставимо із (B.8) β і γ в (B.9):

$$\begin{cases} \frac{\cos(W_i)}{2\sin(\omega_r)} = \frac{\sin(\beta)}{\sin(\omega_0)} = \frac{2d\sin(\omega_l)}{a \cdot \sin(\omega_0)}, \\ \frac{\cos(W_i)}{2\sin(\omega_l)} = \frac{\sin(\gamma)}{\sin(\omega_0)} = \frac{2d\sin(\omega_r)}{a \cdot \sin(\omega_0)}. \end{cases} \quad (\text{B.10})$$

Обидва рівняння із системи (B.10) спрощуються до вигляду:

$$a \cdot \cos(W_i) \sin(\omega_0) = 4d \sin(\omega_l) \sin(\omega_r). \quad (\text{B.11})$$

Праву частину (B.11) із врахуванням (B.7), можна розписати як:

$$\sin(\omega_l) \sin(\omega_r) = \frac{1}{2} (\cos(\omega_l - \omega_r) - \cos(\omega_l + \omega_r)) = \frac{1}{2} (\cos(\Delta\omega) - \cos(\omega_0)).$$

Підставимо отриманий вираз і (B.1) в (B.11):

$$a \cdot \cos(W_i) \sin(\omega_0) = \frac{2f}{\cos(W_i)} (\cos(\Delta\omega) - \cos(\omega_0)). \quad (\text{B.12})$$

Виразимо із (B.12) $\Delta\omega$:

$$\Delta\omega = \arccos \left(\frac{a}{2f} \cos(W_i) \sin(\omega_0) + \cos(\omega_0) \right). \quad (\text{B.13})$$

В розрахунках важливе значення має знак, тому (B.13) перепишемо як:

$$\Delta\omega = \text{sign}(W_i) \cdot \arccos \left(\frac{a}{2f} \cos(W_i) \sin(\omega_0) + \cos(\omega_0) \right). \quad (\text{B.14})$$

де $\text{sign}(x)$ – функція визначення знака числа, яка приймає значення -1 , 0 і $+1$ при $x < 0$, $x = 0$ і $x > 0$ відповідно.

ДОДАТОК Г

Список публікацій здобувача за темою дисертації

1. Пінчук Б. Ю. Методи визначення просторової роздільної здатності медичного тепловізора / А. М. Аль-Мзіраві, М. С. Колобродов, Б. Ю. Пінчук. // Вісник НТУУ «КПІ». Серія Приладобудування. – 2014. – №47. – С. 149–156.
2. Пінчук Б. Ю. Визначення оптимального нормованого радіуса розсіювання об'єктива тепловізора / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук. // Вісник Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут». Серія Приладобудування. – 2015. – №49(1). – С. 101–108.
3. Пінчук Б. Ю. Взаємозв'язок функцій розсіювання точки абераційного і дифракційно обмеженого об'єктивів матричних тепловізорів / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2016. – №5(109). – С. 92–98, doi: 10.20535/1810-0546.2016.5.72034.
4. Пінчук Б. Ю. Просторове розділення системи дистанційного зондування при зміні кута візування / В. Г. Колобродов, В.М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №1. – С. 54–64, doi: 10.20535/1810-0546.2018.1.111880.
5. Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування та кривизни поверхні землі на просторове розділення космічної оптико-електронної системи спостереження / В. Г. Колобродов, В.М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №5. – С. 63-75, doi: 10.20535/1810-0546.2018.5.140106.
6. Пінчук Б. Ю. Модуляційна передавальна функція системи дистанційного зондування при відхиленні осі візування від надиру / В. Г. Колобродов, В.М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2018. – №6. – С. 66-80, doi: 10.20535/1810-0546.2018.6.149681.
7. Пінчук Б. Ю. Комп'ютерно-інтегрований метод виявлення об'єктів поляризаційним тепловізором / В. Г. Колобродов, В. І. Микитенко, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, Б. В. Сокол, // Вісник НТУУ «КПІ». Серія Радіотехніка, Радіоапаратобудування. – 2021. – 27, №85.– С. 21-26, doi:

10.20535/RADAR.2021.85.21-26. (*входить до наукометричної бази Web of Science та інших*).

8. Пінчук Б. Ю. Спотворення зображення в системах дистанційного зондування Землі при довільних кутах візування / В. Г. Колобродов, М. І. Лихоліт, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук, М.М. Луцюк, // *Космічна наука і технологія*. – 2021. – 27, №3. (130) – С. 51-65, doi: 10.15407/knit2021.03.051. (*входить до наукометричної бази Web of Science та інших*).

9. Пінчук Б. Ю. Тепловізійний приціл / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // VI науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування» (23-24 квітня 2013 р.). Збірник тез доповідей / НТУУ «КПІ», Приладобудівний факультет. – Київ, 2013. – С. 48.

10. Пінчук Б. Ю. Узгодження МПФ компонентів медичного тепловізора / А. М. Аль-Мзіраві, М. С. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // VII науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування» (23-24 квітня 2014 р.). Збірник тез доповідей / НТУУ «КПІ», Приладобудівний факультет. – Київ, 2014. – С. 50.

11. Пінчук Б. Ю. Визначення нормованого радіуса кружка розсіювання об'єктива тепловізора / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // VIII науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування» (22-24 квітня 2015 р.). Збірник тез доповідей / НТУУ «КПІ», Приладобудівний факультет. – Київ, 2015. – С. 50.

12. Пинчук Б. Ю. Нормированный радиус кружка рассеивания объектива тепловизора / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пинчук // Новые направления развития приборостроения. Материалы 8-й Международной студенческой научно-технической конференции. Сборник тезисов докладов / БНТУ, Приборостроительный факультет. – Минск, 2015. – С.217.

13. Пінчук Б. Ю. Визначення МДР тепловізора з абераційним об'єктивом / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // IX науково-практична конференція студентів та аспірантів «Погляд у майбутнє приладобудування» (17-18 квітня 2016 р.). Збірник тез доповідей / НТУУ «КПІ», Приладобудівний факультет. – Київ, 2016. – С. 42.

14. Пінчук Б. Ю. Визначення нормованого радіуса кружка розсіювання тепловізора за допомогою програмного моделювання / В. Г. Колобродов, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук // 2-га Українська науково-технічна конференція «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи»: (6-7 грудня 2016 р.). Збірник тез доповідей / КП СІБ «Арсенал». – Київ, 2016. – С.81.

15. Пинчук Б. Ю. Зависимость характеристик тепловизионных систем наблюдения летательных аппаратов от угла визирования / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пинчук // Новые направления развития приборостроения. Материалы 10-й Международной студенческой научно-технической конференции. Сборник тезисов докладов / БНТУ, Приборостроительный факультет. – Минск, 2017. – С.55.

16. Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування тепловізійних систем спостереження літальних апаратів на якість отриманого зображення / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // XVI Міжнародна науково-технічна конференція «Приладобудування: стан і перспективи» (16-17 травня 2017 р.). Збірник тез доповідей / КПІ ім. Ігоря Сікорського, Приладобудівний факультет. – Київ, 2017. – С. 40.

17. Pinchuk B. Y. Physical and mathematical model to determine the spatial resolution at different angles of sighting by thermal infrared systems for Earth remote sensing / V. G. Kolobrodov, B. Y. Pinchuk // 18th International Young Scientists Conference Optics and High Technology Material Science «SPO 2017» (October 26-29, 2017). Scientific Works / DP-14. – Kyiv, 2017. – 226-228 pp.

18. Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування тепловізійних та телевізійних космічних систем спостереження на лінійне розділення на місцевості / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // XVII Міжнародна науково-технічна конференція «Приладобудування: стан і перспективи» (15-16 травня 2018 р.). Збірник тез доповідей / КПІ ім. Ігоря Сікорського, Приладобудівний факультет. – Київ, 2018. – С. 54.

19. Pinchuk B. Y. Influence of the aberrations of Fourier-lens on the resolution of the digital optical processor/ V. G. Kolobrodov, H. S. Tymchyk, M. S. Kolobrodov, B. Y. Pinchuk, et al., // Proc. SPIE Vol. 11045, Optical Fibers and Their Applications. – 2018. – pp. 110450U-1 – 110450U-5, doi: 10.1117/12.2522310.

20. Пінчук Б. Ю. Оцінка ефективності тепловізійних та телевізійних космічних систем спостереження / В. Г. Колобродов, В. М. Тягур, Б. Ю. Пінчук // 3-тя Українська науково-технічна конференція «Спеціальне приладобудування: стан і перспективи»: (4-5 грудня 2018 р.). Збірник тез доповідей / КП СПБ «Арсенал». – Київ, 2018. – С.134 – 137.

21. Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування тепловізійних та телевізійних космічних систем спостереження на радіометричне розділення / В. Г. Колобродов, Б. Ю. Пінчук // XX Міжнародна науково-технічна конференція «Приладобудування: стан і перспективи» (18-19 травня 2021 р.). Збірник тез доповідей / КПІ ім. Ігоря Сікорського, Приладобудівний факультет. – Київ, 2021. – С. 32 – 35.

ДОДАТОК Д

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор-Головний конструктор
КП СПБ «Арсенал», добувувач,
член-кор. НАН України, д.т.н.,


М.І. Лихоліт
«__» _____ 2019 року



АКТ

використання результатів досліджень дисертаційної роботи Пінчука
Богдана Юрійовича «Тепловізійні системи спостереження безпілотних
авіаційних та космічних приладів»

Комісія Казенного підприємства спеціального приладобудування
«Арсенал» у складі: голови комісії – головного конструктора ОЕС космічного
призначення, к.т.н. Тягура В.М. і членів комісії - провідного інженера, к.ф.-м.н.
Клочко О.І. та інженера-конструктора 1 кат., к.т.н. Позднякова Д.В.
розглянула матеріали дисертаційної роботи Пінчука Б. Ю. «Тепловізійні
системи спостереження безпілотних авіаційних та космічних приладів» і
зробила такі висновки:

1. Отримані в дисертаційній роботі результати знайшли своє впровадження
в науково-дослідній роботі «Аванпроект зі створення сканера надвисокої
роздільної здатності. Складова частина: розробка матеріалів у частині
когерентного цифрового оптико-електронного процесора (ЦОЕП) для обробки
космічних знімків», контракт №5/6/29-17 НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського» з
КП СПБ «Арсенал». Дисертант приймав безпосередню участь у виконанні цієї
НДР.

2. В НДР «Аванпроект зі створення сканера надвисокої роздільної
здатності» Приказ від 17.03.2017р. №479 були використані:

2.1. Фізико математичні моделі, які дозволяють розрахувати лінійне
розділення на місцевості та модуляційну передавальну функцію для
тепловізійних та телевізійних космічних систем спостереження при різних

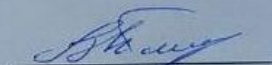
кутах візування, які використовуються для дистанційного зондування Землі (ДЗЗ).

2.2. Аналітичні формули, які використовуються в фізико-математичних моделях, дозволяють врахувати вплив на якість отриманого зображення таких параметрів як: траєкторію руху космічного апарату (КА) по орбіті і орбітальну висоту; кількість пікселів матричного приймача випромінювання (МПВ); період та коефіцієнт заповнення пікселів; зміщення МПВ в фокальній площині; фокусну відстань об'єктива; кривизну Землі та розташування КА; кути візування (тангаж, крен, рискання); послідовність відхилення за кутами візування «тангаж-крен» і «крен-тангаж»; швидкість КА на орбіті і обертання Землі; частота зчитування МПВ; коефіцієнт пропускання атмосфери в залежності від кутів візування і т.д.

2.3. Практичні рекомендації по: визначенню оптимального кута довороту КА за кутами візування; зміни робочої частоти МПВ в залежності від розташування КА, висоти і відхилення від надіру; узгодженню таких компонентів системи як об'єктив і МПВ для підвищення якості отриманого зображення оптичних космічних систем ДЗЗ.

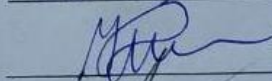
3. Перспективним напрямком розробок на нашому підприємстві є розширення та покращення дисертантом програмного продукту «Scanner», в якому були запрограмовані розроблені фізико-математичні моделі та втілені практичні рекомендації, який використовується на КП СПБ «Арсенал» при проектуванні (синтезі) та оцінці якості і ефективності оптичних космічних систем для ДЗЗ.

Голова комісії:

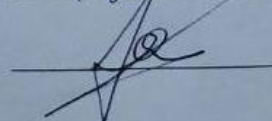


В.М. Тягур

Члени комісії:



О.І. Клочко



Д.В. Поздняков