

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

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Черненко Сергій Олександрович

УДК 629.7.05:004.932

ДИСЕРТАЦІЯ

Інерціально-візуальна навігаційна система безпілотної літальної апаратури

Галузь знань – 17 Електроніка та телекомунікації
Спеціальність – 173 Авіоніка

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

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

С.О.Черненко

Наукові керівники:

Бобков Юрій Володимирович, кандидат технічних наук, доцент кафедри систем керування літальними апаратами,

Бурнашев Віталій Віталійович, кандидат технічних наук, доцент кафедри систем керування літальними апаратами.

Київ – 2026

АНОТАЦІЯ

Черненко С.О. Інерціально-візуальна навігаційна система безпілотного літального апарату. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 173 «Авіоніка» – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, 2026.

Підготовка здійснювалася на кафедрі систем керування літальними апаратами Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» Міністерства освіти і науки України.

Дисертаційна робота присвячена розробці методів навігації та орієнтації для забезпечення довготривалого низьковисотного автономного польоту безпілотного літального апарата (БПЛА) літакового типу за інформацією від оптичних камер та інерціальних чутливих елементів.

Тематика дослідження пов'язана з розробкою систем навігації і орієнтації, здатних забезпечити довготривалий низьковисотний політ БПЛА в автономному режимі після однократного короткочасного використання навігаційної інформації від приймача глобальної супутникової навігаційної системи (ГСНС) у складі бортової системи комплексування. Розглядається політ на висоті 30-50 метрів, за якого відомі методи візуальної навігації є недієвими через вузькість полоси підстилаючої поверхні, що захоплює камера, а також суттєві спотворення перспективи зображень об'єктів в кадрі. Під довготривалим польотом розглядається така тривалість польоту, що призводить до втрати здатності інерціальної навігаційної системи без корекції забезпечувати потрібну точність через накопичення похибок з часом. Розроблені в дисертації методи навігації та орієнтації дозволяють в таких умовах обмежити результуючі похибки навігаційної системи БПЛА за рахунок використання на борту оптичних камер та спеціальних алгоритмів для обробки первинної інформації. Запропонований метод навігації

передбачає завантаження в пам'ять бортового навігаційного обчислювача еталонних карт поверхневих полів, для їхнього подальшого порівняння з вимірюваннями параметрів поверхневого поля під час польоту. Визначене співпадіння поточних карт з еталонними дає можливість сформулювати на борту БпЛА навігаційну інформацію, придатну для корекції інерціальної навігаційної системи. Наявність такої корекції дає можливість значно покращити характеристики навігаційної системи під час автономного польоту за рахунок компенсації похибок первинних інерціальних вимірювачів системою комплексування. Визначена придатність розроблених методів до апаратної реалізації, що зумовлена використанням простих математичних співвідношень, які дозволяють застосовувати невибагливі бортові обчислювальні пристрої в умовах реального часу.

Метою дисертаційної роботи є розробка методів визначення параметрів навігації та орієнтації, здатних забезпечити довготривалий низьковисотний автономний політ за інформацією від оптичних камер і інерціальних чутливих елементів в умовах спотворень перспективи зображення, та без використання візуальних навігаційних орієнтирів і виділення лінії горизонту.

У першому розділі проведено аналіз відомих методів та засобів автономного навігаційного забезпечення безпілотних літальних апаратів, розглянуті особливості функціонування навігаційних систем, що використовують лише оптичні камери. Розглянуті можливості їхнього інтегрування з інерціальним вимірювальним модулем (ІВМ). На основі проведеного аналізу сформульовано наукову задачу дисертаційної роботи.

Другий розділ присвячено розробці методу орієнтації БпЛА за інформацією від оптичних камер та датчиків кутової швидкості (ДКШ). Проведене імітаційне моделювання роботи системи орієнтації з використанням однієї та двох оптичних камер, а також досліджено точність системи. Вони показали, що запропонований метод дозволяє обмежити похибки орієнтації під час автономного польоту.

Третій розділ містить розробку методу інерціально-візуальної навігаційної системи по рельєфометричному та візуальному поверхневому полю. Проведено імітаційне моделювання розробленого алгоритму навігації за рельєфометричним поверхневим полем. Сформульовані передумови використання обох полів та необхідність їхнього одночасного використання обумовлена потребою зниження складності навігаційних алгоритмів по поверхневим полям, а також зменшенням залежності можливості функціонування та їхньої точності від неоднорідності поверхневого поля. Виконано імітаційне моделювання роботи навігаційної системи за двома поверхневими полями.

Четвертий розділ присвячено створенню системи комплексування з використанням фільтра Калмана (ФК) для оцінки елементів вектору стану. Розглядається методика ініціалізації початкових значень бінарних карт активації для зменшення області пошуку БПЛА на карті. Приведено три приклади можливої реалізації ініціалізації початкової карти активації. Навіть самий простий приклад з використанням ініціалізації карти активації прямокутником демонструє суттєве зменшення місць можливого місцеположення об'єкта на блок карті. Продemonстровано суттєве покращення роботи такої навігаційної системи як інтегрованої. Проведено імітаційне моделювання, що демонструє можливість функціонування такої системи.

П'ятий розділ містить результати експериментального напівнатурного дослідження з польотом БПЛА за реальною траєкторією. Проведений чисельний аналіз точності визначення місцеположення і оцінка зміщення нуля. Також проведений аналіз роботоздатності за рахунок використання побітового «І» між картами отриманими активації.

Наукова новизна отриманих результатів

1. Запропоновано новий метод визначення координат місцеположення на основі порівняння візуальної та висотної еталонних карт місцевості з відповідними вимірними параметрами на борту БПЛА. Він відрізняється від вже відомих використанням кумулятивних бінарних карт активації, а також поєднанням за їх

допомогою інформації про місцеположення одночасно від двох поверхневих полів – рельєфометичного та візуального.

2. Запропоновано новий метод інерціально-візуальної орієнтації, оснований на визначенні зміщення смуги поточного і попереднього еталонного зображень камери та корекції кутів орієнтації, отриманих з датчиків кутової швидкості. На відміну від відомих він не виділяє лінію горизонту та не використовує особливі точки.

3. Вперше отримане співвідношення між необхідною роздільною здатністю еталонних карт, точністю визначення місцеположення інерціально-візуальною навігаційною системою, точністю її вимірювачів, розміром блок карти та швидкістю польоту.

4. Вперше при обробці зображень для визначення трьох кутів орієнтації системою в складі трьох ДКШ та двох оптичних камер одночасно застосовано метод найменших квадратів та кореляційно-екстремальний метод, що дозволяє обмежити зростання похибок в часі.

5. Вперше отримане співвідношення для визначення ширини необхідної для визначення орієнтації БпЛА смуги зображення в залежності від допустимих похибок ДКШ та камери.

Практичне значення роботи

1. На основі запропонованого методу визначення координат місцеположення розроблений алгоритм навігації, програмна реалізація якого використана в комплексованій інерціально-візуальній навігаційній системі.

2. Запропонований метод візуальної орієнтації використаний в аварійній системі орієнтації літального апарата.

3. Отримане співвідношення для визначення необхідної роздільної здатності карт дозволяє обирати карти, загрублювати їх точність для забезпечення стійкості алгоритму та зниження обчислювального навантаження, а також обирати чутливі елементи системи.

4. Отримане співвідношення для визначення необхідної ширини смуги зображення в інерціально-візуальному алгоритмі орієнтації дозволяє знижувати вимоги до бортового обчислювального обладнання, а також обирати потрібні характеристики датчиків кутової швидкості для забезпечення неперевищення допустимої похибки орієнтації.

5. Результати роботи, а саме метод візуальної орієнтації та навігаційний алгоритм з використанням візуального та рельєфометричного еталонних поверхневих полів, впроваджені на ДП «ДержККБ «ЛУЧ» в проєкті комплексованої навігаційної системи.

Публікації. Основні наукові результати дисертаційної роботи опубліковані у 3 наукових статтях у фахових виданнях, включених до переліку наукових фахових видань України категорії «Б», у 2 тезах доповідей на міжнародних науково-технічних конференціях.

***Ключові слова:** навігаційна система, безпілотний літальний апарат, система орієнтації, візуальна навігація, рельєфометрична навігація, оптична камера, інерціальний вимірювальний модуль, комплексування, фільтр Калмана.*

Список публікацій здобувача / List of publications of the applicant:

Статті у фахових виданнях, включених до переліку наукових фахових видань України категорії «Б» / the articles published in scientific journals included in the list of scientific journals of Ukraine in category «Б»:

1. С. О. Черненко, В. В. Бурнашев. Алгоритм інерціально-візуальної орієнтації літального апарата з двома оптичними камерами // Механіка гіроскопічних систем. – 2024. – Вип. 48. – С. 35-44, DOI: 10.20535/0203-3771482024317881.

У роботі аспіранту належить: алгоритм, що використовує одночасне використання методу найменших квадратів та максимуму значення кореляційної функції для визначення відносного зміщення смуг зображень.

У роботі Бурнашеву В.В. належить: постановка задачі, аналіз, корекції результатів дослідження. Проведені імітаційні дослідження для підтвердження адекватності запропонованого алгоритму.

2. С. О. Черненко, В. В. Бурнашев. Метод інерціально-візуальної орієнтації літального апарата // *Механіка гіроскопічних систем*. – 2023. – Вип. 46. – С. 83-93, DOI: 10.20535/0203-3771462023302698.

У роботі аспіранту належить: метод орієнтації, структурну схему для обмеження накопичення похибки визначення одного кута орієнтації.

У роботі Бурнашеву В.В. належить: постановка задачі, проведення аналізу, Виконано імітаційні дослідження для підтвердження адекватності алгоритму.

3. С. О. Черненко, В. В. Бурнашев. Візуально-рельєфометричний навігаційний алгоритм літального апарату // *Механіка гіроскопічних систем*. – 2025. – Вип. 49. – С. 44-54, DOI: 10.20535/0203-3771492025334104.

У роботі аспіранту належить: визначення навігаційних параметрів з використанням кумулятивних бінарних карт активації, математичне співвідношення для визначення роздільної здатності карт. Виконано напівнатурні дослідження, що підтвердили можливість такої математичного вирішення навігаційної задачі.

У роботі Бурнашеву В.В. належить: постановка задачі, проведення аналізу алгоритму та експерименту. Досліджено точність в чисельному вигляді.

Публікації у матеріалах наукових конференцій / the publications in the proceedings of the scientific conferences:

1. Chernenko S., Burnashev V. - XV International of students «INTELLIGENCE. INTEGRATION. RELIABILITY» conference. – Київ, 2023. – С. 25–26 <https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2023/12/IRR-2023.pdf>

У роботі аспіранту належить: математичне співвідношення для визначення параметрів ДКШ та ширини смуги зображення.

У роботі Бурнашеву В.В. належить: постановка задачі, проведення аналізу та перевірка результатів роботи імітаційного моделювання алгоритму.

2. Черненко С.О., Бурнашев В.В. - «ПІРОТЕХНОЛОГІЇ, НАВІГАЦІЯ І КЕРУВАННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ – IV» – Київ, 2024. – С. 16–17
<https://ela.kpi.ua/server/api/core/bitstreams/f16fe873-9708-41e8-a747-d063df8e0bd6/content>

У роботі аспіранту належить: метод визначення трьох кутів орієнтації, програмна реалізація імітаційного моделювання.

У роботі Бурнашеву В.В. належить: постановка задачі, проведення аналізу та перевірка результатів роботи імітаційного моделювання алгоритму.

ANNOTATION

Chernenko S.O. Inertial–Visual Navigation System of an Unmanned Aerial Vehicle. – Qualification scientific work as a manuscript.

Dissertation submitted for the degree of Doctor of Philosophy in specialty 173 “Avionics” – National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Kyiv, 2026.

The work was carried out at the Department of Aircraft Control Systems of the National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute” of the Ministry of Education and Science of Ukraine.

The dissertation is devoted to the development of navigation and orientation methods to ensure long-duration low-altitude autonomous flight of a fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV) using information from optical cameras and inertial sensors.

The research topic is related to the development of navigation and orientation systems capable of ensuring long-duration low-altitude UAV flight in autonomous mode after a single short-term use of navigation information from a global navigation satellite system (GNSS) receiver within an integrated onboard system. Flight at an altitude of 30–50 meters is considered, under which existing visual navigation methods become ineffective due to the narrow field of the underlying surface captured by the camera, as well as significant perspective distortions of objects in the image frame. Long-duration flight is understood as a flight duration leading to the inability of the inertial navigation system, without correction, to maintain the required accuracy due to error accumulation over time.

The navigation and orientation methods developed in the dissertation make it possible, under such conditions, to limit the resulting navigation errors of the UAV system through the use of onboard optical cameras and specialized algorithms for processing primary data. The proposed navigation method involves loading reference maps of surface fields into the memory of the onboard navigation computer for subsequent comparison with measurements of surface field parameters during flight. The detected

correspondence between current maps and reference maps enables the generation of navigation information onboard the UAV suitable for correcting the inertial navigation system. The presence of such correction significantly improves the performance of the navigation system during autonomous flight by compensating for errors of primary inertial sensors within the integrated system.

The feasibility of hardware implementation of the developed methods is demonstrated, which is ensured by the use of simple mathematical relationships allowing the application of low-performance onboard computing devices in real-time conditions.

The **purpose of the dissertation** is to develop methods for determining navigation and orientation parameters capable of ensuring long-duration low-altitude autonomous flight based on information from optical cameras and inertial sensors under conditions of perspective image distortions, without the use of visual landmarks and without horizon line extraction.

In the **first chapter**, an analysis of existing methods and means of autonomous navigation for UAVs is carried out. The features of navigation systems based solely on optical cameras are considered, as well as the possibilities of their integration with an inertial measurement unit (IMU). Based on the analysis, the scientific problem of the dissertation is formulated.

In the **second chapter**, a UAV orientation method based on data from optical cameras and angular rate sensors (gyroscopes) is developed. Simulation modeling of the orientation system using one and two optical cameras is performed, and its accuracy is investigated. The results demonstrate that the proposed method limits orientation errors during autonomous flight.

In the **third chapter**, a method of inertial–visual navigation based on terrain and visual surface fields is developed. Simulation modeling of the navigation algorithm using the terrain field is performed. Preconditions for the use of both fields are formulated. Their simultaneous use is justified by the need to reduce the complexity of navigation algorithms based on surface fields and to decrease the dependence of system performance

and accuracy on surface field heterogeneity. Simulation modeling of the navigation system operation using two surface fields is carried out.

In the **fourth chapter**, an integrated system using a Kalman filter (KF) for state vector estimation is developed. A method for initializing binary activation maps to reduce the UAV search area on the map is considered. Three possible implementations of the initial activation map initialization are presented. Even the simplest case, using rectangular initialization, demonstrates a significant reduction in possible object locations on the block map. A substantial improvement in the performance of the integrated navigation system is demonstrated. Simulation modeling confirms the feasibility of such a system.

In the **fifth chapter**, the results of experimental semi-physical studies involving UAV flight along a real trajectory are presented. A numerical analysis of positioning accuracy and bias estimation is performed. The system operability is also analyzed using bitwise AND operations between activation maps.

Scientific novelty of the results

1. A new method for determining position coordinates based on comparison of visual and elevation reference maps with corresponding onboard measurements is proposed. It differs from existing methods by the use of cumulative binary activation maps and by combining, through them, information from two surface fields simultaneously—terrain and visual.

2. A new inertial–visual orientation method is proposed, based on determining the displacement of strips between current and previous reference images and correcting orientation angles obtained from angular rate sensors. Unlike existing methods, it does not extract the horizon line and does not use feature points.

3. For the first time, a relationship is obtained between the required resolution of reference maps, positioning accuracy of the inertial–visual navigation system, accuracy of its sensors, block map size, and flight speed.

4. For the first time, in image processing for determining three orientation angles using a system consisting of three gyroscopes and two optical cameras, both the least

squares method and the correlation-extreme method are simultaneously applied, which limits error growth over time.

5. For the first time, a relationship is obtained for determining the required width of the image strip for UAV orientation depending on allowable errors of gyroscopes and cameras.

Practical significance

1. Based on the proposed positioning method, a navigation algorithm has been developed and implemented in an integrated inertial–visual navigation system.

2. The proposed visual orientation method is used in an emergency orientation system of an aircraft.

3. The obtained relationship for determining the required map resolution allows selecting maps, reducing their precision to ensure algorithm robustness and decrease computational load, as well as selecting system sensors.

4. The obtained relationship for determining the required image strip width in the inertial–visual orientation algorithm allows reducing requirements for onboard computing hardware and selecting appropriate characteristics of angular rate sensors.

5. The results of the work, namely the visual orientation method and the navigation algorithm using visual and terrain reference surface fields, have been implemented at the State Enterprise “Luch Design Bureau” within a project of an integrated navigation system.

Publications

The main scientific results of the dissertation are published in 3 scientific articles in professional journals included in the list of Ukrainian scientific publications (category “B”) and in 2 conference proceedings.

Keywords

navigation system, unmanned aerial vehicle, orientation system, visual navigation, terrain-referenced navigation, optical camera, inertial measurement unit, integration, Kalman filter.

List of publications of the applicant

Articles in scientific journals (category “B”)

1. Chernenko S.O., Burnashev V.V. Algorithm of inertial–visual orientation of an aircraft using two optical cameras // Mechanics of Gyroscopic Systems. – 2024. – Issue 48. – pp. 35–44. DOI: 10.20535/0203-3771482024317881.
2. Chernenko S.O., Burnashev V.V. Method of inertial–visual orientation of an aircraft // Mechanics of Gyroscopic Systems. – 2023. – Issue 46. – pp. 83–93. DOI: 10.20535/0203-3771462023302698.
3. Chernenko S.O., Burnashev V.V. Visual–terrain navigation algorithm of an aircraft // Mechanics of Gyroscopic Systems. – 2025. – Issue 49. – pp. 44–54. DOI: 10.20535/0203-3771492025334104.

Conference proceedings

4. Chernenko S., Burnashev V. XV International Student Conference “INTELLIGENCE. INTEGRATION. RELIABILITY”. – Kyiv, 2023. – pp. 25–26.
5. Chernenko S.O., Burnashev V.V. “GYROTECHNOLOGIES, NAVIGATION AND CONTROL OF MOVING OBJECTS – IV”. – Kyiv, 2024. – pp. 16–17.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	16
ВСТУП.....	17
РОЗДІЛ 1 СУЧАСНИЙ СТАН МЕТОДІВ ТА ЗАСОБІВ АВТОНОМНОГО НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	23
1.1 Огляд сучасних автономних систем навігації і орієнтації на відкритому повітрі	23
1.2 Особливості функціонування інерціально-візуальної навігаційної системи	38
1.3 Похибки автономних навігаційних систем.....	48
1.3.1 Похибки візуальних та рельєфометричних систем.....	48
1.3.2 Похибки інерціальних навігаційних систем	49
1.4 Постановка наукової задачі дисертаційної роботи	56
Висновки до розділу 1	59
РОЗДІЛ 2 ВІЗУАЛЬНА ОРІЄНТАЦІЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ВИКОРИСТАННЯМ ТРІАДИ ГІРОСКОПІВ	60
2.1 Метод інерціально-візуальної орієнтації з використанням однієї камери та тріади гіроскопів	60
2.2 Імітаційне моделювання алгоритму орієнтації з використанням камери та тріади ДКШ.....	63
2.3 Алгоритм роботи візуального методу орієнтації з використанням двох камер та тріади гіроскопів	69
2.4 Імітаційне моделювання алгоритму орієнтації з використанням двох камер та тріади гіроскопів	73
Висновки до розділу 2	76
РОЗДІЛ 3 ІНЕРЦІАЛЬНО-ВІЗУАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА	77
3.1 Алгоритм визначення координат місцеположення за поверхневим полем	77
3.2 Імітаційне моделювання інерціально-візуального навігаційного алгоритму.....	82
3.3 Передумови необхідності використання двох поверхневих полів	87
Висновки до розділу 3	93
РОЗДІЛ 4 КОМПЛЕКСОВАНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА.....	94
4.1 Алгоритм комплексування бортової навігаційної інформації.....	94

4.2	Ініціалізація бінарних карт активації	103
4.3	Симуляція роботи бортового алгоритму комплексування навігаційної інформації.....	111
	Висновки до розділу 4	118
РОЗДІЛ 5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ РОБОТОЗДАТНОСТІ ТА ТОЧНОСТІ МЕТОДА ІНЕРЦІАЛЬНО-ВІЗУАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЇ.....		119
5.1	Постановка напівнатурного експерименту.....	119
5.2	Аналіз роботоздатності та точності.....	122
	Висновки до розділу 5	131
	ВИСНОВКИ.....	132
	СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ І ДЖЕРЕЛ.....	134
	ДОДАТОК А (ПОЧАТКОВА ВИСТАВКА БІНС)	140
	ДОДАТОК Б (РЕАЛІЗАЦІЯ РОЗРАХУНКУ ЕЛІПСУ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ДЛЯ ПОЧАТКОВОЇ ІНІЦІАЛІЗАЦІЇ КАРТ АКТИВАЦІЇ).....	142
	ДОДАТОК В (АКТ ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ).....	145
	ДОДАТОК Д (СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА).....	147

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

БпЛА – безпілотний літальний апарат;
ЛА – літальний апарат;
БІНС – безплатформна інерціальна навігаційна система;
ПІНС – платформна інерціальна навігаційна системи;
ІНС – інерціальна навігаційна система;
БД – блок датчиків;
ДЛП – датчик лінійного прискорення;
ДКШ – датчик кутової швидкості;
ОЧ – осі чутливості;
ЗН – зміщення нуля;
МК – масштабний коефіцієнт;
ІВМ – інерціальний вимірювальний модуль;
ГСНС – глобальна супутникова навігаційна система;
МЕМС – мікроелектромеханічна система;
ГСК – географічна система координат;
ЗвСК – зв’язана система координат;
ФК – фільтр Калмана;
РЕП – радіоелектронні перешкоди;
ІнВіНС – інерціально-візуальна навігаційна система;
СКВ – середнє квадратичне відхилення;
ПЛІС – програмована користувачем вентильна матриця;
GPU – графічний процесор;
RBPF – Rao-Blackwellized фільтр частинок.

ВСТУП

Актуальність теми. Умови експлуатації навігаційних систем сучасних безпілотних літальних апаратів і вимоги до їх характеристик стають все жорсткішими. Можливість виконувати польотне завдання з корекціями від глобальної супутникової навігаційної системи стає все більш складним. Необхідність розвитку надійних альтернативних навігаційних рішень стає ще суттєвішою через суворі вартісні обмеження, що висуваються до БпЛА. Це призводить до встановлення на борт мікроелектромеханічних (МЕМС) інерціальних вимірювальних модулів (ІВМ) з високою нестабільністю параметрів метрологічних моделей вихідних сигналів акселерометрів та гіроскопів. Це викликає швидке накопичення похибок інерціальної навігаційної системи та неможливість виконувати тривалий автономний політ по заданому маршруту з потрібною точністю. Серед доступних засобів автономної корекції таких систем найбільш прийнятні характеристики забезпечують рельєфометричні системи, а також камери видимого та інфрачервоного спектру. Однак їх ефективність суттєво обмежується рівнем неоднорідності відповідного поверхневого поля Землі вздовж маршруту та висотою польоту. При польоті на малій висоті бортова камера захоплює лише вузьку смугу зображення земної поверхні. Формування суцільного зображення місцевості стає неможливим через значні перспективні спотворення. Доступні фрагменти зображень протягом більшої частини польоту взагалі не містять унікальних об'єктів чи орієнтирів. Забезпечити корекцію інерціальної системи, використовуючи відомі методи навігації за візуальною інформацією, в таких умовах неможливо.

Дисертаційна робота виконувалася в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського». Результати дисертаційної роботи були впроваджені на Державному підприємстві «Державне Київське Конструкторське Бюро «ЛУЧ», що підтверджується актом про впровадження(Додаток В).

Метою роботи є розробка методів визначення параметрів навігації та орієнтації, здатних забезпечити довготривалий низьковисотний автономний політ за інформацією від оптичних камер і інерціальних чутливих елементів в умовах спотворень перспективи зображення, та без використання візуальних навігаційних орієнтирів і виділення лінії горизонту.

Мета досягнута вирішенням таких задач:

1. Запропонований метод визначення орієнтації літального апарата за інформацією від оптичних камер та датчиків кутової швидкості (ДКШ), що не використовує виділення лінії горизонту, орієнтирів і особливих точок, та обмежує накопичення похибки з часом.
2. Розроблений алгоритм обробки зображень з двох камер для визначення трьох кутів орієнтації.
3. Виконане імітаційне моделювання процесу визначення трьох кутів орієнтації на основі розробленого методу.
4. Розроблений метод геопозиціонування з використанням камери та інерціально-вимірювального модулю в умовах низьковисотного польоту.
5. Розроблений алгоритм визначення координат місцеположення БпЛА на основі отриманого зображення місцевості, вимірювання висоти рельєфу та подальшого порівняння з еталонною картою.
6. Виконане імітаційне моделювання процесу визначення координат літального апарата на основі розробленого методу.
7. Запропонований спосіб ініціалізації бінарних карт активації для комплексованої інерціальної навігаційної системи з візуальним і рельєфометричним коректорами.
8. Запропонований алгоритм комплексування інформації інерціальної навігаційної системи з даними візуального або рельєфометричного коректору.

8. Виконане імітаційне моделювання роботи комплексованої навігаційної системи БпЛА.

9. Виконаний напівнатурний експеримент з перевірки роботоздатності розроблених методів навігації і орієнтації, та проведений аналіз їх точності.

Об’єкт дослідження – процес визначення параметрів навігації та орієнтації БпЛА інерціально-візуальною навігаційною системою.

Предмет дослідження – роботоздатність та точність інерціально-візуальної системи навігації та орієнтації в умовах низьковисотного довготривалого автономного польоту.

В роботі розглядається роботоздатність, як стан інерціально-візуальної навігаційної системи, в якому її візуальна частина формує адекватні коригуючі сигнали для підвищення точності визначення навігаційних параметрів. Апаратні відмови елементів системи не розглядаються. Вважається, що реальний характер та рівень похибок інерціальних вимірювачів системи відповідають заздалегідь визначеним характеристикам.

В цьому сенсі основною умовою, що забезпечує адекватність корекції інформації широти та довготи є пошук місцеположення БпЛА на ділянці еталонної карти, в межах якої він перебуває. Адекватність корекції інформації кутів орієнтації забезпечується за умови наявності відповідних частин на смугах поточного та еталонного зображення, що порівнюються.

Методи дослідження. Метод найменших квадратів, кореляційно-екстремальний метод та метод найменшої абсолютної різниці використовувалися для вирішення задачі чисельної оптимізації математичного критерію. Методи чисельного та аналітичного розв’язання диференціальних рівнянь руху застосовувалися для реалізації алгоритмів орієнтації та навігації. Алгоритм комплексування інформації від вимірювачів оснований на лінійному фільтрі Калмана. Для аналізу точності та роботоздатності навігаційної системи використовувалися методи теорії імовірності та математичної статистики, виконані

багаточисленні симуляції в Matlab та Simulink, а також напівнатурний експеримент.

Наукова новизна отриманих результатів

1. Запропоновано новий метод визначення координат місцеположення на основі порівняння візуальної та висотної еталонних карт місцевості з відповідними вимірними параметрами. Він відрізняється від вже відомих використанням кумулятивних бінарних карт активації, а також поєднанням за їх допомогою інформації про місцеположення одночасно від двох поверхневих полів.

2. Запропоновано новий метод інерціально-візуальної орієнтації, оснований на визначенні зміщення смуги поточного і попереднього еталонного зображень камери та корекції кутів орієнтації, отриманих з датчиків кутової швидкості. На відміну від відомих метод не використовує виділення лінії горизонту та особливих точок.

3. Вперше отримане співвідношення між необхідною роздільною здатністю карт, точністю визначення місцеположення інерціально-візуальною навігаційною системою, точністю її вимірювачів та швидкістю польоту.

4. Вперше при обробці зображень для визначення трьох кутів орієнтації системою в складі трьох ДКШ та двох оптичних камер одночасно застосовано метод найменших квадратів та кореляційно-екстремальний метод.

5. Вперше отримане співвідношення для визначення ширини необхідної для визначення орієнтації БпЛА смуги зображення в залежності від допустимих похибок ДКШ та камери.

Практичне значення роботи

1. На основі запропонованого методу визначення координат місцеположення розроблений алгоритм навігації, програмна реалізація якого використана в комплексованій інерціально-візуальній навігаційній системі.

2. Запропонований метод візуальної орієнтації використаний в аварійній системі орієнтації літального апарата.

3. Отримане співвідношення для визначення необхідної роздільної здатності карт дозволяє обирати карти, загрублювати їх точність для забезпечення стійкості алгоритму та зниження обчислювального навантаження, а також обирати чутливі елементи системи.

4. Отримане співвідношення для визначення необхідної ширини смуги зображення в інерціально-візуальному алгоритмі орієнтації дозволяє знижувати вимоги до бортового обчислювального обладнання, а також обирати потрібні характеристики датчиків кутової швидкості для забезпечення неперевищення допустимої похибки орієнтації.

5. Результати роботи, а саме метод візуальної орієнтації та навігаційний алгоритм з використанням візуального та рельєфометричного полів, впроваджені на ДП «ДержККБ «ЛУЧ» в проєкті зі створення комплексованої інерціально-візуальної навігаційної системи.

Особистий внесок здобувача

Теоретичні та експериментальні дослідження виконані автором самостійно. В роботах, опублікованих у співавторстві, автору належить наступне: розроблено метод, що використовує візуальну камеру для корекції кутів орієнтації, що визначаються класичним чином на основі вимірів ДКШ; розроблено метод візуальної корекції трьох кутів орієнтації з використанням двох камер за новим критерієм, що включає в себе комбінацію МНК та кореляційно-екстремального алгоритму; розроблено метод навігації за рельєфним та візуальними полями, що відрізняється від вже відомих використанням бінарних карт активації.

Апробація результатів дисертації

Основні результати дисертаційного дослідження обговорювалися на 2 науково-технічних конференціях:

1. Chernenko S., Burnashev V. - XV International conference of students «Intelligence. Integration. Reliability». – Київ, 2023. – С. 25–26
<https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2023/12/IRR-2023.pdf>
2. Черненко С.О., Бурнашев В.В. - «ГІРОТЕХНОЛОГІЇ, НАВІГАЦІЯ І КЕРУВАННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ – IV» – Київ, 2024. – С. 16–17
<https://ela.kpi.ua/server/api/core/bitstreams/f16fe873-9708-41e8-a747-d063df8e0bd6/content>

Публікації. По матеріалам дисертації опубліковано 5 праць(Додаток Д), в тому числі 3 статі в фахових наукових виданнях, 2 тез доповідей на конференціях.

Структура та об'єм дисертації

Дисертація складається зі вступу, 5 розділів, висновків, списку використаної літератури і джерел та 4 додатків. Повний обсяг дисертації 147 сторінок, з обсягом повного тексту 139 сторінок. Дисертація містить 66 рисунків, список використаної літератури із 71 найменування на 6 сторінках та 4 додатки обсягом 8 сторінок.

РОЗДІЛ 1

СУЧАСНИЙ СТАН МЕТОДІВ ТА ЗАСОБІВ АВТОНОМНОГО НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

1.1 Огляд сучасних автономних систем навігації і орієнтації на відкритому повітрі

Класичний підхід до визначення параметрів орієнтації та положення БПЛА ґрунтується на автономних алгоритмах навігації, які виконують інтегрування виміряних кутових швидкостей і прискорень[28]. Зміни орієнтації, визначені за допомогою тріади гіроскопів, накопичуються за допомогою інтегрування кінематичних рівнянь в алгоритмі орієнтації. Виміряні уявні прискорення проектується на осі обраної навігаційної системи координат. Розраховується прискорення у вибраній навігаційній системі координат, а також, шляхом інтегрування, визначаються зміни швидкості та координат місцеположення.

Такі системи можуть бути платформні і безплатформні за способом встановлення акселерометрів і гіроскопів. Платформні інерціальні навігаційні системи (ПНС) можуть мати встановленими на гіростабілізовану платформу гіроскопи з малими діапазонами вимірювання кутових швидкостей або приростів кутів орієнтації. Це можливо через безперервно працюючу систему стабілізації кутів орієнтації рамок гіроплатформи.

Безплатформні інерціальні навігаційні системи (БНС) отримали свою популярність через значно підвищену надійність системи і простоту реалізації(Рисунок 1.1). В сучасних БНС час безперервної роботи обмежується в основному лише встановленими датчиками, оскільки така система не має жодних рухомих елементів, що мають тертя.

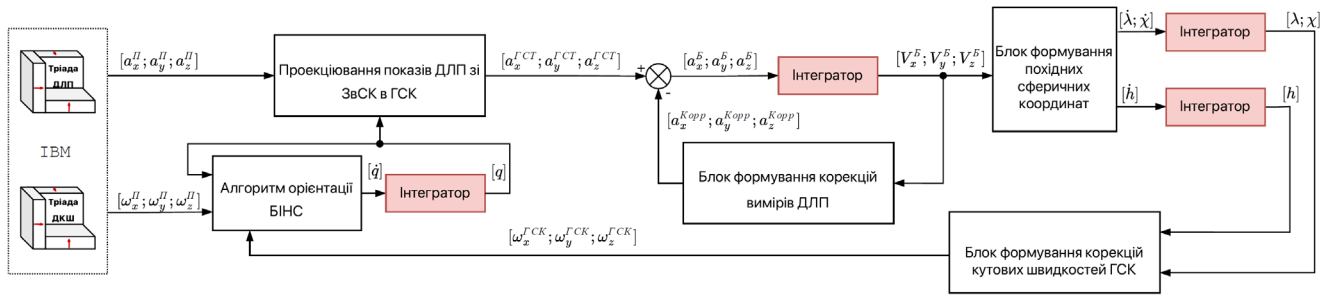


Рисунок 1.1 – Структурна схема БІНС. a^H, ω^H - виміряні прискорення та кутові швидкості, q - кватерніон орієнтації, a^{GCT} - уявне прискорення в проекції на осі географічної системи координат, a^{Kopp} - коригуючі прискорення, a^B - прискорення ГСК, V^B - швидкості ГСК, χ, λ, h - координати місцеположення і висота ІВМ, ω^{GCK} - кутові швидкості обертання ГСК в проекції на осі ГСК.

Оскільки інерціальні навігаційні системи формують розв'язок задачі орієнтації на основі попередніх результатів, які неминує містять методичні та інструментальні похибки, то накопичені помилки у визначенні кутів орієнтації є функцією часу і зростають пропорційно до його тривалості. Математично ці похибки накопичуються під час інтегрування кутів орієнтації БІНС. По такому ж принципу накопичуються похибки по швидкостям руху місцевої географічної системи координат (ГСК), а по також координатам місцеположення БІНС (Рисунок 1.1).

Така система дуже чутлива до похибок зміщення нуля ДКШ та датчиків лінійного прискорення (ДЛП), тому похибки місцеположення будуть залежати від зміщення нуля (ЗН) кубічно (1.2) та квадратично (1.1) від часу роботи відповідно [21].

$$\begin{cases} \Delta X = \frac{1}{2} \delta a_x^{36} \cos \vartheta \cdot t^2; \\ \Delta Z = -\frac{1}{2} \delta a_x^{36} \sin \vartheta \cdot t^2, \end{cases} \quad (1.1)$$

де δa^{36} - похибка ЗН ДЛП, ϑ - кут тангажу, t - час безперервної автономної роботи БІНС, ΔX та ΔZ - похибки визначення координат місцеположення в прямокутній системі координат в горизонтальній площині.

$$\begin{cases} \Delta X = \frac{1}{6} \delta \omega_y^{36} f_z^i \cdot t^3; \\ \Delta Z = -\frac{1}{6} \delta \omega_y^{36} f_x^i \cdot t^3, \end{cases} \quad (1.2)$$

де $\delta \omega^{36}$ - похибка ЗН ДКШ, f_z^i - уявне прискорення.

Інерціальні навігаційні системи незалежно від її конкретної реалізації потребує періодичних в часі корекцій навігаційних параметрів. Це відбувається в алгоритмі комплексування в складі навігаційної системи літального апарата. Такі алгоритми можна класифікувати за глибиною інтеграції на розв'язану, слабкозв'язану, сильнозв'язану та глибокоінтегровану. Розв'язана схема комплексування має основний недолік в тому, що порівнюючи покази інерціальної навігаційної системи (ІНС) з еталоном типу ГСНС, алгоритм не компенсує джерело похибок, що призводить до накопичення похибок місцеположення літального апарата (ЛА). Слабкозв'язана схема комплексування вже розглядає джерела похибок, що можуть бути присутні у вимірах ІВМ та в поточних вихідних сигналах ІНС. Недоліком такої системи є неможливість визначення похибок розрахунку еталонних значень навігаційних параметрів, оскільки за такою схемою алгоритм не розглядає як саме коригуючий вимірювач формує свої вихідні значення. Для прикладу, алгоритм що використовує таку схему буде використовувати для корекцій координат місцеположення покази широти довготи місцеположення від приймача сигналів ГСНС, але не буде використовувати псевдодальності, псевдошвидкості і похибки у вимірі часу приймача ГСНС, що необхідно для ідентифікації і корекції його показів. Сильнозв'язана схема комплексування в свою чергу використовує внутрішні сигнали еталона для оцінки джерел похибок, але потребує більшого обчислювального ресурсу на борту ЛА. Глибокоінтегрована схема комплексування дозволяє використовувати всі внутрішні сигнали коректора

для ідентифікації і корекції похибок. На практиці алгоритми комплексування використовують ФК в якості алгоритму комплексування ІНС і ГСНС. Він дозволяє використовуючи математичну теорію лінійної алгебри, в реальному часі, оцінювати похибки визначення навігаційних параметрів і похибки ІВМ, що призводять до їх накопичення.

Класичними коректорами для ЛА є ГСНС (Таблиця 1.1) в якості позиційно-швидкісного коректора. Тріада магнітометрів в якості джерела інформації для коректора орієнтації ЛА. Баровисотомір в якості висотного коректора. Рельєфометрична система може використовуватися в якості позиційного коректора, але має бути ретельно прокладений маршрут в польотному завданні ЛА для прольоту над ділянками рельєфу для очікуваної корекції положення ІНС. Астроорієнтир в якості коректора кутової орієнтації дуже чутливий до погодних умов, тому має сенс використання в висотних літальних апаратах, що не мають залежності від погодних умов. Прикладами такої системи виступають штучні супутники Землі.

Таблиця 1.1 – Порівняння характеристик існуючих коректорів ІНС.

Назва коректора	Тип корекції	Чутливість до РЕП	Універсальність застосування
ГСНС	Позиційно-швидкісний	Так, чутливий	Так
Тріада магнітометрів	Кутовий	Не чутливий, працює автономно	Так
Баровисотомір	Висотний	Ні, працює автономно але недовго оскільки потребує періодичних корекцій	Має проблеми в місцях де змінюється погодні умови (гірській місцевості, при урагані, тощо)
Рельєфометрична навігаційна система	Позиційний	Ні, дуже складно вплинути ззовні на його роботу.	Так. Працює при наявності локально унікального рельєфу
Астроорієнтир	Кутовий	Не чутливий, працює автономно	Не працює при поганій видимості зоряного неба та об'єктів сонячної системи

Візуальна система геопозиціювання	Позиційно-швидкісний	Ні, не чутливий	Так. Працює при наявності локально унікального зображення місцевості
Візуальна система орієнтації	Кутовий	Ні, не чутливий	Сильно обмежена видимість не дасть можливість корекції рискання ЛА.

Візуальна система геопозиціювання є прикладом автономної навігаційної системи, здатної формувати сигнал, аналогічний до сигналу ГНСС, навіть в умовах дії зовнішніх радіоелектронних перешкод (РЕП). Порівнюючи поточний місцевий знімок поверхні Землі з еталонним, завантаженим в навігаційний обчислювач дозволяє визначити місцеположення камери. Але така система вимагає наявності карти місцевості в якості еталону для виконання порівняння знімків, що є її принциповим недоліком. Деякі алгоритми залишаються чутливими до зміни погоди та пори року, тому для таких випадків необхідно мати незастарілу карту місцевості по якій прокладено маршрут польотного завдання.

Візуальна система орієнтації може в русі забезпечити літальний апарат інформацією про кути орієнтації за рахунок розрахунку змін в орієнтації ЛА та за рахунок визначення орієнтації за візуальними орієнтирами типу лінії небосхилу. Алгоритми такого класу не накопичують похибки орієнтації, але якість визначення кутів орієнтації може бути низькою та ненадійною. Алгоритми візуальної одометрії можуть повноцінно забезпечити ЛА інформацією про зміну кутів орієнтації відносно початкових, а також зміну координат місцеположення. Алгоритми монокулярної візуальної одометрії не здатні визначати координати місцеположення у метричній системі. Визначена траєкторія руху формується у безрозмірних координатах, а для її масштабування до метрової шкали використовується додатковий вимірювач. На практиці такі системи використовують додаткові вимірювачі координат місцеположення, а саме радари, LIDAR'и та IBM. Це дозволяє забезпечити однозначне визначення масштабу траєкторії руху ЛА. Такі системи, що виконують комплексування IBM та візуальної

одометрії отримали назву VINS – Visual Inertial Navigation Systems. Аналогічне тлумачення має InViНС – Інерціально-візуальна навігаційна система. Похибки такої InViНС накопичуються не в часі, а в основному обмежені відстанню, яка пройшла така навігаційна система. В сучасних системах такі похибки сягають до 1-2% від пройденого шляху при використанні МЕМС ІВМ низької точності типу ВМІ088 та ІСМ-42688-Р [13; 16; 30].

Ключовий принцип роботи алгоритмів [1; 5; 32] полягає у визначенні орієнтації (крену та тангажу) літального апарата шляхом розпізнавання лінії горизонту за допомогою оптичної камери. Перевагою даного підходу є те, що він змодельований і його роботоздатність підтверджена експериментально. Головними недоліками є неможливість визначення курсу (рискання) апарата та нероботоздатність методу в умовах поганої або обмеженої видимості горизонту.

Група алгоритмів [25; 38; 50; 52; 55] ґрунтуються на принципі візуальної одометрії, яка оцінює переміщення та орієнтацію шляхом відстеження та зіставлення ключових точок на кадрах з камери. Їхня перевага — висока ефективність, що стала можливою завдяки розвитку обчислювальних потужностей на ПЛІС (програмована користувачем вентильна матриця), GPU (графічний процесор). До недоліків належать висока складність розробки (синтезу) та аналізу якості їхньої роботи, а також значне обчислювальне навантаження, яке часто перевищує можливості комп'ютерів малих безпілотних апаратів. Також для таких алгоритмів важливим є отримання чіткого незмазаного зображення від руху камери (Motion Blur), оскільки дескриптори таких ключових точок стають залежними від напрямку руху. Втім, варто зазначити, що такий артефакт, як розмиття зображення внаслідок руху (змазування), є небажаним та призводить до деградації точності переважно для класичних алгоритмів візуальної одометрії.

На противагу цьому, у сучасному дослідженні [64] запропоновано підхід, який не просто стійкий до розмиття, а, навпаки, ефективно використовує його як ключове джерело інформації для оцінки руху камери. Автори роботи [15] демонструють, що їхній метод, побудований на основі глибокої нейронної мережі,

здатен вилучати корисні дані про вектор та інтенсивність руху безпосередньо зі змазаного кадру. Це дозволяє досягти значно вищої надійності та точності порівняно з традиційними одометричними алгоритмами, особливо в умовах швидкого та агресивного руху камери, де класичні методи зазвичай зазнають невдачі.

Представлений в [52] ORB-SLAM2 алгоритм — це комплексний SLAM-алгоритм, що базується на ORB ключових точках та методах оптимізації траєкторії руху за рахунок одночасної обробки великої кількості даних (Bundle Adjustment). Його головна перевага — здатність будувати глобально узгоджені карти завдяки ефективному замиканню циклів (loop closure) і він може працювати з монокулярними, стерео та RGB-D камерами. Для використання для БПЛА підходить для спеціальних задач де необхідно будувати карти місцевості, орієнтуватись по ним і будувати нові. Це вимагає багато обчислювальної потужності і часу на обробку даних.

Розглянуті раніше одометричні алгоритми частково використовують інформацію від інерціального вимірювального модуля (ІВМ). Їх поєднання з даними від камери дає змогу усунути невизначеність масштабу розрахованої траєкторії руху. Крім того, така інтеграція дозволяє компенсувати похибки ІВМ, що забезпечує його використання у складі БІНС як високоточний вимірювач переміщень на малих часових інтервалах. У свою чергу, візуальна інформація при незначних переміщеннях характеризується малими похибками визначення місцеположення завдяки стабільності видимої сцени. Водночас розглянуті алгоритми мають суттєві відмінності, які полягають у методології обробки даних та способах інтеграції сенсорної інформації.

ROVIO [38] (Robust Visual Inertial Odometry) є представником фільтраційних методів, що працює на базі розширеного фільтра Калмана (ЕКФ) і відстежує пікселі за їхньою інтенсивністю («прямий» метод), що робить його дуже швидким і стійким до розмиття зображення, але, як і більшість фільтрів, він може

накопичувати похибку на довгих траєкторіях порівняно з оптимізаційними методами.

OKVIS [50] (Open Keyframe-based Visual-Inertial SLAM) — це гібридний підхід, що використовує нелінійну оптимізацію на основі ключових кадрів (keyframe-based nonlinear optimization) для тісної інтеграції даних з камери (часто стерео) та ІВМ, досягаючи високої точності, але є досить вимогливим до ресурсів.

VINS-Mono [55] став надзвичайно популярним завдяки своїй надійності. Це оптимізаційний метод, на базі ковзного вікна, спеціально розроблений для тісної інтеграції монокулярної камери та ІВМ, і його перевагою є дуже ефективна процедура ініціалізації та здатність до замикання циклів, що робить його чудовим балансом між точністю та обчислювальною ефективністю для малих БпЛА.

Усі наведені вище алгоритми, які використовують камеру, належать до одометричних. За своєю сутністю вони накопичують похибки з пройденою відстанню, якщо використовується лише камера; крім того, похибки можуть зростати й у часі під час тривалої безперервної роботи. Для того щоб суттєво обмежити зростання таких навігаційних похибок, історично було залучено до використання спеціальні вимірювачі та алгоритми.

Навігація по поверхневим полям Землі зазвичай застосовується в військовій техніці. Наприклад, крилаті ракети типу Tomahawk використовують алгоритм TERCOM для порівняння рельєфу місцевості [43]. Багатоцільові літаки, винищувачі, бомбардувальники, вертольоти тощо, що виконують політ у режимі низьковисотного огинання рельєфу, застосовують системи типу TERPROM [27]. У цивільній авіації такі підходи можуть використовуватися як резервні або аварійні джерела навігаційної інформації під час тривалих польотів за умов активного РЕП, коли стає неможливим використання систем ГЛОНАСС/GPS.

Перша згадка про реальне використання подібних систем у відкритих джерелах датується 1980 роком. З того часу напрям активно розвивався, і з'явилася низка сучасніших рельєфометричних алгоритмів, спрямованих на підвищення

точності, стійкості до шумів і здатності працювати в режимі пошуку. До таких належать SITAN (Sandia Inertial Terrain Aided Navigation) — статистичний алгоритм, що використовує ФК для оптимізації порівняння висот [41]; DBAI (Digital Beam Altimeter Integration) — метод, який застосовує цифрові карти висот з урахуванням похибок вимірювачів [61]; а також їх сучасні варіації та алгоритми оптимізації на основі кореляційних [15] або байєсівських підходів [37].

Для розв’язання таких обчислювально складних задач нині широко застосовують спеціалізовані апаратні засоби — ПЛІС[15], GPU[26] та вбудовані системи на базі SoC-процесорів, що забезпечують роботу алгоритмів у реальному часі навіть на борту безпілотних літальних апаратів.

Система порівняння рельєфу місцевості TERCOM працює за принципом зіставлення виміряного поверхневого поля з еталонним, попередньо збереженим у пам’яті бортового навігаційного обчислювача. Вимірний профіль рельєфу місцевості розраховується як різниця між абсолютною висотою та відносною висотою до підстиляючої поверхні під літальним апаратом (Рисунок 1.2).

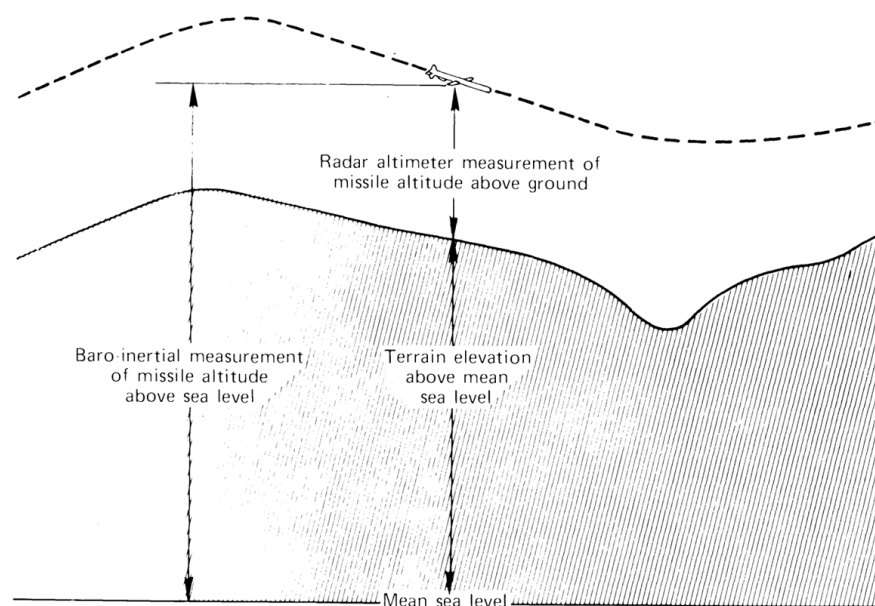


Рисунок 1.2 – Схематичне зображення математичного вимірювання висоти рельєфу [43]

Кожному виявленому співпадінню відповідає певна точка на еталонній карті місцевості з відомими координатами. Таким чином, система фактично «слідкує» за підстилаючим рельєфом у межах певної ділянки еталонної карти.

Одним із недоліків такого підходу є обмежений розмір еталонної карти. Системи цього типу історично отримали назву безпошукових, оскільки їхня робота передбачає однозначно відому, апріорно задану область карти. Пошукові алгоритми, навпаки, є складнішими у реалізації, адже вони визначають місцеположення літального апарата на набагато більшій карті місцевості.

Вимоги до точності пошукових алгоритмів зазвичай нижчі, ніж до безпошукових. Час їхньої роботи на практиці може становити одну хвилину [11], а в старих системах і більше, що дозволяє компенсувати значну частину накопиченої похибки від моменту останнього вимірювання поверхневого поля. Після отримання результату від пошукового алгоритму може бути задіяний безпошуковий алгоритм для подальшого уточнення координат і компенсації систематичних похибок попереднього визначення.

Недоліком алгоритмів рельєфометричного типу є залежність їхньої ефективності від рівня неоднорідності рельєфу (локальної несхожості) у районі, де здійснюється корекція. Тому під час формування польотного завдання необхідно враховувати, чи можливо в цьому районі виконати достовірне вимірювання рельєфу для однозначного визначення місцеположення.

Через таку особливість усі оглядово-порівняльні методи вважаються менш надійними [14] порівняно з інерціальними та супутниковими системами. Проте в умовах дії засобів РЕП(радіоелектронні перешкоди) саме ці системи залишаються найефективнішими з відомих автономних навігаційних рішень.

Аналогічна ситуація може бути з вимірювачами іншого поверхневого поля. Популярним та достатньо інформативним поверхневим полем Землі є візуальне або інфрачервоне зображення поверхні Землі. Таким чином маючи еталонне

супутникове зображення, з наприклад Google Maps, та бортову візуальну камеру встановлену на ЛА можна виконувати обчислення його місцеположення.

Класичним застосуванням є система DSMAC, що була встановлена на ракетах типу Tomahawk [39; 46; 47; 71]. Вона забезпечувала корекцію бортової навігаційної системи ракети за рахунок порівняння вимірної на борту проекції візуальної інтенсивності поверхні Землі під літальним апаратом та еталонним, що було попередньо завантажено у пам'ять з його польотним завданням.

Недоліком запропонованих методів [39; 46; 47; 71] є їхня складність при розрахунках, вони вимагають на борту використання кореляційних функцій для співставлення зображень місцевості. Для цього вхідні зображення сильно спрощуються, до бінарних карт місцевості, що характеризують оптичну інтенсивність. Такий підхід дуже чутливий до погодних умов, сезонних змін, часу доби і т.д. При будь-яких змінах еталонної карти таке співставлення буде значно погіршеним. Також цей підхід вимагає спрощення вхідного зображення з камери до бінарного вигляду для можливої реалізації на бортовому обчислювачі.

Також можливо використовувати ключові точки [29] для порівняння зображень, якщо попередньо їх виділити (детектор ключових точок) та описати (дескриптор ключових точок) на парі зображень. Для цього можуть застосовуватись як класичні алгоритми, такі як SIFT[18], SURF[7], BRIEF[8], ORB[56], MSER, KAZE[6] тощо, так і сучасні неймережеві підходи, зокрема SuperPoint[65], R2D2[68], D2-Net[66], DISK[69] або KeyNet[63].

Неймережеві алгоритми демонструють значно вищу точність та стійкість до змін освітлення, масштабу, ракурсу й навіть до відмінностей між сенсорними доменами (наприклад, між інфрачервоними та оптичними зображеннями[42]). Водночас вони потребують попереднього повноцінного навчання або застосування підходу навчання з перенесенням (transfer learning), що, у свою чергу, передбачає наявність уже навченої моделі для схожої задачі. Це дає змогу ефективно

адаптувати такі системи до конкретних умов порівняння зображень та забезпечити високу стабільність результатів навіть у складних сценах.

В статті [60] запропоноване запропоновано виконувати поетапне співставлення зображень з використанням інфрачервоної бортової камери та візуальної камери на штучному супутнику Землі. Такий підхід «від грубого до точного» суттєво підвищує точність навігації БпЛА та забезпечує більш надійне співставлення навіть для зображень із різних джерел або при їх повороті.

В оглядовій статті [57], представлена ідея співставлення зображення з SAR, який також наслідує ідею поступового співставлення «від грубого до точного». В документі представлені результати, але не викладено алгоритмів їх реалізації.

В статті [42] запропоновано метод попередньої обробки зображень для задачі геопозиціонування камери. На основі архітектури нейромережі U-Net автори натренували модель, яка перетворює вхідні зображення так, щоб вони залишалися схожими незалежно від погоди чи пори року. Завдяки цьому для подальшого співставлення можна використовувати класичний алгоритм SIFT, адже змінюється лише саме зображення, а структура алгоритму геопозиціонування залишається простою та послідовною.

В статті [70] представлено результати успішного використання нейромережевої архітектури візуального трансформера для задачі геопозиціонування камери за допомогою візуальних знімків поверхні Землі. Такий “end to end” підхід не дає змоги людині розуміти в деталях того як виконується співставлення фото. Використання архітектури візуального трансформера дозволяє виконати співставлення надійніше у порівнянні з класичними підходами з ключовими точками.

Схожі результати були досягнуті у роботі [12], але з альтернативним використанням архітектури нейромережі з візуальним трансформером. Мережа була натренована таким чином щоб виконувати співставлення при різних погодних умовах і показує дуже гарні результати співставлення.

Основним недоліком таких представлених архітектур в [12] та [70] є складність їх реалізації в програмному пакеті для тренування. Це вимагає від інженера-розробника дуже високої і сучасної кваліфікації в сфері глибокого навчання та програмування. Сімейство таких алгоритм вимагає коштовних комп'ютерів чи серверів з використанням сучасних відеокарт, а також значного часу для тренування нейромережі. В вищевказаних роботах вказано, що це може складати тижні безперервних розрахунків при правильній реалізації алгоритмів навчання.

В статті [35] також використано архітектуру з використанням візуальних трансформерів але враховано, що знімок може бути зроблений з іншої перспективи. Таким чином на бортовому фото з'являються деталі фасадів будівель яких немає взагалі на еталонній карті. Також перспектива на наднизькій висоті дуже спотворена, що також значно ускладнює розуміння місцеположення БпЛА. Представлені результати демонструють видатні результати. Єдиним недоліком можна виділити обчислювальну складність реалізації алгоритму, але на сьогоднішній день це необхідна ціна за високу точність та надійність реалізації візуальної навігаційної системи.

Задача геопозиціонування використовується не лише для Земної навігації, а також знайшла своє застосування на поверхні Місяця[10] та Марсу[36; 48] під час науково-дослідних космічних програм.

На практиці сьогодні широко застосовуються системи комплексування навігаційної інформації, що базуються на фільтраційних схемах та пакетній обробці (batch processing). Пакетна обробка передбачає об'єднання та аналіз вимірювань за певний проміжок часу. Це може бути реалізовано як обробка даних за фіксоване «вікно» часу або за весь період спостережень, що дозволяє суттєво підвищити точність розв'язання навігаційної задачі. Основним недоліком такого підходу є його обмежене застосування в системах реального часу, адже обчислювальна складність пакетної обробки зростає зі збільшенням кількості вимірювань.

Підхід, що базується на фільтраційній обробці інформації, сьогодні має ширше практичне застосування. Найчастіше використовують алгоритми сімейства ФК[49], а також фільтри частинок[44] і точкової маси[51]. Два останні типи добре працюють із нелінійними динамічними системами, проте вимагають значно більших обчислювальних ресурсів. ФК також можна використовувати для оцінки параметрів нелінійних процесів при попередній лінеаризації диференціальних рівнянь. Такий алгоритм вже можна реалізувати на сучасних мікроконтролерах, що дозволяє використовувати його в режимі реального часу для комплексування навігаційної інформації на борту БпЛА.

Зазвичай сучасні бортові навігаційні системи безпілотних літальних апаратів містять систему комплексування навігаційної інформації. Її використання дає змогу зменшити похибки визначення навігаційних параметрів і навіть оцінити похибки первинних вимірювачів, які є основними джерелами накопичення помилок у складі ІНС. Компенсація зміщень нуля, що становлять до 80% загальної інструментальної похибки первинних сенсорів, дозволяє суттєво підвищити точність розв'язання навігаційної задачі навіть за відсутності сигналів від коригуючих систем, наприклад, приймача ГНСС у разі впливу РЕП.

На практиці широко застосовуються системи, що реалізують алгоритми оптичного потоку [45](Optical Flow) з використанням камери, спрямованої вниз уздовж лінії надиру[34]. Результати роботи такого алгоритму виступають швидкісним коректором у системі комплексування навігаційних даних. Метод оптичного потоку аналізує зміну інтенсивності пікселів між послідовними кадрами, що дозволяє визначати швидкість руху літального апарата в автономному режимі.

Недоліком цього підходу є зниження ефективності роботи за несприятливих погодних умов, зокрема під час дощу, туману або низької освітленості. Проте інерціально-візуальна система, що використовує оптичний потік, здатна істотно підвищити точність навігації порівняно з класичною інерціальною системою,

побудованою на МЕМС-акселерометрах і гіроскопах. У сучасних системах після комплексування типова похибка становить близько 1–2 % від пройденої відстані.

На коротких часових інтервалах, особливо при використанні ІВМ навігаційного або стратегічного класу точності, переваги оптичного потоку зменшуються, адже такі ІВМ здатні точніше вимірювати швидкість. У цьому випадку доцільніше застосовувати періодичні позиційні корекції, які дають змогу неявним чином обмежувати накопичення похибок по швидкості.

Використання інерціальної навігації пішоходів набуло значної популярності в останній час. У підручнику [23] представлено базові принципи роботи такої системи за рахунок комплексування зі статичним положенням під час перебування стопи на поверхні землі. Використання штучного інтелекту значно допомагає здетектувати це статичне положення стопи, де знаходиться ІВМ, на різних поверхнях, типу пісок, сходи, земля з травою чи рівна поверхня.

В статті [40] результати оглядових досліджень по реалізації навігаційних систем навігації з математичними вимірами. Вони також називаються псевдовимірами. Використання апріорних знань про можливі кінематичні і динамічні зв'язки носія ІНС можуть бути використані для обмеження похибок такої бортової ІНС. Так дуже широкої популярності набули так звані ZUPT[58] корекції ІНС, що знаходиться на землі. Це дозволяє проводити корекції швидкості в ГСК за рахунок апріорного знання, що блок датчиків не рухається – відповідно має нульові лінійні швидкості в ГСК. Для колісної техніки вже давно і надійно використовуються виміри ННС[54], що дозволяє обмежити наростання похибок вздовж осі заднього неповоротного моста автомобіля. Для літальних апаратів значної популярності набули виміри MAN[20]. Але мають значний принциповий недолік – необхідність апріорного знання аеродинамічних коефіцієнтів літального апарата для прогнозування можливого переміщення літального апарата. В умовах великого серійного виробництва, де можливі неточності виготовлення аеродинамічних поверхонь, ці вимірювання не дають достатньої інформації про рух БпЛА. Це можливо компенсувати наявною бортовою системою ідентифікації

аеродинамічних коефіцієнтів, але це може бути витратно для певних типів літальних апаратів з точки зору бортових обчислювальних ресурсів.

Окреме місце у сучасній навігації займають навігаційні системи малих літальних апаратів, що працюють у приміщеннях. Особливістю розробки таких систем є високі вимоги до результуючої навігаційної системи, неможливість встановити якісний ІВМ через обмеження у розмірах та вазі а також неможливість використання системи ГСНС. Дуже широкого застосування прийняли системи комплексування з візуальним вимірювачем швидкості та точковим лазерним дальноміром. При високих вимогах до навігаційного рішення можуть використовуватися LIDAR'и в якості вимірювача для SLAM[24] алгоритму. Цей алгоритм дає змогу не тільки орієнтуватися в приміщенні, а й робити картографування місцевості.

1.2 Особливості функціонування інерціально-візуальної навігаційної системи

Теоретично існує три можливих варіанти реалізації БІНС по типу використовуваних датчиків:

- На вільних гіроскопах;
- На рознесених акселерометрах;
- На гіроскопах та акселерометрах.

БІНС на вільних гіроскопах і на рознесених акселерометрах майже не знайшли своєї реалізації на практиці у відміну від БІНС на гіроскопах і акселерометрах. Розглянемо саме таку реалізацію БІНС.

Тоді розглянемо класичні рівняння механізації БІНС в місцевій географічній системі координат, що також приймає назву як географічний супроводжуючий тригранник.

Розрахунок місцеположення здійснюється за формулою:

$$\dot{C}_n^e = C_n^e \cdot [\omega_{en}^n \times], \quad (1.3)$$

де C_n^e - матриця 3х3 повороту від ГСК до ЗСК, $[\omega_{en}^n \times]$ - кососиметрична матриця 3х3 з кутових швидкостей обертання ГСК навколо ЗСК в проекції на осі ГСК.

Розрахунок швидкості в ГСК:

$$\dot{v}_e^n = C_b^n \cdot f^b - [2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \times v_e^n + g_e^n \quad (1.4)$$

де v_e^n - вектор 3х1 лінійних швидкостей в ГСК, C_b^n - матриця 3х3 повороту від ЗвСК (зв'язана система координат) до ГСК, f^b - вектор 3х1 вимірюваного уявного прискорення від акселерометрів в ЗСК, ω_{ie}^n - вектор 3х1 кутової швидкості обертання Землі відносно ІСК в проекції на ГСК, ω_{en}^n - вектор 3х1 кутової швидкості обертання ГСК відносно ЗСК в проекції на ГСК, g_e^n - вектор 3х1 прискорення вільного падіння.

Розрахунок орієнтації:

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \cdot [\omega_{ib}^b \times] - [\omega_{in}^n \times] \cdot C_b^n \quad (1.5)$$

Інтегрування правих частин рівнянь (1.3)-(1.5) відбувається на навігаційному обчислювачі періодично, відповідно до прийнятої частоти роботи БІНС.

БІНС на вищенаведених рівняннях може виконувати повністю автономну навігацію, але через наявні інструментальні похибки та похибки початкової виставки потребує регулярної корекції під час експлуатації. Навіть при нерухомому положенні ІВМ три інтегратори алгоритму накопичують похибки місцеположення дуже швидко, одним із можливих вимірювачів для її подальшої корекції є оптична камера, яка як вимірювач може частково забезпечити необхідною навігаційною інформацією систему комплексування БІНС.

Камера – це оптичний датчик, що формує проєктивне двовимірне відображення спостережуваного тривимірного простору[25].

$$s \cdot p = K \cdot [R | t] \cdot P, \quad (1.6)$$

де p – точка на площині зображення, s – масштаб зображення, K – калібровочна матриця камери, R – матриця повороту камери навколо ГСК, t – тривимірний вектор положення камери, P – координати точки в нерухомій СК.

Деталізуємо рівняння (1.3):

$$s \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & 0 & u_0 \\ 0 & f_y & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & t_1 \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & t_2 \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & t_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1.7)$$

Камера, як і будь-який реальний вимірювач, має похибки вимірювання, детерміновані частини яких можна компенсувати на етапі калібровки. Під час калібровки визначається положення принципової точки камери u_0, v_0 , фокусної відстані f_x, f_y і параметри радіального викривлення k_1, k_2, k_3 у відповідності з прийнятою геометричною моделлю. Саме матриця камери K робить проєкцію тривимірного простору на двовимірну площину і вона в чисельному вигляді відома після калібровки. Матриця орієнтації і переміщення камери $[R | t]$ може бути однозначно визначена з допомогою алгоритму БІНС або з допомогою алгоритму візуальної одометрії.

Як можна бачити з рівняння (1.4) масштаб знімку неможливо на принциповому рівні визначити з допомогою камери. Таким чином, при спостереженні за об'єктом з допомогою камери неможливо визначити його масштаб. Або при розв'язанні оберненої задачі, знаходження кутів орієнтації камери і координат місцеположення без додаткових вимірювачів неможливо не в

безрозмірному вигляді. Приклад реалізації такого алгоритму в безрозмірних координатах на реальних даних представлено на рисунку 1.3.

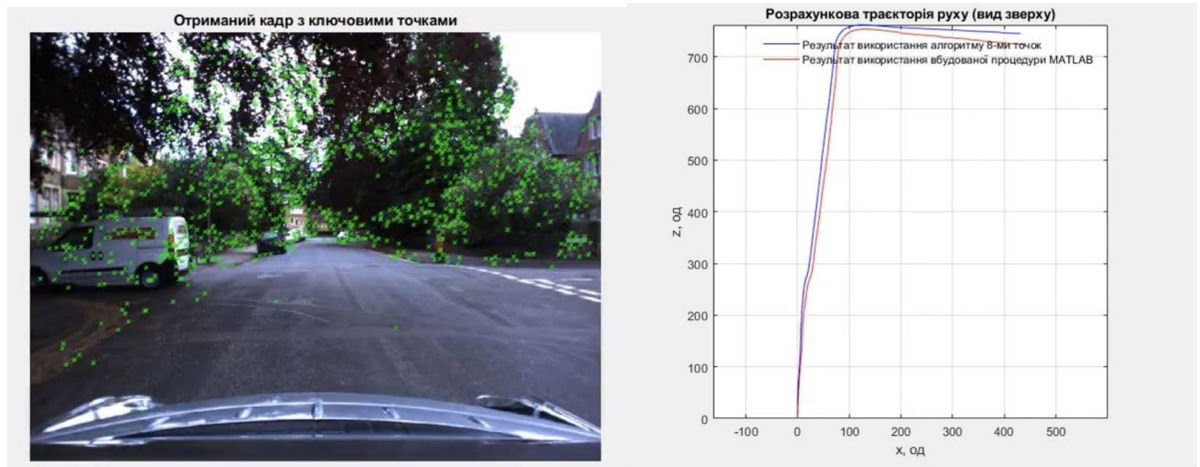


Рисунок 1.3 – Результат симуляції алгоритму візуальної одометрії

Для реалізації такого алгоритму візуальної одометрії використовують математичний апарат, що використовує рівняння епіпольної геометрії. По суті це математика, що описує геометрію стереозору. Ці рівняння описують ряд геометричних співвідношень між 3D точками і їх проєкціями на 2D зображення.

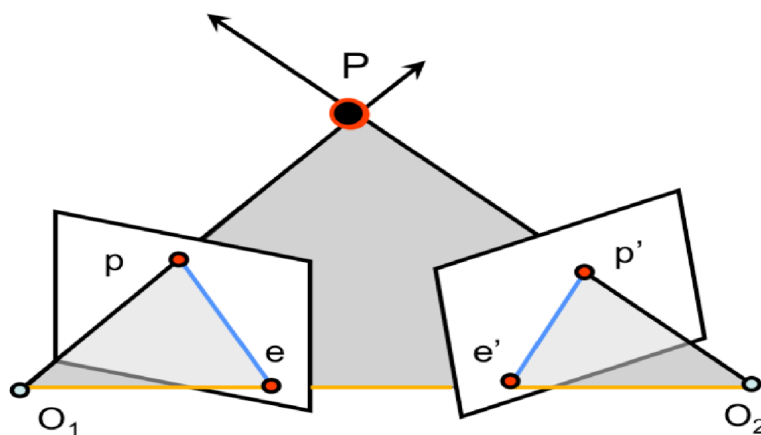


Рисунок 1.4 – Схематичне зображення стереозору однієї і тієї ж спостережуваної сцени. Джерело [22]

Епіполярна площина – це площина між двома центрами камер (центрами проєктування O_1 та O_2) і спостережуваною 3D точкою (На рис 1.4. це точка P).

Точки в яких базова лінія перетинає площини зображення називаються епіполюсами.

Епіполярними лініями називаються лінії перетину епіполярної площини і площини зображення.

Вектор p' в системі координат p [25]

$$p = R_{cc'} p' + T_{cc'}, \quad (1.8)$$

де $R_{cc'}$ – матриця повороту від c' до c ; $T_{cc'}$ – положення камери 2;

$$T_{cc'} \times (R_{cc'} p' + T_{cc'}) = T_{cc'} \times R_{cc'} p'. \quad (1.9)$$

Це вектор нормальний до епіполярної площини. Вектор p знаходиться в епіполярній площині також нормальний до $T_{cc'} \times R_{cc'}$. Тоді

$$p^T (T_{cc'} \times R_{cc'}) p' = 0. \quad (1.10)$$

$$a \times b = \begin{bmatrix} 0 & -a_z & a_y \\ a_z & 0 & -a_x \\ -a_y & a_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix} = [a_x] b. \quad (1.11)$$

$$p^T ([T_x] R_{cc'}) p' = 0 \quad (1.12)$$

$$E = [T_x] R_{cc'}, \quad (1.13)$$

E – сутнісна матриця, або основна матриця

Основне рівняння стереопари:

$$p^T E p' = 0 \quad (1.14)$$

Сутнісна матриця E це 3×3 матриця, яка має 5 ступенів свободи, її ранг дорівнює 2 і вона сингулярна.

$l = Ep'$ дає епіполярну лінію в площині зображення камери 1.

$l' = E^T p'$ дає епіполярну лінію в площині зображення камери 2.

Проекція вектору p^T на епіполярну лінію дасть вектор нульової довжини:

$$p^T l = 0 \quad (1.15)$$

Епіполярне обмеження:

$$x'^T E x = 0, \quad (1.16)$$

де x' – спостережувана точка на першому зображенні; x – спостережувана точка на другому зображенні.

Запишемо фундаментальну матрицю [25]:

$$F = (K'^{-1})^T [t_x] R K^{-1}. \quad (1.17)$$

Враховуючи епіполярне обмеження [25]:

$$F = (K'^{-1})^T E K^{-1}. \quad (1.18)$$

Матриця E є частинним випадком F .

Отримаємо положення камери від сутнісної матриці [25]:

$$E = U \Sigma V^T; \quad (1.19)$$

$$\Sigma = \begin{pmatrix} s & 0 & 0 \\ 0 & s & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad (1.20)$$

$$W = \begin{pmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \quad (1.21)$$

$$W^{-1} = W^T = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \quad (1.22)$$

Тоді можна розрахувати положення камери:

$$[t_x] = UW\Sigma U^T \quad (1.23)$$

І також отримати матрицю орієнтації камери:

$$R = UW^{-1}V^T. \quad (1.24)$$

Для програмної реалізації алгоритму найпростіше розглянути алгоритм восьми точок для ідеальної камери, як вимірювача, що не потребує калібровки.

Постановка задачі:

1. Отримати пару зображень;
2. Отримати відповідні точки між ними;
3. Отримати сутнісну матрицю E ;
4. Отримати із матриці E обертання E та переміщення t .

Тоді на основі такої постановки задачі можна реалізувати алгоритм, якщо відомі координати відповідних точок на двох зображеннях.

Крок 1:

Оцінка матриці E :

$$\hat{x}_2^T E \hat{x}_1 = 0. \quad (1.25)$$

$$\begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} e_{11} & e_{12} & e_{13} \\ e_{21} & e_{22} & e_{23} \\ e_{31} & e_{32} & e_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} = 0, \quad (1.26)$$

$$z_1 = 0, z_2 = 0.$$

$$x_1 x_2 e_{11} + y_1 x_2 e_{12} + x_2 e_{13} + x_1 y_2 e_{21} + y_1 y_2 e_{22} + y_2 e_{23} + x_1 e_{31} + y_1 e_{32} + e_{33} = 0. \quad (1.27)$$

$$z = [x_1 x_2 \quad y_1 x_2 \quad x_2 \quad \dots \quad 1]^T, \quad e = [e_{11} \quad e_{12} \quad e_{13} \quad \dots \quad e_{33}]^T. \quad (1.28)$$

Тоді рівняння епістолярного обмеження:

$$z^T e = 0. \quad (1.29)$$

Кожна пара точок дає 1 рівняння обмеження.

$$\left. \begin{array}{l} z_1^T e = 0 \\ z_2^T e = 0 \\ \dots \\ z_n^T e = 0 \end{array} \right\} z e = 0, \quad (1.30)$$

де e – нуль-простір матриці z , $\|e\| = 1$. e знаходиться з використанням SVD.

Крок 2а, отримання t :

Оскільки $E = [t_x] R$, то t^T – нуль-простір матриці E .

$$t^T E = t^T [t_x] R = 0. \quad (1.31)$$

Отримаємо $\hat{t}$ (до масштабу) використовуючи SVD

$$E = [\hat{t}_x] R = U \Sigma V^T = \begin{pmatrix} u_0 & u_1 & \hat{t} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & & \\ & 1 & \\ & & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v_0^T & v_1^T & v_2^T \end{pmatrix} \quad (1.32)$$

Крок 2б, отримання R :

$$\begin{bmatrix} \hat{t}_x \end{bmatrix} = SZR_{90^\circ} S^T = \begin{pmatrix} s_0 & s_1 & \hat{t} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & & \\ & 1 & \\ & & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} s_0^T \\ s_1^T \\ \hat{t} \end{pmatrix}. \quad (1.33)$$

Тоді

$$E = \begin{bmatrix} t_x \end{bmatrix} R = SZR_{90^\circ} S^T R = U \Sigma V^T. \quad (1.34)$$

Нехай $S = U$ і $Z = \Sigma$, тоді

$$R_{90^\circ} S^T R = V^T, \quad (1.35)$$

$$R = UR_{90^\circ} V^T. \quad (1.36)$$

Для реалізації реального алгоритму необхідно враховувати матрицю камери К. Для пошуку відповідних точок між зображеннями може використовуватися SURF аналізатор(детектор) та ідентифікатор(дескриптор) ключових точок.

Співвідношення епіполярної геометрії[25]:

$$P^T(F)P' = 0, \quad (1.37)$$

де $P \in \mathbb{R}^{3 \times 8}$ – матриця координат 8 ключових точок 1-го зображення;

$P' \in \mathbb{R}^{3 \times 8}$ – матриця координат 8 ключових точок 2-го зображення;

$F \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ – фундаментальна матриця.

$$F = K'^{(-1)} \cdot [T_X] \cdot R_{CC'} \cdot K^{(-1)}, \quad (1.38)$$

де $[T_X] \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ – кососиметрична матриця переміщення центру камери;

$R_{CC'} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ – ортонормована матриця повороту від Зв.С.К.камери 1 до Зв.С.К.камери 2;

$K \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ – калібровочна матриця камери 1;

$K' \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ – калібровочна матриця камери 2.

$$F = K'^{(-1)} \cdot E \cdot K^{(-1)}; \quad (1.39)$$

Сутнісна матриця:

$$E = [T_x] \cdot R_{CC'} \quad (1.40)$$

Для вирішення задач навігації на орієнтації необхідно виконати декомпозицію сингулярними векторами представлену вище в кроках 2а та 2б.

Через представлену масштабну невизначеність необхідно виконувати калібровку камери з використанням ІВМ. Для цього слід провести їхню сумісну калібровку для визначення відносних осей вимірювачів. В такому випадку проблема масштабної невизначеності може бути вирішена повністю.

При низьковисотному польоті такого роду алгоритм буде працювати з обмеженням, оскільки потребує спостереження одних і тих же самих точок між знімками. Якщо буде спотворене одне або декілька послідовних зображень, то визначення відносного положення і орієнтації стає неможливим, і подальше використання такого вимірювача не має сенсу, оскільки вкрай залежне від текстурованості спостережуваної поверхні Землі і відсутності змазування. На практиці навіть на невеликих висотах це залишається вкрай складною задачею, як це було продемонстровано під час місії з дроном-гелікоптером на поверхні Марсу [19; 36].

Гіпотетично практичним підходом вирішення такої задачі може бути задача геопозиціонування з допомогою камери в складі системи комплексування. Оскільки такий підхід потребує вирішення задачі геопозиціонування на наднизькій висоті, то класичні алгоритми з співставлення зображень потребують корекції. При наднизькому польоті в 30-50 метрів та куті обзору камери в 60 градусів над рівнем

Землі приблизний розмір спостережуваної поверхні буде 35-58 метрів і розраховуватиметься за формулою:

$$s = 2 \cdot h \cdot \tan\left(\frac{\alpha_{FOV}}{2}\right), \quad (1.41)$$

де h - це висота польоту над рельєфом місцевості, α_{FOV} - це кут огляду камери в радіанах.

Розмір зображення поверхні Землі не дозволяє визначити своє місцеположення однозначно, оскільки спостережуваними будуть лише частини автодоріг, полів і невеличких будинків. Необхідно враховувати цю ключову особливість під час розробки алгоритму геопозиціонування.

1.3 Похибки автономних навігаційних систем

1.3.1 Похибки візуальних та рельєфометричних систем

Якість роботи візуальних та рельєфометричних систем (табл. 1.2) залежить не тільки від якості самих вимірювачів поверхневого поля Землі, а й безпосередньо від якості записаної еталонної карти. Основним джерелом обмеження в досягненні заданої точності є роздільна здатність карти та її точність.

Через наявність особливостей побудови системи на радіовисотомірах є обмеження по точності геопозиціонування. Наприклад, такою особливістю для відомого TERCOM є широка діаграма направленості антени радіовисотоміра, що призводить до вимірювання не висоти під БПЛА, а найкоротшої відстані. При прольоті над гірськими місцевостями, це буде обмежувати точність системи геопозиціонування. Використання лідару значно покращує цей результат, оскільки в ідеалі лазерне випромінювання розповсюджується паралельно в просторі, а на практиці має дуже незначну діаграму направленості. Але використання лідару занадто коштовне для певних типів БПЛА. Фільтраційні методи дуже залежать від

ІВМ, якості карт та налаштувань фільтра, що призводить до зростання типової похибки.

Таблиця 1.2 – Похибки візуальних та рельєфометричних систем.

Навігаційна система	Типова похибка	Характер похибки
Рельєфометрична НС з радіовисотоміром (TERCOM)	10-50 м	Квазістаціонарна, кореляційна
Рельєфометрична НС з лідаром	2-5 м	Квазістаціонарна, кореляційна
SITAN, SPARTAN	20-100 м	Систематична і випадкова
Візуальна геолокалізація по еталонній карті	1-10 м	Квазістаціонарна
Візуально-інерціальна одометрія(VIO)	1-2 % від шляху	Накопичуваний дрейф

Візуальна локалізація дуже обмежується перспективними спотвореннями та обмежується недостатньою неоднорідністю еталонних карт, але має одну з найвищих точностей. Таку навігаційну систему часто відносять до перспективних, що можуть стати автономною заміною ГСНС. Візуально-інерціальна одометрія має обмежену точність, залежить від освітленості, якості камери, вимагає обчислювального ресурсу.

1.3.2 Похибки інерціальних навігаційних систем

На основі огляду літератури, поданого в розділі 1.1, можна зробити висновок, що сучасні навігаційні системи потребують комплексного підходу до вирішення навігаційних завдань. Це стосується не лише літальних апаратів, а й будь-яких рухомих об'єктів, для яких важливо забезпечити автономну навігацію. До таких об'єктів належать підводні човни, штучні супутники, космічні ракети та БпЛА.

Проблема накопичення похибок БІНС зумовлена низкою ключових факторів:

1. Інструментальні похибки ІВМ, через недосконалість їхнього виробництва;
2. Алгоритмічні похибки БІНС;
3. Похибки початкової виставки БІНС;
4. Тривалість безперервної автономної роботи, за якої похибки накопичуються у часі;
5. Чисельні похибки обчислень, що виникають у процесі цифрової реалізації навігаційних алгоритмів.

Час безперервної роботи БІНС за умови дотримання допустимих похибок місцеположення визначається класом точності ІВМ. Відтак, навіть МЕМС ІВМ низького класу точності, що застосовуються у сучасних смартфонах, можуть забезпечувати прийнятну точність навігації на коротких часових інтервалах. Така залежність від часу пояснюється наявністю у структурі алгоритмів БІНС трьох послідовних інтеграторів. За умов неідеальності підінтегральних значень це неминуче призводить до систематичного накопичення похибок: кожне нове вимірювання, що надходить на вхід інтегратора, супроводжується поступовим зростанням сумарної помилки системи.

Чисельні похибки на сучасному етапі розвитку обчислювальної техніки мають найменший вплив серед наведених факторів. Це пояснюється тим, що сучасні мікроконтролери та процесори забезпечують достатню обчислювальну потужність для використання у алгоритмах БІНС чисел із плаваючою комою подвійної точності (double). Такий формат дозволяє зберігати число в межах восьми байт із точністю до 15–16 значущих цифр, що є цілком достатнім для коректного функціонування БІНС протягом годин автономної роботи без помітного внеску чисельних похибок у загальний навігаційний розв’язок.

Алгоритмічні похибки БІНС у сучасній практиці мають дуже малу величину. За умови точного знання параметрів Землі — зокрема кутової швидкості її обертання, радіусів кривизни в заданій точці та відповідної гравітаційної моделі з урахуванням висоти польоту — сумарна алгоритмічна помилка може становити лише кілька сантиметрів під час годинного польоту. Зменшення інтервалу

дискретизації ще більше знижує ці похибки, роблячи їх практично незначущими для більшості навігаційних задач.

Похибки початкової виставки БІНС визначаються насамперед величинами похибок вимірювальних засобів, що застосовуються під час виконання процедури виставки. Важливим додатковим джерелом похибок є збуреність основи, на якій проводиться виставка системи. У випадку застосування неklasичних методів початкової виставки, що допускають роботу на збуреній платформі, слід враховувати додаткові вклади на результат початкової виставки від похибок ІВМ, які ці методи можуть посилювати. Так наприклад виставка в інерціальному просторі [9] може компенсувати вплив від збурення основи, на якому встановлений ІВМ, але в свою чергу сам додає залежність від часу проведення виставки, залежності від випадкових похибок у вихідних сигналах ІВМ. В свою чергу при класичному методі випадкові похибки мають значно менший вплив, оскільки сигнали усереднюються за час початкової виставки.

Під час реалізації методу суміщення (Transfer Alignment)[59], що передбачає узгодження системи координат БІНС із системою координат еталонної навігаційної системи, необхідною умовою є наявність достатніх рухів для коректного визначення відносної орієнтації між системами. Таким чином, величину похибок початкової виставки можна істотно зменшити за умови правильного вибору методу, що відповідає конкретним умовам застосування.

Найбільш значущою практичною проблемою є оцінка та корекція інструментальних похибок БІНС. За умов ідеальної калібровки ІВМ детерміновані похибки не потрапляли б у вихідні сигнали гіроскопів та акселерометрів, що забезпечувало б практично безпомилкову початкову виставку навіть на тривалих, теоретично необмежених інтервалах часу.

Випадкові похибки ІВМ, що не неможливо математично прогнозувати, при будь яких наявних умовах використання, неможливо компенсувати, оскільки в такому разі буде відсутня метрологічна модель, що включатиме таку похибку вимірювання.

За ідеальних умов використання ІВМ на поворотному столі, де можливо точно задати положення їхніх ОЧ(осі чутливості), можна окремо оцінити похибки зміщення нуля, МК(масштабного коефіцієнта) та перехресних чутливостей відповідно до наявної метрологічної моделі. Комбінуючи орієнтації і повороти можливо провести оцінку і подальшу компенсацію визначених похибок. Проте після кожного повторного увімкнення ІВМ виникають нові систематичні похибки, величина яких залежить від конкретного циклу ввімкнення. Перед практичним використанням ІВМ у складі БІНС за призначенням майже ніколи не вдається провести роботу на поворотному столі, необхідну для визначення та компенсації цих міжвиміральних похибок. Через це саме вони залишаються суттєвим джерелом невизначеності у реальних навігаційних застосуваннях.

Можливим реальним підходом до компенсації таких похибок є використання методів початкової виставки в русі, виставки суміщенням або алгоритмів комплексування з іншими навігаційними системами. У більшості випадків застосовується певна модифікація ФК. Ефективність цього підходу ґрунтується на якісному апіорному знанні динаміки похибок БІНС, що дає змогу коректно виконувати крок передбачення та моделювати зростання похибок у часі.

Для оцінки конкретних похибок необхідно включити їх до складу вектору стану x ФК. На практиці однозначне відокремлення джерел похибок ІВМ може бути обмежено динамікою об'єкта – носія ІВМ. При неможливості забезпечити відокремлення алгоритмом джерел накопичення похибок ІВМ система залишається неспостережуваною з точки зору оцінки похибок ІВМ. Такої ж проблеми зазнає довиставка в русі (Fine Alignment) [31].

Для оцінки конкретних похибок інерційних вимірювальних модулів їх необхідно включити до складу вектора стану x ФК. На практиці можливість однозначного розділення джерел похибок часто обмежується динамікою об'єкта-носія ІВМ. При неможливості забезпечити відокремлення алгоритмом джерел накопичення похибок ІВМ система залишається неспостережуваною з точки зору оцінки похибок ІВМ.

Подібні труднощі виникають і під час довіставки в русі, коли відсутність достатнього збудження динаміки перешкоджає надійній оцінці окремих похибок ІВМ.

Оцінка похибок таким методом у відмінності від класичних з комбінацією орієнтацій ОЧ ІВМ відбувається на основі аналізу їхнього впливу на рішення навігаційної задачі. Наприклад, якщо в системі присутні похибки ЗН ДЛП, то тренд накопичення похибок БІНС по координатам місцеположення буде квадратичний від часу роботи, а при присутності ЗН ДКШ тренд буде кубічним від часу для координат місцеположення і наприклад лінійним для кутів орієнтації. По комбінації цих трендів на вихідних сигналах БІНС можливо відокремити їх для подальшої компенсації.

На відміну від класичних методів, що передбачають зміну орієнтації ОЧ ІВМ, оцінка похибок у наведеному підході ґрунтується на аналізі їхнього впливу на результати навігаційного розв'язку. Наприклад, наявність похибки нульового зміщення акселерометра спричиняє квадратичний від часу тренд зростання похибок у визначенні координат місцеположення. Якщо присутнє нульове зміщення гіроскопа, то похибка місцеположення зростає кубічно з часом, тоді як для кутів орієнтації характерним є лінійний тренд.

Будемо використовувати модель похибок БІНС, представлену Мелешко, Нестеренко у «Безплатформні інерціальні навігаційні системи» [2].

Похибки визначення кутів орієнтації ГСК:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\delta} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \omega_{\xi} \\ \omega_{\eta} \\ \omega_{\zeta} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \beta \\ \alpha \\ \delta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta\omega_{\xi} \\ \Delta\omega_{\eta} \\ \Delta\omega_{\zeta} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\omega_{xc} \\ \Delta\omega_{yc} \\ \Delta\omega_{zc} \end{bmatrix} \quad (1.37)$$

В скалярному виді:

$$\begin{aligned}
\dot{\beta} &= -\omega_{\eta} \delta + \omega_{\zeta} \alpha + \Delta\omega_{\xi} - c_{11}\Delta\omega_{xc} - c_{12}\Delta\omega_{yc} - c_{13}\Delta\omega_{zc}, \\
\dot{\alpha} &= -\omega_{\zeta} \beta + \omega_{\xi} \delta + \Delta\omega_{\eta} - c_{21}\Delta\omega_{xc} - c_{22}\Delta\omega_{yc} - c_{23}\Delta\omega_{zc}, \\
\dot{\delta} &= -\omega_{\xi} \alpha + \omega_{\eta} \beta + \Delta\omega_{\zeta} - c_{31}\Delta\omega_{xc} - c_{32}\Delta\omega_{yc} - c_{33}\Delta\omega_{zc}.
\end{aligned} \tag{1.38}$$

В цих виразах $\Delta\omega_{\xi}$, $\Delta\omega_{\eta}$, $\Delta\omega_{\zeta}$ – похибки обчислення кутової швидкості супроводжуючого базису та мають вигляд:

$$\begin{aligned}
\Delta\omega_{\xi} &= -\Delta v_N / R_N + v_N R_N^{-2} \Delta R_N, \\
\Delta\omega_{\eta} &= \Delta v_E / R_E - u \sin \varphi \cdot \Delta\varphi, \\
\Delta\omega_{\zeta} &= \Delta v_E \operatorname{tg} \varphi / R_E + (v_E / (R_E \cos^2 \varphi) + u \cos \varphi) \Delta\varphi - (v_E \operatorname{tg} \varphi / R_E^2) \Delta R_E.
\end{aligned} \tag{1.39}$$

Запишемо формули для визначення похибок обчислення відносної лінійної швидкості:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{v}_E \\ \Delta \dot{v}_N \\ \Delta \dot{v}_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \delta & -\alpha \\ -\delta & 0 & \beta \\ \alpha & -\beta & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_E \\ a_N \\ a_H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta a_{xc} \\ \Delta a_{yc} \\ \Delta a_{zc} \end{bmatrix}. \tag{1.40}$$

В скалярному вигляді:

$$\begin{aligned}
\Delta \dot{v}_E &= \delta \cdot a_N - \alpha \cdot a_H + c_{11} \Delta a_{xc} + c_{12} \Delta a_{yc} + c_{13} \Delta a_{zc}, \\
\Delta \dot{v}_N &= -\delta \cdot a_E + \beta \cdot a_H + c_{21} \Delta a_{xc} + c_{22} \Delta a_{yc} + c_{23} \Delta a_{zc}, \\
\Delta \dot{v}_H &= \alpha \cdot a_E - \beta \cdot a_N + c_{31} \Delta a_{xc} + c_{32} \Delta a_{yc} + c_{33} \Delta a_{zc}.
\end{aligned} \tag{1.41}$$

Похибки координат

$$\begin{aligned}
\Delta \dot{\varphi} &= -\Delta\omega_{\xi}, \\
\Delta \dot{\lambda} &= \frac{1}{R_E \cos \varphi} (\Delta v_E + v_E \operatorname{tg} \varphi \Delta\varphi - \frac{v_E}{R_E} \Delta R_E).
\end{aligned} \tag{1.42}$$

Похибки розрахунку радіусів кривизни Землі ΔR_E , ΔR_N можна знайти за наступними формулами:

$$\begin{aligned}\Delta R_E &= \frac{(a+h)e^2 \sin 2\varphi}{1-e^2 \sin^2 \varphi} \Delta\varphi, \\ \Delta R_N &= \Delta R_E (1-e^2).\end{aligned}\tag{1.43}$$

Типовою задачею сучасної навігації БпЛА є комплексування БІНС із приймачем ГСНС. Такий коректор належить до позиційно-швидкісних, оскільки він використовує як координати, так і швидкості для корекції стану системи. За умови правильного налаштування комплексування та наявності достатньої динаміки руху, необхідної для забезпечення спостережуваності, під час польоту можна оцінити похибки визначення орієнтації БпЛА.

Похибки ЗН ДЛП та ДКШ можуть бути частково або повністю оцінені безпосередньо в польоті, що дозволяє виконувати їхню компенсацію в реальному часі.

З точки зору системи комплексування, будь-який позиційно-швидкісний коректор, що має аналогічні похибки вимірювання до обраного ГСНС приймача, може бути використаний в якості повноцінного вимірювача. Використання лише позиційного коректора також може забезпечити оцінку елементів вектору стану. Однак у цьому випадку тривалість перехідного процесу, необхідного для оцінки параметрів вектора стану, може бути значно більшою.

У реальних навігаційних комплексах для виконання позиційних корекцій у разі втрати розв'язку приймача ГНСС, наприклад під дією засобів РЕП, застосовують додаткові резервні позиційні навігаційні системи. До таких систем належать наземні радіонавігаційні засоби та методи навігації за поверхневими полями Землі.

Для резервного використання лише швидкісного коректора можуть застосовуватися доплерівські вимірювачі швидкості або візуальні навігаційні

системи, що ґрунтуються на оцінці оптичного потоку. Це забезпечує можливість часткового відновлення навігаційних параметрів навіть за відсутності позиційних вимірювань.

1.4 Постановка наукової задачі дисертаційної роботи

Розглянуті вище методи і алгоритми навігації та засоби корекції можуть забезпечити виконання автономного польоту літальних апаратів з потужними бортовими обчислювачами в умовах достатньої видимості, на великих висотах та маршрутах з високою неоднорідністю поверхневих полів. Для функціонування більшості алгоритмів необхідна видимість лінії горизонту, наявність характерних об'єктів чи орієнтирів. Ці вимоги звужують можливості застосування відповідних коректорів.

Особливо гостро вказані обмеження проявляються в умовах низьковисотного польоту, коли бортова камера БпЛА може зафіксувати лише дуже вузьку полосу зображень підстилаючої поверхні Землі шириною 30 – 50 метрів. Надалі будемо вважати політ на такій висоті низьковисотним. Навіть за достатньої текстурованості виконувати склеювання послідовних зображень не є можливим через суттєві перспективні спотворення, зумовлені переважно змінною структурою фасадів будівель та рослинності. Таким чином, при низьковисотному польоті доступні окремі невеликі зображення поверхні Землі, що більшу частину польоту не мають унікальних об'єктів чи орієнтирів взагалі. При цьому будемо розглядати політ тільки над сухопутною поверхнею Землі.

Таким чином, для усунення вказаних недоліків існуючих методів навігаційного забезпечення БпЛА сформулюємо наступну наукову задачу.

Мета роботи – розробити методи визначення параметрів навігації та орієнтації, здатних забезпечити довготривалий низьковисотний автономний політ за інформацією від оптичних камер і інерціальних чутливих елементів в умовах

спотворень перспективи зображення, та без використання візуальних навігаційних орієнтирів і виділення лінії горизонту.

Довготривалим будемо вважати такий політ, за якого інерціальна навігаційна система без корекції від додаткових вимірювачів інших типів втрачає здатність забезпечувати необхідну точність через накопичення похибок з часом. Тривалість такого автономного польоту суттєво залежить від класу точності конкретного ІВМ. Зокрема, для МЕМС-датчиків тактичного класу характерний інтервал автономної роботи порядку 1 – 3 хвилин, тоді як для ІВМ навігаційного класу на базі лазерних гіроскопів і маятникових компенсаційних акселерометрів цей час може сягати декількох годин. Точність розроблюваних методів навігації та орієнтації не повинна залежати від тривалості польоту.

В роботі розглядається роботоздатність, як стан інерціально-візуальної навігаційної системи, в якому її візуальна частина формує адекватні коригуючі сигнали для підвищення точності визначення навігаційних параметрів. Апаратні відмови елементів системи не розглядаються. Вважається, що реальний характер та рівень похибок інерціальних вимірювачів системи відповідають заздалегідь визначеним характеристикам.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі задачі:

1) розробити метод визначення орієнтації літального апарата за інформацією від оптичних камер та датчиків кутової швидкості (ДКШ), що не використовує виділення лінії горизонту, орієнтирів і особливих точок, та не накопичує похибки з часом;

2) створити алгоритм обробки зображень з двох камер для визначення трьох кутів орієнтації;

3) виконати імітаційне моделювання процесу визначення трьох кутів орієнтації на основі розробленого методу;

4) розробити метод геопозиціонування з використанням камери та інерціально-вимірювального модулю в умовах низьковисотного польоту;

- 5) створити алгоритм обробки зображень з камери для визначення положення літального апарату на еталонній карті;
- 6) виконати імітаційне моделювання процесу визначення координат літального апарату на основі розробленого методу;
- 7) скласти алгоритм комплексування інформації інерціальної навігаційної системи з даними візуального або рельєфометричного коректору;
- 8) виконати імітаційне моделювання роботи комплексованої навігаційної системи БПЛА;
- 9) виконати напівнатурний експеримент з перевірки роботоздатності розроблених методів навігації і орієнтації та аналіз отриманої точності.

Висновки до розділу 1

На основі літературного огляду сформульована мета роботи: розробити обчислювально невимогливі методи навігації та орієнтації для забезпечення довготривалого низьковисотного автономного польоту за інформацією від оптичних камер та інерціальних чутливих елементів в умовах перспективних спотворень зображення, відсутності видимості характерних об'єктів та лінії горизонту. Для її досягнення необхідно:

- 1) розробити метод для отримання трьох кутів орієнтації за допомогою оптичних камер та тріади ДКШ;
- 2) перевірити можливість функціонування алгоритму орієнтації на імітаційному моделюванні;
- 3) розробити метод спільного визначення координат місцеположення за допомогою візуальних та висотних карт Землі;
- 4) перевірити можливість функціонування та точність розробленого алгоритму геопозиціонування на імітаційному моделюванні в складі створеної системи комплексування;
- 5) перевірити можливість функціонування та точність навігаційної системи на напівнатурному експерименті.

РОЗДІЛ 2

ВІЗУАЛЬНА ОРІЄНТАЦІЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ВИКОРИСТАННЯМ ТРІАДИ ГІРОСКОПІВ

2.1 Метод інерціально-візуальної орієнтації з використанням однієї камери та тріади гіроскопів

Кут повороту об'єкта визначається з на основі екстремального алгоритму, використовуючи зміщення зображення з камери, що відбувається впродовж певного часу [3; 5]. Порівнюючи два зображення – еталонне (отримане до початку повороту) та поточне – можна визначити зміщення зображення у пікселях, що однозначно відповідає певному куту орієнтації. При цьому виділення лінії горизонту не потрібне. Щоб прискорити роботу алгоритму та зменшити навантаження на навігаційний обчислювач, пропонується порівнювати лише смуги певної ширини, а не повні зображення з камер.

Щоб визначити кут тангажа, необхідно спершу повернути поточне зображення на кут крену та обрати відповідну смугу, враховуючи її зміщення, спричинене riskанням. Значення кутів крену та riskання можуть бути отримані з алгоритму орієнтації БІНС.

Запропонований алгоритм структурно (Рис. 2.1) можна поділити на дві основні частини: визначення орієнтації, використовуючи алгоритм орієнтації з ДКШ та виконання математичних операцій над поточним зображенням камери.

У випадку ідеальної роботи БІНС, зображення стабілізується за кутами крену та riskання навколо значень початкової виставки. За наявності похибок ДКШ, повна стабілізація не буде відбуватись, і визначена для аналізу смуга для порівняння буде зміщуватись у часі відносно смуги попереднього, еталонного зображення.

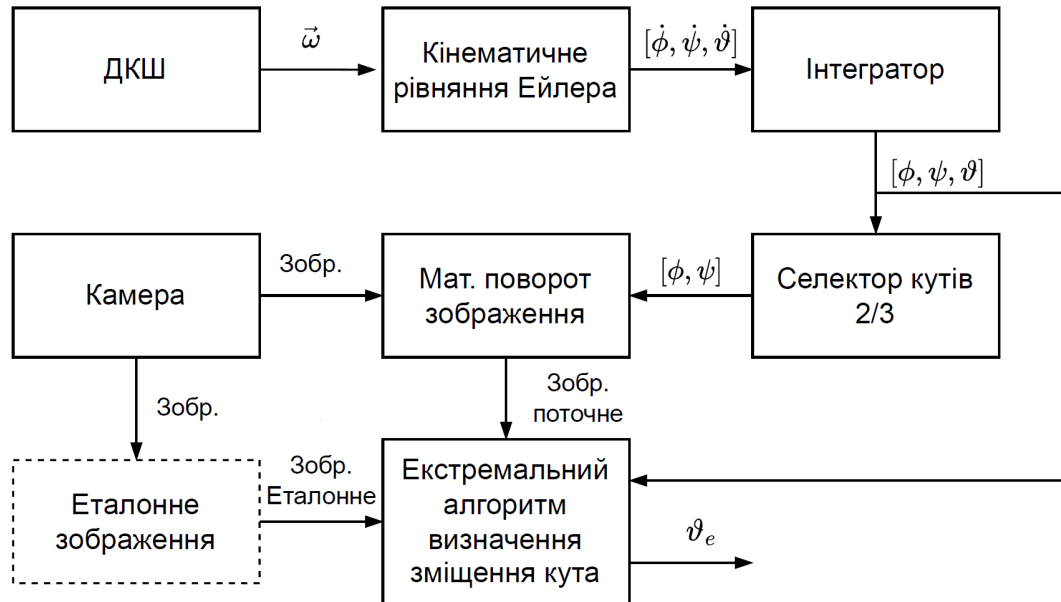


Рисунок 2.1 - Структурна схема запропонованого алгоритму

На Рисунок 2.1 ϕ, ψ, ϑ – кути крену, ристання, тангажа, відповідно; $\vec{\omega}$ – вектор кутової швидкості ЛА, вимірюваний ДКШ; ϑ_e – кут орієнтації, що визначається методом візуальної орієнтації.

В ідеальному випадку поточне зображення нестабілізоване лише за кутом тангажа, що дає змогу визначати цей кут окремо за допомогою спрощеного екстремального алгоритму. Значення кута тангажа обчислюється за величиною зміщення смуги поточного кадру на певну кількість пікселів. Залежність між кутом тангажа та кількістю зміщених пікселів розраховується за формулою:

$$\vartheta_e = \frac{\alpha_{FOV} p_{zm}}{n_p}, \quad (2.1)$$

де n_p – кількість рядків смужки; p_{zm} – кількість пікселів, розрахованих використовуючи екстремальний алгоритм; α_{FOV} – кут вертикального огляду камери.

Еталонне зображення доцільно формувати та зберігати в пам'яті навігаційного обчислювача на початковому етапі польоту, коли похибки

навігаційної системи мінімальні. Такий підхід забезпечує незалежність подальшого визначення кута тангажа від накопичених з часом похибок БІНС.

Для кількісної оцінки ступеня подібності між поточним і еталонним зображеннями використано метод найменших квадратів, хоча в разі потреби можуть застосовуватись і інші цільові функції.

Під час руху камери у площині тангажу будь-який спостережуваний об'єкт на проєктивному зображенні здійснює відповідне вертикальне зміщення. Це дозволяє суттєво скоротити кількість пікселів, необхідних для порівняння двох зображень. У граничному випадку можна аналізувати лише один вертикальний стовпець пікселів, проте для підвищення надійності алгоритму доцільно використовувати не окремий стовпець (Рисунок 2.2), а смугу певної ширини, що складається з декількох стовпців. Такий підхід забезпечує стійкість роботи алгоритму навіть за наявності невеликих похибок у врахуванні кутів крену та рискання.

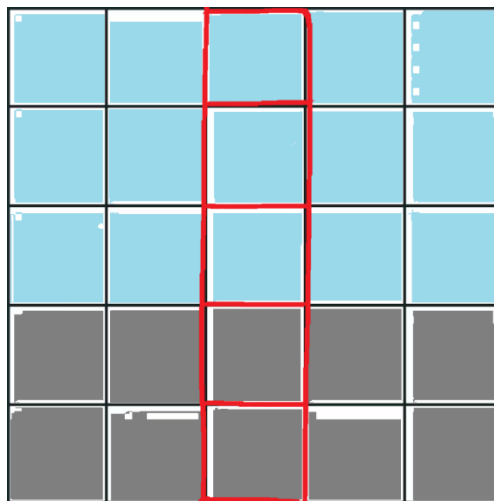


Рисунок 2.2 - Приклад смуги для корекції кута тангажа шириною в 1 піксель

Неявна постановка оптимізаційної задачі у базовому випадку, коли одночасно визначаються три кути орієнтації, полягає в наступному. Функція ціни ґрунтується на методі найменших квадратів:

$$J(\phi, \psi, \vartheta) = \sum_{i=1}^r (h(i) - y(i))^2, \quad (2.2)$$

де $h(i)$ – інтенсивність i -го пікселя еталонного зображення, $y(i)$ – інтенсивність i -го пікселя поточного смугового зображення, а r – кількість рядків у вибраній смузі. Тоді ціль $(\phi, \psi, \vartheta) = \arg \min J(\phi, \psi, \vartheta)$.

У запропонованому варіанті оптимізаційна задача записується лише за одним параметром – кутом тангажа:

$$J(\vartheta) = \sum_{i=1}^r (h(i) - y(i))^2, \quad (2.3)$$

тоді ціль $(\vartheta) = \arg \min J(\vartheta)$.

На відміну від повної тривимірної постановки, запропонована функція ціни дозволяє розв’язати задачу орієнтації лише за одним оптимізуючим параметром. Дані щодо інших двох кутів – рискання та крену – отримуються з БІНС. Такий підхід суттєво зменшує обчислювальне навантаження на навігаційний процесор під час реалізації алгоритму. У результаті роботи описаного методу визначається кут тангажа. Для обчислення інших кутів орієнтації літального апарата той самий підхід може бути застосований окремо та послідовно для кожної координати.

2.2 Імітаційне моделювання алгоритму орієнтації з використанням камери та тріади ДКШ

Розглянемо роботу запропонованого методу на прикладі реальних зображень, отриманих на борту літального апарата. Перетворимо зображення відповідно до відомих еталонних гармонічних змін кутів орієнтації камери (Рисунок 2.3)



Рисунок 2.3 – Зображення з хитавицею по трьом кутам орієнтації

Далі здійснюється компенсація впливу кутів крену та рискання на основі даних, отриманих з алгоритму орієнтації БІНС. Після цього з отриманого зображення виділяється вертикальна смуга завширшки 6 пікселів, яка в подальшому використовується в запропонованому екстремальному алгоритмі (Рисунок 2.4).

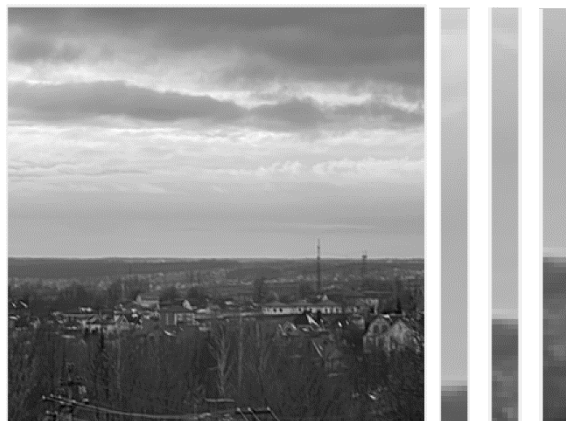


Рисунок 2.4 – Приклади поточного зображення та вирізаної смуги після компенсації кутів крену та рискання

Алгоритм, що мінімізує функцію ціни (2.2), дозволив визначити зміщення поточного зображення з дискретністю в один піксель (Рисунок 2.5).

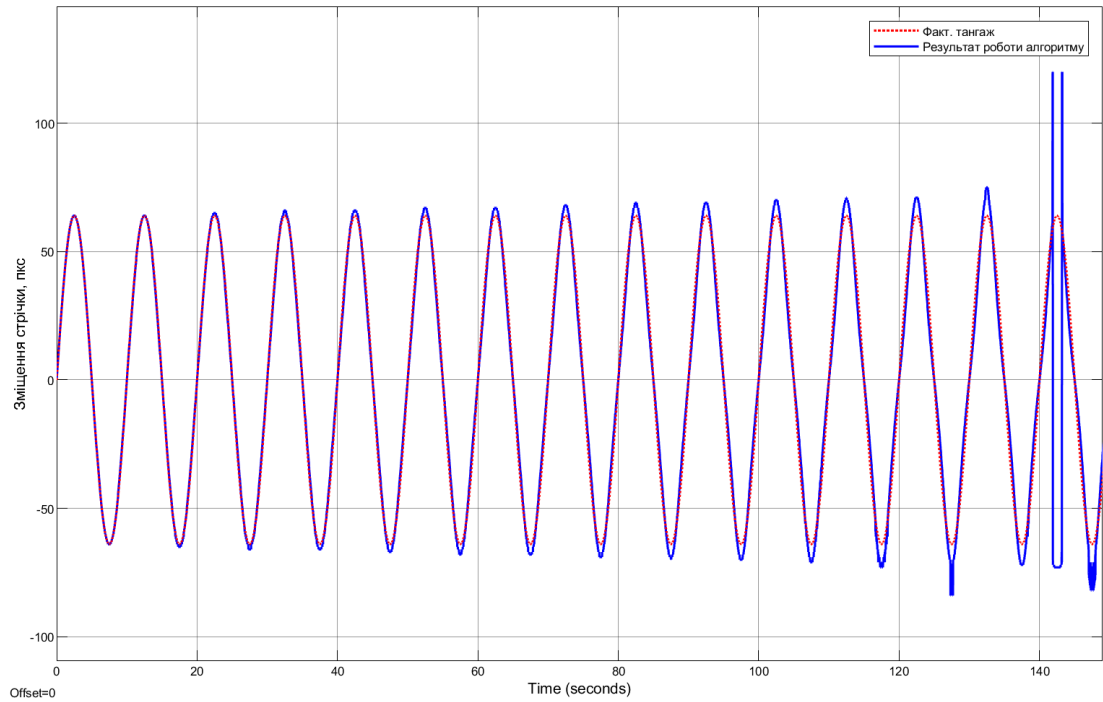


Рисунок 2.5 – Визначення зміщення смужки за допомогою екстремальної складової алгоритму

Під час формування показів ДКШ враховувались похибки зміщення нуля. Для наведених результатів вони становили для кожного ДКШ 10^{-3} рад/с, $2 \cdot 10^{-3}$ рад/с та $3 \cdot 10^{-3}$ рад/с, відповідно. Такі значення є характерними для датчиків, виготовлених за технологією MEMS.

Як видно з рис. 2.5, приблизно через 30 секунд роботи алгоритму орієнтації починають проявлятися спотворення у визначенні істинного кута тангажа. Причиною цього є відсутність корекції за кутом рискання. Під час пошуку відповідного стовпця поточного зображення аналіз виконується в межах смуги, у якій через накопичення похибки компенсації по рисканню неможливо досягти точного співпадіння з еталоном.

Описані ефекти зумовлені накопиченням похибок у системі орієнтації БІНС. Для зменшення їхнього впливу та продовження часу автономної роботи алгоритму можливе розширення смуги зображення, яка використовується для порівняння. Однак такий підхід ускладнює процедуру пошуку оптимального зміщення, що

відповідає поточному куту тангажа. Також можливо використовувати більш точні ДКШ або ввести ідентифіковані періодичні корекції за кутом рискання. Таким чином, баланс між частотою корекцій, шириною обраної смуги зображення та точністю ДКШ можна описати за допомогою формули:

$$\psi_{px}(t) = \frac{180 c_{cm} b_y t}{\pi \beta_{FOV}}, \quad (2.4)$$

де c_{cm} – кількість стовпців всього зображення; b_y – зміщення нуля ДКШ, встановленого по нормальній осі ЛА; t – час безперервної роботи алгоритму без введення корекцій; β_{FOV} – кут горизонтального огляду камери; ψ_{px} – зміщення зображення по горизонту в пікселях, спричинене похибкою ДКШ.

Згідно з (2.7), тривалість автономної роботи алгоритму лінійно залежить від ширини аналізованої смуги зображення та величини похибки ДКШ. Тому, найефективнішим способом збільшення цього часу є періодичне виконання корекції кута рискання. Для реалізації такої корекції може бути використаний той самий запропонований алгоритм, але з горизонтальною смугою зображення.

Порівняння результатів визначення кута тангажа за даними БІНС та запропонованого алгоритму (Рисунок 2.6) демонструє якісну тенденцію інваріантності оціненого кута тангажа до похибок зміщення нуля ДКШ за умов короткого часу роботи оптичного коректора. Це свідчить про потенційну можливість компенсації похибок орієнтації БІНС шляхом комбінації трьох аналогічних коректорів, для кожного з кутів орієнтації. Після того як похибка визначення кута рискання перевищує ширину смуги зображення (2.4), похибка визначення кута тангажу починає наростати (Рисунок 2.7).

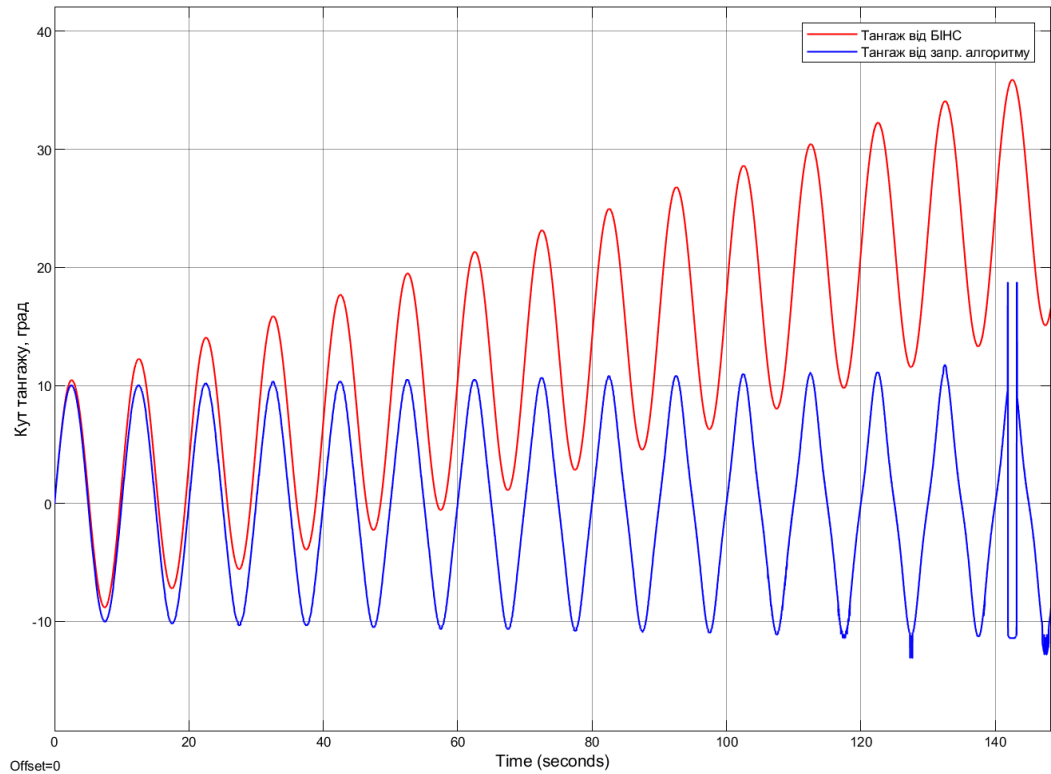


Рисунок 2.6 – Порівняння визначених кутів тангажу від БІНС та від запропонованого алгоритму

Досягнутий час безперервної роботи алгоритму, що становить 140 секунд без жодної корекції, свідчить про його високу робастність. Оскільки навіть за умов, коли смуга поточного зображення протягом більш ніж половини часу не містить відповідного стовпця еталонного кадру, алгоритм зберігає роботоздатність. Така стійкість забезпечується тим, що зміщення смуги зображення за кутом рискання не спричиняє її суттєвих змін.

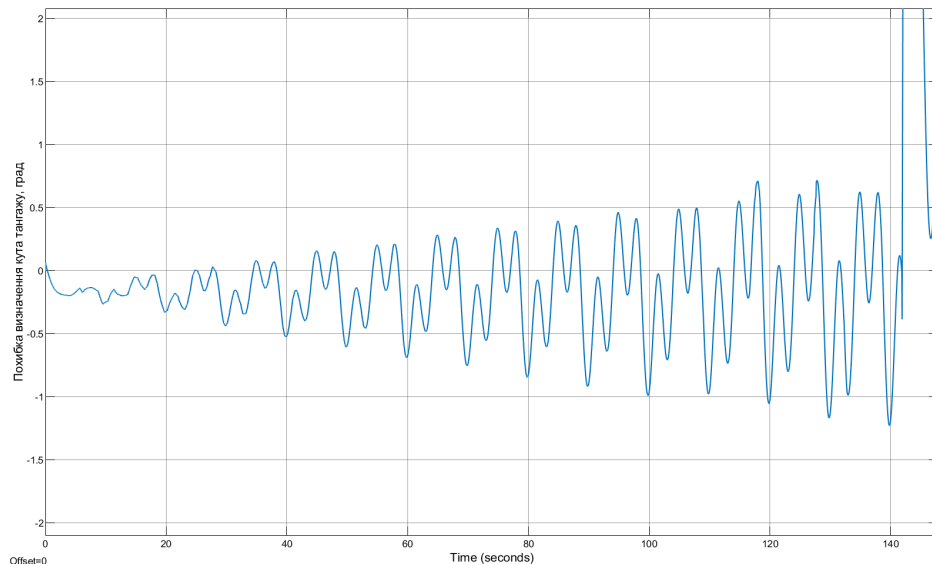


Рисунок 2.7 – Похибка визначення кута тангажу для MEMS ДКШ

Моделювання роботи запропонованого алгоритму з використанням ДКШ середнього класу точності, що мають похибки зсуву нуля 10^{-4} рад/с, $2 \cdot 10^{-4}$ рад/с та $3 \cdot 10^{-4}$ рад/с, показало можливість забезпечення автономної роботи понад 10 хвилин без корекцій за кутом рискання при ширині смуги 5 пікселів (Рисунок 2.8), що підтверджується виразом (2.3).

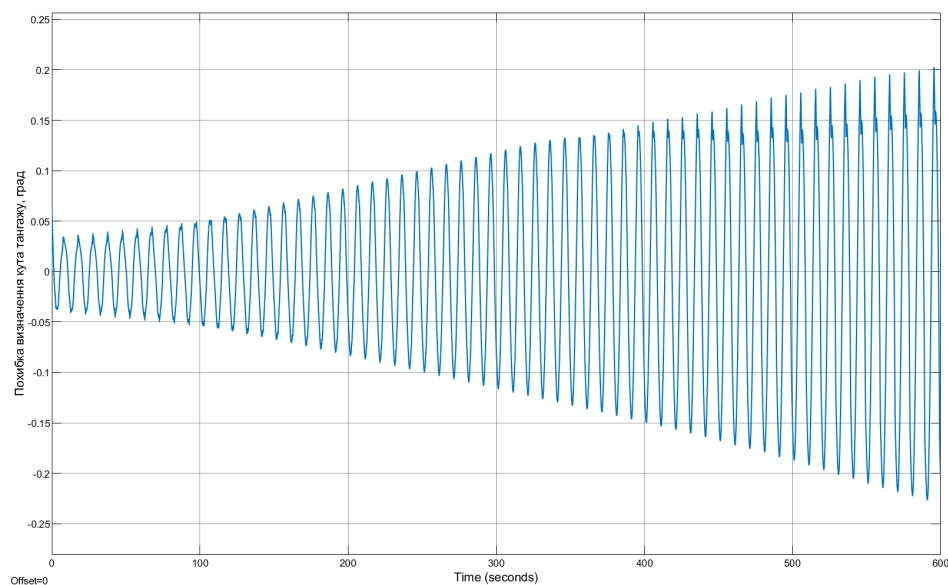


Рисунок 2.8 – Похибка визначення кута тангажу для ДКШ середнього класу точності

Подальше збільшення ширини смуги до 11 пікселів дозволяє алгоритму працювати автономно понад 10 хвилин навіть при використанні МЕМС-ДКШ із зазначеними вище похибками (Рисунок 2.9).

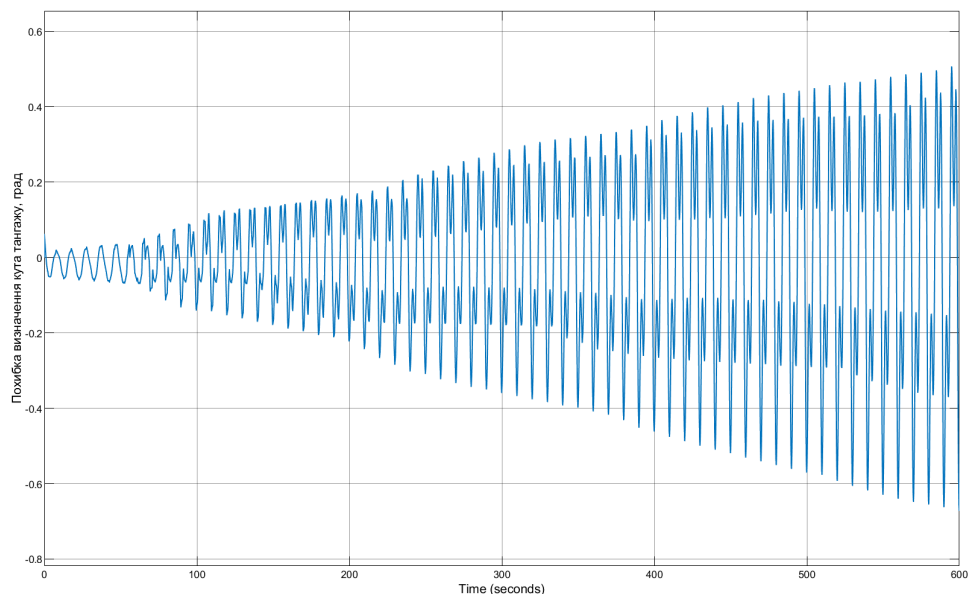


Рисунок 2.9 – Похибка визначення кута тангажу для МЕМС ДКШ та смуги зображення шириною 11 пікселів

2.3 Алгоритм роботи візуального методу орієнтації з використанням двох камер та тріади гіроскопів

Щоб вдосконалити наведений вище метод інерціально-візуальної навігації для визначення трьох кутів орієнтації ЛА використаємо дві камери, встановлені спеціальним чином [3].

Поточне зображення з певної камери необхідно стабілізувати за двома кутами орієнтації, відмінними від тих, що підлягають корекції. Значення кутів, на які потрібно виконати математичний поворот зображення, передаються у візуальний алгоритм із алгоритму орієнтації БНС.

Кут тангажа визначається за величиною зміщення зображення, отриманого з камери, встановленої по поздовжній осі літального апарата. Аналогічним чином пропонується визначати кут крену – за зміщенням між двома зображеннями в пікселях, отриманими з камери, спрямованої вздовж правого напівкрила.

Кут рискання обчислюється за допомогою спеціальної функції ціни, що враховує зміщення поточного зображення відносно еталонного одночасно для обох камер:

$$J(s) = \text{cov}(x_1 + s, y_1) + \text{cov}(x_2 + s, y_2), \quad (2.5)$$

де x_1, x_2 – вектори інтенсивностей пікселів рядка поточного зображення з першої та другої камер відповідно; y_1, y_2 – вектори інтенсивностей пікселів рядка еталонного зображення з першої та другої камер відповідно; $\text{cov}(x_1 + s, y_1)$ та $\text{cov}(x_2 + s, y_2)$ – коваріаційні функції між відповідними векторами, s – зміщення поточного зображення в пікселях.

Таким чином, функція ціни (2.5) обчислюється для всіх рядків обраної смуги еталонного зображення. Зміщення, визначені шляхом максимізації цієї функції, можуть бути однозначно перетворені у відповідні кути орієнтації літального апарата. Порівняння зображень виконується в межах вертикальної смуги фіксованої ширини, що дає змогу суттєво знизити обчислювальне навантаження на бортовий обчислювач.

З тією ж метою може бути застосована спрощена функція ціни для визначення зміщення зображення за кутом рискання:

$$J(s) = \text{cov}(x_1 + s, Y_1). \quad (2.6)$$

У випадку використання функції ціни (2.5) обробка зображень здійснюється лише з однієї камери.

Окрім функцій ціни (2.5) та (2.6), для порівняння смуг двох зображень застосовувалися також критерії мінімуму абсолютної різниці та мінімуму квадрата похибки. Особлива відмінність між цими підходами полягає у чутливості функції

ціни до шумів, які можуть бути присутні у вибраних смугах зображення. Мінімізація квадрату різниці призводить до квадратичного «штрафування» похибки зміщення під час обчислення суми, тоді як використання абсолютної різниці забезпечує лінійне «штрафування», пропорційне величині похибки.

Отримані таким чином або з використанням (2.5) та (2.6) значення зміщення поточних смуг у пікселях необхідно перетворити у відповідні кути крену та рискання літального апарата за формулами:

$$\varphi_e = \frac{\alpha_{VFOV} p_{змz}}{n_p}; \quad (2.7)$$

$$\psi_e = \frac{\alpha_{HFOV} p_{змx}}{n_c}, \quad (2.8)$$

де n_p – кількість рядків смуги зображення від камери, спрямованої вздовж правого напівкрила; n_c – кількість рядків смуги зображення від камери, спрямованої вздовж поздовжньої осі ЛА; $p_{змz}$ – кількість пікселів, визначених екстремальним алгоритмом для камери, спрямованої у бік правого напівкрила; $p_{змx}$ – кількість пікселів, визначених екстремальним алгоритмом для камери, спрямованої у бік поздовжньої осі ЛА; α_{VFOV} – вертикальний кут огляду камери; α_{HFOV} – горизонтальний кут огляду.

Визначення кута рискання здійснюється візуально на основі аналізу двох горизонтальних смуг зображення, розташованих нижче лінії горизонту, на заданій висоті польоту літального апарата. Такий підхід дозволяє охопити більшу кількість характерних об'єктів у полі зору камери, що полегшує процес зіставлення зображень.

Корекція кутів крену, рискання та тангажа виконується послідовно, що дає змогу знизити обчислювальне навантаження. Період корекції для кожного кута визначається за результатами імітаційного моделювання таким чином, щоб уникнути накопичення похибок у візуальній складовій алгоритму. Цей період

безпосередньо залежить від точності гіроскопів: чим вища їхня точність, тим більший інтервал між корекціями можна встановити.

Оскільки під час польоту змінюється видима сцена, необхідно періодично оновлювати еталонне зображення, замінюючи його на поточне. Кожне таке переприсвоєння спричиняє додаткову похибку у визначенні поточного кута орієнтації, величина якої в найгіршому випадку еквівалентна зміщенню одного пікселя. При цьому похибка орієнтації від БІНС зростає пропорційно до часу роботи, тоді як похибка запропонованого алгоритму залежить від кількості оновлень еталонного зображення.

Під час моделювання роботи запропонованого алгоритму було зімітовано покази гіроскопів споживчого класу точності з похибками зсуву нуля, що становили 0,1°/с. Імітація роботи двох камер здійснювалася шляхом повороту та зміщення реального зображення на задані ідеальні кути орієнтації.

Для виконання корекції кута крену з використанням зображення камери, спрямованої у бік правого напівкрила літального апарата, здійснюється поворот кадру на величину кута тангажа та його лінійне зміщення за кутом рискання, отриманих із алгоритму інерціальної системи. У результаті отримане зображення буде скомпенсоване за кутами тангажа та рискання, однак залишиться некомпенсоване за кутом крену. Внаслідок цього обертання ЛА по куту крену спричинятиме вертикальне зміщення поточного зображення. Для подальшої обробки з поточного кадру пропонується вирізати вертикальну смугу завширшки 1 піксель і заввишки 320 пікселів, а з еталонного – смугу шириною 12 пікселів і висотою 640 пікселів.

Корекція кута тангажа виконується аналогічно до процедури визначення кута крену, проте використовується зображення з поздовжньо орієнтованої камери. У цьому випадку зображення стабілізується за всіма кутами орієнтації, окрім кута тангажа (Рисунок 2.4).

Для корекції кута рискання в процесі імітаційного моделювання застосовується зображення з поздовжньої камери. Із поточного кадру вирізається горизонтальна смуга, розташована на 50 пікселів нижче центра зображення, завширшки 320 пікселів і заввишки 1 піксель. Із еталонного кадру, своєю чергою, виділяється горизонтальна смуга шириною 640 пікселів і висотою 12 пікселів. Перед виконанням корекції за кутом рискання обов'язково здійснюється стабілізація зображення за кутами крену та тангажа.

Вирізані смуги з кожної пари зображень подаються на обробку екстремальним алгоритмом візуального визначення кутів орієнтації, реалізованим на основі співвідношень (2.5), (2.7) та (2.8).

2.4 Імітаційне моделювання алгоритму орієнтації з використанням двох камер та тріади гіроскопів

У процесі використання розробленої імітаційної моделі було проведено оцінку похибок орієнтації літального апарата за кутами крену, тангажа та рискання. Для цього результати класичного алгоритму орієнтації БІНС порівнювалися з результатами, отриманими за допомогою запропонованого візуального алгоритму (Рисунок 2.10). Спостерігається закономірна тенденція до накопичення похибок у розрахунках БІНС, тоді як визначення кутів за візуальним алгоритмом, як і очікувалося, не проявляє такої залежності від часу.

Задавши бажану точність орієнтації, з графіка похибок БІНС можна визначити час автономного польоту літального апарата без необхідності застосування корекцій. Для подальших експериментів період корекцій, що виконуються за допомогою візуального алгоритму, було прийнято рівним 0,5 секунди.

Імітаційне моделювання процесу визначення кутів орієнтації з послідовним виконанням корекцій за кутами крену, рискання та тангажа з періодом 0,5 секунди підтвердило роботоздатність розробленого алгоритму та коректність вибору його

параметрів (Рисунок 2.12). Максимальні значення похибок інерціально-оптичної системи склали: для кута крену – $0,22^\circ$, для рискання – $0,13^\circ$, а для тангажа – $0,21^\circ$.

На точність роботи візуального алгоритму істотно впливає кут огляду камер. Наведені на рис. 2.3 результати отримано для камер із полем зору 30° . Розглянемо також точність системи при кутах огляду 60° (Рисунок 2.12).

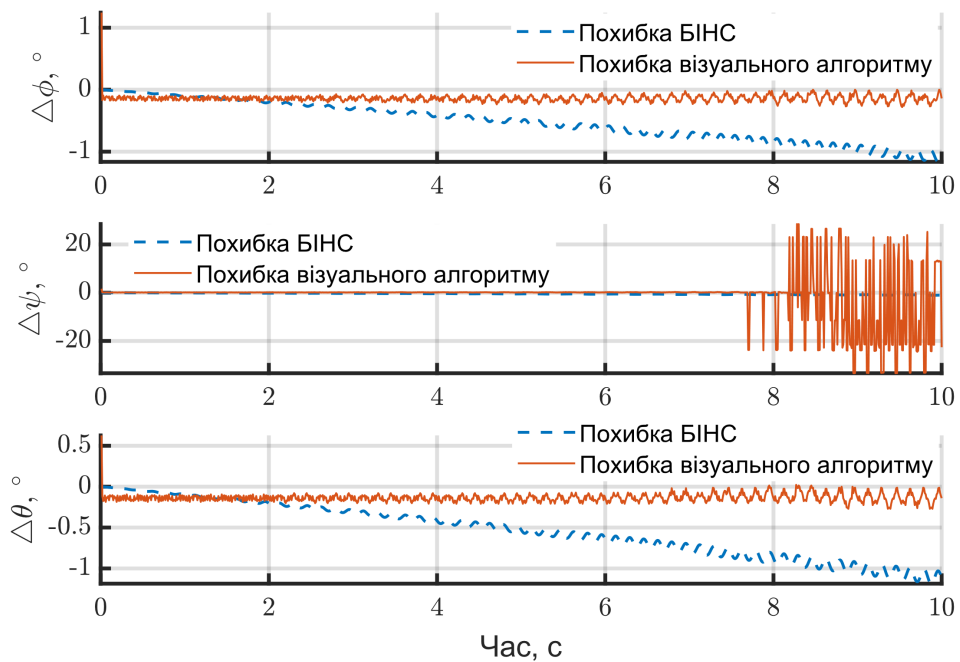


Рисунок 2.10 – Імітаційне моделювання алгоритму орієнтації без корекцій

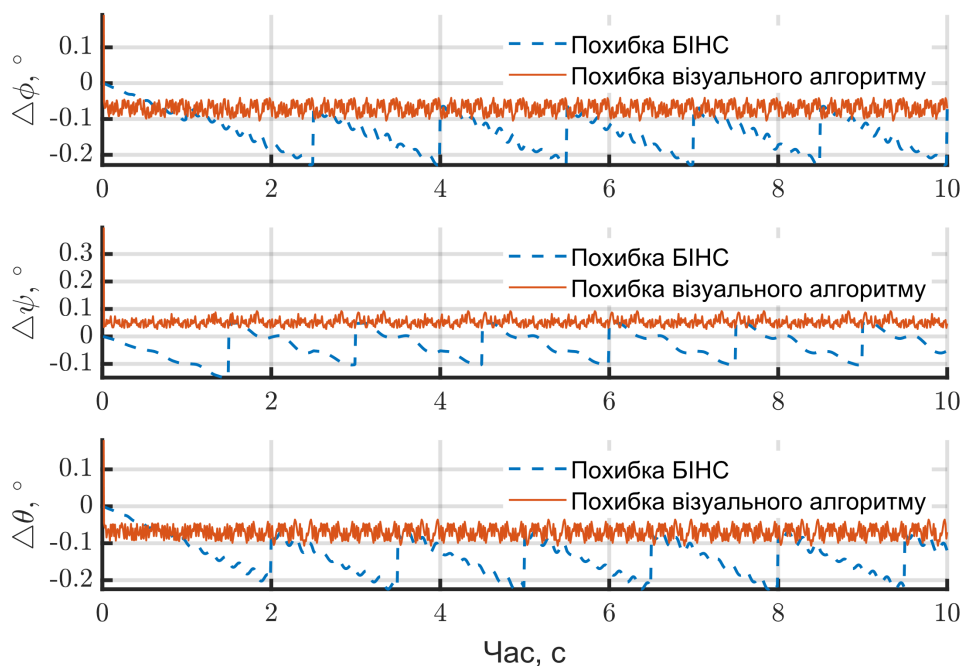


Рисунок 2.11 – Робота алгоритму послідовної корекції трьох кутів орієнтації

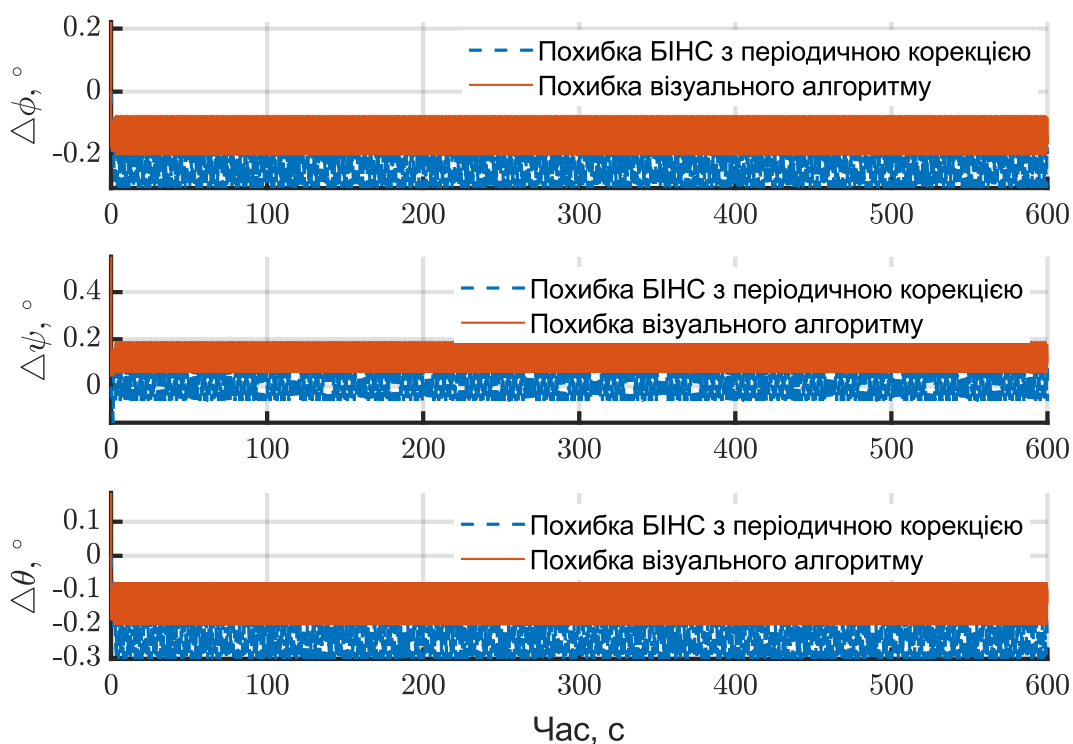


Рисунок 2.12 – Точність інерціально-візуального алгоритму зі збільшеним кутом обзору камер

У даному випадку, при використанні таких же ДКШ та частоти корекцій, похибка орієнтації кута крену досягає $0,29^\circ$, рискання – $0,19^\circ$, тангажа – $0,3^\circ$, що майже у 1,5 рази краще, за результат показаний на рис. 2.12.

Виявлений вплив кута огляду камер на точність роботи алгоритму свідчить про його вищу ефективність у задачах орієнтації повільнорухомих об'єктів, з високою точністю стабілізації.

Висновки до розділу 2

Розроблений візуально-інерціальний алгоритм орієнтації забезпечує автономне визначення кутів крену, рискання та тангажу літального апарата та дозволяє обмежити накопичення їх похибок під час прямолінійного одновисотного польоту. Запропонований підхід передбачає поетапну корекцію кожного кута за рахунок екстремального порівняння стабілізованих зображень від двох перпендикулярно встановлених камер із еталонними кадрами. Використання функції цілі з одним параметром оптимізації, а також порівняння вузьких смуг замість повних зображень, зменшує розмірність задачі, знижує обчислювальні витрати, дає змогу застосовувати алгоритм у реальному часі за обмежених ресурсів.

Візуальна складова алгоритму послідовно оцінює кожен з кутів, обчислюючи зсув пікселів на поточному зображенні відносно опорного кадру, отриманого тією самою камерою раніше. Для цього поточне зображення попередньо стабілізується за двома кутами згідно з даними інерціальної системи, за винятком того кута, який у даний момент підлягає оцінюванню. Виділені фрагменти обох зображень далі зіставляються за допомогою екстремального алгоритму. Адекватність корекції інформації кутів орієнтації забезпечується за умови наявності відповідних частин на смугах поточного та еталонного зображення, що порівнюються.

Алгоритм не потребує попереднього виділення лінії горизонту, проте для надійної роботи необхідна наявність об'єктів з різною інтенсивністю вздовж його напрямку. За відсутності таких об'єктів, наприклад під час польоту над морем далеко від берегу, реалізація корекції по куту рискання є неможливою. Імітаційні дослідження показали можливість застосування тріади гіроскопів із дрейфом нуля рівня $1e-3 \dots 3e-3$ рад/с, що дозволяє сформулювати вимоги до обчислювача, зокрема забезпечення корекції кута протягом 30 с за мінімальної ширини смуги. Точність функціонування алгоритму суттєво визначається кутами огляду камер. Враховуючи це, найкращих значень точності можна досягти під час застосування його на повільних літальних апаратах у режимах горизонтального польоту за умови високої якості стабілізації.

РОЗДІЛ 3

ІНЕРЦІАЛЬНО-ВІЗУАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

3.1 Алгоритм визначення координат місцеположення за поверхневим полем

Навігаційний алгоритм використовує дані від вимірювача відносної висоти, оптичної камери, жорстко закріпленої на борту та орієнтованої вниз, а також від вимірювачів, що визначають швидкість руху відносно Землі та кут шляху [4]. Поточну відносну висоту можуть вимірювати лазерні або радіовисотоміри, тоді як інформацію про швидкість і напрям руху можуть надавати як оптична камера, так і доплерівські, інерціальні (у разі комплексування) чи барометричні вимірювачі.

Принцип дії алгоритму ґрунтується на побудові бінарних карт активації, що дає змогу суттєво знизити вимоги до обчислювальних ресурсів бортової системи. Карта активації формується у межах фрагмента еталонної карти, де розташований об'єкт, на основі визначення поточної висоти рельєфу. Вона відображає можливе положення літального апарата за допомогою біта зі значенням «1», тоді як значення «0» означає гарантовану відсутність апарата у відповідній точці:

$$M(x, y) = \begin{cases} 1, & \text{за } D(x, y) < \Delta_M; \\ 0, & \text{за } D(x, y) \geq \Delta_M, \end{cases} \quad (3.1)$$

де $M(x, y)$ – бінарне значення карти активації у точці (x, y) ; $D(x, y)$ – різниця між виміряним значенням параметра поверхневого поля та значенням, отриманим з еталонної карти, у цій самій точці; Δ_M – порогове значення параметра поверхневого поля, за якого місцеположення БПЛА вважається ймовірним. Величина Δ_M визначається як сума всіх можливих максимальних похибок вимірювання параметра поверхневого поля з урахуванням заданої довірчої імовірності.

У наступний момент часу, після отримання нового значення висоти рельєфу, формується друга карта активації. Знаючи поточну швидкість літального апарата,

можна обчислити його переміщення відносно попередньої точки вимірювання висоти. Це дозволяє сумістити новостворену карту активації з попередньою таким чином, щоб збігалися пікселі, які відповідають однаковим координатам можливого місцеположення БпЛА на еталонній карті. Після виконання зміщення карти активації підлягають об'єднанню з одночасним відсіканням областей, що не мають спільних зон перекриття.

Пошук поточного місцеположення БпЛА на еталонній карті здійснюється в межах певної локальної області з використанням окремих ділянок карти. Кожна наступна ділянка частково перекриває попередню приблизно на половину своєї площі (Рисунок 3.1), що забезпечує наявність достатньої кількості спільних точок для накладання та коректного формування наступних карт активації. Перекриття ділянок реалізується безпосередньо алгоритмом, оскільки пошук виконується лише в межах першої половини поточної ділянки карти. Ця половина визначається відносно напрямку руху об'єкта по еталонній карті (Рисунок 3.2). На рис. 3.2 положення об'єкта на картах активації після їх суміщення позначено символом «+».

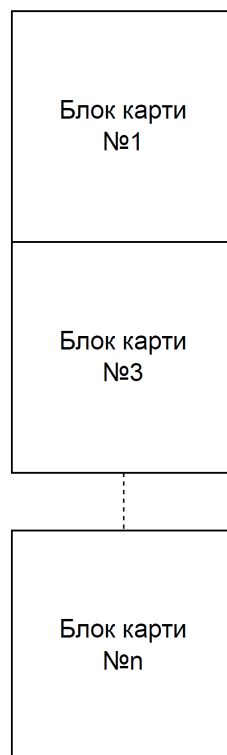


Рисунок 3.1 – Розміщення ділянок еталонної карти

У результаті сумування карт активації область, що відповідає реальному місцеположенню об'єкта, набуває найбільшого сумарного значення. Таким чином, маючи кумулятивну карту активації розміром $r/2 \times c$, де r – кількість рядків ділянки карти, а c – кількість її стовпців, можна визначити координати об'єкта. Вони відповідають тим індексам рядка та стовпця карти активації, у яких досягається максимальне значення.

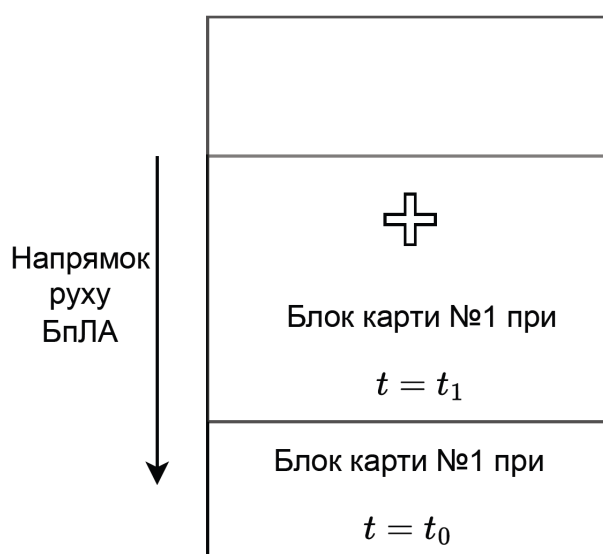


Рисунок 3.2 – Зміщення карт активації в два послідовних моменти часу

Для забезпечення коректної роботи описаного алгоритму необхідно точно виконувати зміщення поточної карти активації відносно попередньої. У випадках, коли досягнення потрібної точності зміщення неможливе, рекомендується здійснювати закруглення карти активації:

$$k = b \cdot \left(\frac{\sqrt{2 \cdot (1 - \cos(|\Delta_{\Psi}^{\max}|))}}{p} + \frac{|\Delta_V^{\max}|}{V} \right), \quad (3.2)$$

де k – коефіцієнт загрублення карти активації (при відсутності загрублення $k = 1$); b – розмір ділянки карти у пікселях; p – роздільна здатність карти (розмір одного пікселя у м); V – швидкість літального апарата відносно Землі; $|\Delta_{\Psi}^{\max}|$ – максимальна похибка вимірювача кута шляху; $|\Delta_V^{\max}|$ – максимальна похибка вимірювача швидкості.

Нехай використовується еталонна карта висот рельєфу розміром 1024×1024 із роздільною здатністю 1 м, швидкість літального апарата становить 200 м/с. Для коректного суміщення карт активації з точністю до 0,5 пікселя необхідно знати швидкість із похибкою не більшою ніж 0,2 м/с. Така точність може бути недосяжною для бюджетних БпЛА. Проте у разі загрублення карти активації вимоги до точності вимірювання швидкості істотно знижуються. Наприклад, якщо бортовий вимірювач швидкості має похибку до 1 м/с, коефіцієнт загрублення становитиме $k = 5$. Це означає, що ефективна роздільна здатність карти повинна бути $p_1 = p \cdot k = 5$ м. Таким чином, точність вимірювання швидкості безпосередньо визначає точність визначення положення літального апарата.

Використання бінарних карт активації значно спрощує реалізацію основного обчислювального циклу алгоритму. У наведеному прикладі одна карта активації займає приблизно 131 КБ пам'яті, що робить її зручною для обробки в режимі реального часу. Крім того, такі карти доцільно зберігати у вигляді послідовностей байтів, а їхнє суміщення ефективно виконувати за допомогою побітових операцій зсуву, що мінімізує обчислювальні витрати.

Візуальна частина алгоритму формує для кожного еталонного зображення власну карту активації. Її побудова здійснюється за допомогою простої та обчислювально ефективної операції згортки між поточним проєктивним зображенням поверхні Землі та відповідним еталонним зображенням. Формула розрахунку візуальної карти активації ідентична виразу (3.1).

Виконання побітової операції «І» між рельєфометричною та візуальною картами активації дозволяє ефективно усунути шум, що виникає під час визначення

поточного місцеположення, і, як наслідок, підвищити точність та швидкодію пошуку однозначного максимуму на кумулятивній карті активації.

Для визначення поточного положення літального апарата необхідно послідовно виконати наступні дії:

1. завантажити відповідну ділянку еталонної карти рельєфу та вибрану ділянку візуальної карти;
2. відняти від еталонної карти рельєфу виміряну поточну висоту й сформувати рельєфну карту активації згідно з формулою (2.5);
3. виконати двовимірну згортку поточного зображення з еталонним і отримати візуальну карту активації, одночасно з п.2;
4. отримати комбіновану (візуально-рельєфну) карту активації шляхом побітової операції «І» між поточними візуальною та рельєфною картами активації;
5. повторити пункти 1– 4 для нового моменту часу, використовуючи оновлені дані висоти рельєфу та поточне зображення поверхні Землі, щоб сформувати нову комбіновану карту активації;
6. сумістити нову візуально-рельєфну карту активації з попередньою, використовуючи дані про виміряну швидкість польоту та кут шляху, таким чином, щоб співпали пікселі, які відповідають однаковим координатам (широті та довготі).
7. сформувати кумулятивну карту активації шляхом додавання відповідних елементів суміщених карт.
8. повторювати описані дії для наступних моментів часу, поступово генеруючи нові карти активації та оновлюючи кумулятивну карту доти, доки кількість виконаних суміщень не досягне половини розміру ділянки еталонної карти у пікселях.

9. Визначити місцеположення літального апарата, знайшовши максимальне значення серед елементів кумулятивної карти активації та відповідні йому координати (широту й довготу) у момент першого розрахунку карти.

3.2 Імітаційне моделювання інерціально-візуального навігаційного алгоритму

Проведемо імітаційне моделювання запропонованого алгоритму в середовищі MATLAB із використанням синтезованих карт рельєфу місцевості. Отримані послідовні карти активації розміром 100x100 пікселів (Рисунок 3.3) коректно відображають області ділянки еталонної карти, де перебування БПЛА виключене. Реальне положення об'єкта позначене жовтим пікселем, коричневим кольором відмічено точки, у яких перебування об'єкта можливе; чорним – точки, де перебування неможливе, тобто для них виконується умова $D(x, y) \geq \Delta_M$.

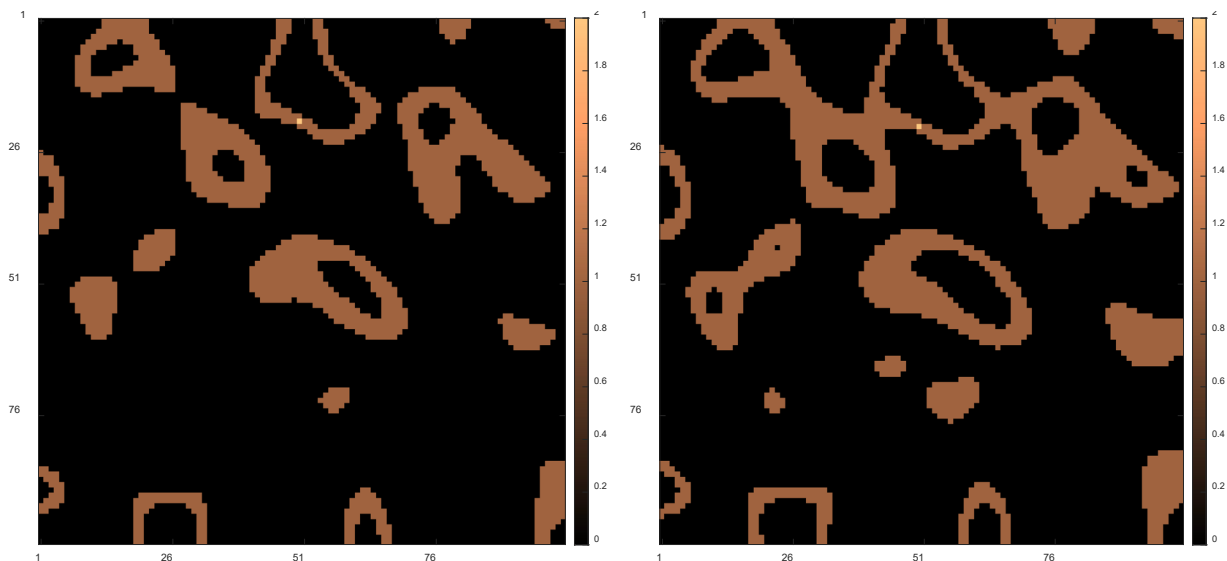


Рисунок 3.3 – Приклади двох послідовних карт активації після зміщення

Кумулятивна карта активації (Рисунок 3.4), отримана шляхом суміщення послідовних карт із рис. 3.3, дозволяє уточнити ймовірне місцеположення БПЛА.

Чим більше значення має певний піксель, тим вища імовірність того, що об'єкт перебуває саме в цій точці карти (Рисунок 3.4, ліворуч).

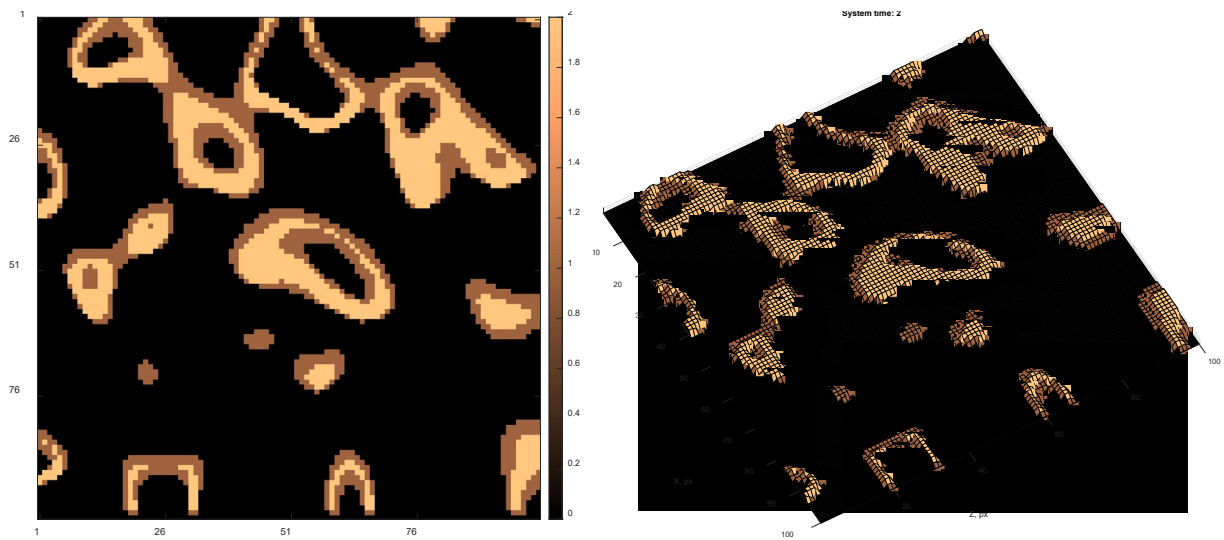


Рисунок 3.4 – Результуюча кумулятивна карта активації після зсуву

Тривимірне відображення кумулятивної карти активації (Рисунок 3.4, праворуч) дає змогу наочно оцінити її висотний профіль, а також простежити динаміку уточнення можливого місцеположення літального апарата. На початкових етапах – після невеликої кількості зсувів (наприклад, перших двох на рисунку 3.3) – визначити точне положення апарата практично неможливо (Рисунок 3.4). Це пояснюється тим, що випадкові збіги миттєвих вимірювань поверхневого поля з окремими ділянками еталонної карти трапляються з тією ж частотою, що й правильні активації пікселів, які відповідають реальному положенню об'єкта. Для підвищення точності визначення положення необхідно збільшити кількість суміщень карт активації. Саме тому рекомендовано виконувати максимально можливу кількість таких суміщень, рівну половині розміру ділянки еталонної карти. У прикладі, наведеному на рис. 3.3, кількість суміщень становить 50, що забезпечує перевагу активації, пов'язаних зі справжнім положенням об'єкта, над випадковими активаціями інших точок карти.

Після завершення всіх суміщень кумулятивна карта активації набуває вигляду локальної замкненої області, у межах якої пікселі мають однакові максимальні значення (Рисунок 3.5). У такому випадку, для використання результатів у розв’язаній схемі комплексування, місцеположення літального апарата доцільно визначати як середнє арифметичне координат пікселів із максимальним рівнем активації. Якщо ж використовується слабозв’язана схема комплексування, замість одного положення можна розглядати всю область максимальної активації, доповнену коваріаційною матрицею похибки вимірювань, що дозволяє підвищити точність і надійність позиціонування системи.

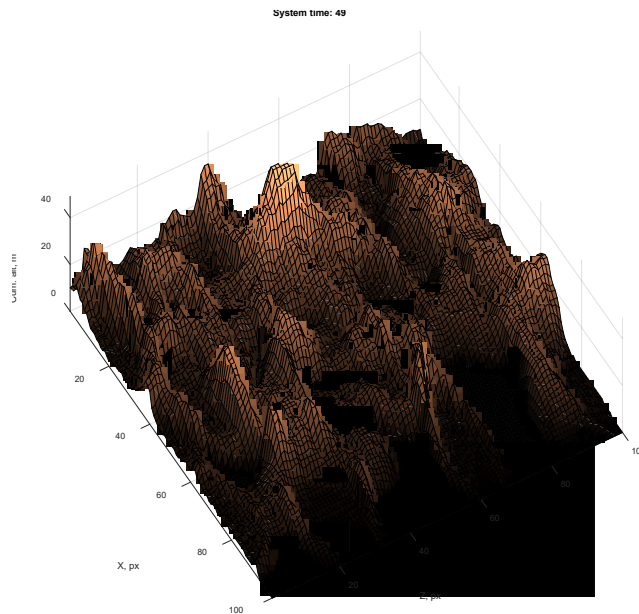


Рисунок 3.5 – Кінцевий вигляд кумулятивної карти активації після виконання останнього п’ятдесятого зсуву для карти розміром 100 x 100 пікселів

Максимум на кумулятивній карті активації (Рисунок 3.5) відповідає початковому місцеположенню БПЛА на першій карті активації (Рисунок 3.3) і має координати (20,50).

Для завантаження у бортовий обчислювач еталонної карти необхідно припустити ширину карти, в якій буде вирішуватись задача навігації згідно з польотним завданням.

Необхідний розмір карти, як функція імовірності безвідмовної роботи:

$$m_{\text{mapu}} = 2 \cdot \sigma_p \cdot \Phi^{-1} \left(\frac{p_{\text{БВ}} + 1}{2} \right) \quad (3.3)$$

де $p_{\text{БВ}}$ – імовірність безвідмовної роботи; $\Phi(x)^{-1}$ – зворотна функція до інтегралу стандартного нормального розподілу $\Phi(x) = \int_{-\infty}^x \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-t^2/2} dt$; σ_p – максимально можливе СКВ координат місцеположення комплексованої БНС між корекціями.

Наприклад при заданій імовірності відмови не більше 0.0001 для даного напівнатурного експерименту з СКВ до 70 метрів теоретично ширина карти має скласти:

$$m_{\text{mapu}} = 2 \cdot 70 \cdot 3.89059 = 544,68(\text{м})$$

Похибка визначення координат місцеположення обмежується розмірами ділянки еталонної карти та залежить від форми поверхневого поля (Рисунок 3.6 та 3.7).

На рис. 3.6 синя крива відображає проміжну похибку визначення положення, а червоне коло – похибку кінцевого, розрахованого результату. Така візуалізація демонструє поступове зменшення похибки у процесі накопичення суміщень миттєвих карт активації на кумулятивній карті. Під час одного з розрахунків навігаційний обчислювач зафіксував координати місцеположення з похибкою 21 метр. Це було зумовлено наявністю великої області невизначеності, що виникла під час послідовних зсувів карт активації. У разі збільшення розміру ділянки еталонної карти вдвічі – до 200×200 пікселів – похибка визначення координат зменшилась приблизно вдвічі (Рисунок 3.7). Отриманий рівень точності можна вважати задовільним для подальшого комплексування даних. Для цього разом із візуально-рельєфометричним навігаційним рішенням доцільно формувати коваріаційну

матрицю похибок вимірювання. Якщо ж така система комплексування не застосовується, підвищення точності визначення місцеположення можна досягти шляхом збільшення кількості суміщень карт активації, що сприяє однозначній фіксації положення літального апарата.

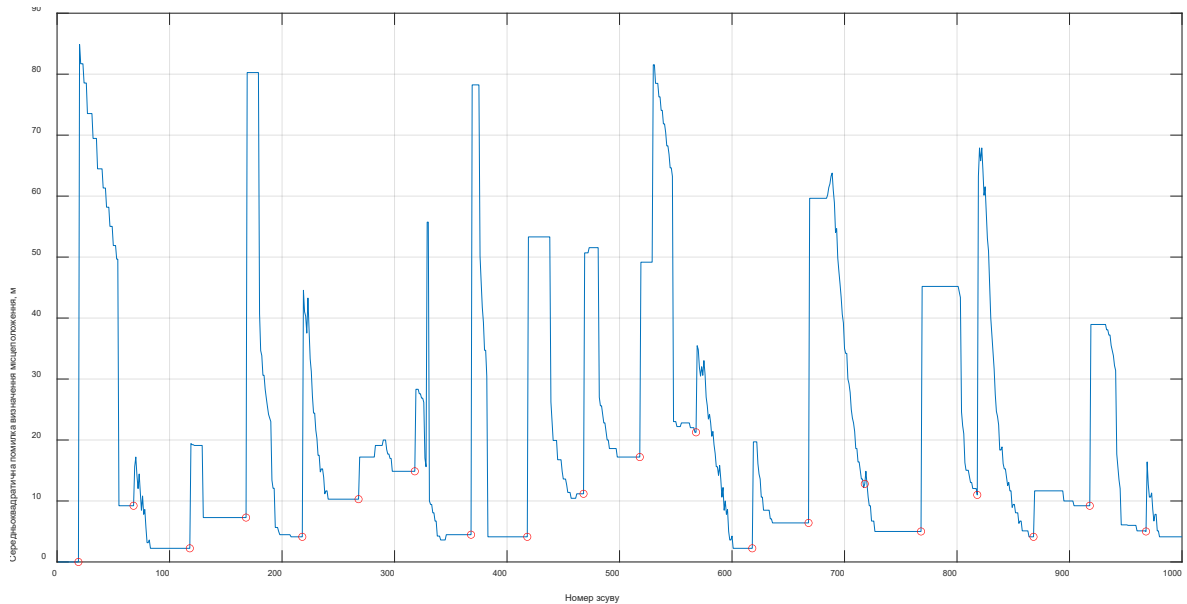


Рисунок 3.6 – Похибка визначення координат місцеположення із використанням ділянок еталонної карти 100x100 пікселів

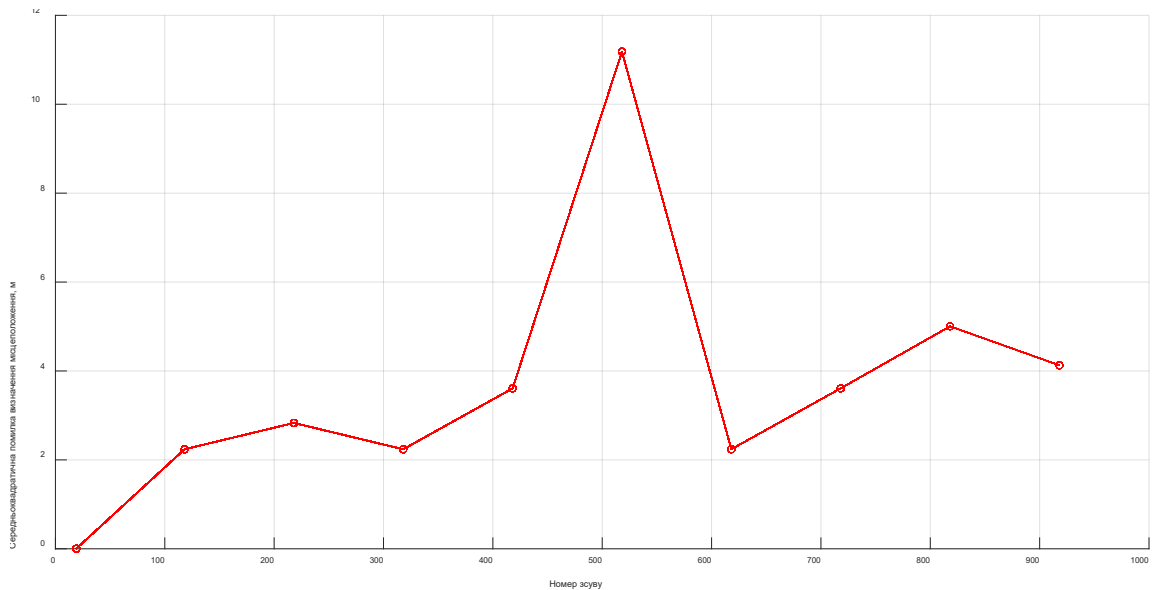


Рисунок 3.7 – Результуюча похибка визначення координат місцеположення із використанням ділянок еталонної карти 200 x 200 пікселів

3.3 Передумови необхідності використання двох поверхневих полів

Для візуальної складової алгоритму необхідно визначити міру схожості двох зображень та ввести міру схожості двох площинних вимірювань. Серед основних варіантів такої міри можна виділити абсолютну різницю між зображеннями, двомірну згортку та коваріаційну функцію. Перший критерій дуже чутливий до зміни освітленості спостережуваної візуальної сцени. Розрахунок значень коваріаційної функції є найкращим варіантом з точки зору якості роботи, але є ресурсозатратним алгоритмом. Розрахунок згортки з точки зору обчислювальних навантажень є малозатратним, оскільки не використовує нічого окрім простих математичних операцій суми та множення. Принципово можна використовувати будь-який з критеріїв, оскільки головною задачею цієї складової алгоритму є лиш активація областей карти активації, що не може активувати рельєфометрична складова алгоритму.

Після виконання математичного пошуку схожих областей зображення за допомогою функцій математичної згортки (Рис. 3.8) значення кожного пікселя відображає міру схожості двох зображень. Для отримання бінарної карти активації необхідно використати (3.1) для відкидання областей в яких ми точно не можемо знаходитися.

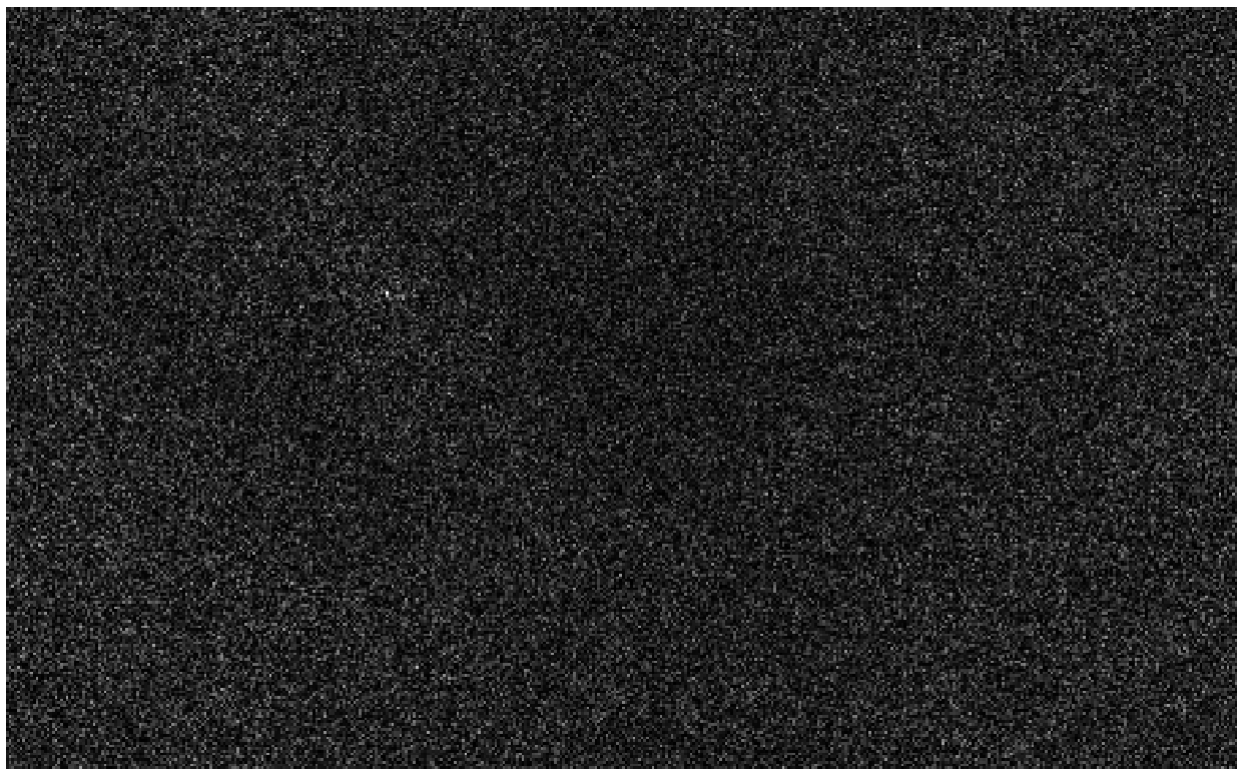


Рисунок 3.8 – Двомірний вигляд візуальної складової карти активації після виконання згортки

Тримірний вигляд отриманої матриці схожості двох зображень (рис. 3.9) демонструє, що є багато областей зображення (зелені області), де є ненульова імовірність знаходження БпЛА. Карта активації також має нести в собі інформацію про ці області.

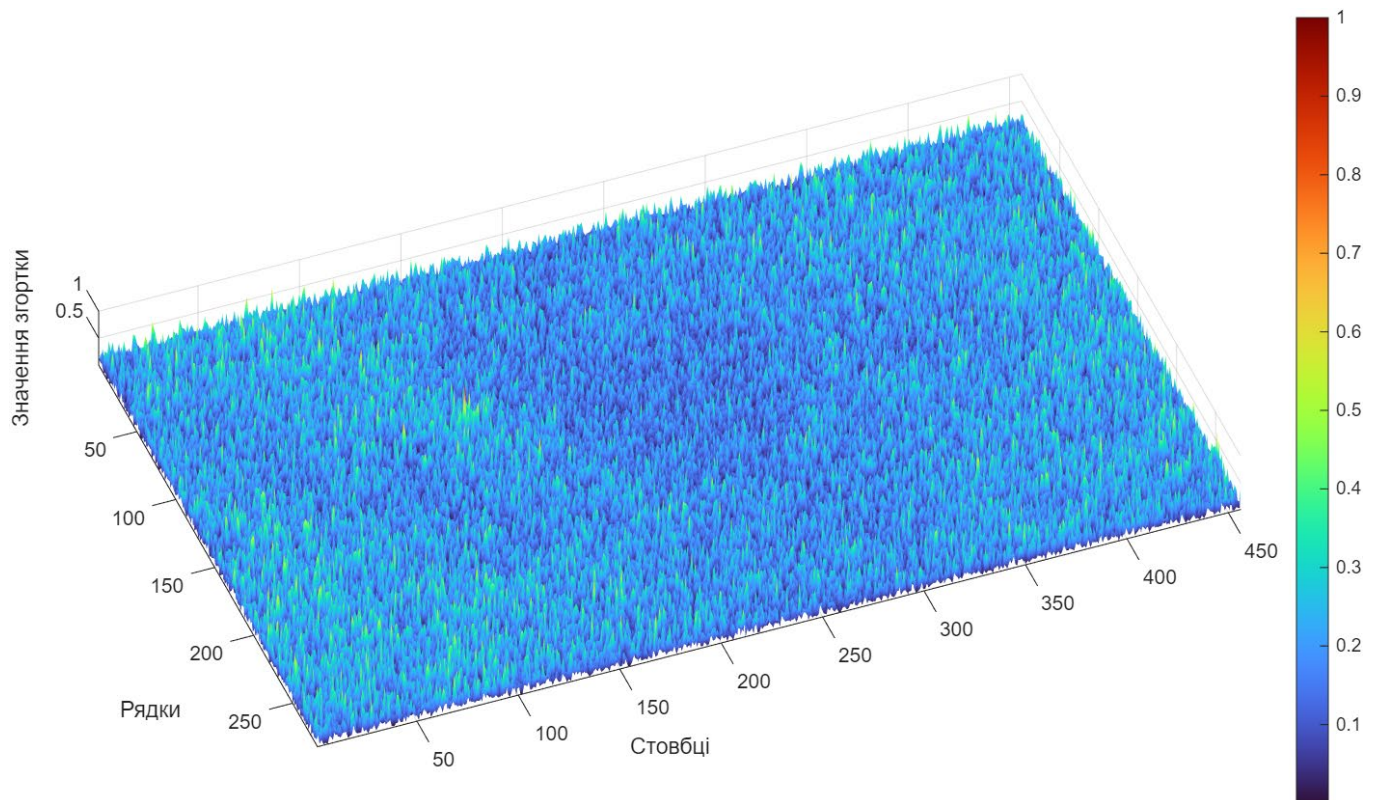


Рисунок 3.9 – Тримірний вигляд візуальної складової карти активації після виконання згортки та нормування.

Визначення місцеположення за допомогою двох поверхневих полів дозволяє позбутися високих вимог до окремої рельєфометричної і візуальної складової алгоритму оскільки неідеальність використання інформації поверхневого поля від одного джерела часто компенсується інформацією від іншого поля.

Як можна бачити на рис. 3.10, навіть інше положення тіней дерев та будинків дає змогу обмежити можливі місцеположення БпЛА.



Рисунок 3.10 – Результат візуального співставлення. Зліва – еталонне зображення з червоним квадратом, що відображає контур при накладанні поточного зображення. Справа – поточне бортове зображення.

При використанні одного поверхневого поля, такого як рельєфометричне, за певних умов можна визначити своє місцеположення на ділянці карти. Однак, якщо воно частково однорідне вздовж маршруту польоту, визначити своє місцеположення на деяких ділянках неможливо. На рисунку 3.11 таку ділянку можна побачити з 2000 по 3200 секунду. Навіть при симуляційному моделюванні кінцевий результат роботи такої системи (червоні кружечки на рис. 3.11) має похибку визначення місцеположення, оскільки БпЛА вилітає за розміри ділянки карт швидше ніж накопиться інформація про зміну поверхневого поля. Звідси випливає твердження, що в таких системах необхідно ефективно використовувати всю наявну на борту інформацію по поверхневе поле, оскільки завжди існує її природне обмеження через недостатню неоднорідність поверхневого поля. Суттєво спростити рішення такої задачі можна при використанні додаткових поверхневих полів оскільки їхні однорідності, в широкому сенсі, не залежать одні від одного. Наприклад, під час польоту над візуально однорідним полем чи пустелею може змінюватись рельєф цього поля, що буде виміряно бортовою апаратурою БпЛА. Та навпаки, під час польоту над рівнинами, будинки та автомобільні дороги на візуальних картах можуть додати додаткову корисну навігаційну інформацію при їхньому вимірюванні на борту БпЛА.

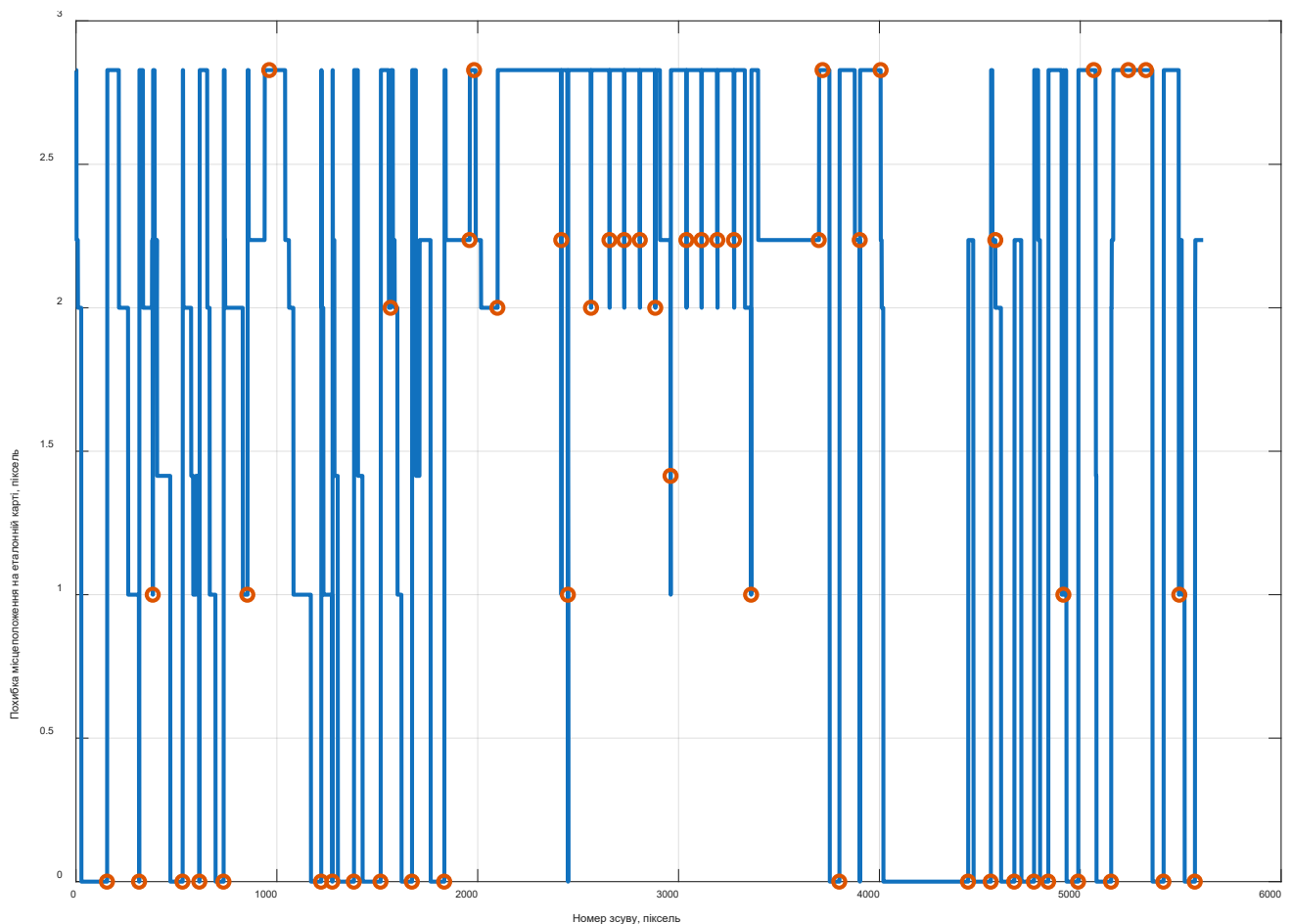


Рисунок 3.11 – Зміна похибки місцеположення від кількості зсувів карт активації при використанні лише висотного поля. Червоними кружечками позначено результат пошуку місцеположення на блок карти

Для додаткового зменшення кількості зсувів можна використовувати не лише карти висот, а і карти швидкості зміни висот по широті і довготі місцеположення. Така карта градієнтів висот додатково обмежить області можливого місцеположення. Але на практиці існує алгоритм визначення місцеположення за градієнтами висот рельєфу місцевості SITAN з використанням ФК, що вже доказала свою роботоздатність на практиці [41].

При додаванні візуального поверхневого поля можна суттєво зменшити необхідну кількість зсувів карт активації (Рис. 3.12), що виражається у зменшенні похибки місцеположення у пікселях на момент вильоту за розміри блоку карти.

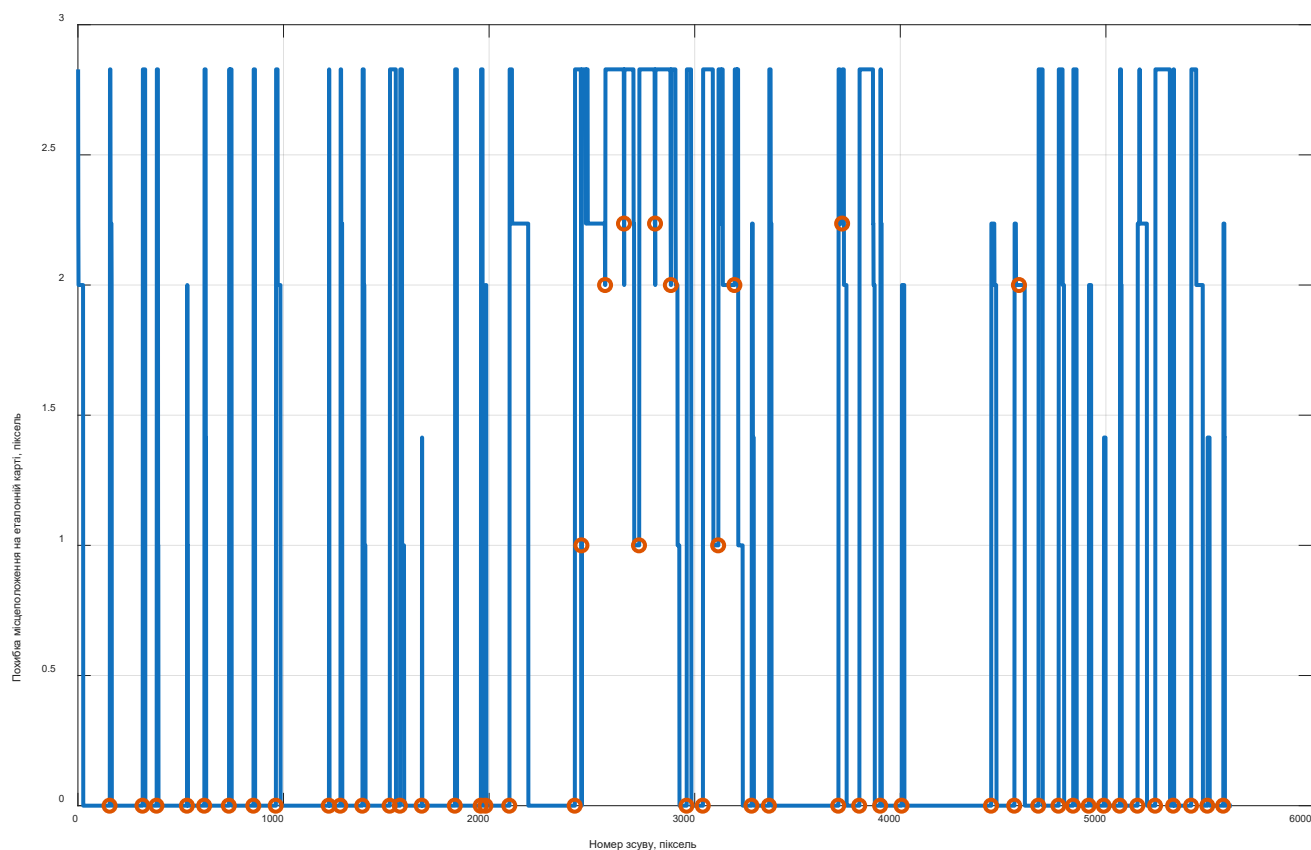


Рисунок 3.12 – Зміна похибки місцезнаходження від кількості зсувів карт активації при використанні висотного і візуального поверхневих полів. Червоними кружечками позначено результат пошуку місцезнаходження на блок карті

Висновки до розділу 3

Розроблений метод візуального позиціонування БПЛА, в основі якого лежить співставлення еталонних поверхневих параметрів Землі з виміряними в режимі реального часу під час польоту. Для підвищення точності за наявності змін у неоднорідності карти висот або візуального контрасту пропонується адаптивний підхід до зменшення роздільної здатності еталонної карти, що забезпечує достатній час для вимірювання аномалій поверхневих полів. Така необхідність зумовлена залежністю запропонованого методу від вимірювань земної швидкості та поточного шляхового кута з заданою точністю. Запропонований критерій забезпечує чутливість системи до ймовірності достовірного навігаційного розв'язку і, за потреби, дає змогу збільшувати час інтеграції вимірювань поверхневих полів. Алгоритм є обчислювально маловитратним і може працювати з поверхневими полями, отриманими як у вигляді точкових, так і поверхневих вимірювань. Використання карти рельєфу місцевості разом із візуальною картою було залучено для демонстрації універсальності алгоритму та прискорення процесу виявлення аномалій поверхневого поля. Запропонований підхід базується лише на елементарних математичних операціях побітового зсуву, що є обчислювально маловитратним, додавання і віднімання для точкових вимірювачів, а також операціях згортки для поверхневих вимірювачів. Він може бути реалізований на мікропроцесорах, GPU, а завдяки простоті використовуваних операцій — також ефективно впроваджений на ПЛІС.

Від відомих підходів запропонований алгоритм відрізняється використанням кумулятивних бінарних карт активації для визначення місцеположення. Крім того, може бути виконано оцінювання області ймовірного місцезнаходження з урахуванням коваріаційної матриці вимірювань для подальшої інтеграції в алгоритм комплексування навігаційної інформації.

Також отримана формула, що виражає залежність необхідного розміру карти, як функції ймовірності безвідмовної роботи, що не було запропоновано у вже відомих інформаційних джерелах.

РОЗДІЛ 4

КОМПЛЕКСОВАНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА

4.1 Алгоритм комплексуювання бортової навігаційної інформації

Сучасні навігаційні системи використовують алгоритми комплексуювання для підвищення точності. Це досягається в тому числі шляхом компенсації впливу похибок ІВМ, що явним та неявним чином присутні в векторі стану, на рішення навігаційної задачі. Як представлено в пункті 1.1 огляду доступних джерел, методи комплексуювання дозволяють оцінити не лише координати місцеположення, а й кути орієнтації за рахунок апріорного знання моделі похибок БІНС. Для рішення задачі комплексуювання інерціально-візуальної системи використаємо класичний підхід з використанням оптимального ФК, що включатиме в себе лінеаризовану модель похибок БІНС.

Рівняння процесу вимірювання ФК в загальному вигляді [17; 67]:

$$\begin{cases} x_k = A_k \cdot x_{k-1} + B_k \cdot u_k + w_k \\ z_k = C_k \cdot x_k + v_k \end{cases} \quad (4.1)$$

де A_k – матриця стану системи, що включає в себе лінеаризовану модель похибок БІНС в момент часу t_k , B_k – матриця вимірювання системи в момент часу t_k , x_{k-1} – вектор стану в момент часу t_{k-1} , u_k – вектор входу в момент часу t_k , w_k – шум процесу з нормальним розподілом з нульовим математичним очікуванням та коваріацією Q_k , z_k – вектор вимірювання в момент часу t_k ; C_k – матриця виміру в момент часу t_k , v_k – шум вимірювання з нормальним розподілом з нульовим математичним очікуванням та коваріацією R_k ,

В задачах комплексуювання БІНС з візуальними, рельєфними та супутниковими радіонавігаційними коректорами будемо використовувати вектор стану з розмірністю 15×1 :

$$x = [\delta\phi_N, \delta\phi_U, \delta\phi_E, \delta V_N, \delta V_U, \delta V_E, \delta\chi, \delta\lambda, \delta h, b_{ax}, b_{ay}, b_{az}, b_{gx}, b_{gy}, b_{gz}]^T \quad (4.2)$$

де $\delta\phi_N, \delta\phi_U, \delta\phi_E$ – кути, що визначають орієнтацію розрахованої ГСК в БІНС на борту БПЛА відносно істинної ГСК, $\delta V_N, \delta V_U, \delta V_E$ – похибки розрахунку лінійних швидкостей ГСК, $\delta\chi, \delta\lambda, \delta h$ – похибки розрахунку координат місцеположення, b_{ax}, b_{ay}, b_{az} – похибки ЗН ДЛП, b_{gx}, b_{gy}, b_{gz} – похибки ЗН ДКШ.

Рівняння ФК включають в себе два послідовних кроки прогнозування та корекції. Рівняння ФК мають виконуватись послідовно та періодично у відповідності до свого математичного формулювання.

Крок прогнозування:

$$\hat{x}_{k|k-1} = A_k \cdot \hat{x}_{k-1|k-1}, \quad (4.3)$$

де $\hat{x}_{k-1|k-1}$ – оцінка вектору стану в момент часу t_{k-1} , $\hat{x}_{k|k-1}$ – оцінка вектору стану в момент часу t_k .

$$P_{k|k-1} = A_k \cdot P_{k-1|k-1} \cdot A_k^T + G_k \cdot Q_k \cdot G_k^T, \quad (4.4)$$

де $P_{k|k-1}$ – коваріаційна матриця стану системи в момент часу t_k , $P_{k-1|k-1}$ – коваріаційна матриця стану системи в момент часу t_{k-1} , Q_k – коваріаційна матриця шуму процесу w_k в момент часу t_k , G_k – матриця впливу шуму процесу на коваріацію стану системи в момент часу t_k .

Крок корекції:

$$K_k = P_{k|k-1} \cdot C_k^T \cdot (C_k \cdot P_{k|k-1} \cdot C_k^T + R_k)^{-1}, \quad (4.5)$$

де K_k – матриця підсилення Калмана в момент часу t_k , R_k – коваріаційна матриця шуму вимірювання v_k в момент часу t_k .

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + (z_k - C_k \cdot \hat{x}_{k|k-1}), \quad (4.6)$$

$$P_{k|k} = (I - K_k \cdot C_k) \cdot P_{k|k-1}, \quad (4.7)$$

де I – одинична матриця $\in \mathbb{R}^{15 \times 15}$, $P_{k|k}$ – коваріаційна матриця стану системи в момент часу t_k .

Оскільки в основі навігаційної системи є ІВМ з алгоритмом БІНС, що самостійно виконує початкову виставку (див. Додаток А), то початкові значення коваріаційної матриці P_o будуть визначатися похибками ДЛП, ДКІШ, відповідно кутами орієнтації, апріорним знанням похибок свого місцеположення по широті довготі та висоті. Варто окремо зазначити, що при використанні ІВМ загального або тактичного призначення самостійне визначення напрямку на північ може бути неможливим за рахунок використання класичного методу аналітичного гірокомпасування.

Для того щоб врахувати повний вплив параметрів вектору стану, а не його похибок, необхідно акумулювати похибки після кожного кроку корекції ФК. Таким чином алгоритм може коректно оцінювати вектор стану з використанням лінійної моделі накопичення похибок БІНС.

Можлива реалізація слабкозв'язаної схеми комплексування (Рисунок 4.1) навігаційної системи БпЛА. Суцільними лініями позначені пріоритетні інформаційні канали, що використовуються. Штриховими лініями на схемі позначені непріоритетні або недоступні інформаційні зв'язки. На схемі позначені χ, λ, h – широта довгота і висота місцеположення БпЛА, V_N, V_U, V_E – лінійні швидкості переміщення БпЛА, z_{TRN} – вектор нев'язки вимірювань горизонтального місцеположення з навігаційною системою по поверхневим полям, z_{GNSS} – вектор нев'язки вимірювань повного місцеположення з приймачем ГСНС, φ, ψ, ϑ – кути орієнтації по крену, рисканню та тангажу від БІНС, $\varphi_{vis}, \psi_{vis}, \vartheta_{vis}$ – кути орієнтації по крену, рисканню та тангажу від візуального алгоритму орієнтації, z_{ANG} – вектор нев'язки по кутам орієнтації БІНС та візуального алгоритму, $\hat{\chi}_e, \hat{\lambda}_e$ – оцінені

похибки місцеположення БІНС по кутам широти та довготи місця БпЛА, $\hat{\chi}, \hat{\lambda}$ – оцінка місцеположення БІНС по кутам широти та довготи місця БпЛА.

Така схема передбачає використання векторів нев'язки по кутам орієнтації z_{ANG} , по швидкостям та координатам місцеположення z_{GNSS} при наявному бортовому рішенні ГСНС приймача. В умовах, коли такого рішення немає використовуються вектори невязки z_{ANG} та по координатам місцеположення від навігаційної системи по поверхневим полям z_{TRN} .

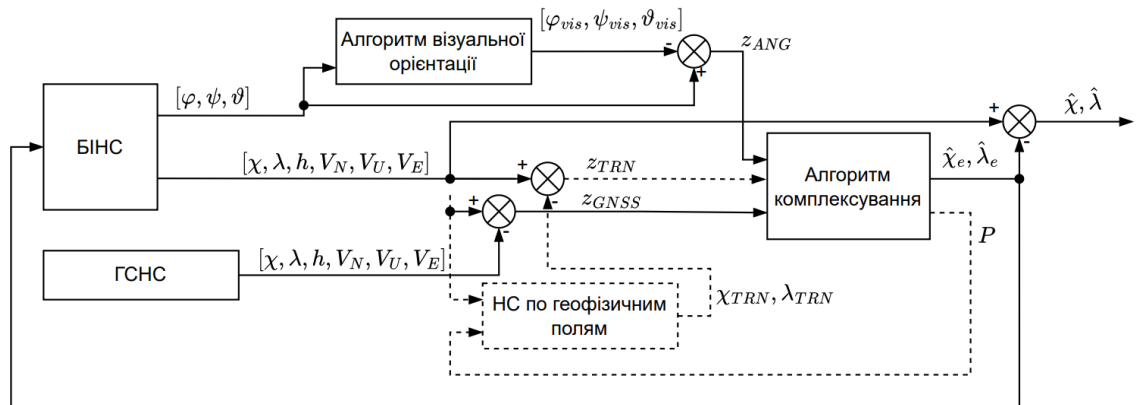


Рисунок 4.1 – Схема комплексування БІНС з використанням кутів орієнтації та при наявному рішенні ГСНС приймача

При імітаційному моделюванні системи комплексування оцінка похибок кутів орієнтації досягається за рахунок використання позиційного коректора, що формує вектор z_{TRN} або позиційно-швидкісного коректора z_{GNSS} . Наявність додаткового вимірювача z_{ANG} не спричиняє обов'язкову реалізацію на бортовому навігаційному обчислювачі і надалі розглядатися в роботі не буде через ускладнення алгоритмічного забезпечення.

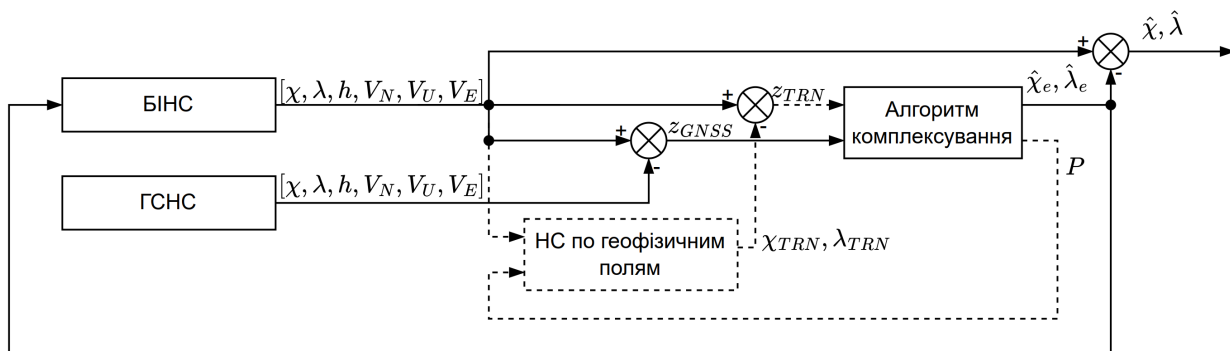


Рисунок 4.2 – Схема комплексування БІНС при наявному рішенні ГСНС приймача

За подальшим розглянутим сценарієм польоту БПЛА вимірювання місцеположення за інформацією від приймача ГСНС неможливе і необхідно обмежити наростання навігаційних похибок за рахунок використання інформації від навігаційної системи по наявним бортовим картам поверхневих полів Землі (Рисунок 4.3).

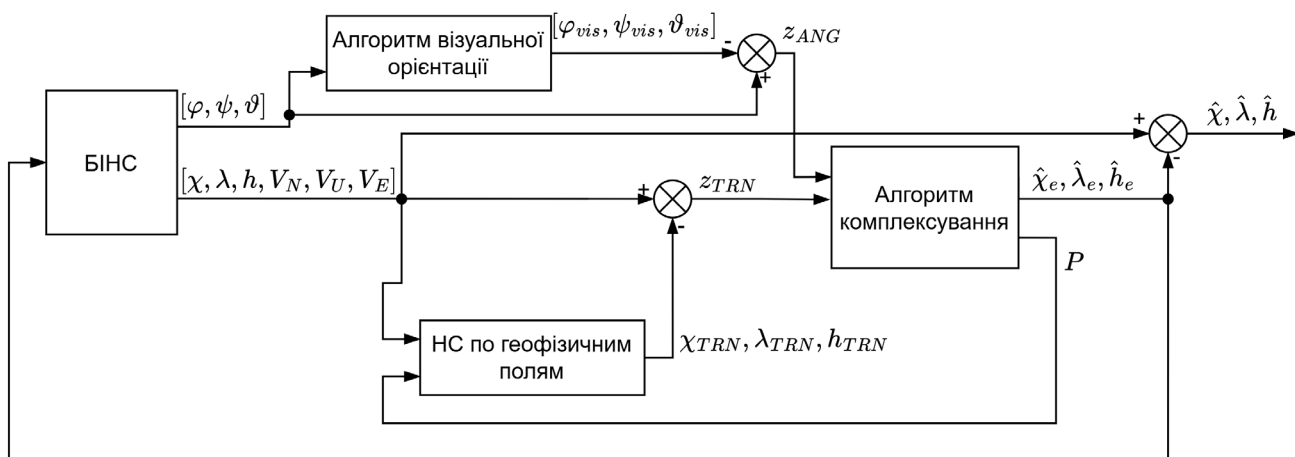


Рисунок 4.3 – Використана схема комплексування БІНС при відсутності рішення ГСНС приймача

Для реалізації алгоритму комплексування необхідно в алгоритмі ФК як вимірювання розрахувати вектори нев'язки (4.8)-(4.11) БІНС та ГСНС z_{GNSS} та алгоритму навігації за бінарними картами активації z_{TRN} .

$$z_{GNSS} = \begin{bmatrix} \chi^{SINS} \\ \lambda^{SINS} \\ h^{SINS} \\ V_N^{SINS} \\ V_U^{SINS} \\ V_E^{SINS} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \chi^{GNSS} \\ \lambda^{GNSS} \\ h^{GNSS} \\ V_N^{GNSS} \\ V_U^{GNSS} \\ V_E^{GNSS} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

$$z_{TRN,ANG} = \begin{bmatrix} \varphi^{SINS} \\ \psi^{SINS} \\ \vartheta^{SINS} \\ \chi^{SINS} \\ \lambda^{SINS} \\ h^{SINS} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \varphi^{VIS} \\ \psi^{VIS} \\ \vartheta^{VIS} \\ \chi^{TRN} \\ \lambda^{TRN} \\ h^{TRN} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$z_{GNSS} = C_{GNSS} \cdot x \quad (4.10)$$

$$z_{TRN} = C_{TRN} \cdot x \quad (4.11)$$

$$C_{GNSS} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

$$C_{TRN,ANG} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Спостережуваність системи залежить від траєкторії руху ІВМ, відповідно залежною стає і якість оцінки параметрів, що включені у вектор стану системи. В нашому випадку, при рівномірному і прямолінійному польоті спостережуваність системи дуже схожа на ту що є при статичному положенні ІВМ. Відповідно ненавантажені осі ДЛП та ДКШ будуть мати неспостережувані ЗН. При маневруванні БпЛА завжди під спостережувані напрямки будуть підставлятися вимірювальні осі ІВМ, що провокує їхню часткову спостережуваність.

З особливостей функціонування комплексованої навігаційної системи випливає, що для зменшення негативного впливу часткової спостережуваності ЗН ДЛП та ДКШ необхідно формувати польотне завдання БпЛА таким чином, щоб осі ІВМ, які є неспостережуваними під час крейсерського польоту, періодично ставали спостережуваними за рахунок виконання розворотів і маневрів БпЛА.

Для формування матриці А було розкладено нелінійну модель похибок БІНС (1.37) – (1.43) в ряд Тейлора для вилучення складових, що лінійно залежать від елементів вектору стану [2]. Таким чином було сформовано матрицю А розміром 15x15, що відображає в лінійному наближенні динаміку накопичення похибок БІНС. Загальний вигляд такої лінеаризованої системи рівнянь:

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & A_{14} & A_{15} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & A_{24} & A_{25} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} & A_{34} & A_{35} \\ A_{41} & A_{42} & A_{43} & A_{44} & A_{45} \\ A_{51} & A_{52} & A_{53} & A_{54} & A_{55} \end{bmatrix} \cdot x \quad (4.14)$$

Лінеаризоване векторно-матричне рівняння похибок БІНС для кутів орієнтації:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\delta\varphi_N) \\ \frac{d}{dt}(\delta\varphi_U) \\ \frac{d}{dt}(\delta\varphi_E) \end{aligned} = A_{11} \cdot \begin{bmatrix} \delta\varphi_N \\ \delta\varphi_U \\ \delta\varphi_E \end{bmatrix} + A_{12} \cdot \begin{bmatrix} \delta V_N \\ \delta V_U \\ \delta V_E \end{bmatrix} + A_{13} \cdot \begin{bmatrix} \delta\chi \\ \delta\lambda \\ \delta h \end{bmatrix} + A_{14} \cdot \begin{bmatrix} b_x^a \\ b_y^a \\ b_z^a \end{bmatrix} + A_{15} \cdot \begin{bmatrix} b_x^g \\ b_y^g \\ b_z^g \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Лінеаризоване векторно-матричне рівняння похибок БІНС для лінійних швидкостей:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\delta V_N) \\ \frac{d}{dt}(\delta V_U) \\ \frac{d}{dt}(\delta V_E) \end{aligned} = A_{21} \cdot \begin{bmatrix} \delta\varphi_N \\ \delta\varphi_U \\ \delta\varphi_E \end{bmatrix} + A_{22} \cdot \begin{bmatrix} \delta V_N \\ \delta V_U \\ \delta V_E \end{bmatrix} + A_{23} \cdot \begin{bmatrix} \delta\chi \\ \delta\lambda \\ \delta h \end{bmatrix} + A_{24} \cdot \begin{bmatrix} b_x^a \\ b_y^a \\ b_z^a \end{bmatrix} + A_{25} \cdot \begin{bmatrix} b_x^g \\ b_y^g \\ b_z^g \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

Лінеаризоване векторно-матричне рівняння похибок БІНС для координат місцеположення:

$$\begin{aligned}
& \frac{d}{dt}(\delta\chi) \\
& \frac{d}{dt}(\delta\lambda) = A_{31} \cdot \begin{bmatrix} \delta\varphi_N \\ \delta\varphi_U \\ \delta\varphi_E \end{bmatrix} + A_{32} \cdot \begin{bmatrix} \delta V_N \\ \delta V_U \\ \delta V_E \end{bmatrix} + A_{33} \cdot \begin{bmatrix} \delta\chi \\ \delta\lambda \\ \delta h \end{bmatrix} + A_{34} \cdot \begin{bmatrix} b_x^a \\ b_y^a \\ b_z^a \end{bmatrix} + A_{35} \cdot \begin{bmatrix} b_x^g \\ b_y^g \\ b_z^g \end{bmatrix} \\
& \frac{d}{dt}(\delta h)
\end{aligned} \tag{4.17}$$

Лінеаризоване векторно-матричне рівняння похибок БІНС для зміщення нулів ДЛП:

$$\begin{aligned}
& \frac{d}{dt}(b_x^a) \\
& \frac{d}{dt}(b_y^a) = A_{31} \cdot \begin{bmatrix} \delta\varphi_N \\ \delta\varphi_U \\ \delta\varphi_E \end{bmatrix} + A_{32} \cdot \begin{bmatrix} \delta V_N \\ \delta V_U \\ \delta V_E \end{bmatrix} + A_{33} \cdot \begin{bmatrix} \delta\chi \\ \delta\lambda \\ \delta h \end{bmatrix} + A_{34} \cdot \begin{bmatrix} b_x^a \\ b_y^a \\ b_z^a \end{bmatrix} + A_{35} \cdot \begin{bmatrix} b_x^g \\ b_y^g \\ b_z^g \end{bmatrix} \\
& \frac{d}{dt}(b_z^a)
\end{aligned} \tag{4.18}$$

Лінеаризоване векторно-матричне рівняння похибок БІНС для зміщення нулів ДКШ:

$$\begin{aligned}
& \frac{d}{dt}(b_x^g) \\
& \frac{d}{dt}(b_y^g) = A_{31} \cdot \begin{bmatrix} \delta\varphi_N \\ \delta\varphi_U \\ \delta\varphi_E \end{bmatrix} + A_{32} \cdot \begin{bmatrix} \delta V_N \\ \delta V_U \\ \delta V_E \end{bmatrix} + A_{33} \cdot \begin{bmatrix} \delta\chi \\ \delta\lambda \\ \delta h \end{bmatrix} + A_{34} \cdot \begin{bmatrix} b_x^a \\ b_y^a \\ b_z^a \end{bmatrix} + A_{35} \cdot \begin{bmatrix} b_x^g \\ b_y^g \\ b_z^g \end{bmatrix} \\
& \frac{d}{dt}(b_z^g)
\end{aligned} \tag{4.19}$$

Субматриці рівнянь (4.14),(4.16)-(4.19) наведені в додатку Б.

Симуляція зміни похибок ЗН ДКШ та ДЛП відбувається як рішення рівнянь процесу Гуса-Маркова першого порядку:

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}b_x^g = -\frac{b_x^g}{\tau_{gx}} + w_x^g(t); \\ \frac{d}{dt}b_y^g = -\frac{b_y^g}{\tau_{gy}} + w_y^g(t); \\ \frac{d}{dt}b_z^g = -\frac{b_z^g}{\tau_{gz}} + w_z^g(t), \end{cases} \quad (4.20)$$

де $\tau_{gx}, \tau_{gy}, \tau_{gz}$ – періоди кореляції x, y та z ДКШ відповідно, $w_x^g(t), w_y^g(t), w_z^g(t)$ – шуми нестабільності нулів x, y та z ДКШ відповідно.

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}b_x^a = -\frac{b_x^a}{\tau_{ax}} + w_x^a(t); \\ \frac{d}{dt}b_y^a = -\frac{b_y^a}{\tau_{ay}} + w_y^a(t); \\ \frac{d}{dt}b_z^a = -\frac{b_z^a}{\tau_{az}} + w_z^a(t), \end{cases} \quad (4.21)$$

де $\tau_{ax}, \tau_{ay}, \tau_{az}$ – періоди кореляції x, y та z ДЛП відповідно, $w_x^a(t), w_y^a(t), w_z^a(t)$ – шуми нестабільності нулів x, y та z ДЛП відповідно.

Матриця впливу шуму процесу на коваріацію стану системи:

$$G = \begin{bmatrix} O_3 & R_b^n & O_3 & O_3 \\ R_b^n & O_3 & O_3 & O_3 \\ O_3 & O_3 & O_3 & O_3 \\ O_3 & O_3 & I_3 & O_3 \\ O_3 & O_3 & O_3 & I_3 \end{bmatrix}, \quad (4.22)$$

де O_3 – нульова матриця 3×3 , I_3 – тотожна матриця 3×3 .

4.2 Ініціалізація бінарних карт активації

Алгоритм комплексування, що використовує ФК як оптимальний спостерігач, у строгому математичному сенсі не призначений для роботи з негауссівськими вимірюваннями. Кожний активований піксель отриманої карти активації має однакову імовірність відображати дійсне місцеположення. Бінарна карта активації може бути використана лише як груба апроксимація шуму вимірювання в рівняннях ФК, що включають коваріаційну матрицю вимірювання R .

Одним з варіантів вирішення такої задачі є використання різних модифікацій ФК. Фільтр частинок (Particle Filter) є хорошим рішенням такої задачі оскільки призначений саме для обробки вимірювань з будь-яким розподілом вимірювань. Такий підхід вимагає значних змін алгоритму комплексування та значно збільшеного обчислювального ресурсу для навігаційного обчислювача, що може бути критично для певних БПЛА навіть на сьогоднішній час.

Більш практичним є використання гібридних фільтрів, одним з прикладів є Rao-Blackwellized particle filter (RBPF)[53]. В ньому відбувається одночасна обробка елементів вектору стану з допомогою класичного ФК для станів, що добре апроксимуються лінійними моделями похибок БІНС, а також фільтра частинок для нелінійних моделей похибок та вимірювань. Таким чином можна елементи вектору стану, що відповідають за похибки розрахунку довготи і широти місцеположення розраховувати з допомогою фільтра частинок. Це дозволяє суттєво зменшити обчислювальне навантаження на навігаційний обчислювач у порівнянні з класичним фільтром частинок а також робить його оцінки стабільнішими.

Фільтр гауссівських сум (Gaussian-sum filter)[62], який у низці застосувань є більш практичним за RBPF, забезпечує можливість представлення негауссівського розподілу у вигляді математичної суми декількох. За наявності вимірювання, отриманого на основі карт активації, результуючий рівномірний розподіл може бути апроксимований 3–5 гауссівськими розподілами. Для кожної з цих компонент запускається окремий ФК, а підсумкове рішення формується як зважена комбінація їхніх оцінок, де вагові коефіцієнти визначаються за правдоподібністю відповідних

вимірювань. Така структура в літературі часто позначається як «Multiple-Model EKF». Основним недоліком підходу є зростання кількості ФК, необхідних для такої апроксимації.

Найбільш простим і дешевим з точки зору обчислювальних витрат є апроксимація рівномірного шуму гауссівським таким чином щоб «хвости» гауссівського розподілу з заданою імовірністю захоплювали шум вимірювання з рівномірним розподілом.

Найбільш простим і обчислювально маловитратним підходом є апроксимація рівномірного шуму гауссівським розподілом таким чином, щоб з наперед заданою імовірністю «хвости» гауссівського розподілу охоплювали діапазон шуму вимірювань із рівномірним законом розподілу.

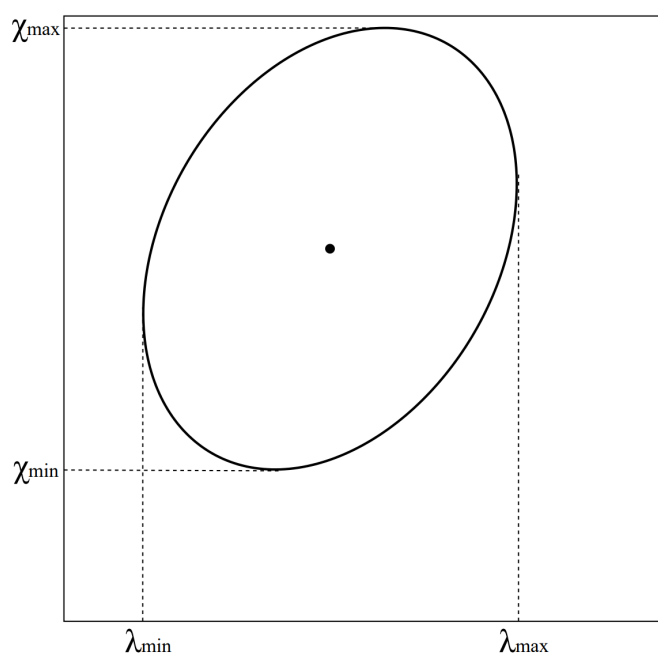


Рисунок 4.4 – Апроксимація гауссівського розподілу шуму вимірювань на карті активації

Розрахунок математичного сподівання для широти та довготи місцеположення по карті активації відбувається за формулами:

$$\begin{cases} \mu_{\chi} = (\chi_{\max} - \chi_{\min}) / 2; \\ \mu_{\lambda} = (\lambda_{\max} - \lambda_{\min}) / 2, \end{cases} \quad (4.23)$$

де $\chi_{\max}$ – максимальна широта активованої області, $\chi_{\min}$ – мінімальна широта активованої області, $\lambda_{\max}$ – максимальна довгота активованої області, $\lambda_{\min}$ – мінімальна довгота активованої області.

Розрахунок апроксимованого середнього квадратичного відхилення:

$$\begin{cases} \sigma_{\chi} = \sqrt{\Sigma \frac{(\chi_{\max} - \mu_{\chi})^2}{n}}; \\ \sigma_{\lambda} = \sqrt{\Sigma \frac{(\lambda_{\max} - \mu_{\lambda})^2}{n}}. \end{cases} \quad (4.24)$$

де $\chi_{\max}$ – максимальна широта активованої області, μ_{χ} – математичне сподівання активованої області по широті, $\lambda_{\max}$ – максимальна широта активованої області, μ_{λ} – математичне сподівання активованої області по широті.

Формування матриці шуму вимірювання R:

$$R = \begin{bmatrix} \sigma_{\chi}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{\lambda}^2 \end{bmatrix}, \quad (4.25)$$

де σ_{χ} – СКВ по широті місцеположення, σ_{λ} – СКВ по довготі місцеположення.

Практичне застосування такого підходу продемонструвало, що при недостатній кількості зсувів блочних карт активації результуюче поточне знання про місцеположення БПЛА виглядає, як окремі області можливого місцеположення (Рисунок 4.5).

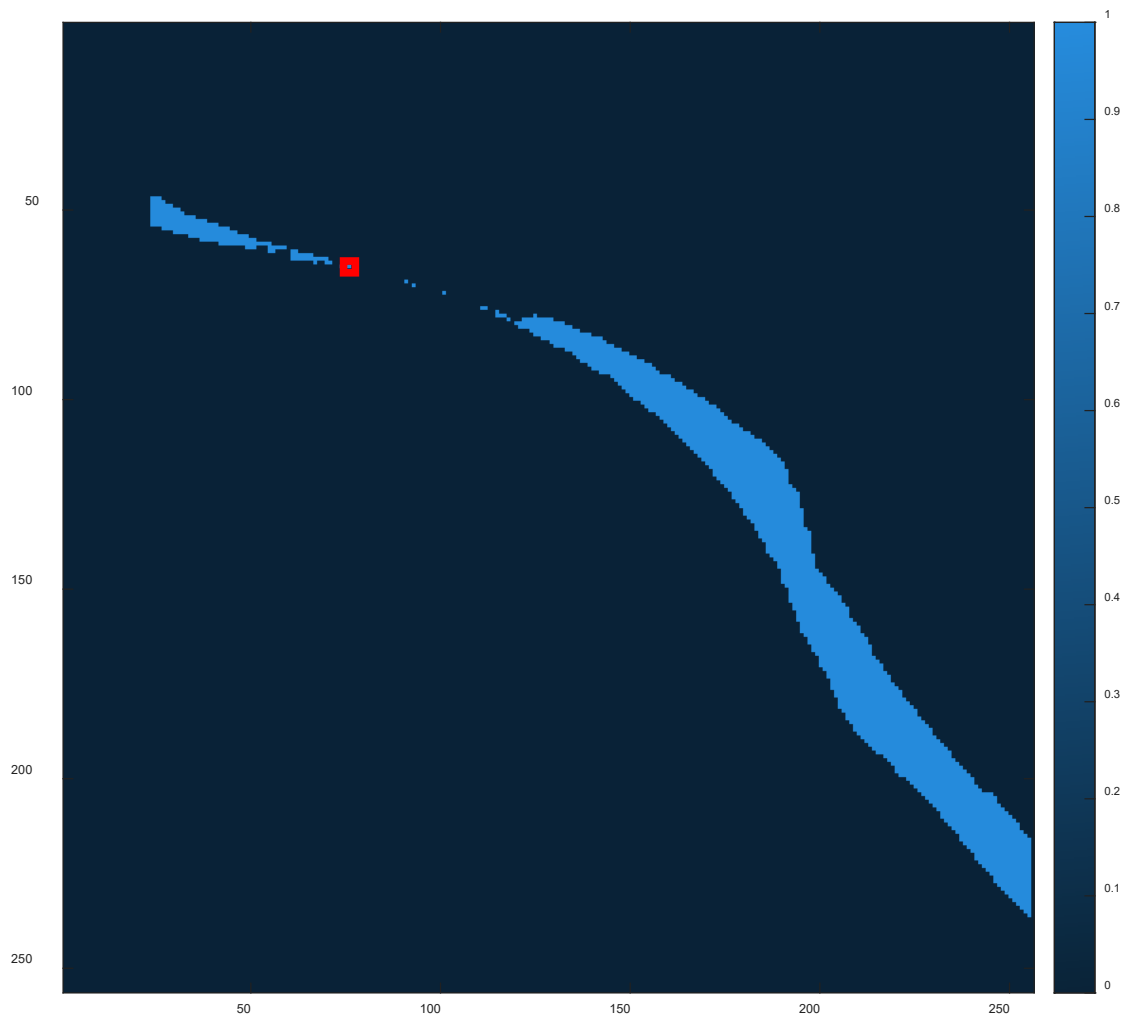


Рисунок 4.5 – Карта активації 256x256 при вимірюванні недостатньо неоднорідного поверхневого поля

Після 52 зсувів і обробки карт активації залишаються окремі великі області карт активації, що унеможлиблює визначення місцеположення БпЛА і суттєво ускладнює комплексування цієї інформації на борту.

Для того, щоб однозначно визначати своє місцеположення на карті активації необхідно зменшити області можливого місцеположення БпЛА. Це відбувається за рахунок:

1. Збільшення кількості зміщень карт активації. Недолік: потребує збільшення блок-карт активації, які треба завантажувати та ними оперувати в реальному часі під час польоту.

2. Використовувати інші додаткові поверхневі поля для формування поверхневого поля.
3. Ініціалізувати карти активації по інформації з коваріаційної матриці P алгоритму комплексування (Рисунок 4.3), що дозволить апріорно виключити з самого першого зсуву значну кількість пікселів неправильно визначеного місцеположення (Рисунок 4.6).

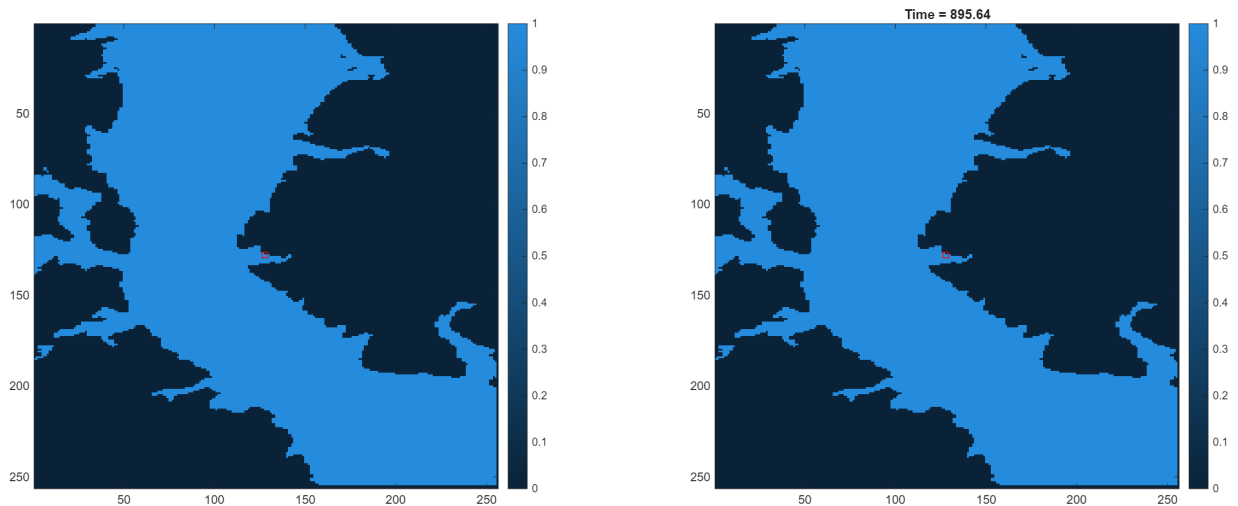


Рисунок 4.6 – Карта активації 256x256 без початкової ініціалізації з допомогою коваріаційної матриці. Зліва кумулятивна карта активації, справа бінарна карта активації

Формування початкової карти активації за рахунок (4.23) та (4.25) унеможливорює поворот області невизначеності, що присутнє в коваріаційній матриці P . Інформація про цей поворот еліпса невизначеності зберігається в недіагональних елементах матриці P . Якщо виконати ініціалізацію карт активації з використанням еліпса невизначеності замість квадрата, можливо ще додатково зменшити зону невизначеності.

Необхідно виконати розрахунок власних значень і власних векторів матриці P для визначення орієнтації еліпса відносно сторін горизонту. Приклад програмної реалізації приведено в додатку Б.

Представимо коваріаційну матрицю для координат місцеположення:

$$P = \begin{bmatrix} P_{\chi\chi} & P_{\chi\lambda} \\ P_{\chi\lambda} & P_{\lambda\lambda} \end{bmatrix}; \quad (4.26)$$

Власні значення цієї матриці – це корені її характеристичного рівняння

$$\det(P - kI) = 0, \quad (4.26)$$

де k – власні значення матриці P .

Розкриємо цей вираз:

$$\begin{vmatrix} P_{\chi\chi} - k & P_{\chi\lambda} \\ P_{\chi\lambda} & P_{\lambda\lambda} - k \end{vmatrix} = 0, \quad (4.28)$$

$$(P_{\chi\chi} - k)(P_{\lambda\lambda} - k) - P_{\chi\lambda}^2 = 0, \quad (4.29)$$

$$k^2 - (P_{\chi\chi} + P_{\lambda\lambda})k + (P_{\chi\chi}P_{\lambda\lambda} - P_{\chi\lambda}^2) = 0 \quad (4.30)$$

Розв'яжемо отримане квадратне рівняння:

$$k_{\chi,\lambda} = \frac{(P_{\chi\chi} + P_{\lambda\lambda}) \pm \sqrt{(P_{\chi\chi} - P_{\lambda\lambda})^2 + 4P_{\chi\lambda}^2}}{2}; \quad (4.31)$$

Використаємо розраховані значення $k_{\chi,\lambda}$ для масштабування еліпса невизначеності по напрямкам широти та довготи.

Орієнтація еліпса невизначеності визначається кутом орієнтації власного вектора, що відповідає більшому власному числу.

Кут орієнтації більшого власного вектора визначається за формулою:

$$\theta = \frac{1}{2} \arctg 2(P_{\chi\lambda}, P_{\chi\chi} - P_{\lambda\lambda}); \quad (4.32)$$

Для додаткового спрощення можливо визначати початкові значення карти активації як прямокутника з одиниць.

При початковій ініціалізації карти активації за інформацією від коваріаційної матриці можна позбутися більшої частини можливих місцеположень (Рисунок 4.7). Це дозволяє зменшити мінімальну необхідну кількість зсувів для виділення одного дійсного місцеположення.

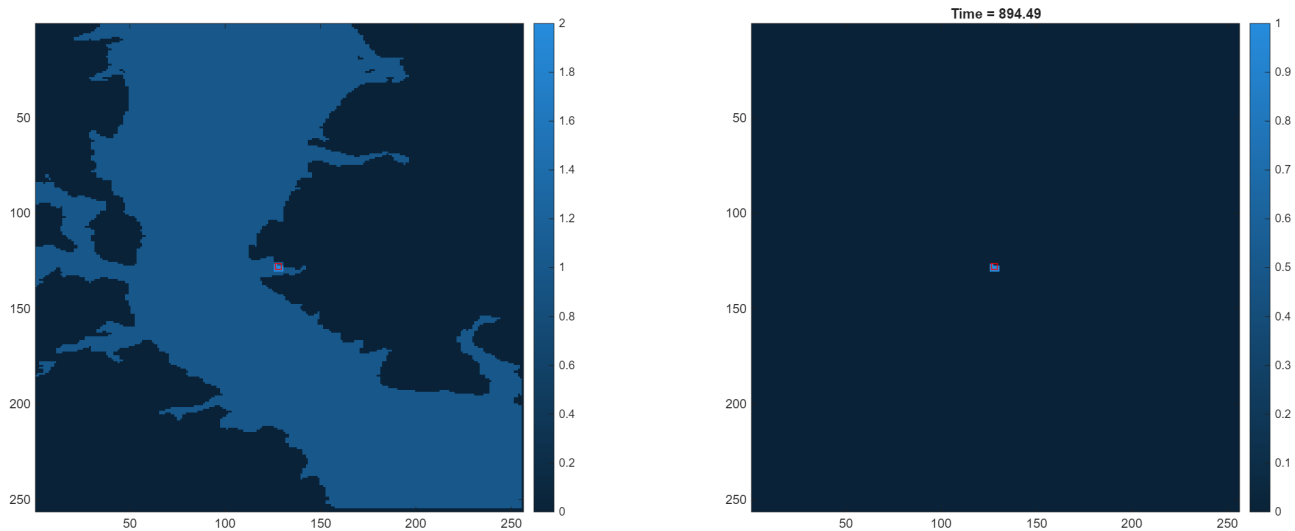


Рисунок 4.7 – Карта активації 256x256 при початковій ініціалізації з допомогою коваріаційної матриці. Зліва кумулятивна карта активації, справа бінарна карта активації

Таким чином можна зробити ініціалізацію бінарних карт активації за:

1. Еліпсом невизначеності за 3-сігма значеннями коваріацій матриці P і її діагональними значеннями .
2. Прямокутником невизначеності за 3-сігма значеннями коваріацій матриці P і її діагональними значеннями.
3. Прямокутником невизначеності за 3-сігма похибкою по широті і довготі місцеположення.

4.3 Симуляція роботи бортового алгоритму комплексуювання навігаційної інформації

Для визначення роботоздатності побудованого алгоритму комплексуювання були синтезовані ідеальні покази ІВМ для того, щоб до їхніх показів додати похибки вимірювання акселерометрів (Рис. 4.8) та гіроскопів (Рис. 4.9).

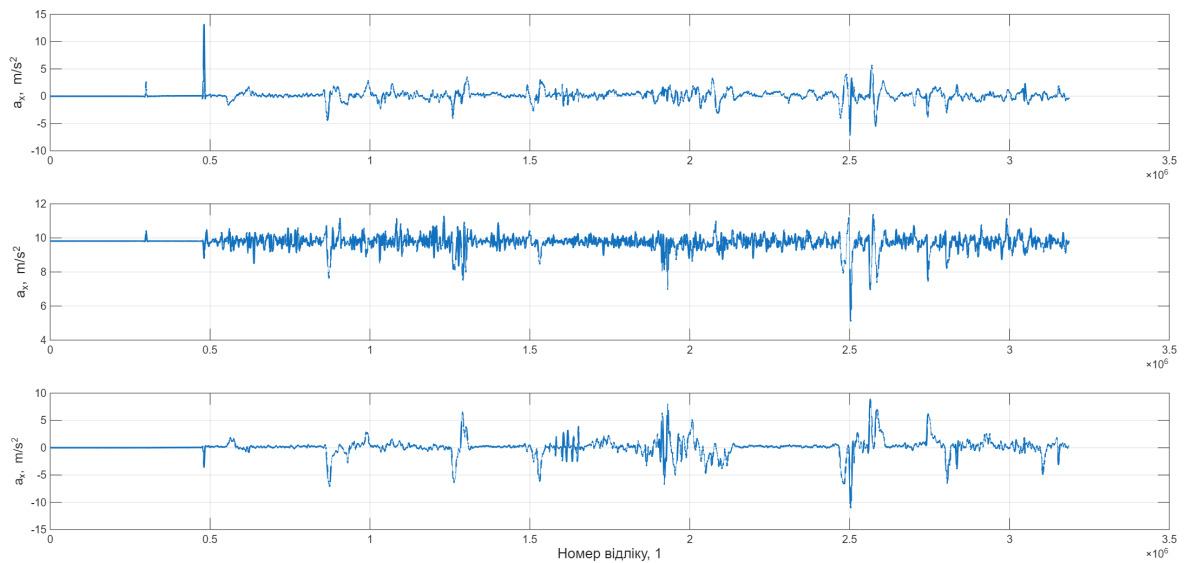


Рисунок 4.8 – Вихідні сигнали ДЛП у приладовій системі координат

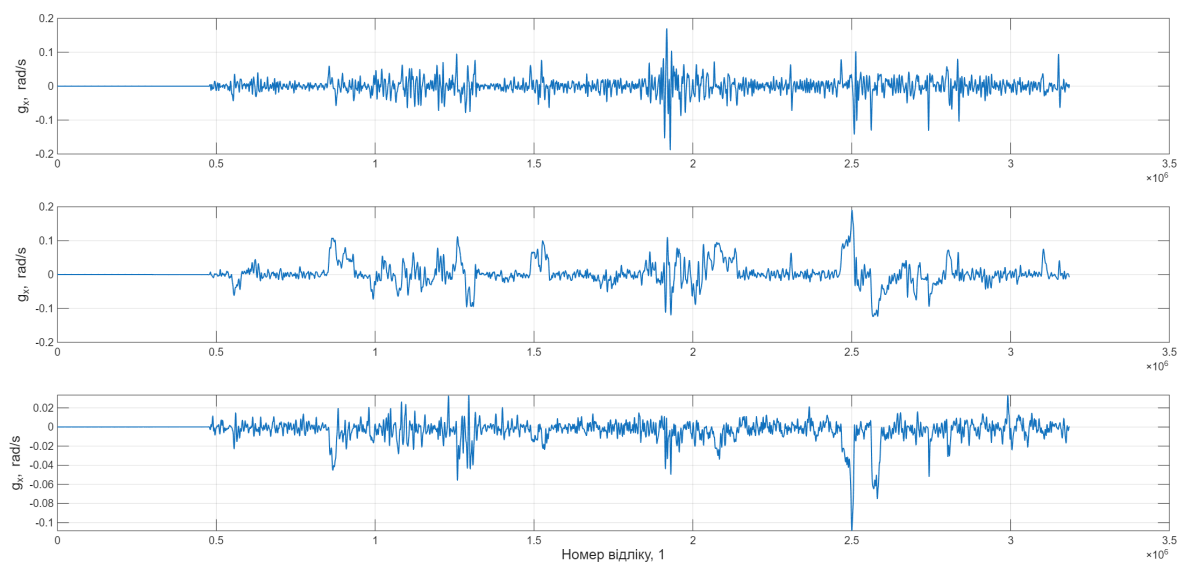


Рисунок 4.9 – Вихідні сигнали ДКШ у приладовій системі координат

Похибки ІВМ закладені під час симуляції приведені в таблицях 4.1 та 4.2.

Таблиця 4.1. Вимірювальні характеристики використаних ДКШ у імітаційному моделюванні.

	Числове значення
Діапазон вимірювання, град/с	1000
ARW, град/к.кв.год	0,01
Нестабільність нуля, град/год	0,01
ЗН від пуску до пуску, град/год	0,02
Період кореляції нестабільності нуля, с (відповідно до формули (4.19))	1000

Таблиця 4.2. Вимірювальні характеристики використаних ДЛП у імітаційному моделюванні.

	Числове значення
Діапазон вимірювання, g	100
VRW, ug/к.кв.(Гц)	15
Нестабільність нуля, ug	10
ЗН від пуску до пуску, град/год	50
Період кореляції нестабільності нуля, с (відповідно до формули (4.20))	500

Під час проведення класичної початкової виставки БІНС в статичних умовах протягом 15 хвилин через неспостережуваність кутів орієнтації, похибок ЗН горизонтальних акселерометрів та східного напрямку ЗН ДКШ залишається діапазон значень їхньої невизначеності. Після початку руху похибки починають мати різний вплив на рішення навігаційної задачі, що дозволяє алгоритму комплексування відокремити ці джерела накопичення похибок (Рисунок 4.10-4.12).

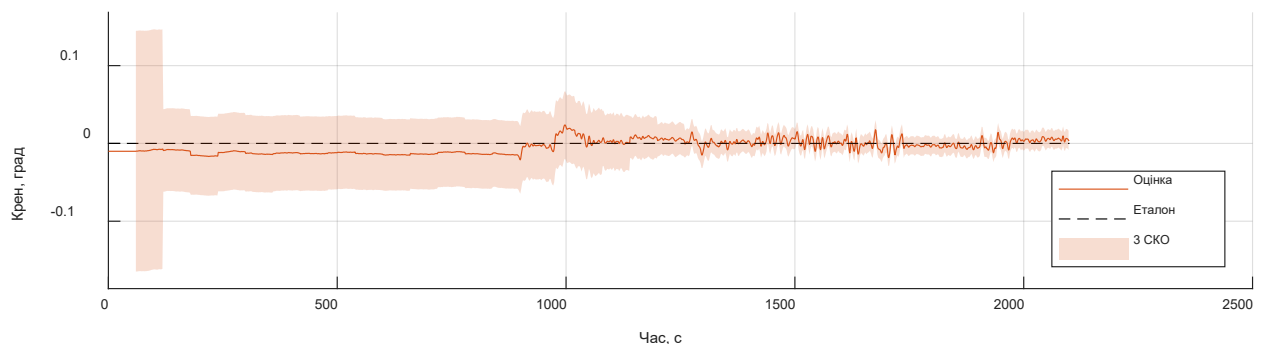


Рисунок 4.10 – Оцінка похибки кута крену під час комплексування

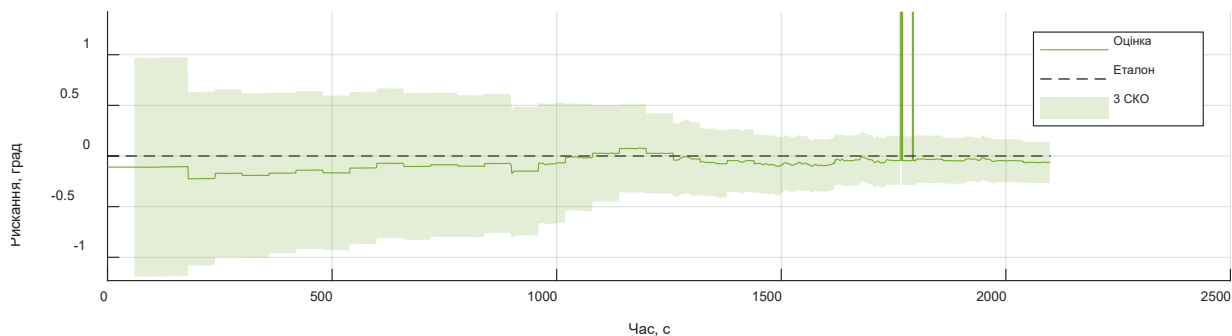


Рисунок 4.11 – Оцінка похибки кута рискання під час комплексування

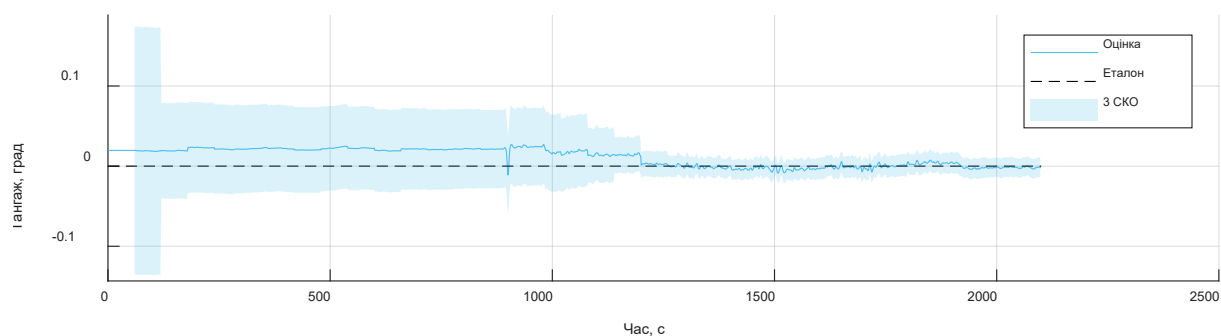


Рисунок 4.12 – Оцінка похибки кута тангажу під час комплексування

Така система комплексування може суттєво обмежити похибки визначення свого місцеположення (Рисунок 4.14) в порівнянні з автономною навігаційною системою (Рисунок 4.13). Похибка визначення місцеположення при заданих похибках в вихідних сигналах ІВМ склала 650 метрів за 20 хвилин безперервної автономної роботи.

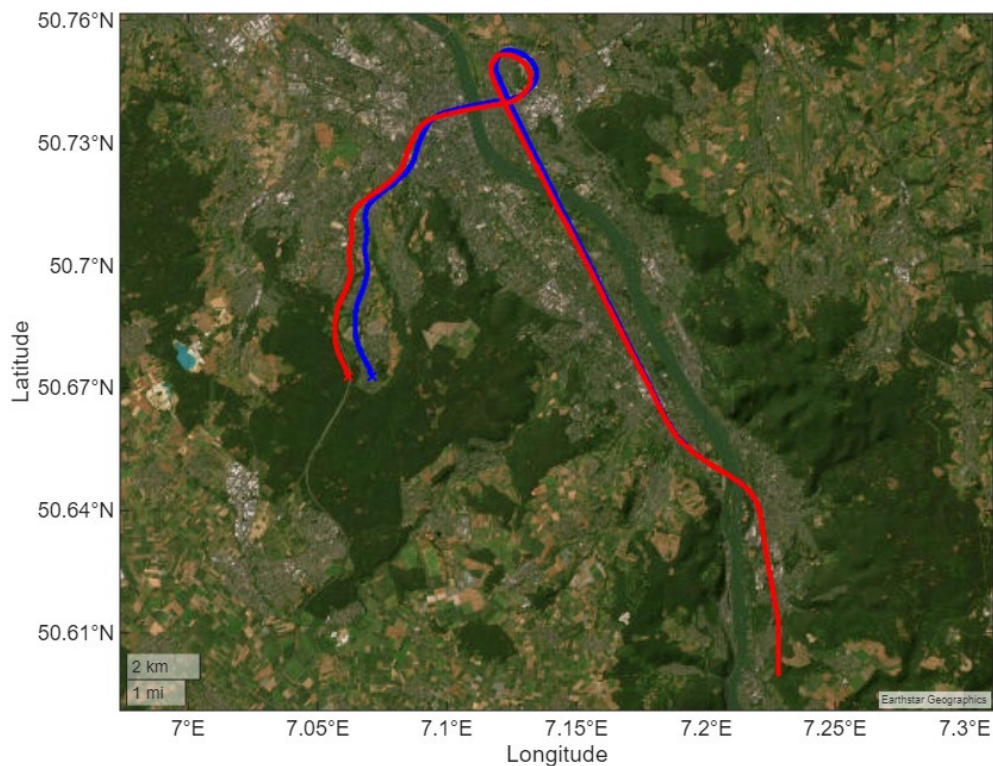


Рисунок 4.13 – Похибки автономної роботи без використання позиційного коректора

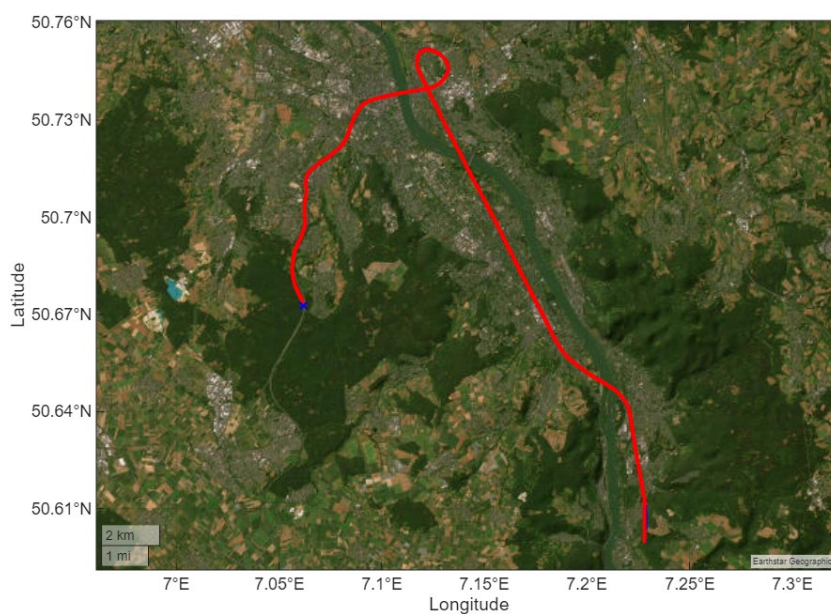


Рисунок 4.14 – Похибки автономної роботи з використанням позиційного коректора

Під час комплексування (Рисунок 4.15 - 4.17) було обмежено наростання похибок місцеположення по широті і довготі місцеположення і склали до 100м.

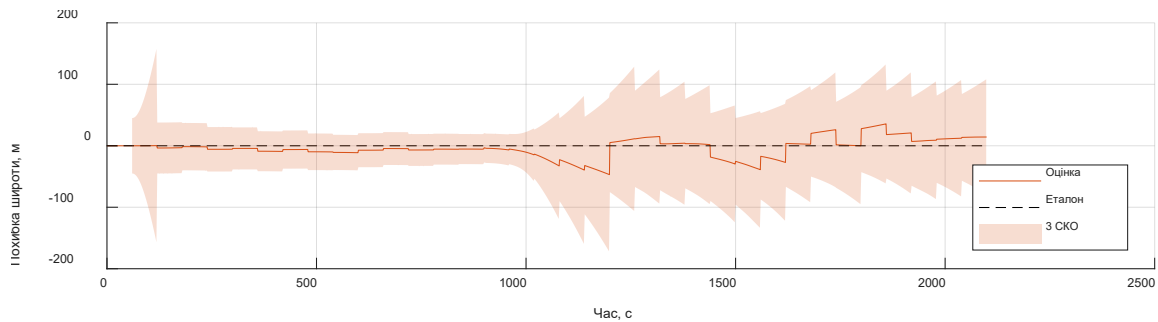


Рисунок 4.15 – Результат оцінки широти комплексованої навігаційної системи за 20 хвилин руху

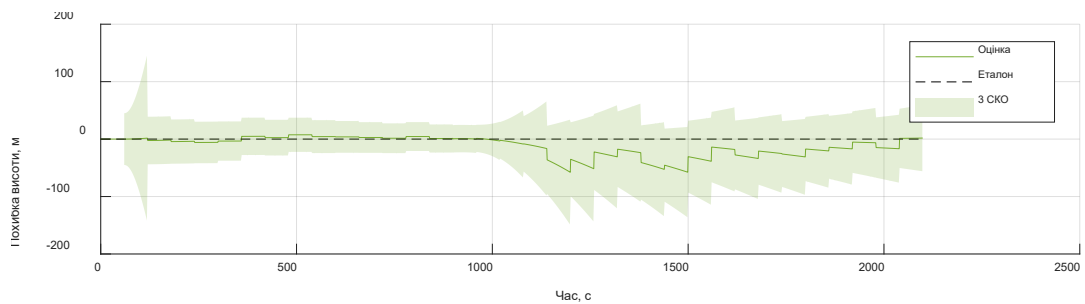


Рисунок 4.16 – Результат оцінки висоти комплексованої навігаційної системи за 20 хвилин руху

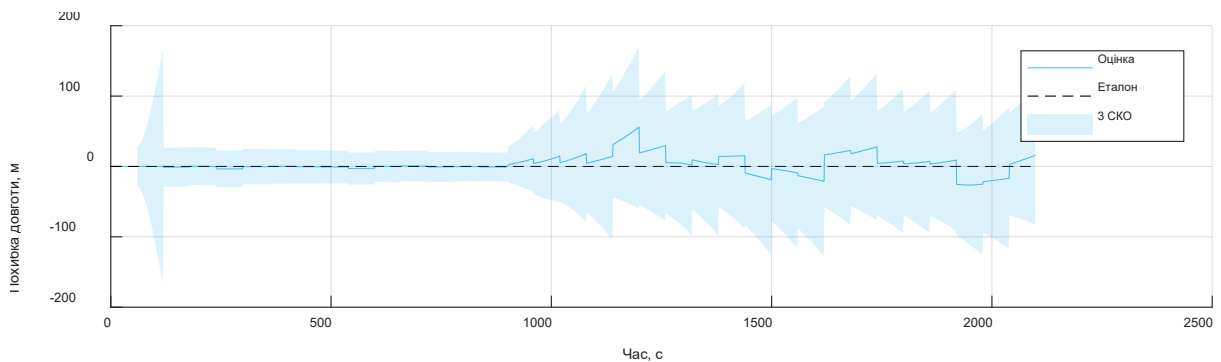


Рисунок 4.17 – Результат оцінки довготи комплексованої навігаційної системи за 20 хвилин руху

Закладені ЗН ДЛП та ДКШ (Рисунок 4.18 - 4.23) були частково оцінені і скомпенсовані у вихідних сигналах ІВМ. Через значно більшу спостережуваність похибок ДЛП ніж ДКШ вдалося оцінити ~90% закладених похибок ЗН(Рисунок 4.18 - 4.20).

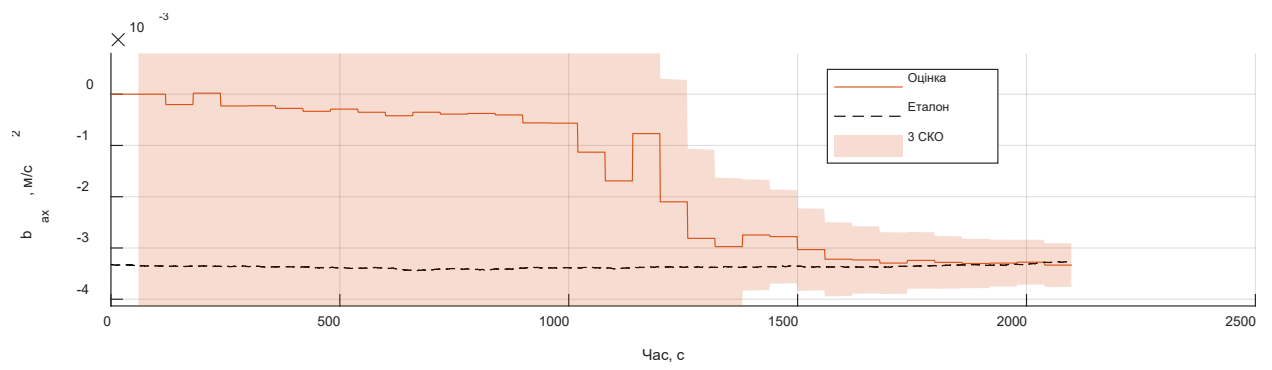


Рисунок 4.18 – Результат оцінки ЗН ДЛП осі x

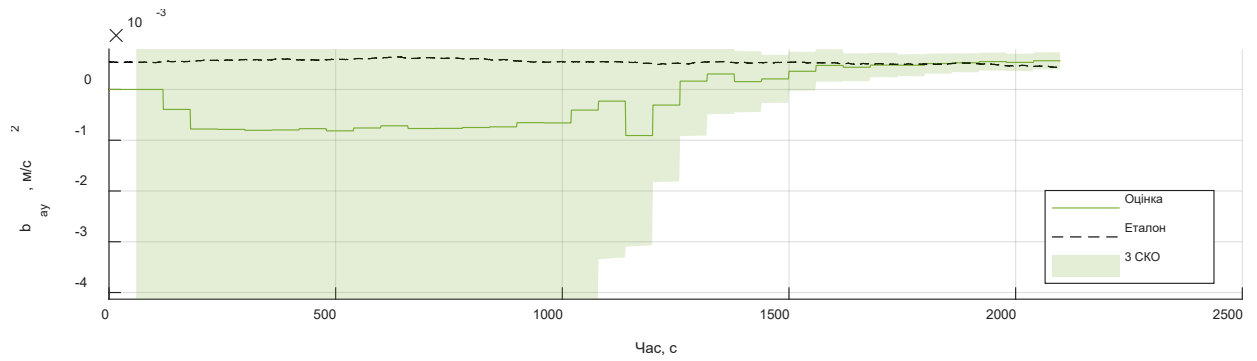


Рисунок 4.19 – Результат оцінки ЗН ДЛП осі y

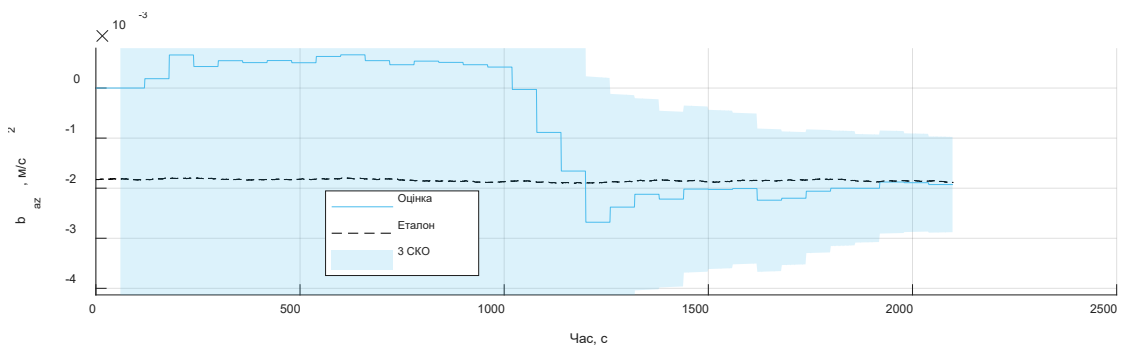


Рисунок 4.20 – Результат оцінки ЗН ДЛП осі z

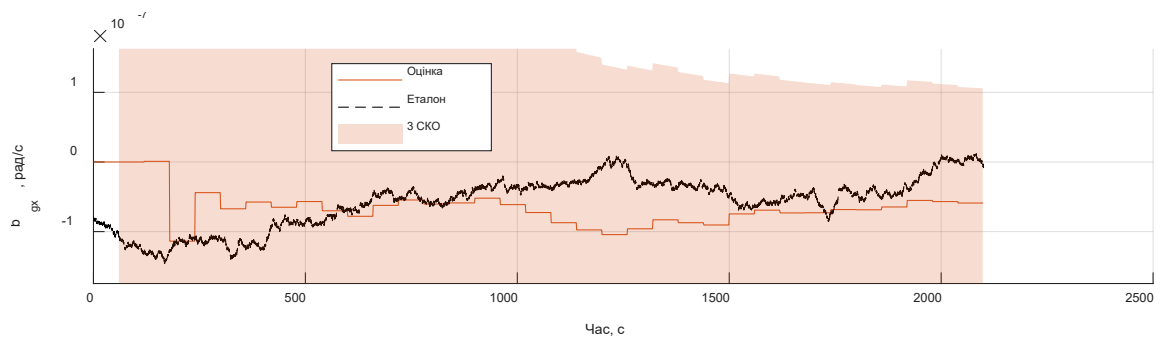


Рисунок 4.21 – Результат оцінки ЗН ДКШ осі x

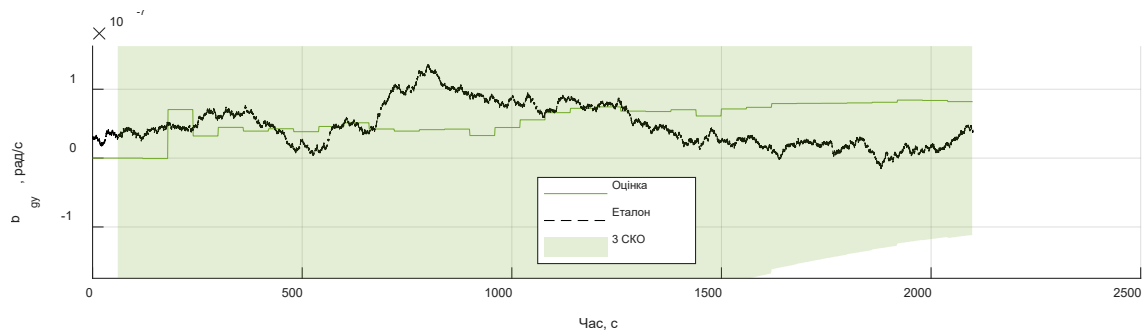


Рисунок 4.22 – Результат оцінки ЗН ДКШ осі y

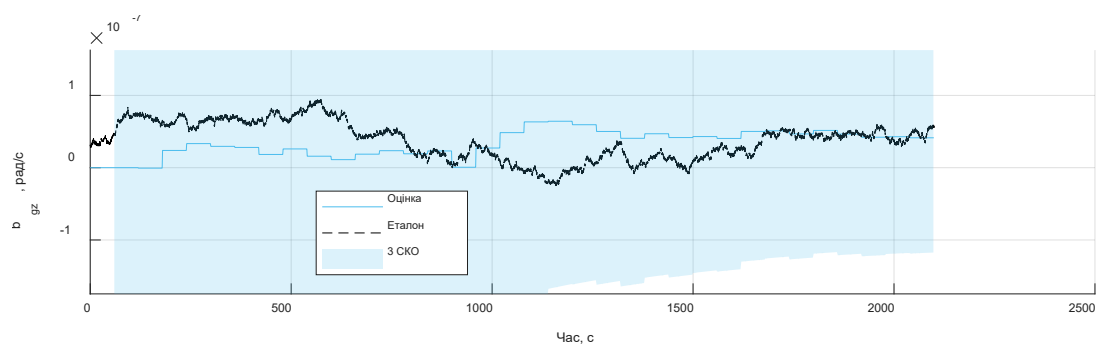


Рисунок 4.23 – Результат оцінки ЗН ДКШ осі z

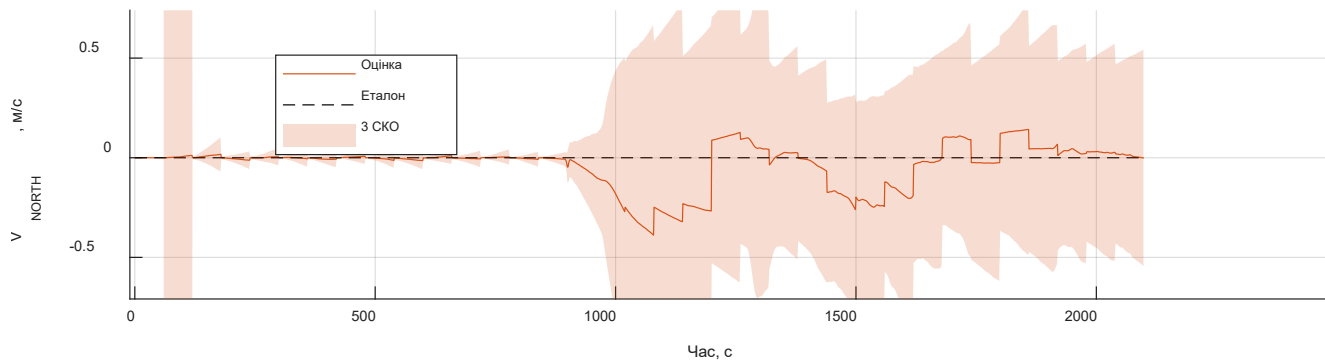


Рисунок 4.24 – Результат оцінки північної швидкості

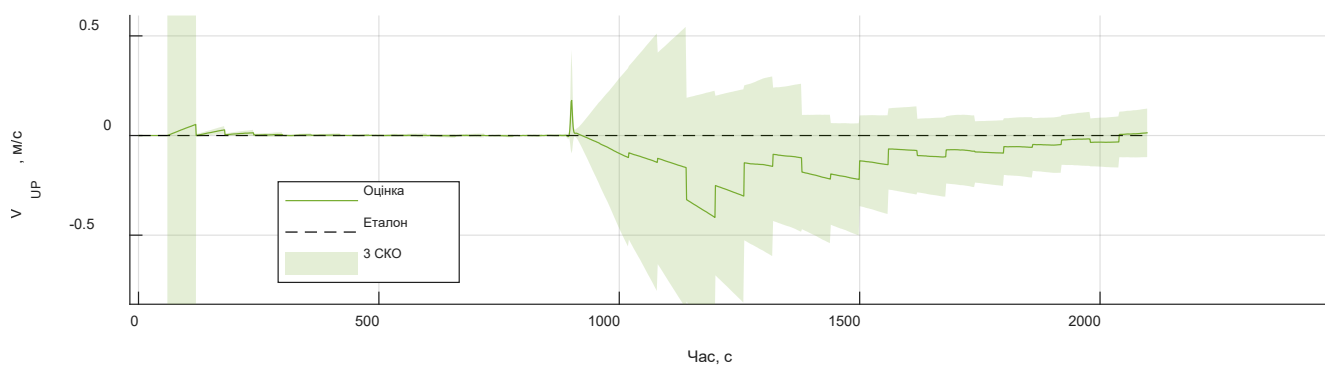


Рисунок 4.25 – Результат оцінки вертикальної швидкості

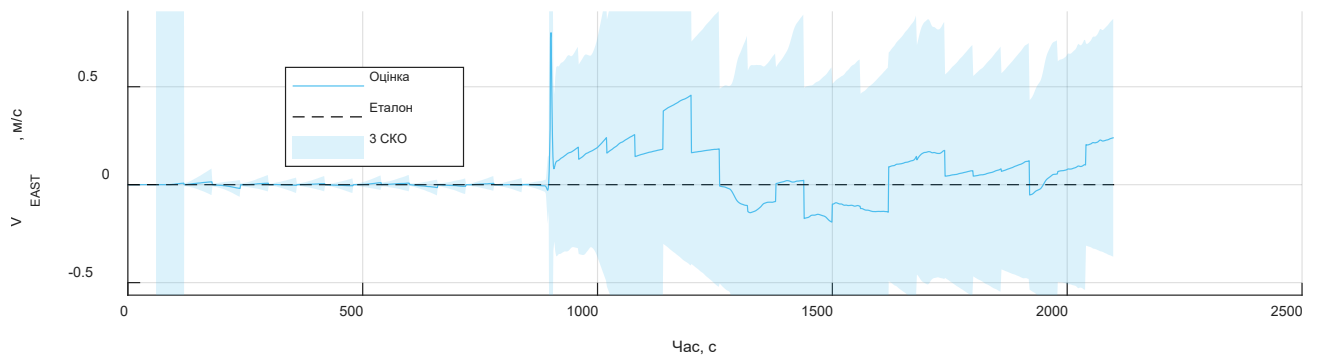


Рисунок 4.26 – Результат оцінки східної швидкості

Висновки до розділу 4

1. Реалізована система комплексування дозволяє обмежити область пошуку на еталонних картах за рахунок ініціалізації карти активації за інформацією від елементів коваріаційної матриці P алгоритму оптимального спостерігача.

2. Проведене імітаційне моделювання роботи алгоритму комплексування підтверджує можливість часткової оцінки похибок ЗН ДЛП та ДКШ, що дозволяє зменшити тренди накопичення похибок місцеположення через подальше їхнє інтегрування в алгоритмі БІНС.

3. Моделювання комплексованої навігаційної системи підтверджує правильність функціонування.

РОЗДІЛ 5

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ РОБОТОЗДАТНОСТІ ТА ТОЧНОСТІ МЕТОДА ІНЕРЦІАЛЬНО-ВІЗУАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЇ

5.1 Постановка напівнатурного експерименту

Для проведення напівнатурного експерименту був використаний набір даних VPAIR, що включає в себе записи даних від системи орієнтації літального апарата, супутникові еталонні та поточні, зроблені бортовою апаратурою під час польоту з частотою приблизно 1 Гц.

Для дослідження роботи комплексованої навігаційної системи, як єдиної, були синтезовані ідеальні покази ДКШ та ДЛП для дослідження якості оцінки і компенсації їх метрологічних похибок ЗН. Задані похибки відповідають ІВМ навігаційного класу та мають конкретні похибки наведені в табл.5.1 та 5.2.

Таблиця 5.1. Похибки використаних ДКШ у напівнатурному експерименті

	Числове значення
Діапазон вимірювання, град/с	1000
ARW, град/к.кв.год	0,01
Нестабільність нуля, град/год	0,01
Температурна чутливість МК, ppm	50
ЗН від пуску до пуску, град/год	0,02
Магнітна чутливість, град/год/Гаусс	0,02
Період кореляції нестабільності нуля, с (відповідно до формули (4.19))	1000

Таблиця 5.2. Похибки використаних ДЛП у напівнатурному експерименті

	Числове значення
Діапазон вимірювання, g	100
VRW, ug/к.кв.(Гц)	15
Нестабільність нуля, ug	10
ЗН від пуску до пуску, град/год	50
Нелінійність МК, $\mu\text{g}/\text{g}^2$	50
Період кореляції нестабільності нуля, с (відповідно до формули (4.20))	500

З використанням інтернет ресурсу OpenTopography була завантажена карта висот рельєфу ділянки карти де відбувався політ. Для проведення напівнатурного моделювання було використано висотну карту з роздільною здатністю 30х30 метрів. На візуальній та висотній карті після суміщення зображено (Рисунок 5.1), як русло річки неперервно переходить з однієї карти на іншу, що якісно показує їхню відповідність.

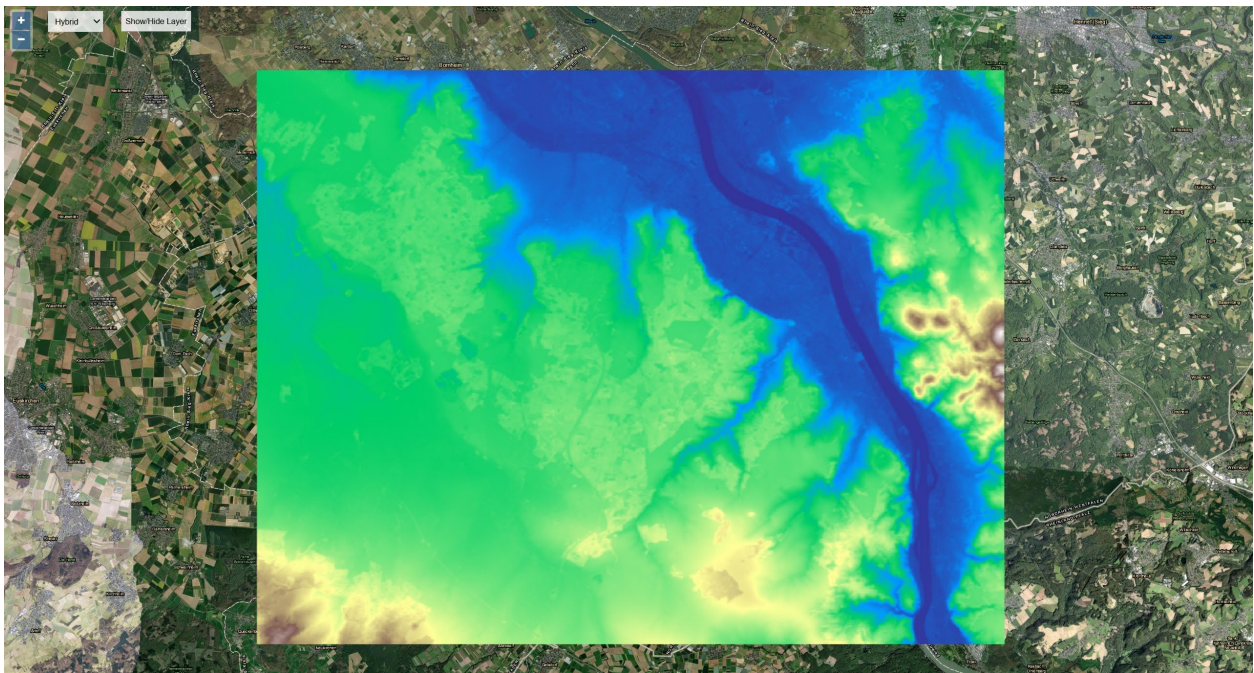


Рисунок 5.1 – Гібридна візуально-висотна карта місцевості де проводився експеримент

Під час польоту був отриманий профіль висот рельєфу та абсолютної висоти (Рис. 5.2), що дозволяє зімітувати відносну висоту рельєфу місцевості, оскільки він був відсутній у складі рельєвної бортової апаратури. Під час натурної частини експерименту ЛА утримував під час всього польоту відносну висоту $\sim 300\text{м}$, що підтверджується на рис. 5.3.

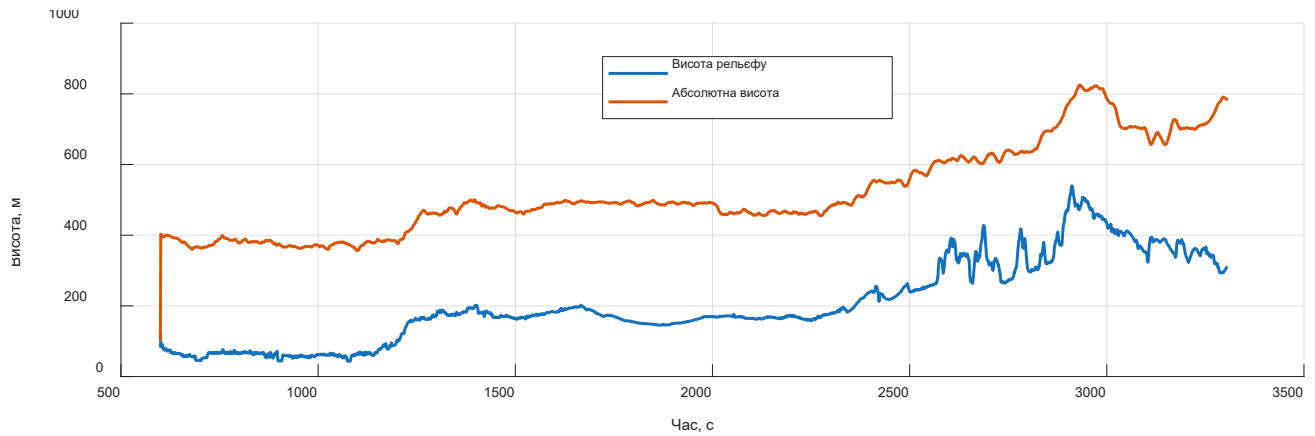


Рисунок 5.2 – Висота польоту та висота рельєфу місцевості

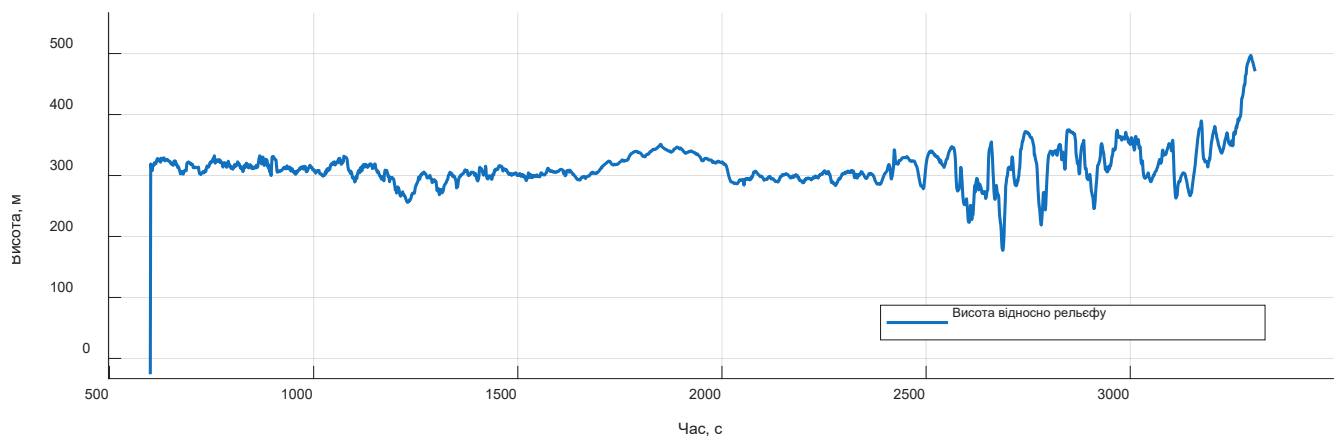


Рисунок 5.3 – Висота польоту відносно рельєфу місцевості

Повна траєкторія руху ЛА відносно рельєфної ілюстрації місцевості зображена на рис.5.3.

Проімітовані ідеальні покази ІВМ, його метрологічні похибки (Таблиця 5.1 та 5.2), та похибки радіовисотоміра дозволяють оцінити якість оцінки цих похибок під час реального польоту з використанням системи слабкозв'язаної схеми комплексування з використанням ФК, що описана в розділі 4.

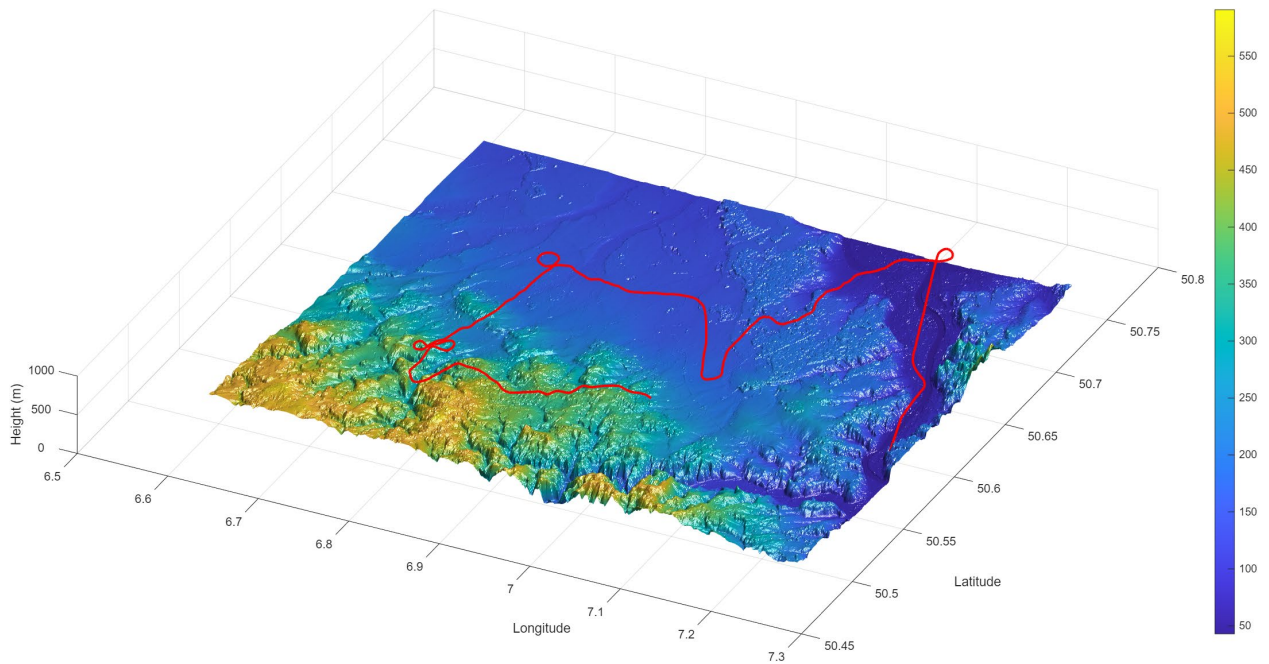


Рисунок 5.3 – Тривимірна карта висот рельєфу та траєкторія руху за візуально-інерціальною навігаційною системою

5.2 Аналіз роботоздатності та точності

Для оцінки якості роботоздатності алгоритму візуально-інерціального геопозиціонування з 3 розділу необхідно відокремити джерела можливих несправностей. Якісний аналіз може допомогти заздалегідь запобігти неправильній та неякісній реалізації алгоритму.

Джерела можливих несправностей:

- Невідповідність карт реально виміряним бортовим сигналам через їхнє зміщення та неточність;
- Неможливість точного суміщення бінарних карт активації за рахунок використання бортової БІНС;
- Неможливість уточнення за довгий період часу.

Грубі джерела помилок реалізації, такі як виліт БпЛА за зону пошуку не розглядаються.

Вплив невідповідності еталонних карт реально виміряним бортовим сигналам можна обмежити за рахунок їхнього загрублення(усереднення) під час формування польотного завдання. Більш доцільним варіантом для висотних карт рельєфу є використання більшого порогового значення Δ_M висоти, за якого місцеположення БПЛА вважається ймовірним. В це значення треба вкласти(додати) додаткову похибку апріорного знання карти місцевості та висотоміра. Для напівнатурного експерименту було прийняте значення, що відповідає якісному навігаційному висотоміру і відповідає значенню 10 м.

Неможливість точного суміщення бінарних карт активації має компенсуватися роздільною здатністю карти для забезпечення такого суміщення. Загрублення може відбуватись адаптивно під час польоту при довгому польоті без наявних корекцій. Це дозволить забезпечити надійність БІНС навіть на якісному ІВМ навігаційного класу точності при довготривалій відсутності корекцій. Це також вказує на необхідність висунення вимог до формування польотного завдання з врахуванням ділянок маршруту та зон де такі корекції відбуваються неякісно через недостатність неоднорідності поверхневого поля.

Прикладом такої ситуації є включення системи корекцій після довготривалого автономного польоту, що зображено на рис.5.4. Накопичені похибки орієнтації за 50 хвилин польоту призводитимуть до похибок суміщення карт активації, що призведе до ситуації, коли фіксація місцеположення буде неможливою.

Для ідентифікації несправності в реальному часі на борту БПЛА необхідно реалізувати в програмі критерій перевірки умови про наявність значень в результуючій карті активації після суміщень і використання логічного «І». При неправильній роботі алгоритму всі місцеположення можуть бути видалені, що є основним критерієм недовіри до алгоритму корекції.

Якщо несправностей під час польоту не фіксується та оцінки ЗН ДЛП та ДКШ в пройшовши перехідний процес знаходяться в діапазоні допустимих

значень, то підстав про неправильну роботу системи комплексування і алгоритму як єдиної системи немає.

Для напівнатурного експерименту були попередньо підготовлені блоки карти розміром 256x256 пікселів, що відповідає ділянці на поверхні Землі в 7680x7680 метрів. За весь час автономного польоту БПЛА жодного разу не вилітала за розміри такої карти. При її зменшенні до 128x128 пікселів навігаційному алгоритму складно накопичити інформацію про підстилаюче поверхнєве поле, що поскладнює можливість виконувати корекції місцеположення на виконаному в експерименті маршруті БПЛА.

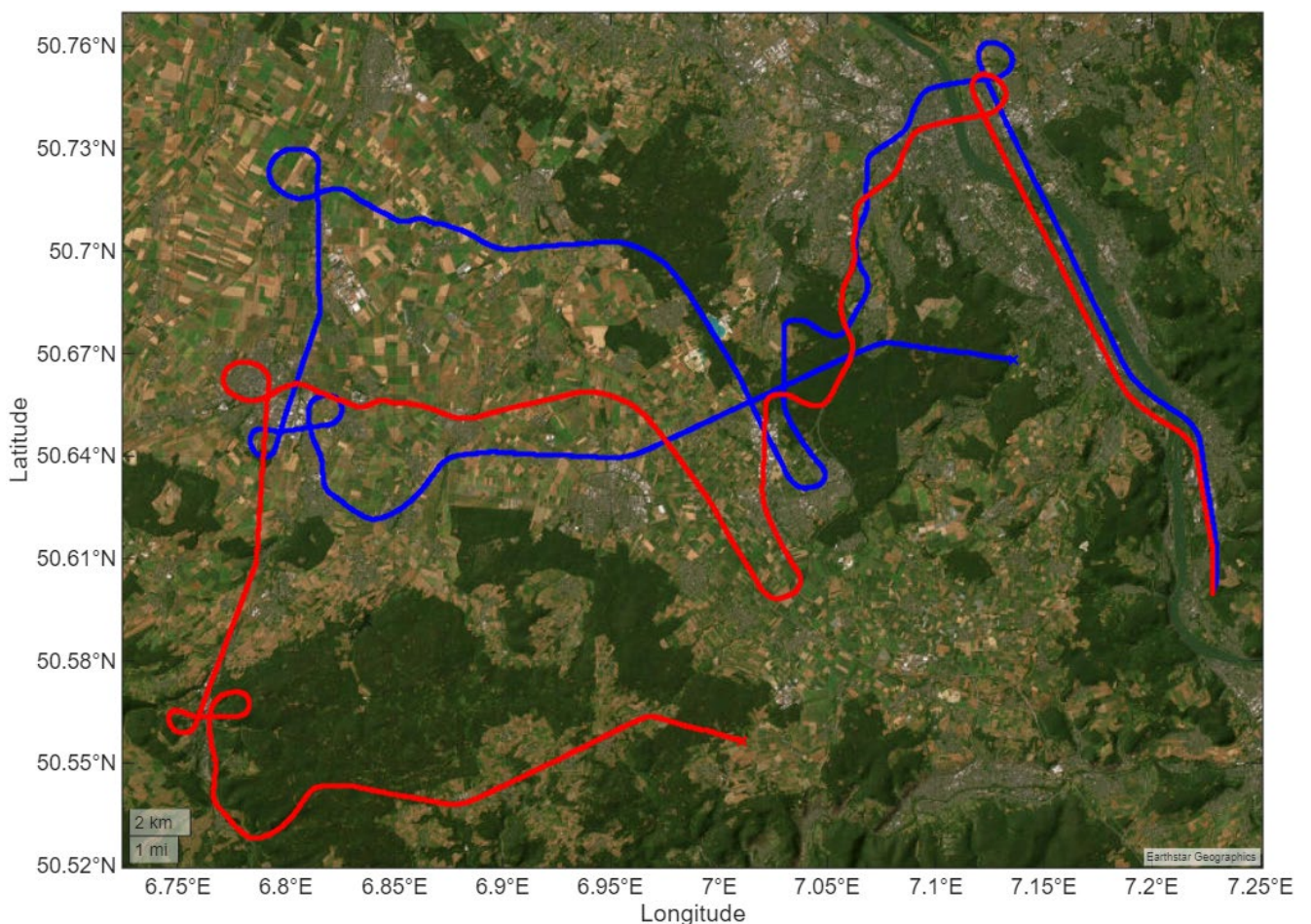


Рисунок 5.4 – Результат оцінки місцеположення автономної навігаційної системи за 50 хвилин руху. Червона траєкторія ГСНС еталон, синя – БІНС

Похибка місцезположення склала 15271 метрів за 50 хвилин руху при автономній роботі БІНС, траєкторія якої зображена синім кольором на рис 5.4.

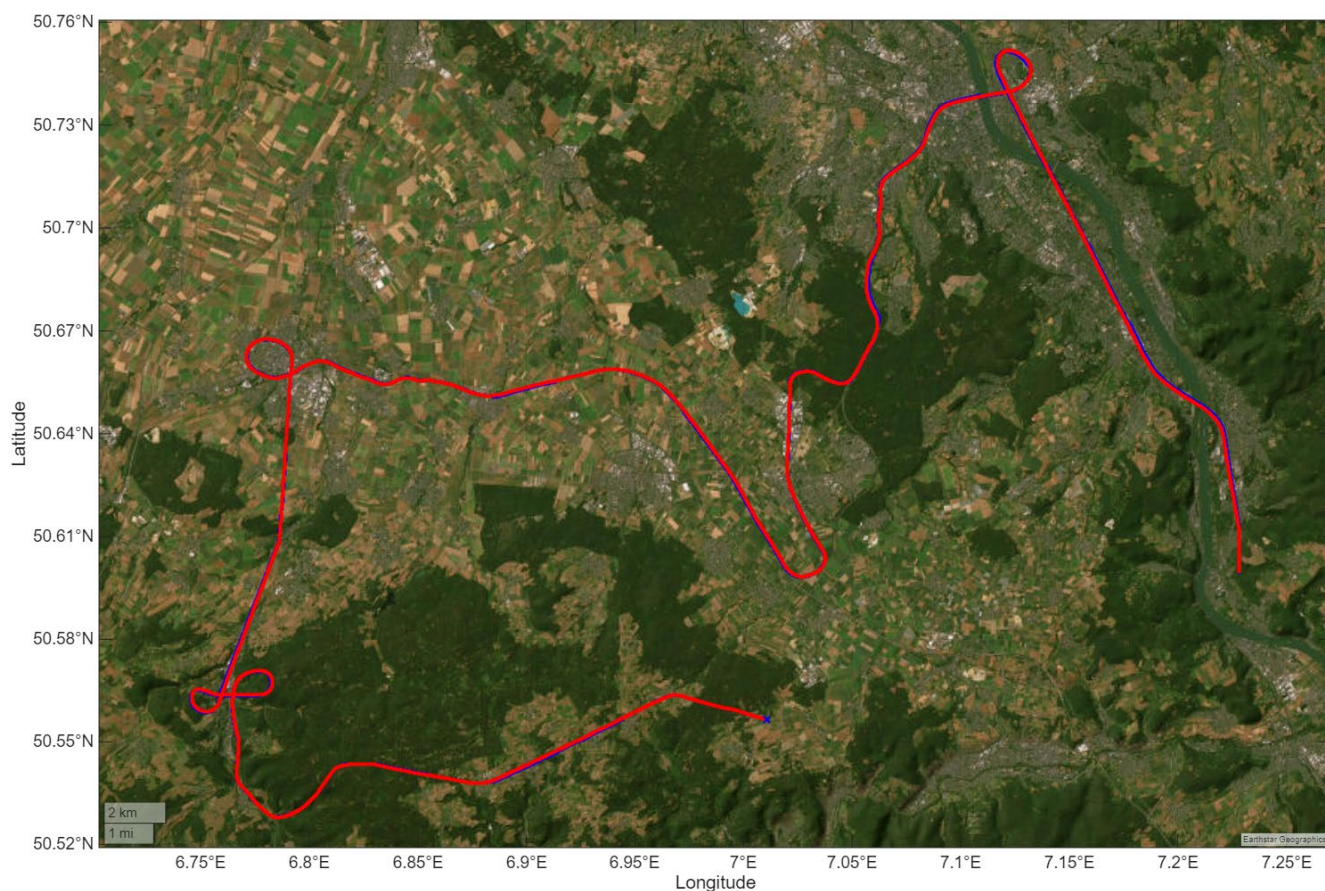


Рисунок 5.5 – Результат оцінки місцезположення комплексованої навігаційної системи за 50 хвилин руху. Червона траєкторія ГСНС еталон, синя – ІнВіНС

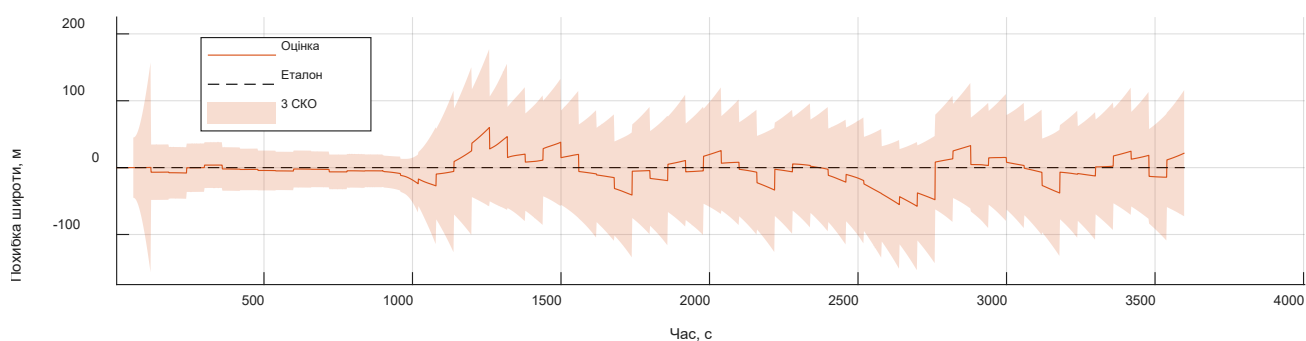


Рисунок 5.6 – Результат оцінки широти комплексованої навігаційної системи за 50 хвилин руху

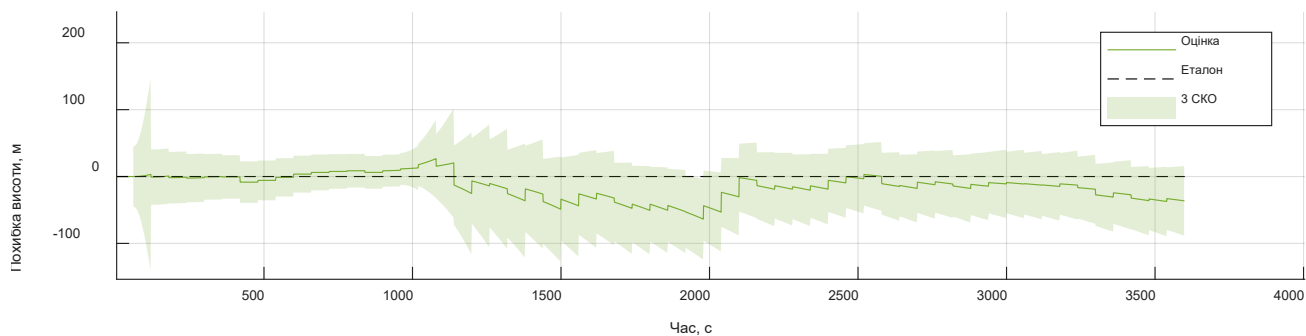


Рисунок 5.7 – Результат оцінки висоти комплексованої навігаційної системи за 30 хвилин руху

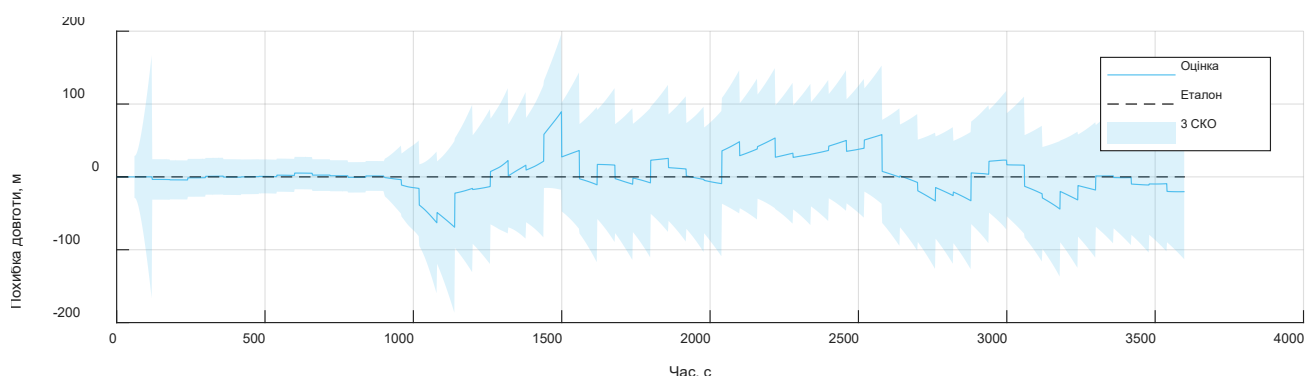


Рисунок 5.8 – Результат оцінки довготи комплексованої навігаційної системи за 30 хвилин руху

Помилка місцеположення склала 14 метрів за 50 хвилин руху при використанні позиційних корекції з періодом ~ 1 раз в хвилину, траєкторія якої зображена синім кольором на рис. 5.5. СКВ позиційних вимірів складало ~ 35 метрів. Це демонструє, що навіть при неідеальній роботі алгоритму геопозиціонування можливо суттєво обмежити похибки навігаційної системи без використання системи ГСНС. Окрім того це дає можливість оцінити похибки ЗН ДЛП, процес якого зображений на рис 5.6 – 5.11.

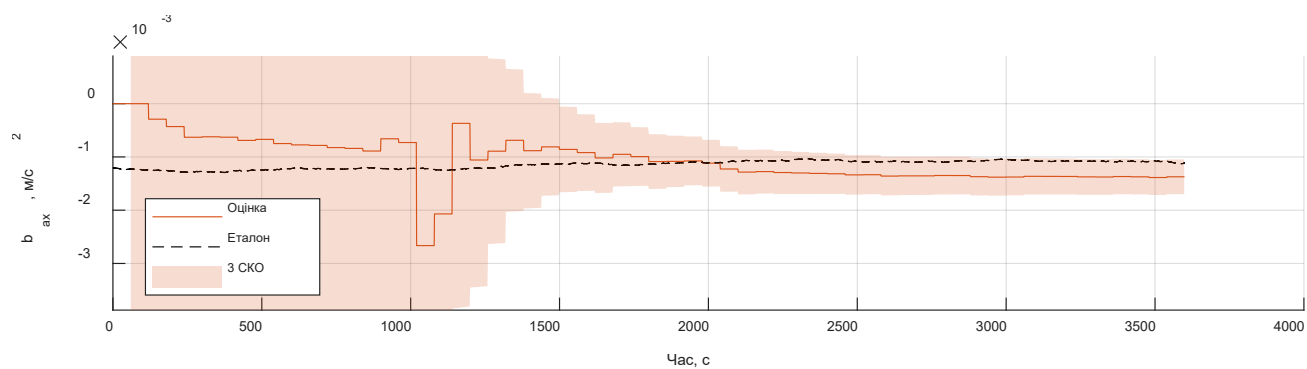


Рисунок 5.6 – Результат оцінки ЗН ДЛП осі x

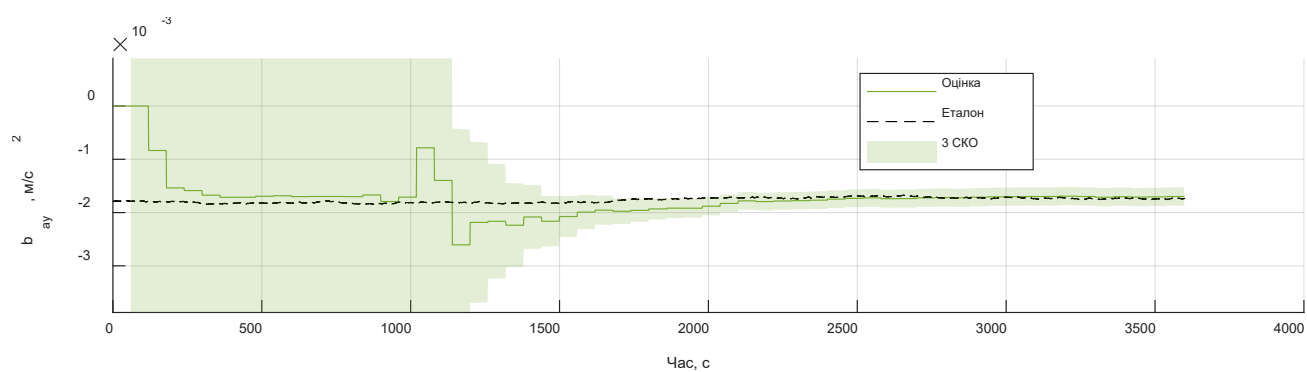


Рисунок 5.7 – Результат оцінки ЗН ДЛП осі y

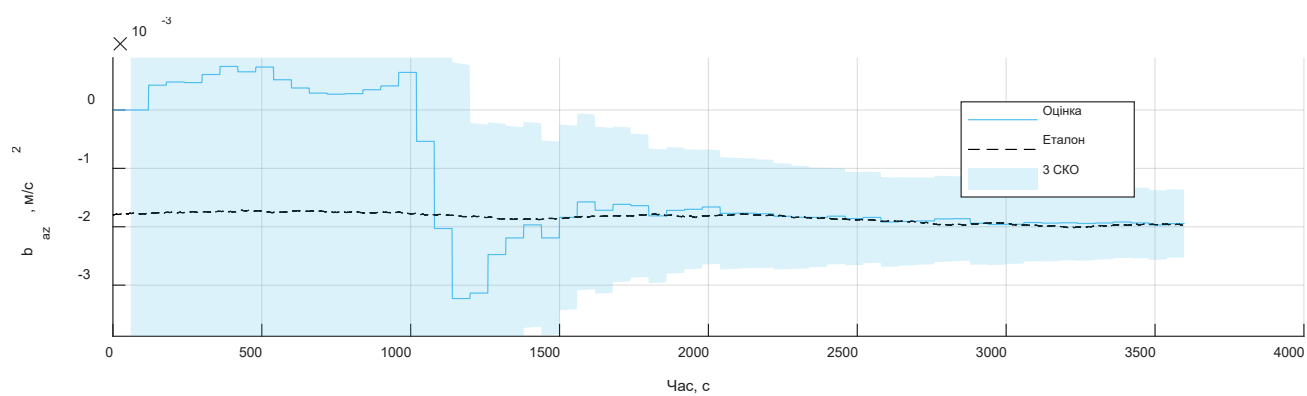


Рисунок 5.8 – Результат оцінки ЗН ДЛП осі z

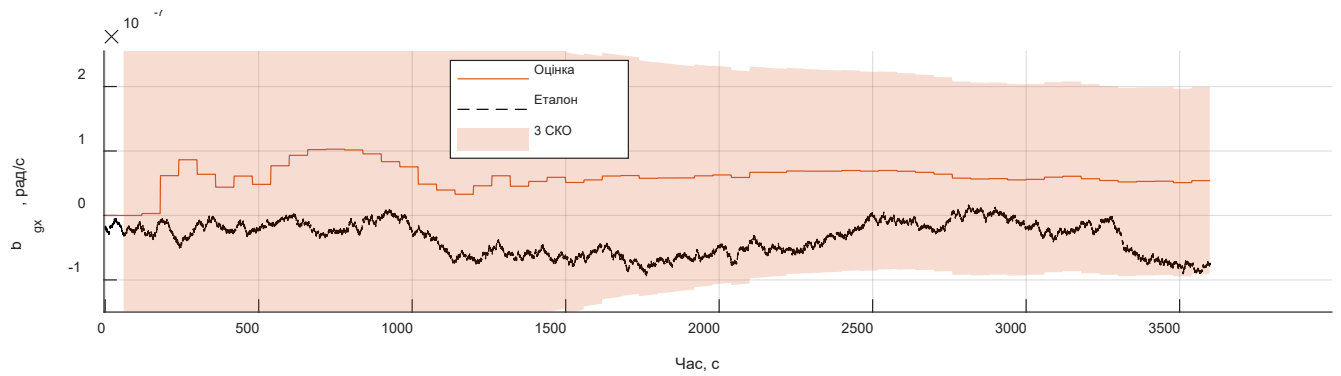


Рисунок 5.9 – Результат оцінки ЗН ДКШ осі x

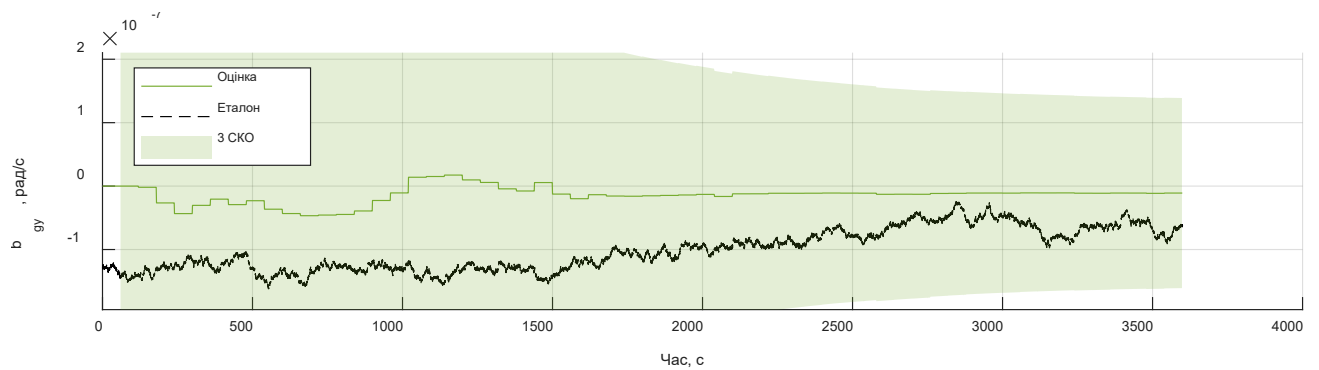


Рисунок 5.10 – Результат оцінки ЗН ДКШ осі y

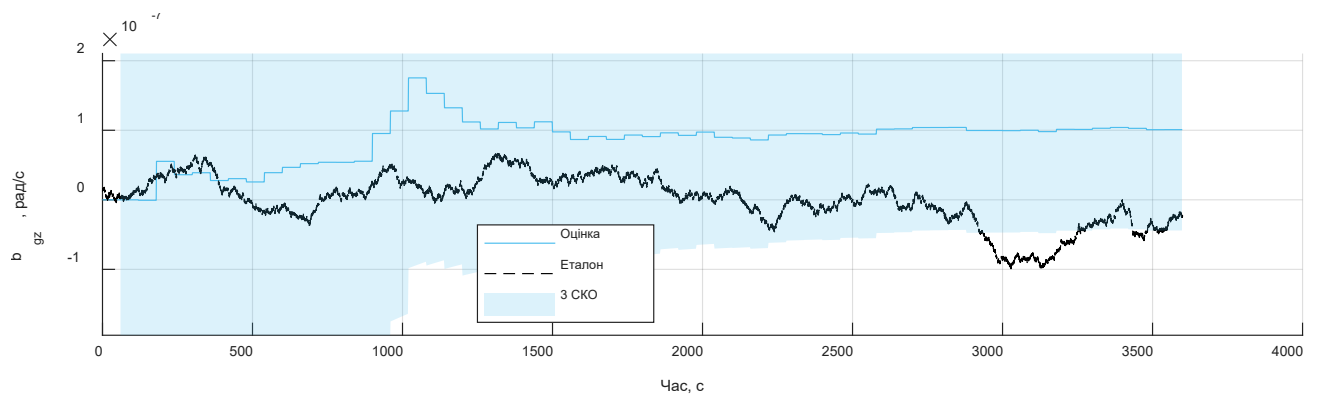


Рисунок 5.11 – Результат оцінки ЗН ДКШ осі z

Через наявність ідеальних показів ІВМ, можливо визначити похибки визначення кутів орієнтації(Рисунок 5.12-5.14), що є дуже важливим для виконання правильного суміщення карт активації.

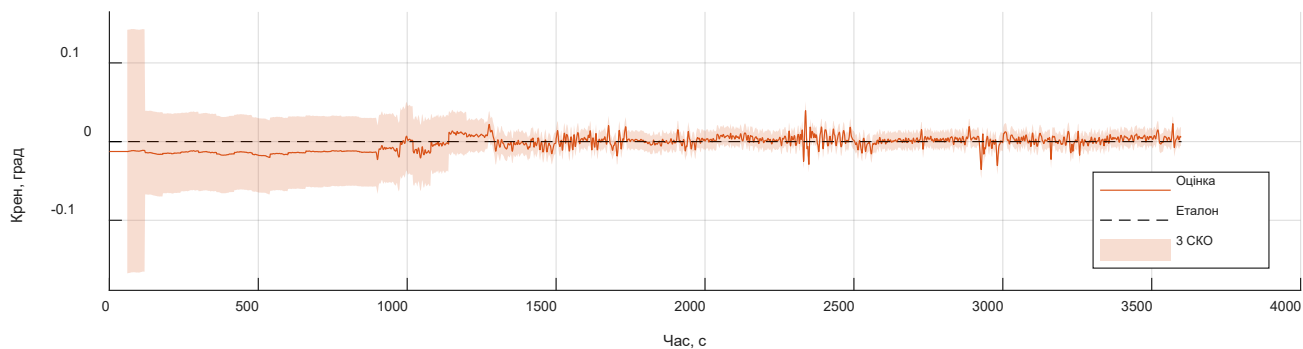


Рисунок 5.12 – Похибка оцінки кута крену

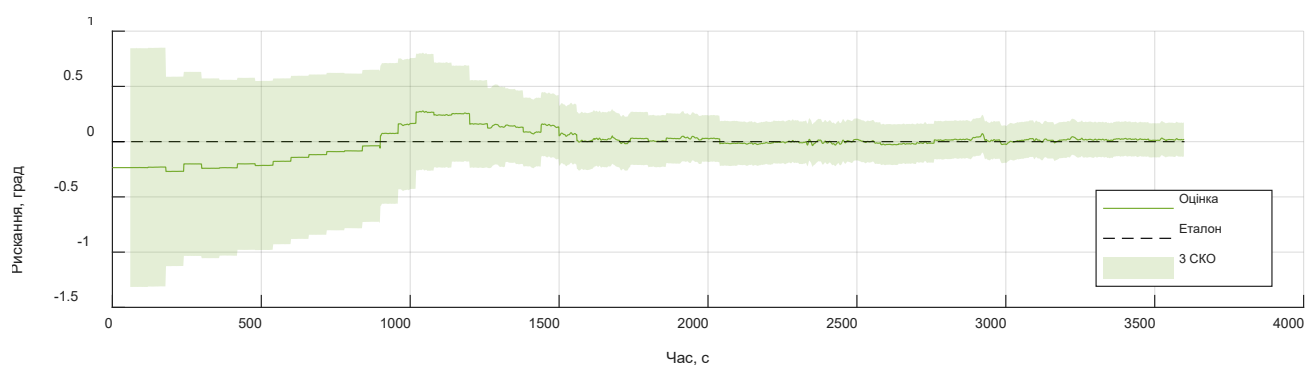


Рисунок 5.13 – Похибка оцінки кута рискання

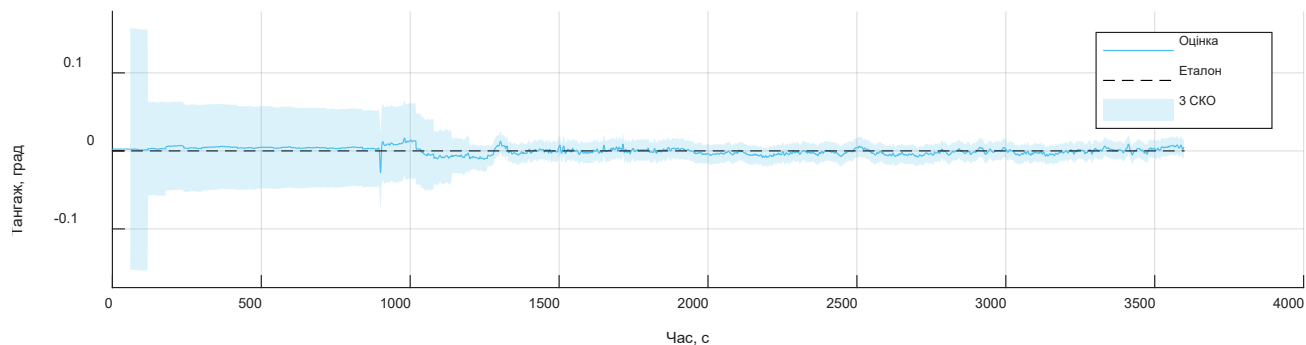


Рисунок 5.14 – Похибка оцінки кута тангажу

Обмеження похибок визначення швидкостей також виконується на задовільному рівні для поставленої задачі (Рисунок 5.15-5.17). При можливості використання додаткових автономних швидкісних коректорів таких як датчик оптичного потоку чи Допплерівський вимірювач швидкості та зносу при необхідності можна досягти більшої точності оцінки лінійної швидкості. Також це призведе до значного покращення суміщення бінарних карт активації.

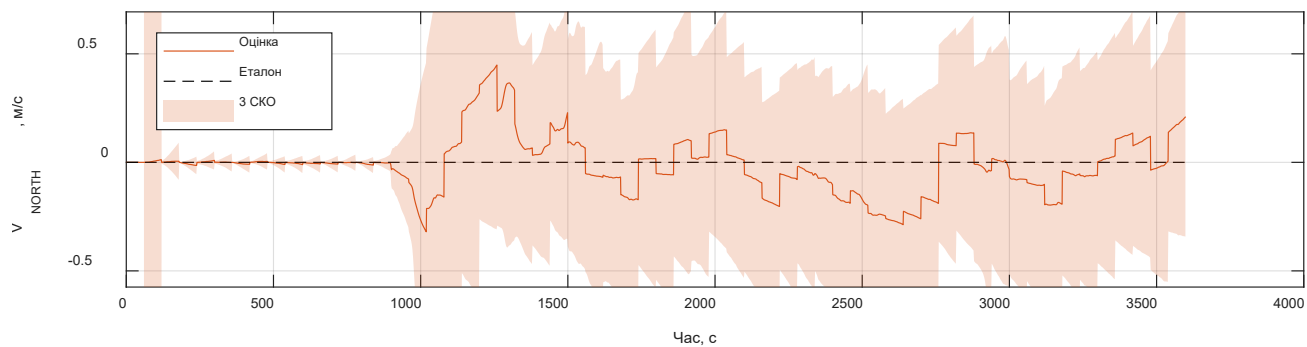


Рисунок 5.15 – Похибка оцінки північної швидкості

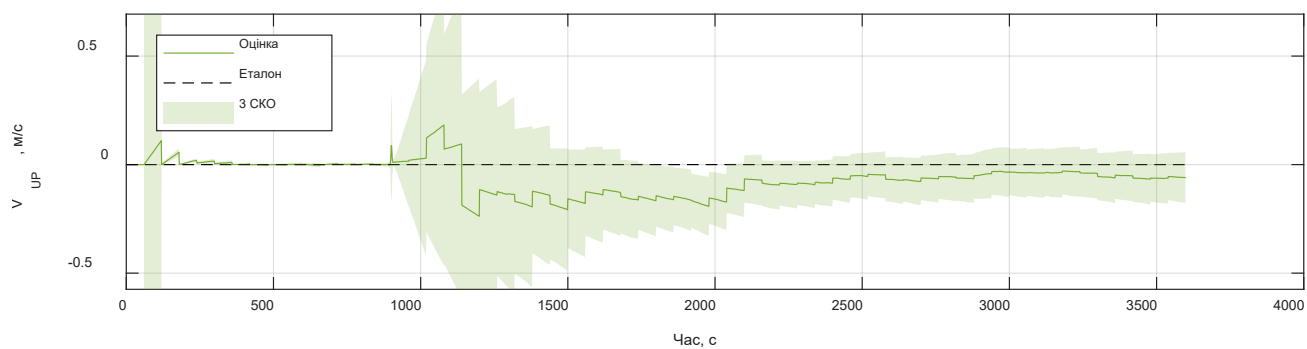


Рисунок 5.16 – Похибка оцінки вертикальної швидкості

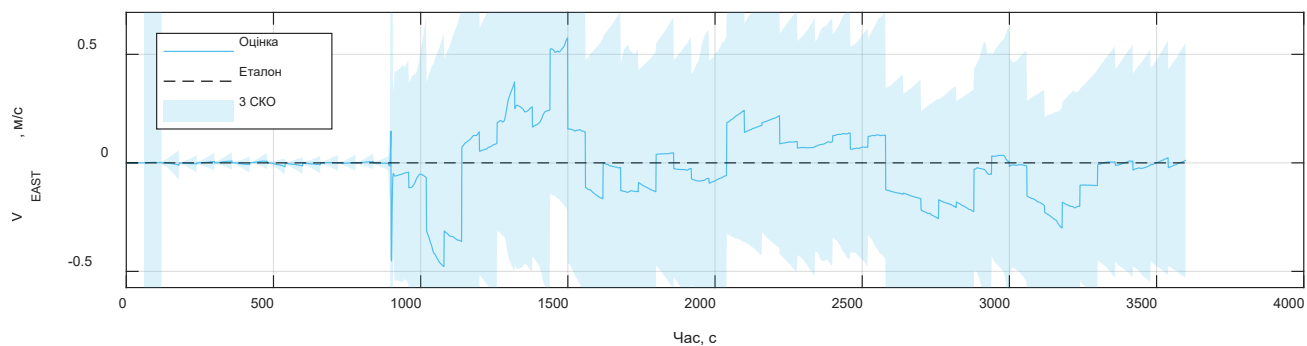


Рисунок 5.17 – Похибка оцінки східної швидкості

Висновки до розділу 5

Проведений напівнатурний експеримент дозволив підтвердити правильність використання запропонованого алгоритму визначення координат місцеположення БПЛА за картами поверхневих полів у складі системи комплексування навігаційної системи БПЛА.

Проведений аналіз роботоздатності навігаційної системи показує, що на борту можливо автономно визначити несправність алгоритму навігації по поверхневому полю за рахунок використання логічного «І» між картами активації під час польоту. Раніше такий підхід не був опублікований в літературі.

ВИСНОВКИ

1. Розроблені методи інерціально-візуальної навігації та орієнтації здатні забезпечити довготривалий низьковисотний автономний політ БпЛА в умовах перспективних спотворень зображення, відсутності видимості характерних об'єктів та лінії горизонту. Створені на їх основі навігаційні алгоритми можуть бути реалізовані на компактних та недорогих бортових обчислювачах.

2. Запропонований метод визначення координат місцеположення заснований на порівнянні візуальної та висотної еталонних карт місцевості з відповідними вимірними параметрами. Його унікальними особливостями є використання кумулятивних бінарних карт активації, а також одночасно двох поверхневих полів. Перша з них дозволяє застосовувати під час обробки зображень лише прості операції побітового зсуву, додавання та множення та досягати таким чином обчислювальної ефективності алгоритму геопозиціонування. Використання двох поверхневих полів дозволяє підвищити точність, що особливо важливо в умовах наявності вздовж маршруту ділянок з високою однорідністю одного з полів.

3. Отримана формула для визначення необхідної роздільної здатності карт, що обмежує точність визначення місцеположення, в залежності від точності допоміжних вимірювачів та швидкості польоту дозволяє обирати карти, загрублювати їх для забезпечення стійкості алгоритму та зниження обчислювального навантаження, а також обирати чутливі елементи системи.

4. Запропонований метод інерціально-візуальної орієнтації дозволяє оцінювати крен, тангаж та рискання БпЛА на основі визначення зміщення смуги поточного і попереднього еталонного зображень камери та корекції кутів орієнтації, отриманих з ДКШ. Його обчислювальна ефективність досягається за рахунок співставлення вузьких смуг замість повних зображень.

5. Отримана формула для визначення ширини смуги зображення в інерціально-візуальному алгоритмі орієнтації містить параметри ДКШ та камери і дозволяє знижувати обчислювальне навантаження, а також обирати потрібні

характеристики ДКШ для забезпечення неперевищення допустимої похибки орієнтації.

6. Результати імітаційного моделювання, а також напівнатурного експерименту свідчать про роботоздатність розроблених методів та правильність отриманих співвідношень.

7. Отримані результати дисертації використані на практиці на ДП «ДержККБ «ЛУЧ» під час розробки комплексованої інерціально-візуальної навігаційної системи.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ І ДЖЕРЕЛ

1. Малишева Ю. О. Інтегрована система навігації та орієнтації літального апарату з оптичними приладами. НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2016. URL: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/18183> (дата звернення: 26.10.2025).
2. Мелешко В. В., Нестеренко О. И. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. ПОЛИМЕД-Сервис, 2011. URL: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/39032> (дата звернення: 18.11.2025).
3. Черненко С. О., Бурнашев В. В. Алгоритм інерціально-візуальної орієнтації літального апарату з двома оптичними камерами // *Механіка гіроскопічних систем*. 2024. № 48. С. 35–44. DOI: 10.20535/0203-3771482024317881.
4. Черненко С. О., Бурнашев В. В. Візуально-рельєфометричний навігаційний алгоритм літального апарату // *Механіка гіроскопічних систем*. 2025. № 49. С. 44–54. DOI: 10.20535/0203-3771492025334104.
5. Черненко С. О., Бурнашев В. В. Метод інерціально-візуальної орієнтації літального апарату // *Механіка гіроскопічних систем*. 2023. № 46. С. 83–93. DOI: 10.20535/0203-3771462023302698.
6. Alcantarilla P. F., Bartoli A., Davison A. J. KAZE Features. *Computer Vision – ECCV 2012*(Berlin, Heidelberg, 2012). Berlin, Heidelberg : Springer, 2012. DOI: 10.1007/978-3-642-33783-3_16. С. 214–227.
7. Bay H., Tuytelaars T., Van Gool L. SURF: Speeded Up Robust Features. *Computer Vision – ECCV 2006*(Berlin, Heidelberg, 2006). Berlin, Heidelberg : Springer, 2006. DOI: 10.1007/11744023_32. С. 404–417.
8. Calonder M., Lepetit V., Strecha C. та ін. BRIEF: Binary Robust Independent Elementary Features. *Computer Vision – ECCV 2010*(Berlin, Heidelberg, 2010). Berlin, Heidelberg : Springer, 2010. DOI: 10.1007/978-3-642-15561-1_56. С. 778–792.
9. Che Y., Wang Q., Gao W. та ін. An Improved Inertial Frame Alignment Algorithm Based on Horizontal Alignment Information for Marine SINS // *Sensors*. 2015. Вип. 15, № 10. С. 25520–25545. DOI: 10.3390/s151025520.
10. Del Prete R., Renga A. A Novel Visual-Based Terrain Relative Navigation System for Planetary Applications Based on Mask R-CNN and Projective Invariants // *Aerotecnica Missili & Spazio*. 2022. Вип. 101, № 4. С. 335–349. DOI: 10.1007/s42496-022-00139-0.
11. Ekütekin V. Navigation and control studies on cruise missiles // 2007. 2007. URL: <https://open.metu.edu.tr/handle/11511/17090> (дата звернення: 12.02.2026).

12. Fan J., Zheng E., He Y. та ін. A Cross-View Geo-Localization Algorithm Using UAV Image and Satellite Image // *Sensors*. 2024. Вип. 24, № 12. С. 3719. DOI: 10.3390/s24123719.
13. Visual-inertial navigation done right. GPS-free navigation. *Spectacular AI*. Visual-inertial navigation done right. URL: <https://www.spectacularai.com/gps-free> (дата звернення: 29.08.2025).
14. Groves P. D. Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems, Second Edition. ARTECH HOUSE U.K. 2013. 800 с. ISBN 978-1-60807-005-3.
15. Ingemar N. Recursive terrain navigation. Application of the correlation method. (01.01.2002). С. 15. Також доступний за посиланням: <https://www.foi.se/en/foi/reports/report-summary.html?reportNo=FOI-R--0764--SE> (дата звернення: 28.10.2025).2002.
16. Introducing TAILWIND. Visual Inertial Odometry (VIO). *KEF Robotics*. URL: <https://www.kefrobotics.com/product> (дата звернення: 29.08.2025).
17. Kalman filter // *Wikipedia*. URL: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Kalman_filter&oldid=1333048618 (дата звернення: 02.02.2026).
18. Lowe D. G. Distinctive Image Features from Scale-Invariant Keypoints // *International Journal of Computer Vision*. 2004. Вип. 60, № 2. С. 91–110. DOI: 10.1023/B:VISI.0000029664.99615.94.
19. NASA Performs First Aircraft Accident Investigation on Another World - NASA. 11.12.2024. URL: <https://www.nasa.gov/missions/mars-2020-perseverance/ingenuity-helicopter/nasa-performs-first-aircraft-accident-investigation-on-another-world/> (дата звернення: 21.11.2025).
20. Nobahari H., Mohammadkarimi H. Application of model aided inertial navigation for precise altimetry of Unmanned Aerial Vehicles in ground proximity // *Aerospace Science and Technology*. 2017. Вип. 69, 01.10.2017. С. 650–658. DOI: 10.1016/j.ast.2017.07.033.
21. Noureldin A., Karamat T. B., Georgy J. Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration. Berlin, Heidelberg : Springer, 2013. DOI: 10.1007/978-3-642-30466-8.
22. Python OpenCV: Epipolar Geometry. *GeeksforGeeks*. 19:01:29+00:00. URL: <https://www.geeksforgeeks.org/python/python-opencv-epipolar-geometry/> (дата звернення: 21.11.2025).
23. Shkel A. M., Wang Y. Pedestrian Inertial Navigation with Self-Contained Aiding. John Wiley & Sons, 2021. 194 с. ISBN 978-1-119-69955-2.

24. soumyadip Introduction to LiDAR SLAM: LOAM & LeGO-LOAM - Paper & Code Explained with ROS 2. 20.08.2024. URL: <https://learnopencv.com/lidar-slam-with-ros2/> (дата звернення: 18.11.2025).
25. Szeliski R. Computer Vision: Algorithms and Applications. Springer Nature, 2022. 937 с. ISBN 978-3-030-34372-9.
26. Tailwind Software Integration. *KEF Robotics*. URL: <https://www.kefrobotics.com/copy-of-tailwind-payload-integration> (дата звернення: 28.10.2025).
27. TERPROM® Digital Terrain System. URL: <https://www.collinsaerospace.com/what-we-do/industries/military-and-defense/navigation/weapons-products/guidance-navigation-control/terprom-digital-terrain-system> (дата звернення: 28.10.2025).
28. Titterton D., Weston J. L. Strapdown Inertial Navigation Technology. IET, 2004. 578 с. ISBN 978-0-86341-358-2.
29. Turek P., Grzywiński S., Bużantowicz W. та ін. Selected Issues and Constraints of Image Matching in Terrain-Aided Navigation: A Comparative Study. *Self-Driving Vehicles and Enabling Technologies*. IntechOpen, 2020. DOI: 10.5772/intechopen.95039.
30. VNS01 - Visual Navigation System. *UAV Navigation*. URL: <https://www.uavnavigation.com/products/navigation-systems/vns01-visual-navigation-system> (дата звернення: 29.08.2025).
31. Wang H., Li G., Shi Z. Overview of Initial Alignment Method for Strap down Inertial Navigation System. *Advances in Materials, Machinery, Electrical Engineering (AMMEE 2017)*. (06.2017). Atlantis Press, 2017. DOI: 10.2991/ammee-17.2017.30. С. 149–154.
33. Zbrutsky O., Malysheva Y. Experimental tests of an algorithm of roll and pitch estimation using only optical information // 2015. 2015. URL: <https://ela.kpi.ua/handle/123456789/17427> (дата звернення: 26.10.2025).
34. Оптичний потік(Optical Flow) | PX4 Guide (main). URL: https://docs.px4.io/main/uk/sensor/optical_flow (accessed 13/11/2025).
35. A Novel Geo-Localization Method for UAV and Satellite Images Using Cross-View Consistent Attention. URL: <https://www.mdpi.com/2072-4292/15/19/4667> (accessed 12/11/2025).
36. Bayard D. S., Conway D. T., Brockers R. et al. Vision-Based Navigation for the NASA Mars Helicopter. *AIAA Scitech 2019 Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019. DOI: 10.2514/6.2019-1411.
37. Bergman N. A Bayesian Approach to Terrain-Aided Navigation // *IFAC Proceedings Volumes*. 1997. ("IFAC Symposium on System Identification (SYSID'97)", Kitakyushu,

Fukuoka, Japan, 8-11 July 1997" Series)Vol. 30, Issue 11. P. 1457–1462. DOI: 10.1016/S1474-6670(17)43048-5.

38. Bloesch M., Omari S., Hutter M. et al. Robust visual inertial odometry using a direct EKF-based approach. *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*(Hamburg, Germany, 28.09.2015). Hamburg, Germany : IEEE Press, 2015. DOI: 10.1109/IROS.2015.7353389. P. 298–304.
39. Carr J., Sobek J. S. Digital scene matching area correlator (DSMAC). *Image Processing For Missile Guidance, Proceedings of the Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers*. (23.12.1980). DOI: 10.1117/12.959130. P. 36–41.
40. Engelsman D., Klein I. Information Aided Navigation: A Review // *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*. 2023. Vol. 72, 2023. P. 1–18. DOI: 10.1109/TIM.2023.3303496.
41. Fellerhoff J. R. AFTI/SITAN (Advanced Fighter Technology Integration/Sandia Inertial Terrain-Aided Navigation) Final Report. (1988). Sandia National Labs., Albuquerque, NM.; Department of Energy, Washington, DC., 1988. 134 p. Also available online, URL: <https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/DE89004000.xhtml> (accessed 28/10/2025).1988.
42. Frago A. T., Lee C. T., McCoy A. S. et al. A seasonally invariant deep transform for visual terrain-relative navigation // *Science Robotics*. 2021. Vol. 6, Issue 55. P. eabf3320. DOI: 10.1126/scirobotics.abf3320.
43. Golden J. P. Terrain Contour Matching (TERCOM): A Cruise Missile Guidance Aid. *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*. Vol. 238, 01.12.1980. (01.12.1980). DOI: 10.1117/12.959127. P. 10–18.
44. Gordon N. J., Salmond D. J., Smith A. F. M. Novel approach to nonlinear/non-Gaussian Bayesian state estimation // *IEE Proceedings F (Radar and Signal Processing)*. 1993. Vol. 140, Issue 2. P. 107–113. DOI: 10.1049/ip-f-2.1993.0015.
45. Horn B. K. P., Schunck B. G. Determining optical flow // *Artificial Intelligence*. 1981. Vol. 17, Issue 1. P. 185–203. DOI: 10.1016/0004-3702(81)90024-2.
46. Introduction to the Scene Matching Missile Guidance Technologies,. URL: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA315439> (accessed 02/11/2025).
47. Irani G. B., Christ J. P. IMAGE PROCESSING FOR TOMAHAWK SCENE MATCHING. (1994). APL Technical Digest, 1994. Also available online, URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/IMAGE-PROCESSING-FOR-TOMAHAWK-SCENE-MATCHING/925f239d6705cc2f2217e43c448e7fb8bce8d7a1> (accessed 02/11/2025).P. 250-264.

48. JPL Robotics: Terrain Relative Navigation. URL: <https://www-robotics.jpl.nasa.gov/what-we-do/flight-projects/mars-2020-rover/terrain-relative-navigation/> (accessed 12/11/2025).
49. Kalman R. E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems // *Journal of Basic Engineering*. 1960. Vol. 82, Issue 1. P. 35–45. DOI: 10.1115/1.3662552.
50. Leutenegger S., Lynen S., Bosse M. et al. Keyframe-based visual–inertial odometry using nonlinear optimization // *Int. J. Rob. Res.* 2015. Vol. 34, Issue 3. P. 314–334. DOI: 10.1177/0278364914554813.
51. Matoušek J., Duník J., Brandner M. Design of Efficient Point-Mass Filter with Terrain Aided Navigation Illustration. *2023 26th International Conference on Information Fusion (FUSION)2023 26th International Conference on Information Fusion (FUSION)*. (06.2023). DOI: 10.23919/FUSION52260.2023.10224172. P. 1–8.
52. Mur-Artal R., Tardós J. D. ORB-SLAM2: An Open-Source SLAM System for Monocular, Stereo, and RGB-D Cameras // *IEEE Transactions on Robotics*. 2017. Vol. 33, Issue 5. P. 1255–1262. DOI: 10.1109/TRO.2017.2705103.
53. Mustiere F., Bolic M., Bouchard M. Rao-Blackwellised Particle Filters: Examples of Applications. *2006 Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering2006 Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering*. (05.2006). DOI: 10.1109/CCECE.2006.277461. P. 1196–1200.
54. Peng S., Xuan X. The algorithm of MIMU/odometer integrated navigation system aided by nonholonomic constraints. *Proceedings 2013 International Conference on Mechatronic Sciences, Electric Engineering and Computer (MEC)2013 International Conference on Mechatronic Sciences, Electric Engineering and Computer (MEC)*. (12.2013). DOI: 10.1109/MEC.2013.6885111. P. 452–455.
55. Qin T., Li P., Shen S. VINS-Mono: A Robust and Versatile Monocular Visual-Inertial State Estimator // *IEEE Transactions on Robotics*. 2018. Vol. 34, Issue 4. P. 1004–1020. DOI: 10.1109/TRO.2018.2853729.
56. Rublee E., Rabaud V., Konolige K. et al. ORB: An efficient alternative to SIFT or SURF. *2011 International Conference on Computer Vision2011 International Conference on Computer Vision*. (11.2011). DOI: 10.1109/ICCV.2011.6126544. P. 2564–2571.
57. Technology Brief: Scene Matching Area Correlation Technology Using SAR image. Airborne Underwater Geophysical SignalsURL: <https://augsignals.com/wp-content/uploads/2015/02/AUG-Signals-SAR.pdf>
58. Xiaofang L., Yuliang M., Ling X. et al. Applications of zero-velocity detector and Kalman filter in zero velocity update for inertial navigation system. *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*. (08.2014). DOI: 10.1109/CGNCC.2014.7007449. P. 1760–1763.

59. Xu G., Zhao X., He Y. et al. Transfer alignment models of inertial navigation system: a review and comparison // *International Journal of Systems Science*. Vol. 0, Issue 0. P. 1–21. DOI: 10.1080/00207721.2025.2554192.
60. Yi-Fei Z., Hui Y. Study on Guidance Algorithm of Scene Matching based on Different Source Images for Cruise Missile. *2018 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA)2018 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA)*. (08.2018). DOI: 10.1109/ICMA.2018.8484583. P. 912–917.
61. Zelenka R. E. Integration of radar altimeter, precision navigation, and digital terrain data for low-altitude flight. (01.08.1992). URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930003132> (accessed 28/10/2025).1992.
62. Ahmed S. S., Shalaby M. A., Cossette C. C. et al. Gaussian-Sum Filter for Range-based 3D Relative Pose Estimation in the Presence of Ambiguities. arXiv, 2024. DOI: 10.48550/arXiv.2402.08566.
63. Barroso-Laguna A., Riba E., Ponsa D. et al. Key.Net: Keypoint Detection by Handcrafted and Learned CNN Filters. arXiv, 2019. DOI: 10.48550/arXiv.1904.00889.
64. Chen J., Clark R. Image as an IMU: Estimating Camera Motion from a Single Motion-Blurred Image. arXiv, 2025. DOI: 10.48550/arXiv.2503.17358.
65. DeTone D., Malisiewicz T., Rabinovich A. SuperPoint: Self-Supervised Interest Point Detection and Description. arXiv, 2018. DOI: 10.48550/arXiv.1712.07629.
66. Dusmanu M., Rocco I., Pajdla T. et al. D2-Net: A Trainable CNN for Joint Detection and Description of Local Features. arXiv, 2019. DOI: 10.48550/arXiv.1905.03561.
67. Pei Y., Biswas S., Fussell D. S. et al. An Elementary Introduction to Kalman Filtering. arXiv, 2019. DOI: 10.48550/arXiv.1710.04055.
68. Revaud J., Weinzaepfel P., Souza C. D. et al. R2D2: Repeatable and Reliable Detector and Descriptor. arXiv, 2019. DOI: 10.48550/arXiv.1906.06195.
69. Tyszkiewicz M. J., Fua P., Trulls E. DISK: Learning local features with policy gradient. arXiv, 2020. DOI: 10.48550/arXiv.2006.13566.
70. Zhu S., Shah M., Chen C. TransGeo: Transformer Is All You Need for Cross-view Image Geo-localization. arXiv, 2022. DOI: 10.48550/arXiv.2204.00097.
71. Southeastern Pennsylvania Cold War Historical Society DSMAC- Terminal Guidance System for the Tomahawk Cruise Missile- Hist in Our Backyard Lecture 5.8.25. (2025). 2025. Duration: 01:32:05. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=wMdkoFkh39Q> (accessed 03/11/2025).

ДОДАТОК А (ПОЧАТКОВА ВИСТАВКА БІНС)

Виставка на нерухомій основі — це найпростіший спосіб виставки, оскільки передбачає, що тріади ДЛП та ДКШ розташовані на нерухомій і не збуреній основі.

За наявності вібрацій, хитання, тощо результати початкової виставки можуть бути суттєво гіршими. У такому випадку тріада акселерометрів відчуває лише прискорення вільного падіння. Проекції цього прискорення на чутливі осі ДЛП можна виміряти та математично обчислити кути орієнтації відносно цього вимірюваного вектора. Кути тангажа ϑ та крену φ :

$$\vartheta = \arctg\left(\frac{a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}}\right) \quad (\text{A.1})$$

де a_x, a_y, a_z — проекції уявного прискорення на відповідні осі ЗвСК.

$$\varphi = -\arctg\left(\frac{a_z}{a_y}\right) \quad (\text{A.2})$$

Кут рискання ψ визначається поворотом у місцевій горизонтальній площині, а цей поворот не впливає на зміну значень проекцій прискорення вільного падіння[28] на чутливі осі ІВМ. Отже, його не можна визначити за допомогою акселерометрів. Необхідно використовувати показання гіроскопів.

Північна проекція на горизонтальну площину матиме єдиний внесок у вимірювану кутову швидкість обертання Землі. Вимірюючи проекції цієї кутової швидкості на власних горизонтальних осях, можна визначити кут між віссю Х гіроскопа та напрямком на Північ.

Пошук напрямку на Північ історично отримав назву «гірокомпасування» й передбачав фізичний поворот гіроскопів у складі ПІНС. Цей поворот можна виконати й математично, обчисливши проекції показів гіроскопів на ГСК. Такий підхід називається «аналітичне гірокомпасування». Для початкової виставки БІНС потрібно:

1. На основі отриманих кутів тангажа ϑ та крену ϕ розрахувати матрицю повороту зі ЗвСК у ГСК, приймаючи значення кута рискання рівним нулю.
2. Виконати математичний поворот виміряних значень виміряних ДКШ кутових швидкостей у горизонтальну площину.
3. Обчислити рискання ψ ІВМ:

$$\psi = \arctg\left(\frac{g_z}{g_x}\right) \quad (\text{A.3})$$

де g_z — показання z-гіроскопа в горизонтальній площині, g_x — показання x-гіроскопа в горизонтальній площині. Недоліком такої виставки є залежність отриманих кутів орієнтації від показань ДЛП та ДКШ, які на практиці завжди мають похибки вимірювання у своїх вихідних сигналах. Тому така виставка називається «грубою» (coarse alignment). Попри цей недолік, на практиці груба виставка часто застосовується для отримання початкової орієнтації там, де немає вимог щодо забезпечення «ідеальної точності».

ДОДАТОК Б (РЕАЛІЗАЦІЯ РОЗРАХУНКУ ЕЛІПСУ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ДЛЯ ПОЧАТКОВОЇ ІНІЦІАЛІЗАЦІЇ КАРТ АКТИВАЦІЇ)

```
function [ell_lat_deg, ell_lon_deg, E_ell, N_ell] = compute_position_cov_ellipse(P_EN,  
lat0_deg, lon0_deg, k_sigma)  
% Обчислення k-сигма еліпса коваріації положення.  
%  
% Вхідні аргументи:  
%     P_EN      - коваріаційна матриця 2x2 у локальних координатах EN (м^2),  
%                  порядок компонент: [E; N].  
%     lat0_deg  - широта центру еліпса, градуси.  
%     lon0_deg  - довгота центру еліпса, градуси.  
%     k_sigma   - рівень  $\sigma$  для еліпса (наприклад, 1, 2, 3).  
%                  Якщо не задано, використовується k_sigma = 3.  
%  
% Вихідні аргументи:  
%     ell_lat_deg - вектор широт точок еліпса, градуси.  
%     ell_lon_deg - вектор довгот точок еліпса, градуси.  
%     E_ell      - вектор координат East точок еліпса, м (відносно центру).  
%     N_ell      - вектор координат North точок еліпса, м (відносно центру).  
%  
% Опис:  
%     Функція:  
%         1) перевіряє коректність коваріаційної матриці;  
%         2) знаходить власні значення/вектори (головні осі еліпса);  
%         3) формує k-сигма еліпс у координатах EN;  
%         4) переводить точки еліпса у широту/довготу.  
  
%% Перевірка кількості вхідних аргументів та значення k_sigma  
if nargin < 4 || isempty(k_sigma)  
    k_sigma = 3; % значення  $\sigma$  за замовчуванням  
end  
  
%% Перевірка коваріаційної матриці P_EN  
% Перевірка розмірності  
assert(isequal(size(P_EN), [2, 2]), ...  
    'P_EN має бути матрицею розміром 2x2.');
```

```
% Базова перевірка симетричності (коваріація повинна бути симетричною)  
if max(abs(P_EN(:) - P_EN(:).')) > 1e-10  
    warning('Матриця P_EN не є строго симетричною. Можливі числові похибки даних.');
```

```
end
```

```

% Перевірка додатної (напів)визначеності
if any(eig(P_EN) < 0)
    warning('P_EN має від'ємні власні значення. Еліпс може бути фізично
некоректним. ');
end

%% Константи та переведення координат центру в радіани
% Радіус Землі (наближення WGS-84)
R_earth = 6378137; % м

% Центр еліпса в радіанах
lat0_rad = deg2rad(lat0_deg);
lon0_rad = deg2rad(lon0_deg);

%% Власні значення та власні вектори матриці P_EN
% Власні значення – дисперсії вздовж головних осей еліпса
% Власні вектори – напрямки головних осей у площині EN
[V, D] = eig(P_EN);

lambda1 = D(1,1); % дисперсія уздовж першої головної осі
lambda2 = D(2,2); % дисперсія уздовж другої головної осі

% Напівосі еліпса (м) для рівня k_sigma
a = k_sigma * sqrt(lambda1); % напіввісь a
b = k_sigma * sqrt(lambda2); % напіввісь b

% Кут орієнтації еліпса (рад): перший власний вектор задає напрямок a
theta = atan2(V(2,1), V(1,1));

%% Формування точок еліпса у локальних координатах EN
% Параметр t описує повний обхід еліпса від 0 до 2π
t = linspace(0, 2*pi, 400);

% Еліпс без повороту (головні осі вирівняні з осями EN)
ellipse_EN = [a * cos(t); % координати East до повороту
              b * sin(t)]; % координати North до повороту

% Матриця повороту на кут theta
R_theta = [cos(theta), -sin(theta); ...
           sin(theta),  cos(theta)];

```

```

% Повернутий еліпс у координатах EN (відносно центру (0,0))
ellipse_EN_rot = R_theta * ellipse_EN;

% Вектори координат East та North (м)
E_ell = ellipse_EN_rot(1, :); % East, м
N_ell = ellipse_EN_rot(2, :); % North, м

%% Переведення локальних EN-зміщень у широту/довготу
% Для малих зміщень використовуються лінійні наближення:
%   dLat = dN / R_earth
%   dLon = dE / (R_earth * cos(lat0))
dLat = N_ell / R_earth; % приріст широти, рад
dLon = E_ell ./ (R_earth * cos(lat0_rad)); % приріст довготи, рад

% Абсолютні координати точок еліпса у радіанах
ell_lat_rad = lat0_rad + dLat;
ell_lon_rad = lon0_rad + dLon;

% Переведення в градуси для подальшої візуалізації або аналізу
ell_lat_deg = rad2deg(ell_lat_rad);
ell_lon_deg = rad2deg(ell_lon_rad);
end

```

ДОДАТОК В (АКТ ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Заступник генерального директора

ДП «ДержККБ «ЛУЧ»

В.П. КОВТУН



АКТ

Про використання результатів досліджень дисертаційної роботи аспіранта кафедри систем керування літальними апаратами (СКЛА) Навчально-наукового інституту аерокосмічних систем Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» Черненка Сергія Олександровича на тему «Інерціально-візуальна навігаційна система безпілотного літального апарату» на здобуття освітньо-наукового ступеня доктора філософії.

Комісія Державного підприємства «ДержККБ «ЛУЧ» у складі: голови комісії – Головного конструктора-начальника відділу 7, заступника голови наукової ради підприємства, к.т.н. Сайнога Максима Борисовича і членів комісії – начальника сектору 73 Бурима Євгена Андрійовича і начальника сектору 71 Новікова Романа Володимировича розглянула матеріали дисертаційної роботи Черненка С.О. «Інерціально-візуальна навігаційна система безпілотного літального апарату» і зробила такі висновки:

1. Отримані наукові результати дисертаційної роботи знайшли своє впровадження в ескізному проекті зі створення комплексованої інерціально-візуальної навігаційної системи. А саме, запропонований метод візуальної орієнтації в складі аварійної системи орієнтації і алгоритм навігації з використанням візуального і рельєфного геофізичного поля Землі.
2. Програмна реалізація навігаційного алгоритму, створеного на основі розроблених в дисертації методів, та проведений експеримент підтверджують їх роботоздатність та наукові результати роботи.

3. Дисертація має значну практичну цінність. Її результати є актуальними, перспективними та вже знайшли застосування при створенні власної комплексованої інерціально-візуальної навігаційної системи на ДП «ДержККБ ЛУЧ».

Голова комісії:



Сайног М.Б.

Члени комісії:



Новіков Р.В.

Бурим Є.А.

ДОДАТОК Д (СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА)

1. С. О. Черненко, В. В. Бурнашев. Алгоритм інерціально-візуальної орієнтації літального апарата з двома оптичними камерами // Механіка гіроскопічних систем. – 2024. – Вип. 48. – С. 35-44, DOI: 10.20535/0203-3771482024317881.
2. С. О. Черненко, В. В. Бурнашев. Метод інерціально-візуальної орієнтації літального апарата // Механіка гіроскопічних систем. – 2023. – Вип. 46. – С. 83-93, DOI: 10.20535/0203-3771462023302698.
3. С. О. Черненко, В. В. Бурнашев. Візуально-рельєфометричний навігаційний алгоритм літального апарату // Механіка гіроскопічних систем. – 2025. – Вип. 49. – С. 44-54, DOI: 10.20535/0203-3771492025334104.
4. Chernenko S., Burnashev V. - XV International of students «INTELLIGENCE. INTEGRATION. RELIABILITY» conference. – Київ, 2023. – С. 25–26 <https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2023/12/IRR-2023.pdf>
5. Черненко С.О., Бурнашев В.В. - «ГІРОТЕХНОЛОГІЇ, НАВІГАЦІЯ І КЕРУВАННЯ РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ – IV» – Київ, 2024. – С. 16–17 <https://ela.kpi.ua/server/api/core/bitstreams/f16fe873-9708-41e8-a747-d063df8e0bd6/content>