

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Куценко Олександр Вікторович

УДК 527.8: 629.7.051.83:629.783(043.5)

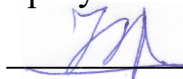
ДИСЕРТАЦІЯ

**Методи диференційної навігації повітряних суден за сигналами глобальних
навігаційних супутникових систем**

05.22.13 – Навігація та управління рухом

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

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

 О.В. Куценко

Науковий керівник: Конін Валерій Вікторович, доктор технічних наук, професор.

Київ – 2021

АНОТАЦІЯ

Куценко О.В. Методи диференційної навігації повітряних суден за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем. – Кваліфікаційна наукова робота на правах рукопису.

Дисертаційна робота на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.22.13 «Навігація та управління рухом» – Національний авіаційний університет, МОН України, Київ, 2021.

Дисертаційна робота присвячена вирішенню актуальної науково-технічної задачі розробки методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем, що має важливе значення для підвищення безпеки польотів.

Метою дисертаційної роботи є розробка і експериментальне дослідження нових і удосконалених методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами multi-GNSS, при виконанні операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.

В дисертаційній роботі проведений аналіз документів провідних організацій та наукових публікацій в авіаційній і космічній галузях. За цими даними можна стверджувати, що авіаційний транспорт відіграє провідну роль у забезпеченні стійкості економічного та соціального розвитку. Ключовим елементом, який забезпечує ефективність і надійність експлуатації авіаційного транспорту є аеронавігаційне забезпечення, зокрема його радіонавігаційна складова. Особливе значення приділяється розробці супутникових систем посадки. Розглянута прийнята ІКАО класифікація заходів на посадку, і проведений аналіз існуючих категорійних систем посадки за приладами. Наданий опис вимог які висуваються до супутникової системи посадки.

Аналіз показав, що актуальною науковою задачею є розробка методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем, що має важливе значення для підвищення безпеки польотів.

В дисертаційній роботі розглянутий фінальний сегмент заходу на посадку та локальна топоцентрична Декартова система координат $X'Y'$ пов'язана з злітно-

посадковою смугою. Розглянуто похибки які виникають в системі посадки за приладами по сигналам кількох навігаційних супутникових систем. Представлено існуючі і розроблені моделі які дозволяють зменшити вплив даних похибок. Зокрема розроблену модель залишкової тропосферної затримки після здійснення диференційної корекції псевдовідстані ключовою особливістю якої є можливість застосування за відсутності метеорологічних даних. Надана модель корекції псевдовідстані і псевдошвидкості які розраховуються за даними отриманими з кількох наземних навігаційних приймачів, з метою передачі в бортову підсистему системи посадки.

В дисертаційній роботі представлені існуючі і розроблені методи виявлення збоїв в наземній підсистемі системи посадки, визначення вкладу наземної підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані, оцінювання точності і цілісності визначення координат, в кінематичному режимі для різних комбінацій супутникових систем.

В дисертаційній роботі описаний розроблений апаратно-програмний комплекс що реалізує створені методи і моделі і дозволяє в умовах напівнатурного моделювання досліджувати точність та цілісність навігаційного рішення при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення за-ходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou.

Надані результати льотних випробувань розробленого апаратно-програмного комплексу. Експериментальний політ являв собою відпрацювання лінійної траєкторії, що імітує фінальну ділянку заходу на посадку і проліт над злітно посадковою смугою.

За результатами випробувань отримані такі дані: оцінка вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані протягом проведення експерименту; для супутникової навігаційної системи при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення за-ходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou отримані еліпсоїди

похибок навігаційної системи та, відсоток хибної дієздатності та хибної недієздатності системи.

У дисертаційній роботі отримано такі нові наукові результати:

1. Вперше для multi-GNSS, розроблено метод оцінювання точності визначення координат повітряного судна з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, що дозволяє оцінити в кінематичному режимі точність навігаційної системи при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.
2. Вперше для multi-GNSS, розроблено метод оцінювання цілісності супутникової системи посадки повітряного судна з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, що дозволяє отримати відсоток хибної дієздатності та хибної недієздатності супутникової системи посадки для різних комбінацій супутникових систем.
3. Удосконалено модель тропосферної затримки MOPS RTCA DO-229, додана можливість оцінки висоти тропосферної шкали і індексу тропосферної рефракції, що дозволяє використовувати дану модель для оцінювання залишкової тропосферної затримки після здійснення диференційної корекції псевдовідстані в супутниковій системі посадки.

Практичне значення дисертаційної роботи полягає в тому, що:

1. Розроблена методика перетворення координат повітряного судна в локальну топоцентричну систему координат пов'язану з злітно-посадковою смугою, що дозволяє визначати параметри цілісності з урахуванням положення злітно-посадкової смуги. Дана система координат визначається за параметрами фінального сегменту заходу на посадку які наземна підсистема multi-GNSS передає на борт повітряного судна.
2. Удосконалена модель тропосферної затримки MOPS RTCA DO-229 дозволяє за відсутності метеорологічних даних отримати залишкову тропосферну затримку

після здійснення диференційної корекції псевдовідстані. На відміну від стандартної моделі область застосування удосконаленої моделі розширена до застосування в системі посадки за приладами яка відповідає концепції GBAS.

3. Розроблений апаратно-програмний комплекс що реалізує створені методи і моделі і дозволяє в умовах напів-натурного моделювання досліджувати точність навігаційного рішення та цілісність multi-GNSS при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou.
4. Розроблене програмне забезпечення апаратно програмного комплексу частково може бути використано в якості прототипу для створення системи супутникової навігації для всіх стадій польоту з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, з урахуванням здійснення контролю якості навігаційного поля.
5. Результати експериментальних досліджень точності визначення координат повітряного судна при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou підтвердили принципову можливість створення системи супутникової навігації для всіх стадій польоту, з урахуванням здійснення контролю якості навігаційного поля.
6. Результати експериментальних досліджень цілісності у вигляді відсоткових значень хибної дієздатності та хибної недієздатності супутникової системи посадки за приладами з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou можуть бути використані при створенні системи супутникової навігації для всіх стадій польоту.

Ключові слова: навігація, система посадки, глобальна навігаційна супутникова система, точність, цілісність.

Список публікацій здобувача.

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

Список публікацій у фахових наукових виданнях України

1. Куценко О.В. Визначення еталонних координат та траєкторій при проведенні досліджень супутникових навігаційних систем. Вісник інженерної академії України – 2010. – №2. – С. 8-11.
2. Ковалевський Е.О., Куценко О.В. Контроль цілісності супутникової радіонавігаційної системи з використанням групи фільтрів Калмана. Вісник НАУ – 2010. – №2. – С. 66-69.
3. Конин В.В., Куценко А.В., Олевинская Т.И. Экспериментальная оценка применения высокоточных технологий GNSS для посадки воздушных судов малой авиации. Вісник інженерної академії України – 2017. – №1. – С. 8-14.
4. Kondratiuk V., Konin V., Kutsenko O., Ilnytska S. Testing Static and Kinematic Modes of Precise Point Positioning Service in Ukraine. Radioelectronics and Communications Systems, 2019, 62(10). – С. 530–540. (**Scopus**).
5. Kondratiuk V. M., Konin V. V., Ilnytska S. I., Kutsenko O. V. Zhuliany Airport as a Possible Candidate for Ranging and Integrity Monitoring Station placement in Kyiv region ISSN 1990-5548 Electronics and Control Systems 2019. N 4 (62): 16–23. ISSN: друковане – 1990–5548.

Список публікацій у міжнародних фахових журналах за кордоном

6. Жалило А. А., Кондратюк В. М., Куценко А. В., Конин В. В., Сушко В. Г., Харченко В. П., Шелковенков Д. А., Шокало В. М. GPS-навигация и геодезическая съемка – результаты экспериментальной верификации технологии OMNISTAR. Научный Вестник ГосНИИ «Аэронавигация», № 7. – М.: 2007. – С. 27–35.
7. O. Kutsenko, S. Ilnytska, V. Konin. Investigation of the residual tropospheric error influence on the coordinate determination accuracy in a satellite landing system. Aviation 22, No. 4, 156 (Dec. 2018). DOI: 10.3846/aviation.2018.7082 (**Scopus**).

Розділи монографій

8. Valerian Shvets, Svitlana Ilnytska, Oleksandr Kutsenko. Application of Computer Modelling in Adaptive Compensation of Interferences on Global Navigation Satellite Systems. Cases on Modern Computer Systems in Aviation Chapter 14. International Publisher of Progressive Information Science and Technology Research, USA, Pennsylvania. 2019. - P. 339-380

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

9. Куценко О.В. Експериментальне визначення залишкових похибок контрольно-корегувальної станції DGNSS. Матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «ABIA-2011», Київ, 19–21 квіт. 2011 р. – К., 2011. – Т. 2. – С. 8.33–8.36.
10. Конін В.В., Куценко О.В. Визначення цілісності сигналів у просторі супутниковою системою посадки повітряних суден / П'ята міжнародна науково–практична конференція Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті, 28–30 травня 2013 р.: зб. матеріалів конф. – Херсон: Херсонська державна морська академія, 2013. –Т1.– С. 17 - 20.
11. Kutsenko O. V., Ilnytska S. I., Kondratyuk V. M., Konin V. V. Unmanned Aerial Vehicle Position Determination in GNSS Landing System. 2017 IEEE 4th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2017 – Proceedings, 2018, January, с. 79–83. (**Scopus**).
12. V. V. Konin, O. V. Kutsenko, E. O. Lukianenko and S. I. Ilnytska. Experimental Investigation of Multi-GNSS in Static Mode. 2018 IEEE 5th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC), 2018, pp. 179-182, doi: 10.1109/MSNMC.2018.8576274. (**Scopus**).
13. Ilnytska S., Kondratiuk V., Kutsenko O., Konin V. Potential Possibilities of Higly Accurate Satellite Navigation Use for Landing Operations of Unmanned Aerial Systems. 2019 IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2019 – Proceedings, 2019, с. 174–177, 8943873. (**Scopus**).

14. Y. Averyanova, O. Kutsenko and V. Konin. Interference Suppression at Cooperative Use of GPS, GLONASS, GALILEO, BEIDOU. 2020 IEEE Ukrainian Microwave Week (UkrMW), 2020, pp. 1-5, doi: 10.1109/UkrMW49653.2020.9252766. (Scopus).

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

Патенти і авторські свідоцтва

15. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Газнюк М. О., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Погурельський О. С. Система диспетчерського керування рухомими біологічними об'єктами з використанням сигналів глобальної супутникової системи радіонавігації: пат. № 39917 Україна: МПК G01S 5/14; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6.
16. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Газнюк М. О., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Геодезичний GNSS прилад: пат. № 40233 Україна: МПК G01S 5/14; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6.
17. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Ільницька С. І., Кондратюк М. В., Васильєв І. В., Савченко О. В. Система високоточного визначення координат на основі супутникових радіонавігаційних систем: пат. Україна: МПК (2006.01) G01S 5/14. № 78185; опубл. 11.03.2013, Бюл. № 5.
18. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Тунік А. А. Ільницька С. І., Валденмайєр Г. Г., Вишнякова Є. В. Трикоз В. П., Куценко О. В., Кондратюк М. В. Васильєв І. В. Савченко О. В. Малогабаритна інерціально-супутникова інтегрована навігаційна система: пат. Україна: МПК (2013.01) G01C 23/00. № 79932; опубл. 13.05.2013, Бюл. № 9.
19. Куценко О.В., Конін В.В. Кондратюк В.М. Модель системи наземного доповнення до глобальної навігаційної супутникової системи («Multi GBAS»). Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 99339. Дата реєстрації 31 серпня 2020 р.

Звіти з НДР

20. «Дослідження шляхів сертифікації системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України (СКНЗУ) щодо якості надання послуг та забезпечення безпеки їх використання споживачами сигналів глобальних навігаційних супутникових систем», шифр «Безпека» (№ держреєстрації 0107U006891).
21. «Навігація» Створення та експлуатація системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України із застосуванням глобальних навігаційних супутникових систем». («Навігація-Сертифікат». Сертифікація системи). шифр «Навігація-Сертифікат» (№ держреєстрації 0108U008542).
22. «Розробка та дослідження апаратно-програмних засобів споживача для обміну даними з центром обробки спостережень» (№ держреєстрації 0107U000153).
23. «Розроблення апаратно-програмних засобів інтегрованої інерційно-супутникової навігаційної системи для безпілотних літальних апаратів (БПЛА)» (№ держреєстрації 0111U000173).
24. «Мультизадачний комплекс автоматичного управління на базі інтегрованої інерційно-супутникової системи для БПЛА» (№ держреєстрації 0115U002467).
25. Горизонт 2020. Грантова угода № 641517 UKRAINE «Відтворення обізнаності та інновацій в Україні на основі ЄГНСС» ("UKraine Replication, Awareness and INnovation based on EGNSS").
26. «Система моніторингу доступності радіонавігаційного поля при заходах на посадку літальних апаратів за сигналами GNSS» (№ держреєстрації 0117U002371).
27. «Розроблення інтегрованої системи наведення, навігації та управління польотом дрона» (№ держреєстрації 0119U100629).

ABSTRACT

Kutsenko O. V. Aircraft differential navigation methods using global navigation satellite systems signals. – Qualification scientific work as a manuscript.

Dissertation for the degree of Candidate of Technical Sciences in specialty 05.22.13 "Navigation and Traffic Management" – National Aviation University, MES of Ukraine, Kyiv, 2021.

The dissertation is devoted to the solution of the actual scientific and technical problem: aircraft differential navigation methods development with the use of global navigation satellite systems signals. That is important for increasing the safety of flights.

The aim of the dissertation is the develop and experimentally study new and improved methods of aircraft differential navigation with the use multi-GNSS signals for performing operations: a maneuver in the aerodrome area, landing approach with vertical guidance and categorical.

The dissertation analyzes the documents of leading organizations and scientific publications in the aviation and space industries. According to these data, it can be argued that air transport plays a leading role in ensuring the sustainability of economic and social development. A key element that ensures the efficiency and reliability of air transport operations is air navigation support, in particular its radio navigation component. Special attention is paid to the development of satellite landing systems. The ICAO classification of landing approaches is considered, and the analysis of existing categorical systems of instrumental landing is presented. A requirements description for the satellite landing system is provided.

The analysis showed that the actual scientific task is aircraft differential navigation methods development with the use of global navigation satellite systems signals, which is important for improving flight safety.

In the dissertation, the final approach segment and the local Cartesian coordinate system XYV connected with the runway are considered. The errors arising in the instrumental aircraft landing system with the use of several satellite systems signals are considered. Presented existing and developed models that reduce the impact of these errors. In particular, the developed model of residual tropospheric delay after the differential correction of the

pseudorange. A key feature of which is the possibility of application in case of meteorological data absence. Given a model of pseudorange and pseudorange correction which is calculated from data obtained from several ground-based receivers, and transmit to the landing system onboard subsystem.

The dissertation presents existing and developed methods for detecting failures in the landing system ground subsystem, determining the contribution of the ground subsystem to the error of the corrected pseudorange, estimating the accuracy and integrity of coordinate determination in a kinematic mode for different combinations of satellite systems.

The dissertation describes the developed hardware and software complex that implements created methods and models and allows navigation solution accuracy and integrity hardware in the loop simulation research, for performing operations: a maneuver in the aerodrome area, landing approach with vertical guidance and categorical, using different signals combinations from satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO and BeiDou.

Presented flight test results of the developed hardware and software complex. The experimental flight has a linear trajectory that simulates the landing final approach segment and the flight over the runway.

According to the test results, the following data were obtained: ground subsystem contribution estimation to the pseudorange error during the experiment; for satellite navigation system during the planned operation: maneuver in the aerodrome area, landing approach with vertical guidance and categorical using different signals combinations from satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO and BeiDou, navigation system error ellipsoids and the percentage false system capacity and false system incapacity were obtained.

The following new scientific results are obtained in the dissertation:

1. For the first time for multi-GNSS, a method of the aircraft coordinates accuracy determining using different signals combinations from satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO and BeiDou was developed, which allows evaluating the accuracy of the navigation system in kinematic during the planned operation: a maneuver in the aerodrome area, landing approach with vertical guidance and categorical.

2. For the first time for multi-GNSS, a method of the aircraft coordinates integrity determining using different signals combinations from satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO and BeiDou was developed, which allows obtaining the percentage false system capacity and false system incapacity for different satellite system combinations.
3. Improved MOPS RTCA DO-229 tropospheric delay model. Ability to estimate the height of the tropospheric scale and tropospheric refraction index was added, which allows using this model for estimation of the residual tropospheric delay after onboard pseudorange differential correction.

The practical significance of the dissertation is following:

1. Developed aircraft coordinates converting method into a local Cartesian coordinate system XYV associated with the runway, which allows determining the integrity parameters taking into account the position of the runway. This coordinate system is determined by the parameters of the landing final approach segment which ground subsystem of multi-GNSS transmits onboard.
2. The advance of MOPS RTCA DO-229 tropospheric delay model allows estimating residual tropospheric delay after pseudorange differential correction in case of meteorological data absence. In contrast to the standard model, the scope of the advanced model has been extended for use in the landing system that corresponds to the GBAS concept.
3. Developed hardware & software complex implements created methods and models and allows use hardware in the loop simulation to investigate the accuracy of the navigation solution and integrity of multi-GNSS for performing the planned operations: maneuver in the aerodrome area, landing approach with vertical guidance and categorical, using different signals combinations from satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO and BeiDou
4. The developed software in the hardware & software complex can be partially used as a prototype for the creation of a satellite navigation system for all stages of flight using different signals combinations of satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO and BeiDou, taking into account the implementation of navigation fields quality control.

5. The experimental investigations result of the aircraft coordinates accuracy determining using different signals combinations from satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO and BeiDou during the planned operation: maneuver in the aerodrome area, landing approach with vertical guidance and categorical, confirmed principle possibility of creating a satellite navigation system for all stages of the flight, taking into account the implementation of the navigation field quality control.
6. The experimental investigations result of the integrity in the form of percentage false system capacity and false system incapacity of satellite instrumental landing system using different signals combinations from satellite systems: GPS, GLONASS, GALILEO and BeiDou can be used for the creation of satellite navigation system for all stages of flight.

Keywords: navigation, landing system, global navigation satellite systems, accuracy, integrity.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	16
ВСТУП.....	19
РОЗДІЛ 1 СТРАТЕГІЯ СВІТОВОГО АВІАЦІЙНОГО СПІВТОВАРИСТВА В ГАЛУЗІ РАДІОНАВІГАЦІЇ І СИСТЕМ ПОСАДКИ	29
1.1 Перспективи розвитку авіаційних засобів радіонавігації	29
1.2 Класифікація заходів на посадку повітряних суден	31
1.3 Аналітичний огляд систем категорійної посадки повітряних суден	33
1.4 Глобальна навігаційна супутникова система	36
1.5 Рекомендації провідних авіаційних організацій до вимог точності цілісності та неперервності супутникової системи посадки	42
1.6 Напрями і задачі дослідження.....	48
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1	50
РОЗДІЛ 2 МОДЕЛІ КОМПОНЕНТІВ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ 52	
2.1 Траєкторія фінального сегменту заходу на посадку.....	52
2.2 Загальна характеристика похибок супутникової системи посадки і способи зменшення їх впливу.....	55
2.3 Згладжування фазою кодових псевдовідстаней опорних приймачів.....	60
2.4 Модель параметрів тропосфери	61
2.5 Модель залишкової іоносферної похибки	70
2.6 Модель вкладу бортової підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані.....	70
2.7 Модель корекцій псевдовідстані та псевдошвидкості.....	71
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2	75
РОЗДІЛ 3 ТОЧНІСТЬ И ЦІЛІСНІСТЬ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ	78
3.1 Оцінка збоїв наземної підсистеми супутникової системи посадки	78
3.2 Вклад наземної підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані.....	79
3.3 Метод оцінки точності системи в тривимірному просторі.....	81
3.4 Метод оцінки цілісності супутникової системи посадки.....	87
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3	94

РОЗДІЛ 4 АПАРАТНО ПРОГРАМНИЙ КОМПЛЕКС ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМ ПОСАДКИ	98
4.1 Апаратне забезпечення в складі апаратно-програмного комплексу.....	98
4.2 Програмне забезпечення для отримання навігаційних параметрів в складі апаратно-програмного комплексу	101
4.3 Програмне забезпечення для отримання еталонних координат	102
4.4 Програмне забезпечення для отримання еталонних координат в складі апаратно-програмного комплексу	104
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4	114
РОЗДІЛ 5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ.....	116
5.1 Проведення випробувань апаратно програмного комплексу в експериментальних умовах	116
5.2 Оцінка вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані 118	
5.3 Оцінка точності навігаційного рішення	134
5.4 Оцінка цілісності	142
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 5	162
ВИСНОВКИ.....	165
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	167
ДОДАТОК А Список публікацій здобувача	180
ДОДАТОК Б Акти про реалізацію результатів наукових досліджень	184
ДОДАТОК В Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір	186

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

ABAS	Aircraft-based augmentation system (Система функціонального доповнення бортового базування)
APV	Approach procedure with vertical guidance (Процедура заходу на посадку з вертикальним скеровуванням)
DH	Decision height (Висота прийняття рішення)
DME	Distance measurement equipment (Далекомірне обладнання)
ECEF	Earth centered Earth fixed (Геоцентрична зв'язана Декартова система координат)
EGNOS	European geostationary navigation overlay service (Європейська геостационарна служба навігаційного покриття)
ENU	East north up (Топоцентрична Декартова система координат схід, північ, зенит)
FAS	Final approach segment (Фінальний сегмент заходу на посадку)
FASLAL	Final approach segment lateral alert limit (боковий ліміт спрацювання сигналізації фінального заходу на посадку)
FASVAL	Final approach segment vertical alert limit (вертикальний ліміт спрацювання сигналізації фінального заходу на посадку)
FPAP	Flight path alignment point (Точка виставлення напряму траєкторії польоту)
GAD	Ground accuracy designator (Визначник точності наземного обладнання)
GBAS	Ground-based augmentation system (Система функціонального доповнення наземного базування)
GCID	GBAS continuity integrity designator (Показник цілісності і неперервності GBAS)
GEO	Geostationary Earth orbit (Геостационарна орбіта Землі)
GLS	GBAS landing system (Супутникова система посадки)
GNSS	Global navigation satellite system (Глобальна навігаційна супутникова система)

GPA	Glide path angle (Кут гліссади)
GPIP	Glide path intercept point (Точка захоплення гліссади)
GPS	Global positioning system (Глобальна система позиціонування)
GRAS	Ground-based regional augmentation system (Регіональна система функціонального доповнення наземного базування)
ICAO	International civil aviation organization (Міжнародна асоціація цивільної авіації)
ILS	Instrumental landing system (Інструментальна система посадки)
ISCO	Innermost stable circular orbit (Геосинхронна кругова орбіта)
LAL	Lateral alert limit (Боковий ліміт спрацювання сигналізації)
LNSE	Lateral navigation system error (Бокова похибка навігаційної системи)
LPL	Lateral protection level (Боковий рівень захисту)
LTP/FTP	Landing threshold point/fictitious threshold point (Точка перетину порогу ЗПС / Точка фіктивного порогу)
MEO	Medium Earth orbit (Середня орбіта Землі)
MLS	Microwave landing system (Мікрохвильова система посадки)
MOPS	Minimum operational performance standard (Стандарт мінімальних робочих характеристик)
MSAS	Multi-functional satellite augmentation system (Багатофункціональна система функціонального доповнення космічного базування)
NDB	Non directional beacon (не направлений радіомаяк)
PBN	Performance based navigation (Навігація основана на характеристиках)
PDOP	Position dilution of precision (Позиційний фактор погіршення точності)
PPP	Precise point position (Точне позиціонування точки)
RAIM	Receiver autonomous integrity monitoring (Автономний моніторинг цілісності приймача)
RHCP	Right hand circularly polarization (Права кругова поляризація)

RTCA	Radio technical commission for aeronautics (Радіотехнічна комісія для авіації)
RVR	Runway visual range (Дальність видимості по ЗПС)
SBAS	Space-based augmentation system (Система функціонального доповнення космічного базування)
TCH	Threshold crossing height (Висота перетину порогу ЗПС)
TCP	Threshold crossing point (Точка перетину порогу ЗПС)
VAL	Vertical alert limit (Вертикальний ліміт спрацювання сигналізації)
VHF	Very high frequency (Надвисока частота)
VNSE	Vertical navigation system error (Вертикальна похибка навігаційної системи)
VOR	Very high frequency omni directional range (Надвисокочастотний всенаправлений радіомаяк)
VPL	Vertical protection level (Вертикальний рівень захисту)
WAAS	Wide area augmentation system (Широкозонна система функціонального доповнення)
ГЛОНАСС	Глобальная навигационная спутниковая система (Глобальна навігаційна супутникова система)
ЗПС	Злітно посадкова смуга
ППМ	Проміжний пункт маршруту
ПС	Повітряне судно
СДКМ	Система дифференциальной коррекции и мониторинга (Система диференційної корекції і моніторингу)

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. Межу XX/XXI століть на повній підставі можна вважати початком епохи впровадження застосування технологій супутникової радіонавігації в усе більшу кількість сфер людської діяльності. Глобальні навігаційні супутникові системи (GNSS) отримали безпрецедентне розповсюдження в усіх областях господарства де вимагається визначення позиції, лінійної швидкості і часу.

Особлива роль приділяється GNSS в навігації, управлінні і диспетчерському контролі повітряних, морських і наземних транспортних засобів, оскільки в даних сферах GNSS перетворилися в найбільші системи масового обслуговування, що значною мірою стосуються забезпечення безпеки екіпажів і пасажирів.

В Міжнародній організації цивільної авіації (ICAO) питання використання, розповсюдження і впровадження технологій супутникової радіонавігації обговорюються і документуються більше трьох десятиліть [1, 2]. В документах і стратегії ICAO системи супутникової радіонавігації в перспективі розглядаються, як основний засіб радіонавігації на всіх стадіях польоту, зокрема для здійснення заходів на посадку і посадок повітряних суден.

В «Національній транспортній стратегії України на період до 2030 року» [3] підкреслюються пріоритетні напрями:

- використання високотехнологічних та ергономічних транспортних засобів, принципів мультимодальності, супутникової навігації, інтелектуальних транспортних систем, інформаційних технологій, електронного документообігу;
- створення сучасної інфраструктури зв'язку, навігації та спостереження України для організації повітряного руху з урахуванням завдань України як члена Євроконтролю;

В провідному авіаційному підприємстві України «Украерорух» [4] зазначається, що розвиток навігаційної інфраструктури для забезпечення навігації, заснованої на характеристиках (PBN), в Україні базується на таких принципах:

- визнання глобальних навігаційних супутникових систем GNSS як основного засобу навігації на рівні авіаційної влади та створення системи моніторингу сигналів GNSS для цілей, описаних в ICAO Doc 9849;
- використання кількох супутникових сузір'їв GNSS;
- використання наземної навігаційної інфраструктури в якості резерву на випадок відмови систем GNSS;
- використання функціональних доповнень глобальних навігаційних супутникових систем GNSS, зокрема, розширення офіційного покриття системи EGNOS на територію України.

Супутникова радіонавігація без застосування системи наземного і космічного доповнень використовується на маршруті з використанням наразі навігаційних супутників GPS і ГЛОНАСС і їх комбінацій. Практично всі повітряні судна оснащені сертифікованими приймачами супутникової навігації. Перспективним застосуванням GNSS також являється їх застосування при маневруванні в зоні аеродрому, автоматичному заході на посадку і посадці.

В глобальному аеронавігаційному плані ICAO [1] зазначено, що впровадження супутникових систем посадки GLS дозволить отримати наступні потенційні вигоди:

- збільшення доступності аеропортів за рахунок підвищення їх категорійності;
- збільшення місткості аеропортів, оскільки GLS не потребує визначення і контролю чутливих і критичних зон, на відміну від ILS;
- економія коштів за рахунок зменшення кількості відходів на наступне коло;
- зменшення негативного впливу на середовище в наслідок зменшення кількості використаного пального;
- збільшення безпеки польоту за рахунок більш стійких шляхів заходу на посадку.

Проте, в наслідок спотворень радіосигналів при проходженні через атмосферу, неточності годинників навігаційних супутників і приймача, похибок ефемерид навігаційних супутників, багатопроменевості, та ін. точність, що вимагається користувачами не забезпечується. Окрім того, держави які застосовують супутникову навігацію на власній території несуть відповідальність за якість

сигналів супутникової навігації [2]. Вирішення задачі забезпечення посадки повітряного судна за сигналами GNSS досягається з використанням диференційного режиму [5] в зоні аеродрому (область радіусом 30-40 км). Для реалізації диференційного режиму в зоні аеродрому встановлюється станція, котра приймає сигнали навігаційних супутників, продукує диференційні корекції, оцінює точність, цілісність, доступність супутникової навігаційної системи і отримані дані по радіоканалу передає в бортовий навігаційний приймач повітряного судна. В приймачі повітряного судна, з урахуванням отриманих даних, обраховуються необхідні характеристики і оцінюється можливість виконання необхідної процедури заходу на посадку чи посадки.

В рекомендаціях ICAO [2] і Радіотехнічної комісії для авіації (RTCA) [6] увага сконцентрована на системах посадки що відповідають концепції GBAS, і працюють по сигналам супутникових навігаційних систем GPS і ГЛОНАСС, оскільки наразі вони введені в експлуатацію в повній мірі. При чому передбачається як окреме так і сумісне використання даних систем. Варто підкреслити, що при сумісному використанні двох систем має місце ефект синергії. Доступний математичний апарат і моделі для опису процесів відповідно до концепції GBAS передбачають використання двох систем.

На даний час космічний сегмент GNSS складається з навігаційних супутників систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou, та супутників космічних функціональних доповнень розташованих в різних регіонах світу WAAS, EGNOS, СДКМ, QZSS, IRNSS, що разом складають більше 120 одиниць і об'єднаний терміном multi-GNSS [7], [8].

Використання для посадки повітряних суден сигналів кількох супутникових систем має суттєві переваги при виникненні непрогнозованих ситуацій, а саме: відмова будь-якої супутникової системи частково, чи повністю, навмисне втручання в супутникові сигнали, багатопроменевість. При використанні сигналів чотирьох супутникових систем (GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou) можливі наступні комбінації: 4 варіанти при використанні однієї системи, 6 комбінацій при використанні двох систем, 4 варіанти при використанні трьох систем, 1 варіант при

використанні чотирьох систем, разом 15 можливих комбінацій. При виборі будь-якого варіанту в режимі реального часу конфігурується лише програмне забезпечення.

Питаннями методів, моделей, процедур, правил і алгоритмів математичного і програмного забезпечення займаються наукові школи Stanford University (США), University of Calgary (Канада), University of Nottingham (Великобританія), Delft University of Technology (Нідерланди), Royal Melbourne Institute of Technology University (Австралія), Московского авиационный университет (Росія), Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» (Росія), Харківський Національний університет радіоелектроніки (Україна) та багато інших.

Таким чином, існує **актуальна науково-технічна задача** розробки методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем, що має важливе значення для підвищення безпеки польотів.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Робота виконана в науково-навчальному центрі «Аерокосмічний центр» та кафедрі аеронавігаційних систем факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікацій Національного авіаційного університету.

Дослідження, що представлено в дисертаційній роботі пов'язано з виконанням науково-дослідних робіт і міжнародних грантів в яких здобувач був виконавцем за напрямом: «Дослідження шляхів сертифікації системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України (СКНЗУ) щодо якості надання послуг та забезпечення безпеки їх використання споживачами сигналів глобальних навігаційних супутникових систем», шифр «Безпека» (№ держреєстрації 0107U006891); «Навігація» Створення та експлуатація системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України із застосуванням глобальних навігаційних супутникових систем. («Навігація-Сертифікат». Сертифікація системи). шифр «Навігація-Сертифікат» (№ держреєстрації 0108U008542); «Розробка та дослідження апаратно-програмних засобів споживача для обміну даними з центром обробки спостережень» (№ держреєстрації 0107U000153);

«Розроблення апаратно-програмних засобів інтегрованої інерційно-супутникової навігаційної системи для безпілотних літальних апаратів (БПЛА)» (№ держреєстрації 0111U000173); «Мультизадачний комплекс автоматичного управління на базі інтегрованої інерційно-супутникової системи для БПЛА» (№ держреєстрації 0115U002467); Грантова угода № 641517 Горизонт 2020 UKRAINE «Відтворення обізнаності та інновацій в Україні на основі ЄГНСС» (“UKraine Replication, Awareness and INnovation based on EGNSS”); Система моніторингу доступності радіонавігаційного поля при заходах на посадку літальних апаратів за сигналами GNSS (№ держреєстрації 0117U002371); «Розроблення інтегрованої системи наведення, навігації та управління польотом дрона» (№ держреєстрації 0119U100629).

Мета і завдання дослідження

Метою дисертаційної роботи є розробка і експериментальне дослідження нових і удосконалених методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами multi-GNSS, при виконанні операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні задачі:

1. Виконати аналітичний огляд науково-технічних публікацій і обґрунтувати критично важливі проблемні питання, що стосуються розвитку методів, процедур і правил диференційної навігації при виконанні операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.
2. Розробити нові і узагальнити існуючі математичні моделі компонентів для виконання операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії, що враховують спотворення сигналів кількох супутникових навігаційних систем в наслідок вкладу середовища розповсюдження сигналу, наземної і бортової підсистем системи посадки повітряних суден з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.

3. Розробити критично важливі методи для оцінки точності і цілісності, що дозволять характеризувати якість диференційного режиму з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou при проведенні кінематичних вимірювань.
4. Розробити і реалізувати прототип апаратно-програмного комплексу для дослідження методів, що використовуються для виконання операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.
5. Провести напівнатурні експериментальні дослідження і оцінити якість методів і моделей які використовуються для виконання операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.

Об'єктом дослідження є процес забезпечення навігації повітряного судна при здійсненні операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.

Предметом дослідження точність та цілісність супутникової системи диференційної навігації що використовує сигнали GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, при здійсненні операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.

Методи дослідження. Для вирішення поставлених у дисертації задач, а саме для розробки методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем, що має важливе значення для підвищення безпеки польотів, методи математичного аналізу, теорії супутникових радіонавігаційних систем, статистичної теорії оцінювання параметрів, векторної алгебри і матричних обчислень. Також використовувались методи математичного моделювання. Функціональність розроблених методів перевірялась в умовах напівнатурних експериментальних досліджень в кінематичному режимі.

Наукова новизна отриманих результатів. Здобувачем отримані наступні результати:

1. Вперше для multi-GNSS, розроблено метод оцінювання точності визначення координат повітряного судна з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, що дозволяє оцінити в кінематичному режимі точність навігаційної системи при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.
2. Вперше для multi-GNSS, розроблено метод оцінювання цілісності супутникової системи посадки повітряного судна з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, що дозволяє отримати відсоток хибної дієздатності та хибної недієздатності супутникової системи посадки для різних комбінацій супутникових систем.
3. Удосконалено модель тропосферної затримки MOPS RTCA DO-229, додана можливість оцінки висоти тропосферної шкали і індексу тропосферної рефракції, що дозволяє використовувати дану модель для оцінювання залишкової тропосферної затримки після здійснення диференційної корекції псевдовідстані в супутниковій системі посадки.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Розроблена методика перетворення координат повітряного судна в локальну топоцентричну систему координат пов'язану з злітно-посадковою смугою XYV яка визначається за параметрами фінального сегменту заходу на посадку які наземна підсистема для здійснення посадки за приладами передає на борт повітряного судна.
2. Удосконалена модель тропосферної затримки MOPS RTCA DO-229 дозволяє оцінювати залишкову тропосферну затримку після здійснення диференційної корекції псевдовідстані за відсутності метеорологічних даних. На відміну від стандартної моделі область застосування удосконаленої моделі розширена до застосування в системі посадки за приладами яка відповідає концепції GBAS.

3. Розроблений апаратно-програмний комплекс що реалізує створені методи і моделі і дозволяє в умовах напівнатурного моделювання досліджувати точність та цілісність навігаційного рішення при здійсненні посадки за приладами з використанням спільної обробки сигналів кількох супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou.
4. Розроблене програмне забезпечення апаратно програмного комплексу частково може бути використано в якості прототипу для створення системи посадки за приладами з використанням спільної обробки сигналів кількох супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou.
5. Експериментально досліджено точність визначення координат повітряного судна при здійсненні посадки за приладами з використанням спільної обробки сигналів кількох супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, для різних комбінацій супутникових систем.
6. Експериментально отримано відсоток хибної дієздатності та хибної недієздатності супутникової системи посадки за приладами з використанням спільної обробки сигналів кількох супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou для різних комбінацій супутникових систем.

Результати досліджень впроваджено в розробках: Державного підприємства «Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління», Державного підприємства Науково-дослідний інститут «Квант»

Особистий вклад здобувача. Основні результати дисертаційної роботи отримані автором як самостійно так і в співавторстві з іншими науковцями опубліковано в фахових виданнях. Зокрема, у роботі [96] автор досліджений метод отримання еталонних траєкторій при дослідженні систем супутникової радіонавігації. В роботах [88] і [89] автором поставлена задача контролю цілісності системи супутникової радіонавігації. В роботах [17] [69] [71] автором сформульована задача і проведені дослідження застосування високоточної супутникової навігації для посадки за приладами повітряних суден. В роботах [70] і [80] автором створено і експериментально досліджено метод визначення точності систем супутникової радіонавігації. В роботі [43] автором поставлена і виконана

задача створення моделі залишкової тропосферної похибки при диференційному режимі. В роботах [55] і [56] автором проведені дослідження компенсації похибок системи супутникової радіонавігації. В роботах [66] і [67] автором виконане експериментальне дослідження вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані. В роботі [25] автором розроблена методика перетворення координат повітряного судна в локальну топоцентричну систему координат пов'язану з злітно-посадковою смугою.

Апробація результатів дисертації. Матеріали дисертації та основні положення, отримані в роботі, представлялися та пройшли апробацію на 6 вітчизняних та міжнародних НТК: X Міжнародна науково-технічна конференція (ABIA-2011) НАУ, Київ; Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті (MINTT – 2013) ХДМА, Херсон; IEEE 4th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD 2017) NAU, Kyiv; IEEE 5th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC – 2018) NAU, Kyiv; IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD – 2019) NAU, Kyiv; IEEE Ukrainian Microwave Week (UkrMW – 2020) Karazin KNU, Kharkiv.

Публікації. За темою дисертації опубліковано 27 наукових праць, у тому числі 5 статей у фахових наукових виданнях України (1 з яких включено до міжнародної наукометричної бази Scopus), 2 статі в міжнародних фахових журналах за кордоном, (1 з яких включено до міжнародної наукометричної бази Scopus), 1 розділ монографії, 4 патенти на корисну модель, 1 авторське свідоцтво на твір, 6 робіт у збірниках матеріалів і праць міжнародних конференцій, 7 у звітах з науково-дослідних робіт та 1 звіт за міжнародною грантовою Угодою Горизонт 2020.

Сторінка автора в міжнародній наукометричній реферативній базі Scopus: 56471752200 містить 9 наукових праць (Цитування: 47; Індекс Хірша: 4).

Унікальний ідентифікатор науковця ORCID: 0000-0003-2741-5559.

Структура та обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається із вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаних джерел та 3-х додатків. Загальний обсяг дисертації складає 186 сторінок. Обсяг основної частини дисертації становить 148 сторінок. Робота містить 42 рисунки та 20 таблиць. Список використаних літературних джерел складається з 108 найменувань. Додатки розміщені на 7 сторінках.

РОЗДІЛ 1 СТРАТЕГІЯ СВІТОВОГО АВІАЦІЙНОГО СПІВТОВАРИСТВА В ГАЛУЗІ РАДІОНАВІГАЦІЇ І СИСТЕМ ПОСАДКИ

1.1 Перспективи розвитку авіаційних засобів радіонавігації

Авіаційний транспорт відіграє провідну роль у забезпеченні стійкості економічного та соціального розвитку. За даними Міжнародної організації цивільної авіації ICAO (International Civil Aviation Organization) [1] в даній галузі напряду чи опосередковано задіяні 58,1 мільйона працівників, щорічно перевозиться 3,3 мільярда пасажирів і вантажів на 6,4 трильйона доларів США. Як зазначає Eurocontrol в [9], постійне зростання авіаційного трафіку та потреба у забезпеченні більшої ефективності польотів вимагає оптимізації доступного повітряного простору. Дана задача у всьому світі вирішується за допомогою удосконалення управління повітряним рухом та використання технологічних досягнень в галузях зв'язку навігації і спостереження.

Ключовим елементом, який забезпечує ефективність і надійність експлуатації авіаційного транспорту є аеронавігаційне забезпечення, зокрема його радіонавігаційна складова. Використання методів зональної навігації на всіх етапах польоту дає прямий ефект на покращення оптимізації повітряного простору. Експлуатація можливостей бортової навігаційної системи збільшується за для максимізації ресурсів повітряного простору. З урахуванням цього як льотний екіпаж так і служба управління повітряним рухом повинні усвідомлювати можливості зональної навігаційної системи та бути переконаними в тому, що ці можливості відповідають вимогам повітряного простору. Використання систем зональної навігації лежить в основі концепції навігації заснованої на характеристиках (Performers Based Navigation PBN) в якій представлені затверджені вимоги до використання систем зональної навігації в повітряному просторі.

Інфраструктура навігаційних засобів включає в себе всі засоби які дозволені концепцією PBN незалежно від того чи вони базуються на земній поверхні чи в космічному просторі. Далекомірні джерела передають навігаційну інформацію, яку отримує відповідний бортовий датчик, що забезпечує введення її в навігаційний

обчислювач. Таким чином забезпечується можливість керування повітряним судном по маршруту з необхідним рівнем точності. Засоби наземного базування дозволені концепцією включають в себе DME та обмежують використання VOR, і не включають NDB. Засоби космічного базування дозволені концепцією є синонімом Глобальної навігаційної супутникової системи (Global Navigation Satellite System GNSS). При цьому тільки GNSS має глобальне покриття, і здатна задовільнити всі вимоги до навігаційних систем. Наразі, GNSS має два сузір'я навігаційних супутників GPS (Global Positioning System) (Сполучені Штати Америки) та ГЛОНАСС (Російська Федерація), проте на фінальних стадіях розробки знаходяться перспективні сузір'я GALILEO (Європейський Союз) і BeiDou (Китайська Народна Республіка).

Подібні переваги GNSS дозволили European GNSS Agency в своїй доповіді [10] зробити прогноз про збільшення кількості встановлених GNSS пристроїв в авіаційній галузі до 2030 року. Даний прогноз представлений на рис. 1.1.

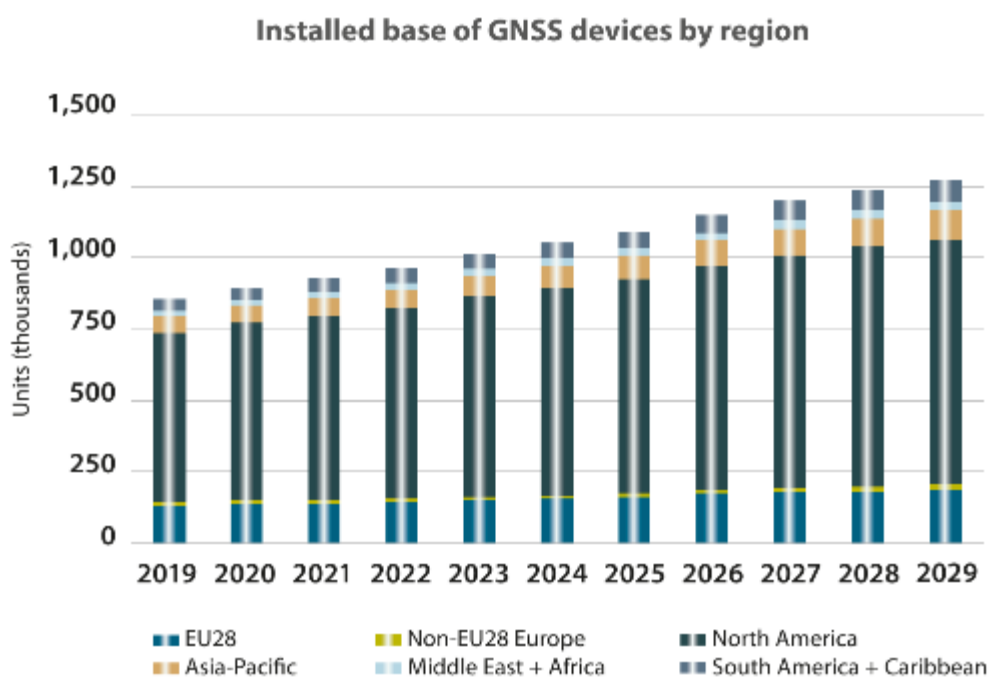


Рис. 1.1 – Прогноз кількості встановлених GNSS пристроїв

З даного прогнозу слідує, що за десять років кількість встановлених GNSS пристроїв в авіаційній галузі зросте до більш ніж мільйона одиниць, при чому найбільше зростання кількості буде відбуватися в Північній Америці.

В доповіді [10] зазначено, що Європейським союзом планується до 2030 р. здійснити повне впровадження PBN операцій. Відповідно буде проведена оптимізація навігаційних засобів.

Окремо варто відзначити розробку супутникових систем посадки (GBAS Landing System, GLS). Відповідно до [1] такі системи першої категорії посадки є наявними в деяких аеропортах в багатьох країнах. Вимоги до супутникових систем посадки другої і третьої категорій наразі проходять перевірку, а зразки знаходяться в розробці, зокрема в Європейському союзі [10]. В [1] зазначено, що впровадження GLS дозволить отримати наступні потенційні вигоди:

1. Збільшення доступності аеропортів за рахунок підвищення їх категорійності.
2. Збільшення місткості аеропортів, оскільки GLS не потребує визначення і контролю чутливих і критичних зон, на відміну від ILS.
3. Економія коштів за рахунок зменшення кількості відходів на наступне коло.
4. Зменшення негативного впливу на середовище в наслідок зменшення кількості використаного пального.
5. Збільшення безпеки польоту за рахунок більш стійких шляхів заходу на посадку.

1.2 Класифікація заходів на посадку повітряних суден

Заходи на посадку та посадки за приладами класифікуються наступним чином [11]:

Неточні заходи на посадку та посадки. Захід на посадку і посадку за приладами з використання бокового скеровування, але без використання вертикального скеровування.

Заходи на посадку та посадки з вертикальним скеровуванням. Захід на посадку і посадка за приладами з використанням бокового та вертикального скеровування, які проте не відповідають вимогам, що встановлені для точних заходів на посадку і посадок.

Точні заходи на посадку та посадки. Захід на посадку і посадка за приладами з використанням точного бокового і вертикального скеровування при мінімумах, що визначаються категорією заходу на посадку і посадки.

При цьому бокове та вертикальне скеровування може забезпечуватись за допомогою або наземного навігаційного засобу, або навігаційних даних сформованих комп'ютером.

Залежно від якості системи посадки їй присвоюється категорія (CAT). Категорія залежить від висоти прийняття рішення (decision height, DH) та дальності видимості на ЗПС (runway visual range, RVR). Висота прийняття рішення - це така висота відносно порогу перевищення ЗПС, на якій має бути розпочатий вихід на друге коло у випадку, якщо не встановлений необхідний візуальний контакт з орієнтирами для продовження заходу на посадку. Необхідний візуальний контакт означає видимість частини візуальних засобів або зони заходу на посадку протягом часу, який достатній для оцінки пілотом місцезнаходження повітряного судна та швидкості його зміни по відношенню до номінальної траєкторії польоту. Дальність видимості на ЗПС - це відстань, в межах якої пілот повітряного судна, що знаходиться на осевій лінії ЗПС, може бачити маркувальні знаки на поверхні ЗПС або вогні, що обмежують ЗПС чи позначають її осеву лінію. Визначено I, II та III категорії, при цьому категорія III ще ділиться на під категорії A, B і C. Чим краща якість системи посадки тим вища категорія. Розглянемо категорії більш детально:

Категорія I (CAT I) забезпечує точний захід на посаду та посадку за приладами з висотою прийняття рішення не менш ніж 60 м. (200 фут) та або при видимості не менш 800 м, або при дальності видимості на ЗПС не менш 550 м.

Категорія II (CAT II) забезпечує точний захід на посаду та посадку за приладами з висотою прийняття рішення менш ніж 60 м. (200 фут), але не менше 30 м (100 фут) та при дальності видимості на ЗПС не менш 550 м.

Категорія IIIA (CAT IIIA) забезпечує точний захід на посаду та посадку за приладами з висотою прийняття рішення менш 30 м (100 фут) чи без обмеження по висоті прийняття рішення і при дальності видимості на ЗПС не менш 200 м.

Категорія IIIB (CAT IIIB) забезпечує точний захід на посаду та посадку за приладами з висотою прийняття рішення менш 15 м (50 фут) чи без обмеження по висоті прийняття рішення і при дальності видимості на ЗПС менш 200 м, але не менш 50 м.

Категорія ІІС (CAT ІІС) забезпечує точний захід на посадку та посадку за приладами без обмежень по висоті прийняття рішення і дальності видимості на ЗПС.

Якщо висота прийняття рішення і дальність видимості на ЗПС підпадають під різні категорії, то захід на посадку і посадка за приладами будуть виконуватися у відповідності до вимог самої жорсткої категорії.

1.3 Аналітичний огляд систем категорійної посадки повітряних суден

Посадка є однією з найбільш критичних фаз польоту тому інтенсивно проводяться дослідження автоматичних систем посадки як для пілотованої так і для безпілотної авіації. Різні варіанти даних систем представлені в роботах [12], [13], [14], [15], [16] та [17].

Стандартними не візуальними засобами забезпечення точних заходів на посадку являються [2]:

- Система посадки за приладами ILS (Instrumental Landing System);
- Мікрохвильова система посадки MLS (Microwave Landing System);
- Глобальна навігаційна супутникова систем GNSS (Global Navigation Satellite System).

Система посадки за приладами ILS [2] складається з наступних основних компонентів:

- курсового VHF – радіомаяка, пов'язаної з ним системи контролю та обладнання дистанційного управління;
- глісадного VHF – радіомаяка, пов'язаної з ним системи контролю та обладнання дистанційного управління;
- маркерних VHF – радіомаяків пов'язаної з ними системи контролю та обладнання дистанційного управління.

Курсовий радіомаяк забезпечує інформацію про горизонтальне положення ПС відносно лінії заходу на посадку (тобто забезпечує скеровування по курсу). Курсовий радіомаяк створює в просторі таку картину електромагнітного поля яка забезпечує виникнення сигналів на борту ПС коли воно зміщується з вертикальної площини, яка містить центральну лінію злітно посадкової смуги [18]. Курсовий

радіомаяк випромінює горизонтально поляризований сигнал в діапазоні 108 – 111,975 МГц. Зона дії курсового радіомаяка простягається від центру його антенної системи на наступні відстані:

- 46,3 км (25 м. миль) в межах ± 100 від лінії курсу;
- 31,5 км (17 м. миль) в межах 10-350 від лінії курсу;
- 18,5 км (10 м. миль) за межами ± 350 , якщо забезпечується відповідний огляд.

Сигнали курсового радіомаяка приймаються на вказаних вище відстанях на висоті 600 м. (2000 фут.) над злітно посадковою смугою. Антенна система курсового радіомаяка встановлюється на продовженні осевої лінії злітно-посадкової смуги біля її кінця що протилежний порогу.

Глісадний радіомаяк забезпечує інформацію про вертикальне положення ПС відносно лінії заходу на посадку. (тобто забезпечує вертикальне скеровування). Глісадний радіомаяк створює складену діаграму поля несучої частоти, що модульована по амплітуді сигналами тональних частот 90 і 150 Гц. Дана діаграма служить для забезпечення прямолінійної траєкторії зниження в вертикальній площині, яка містить осеву лінію ЗПС. нижче якої переважає модуляція сигналом тональної частоти 150 Гц, і вище якої переважає модуляція сигналом тональної частоти 90 Гц. Глісадний радіомаяк випромінює горизонтально поляризований сигнал в діапазоні 328,6 – 335,4 МГц. які забезпечують задовільну роботу типового бортового обладнання в горизонтальному секторі з кутами 80 по обом сторонам від осевої лінії глісади на відстані не менш ніж 18,5 км (10 м. миль) та в вертикальному секторі з верхньою границею під кутом 1,75 від кута глісади і нижньою границею під кутом 0,45 від кута глісади над горизонталлю. Розташований глісадний радіомаяк збоку від точки приземлення на ЗПС.

Маркерні радіомаяки забезпечують інформацію про заздалегідь визначену відстань до порогу ЗПС. Для маркерного радіомаяка характерна вузька діаграма направленості розташована уперек до напрямку підльоту. Маркерний радіомаяк випромінює горизонтально поляризований сигнал на частоті 75 МГц. Система маркерних радіомаяків налаштовується таким чином, щоб забезпечити зону дії на наступних відстанях, що вимірюються по глісаді та лінії курсу:

- внутрішній радіомаркер: 150 м. ± 50 м. (500 фут. ± 160 фут);
- середній радіомаркер: 300 м ± 100 м. (1000 фут. ± 325 фут);
- зовнішній радіомаркер: 600 м. ± 200 м. (2000 фут. ± 650 фут).

В залежності від положення маркерного радіомаяка амплітуда його сигналу модулюється наступним чином:

- внутрішній радіомаркер: безперервна передача шести точок в секунду;
- середній радіомаркер: безперервна серія точок і тире що чергуються, при чому точки передаються з швидкістю шість точок в секунду, а тире – з швидкістю два тире в секунду;
- зовнішній радіомаркер: безперервна передача два тире в секунду.

Мікрохвильова система посадки (MLS) [2] забезпечує інформацію про азимут, кут місця й відстань. Для вимірювання азимуту та кута місця використовуються передавачі розташовані приблизно в тих же місцях що і в системі посадки ILS. На частоті 5,03 і 5,09 ГГц передається вузький промінь який охоплює зону покриття з постійною швидкістю сканування. При цьому центральне положення променю збігається з лінією заходу на посадку. Приймач на літаку вимірює часовий інтервал між проходами «туди» і «назад». Скерування визначається за виразом:

$$\theta = (T_0 - t) \frac{V}{2},$$

де: θ – скерування по азимуту чи куту місця в градусах;

t – часовий інтервал між проходами «туди» і «назад» в мікросекундах;

T_0 – часовий інтервал між проходами «туди» і «назад» в мікросекундах що відповідає 0° ;

V – стала перерахунку швидкості сканування в градусах на мікросекунду.

Для визначення відстані використовується апаратура DME. Зона дії в горизонтальній площині являє собою сектор 80° (як правило $\pm 40^\circ$ відносно лінії візування антени), котрий починається від фазового центру антени азимуту заходу на посадку. В подовжньому напрямі зона дії складає від антени азимуту заходу на посадку до точки віддаленої на 41,7 км (22,5 м. миль). В вертикальній площині зона дії пролягає між нижньою конічною поверхнею, що починається від фазового центру антени азимуту заходу на посадку і простягається вгору до досягнення

висоти на меді зони дії в подовжньому напрямі 600 м. (2000 фут) над горизонтальною площиною, що проходить через фазовий центр антени та нижньою конічною поверхнею, що починається від фазового центру антени азимуту заходу на посадку, що має кут нахилу 150 відносно горизонталі і простягається вгору до висоти 6000 м. (20000 фут).

1.4 Глобальна навігаційна супутникова система

Глобальна навігаційна супутникова система (GNSS) [2] – це система визначення місцезнаходження і часу, котра включає одне чи кілька сузір'їв супутників, бортові приймачі, космічні і наземні функціональні доповнення, підсистеми контролю точності, цілісності, доступності, неперервності обслуговування, необхідні для підтримки необхідних навігаційних характеристик при виконанні операцій на маршруті, в зоні аеропорту при заході на посадку, під час посадки і злету.

Функцією даної системи являється забезпечення місцезнаходження і часу на повітряному судні. Навігаційне обслуговування GNSS забезпечується за допомогою різноманітних комбінацій елементів системи, які встановлюються на землі, на супутниках та на борту повітряного судна.

Глобальна навігаційна супутникова система стрімко розвивається і є самою перспективною для виконання функцій навігації. Згідно концепції ICAO та зі згоди урядів США та Російської Федерації сигнали систем GPS і ГЛОНАСС на безкоштовній основі можуть використовуватися всіма країнами. Проте держави, що використовують сигнали GNSS на власній території, несуть відповідальність за якість надання послуг споживачам, зокрема по точності, цілісності, доступності і неперервності обслуговування. Враховуючи перспективність використання технології GNSS вирішується науково-технічна задача розробки методів диференційної навігації повітряних суден по сигналам multi-GNSS, що має важливе значення для підвищення безпеки польотів.

Навігаційне обслуговування GNSS забезпечується за допомогою різноманітних комбінацій елементів системи, які встановлюються на землі, на супутниках та на борту повітряного судна, а саме:

- Сузір'я супутників систем супутникової навігації;
- Бортовий GNSS приймач;
- Бортова система функціонального доповнення ABAS (Aircraft-based augmentation system);
- Космічна система функціонального доповнення SBAS (Space-based augmentation system) з підсистемами контролю точності, цілісності, доступності і неперервності обслуговування.
- Наземна система функціонального доповнення GBAS (Ground-based augmentation system), з підсистемами контролю точності, цілісності, доступності і неперервності обслуговування.

Відповідно до, [19] наразі два сузір'я супутників систем супутникової навігації включені в стандарти і рекомендовану практику ICAO. Це GPS власник Сполучені Штати Америки та ГЛОНАСС власник Російська Федерація. В перспективі до них планується додати сузір'я навігаційних супутникових систем GALILEO власник Європейський Союз та BeiDou власник Китайська Народна Республіка, які зараз знаходяться на фінальній стадії розробки і частково введені в експлуатацію.

В інтерфейсно-контрольному документі [20] вказано, що сузір'я GPS складається з 24-х слотів, і кожен слот містить як мінімум один діючий навігаційний супутник. Слоти знаходяться в шести орбітальних площинах з чотирма супутниками в кожній. Ці слоти зайняті основними супутниками. Шість з двадцяти чотирьох слотів є розширюваними. Розширювані слоти діляться на два комплекти. Один комплект охоплює орбітальні площини A/C/E, а інший B/D/F. Будь-яка комбінація розширюваних слотів (включаючи всі слоти, або жодного) може бути розширена в будь-який момент.

Всі супутники передають сигнали L1 з правою круговою поляризацією (Right Hand circularly polarization, RHCP) на частоті 1575,42 МГц. Сигнали передаються з потужністю достатньою для забезпечення рівня потужності прийнятого сигналу - 158,5 дБ/Вт. Несуча частота L1 складається з двох компонент, фази яких в квадратурному зв'язку між собою. Кожен супутник передає унікальну псевдо випадкову послідовність довжиною 1023 біта що передається за 1 мс. і є

необхідною для ідентифікації навігаційного супутника і передачі інформації яка необхідна для визначення:

- Часу передачі сигналу супутником;
- Позиції супутника;
- Статусу сигналу;
- Корекції шкали годинника супутника;
- Корекції моделі іоносфери;
- Статус навігаційного сузір'я.

В інтерфейсно-контрольному документі [21] вказано, що сузір'я ГЛОНАСС складається з 24-х супутників в трьох орбітальних площинах по 8 супутників в кожній. Супутники знаходяться на кругових орбітах висотою 19100 км. і з кутом нахилу 64,8°. Кожен супутник робить повний оберт приблизно за 11 годин 15 хвилин.

Всі супутники передають сигнали L1 з правою круговою поляризацією (RHCP) на частоті яка визначається за виразом

$$f_k = f_0 + k \cdot \Delta f,$$

де: k – номер частотного каналу кожного супутника;

$$f_0 = 1602 \text{ МГц};$$

$$\Delta f = 562,5 \text{ кГц}.$$

Сигнали передаються з потужністю достатньою для забезпечення рівня потужності прийнятого сигналу -161 дБ/Вт. Кожен супутник передає псевдо випадкову послідовність з періодом 1 мс і швидкістю передачі даних 511 кб/с. Цифрові дані передаються з швидкістю 50 біт за секунду. Ці дані містять термінову і не термінову інформацію. Термінова інформація включає:

- Перераховування часових позначок супутника;
- Різницю між бортовим часом супутника і системним часом ГЛОНАСС;
- Відносна різниця між несучою частотою супутника і її номінальним значенням;
- Ефемеридні та інші параметри супутників.

Не термінова інформація включає:

- Дані про статус всіх супутників сузір'я;

- Грубі поправки між бортовим часом супутника і системним часом ГЛОНАСС;
- Параметри орбіт для всіх супутників сузір'я;

В інтерфейсно-контрольному документі [22] вказано, що сузір'я GALILEO (Європейська глобальна навігаційна супутникова система), що забезпечує високоточне і глобальне обслуговування позиціонування під цивільним контролем. Ця система сумісна з GPS та ГЛОНАСС, двома іншими глобальними супутниковими навігаційними системами. Повністю розгорнута система GALILEO складається з 24 оперативних супутників і до 6 активних запасних супутників, розташованих у трьох кругових геоцентричних орбітах Землі. Кожна орбіта має номінальну висоту 29 600 км від центру Землі, а нахил 56 градусів до екваторіальної площини. Європейська система призначена для вирішення навігаційних завдань для будь-яких рухомих об'єктів з точністю менше одного метра. Крім країн європейського співтовариства, досягнуті домовленості на участь у проекті з державами — Китай, Ізраїль, Південна Корея й Україна. Крім того, ведуться переговори з представниками Аргентини, Австралії, Бразилії, Чилі, Індії, Малайзії.

GALILEO забезпечує такими сервісами:

- Комерційна служба (Commercial Service) – буде надаватися за окрему плату абонентам, яким буде необхідна висока точність позиціонування за допомогою двох додаткових сигналів.
- Пошуково-рятувальна служба (Search and Rescue) – для отримання сигналів про допомогу, з можливістю отримання відповіді від центра з порятунку.
- Служба підвищеної надійності (Safety-of-Life Service) – буде використовуватись у сфері авіації та судової навігації.
- Відкрита спільна служба (Open Service) – безкоштовний сигнал, з точністю систем які зараз існують
- Урядова служба (Public Regulated Service) – буде використовуватись спецслужбами та сигнал буде закодованим

В інтерфейсно-контрольному документі [23] вказано, навігаційна система BeiDou створена Китаєм супутникова система навігації, яка розвивається на

сьогоднішній день і планується що буде складатися з 5 супутників (GEO) на геостационарній орбіті, 3 супутників (IGSO) на геосинхронній орбіті та 27 супутників (MEO) на середній навколоземній орбіті.

Супутники GEO працюють на орбіті з висотою 35 786 км і розміщуються на 58,75 ° E, 80 ° E, 110,5 ° E, 140 ° E та 160 ° E відповідно.

Супутники IGSO працюють на орбіті з висотою 35 786 км і схильністю 55 ° до екваторіальної площини.

Різниця фаз прямих підйомів висхідних вузлів цих орбітальних площин складає 120 °. Треки супутників для трьох з цих супутників IGSO збігаються, в той час як довгота точки перетину становить 118 ° E. Треки супутників для двох інших супутників IGSO співпадають, а довгота точки перетину становить 95 ° E.

Супутники MEO працюють на орбіті з висотою 21 528 кілометрів та схильністю 55 ° до екваторіальної площини. Період супутникової рекурсії становить 13 обертів протягом 7 днів.

Фаза вибирається з сузір'я Walker24/3/1, а прямиий підйом висхідного вузла супутників у першій площині орбіти становить 0°. Поточні 4 супутники MEO знаходяться на 7-му і 8-му фазах першої орбітальної площини, а на третьому та четвертому етапах другої орбітальної площини

Спочатку система BeiDou була регіональною але у подальшому планується що система буде контактувати з іншими системами, такими як GALILEO, GPS, ГЛОНАСС. Та поки ведуться переговори по врегулюванню цього питання, система працює в діапазоні частот сигналу B1 1559,052–1591,788МГц.

Бортова система функціонального доповнення ABAS призначена для об'єднання всієї інформації GNSS та інших навігаційних датчиків на борту повітряних суден. Основне призначення бортової системи функціонального доповнення – це нагляд за цілісністю бортових навігаційних датчиків. В даній системі використовується алгоритм RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) в якому зведені разом всі методики для нагляду за цілісністю навігаційної системи безпосередньо на борту повітряного судна без від зовнішньої

інформації щодо цілісності. Реалізувати RAIM можна лише на основі надлишкової інформації.

На даний момент впроваджуються чотири супутникові системи функціонального доповнення SBAS, а саме система функціонального доповнення з широкою зоною дії WAAS (Wide Area Augmentation System) в Північноамериканському регіоні, супутникова система функціонального доповнення MSAS (Multi-functional Satellite Augmentation System) в Тихоокеанському регіоні, Європейська система EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service), Російська система СДКМ (Система Дифференціальной Коррекції и Мониторинга) . Ці системи пропонують потрібну за характером послугу:

1. Вимірювання віддалей до геостаціонарних супутників. Такий супутник транслює сигнали на частоті L1, що дає користувачеві можливість вимірювати кодові псевдовідстані до геостаціонарних супутників.
2. Канал контролю цілісності для GNSS. Інформація про цілісність космічного сегменту GNSS та геостаціонарних супутників визначається за допомогою наземної мережі керування і поширюється через геостаціонарні супутники.
3. Широкозональна диференційна GNSS. Супутникові системи функціонального доповнення пропонують диференційні корекції до GNSS згідно з концепцією широкозональних диференційних служб.

Структура сигналу геостаціонарного супутника побудована на основі C/A-коду. При цьому використовуються псевдовипадкові шуми, відмінні від тих, що зарезервовані для космічного сегменту GNSS, код даних зі швидкістю передачі даних 250 біт/с.

Користувач застосовує корекції широкозональної диференційної системи GNSS таким чином: тривимірні вектори орбітальної корекції додаються до положень супутників, отриманих із трансльованих ефемерид (без просторової декореляції); поправки ходу годинника використовуються для корекції псевдовідстаней, і вплив іоносферної рефракції виправляється залежно від

приблизного положення користувача та індивідуальних положень супутників, використовуючи дані іоносферних вузлових точок.

1.5 Рекомендації провідних авіаційних організацій до вимог точності цілісності та неперервності супутникової системи посадки

Супутникова система посадки, або GBAS складається з наземних і бортових елементів. Одна наземна підсистема може підтримувати всі бортові підсистеми в межах своєї зони дії. Наземна підсистема за допомогою VHF - радіопередачі цифрових даних забезпечує бортову підсистему даними для заходу на посадку, поправками та інформацією про цілісність для видимих супутників GNSS.

В даний час визначені тільки вісім з 256 доступних типів повідомлень, які можуть передаватися системою GBAS. Потреби майбутнього будуть задоволені за рахунок тих типів повідомлень які залишились. Типи повідомлень, які можуть передаватися системою GBAS представлені в таблиці 1.1

Таблиця 1.1

Повідомлення, що передаються GBAS по VHF каналу

Ідентифікатор типу повідомлення	Зміст повідомлення
0	не зайнято
1	поправки до псевдовідстаней
2	інформація про GBAS
3	зарезервовано для наземних далекомірних джерел
4	інформація про кінцеву ділянку заходу на посадку (FAS)
5	прогнозована експлуатаційна готовність далекомірного джерела
6	зарезервовано
7	зарезервовано для національних використань
8	зарезервовано для перевірок і випробовувань
9 – 100	не зайнято
101	поправки до псевдовідстаней GRAS
102 – 255	не зайнято

Для класифікації супутникової системи посадки прийнято використовувати літерне позначення рівня послуг що надаються [6]. Дана класифікація розділяє шість рівнів (від А до F) якості. Кожен з цих рівнів являє собою певні значення параметрів точності цілісності та неперервності. Ці значення представлені в таблиці 1.2.

Рівні якості супутникової системи посадки

Рівень якості	Точність		Цілісність			Неперервність	
	Бокова точність 2σ	Вертикальна точність 2σ	Ризик втрати цілісності	Час до спрацювання сигналізації	LAL	VAL	Ризик втрати неперервності
A	16,0 м. (52 фут.)	20,0 м. (66 фут.)	$2 \cdot 10^{-7}$ за будь-які 150 сек.	10 сек.	40,0 м. (130 фут.)	50,0 м. (160 фут.)	$8 \cdot 10^{-6}$ за будь-які 15 сек.
B	16,0 м. (52 фут.)	8,0 м. (26 фут.)	$2 \cdot 10^{-7}$ за будь-які 150 сек.	6 сек.	40,0 м. (130 фут.)	20,0 м. (66 фут.)	$8 \cdot 10^{-6}$ за будь-які 15 сек.
C	16,0 м. (52 фут.)	4,0 м. (13 фут.)	$2 \cdot 10^{-7}$ за будь-які 150 сек.	6 сек.	40,0 м. (130 фут.)	10,0 м. (33 фут.)	$8 \cdot 10^{-6}$ за будь-які 15 сек.
D	5,0 м. (16 фут.)	2,9 м. (10 фут.)	10^{-9} за будь-які 15 сек по вертикалі та 30 сек. По горизонталі.	2 сек.	17,0 м. (56 фут.)	10,0 м. (33 фут.)	$8 \cdot 10^{-6}$ за будь-які 15 сек.
E	5,0 м. (16 фут.)	2,9 м. (10 фут.)	10^{-9} за будь-які 15 сек по вертикалі та 30 сек. По горизонталі.	2 сек.	17,0 м. (56 фут.)	10,0 м. (33 фут.)	$4 \cdot 10^{-6}$ за будь-які 15 сек.
F	5,0 м. (16 фут.)	2,9 м. (10 фут.)	10^{-9} за будь-які 15 сек по вертикалі та 30 сек. По горизонталі.	2 сек.	17,0 м. (56 фут.)	10,0 м. (33 фут.)	$4 \cdot 10^{-6}$ за будь-які 15 сек по вертикалі та 30 сек. По горизонталі.

Відповідність рівнів якості представленої літерної класифікації до класифікації посадок розглянутої в розділі 1.2 наступна. Рівням якості А та В відповідає неточна посадка з вертикальним скеровуванням APV-I та APV-2 відповідно. Рівню якості С відповідає точний захід на посадку та посадка за Категорією I (CAT I). Рівню якості D відповідає точний захід на посадку та посадка за Категорією IIIВ (CAT IIIВ) за умови використання додаткового бортового

навігаційного обладнання не пов'язаного з GNSS. Рівню якості E відповідає точний захід на посадку та посадка за Категорією II/IIIА (CAT II/IIIА). Рівню якості F відповідає точний захід на посадку та посадка за Категорією IIIВ (CAT IIIВ). Наземна підсистема GBAS визначає поточний статус системи і передає його на бортову підсистему в повідомленні типу 2 як показник неперервності/цілісності GBAS GCID (GBAS Continuity/Integrity Designator). Даний показник приймає значення представлені в таблиці 1.3

Таблиця 1.3

Показник неперервності/цілісності GBAS

GCID	Рівень якості який може надати наземна підсистема
0	зарезервовано
1	захід на посадку здійснюється за рівнями якості А, В, С
2	захід на посадку здійснюється за рівнями якості А, В, С, D
3	захід на посадку здійснюється за рівнями якості А, В, С, D, E
4	захід на посадку здійснюється за рівнями якості А, В, С, D, E, F
5	зарезервовано
6	зарезервовано
7	захід на посадку не здійснюється

Характеристики точності наземного обладнання яке використовується визначаються показником точності наземного обладнання GAD (Ground Accuracy Designator). Показник точності складається з літерного та цифрового значення. Літерне значення характеризує точність опорних навігаційних приймачів які використовуються в наземній підсистемі. І визначається в [б] наступним чином:

- А – визначає стандартно досягну точність яка досягається з використанням зазвичай наявних навігаційних приймачів та помірних технологій придушення багатопроменевості.
- В – визначає покращену точність яка досягається з використанням високоточних сучасних приймачів та кращих технологій придушення багатопроменевості.
- С – визначає точність що узгоджується з останніми науковими розробками в виробництві навігаційних приймачів та технологій придушення багатопроменевості.

Цифрове значення являє собою кількість опорних навігаційних приймачів, які використовуються в наземній підсистемі.

Для бортової підсистеми GBAS зазначені в таблиці 1.2 значення мінімально допустимої точності та порогу спрацювання сигналізації збільшують свої значення в залежності від відстані до ЗПС (по боку) та висоти до ЗПС (по вертикалі) відповідно до таблиць 1.4 та 1.5.

Таблиця 1.4

Мінімально допустима точність та поріг спрацювання сигналізації по боку

Рівень якості	Відстань до ЗПС D (м)	Точність 2σ по боку (м)	Поріг спрацювання сигналізації по боку (м)
A, B		16	FASLAL
C	$D \leq 873$	16	FASLAL
	$873 < D \leq 7500$	$0.00176 \cdot D(\text{м}) + 14.46$	$0.0044 \cdot D(\text{м}) + \text{FASLAL} - 3.85$
	$D > 7500$	27.7	FASLAL + 29.15
D, E, F	$D \leq 291$	5	FASLAL
	$291 < D \leq 873$	$0.0189 \cdot D(\text{м}) - 0.5$	$0.03952 \cdot D(\text{м}) + \text{FASLAL} - 11.5$
	$873 < D \leq 750$	$0.00176 \cdot D(\text{м}) + 14.46$	$0.0044 \cdot D(\text{м}) + \text{FASLAL} + 19.15$
	$D > 7500$	27.7	FASLAL + 52.15

Таблиця 1.5

Мінімально допустима точність та поріг спрацювання сигналізації по вертикалі

Рівень якості	Висота від ЗПС H (фут)	Точність 2σ по вертикалі (м)	Поріг спрацювання сигналізації по вертикалі (м)
A		20	FASVAL
B		8	FASVAL
C	$H \leq 200$	4.0	FASVAL
	$200 < H \leq 1340$	$0.0117 \cdot H(\text{фут}) + 1.66$	$0.02925 \cdot H(\text{фут}) + \text{FASVAL} - 5.85$
	$H > 1340$	17.3	FASVAL + 33.35
D, E,	$H \leq 100$	2.9	FASVAL
	$100 < H \leq 200$	$0.011 \cdot H(\text{фут}) + 1.8$	FASVAL
F	$200 < H \leq 1340$	$0.0117 \cdot H(\text{фут}) + 1.66$	$0.02925 \cdot H(\text{фут}) + \text{FASVAL} - 5.85$
	$H > 1340$	17.3	FASVAL + 33.35

Де FASLAL/FASVAL аббревіатура від англ. Final Approach Segment Lateral/Vertical Alert Limit тобто Поріг спрацювання сигналізації по боку/вертикалі

на фінальному проміжку заходу на посадку. Представлені в таблицях 1.4 і 1.5 значення D – горизонтальна відстань між точкою LTP/FTP та повітряним судном, та H – висота над точкою LTP/FTP і визначається як добуток відстані D і синуса кута глісади. Дані параметри передаються в повідомленні типу 4, і приймають значення представлені в таблиці 1.6 в залежності від показника неперервності/цілісності GBAS - GCID

Таблиця 1.6

Значення FASLAL та FASVAL

GCID	FASLAL	FASVAL
1	≤ 10 м	≤ 40 м
2, 3, 4	≤ 10 м	≤ 17 м

Характеристики точності бортового обладнання яке використовується визначаються показником точності бортового обладнання, що являє собою наступні літерні значення:

- А - визначає стандартно досягну точність яка досягається з використанням зазвичай наявних навігаційних приймачів, та моделлю багатопроменевості на борту повітряного судна представленою в [2]
- В – визначає точність що узгоджується з останніми науковими розробками в виробництві навігаційних приймачів та покращених моделей багатопроменевості на борту повітряного судна.

Принциповою особливістю GNSS є те, що далекомірні джерела (навігаційні супутники) знаходяться в постійному русі, їх сигнали проходять через атмосферу (іоносферу і тропосферу), а навігаційний приймач приймає сигнали з верхньої напівсфери з будь-якого напрямку. В будь-який момент часу параметри точності, цілісності і неперервності мають певне значення яке не має перевищувати граничні величини вказані в таблиці 1.2 з заданою ймовірністю. При створенні і розвитку математичних методів і процедур для підтримання необхідної якості обслуговування при заході на посадку і посадці необхідно похибки ефемерид навігаційних супутників, іоносферні і тропосферні похибки, моделі для оцінки граничних значень точності, цілісності і неперервності. Дані задачі ускладнюються ще й тим, що сукупність параметрів вказаних в таблицях 1.2, 1.4 і 1.5 має

підтримуватися при комбінації систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou з урахуванням того, що при використанні GBAS на території України відповідальність за якість обслуговування GNSS покладається на державу.

Зона дії GBAS для забезпечення всіх точних заходів на посадку по категорії CAT I, окрім випадків наявності топографічних особливостей і відповідних експлуатаційних вимог, являється наступною.

В боковому напрямку: починаючи з 140м (450 фут) з кожної сторони від посадкової/фіктивної точки порогу ЗПС (LTP/FTP) і розширюючись під кутом $\pm 35^\circ$ з кожної сторони траєкторії кінцевого етапу заходу на посадку до 28 км (15 м. миль) і під кутом $\pm 10^\circ$ з кожної сторони траєкторії до 37 км (20 м. миль).

В вертикальній площині: в межах згаданої бокової зони вище 7° або 1,75 усередненого значення кута глісади (GPA) над горизонтом з початком координат в точці захвату глісади (GPIP) і 0,45 GPA вище горизонту чи менше аж до 0,30 GPA, такого який необхідний, щоб підтримувати назначену процедуру захоплення усередненої глісади. Ця зона дії використовується між 30 м (100 фут) і 3000 м (10000 фут) відносної висоти точки приземлення.

Мінімальна зона дії GBAS показана на рис. 1.2.

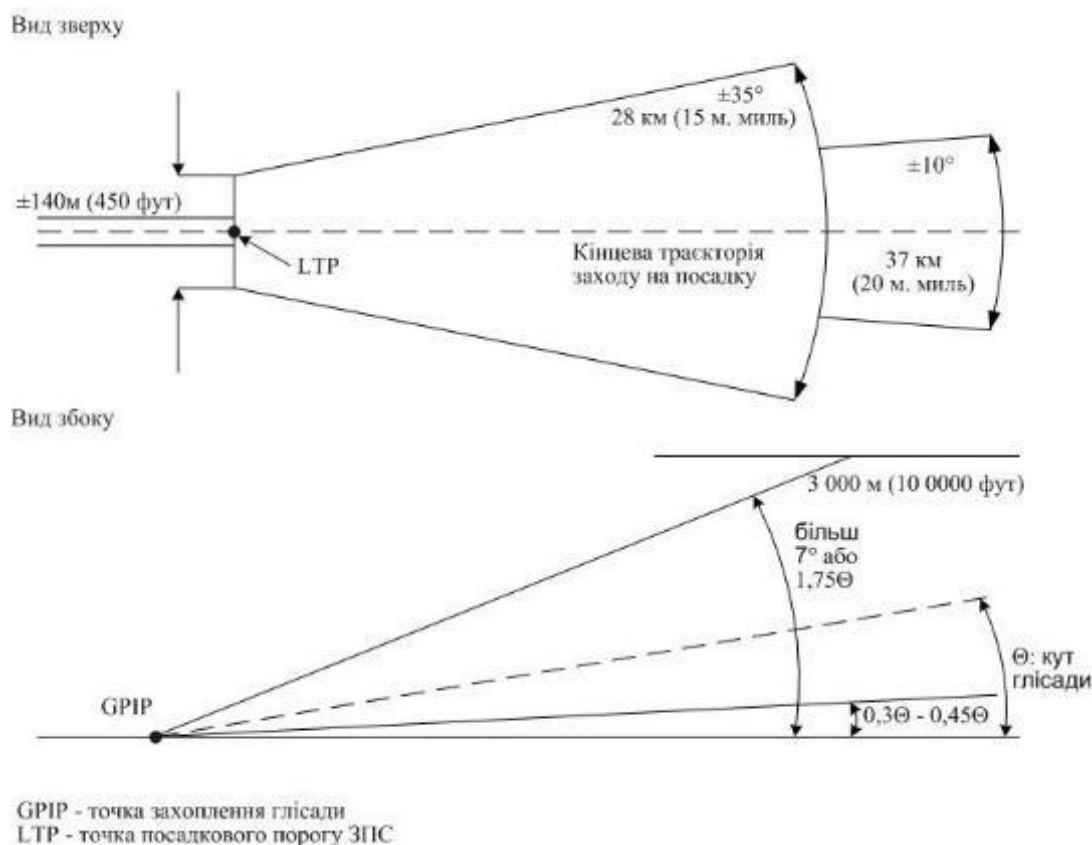


Рис. 1.2 – Мінімальна зона дії GBAS

Для точного заходу на посадку по категорії I радіопередача даних повинна розповсюджуватися вниз до 3,7 м (12 фут) над поверхнею ЗПС.

Зона дії, що вимагається для забезпечення визначення місцезнаходження GBAS, залежить від планованих конкретних операцій. Оптимальна зона дії для цього обслуговування повинна бути все направленою, для того щоб забезпечувати операції з використанням систем визначення місцезнаходження GBAS, які виконуються за межами зони дії забезпечення точного заходу на посадку.

При використанні GBAS необхідно узгодити координатні точки зони, в якій виконуються процедури заходу на посадку і посадки (або зліт) з системами координат, в яких виконуються вирішення навігаційної задачі

1.6 Напрями і задачі дослідження

Проведений аналіз публікацій показав, що найбільш перспективним напрямом розвитку систем посадки повітряних суден є посадка повітряних суден за сигналами супутникових навігаційних систем. В даний час в стандартах і

рекомендованих практиках ICAO обмежуються використанням систем GPS і ГЛОНАСС, які є повністю введеними в експлуатацію США і Російською Федерацією відповідно. Оскільки сучасні технології GNSS інтенсивно розвиваються, то новітні системи посадки мають бути орієнтовані на одночасне використання комбінацій сигналів систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.

Метою дисертаційної роботи є розробка і експериментальне дослідження нових і удосконалених методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами multi-GNSS, при виконанні операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії. Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні задачі:

1. Виконати аналітичний огляд науково-технічних публікацій і обґрунтувати критично важливі проблемні питання, що стосуються розвитку методів, процедур і правил диференційної навігації при виконанні операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.
2. Розробити нові і узагальнити існуючі математичні моделі компонентів для виконання операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії, що враховують спотворення сигналів кількох супутникових навігаційних систем в наслідок вкладу середовища розповсюдження сигналу, наземної і бортової підсистем системи посадки повітряних суден з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.
3. Розробити критично важливі методи для оцінки точності і цілісності, що дозволять характеризувати якість диференційного режиму з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou при проведенні кінематичних вимірювань.
4. Розробити і реалізувати прототип апаратно-програмного комплексу для дослідження методів, що використовуються для виконання операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по

категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.

5. Провести напівнатурні експериментальні дослідження і оцінити якість методів і моделей які використовуються для виконання операцій: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1

1. В розділі проведений аналіз документів провідних організацій та наукових публікацій в авіаційній і космічній галузях. За цими даними можна стверджувати, що авіаційний транспорт відіграє провідну роль у забезпеченні стійкості економічного та соціального розвитку. Ключовим елементом, який забезпечує ефективність і надійність експлуатації авіаційного транспорту є аеронавігаційне забезпечення, зокрема його радіонавігаційна складова. Особливе значення приділяється розробці супутникових систем посадки. Такі системи першої категорії посадки є в наявності в деяких аеропортах в багатьох країнах. Вимоги до супутникових систем посадки другої і третьої категорій наразі проходять перевірку, а зразки знаходяться в розробці.
2. Розглянута прийнята ІКАО класифікація заходів на посадку, і проведений аналіз існуючих категорійних систем посадки за приладами. Окремо розглянута глобальна навігаційна супутникова система multi-GNSS і її складові частини. Представлений опис вимог які висуваються до супутникової системи посадки. Дані вимоги стосуються зони дії, та граничних показників параметрів точності цілісності та неперервності які має забезпечувати система при здійсненні посадки певної категорії.
3. Проведений аналіз показав, що задача розробки методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем, що має важливе значення для підвищення безпеки польотів є своєчасною і актуальною.

4. В підрозділі 1.6 приведені питання які підлягають розробці для здійснення поставленої мети.

Список публікацій здобувача за матеріалами першого розділу

1. Конин В.В., Куценко А.В., Олевинская Т.И. Экспериментальная оценка применения высокоточных технологий GNSS для посадки воздушных судов малой авиации. Вісник інженерної академії України – 2017. – №1. – С. 8-14. (Особистий внесок – сформульована задача і проведені дослідження застосування високоточної супутникової навігації для посадки за приладами повітряних суден).

РОЗДІЛ 2 МОДЕЛІ КОМПОНЕНТІВ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ

2.1 Траєкторія фінального сегменту заходу на посадку

Траєкторія останнього сегменту заходу на посадку (Final Approach Segment (FAS)) зображена схематично на рис. 2.1 визначається в [2, 6] як лінія в просторі, яка визначається точкою порога посадки/точкою фіктивного порогу злітно посадкової смуги (Landing Threshold Point/Fictitious Threshold Point (LTP/FTP)), точкою виставлення напрямку траєкторії польоту (Flight Path Alignment Point (FPAP)) та точкою перетину порогу злітно посадкової смуги (Threshold Crossing Point (TCP)). Точка LTP/FTP – це точка яка знаходиться на перетині осьової лінії і порогу злітно посадкової смуги і над якою траєкторія FAS перетинає поріг злітно посадкової смуги. Точка FPAP знаходиться на осьовій лінії злітно посадкової смуги на тій самій висоті що і LTP/FTP і є зміщеною від неї на певну відстань. Точка TCP – це точка яка знаходиться на траєкторії FAS над точкою LTP/FTP на відносній висоті перетину порогу (Threshold Crossing Height (TCH)).

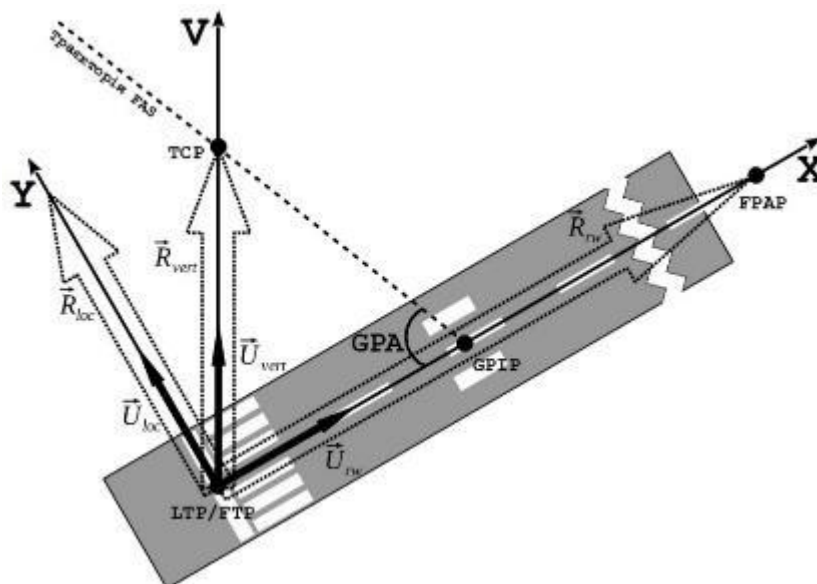


Рис 2.1 – Визначення локальної системи координат пов'язаної з ЗПС.

Локальна горизонтальна площина заходу на посадку являє собою площину, перпендикулярну місцевій вертикалі, що проходить через LTP/FTP (тобто дотичну до еліпсоїда WGS-84 в точці LTP/FTP). Локальна вертикаль заходу на посадку являє собою нормаль до еліпсоїда WGS-84 в точці LTP/FTP.

Повітряне судно наводиться системою GBAS на точку захоплення глісади (Glide Path Intercept Point (GPIP), що являє собою точку, в якій траєкторія кінцевого заходу на посадку перетинає під кутом глісади (Glide Path Angle (GPA) місцеву горизонтальну площину.

Локальна опорна Декартова система координат визначається в [2] наступним чином: Центр системи координат знаходиться в точці LTP/FTP. Осі X та Y лежать в локальній горизонтальній площині. При цьому вісь X орієнтована вздовж траєкторії і напрямлена вперед, а вісь Y в поперек траєкторії і напрямлена вліво. Ось V напрямлена вгору перпендикулярно осям X та Y.

Як зазначено в розділі 1.5 дані для формування лінії заходу на посадку, що передаються наземною підсистемою GBAS в повідомленні типу 4. Зокрема, для визначення опорної системи координат в даному повідомленні містяться наступні дані.

- Широта LTP/FTP_{φ}^{LLA} довгота LTP/FTP_{λ}^{LLA} та висота LTP/FTP_h^{LLA} точки LTP/FTP в геодезичній системі координат.
- Зміщення в градусах по широті $\Delta FPAR_{\varphi}^{LLA}$ та довготі $\Delta FPAR_{\lambda}^{LLA}$ точки FPAR відносно точки LTP/FTP.
- Висота перетину порогу при заході на посадку (TCH)
- Відповідно до наведених вище визначень задаймо широту довготу і висоту в геодезичній системі координат точки FPAR

$$FPAR_{\varphi}^{LLA} = LTP/FTP_{\varphi}^{LLA} + \Delta FPAR_{\varphi}^{LLA}$$

$$FPAR_{\lambda}^{LLA} = LTP/FTP_{\lambda}^{LLA} + \Delta FPAR_{\lambda}^{LLA}$$

$$FPAR_h^{LLA} = LTP/FTP_h^{LLA}$$

і точки TSP

$$TSP_{\varphi}^{LLA} = LTP/FTP_{\varphi}^{LLA}$$

$$TSP_{\lambda}^{LLA} = LTP/FTP_{\lambda}^{LLA}$$

$$TSP_h^{LLA} = LTP/FTP_h^{LLA} + TCH.$$

Для проведення подальших розрахунків необхідно визначити координати точок LTP/FTP, FPAP та TSP в системі ECEF. Використаємо методику приведену в [24] [18] чи [5], що полягає в наступному.

$$X^{ECEF} = (N(\varphi) + h)\cos\varphi\cos\lambda,$$

$$Y^{ECEF} = (N(\varphi) + h)\cos\varphi\sin\lambda,$$

$$Z^{ECEF} = \left(\frac{b^2}{a^2}N(\varphi) + h\right)\sin\varphi,$$

де:

$$N(\varphi) = \frac{a^2}{\sqrt{a^2\cos^2\varphi + b^2\sin^2\varphi}};$$

a, b – осі еліпсоїда WGS-84;

$X^{ECEF}, Y^{ECEF}, Z^{ECEF}$ – координати точки в системі ECEF;

φ, λ, h – широта, довгота і висота в геодезичній системі координат.

Таким чином можна отримати координати в системі ECEF точки LTP/FTP $[LTP/FTP_X^{ECEF}, LTP/FTP_Y^{ECEF}, LTP/FTP_Z^{ECEF}]$, точки FPAP $[FPAP_X^{ECEF}, FPAP_Y^{ECEF}, FPAP_Z^{ECEF}]$ та точки TSP $[TSP_X^{ECEF}, TSP_Y^{ECEF}, TSP_Z^{ECEF}]$.

Відповідно до наведених вище визначень осі X та точок LTP/FTP і FPAP можна визначити, вектор \vec{R}_{rw} (позначення взято з [6]) який направлений з точки LTP/FTP в точку FPAP. При цьому даний вектор співпадає з напрямом осі X, і в системі ECEF має наступні координати:

$$\vec{R}_{rw} = \begin{bmatrix} FPAP_X^{ECEF} - LTP/FTP_X^{ECEF} \\ FPAP_Y^{ECEF} - LTP/FTP_Y^{ECEF} \\ FPAP_Z^{ECEF} - LTP/FTP_Z^{ECEF} \end{bmatrix}.$$

І відповідно, направляючий одиничний вектор на ось X в системі ECEF можна знайти за виразом

$$\vec{U}_{rw} = \frac{\vec{R}_{rw}}{\|\vec{R}_{rw}\|}.$$

Відповідно до наведених вище визначень осі V та точок LTP/FTP і TSP можна визначити, вектор \vec{R}_{vert} (позначення взято з [6]) який направлений з точки LTP/FTP в точку TSP і співпадає з напрямом осі V, і в системі ECEF має наступні координати:

$$\vec{R}_{vert} = \begin{bmatrix} TSP_X^{ECEF} - LTP/FTP_X^{ECEF} \\ TSP_Y^{ECEF} - LTP/FTP_Y^{ECEF} \\ TSP_Z^{ECEF} - LTP/FTP_Z^{ECEF} \end{bmatrix}.$$

І відповідно, направляючий одиничний вектор на ось V в системі ECEF можна знайти за виразом

$$\vec{U}_{vert} = \frac{\vec{R}_{vert}}{\|\vec{R}_{vert}\|}.$$

Відповідно до наведених вище визначень осі локальної системи координат ортогональні і утворюють, праву трійку, то вектор \vec{R}_{loc} (позначення взято з [6]) який співпадає з напрямом осі Y в системі ECEF матиме вигляд

$$\vec{R}_{loc} = \vec{R}_{vert} \times \vec{R}_{rw}.$$

І відповідно, направляючий одиничний вектор на ось V в системі ECEF можна знайти за виразом

$$\vec{U}_{loc} = \frac{\vec{R}_{loc}}{\|\vec{R}_{loc}\|}.$$

Маючи направляючі вектори можливо виразити перехід довільної точки з ECEF координатами $[X^{ECEF}, Y^{ECEF}, Z^{ECEF}]$ в координати $[X, Y, V]$ локальної системи координат пов'язаної з злітно посадковою смугою

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ V \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{U}_{rw}^T \\ \vec{U}_{loc}^T \\ \vec{U}_{vert}^T \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X^{ECEF} - LTP/FTP_X^{ECEF} \\ Y^{ECEF} - LTP/FTP_Y^{ECEF} \\ Z^{ECEF} - LTP/FTP_Z^{ECEF} \end{bmatrix}. \quad (2.1)$$

Більш детально перехід з системи ECEF описаний в роботі [25].

2.2 Загальна характеристика похибок супутникової системи посадки і способи зменшення їх впливу.

Удосконалення теорії похибок GBAS представлені в наступних аспектах. Система посадки виробляє коригуючу інформацію до псевдовідстаней до кожного навігаційного супутника, який потенційно може бути використаним на борту повітряного судна для вирішення навігаційної задачі.

В [6] похибки GBAS умовно поділяють за походженням на:

- Похибки, що вносяться космічним сегментом;

- Похибки, що вносяться середовищем розповсюдження;
- Похибки, що вносяться базовою станцією;
- Похибки, що вносяться бортовим обладнанням.

Похибки які вносить космічний сегмент. Зміщення шкали годинника навігаційного супутника спричиняє похибку в визначеній псевдовідстані. Дана похибка має систематичну природу, і присутня в усіх (як на бортовому так і на наземних навігаційних приймачах) вимірах псевдовідстані до даного супутника. Неточність визначення ефемерид що передаються навігаційним супутником спричиняє похибку в визначенні місцезнаходження навігаційного супутника. Дана похибка має систематичну природу, і присутня в усіх вимірах псевдовідстані до даного супутника. Диференційна корекція прибирає більшу частину похибки, проте залишкова похибка збільшується зі збільшенням відстані між бортовим приймачем та базовою станцією. Порушення режиму роботи передавача навігаційного супутника спричиняє зменшення потужності випроміненого сигналу і відповідно погіршення відношення сигнал/шум. Дана похибка має високочастотну природу, і присутня в усіх вимірах псевдовідстані до даного супутника. Згладжування фази несучої зменшує шум визначеної псевдовідстані. Розходження між фазою несучої та кодом яке вноситься в навігаційному супутнику спричиняє затримку коду та пришвидшення фази несучої яка визначається в навігаційному приймачі. Дана похибка має систематичну природу, і присутня в усіх вимірах псевдовідстані до даного супутника. GBAS не зменшує дану похибку. Деформація сигналу в навігаційному супутнику спричиняє зміщення піку кореляційної функції. Дана похибка має систематичну природу, і присутня в усіх вимірах псевдовідстані до даного супутника. GBAS не зменшує дану похибку. Для зменшення похибок космічного сегменту використовується метод згладжування кодівих вимірів фазою несучої розглянутий в підрозділі 2.3.

Похибки, що вносяться середовищем розповсюдження радіосигналу. Просторовий іоносферний градієнт спричиняє затримку коду та пришвидшення фази несучої яка визначається в навігаційному приймачі. Дана похибка має систематичну природу, і присутня в усіх вимірах псевдовідстані. Диференційна

корекція прибирає більшу частину похибки, проте залишкова похибка збільшується зі збільшенням відстані між бортовим приймачем та базовою станцією. Часовий іоносферний градієнт спричиняє затримку коду та пришвидшення фази несучої яка визначається в навігаційному приймачі. Дана похибка має систематичну природу, і присутня в усіх вимірах псевдовідстані. Підбір сталих часу при згладжуванні коду фазою несучої дозволяє диференційній корекції усунути більшу частину похибки, проте може з'явитися залишкова похибка, якщо фільтр на наземному чи бортовому приймачі не знаходиться в стійкому стані.

Тропосферна рефракція спричиняє затримку сигналу. Дана похибка має систематичну природу, і присутня в усіх вимірах псевдовідстані. Диференційна корекція прибирає більшу частину похибки, проте залишкова похибка збільшується зі збільшенням відносної висоти між бортовим і наземним навігаційними приймачами. Для компенсації тропосферної похибки в розділі 2.4 представлений спеціальний метод.

Інтерференція біля базової станції спричиняє збільшення шуму, і відповідно погіршення відношення сигнал/шум. Дана похибка має шумову природу і присутня в усіх вимірах для даної антени наземного навігаційного приймача. Згладжування коду фазою несучої, розділення кореляторів та використання усереднених даних від кількох незалежних навігаційних наземних приймачів дозволяє зменшити шум псевдовідстані.

Інтерференція біля бортового приймача спричиняє збільшення шуму, і відповідно погіршення відношення сигнал/шум. Дана похибка має високочастотну природу і присутня в усіх вимірах. Згладжування коду фазою несучої та розділення кореляторів дозволяє зменшити шум псевдовідстані. Помилки при прийомі даних від базової станції спричиняє неточності в отриманих повідомленнях. Дана похибка має систематичну природу і може бути присутня в будь-якій диференційній корекції. Попередня корекція помилок зменшує кількість виключених з розрахунків повідомлень.

Похибки, що вносяться базовою станцією. Помилка роботи апаратного забезпечення наземного навігаційного приймача і/або навігаційної антени спричиняє зменшення потужності сигналу, або збільшення шуму, що погіршує відношення сигнал/шум. Дана похибка має високочастотну природу, і присутня в усіх вимірах від даного наземного навігаційного приймача. Згладжування коду фазою несучої, розділення кореляторів та використання усереднених даних від кількох незалежних навігаційних наземних приймачів дозволяє зменшити шум псевдовідстані. Для зменшення похибок що вносяться базовою станцією використовується метод розглянутий в підрозділі 2.6.

Помилка роботи апаратного забезпечення наземного навігаційного приймача спричиняє зміщення одного з каналів приймача. Дана похибка має систематичну природу і присутня в усіх вимірах від даного наземного навігаційного приймача. Сучасні приймачі дозволяють виключити дану похибку за умови безпомилкової роботи. Дзеркальна (не корельована між антенами) багатопроменевість спричиняє поєднання затриманого і прямого сигналів. Дана похибка має систематичну природу і присутня в усіх вимірах від даної антени. Правильне розміщення та установка антени, а також розділення кореляторів дозволяє придушити багатопроменевість. Розсіяна (корельована між антенами) багатопроменевість спричиняє поєднання затриманого і прямого сигналів. Дана похибка має шумову природу і присутня в усіх вимірах від даної антени. Згладжування фазою несучої, зменшує шум, а правильне розміщення та установка антени, разом з розділенням кореляторів дозволяє придушити багатопроменевість. Помилка при обробки даних на базовій станції може спричинити похибку яка має невідому природу і присутня в усіх вимірах. GBAS не зменшує дану похибку.

Помилки при передачі даних від базової станції спричиняє неточності в отриманих повідомленнях. Дана похибка має систематичну природу і може бути присутня в будь-якій диференційній корекції. GBAS не зменшує дану похибку. Помилка при взаємному підключенні антен навігаційних приймачів спричиняє неправильне визначення положення антени наземного навігаційного приймача. Дана похибка має систематичну природу і присутня в усіх вимірах для даної

антени. Дана похибка контролюється процедурно при введенні станції в робочий режим. Зміщення фазового центру антени спричиняє неправильне визначення положення антени наземного навігаційного приймача. Дана похибка має систематичну природу і присутня в усіх вимірах для даної антени. Дана похибка виправляється корекцією яка вноситься на базовій станції.

Похибки, які вносяться бортовим обладнанням. Помилка роботи апаратного забезпечення бортового навігаційного приймача спричиняє зміщення одного з каналів приймача. Дана похибка має систематичну природу і присутня в усіх вимірах від даного бортового навігаційного приймача. Сучасні приймачі дозволяють виключити дану похибку за умови безпомилкової роботи. Помилка роботи апаратного забезпечення бортового навігаційного приймача і/або навігаційної антени спричиняє зменшення потужності сигналу, або збільшення шуму, що погіршує відношення сигнал/шум. Дана похибка має шумову природу, і присутня в усіх вимірах від даного бортового навігаційного приймача. Згладжування коду фазою несучої, а також розділення кореляторів дозволяє зменшити шум псевдовідстані. Помилка при обробки даних на бортовому приймачі може спричинити похибку яка має невідому природу і присутня в усіх вимірах. GBAS не зменшує дану похибку. Багатопроменевість від елементів конструкції повітряного судна спричиняє поєднання затриманого і прямого сигналів. Дана похибка має систематичну природу і присутня в усіх вимірах. Правильне розміщення антени та розділення кореляторів дозволяє зменшити багатопроменевість. Багатопроменевість від земної поверхні спричиняє поєднання затриманого і прямого сигналів. Дана похибка має шумову природу і присутня в усіх вимірах. Згладження фазою несучої, зменшує шум, а правильне розміщення та установка антени, разом з розділенням кореляторів дозволяє придушити багатопроменевість. Також варто враховувати багатопроменевість при розробці маршрутів заходу на просадку.

2.3 Згладжування фазою кодових псевдовідстаней опорних приймачів

Як було вказано вище, використання методу згладжування кодових вимірів фазою несучої зменшує похибки оцінки псевдовідстаней. Різноманітні методи згладжування використовуються в роботах [26], [27], [28], [29], [30], [31].

Кодова псевдовідстань яка використовується в апаратурі наземної та бортової підсистем GBAS повинна відповідати вимогам [20], при цьому в алгоритмі розрахунку застосовується корекція часу та релятивіська корекція, а іоносферна і тропосферна корекції не застосовуються. Відповідно до вимог [2] та [6] наземна підсистема GBAS повинна забезпечувати згладжування кожного з вимірів кодової псевдовідстані вимірами псевдофази несучої частоти. Процедура згладжування визначається рекурсивним фільтром виду

$$PR_i = \alpha \cdot PR_{\text{raw}} + (1 - \alpha) \left(PR_{i-1} + \frac{\lambda}{2\pi} (\phi_i - \phi_{i-1}) \right), \quad (2.2)$$

де: PR_i - згладжена псевдовідстань в метрах;

PR_{i-1} - згладжена псевдовідстань отримана на попередньому етапі обробки даних в метрах;

PR_{raw} - необроблені виміри кодової псевдовідстані в метрах;

λ - довжина хвилі несучої в метрах;

ϕ_i - псевдофаза несучої в радіанах;

ϕ_{i-1} - псевдофаза несучої отримана на попередньому етапі обробки в радіанах;

α - вагова функція фільтру.

Розглянемо більш детально ваговий коефіцієнт фільтру згладжування кодової псевдовідстані. Відповідно до [2] вона має вигляд

$$\alpha = \frac{\Delta t}{100[\text{сек.}]} \quad (2.3)$$

де Δt - це інтервал вибірки даних кодової псевдовідстані в секундах.

Дані отримані за допомогою представленого фільтру дозволяється використовувати тільки після завершення терміну ініціалізації що визначений [6] як 200 секунд. Кілька джерел, наприклад, [24] чи [32] пропонують використовувати ваговий коефіцієнт фільтру що має змінне значення в залежності від кількості епох даних оброблених фільтром. Вираз для знаходження такого коефіцієнту має вигляд

$$\alpha = \frac{100[\text{сек}] - \Delta t(n-1)}{100[\text{сек.}]}$$

де n - це кількість епох вимірів обробленим даним фільтром. Даний параметр являє собою одиницю при отриманні першої епохи даних, що фактично означає дублювання значення не згладженої псевдовідстані на виході фільтра. Потім, зі зростанням кількості епох даних оброблених фільтром вплив псевдофази на кінцевий результат збільшується. При досягненні кількості епох даних оброблених фільтром значення $n = 100 [\text{сек}]/\Delta t$ збільшення кількості епох припиняється і вираз знаходження коефіцієнту фільтру вироджується до (2.3).

2.4 Модель параметрів тропосфери

Похибки викликані впливом тропосфери розглядаються в роботах [33], [34], [35], [36], [37], [38], [39] та [40]. Хоча і вважається, що при застосуванні диференційного режиму визначення координат тропосферна затримка компенсується максимальним чином, проте застосування диференційного режиму при посадці повітряних суден має певні особливості порівняно з наземними застосуваннями. Дана особливість, полягає в тому, що тропосферна затримка значною мірою залежить від висоти. Тобто тропосферна затримка сигналу від навігаційного супутника в бортовій і наземній підсистемах системи посадки будуть відрізнятися. Дана різниця називається залишковою тропосферною корекцією і моделюється бортовою підсистемою супутникової системи посадки, відповідно до виразу представленого в [2] та в [6]

$$TC = N_R h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2(\theta)}} \left(1 - e^{-\frac{\Delta h}{h_0}} \right), \quad (2.4)$$

де: TC – тропосферна корекція в диференційному режимі;

N_R – індекс тропосферної рефракції в міліметрах за кілометр;

h_0 – висота тропосферної шкали в метрах;

θ – кут місця навігаційного супутника.

Δh - різниця висот між бортовою та наземною підсистемами системи посадки в метрах.

Залишкова тропосферна похибка визначається за виразом:

$$\sigma_{tropo} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2(\theta)}} \left(1 - e^{\frac{-\Delta h}{h_0}}\right), \quad (2.5)$$

де: σ_n - невизначеність рефракції що передається наземною підсистемою в повідомленні типу 2 розглянутому в підрозділі 1.5.

Параметри N_R та h_0 визначаються наземною підсистемою і передаються на бортову підсистему по каналу зв'язку.

Розглянемо методи отримання параметрів N_R та h_0 в наземній підсистемі. По перше приведемо залежності між даними параметрами. Для цього необхідно привести поняття зенітної тропосферної затримки наземної підсистеми, тобто затримки що виникає в наземній підсистемі, коли навігаційний супутник знаходиться в зеніті відносно антен наземної підсистеми. Дана затримка визначається як

$$\Delta Z = 10^{-6} \int_h^{\infty} N_R(H) dH = 10^{-6} N_R h_0, \quad (2.6)$$

де: h – висота наземної підсистеми;

H – шлях проходження сигналу (висота).

Також необхідно зазначити, що прийнято розділяти тропосферну рефракцію на суху та вологу компоненти

$$N_R = N_d + N_w \quad (2.7),$$

а також суху та вологу компоненти зенітної тропосферної затримки

$$\Delta Z = Z_d + Z_h \quad (2.8)$$

які можна визначити за виразами

$$Z_d = 10^{-6} \int_h^{\infty} N_d(H) dH = 10^{-6} N_d h_d, \quad (2.9)$$

$$Z_w = 10^{-6} \int_h^{\infty} N_w(H) dH = 10^{-6} N_w h_w, \quad (2.10)$$

де: h_d – висота тропосферної шкали сухої складової тропосфери;

h_w – висота тропосферної шкали вологої складової тропосфери.

Модель для знаходження індексу рефракції на рівні моря відома з 50-х років ХХ століття і відповідно до [24] або [38] має вигляд

$$N_{d,0} = k_1 \frac{P_0}{T_0}, \quad (2.11)$$

$$N_{w,0} = k_2 \frac{e_0}{T_0^2}, \quad (2.12)$$

де: P_0 – тиск на рівні моря;

T_0 – абсолютна температура на рівні моря;

e_0 – парціальний тиск водяної пари;

$k_1 = 77,64$, $k_2 = 3,718 \cdot 10^5$ – експериментально визначені коефіцієнти.

Парціальний тиск водяної пари можна знайти за виразом

$$e_0 = e \frac{RH_0}{100\%} \exp^{\frac{L}{R_e} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0} \right)},$$

де: RH_0 – відносна вологість у відсотках;

$e = 6,11$ – парціальний тиск водяної пари при температурі замерзання води;

$T = 273,15$ – температура замерзання води;

$L = 2,83 \cdot 10^6$ – залишкове тепло пароутворення над гладкою водною

поверхнею;

$R_e = 461$ – газова константа для водяної пари.

Існує кілька моделей для знаходження вологого та сухого індексів рефракції, зокрема модель Хопфілда, Модель Саастамойнена, Модель Блека, Модель Університету Нью Брусуіка, Модель GCAT та Модель MOPS. Детально дані моделі докладно представлені в [39] та [38]. Тут розглянемо модель Хопфілда [41] та модель MOPS [42].

Модель Хопфілда визначає суху компоненту тропосферної рефракції, як

$$N_d = N_{d,0} \left[1 - \frac{h}{h_{tr,d}} \right]^4,$$

де: $h_{tr,d} = 40136 + 148.72 \cdot (T - 273.16)$ – висота сухої складової тропосфери, а вологу компоненту тропосферної рефракції як

$$N_w = N_{w,0} \left[1 - \frac{h}{h_{tr,w}} \right]^4,$$

де: $h_{tr,w} = 7508 + 0.002421 \cdot \exp^{\frac{T-273.16}{22.9}}$ – висота вологої складової тропосфери.

Модель MOPS варто розглянути більш детально. Хоча відповідно до [38] дана модель має гірші характеристики точності, проте її перевагою є те, що модель не використовує вимірних метеоданих.

Замість вимірних метеоданих в моделі MOPS визначаються метеорологічні параметри

$$\xi(\varphi, DoY) = \{P_0, T_0, e_0, \beta, \lambda\},$$

де: φ – широта наземної підсистеми;

DoY – день року;

β – коефіцієнт зміни температури з висотою;

λ – коефіцієнт зміни парціального тиску водяної пари з висотою.

Для цього спочатку з таблиці 2.1 відповідно вибираються параметри $\xi_0(\varphi)$ та $\Delta\xi(\varphi)$ найближчі до широти φ .

Таблиця 2.1

Метеорологічні параметри моделі MOPS

	φ_i	P_0	T_0	e_0	β	λ
$\xi_0(\varphi)$	≤ 15	1013.25	299.65	26.31	0.00630	2.77
	30	1017.25	294.15	21.79	0.00605	3.15
	45	1015.75	283.15	11.66	0.00558	2.57
	60	1011.75	272.15	6.78	0.00539	1.81
	≥ 75	1013.00	263.65	4.11	0.00453	1.55
$\Delta\xi(\varphi)$	≤ 15	0.00	0.00	0.00	0.0000	0.00
	30	-3.75	7.00	8.85	0.0025	0.33
	45	-2.25	11.00	7.24	0.0032	0.46
	60	-1.75	15.00	5.36	0.0081	0.74
	≥ 75	-0.50	14.50	3.39	0.0062	0.30

Далі відбувається корекція метеорологічних параметрів по широті

$$\xi_0(\varphi) = \xi_0(\varphi_i) + [\xi_0(\varphi_{i+1}) - \xi_0(\varphi_i)] \cdot \frac{\varphi - \varphi_i}{\varphi_{i+1} - \varphi_i},$$

$$\Delta\xi(\varphi) = \Delta\xi(\varphi_i) + [\Delta\xi(\varphi_{i+1}) - \Delta\xi(\varphi_i)] \cdot \frac{\varphi - \varphi_i}{\varphi_{i+1} - \varphi_i}$$

Потім відбувається корекція відносно дня року

$$\xi(\varphi, DoY) = \xi_0(\varphi) - \Delta\xi(\varphi) \cdot \cos\left[\frac{2\pi(DoY - DoY_0)}{365.25}\right],$$

де: DoY_0 – найхолодніший день року 28 для північної півкулі і 211 для південної.

Тепер можна визначити метеорологічні параметри для даної висоти. Температура визначається як

$$T(H) = T_0 - \beta H. \quad (2.13)$$

Для визначення тиску спочатку необхідно знайти значення зміни тиску з висотою яке можна отримати з законів ідеального газу Гей-Люсака та Бойля-Маріота

$$\begin{aligned} dP &= -g \cdot \rho \cdot dH, \\ P &= \rho \cdot R_d \cdot T, \end{aligned}$$

де: P – тиск;

g – прискорення вільного падіння;

ρ – густина сухого повітря;

$R_d = 287,054$ – газова константа для сухого повітря.

З урахуванням (2.13) отримаємо диференціальне рівняння

$$\frac{dP}{P} = \frac{-P}{R_d(T_0 - \beta H)} \cdot dH$$

Яке можна розв'язати інтегруванням параметрів від значень на висоті рівня моря до висоти наземної підсистеми

$$\begin{aligned} \int_{P_0}^P \frac{1}{P(H)} \cdot dP &= \frac{-g}{R_d} \int_0^h \frac{1}{T_0 - \beta H} \cdot dH \\ P &= P_0 \cdot \left(\frac{T_0 - \beta h}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_d \beta}}. \end{aligned}$$

Парціальний тиск водяної пари, визначається як

$$e = e_0 \cdot \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\lambda+1}$$

З урахуванням наведених вище розрахунків отримаємо наступний вираз для парціального тиску водяної пари

$$e = e_0 \cdot \left(\frac{T_0 - \beta h}{T_0} \right)^{\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta}}$$

Підставивши в вирази (2.11) та (2.12) отримані вище метеорологічні параметри визначимо сухий та вологий індекси рефракції.

$$N_d = k_1 \frac{P}{T} = k_1 P_0 \left(\frac{T_0 - \beta h}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_d \beta}} \cdot \frac{1}{T_0 - \beta h} = k_1 \frac{P_0}{T_0} \left(\frac{T_0 - \beta h}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_d \beta}} \frac{T_0}{T_0 - \beta h}$$

$$N_w = k_2 \frac{e}{T^2} = k_2 e_0 \left(\frac{T_0 - \beta h}{T_0} \right)^{\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta}} \cdot \frac{1}{(T_0 - \beta h)^2} = k_2 e_0 \left(\frac{T_0 - \beta h}{T_0} \right)^{\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta}} \cdot \left(\frac{T_0}{T_0 - \beta h} \right)^2$$

Після скорочення отримаємо

$$N_d = k_1 \frac{P_0}{T_0} \left(1 - \frac{\beta h}{T_0} \right)^{\left(\frac{g}{R_d \beta} - 1 \right)} \quad (2.14)$$

$$N_w = k_2 \frac{e_0}{T_0^2} \left(1 - \frac{\beta h}{T_0} \right)^{\left(\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta} - 2 \right)} \quad (2.15)$$

Результати моделювання [43] представлені на рис. 2.2 у вигляді залежностей від широти і часу: а – суха компонента N_d б – волога компонента N_w , а на в – власне індекс тропосферної рефракції N_R .

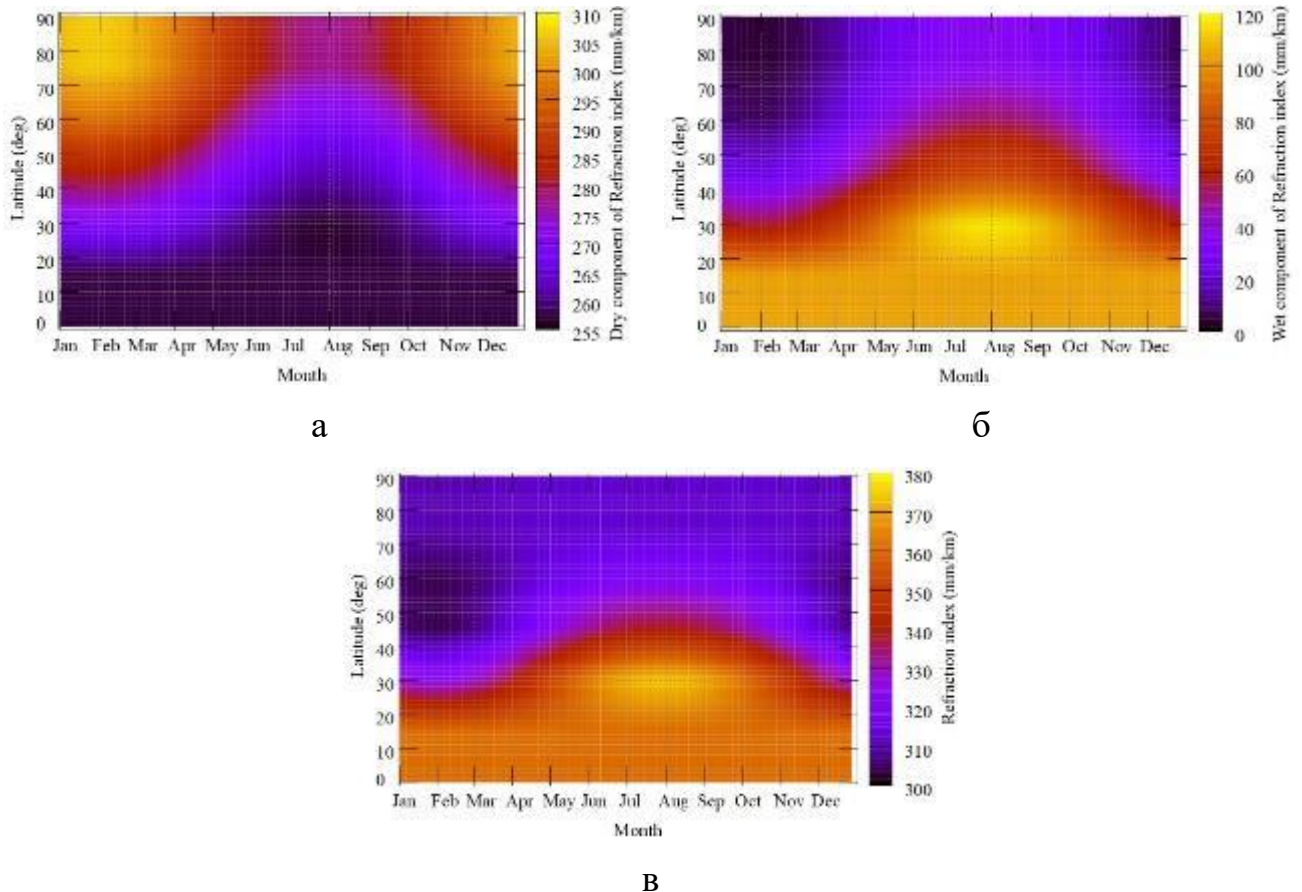


Рис 2.2 – Модель індексу тропосферної рефракції.

Проведемо інтегрування отриманого в (2.14) значення по висоті відповідно до виразу (2.9) з метою отримання сухої зенітної тропосферної затримки. Проведемо наступні заміни змінних

$$C_{d1} = k_1 \frac{P_0}{T_0}, C_{d2} = \frac{\beta}{T_0}, C_{d3} = \frac{g}{R_d \beta}$$

для спрощення викладок, а для проведення інтегрування $t = 1 - C_{d2}H$ звідки
слідуює

$$H = \frac{1-t}{C_{d2}} \text{ та } dH = \frac{-1}{C_{d2}}$$

$$\begin{aligned} Z_d &= 10^{-6} \int_h^\infty C_{d1} \left(1 - C_{d2} \left(\frac{1-t}{C_{d2}} \right) \right)^{C_{d3}-1} \left(\frac{-1}{C_{d2}} \right) dt = 10^{-6} \int_h^\infty C_{d1} (1 - 1 + t)^{C_{d3}-1} \left(\frac{-1}{C_{d2}} \right) dt \\ &= -10^{-6} \frac{C_{d1}}{C_{d2}} \int_h^\infty t^{C_{d3}-1} dt = \\ &= 10^{-6} \left(-k_1 \frac{P_0 T_0 R_d \beta}{T_0 \beta g} t^{\frac{g}{R_d \beta}} \Big|_h^\infty \right) = 10^{-6} \left(-k_1 \frac{P_0 R_d}{g} \left(1 - \frac{\beta H}{T_0} \right)^{\frac{g}{R_d \beta}} \Big|_h^\infty \right) \end{aligned}$$

Після інтегрування та скорочення отримаємо:

$$Z_d = 10^{-6} k_1 \frac{P_0 R_d}{g} \left(1 - \frac{\beta}{T_0} h \right)^{\frac{g}{R_d \beta}}$$

За виразом (2.9) визначимо висоту сухої складової тропосфери

$$h_d = \frac{Z_d}{10^{-6} N_d} = \frac{10^{-6} k_1 \frac{P_0 R_d}{g} \left(1 - \frac{\beta}{T_0} h \right)^{\frac{g}{R_d \beta}}}{10^{-6} k_1 \frac{P_0}{T_0} \left(1 - \frac{\beta}{T_0} h \right)^{\left(\frac{g}{R_d \beta} - 1 \right)}}$$

Після скорочення отримаємо

$$h_d = \frac{R_d}{g} (T_0 - \beta h)$$

Проведемо інтегрування отриманого в (2.15) значення по висоті відповідно до виразу (2.10) з метою отримання сухої вологої тропосферної затримки. Проведемо наступні заміни змінних

$$C_{w1} = k_2 \frac{e_0}{T_0^2}, C_{w2} = \frac{\beta}{T_0}, C_{w3} = \frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta}$$

для спрощення викладок, а для проведення інтегрування $t = 1 - C_{w2}H$ звідки
слідуює

$$H = \frac{1-t}{C_{w2}} \text{ та } dH = \frac{-1}{C_{w2}}$$

$$\begin{aligned}
Z_w &= 10^{-6} \int_h^\infty C_{w1} \left(1 - C_{w2} \left(\frac{1-t}{C_{w2}} \right) \right)^{C_{w2}-2} \left(\frac{-1}{C_{w2}} \right) dt = \\
10^{-6} \int_h^\infty C_{w1} (1 - 1 + t)^{C_{w2}-1} \left(\frac{-1}{C_{w2}} \right) dt &= -10^{-6} \frac{C_{w1}}{C_{w2}} \int_h^\infty t^{C_{w2}-2} dt = 10^{-6} \left(-k_2 \frac{e_0}{T_0^2 \left(\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta} - 1 \right)} t^{\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta} - 1} \Big|_h^\infty \right) = \\
&= 10^{-6} \left(-k_2 \frac{e_0 R_d \beta T_0}{T_0^2 \beta (g(\lambda+1) - R_d \beta)} \left(1 - \frac{\beta}{T_0} h \right)^{\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta} - 1} \Big|_h^\infty \right)
\end{aligned}$$

Після інтегрування та скорочення отримаємо:

$$Z_w = 10^{-6} k_2 \frac{e_0 R_d}{T_0 (g(\lambda+1) - R_d \beta)} \left(1 - \frac{\beta}{T_0} h \right)^{\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta} - 1}$$

За виразом (2.10) визначимо висоту вологої складової тропосфери

$$h_w = \frac{Z_w}{10^{-6} N_w} = \frac{10^{-6} k_2 \frac{e_0 R_d}{T_0 (g(\lambda+1) - R_d \beta)} \left(1 - \frac{\beta}{T_0} h \right)^{\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta} - 1}}{10^{-6} k_2 \frac{e_0}{T_0^2} \left(1 - \frac{\beta h}{T_0} \right)^{\left(\frac{g(\lambda+1)}{R_d \beta} - 2 \right)}}$$

Після скорочення отримаємо

$$h_w = \frac{R_d}{g(\lambda+1) - R_d \beta} (T_0 - \beta h)$$

Знайдемо висоту тропосферної шкали для цього використовуючи вирази (2.6) (2.8) (2.9) (2.10) можна записати наступний вираз

$$10^{-6} N_R h_0 = 10^{-6} N_d h_d + 10^{-6} N_w h_w$$

Далі використавши вираз (2.7) та провівши скорочення отримаємо

$$(N_d + N_w) h_0 = N_d h_d + N_w h_w$$

Звідси отримаємо вираз для висоти тропосферної шкали

$$h_0 = \frac{N_d h_d + N_w h_w}{N_d + N_w} \quad (2.16)$$

Результати моделювання [43] представлені на рис. 2.3 у вигляді залежностей від широти і часу: а – суха компонента h_d б – волога компонента h_w , а на в – власне індекс тропосферної рефракції h_0 .

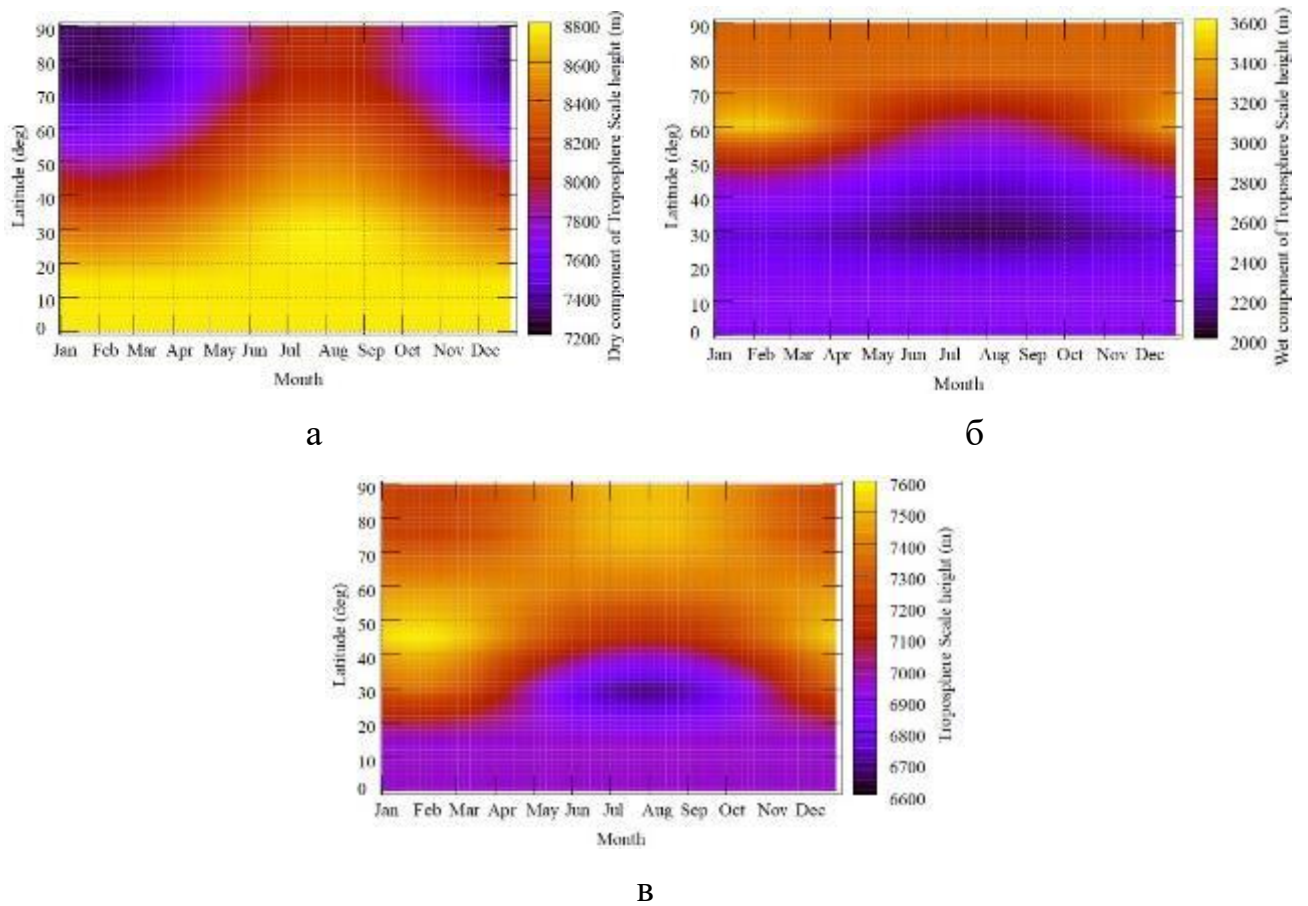


Рис 2.3 – Модель висоти тропосферної шкали

Залежність залишкової тропосферної похибки TC отримане з виразу (2.4) від кута місця навігаційного супутника θ , для різних значень різниці висот між наземною і бортовою підсистемами Δh [43] представлено на рис. 2.4.

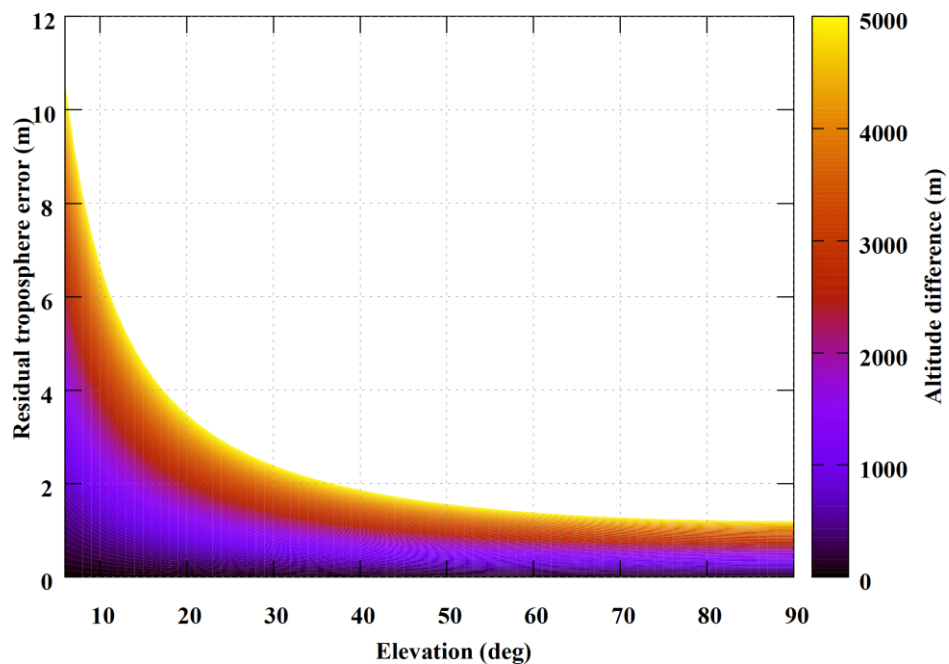


Рис 2.4 – Модель залишкової тропосферної похибки

2.5 Модель залишкової іоносферної похибки

Похибки викликані впливом іоносфери розглядаються в роботах [44], [45], [46], [47], [48], [49] та [50]. Залишкова іоносферна похибка [2, 6] визначається за виразом:

$$\sigma_{iono} = F_{pp} \cdot \sigma_{vert} \cdot (x_{air} + 2 \cdot \tau \cdot v_{air}) \quad (2.17)$$

де F_{pp} - коефіцієнт нахилення даного навігаційного супутника відносно вертикалі

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cdot \cos(\theta)}{R_e + h_I} \right)^2 \right]^{\frac{-1}{2}}$$

R_e - радіус Землі який приймається за 6378.1363 км.;

θ - кут навігаційного супутника над горизонтом;

h_I - висота шару іоносфери яка приймається за 350 км.;

σ_{vert} - середньоквадратичне відхилення нормального розподілу, що відповідає залишковій іоносферній невизначеності, яка зумовлена просторовою декореляцією, передається наземною підсистемою;

x_{air} - горизонтальна відстань між повітряним судном та опорною точкою GBAS;

τ - стала часу в 100 сек.;

v_{air} - горизонтальна швидкість заходу на посадку повітряного судна в м/с.

2.6 Модель вкладу бортової підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані

Похибки викликані впливом бортової підсистеми розглядаються в роботах [51], [52] та [53]. Вклад бортової підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані [2], [6] включає в себе похибку бортового навігаційного приймача та похибку в наслідок багатопроменевості, і розраховується за формулою:

$$\sigma_{air} = \sqrt{\sigma_{receiver}^2 + \sigma_{multipath}^2}$$

де:

$$\sigma_{\text{receiver}} = a_0 + a_1 \cdot e^{\frac{-\theta}{\theta_0}} \quad (2.18)$$

граничне значення похибки бортового навігаційного приймача для даного класу точності бортового обладнання;

θ - кут навігаційного супутника над горизонтом;

параметри a_0 , a_1 та θ_0 представлені в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2 – Параметри для визначення класу точності бортового обладнання

Клас точності бортового обладнання AAD	a_0	a_1	θ_0
A	0,15	0,43	6,9
B	0,11	0,13	4

$$\sigma_{\text{multipath}} = 0.13 + 0.53 \cdot e^{\frac{-\theta}{0.1745}} \quad (2.19)$$

граничне значення похибки бортового навігаційного приймача що виникає в наслідок багатопроменевості від корпусу повітряного судна.

Також бортова підсистема може підлягати впливу технологічних і навмисних перешкод. Більш докладно з протидією перешкодам можна ознайомитися в роботах [54], [55] і [56].

2.7 Модель корекцій псевдовідстані та псевдошвидкості

Моделі корекцій псевдовідстані та псевдошвидкості розглядаються в роботах [57], [58], [59] та [60]. Корекції псевдовідстані розраховуються наземною підсистемою GBAS для кожного з навігаційних супутників, що знаходяться в зоні видимості. Для розрахунку корекцій використовуються згладжені по псевдофазі кодові псевдовідстані з усіх опорних навігаційних приймачів наземної підсистеми. Дані згладжені псевдовідстані містять похибки які визначаються в [6] як:

$$PR_m^n = R_m^n + SA^n + t^n + t_m + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + n_m^n + \varepsilon^n,$$

де: n - порядковий номер навігаційного супутника;

m - порядковий номер навігаційного опорного навігаційного приймача;

PR_m^n - Псевдовідстань від навігаційного супутника n до опорного навігаційного приймача m ;

R_m^n - Відстань від навігаційного супутника n до опорного навігаційного приймача m ;

SA^n - Похибка яка може бути внесеною навмисно в дані навігаційного супутника n з метою обмеження доступу до навігаційної системи;

t^n – зсув шкали часу навігаційного супутника n ;

t_m – зсув шкали часу опорного навігаційного приймача m ;

$iono^n$ – іоносферна затримка для навігаційного супутника n ;

$tropo^n$ – тропосферна затримка для навігаційного супутника n ;

n_m^n – похибка між наземною і бортовою підсистемами GBAS яка не усувається диференційною обробкою (є комбінацією теплових шумів приймача, багатопроменевості та інших);

ε^n – похибка визначення ефемерид та розрахунку координат навігаційного супутника.

Маючи координати навігаційних супутників знайдені за ефемеридами та попередньо визначені точні координати опорних навігаційних приймачів можна визначити відстань між даними навігаційним супутником та опорним приймачем, за виразом:

$$R_m^n = \sqrt{(X^n - X_m)^2 + (Y^n - Y_m)^2 + (Z^n - Z_m)^2},$$

де: X^n, Y^n, Z^n - координати навігаційного супутника в системі координат ECEF;

X_m, Y_m, Z_m - попередньо визначені координати опорного навігаційного приймача в системі координат ECEF;

Корекція між даними навігаційним супутником та опорним навігаційним приймачем визначається як:

$$PRCt_m^n = PR_m^n - R_m^n = SA^n + t^n + iono^n + tropo^n + \varepsilon^n + n_m^n + t_m. \quad (2.20)$$

Дана корекція містить в собі похибки які умовно можна розділити на дві групи: Похибки спільні для бортової і наземної підсистем GBAS $SA^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n$ та похибки окремі для бортової і наземної підсистем GBAS $n_m^n + t_m$.

Далі необхідно визначити наближене значення зсуву шкали часу опорного навігаційного приймача яка є спільною для всіх навігаційних супутників для даного приймача. В [6] вважається що даний параметр з достатньою достовірністю можна отримати за виразом

$$t_m = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \text{PRct}_m^n,$$

де: N - це кількість навігаційних супутників в зоні видимості наземної підсистеми.

З урахуванням виразу (2.20) можна представити похибки які містить даний параметр в вигляді

$$\begin{aligned} t_m &= \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N (SA^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + n_m^n + t_m) = \\ &= t_m + \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N (SA^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + n_m^n). \end{aligned} \quad (2.21)$$

Для спрощення подальших викладок варто ввести поняття залишкової похибки визначення зсуву шкали часу опорного навігаційного приймача

$$\begin{aligned} \Delta t_m &= t_m - t_m = \frac{-1}{N} \sum_{n=1}^N (SA^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + n_m^n) = \\ &= \frac{-1}{N} \sum_{n=1}^N (SA^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n) - \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N n_m^n = \\ &= -\Delta T_m - \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N n_m^n, \end{aligned} \quad (2.22)$$

де ΔT_m - це частина залишкової похибки визначення зсуву шкали часу яка є однаковою для всіх опорних навігаційних приймачів.

Потім необхідно виключити з кожної з корекцій між даними навігаційним супутником та опорним навігаційним приймачем визначених вище отримане наближене значення зсуву шкали годинника опорного навігаційного приймача

$$\text{PRC}_m^n = \text{PRCt}_m^n - \tau_m.$$

З урахуванням виразів (2.20), (2.21) і (2.22) можна представити похибки які містить даний параметр в вигляді

$$\text{PRC}_m^n = \text{SA}^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + n_m^n + \Delta t_m. \quad (2.23)$$

Корекція псевдовідстані, що передається наземною підсистемою GBAS являє собою середнє значення параметру PRC_m^n по всім опорним навігаційним приймачам наземної підсистеми GBAS

$$\text{PRC}^n = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \text{PRC}_m^n, \quad (2.24)$$

де: M - це кількість опорних навігаційних приймачів.

З урахуванням виразу (2.23) можна представити похибки які містить даний параметр в вигляді

$$\text{PRC}^n = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M (\text{SA}^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + n_m^n + \Delta t_m).$$

Якщо похибки спільні для всіх опорних навігаційних приймачів винести за знак суми, отримаємо

$$\text{PRC}^n = \text{SA}^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M n_m^n + \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \Delta t_m.$$

З урахуванням виразу (2.22) отримаємо

$$\begin{aligned} \text{PRC}^n &= \text{SA}^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M n_m^n + \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \left(-\Delta T_m - \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N n_m^n \right) = \\ &= \text{SA}^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M n_m^n - \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \Delta T_m - \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \left(\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N n_m^n \right) \end{aligned} \quad (2.25)$$

Маючи значення корекції псевдовідстані, для даного навігаційного супутника, що передається наземною підсистемою GBAS для двох епох даних можна розрахувати значення корекції псевдошвидкості за виразом

$$\text{RRC}^n = \frac{\text{PRC}_j^n - \text{PRC}_{j-1}^n}{t_j - t_{j-1}}, \quad (2.26)$$

де: RRC^n - корекція псевдошвидкості, для даного навігаційного супутника, що передається наземною підсистемою GBAS;

PRC_j^n, PRC_{j-1}^n - Корекції псевдовідстані на поточну та попередню епохи даних;

t_j, t_{j-1} - Час поточної та попередньої епох даних.

Отримані значення PRC^n та RRC^n передаються наземною підсистемою в ефір і знаходяться в повідомленні типу 1.

Бортова підсистема для визначення координат повітряного судна використовує скореговану псевдовідстань. Корекція псевдовідстані відбувається відповідно до виразу

$$PR_{\text{corr}}^n = PR^n + PRC^n + RRC^n \cdot (t - t_{\text{prc}}) + TC^n + c \cdot t^n. \quad (2.27)$$

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2

1. В розділі описується фінальний сегмент заходу на посадку параметри якого отримує бортова підсистема системи посадки для здійснення операції посадки. Також розглянута локальна Декартова топоцентрична систему координат пов'язана з злітно-посадковою смугою XYV в якій здійснюються дані операції. Представлена методика перерахунку координат повітряного судна з глобальної геоцентричної системи координат ECEF у дану систему координат.
2. Надається узагальнення похибок які виникають в системі посадки за приладами по сигналам кількох навігаційних супутникових систем і умовно поділяються на: похибки, що вносяться космічним сегментом; похибки, що вносяться середовищем розповсюдження; похибки, що вносяться наземною підсистемою станцією; похибки, що вносяться бортовим обладнанням.
3. Описано існуючі і розроблені методи і моделі які дозволяють зменшити вплив згаданих вище похибок. При цьому в методах і моделях враховуються особливості використання кількох супутникових навігаційних систем. Зокрема розглянуто метод згладжування кодових вимірів фазою несучої котрій зменшує високочастотні похибки оцінки псевдовідстаней. Розроблена нова модель

залишкової тропосферної затримки після здійснення диференційної корекції псевдовідстані ключовою особливістю якої є можливість застосування за відсутності метеорологічних даних. Розглянуто моделі залишкової іоносферної затримки та модель вкладу бортової підсистеми в похибку визначення псевдовідстані.

4. Представлена модель корекцій псевдовідстані і псевдошвидкості які розраховуються за даними отриманими з кількох наземних навігаційних приймачів, з метою передачі в бортову підсистему системи посадки.

Список публікацій здобувача за матеріалами другого розділу

1. Kutsenko O. V., Ilnytska S. I., Kondratyuk V. M., Konin V. V. Unmanned Aerial Vehicle Position Determination in GNSS Landing System. 2017 IEEE 4th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2017 – Proceedings, 2018, January, с. 79–83. (Особистий внесок – розроблена методика перетворення координат повітряного судна в локальну топоцентричну систему координат пов'язану з злітно-посадковою смугою).
2. O. Kutsenko, S. Ilnytska, V. Konin. Investigation of the residual tropospheric error influence on the coordinate determination accuracy in a satellite landing system. Aviation 22, No. 4, 156 (Dec. 2018). DOI: 10.3846/aviation.2018.7082 (Особистий внесок – поставлена і виконана задача створення моделі залишкової тропосферної похибки при диференційному режимі).
3. «Система моніторингу доступності радіонавігаційного поля при заходах на посадку літальних апаратів за сигналами GNSS» (№ держреєстрації 0117U002371). (Особистий внесок – проведені дослідження компенсації похибок системи супутникової радіонавігації).
4. Valerian Shvets, Svitlana Ilnytska, Oleksandr Kutsenko. Application of Computer Modelling in Adaptive Compensation of Interferences on Global Navigation Satellite Systems. Cases on Modern Computer Systems in Aviation Chapter 14. International Publisher of Progressive Information Science and Technology Research, USA,

Pennsylvania. 2019. - P. 339-380 (Особистий внесок – проведені дослідження компенсації похибок системи супутникової радіонавігації).

5. Y. Averyanova, O. Kutsenko and V. Konin. Interference Suppression at Cooperative Use of GPS, GLONASS, GALILEO, BEIDOU. 2020 IEEE Ukrainian Microwave Week (UkrMW), 2020, pp. 1-5, doi: 10.1109/UkrMW49653.2020.9252766. (Особистий внесок – проведені дослідження компенсації похибок системи супутникової радіонавігації).

РОЗДІЛ 3 ТОЧНІСТЬ И ЦІЛІСНІСТЬ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ ПОСАДКИ

3.1 Оцінка збоїв наземної підсистеми супутникової системи посадки

Виявлення збоїв в наземній підсистемі відбувається за допомогою порівняння між собою даних кожного з опорних приймачів наземної підсистеми GBAS. Дана процедура розглядається в роботах [61] та [62]. Наземна підсистема передає в ефір для кожного з навігаційних супутників в зоні видимості наземної підсистеми так звані Бета числа B_m^n , що являють собою набір параметрів в кількості, що дорівнює кількості опорних навігаційних приймачів. Дані параметри пов'язані з корекціями до псевдовідстані, і передаються в тому ж повідомленні що і дані корекції. Відповідно до [2] робиться припущення, що збій наявний тільки в одному з опорних навігаційних приймачів. І тоді B_m^n визначаються як різниці між корекціями до псевдовідстаней, що передаються наземною підсистемою GBAS та корекціями розрахованими за аналогічним алгоритмом, але без урахування даних одного з опорних навігаційних приймачів. Отже з урахуванням виразу (2.24) можна записати

$$B_m^n = \text{PRC}^n - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1, \\ m \neq n}}^M \text{PRC}_m^n. \quad (3.1)$$

З урахуванням виразу (2.25) та по аналогії до нього можна записати

$$B_m^n = SA^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M n_m^n - \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \Delta T_m - \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \left(\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N n_m^n \right) -$$

$$- \left(SA^n + t^n + \text{iono}^n + \text{tropo}^n + \varepsilon^n + \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq n}}^M n_m^n - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq n}}^M \Delta T_m - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq n}}^M \left(\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N n_m^n \right) \right)$$

Якщо спростити вираз та згрупувати складові похибки отримаємо

$$B_m^n = \left[\frac{1}{M} \sum_{m=1}^M n_m^n - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq n}}^M n_m^n \right] - \left[\frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \Delta T_m - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq n}}^M \Delta T_m \right] -$$

$$- \left[\frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \left(\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N n_m^n \right) - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq n}}^M \left(\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N n_m^n \right) \right].$$

Як видно з виразу при відсутності збою в опорному навігаційному приймачі всі складові різниці даного виразу мають не велике значення, оскільки присутні похибки мають приблизно однакове значення. Дана ситуація змінюється при наявності збою в опорному навігаційному приймачі наземної підсистеми GBAS.

3.2 Вклад наземної підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані

Визначення вкладу наземної підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані $\sigma_{pr_{gnd}}$ розглядаються в роботах [63], [64], [65], [66] та [67]. Розрахунок $\sigma_{pr_{gnd}}$ відбувається для кожного з навігаційних супутників в зоні видимості наземної підсистеми GBAS за методикою основою на викладках представлених в [6]. В даній методиці використовується параметр Зет Z_m^n подібний до Бета чисел B_m^n , що представлені в підрозділі 3.2. Проте на відміну від B_m^n , Z_m^n визначаються як різниці між корекціями до псевдовідстаней, між даними навігаційним супутником та опорним навігаційним приймачем з урахуванням зсуву шкали часу опорного навігаційного приймача PRC_m^n які більш докладно описані в підрозділі 2.7 та середнім значенням даної корекції, по опорним приймачам, але без урахування даних опорного навігаційного приймача для якого розраховується параметр. Отже з урахуванням виразу (3.1) можна записати

$$Z_m^n = PRC_m^n - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq n}}^M PRC_m^n .$$

З урахуванням виразу (2.23) можна представити похибки які містить даний параметр в вигляді

$$Z_m^n = (SA^n + t^n + iono^n + tropo^n + \varepsilon^n + n_m^n + \Delta t_m) - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1 \\ m \neq n}}^M (SA^n + t^n + iono^n + tropo^n + \varepsilon^n + n_m^n + \Delta t_m)$$

Якщо похибки спільні для всіх опорних навігаційних приймачів винести за знак суми, та спростити вираз отримаємо

$$Z_m^n = (n_m^n + \Delta t_m) - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{m=1, \\ m \neq n}}^M (n_m^n + \Delta t_m).$$

Як видно з виразу параметр Z_m^n містить не корельовані похибки, а саме багатопроменевість, інтерференцію, теплові шуми, а також залишкову похибку визначення зсуву шкали часу опорного навігаційного приймача, що власне і складає вклад наземної підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані.

Далі відбувається статистична обробка часової вибірки параметру Z_m^n для кожного з опорних навігаційних приймачів, а саме знаходження середньоквадратичного відхилення. Тривалість часової вибірки відповідно до [6] складає 200 сек. Поки буфер даних повністю не заповнений дані не обробляються. Максимальне значення даного середньоквадратичного відхилення і являє собою параметр що передається в ефір наземною підсистемою GBAS

$$\sigma_{pr_{gnd}}^n = \text{MAX} \left(\sqrt{\frac{1}{J-1} \sum_{j=1}^J \left(Z_m^{nj} - \frac{1}{J} \sum_{j=1}^J (Z_m^{nj}) \right)^2} \right), \quad (3.2)$$

де: J - кількість вимірів в часовій вибірці даних;

j - індекс значення параметру в часовій вибірці.

Також параметр Z_m^n використовується для визначення показника точності наземної підсистеми GBAS, який розглянутий детально в розділі 1.5. Для знаходження даного показника використовується методика подібна до розглянутої вище. За допомогою параметра Z_m^n можна визначити середньоквадратичне значення вкладу наземної підсистеми GBAS в похибку скоректованої псевдовідстані

$$\text{RMS}_{pr_{gnd}}^n = \text{MAX} \left(\sqrt{\frac{1}{J} \sum_{j=1}^J (Z_{cm_{m,j}}^n)^2} \right). \quad (3.3)$$

Відповідно до [2] Величина $\text{RMS}_{pr_{gnd}}^n$ не повинна перевищувати величини яка визначається за виразом:

$$\text{RMS}_{pr_{gnd}}^n \leq \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_n \theta_0})^2}{M} + (a_2)^2}, \quad (3.4)$$

де, θ_n – кут місця для навігаційного супутника n в градусах;

a_0 , a_1 , a_2 і θ_0 – параметри, визначені в табл. 3.1 для кожного з визначених показників точності наземної підсистеми GBAS.

Параметри надані ІСАО для визначення показника точності наземної підсистеми GBAS

Літерне значення показника точності наземної підсистеми GBAS	θ_n градуси	a_0 метри	a_1 метри	θ_0 градуси	a_2 метри
A	≥ 5	0,5	1,65	14,3	0,08
B	≥ 5	0,16	1,07	15,5	0,08
C	> 35	0,15	0,84	15,5	0,04
	5-35	0,24	0	-	0,04

3.3 Метод оцінки точності системи в тривимірному просторі

Методи оцінки точності навігаційної системи мають ключове значення і розглядаються в роботах [68], [69], [70], [71], [72], [73], [74] та [75].

У відповідності до [2] точність навігаційної системи протягом виконання етапу польоту не повинна перевищувати значень які отримуються відповідно до таблиць 1.2, 1.4 і 1.5. В бортовій апаратурі має відбуватися постійна оцінка точності. Методи оцінки точності для новітніх супутникових навігаційних систем є ноу-хау виробників навігаційної апаратури. Даний факт є причиною створення повноцінного методу оцінки точності навігаційної системи при роботі в multi-GNSS.

Вихідними даними методу є оцінка 15 комбінацій використання чотирьох супутникових навігаційних систем, як з застосуванням диференційного режиму так і без нього. Вхідними даними є значення координат ECEF еталонної траєкторії, отриманої будь-яким методом, координатами навігаційних супутників і псевдовідстанями, в з використанням диференційного режиму або без нього.

Вектор стану \vec{X} , що містить координати повітряного судна і розходження шкал системного часу для кожної з навігаційних систем розраховується методом найменших квадратів за декілька ітераційних циклів [5] [76].

$$\vec{X}_t = \vec{X}_{t-1} + (H \cdot H^T)^{-1} \cdot H^T \cdot (\overline{PR} - \vec{R}_{t-1}),$$

де:

\overline{PR} – псевдовідстань з відповідними корекціями;

\vec{R} – відстань між приймачем і навігаційним супутником;

Ключовим параметром є матриця проєкції H яка для різних конфігурацій навігаційних систем має різний вигляд.

Для однієї системи:

$$H = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & 1 \end{bmatrix}$$

Для двох систем:

$$H = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 1 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 1 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & 1 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 1 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Для трьох систем:

$$H = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 1 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 1 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & 1 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 1 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 1 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & 0 & 1 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 0 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 0 & 1 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_m} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_m} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_m} & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Для чотирьох систем:

$$H = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\delta x}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\bar{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta y}{\bar{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta z}{\bar{R}}\right)_{S1_k} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\bar{R}}\right)_{S1_l} & \left(\frac{-\delta y}{\bar{R}}\right)_{S1_l} & \left(\frac{-\delta z}{\bar{R}}\right)_{S1_l} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\bar{R}}\right)_{S1_m} & \left(\frac{-\delta y}{\bar{R}}\right)_{S1_m} & \left(\frac{-\delta z}{\bar{R}}\right)_{S1_m} & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\bar{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \left(\frac{-\delta x}{\bar{R}}\right)_{S1_n} & \left(\frac{-\delta y}{\bar{R}}\right)_{S1_n} & \left(\frac{-\delta z}{\bar{R}}\right)_{S1_n} & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (3.3)$$

де:

δx , δy , δz – різниці відповідних координат між приймачем і навігаційним супутником.

Як було зазначено вище вектор стану \vec{X} , містить координати повітряного судна в геоцентричній зв'язаній системі координат ECEF [5, 77]: та $X_{ECEF_m}, Y_{ECEF_m}, Z_{ECEF_m}$. Вектор різниці між еталонними $X_{ECEF_{ref}}, Y_{ECEF_{ref}}, Z_{ECEF_{ref}}$ і отриманими в результаті розрахунків координат перепроєктовувався в локальну топоцентричну систему координат ENU [77] центром якої виступають еталонні координати. Дану процедуру можна описати виразом

$$\begin{bmatrix} \Delta E \\ \Delta N \\ \Delta U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin(\lambda_{ref}) & \cos(\lambda_{ref}) & 0 \\ -\sin(\phi_{ref})\cos(\lambda_{ref}) & -\sin(\phi_{ref})\sin(\lambda_{ref}) & \cos(\phi_{ref}) \\ \cos(\phi_{ref})\cos(\lambda_{ref}) & \cos(\phi_{ref})\sin(\lambda_{ref}) & \sin(\phi_{ref}) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_{ECEF_{ref}} - X_{ECEF} \\ Y_{ECEF_{ref}} - Y_{ECEF} \\ Z_{ECEF_{ref}} - Z_{ECEF} \end{bmatrix}, \quad (3.4)$$

де ϕ_{ref} та λ_{ref} – еталонна широта та довгота.

Оцінка точності реалізовується через еліпсоїд похибок. Для побудови еліпсоїда похибок була використана матриця вимірів

$$[M] = \begin{bmatrix} \Delta E_1 & \Delta E_2 & \dots & \Delta E_M \\ \Delta N_1 & \Delta N_2 & \dots & \Delta N_M \\ \Delta U_1 & \Delta U_2 & \dots & \Delta U_M \end{bmatrix}$$

розмірністю $M \times 3$ де M – це кількість епох вимірів. Кожен стовпчик даної матриці містить проекції різниці між еталонними і розрахованими координатами на напрями сходу півночі та зеніту для даної епохи.

Далі розраховується матриця коваріації розмірністю 3×3 , яка має вигляд

$$VCV = \begin{bmatrix} \sigma_{EE} & \sigma_{EN} & \sigma_{EU} \\ \sigma_{EN} & \sigma_{NN} & \sigma_{NU} \\ \sigma_{EU} & \sigma_{NU} & \sigma_{UU} \end{bmatrix}.$$

Елемент даної матриці σ_{EN} розраховуються за виразом

$$\sigma_{EN} = \sqrt{\frac{1}{M-1} \sum_{m=1}^M (E_m - \bar{E})(N_m - \bar{N})},$$

а інші елементи матриці розраховуються аналогічно з використанням відповідних до індексів елементів матриці VCV рядків матриці M . Використаний в даному виразу параметр \bar{E} – це середнє значення проекції між еталонними та розрахованими координатами на напрям схід, що розраховується за виразом

$$\bar{E} = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M E_m. \quad (3.5)$$

Параметри \bar{N} та \bar{U} розраховуються аналогічно, з використанням відповідних рядків матриці M .

Потім визначаються діагональна матриця власних чисел розмірністю 3×3

$$EVAL = \begin{bmatrix} \lambda_E & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_N & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_U \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

де $\lambda_E, \lambda_N, \lambda_U$ – відповідні власні числа матриці коваріації.

Також знаходиться матриця власних векторів розмірністю 3×3

$$EVEC = [\vec{V}_E \quad \vec{V}_N \quad \vec{V}_U]$$

де $\vec{V}_E, \vec{V}_N, \vec{V}_U$ – відповідні власні вектори матриці коваріації.

Визначення даних матриць відбувається за допомогою методу QR ітерації, який описаний в [78]. Даний метод полягає в тому, що для заданої матриці $A_0 = VCV$ необхідно виконувати ітерації виду

$$A_{n+1} = Q_n^T A_n Q_n$$

де матриця Q_n яка має таку саму розмірність як і матриця A_n , є унітарною і ортонормальною та має властивість $Q_n^T Q_n = I$, де I – одинична матриця. Для знаходження матриці Q_n використовується модифікований алгоритм Грама-Шміда [78]. Даний алгоритм, застосовується для всіх стовпчиків матриці A_n в порядку збільшення їх порядкових номерів. Він дає ортогональну система U_k яка лінійно виражається через A_{n_k} , і має наступний вигляд: для першого стовпчика матриці

$$U_1 = A_{n_1},$$

а для всіх інших

$$U_k = A_{n_k} - \sum_{l=1}^{k-1} \left(\frac{\langle U_l, U_k \rangle}{\langle U_l, U_l \rangle} U_l \right),$$

де k – це номер стовпчика матриці A_n .

Далі визначається матриця Q_n стовпчик якої має вигляд:

$$Q_{n_k} = \frac{U_k}{\|U_k\|}.$$

Ітерації $n \in 0, 1, \dots, N$, продовжуються поки не буде досягнута ітерація N на якій не діагональні елементи отриманої в результаті ітерацій матриці A_N стануть наближеними до нулів, з заданою точністю. Тоді матрицю власних чисел можна знайти як

$$EVAL = A_N,$$

а матрицю власних векторів як

$$EVEC = \prod_{n=0}^{N-1} Q_n.$$

Далі формується матриця S розмірністю $R \times 3$, стовпчики якої містять точки сфери одиничного радіуса в координатах ENU. Стовпчик даної матриці визначається відповідно до виразу

$$S_r = \begin{bmatrix} S_{E_r} \\ S_{N_r} \\ S_{U_r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(u_r) \cos(v_r) \\ \cos(u_r) \sin(v_r) \\ \sin(u_r) \end{bmatrix}$$

де $u_r \in -\frac{\pi}{2} \dots \frac{\pi}{2}$

$v_r \in 0 \dots 2\pi$,

r – це номер стовпчика матриці S .

Кількість стовпчиків матриці $S - R$ визначається в залежності від того на скільки багато точок еліпсоїда похибок необхідно визначити.

Одинична сфера перетворюється на еліпсоїд похибок відповідно до виразу

$$ELL = EVEC \times \begin{bmatrix} \sqrt{K \cdot \lambda_E} & 0 & 0 \\ 0 & \sqrt{K \cdot \lambda_N} & 0 \\ 0 & 0 & \sqrt{K \cdot \lambda_U} \end{bmatrix} \times S + \begin{bmatrix} \bar{E} \\ \bar{N} \\ \bar{U} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

де K – квантиль закону розподілу χ^2 для ймовірності 0,99 і трьох ступенів свободи. Для визначення квантилю K використовується апроксимація Голдштейна [79], яку можна виразити як

$$K(P, f) = f \cdot \left[\sum_{s=0}^6 f^{-\frac{s}{2}} \cdot d^s \cdot \left(a_s + \frac{b_s}{f} + \frac{c_s}{f^2} \right) \right]^3,$$

де P – задана ймовірність ($P = 0.99$);

f – задана кількість ступенів свободи ($f = 3$)

$$d = 2.0637 \cdot \left(\ln \frac{1}{1-f} - 0.16 \right)^{0.4274} - 1.5774 \text{ при } 0.5 \leq f \leq 0.999 \text{ та}$$

$$d = -2.0637 \cdot \left(\ln \frac{1}{f} - 0.16 \right)^{0.4274} + 1.5774 \text{ при } 0.001 \leq f < 0.5;$$

a_s, b_s, c_s – коефіцієнти приведені в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2

Коефіцієнти апроксимації Голдштейна

s	a_s	b_s	c_s
0	1.0000886	-0.2237368	-0.01513904
1	0.4713941	0.02607083	-0.008986007
2	0.0001348028	0.01128186	0.02277679
3	-0.008553069	-0.01153761	-0.01323293
4	0.00312558	0.005169654	-0.006950356
5	-0.0008426812	0.00253001	0.001060438
6	0.00009780499	-0.001450117	0.001565326

Також будуються еліпси похибок для площин схід-північ, схід-зеніт та північ-зеніт. Побудова відбувається аналогічно до наведеної вище методики, але для двовимірного випадку з використанням відповідних рядків матриці M .

Більш детально даний метод можна розглянути в [80].

3.4 Метод оцінки цілісності супутникової системи посадки

Одним з найважливіших параметрів супутникової системи посадки GBAS являються характеристика цілісності. Дана характеристика розглядається в роботах [81], [82], [83], [84], [85], [86], [87], [88], [67] та [89] В даному підрозділі основні параметри цілісності оцінюються з урахуванням того, що в зоні видимості можуть знаходитися навігаційні супутники GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, BeiDou в різних комбінаціях.

Під цілісністю мається на увазі міра певності, яка може бути закладена в вигляді показника коректності інформації, яка видається всією системою. Цілісність включає в себе здатність системи видавати користувачам своєчасні і обґрунтовані попередження, коли системи не повинна використовуватися для наміченої операції чи етапу польоту.

Сигнали у просторі визначаються в [6] як вихідні дані ідеалізованого безпомилкового бортового навігаційного приймача. Даний приймач визначається як такий, що не може мати збоїв роботи, які впливають на цілісність. При цьому варто зазначити, що відсутність збоїв зовсім не означає відсутності похибок визначення позиції. Тут мається на увазі, що приймач не має затримок та помилок при обробці отриманих даних. Це дозволяє розглядати цілісність просторових сигналів в сфері позиції повітряного судна враховуючи тільки наземну підсистему та передачу даних. При цьому похибка даного навігаційного приймача підкоряється нормальному закону розподілу.

Вимоги що до цілісності визначення позиції включають три елементи:

- 1 - ймовірність того, що похибка визначення позиції більша ніж допустима похибка, яка не спричиняє спрацювання сигналізації;
- 2 - проміжок часу до спрацювання сигналізації;
- 3 - величина гранично допустимої похибки яка не спричиняє спрацювання сигналізації.

Для супутникової системи посадки умова, яка спричиняє спрацювання сигналізації, визначається як похибка визначення позиції більша гранично допустиму похибку протягом часу який більше за час до спрацювання сигналізації.

Нажаль, справжню похибку визначення позиції визначити не можливо. Довірчий інтервал похибки розраховується на основі параметрів похибок наданих наземною підсистемою та визначених характеристик бортового безпомилкового приймача і називається рівнем захисту.

Поняття недостовірної інформації, яка може міститися в сигналах у просторі, має велике значення при визначенні похибки місцезнаходження повітряного судна. Залишкові похибки скоректованої псевдовідстані проєктуються в локальну систему координат пов'язану злітно-посадковою смугою з урахуванням геометрії навігаційних супутників в будь-який момент часу. Унікальним аспектом використання супутникової системи посадки являється зміна в часі характеристик системи внаслідок зміни геометрії розташування навігаційних супутників. Також система підлягає впливу ряду факторів, які спричиняють похибки різних джерел походження.

Бортова підсистема провадить моніторинг навігаційного приймача окремо від моніторингу сигналів у просторі за для забезпечення задовільного рівня цілісності системи в цілому.

Задача моніторингу цілісності сигналу в просторі полягає в тому, щоб переконатися, що ймовірність того, що недостовірною інформацією буде надана повітряному судну не бортовими елементами супутникової системи посадки є суттєво низькою. Дана задача частково виконується за допомогою розрахунку довірчого інтервалу сукупної похибки навігаційної системи (NSE) для даної геометрії розташування навігаційних супутників і порівняння отриманого значення з деякими визначеними порогоми спрацювання сигналізації (AL). Якщо поточна похибка навігаційної системи більша ніж поріг спрацювання сигналізації протягом проміжку часу до спрацювання сигналізації то вважається що присутня недостовірною інформація. Якщо ймовірність недостовірною інформації не є суттєво низькою, то цілісність системи не забезпечується.

Якщо істина позиція повітряного судна не відома, то і дійсну похибку визначення позиції теж не можна визначити. Верхня межа довірчого інтервалу похибки визначення позиції може бути визначена з використанням даних наданих

наземною підсистемою та характеристик бортового безпомилкового приймача, і називається рівнем захисту (PL). Даний рівень захисту є межею похибки визначення позиції відповідно до граничної ймовірності $1 - P$. Ймовірність P визначається відповідно до таблиці 3.3 Для визначення того, чи є ймовірність надання супутниковою системою посадки недостовірної інформації є суттєво низькою, значення PL порівнюються з порогами спрацювання сигналізації AL. Відповідно до [24] розглядаються такі варіанти при моніторингу цілісності

Таблиця 3.3

Варіанти моніторингу цілісності системи

I	$NSE < AL$	$PL < AL$	$NSE < PL$	система доступна нормальні умови
II	$NSE < AL$	$PL > AL$	$NSE < PL$	система не доступна (хибна тривога)
III	$NSE > AL$	$PL > AL$	$NSE < PL$	система не доступна
IV	$NSE < AL$	$PL < AL$	$NSE > PL$	система доступна (наявність недостовірної інформації)
V	$NSE > AL$	$PL < AL$	$NSE > PL$	система доступна (пропуск тривоги)
VI	$NSE > AL$	$PL > AL$	$NSE > PL$	система не доступна (наявність недостовірної інформації)

Якщо істина позиція повітряного судна відома (наприклад, в пост обробці навігаційних даних) то таблицю 3.2 можна привести до вигляду представленому в таблиці 3.4.

Таблиця 3.4

Варіанти моніторингу цілісності системи при відомій істинній позиції повітряного судна

I	$NSE < NSE_{limit}$	$PL < AL$	система доступна нормальні умови
II	$NSE > NSE_{limit}$	$PL > AL$	система не доступна
III	$NSE > NSE_{limit}$	$PL < AL$	пропуск тривоги
IV	$NSE < NSE_{limit}$	$PL > AL$	хибна тривога

При цьому в даному випадку NSE не є якоюсь абстрактною, а з прийнятним рівнем точності визначеною величиною, наприклад за виразом (3.4).

Похибку навігаційної системи (NSE) прийнято проектувати на вертикальний і боковий напрями.

$$NSE = NSE_V + NSE_L,$$

де: NSE_V - це похибка навігаційної системи по вертикалі;

NSE_L - це похибка навігаційної системи в боковому напрямі;

Гранична ймовірність також поділяється між вертикальним і боковим напрямими наступним чином

$$P = P_V + P_L,$$

де: P_V - це гранична ймовірність по вертикалі;

P_L - це гранична ймовірність в боковому напрямі;

Таким чином можна ввести незалежні один від одного параметри LAL (Lateral Alert Limit) VAL (Vertical Alert Limit) що називаються відповідно боковим та вертикальним рівнями спрацювання сигналізації. Дані рівні вибираються з таблиць представлених в підрозділі 1.5

Також можна ввести незалежні один від одного параметри LPL (Lateral Protection Level) VPL (Vertical Protection Level) що називаються відповідно боковим та вертикальним рівнем захисту.

Оскільки в multi-GNSS наявні різні системи, то і статистичні характеристики для даних систем різні. Для системи GPS дані характеристики визначалися експериментально, і представлені в [6]. Також з [2] можна їх отримати для системи ГЛОНАСС. Для новітніх систем наразі дана інформація відсутня. В даній роботі для всіх систем multi-GNSS використовувались статистичні характеристики для системи GPS представлені в таблицях 3.5 та 3.6.

При розрахунку LPL/VPL розглядається дві гіпотези збою супутникової системи посадки:

- H_0 – описує так звані умови нормальних вимірювань коли вважається, що відсутні збої в роботі усіх наземних опорних приймачів та усіх навігаційних супутників.
- H_1 – описує так звані умови вимірювань з помилками коли вважається, що присутній збій в одному і тільки одному опорному приймачі, який не відслідковуються наземною підсистемою спричиняє спотворення в переданій наземною підсистемою інформації і вносить похибку в визначення позиції бортовою підсистемою.

Відповідно розглядається рівні захисту за умови гіпотези H_0 та H_1 , з яких обирається більше значення

$$VPL = \text{MAX}\{VPL_{H_0}, VPL_{H_1}\}, \quad (3.8)$$

$$LPL = \text{MAX}\{LPL_{H_0}, LPL_{H_1}\}. \quad (3.9)$$

За відсутності відмов обладнання (гіпотеза H_0), рівні захисту розраховуються за виразами:

$$LPL_{H_0} = K_{\text{ffmd}} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{\text{vert}_i}^2 \cdot \sigma_i^2},$$

$$VPL_{H_0} = K_{\text{ffmd}} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{\text{lat}_i}^2 \cdot \sigma_i^2},$$

де: K_{ffmd} - це множник отриманий з ймовірності не виявлення збою за умови гіпотези H_0 ;

$$s_{\text{vert}_i} = s_{v,i} + s_{x,i} \cdot \text{tg}(\text{GPA});$$

$$s_{\text{lat}_i} = s_{y,i};$$

$s_{x,i}$ - похідна по осі x відносно похибки псевдовідстані i -го навігаційного супутника;

$s_{y,i}$ - похідна по осі y відносно похибки псевдовідстані i -го навігаційного супутника;

$s_{v,i}$ - похідна по вертикалі похибки псевдовідстані i -го навігаційного супутника;

$\sigma_i^2 = \sigma_{\text{pr}_{\text{gnd},i}}^2 + \sigma_{\text{pr}_{\text{air},i}}^2 + \sigma_{\text{iono},i}^2 + \sigma_{\text{tropo},i}^2$ - похибка визначення псевдовідстані i -го навігаційного супутника з урахуванням гіпотези H_0 ;

$\sigma_{\text{pr}_{\text{gnd},i}}$ - вклад наземної підсистеми GBAS в похибку скоректованої псевдовідстані для i -го навігаційного супутника;

$\sigma_{\text{pr}_{\text{air},i}}$ - вклад бортової підсистеми GBAS в похибку скоректованої псевдовідстані для i -го навігаційного супутника;

$\sigma_{\text{iono},i}$ - залишкова іоносферна похибка для i -го навігаційного супутника;

$\sigma_{\text{tropo},i}$ - залишкова тропосферна похибка для i -го навігаційного супутника;

GPA - кут глісади для кінцевої ділянки заходу на посадку передається в повідомленні типу 4 розглянутому в підрозділі 1.5;

N - кількість навігаційних супутників;

i - індекс навігаційного супутника.

За наявності відмов обладнання (гіпотеза H_1), рівні захисту розраховуються за виразами:

$$VPL_{H_1} = \text{MAX} \left\{ \left| \sum_{i=1}^N (s_{\text{vert}_i} \times B_{i,j}) \right| + K_{\text{md}} \sqrt{\sum_{i=1}^N (s_{\text{vert}_i}^2 \times \sigma_i^2)} \right\},$$

$$LPL_{H_1} = \text{MAX} \left\{ \left| \sum_{i=1}^N (s_{\text{lat}_i} \times B_{i,j}) \right| + K_{\text{md}} \sqrt{\sum_{i=1}^N (s_{\text{lat}_i}^2 \times \sigma_i^2)} \right\},$$

де: M - кількість опорних навігаційних приймачів наземної підсистеми;

K_{md} - це множник отриманий з ймовірності не виявлення збою за умови гіпотези H_1 ;

$$\sigma_i = \sqrt{\frac{M}{M-1} \sigma_{\text{prgnd},i}^2 + \sigma_{\text{res},i}^2 + \sigma_{\text{multipath},i}^2 + \sigma_{\text{tropo},i}^2 + \sigma_{\text{iono},i}^2} - \text{похибка визначення}$$

псевдовідстані i -го навігаційного супутника з урахуванням гіпотези H_1 .

Відповідно до [2] і [6] значення похідних можна отримати з проекційної матриці, яка має вигляд:

$$S = \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \dots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \dots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \dots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \dots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \cdot W \cdot G)^{-1} \cdot G^T \cdot W,$$

де: $G_i = [-\cos(\theta) \cdot \cos(A) \quad -\cos(\theta) \cdot \sin(A) \quad -\sin(\theta) \quad 1]$ - i -й рядок матриці G ; та

$$W = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_N^2 \end{bmatrix}^{-1},$$

θ_i - кут i -го навігаційного супутника над рівнем положення повітряного судна;

A - азимут i -го навігаційного супутника який відраховується за годинниковою стрілкою від осі x .

По аналогії з виразом (3.3) для multi-GNSS що включає чотири навігаційні системи матриця G буде виглядати наступним чином

$$G = \begin{bmatrix} \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta v}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & \left(\frac{-\delta v}{\vec{R}}\right)_{S1_k} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta v}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & \left(\frac{-\delta v}{\vec{R}}\right)_{S1_l} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta v}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_m} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_m} & \left(\frac{-\delta v}{\vec{R}}\right)_{S1_m} & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & \left(\frac{-\delta z}{\vec{R}}\right)_{S1_1} & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \left(\frac{-\delta x}{\vec{R}}\right)_{S1_n} & \left(\frac{-\delta y}{\vec{R}}\right)_{S1_n} & \left(\frac{-\delta v}{\vec{R}}\right)_{S1_n} & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

де: δx , δy , δv – різниці координат в системі координат XYV між навігаційним супутником і бортовим приймачем. Які можна отримати з параметрів матриці проєкції H визначеної в виразі (3.3) за допомогою виразу.

$$\begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta v \end{bmatrix}_{XYV} = \begin{bmatrix} \vec{U}_{rw}^T \\ \vec{U}_{loc}^T \\ \vec{U}_{vert}^T \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix}_{ECEF},$$

де:

$$\begin{bmatrix} \vec{U}_{rw}^T \\ \vec{U}_{loc}^T \\ \vec{U}_{vert}^T \end{bmatrix} - \text{визначена в виразі (2.1) матриця повороту з системи координат ECEF}$$

в систему координат XYV;

$$\begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix}_{ECEF} - \text{вектор різниць координат в системі координат ECEF між}$$

навігаційним супутником і бортовим приймачем.

Значення множників K_{ffmd} та K_{md} взяті з [6] представлені в таблицях 3.5 та 3.6.

Множники K_{ffmd} та K_{md} по вертикалі

рівень якості GBAS	кількість навігаційних приймачів	K_{ffmd}			K_{md}		
		2	3	4	2	3	4
A, B, C		5.762	5.810	5.847			
D, E, F		6.8	6.9	6.9			

Таблиця 3.6

Множники K_{ffmd} та K_{md} по боку

рівень якості GBAS	кількість навігаційних приймачів	K_{ffmd}			K_{md}		
		2	3	4	2	3	4
A, B, C		5.762	5.810	5.847			
D, E, F		6.9	7.0	7.0			

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3

1. В розділі представлений метод виявлення збоїв в наземній підсистемі відбувається за допомогою порівняння між собою даних кожного з опорних приймачів наземної підсистеми які одночасно приймають сигнали GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.
2. Розглядається метод визначення вкладу наземної підсистеми в похибку скоректованої псевдовідстані. Також представлені граничні параметри даного вкладу, по яким наземною підсистемою приймається рішення про можливість передачі коректуючої інформації для певного навігаційного супутника.
3. Презентований розроблений метод оцінювання точності визначення координат повітряного судна з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou. Ключовою особливістю даного методу є можливість оцінки в кінематичному режимі точність навігаційної системи при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.
4. Представлено розроблений метод оцінювання цілісності визначення координат повітряного судна з використанням різних комбінацій сигналів супутникових

систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou. Ключовою особливістю даного методу є можливість оцінки відсоткове значення хибної дієздатності та хибної недієздатності супутникової системи посадки для різних комбінацій супутникових систем.

Список публікацій здобувача за матеріалами третього розділу

1. Куценко О.В. Експериментальне визначення залишкових похибок контрольно-корегувальної станції DGNSS. Матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «ABIA-2011», Київ, 19–21 квіт. 2011 р. – К., 2011. – Т. 2. – С. 8.33–8.36. (Особистий внесок здобувача – виконане експериментальне дослідження вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані).
2. Конін В.В., Куценко О.В. Визначення цілісності сигналів у просторі супутниковою системою посадки повітряних суден / П'ята міжнародна науково–практична конференція Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті, 28–30 травня 2013 р.: зб. матеріалів конф. – Херсон: Херсонська державна морська академія, 2013. –Т1.– С. 17 - 20. (Особистий внесок здобувача – виконане експериментальне дослідження вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані).
3. Plynyska S., Kondratiuk V., Kutsenko O., Konin V. Potential Possibilities of Higly Accurate Satellite Navigation Use for Landing Operations of Unmanned Aerial Systems. 2019 IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2019 – Proceedings, 2019, с. 174–177, 8943873. (Особистий внесок здобувача – сформульована задача і проведені дослідження застосування високоточної супутникової навігації для посадки за приладами повітряних суден).
4. Kondratiuk V., Konin V., Kutsenko O., Plynyska S. Testing Static and Kinematic Modes of Precise Point Positioning Service in Ukraine. Radioelectronics and Communications Systems, 2019, 62(10). – С. 530–540. (Особистий внесок здобувача – створено і експериментально досліджено метод визначення точності систем супутникової радіонавігації).

5. Жалило А. А., Кондратюк В. М., Куценко А. В., Конин В. В., Сушко В. Г., Харченко В. П., Шелковенков Д. А., Шокало В. М. GPS-навигация и геодезическая съемка – результаты экспериментальной верификации технологии OMNISTAR. Научный Вестник ГосНИИ «Аэронавигация», № 7. – М. : 2007. – С. 27–35. (Особистий внесок здобувача – сформульована задача і проведені дослідження застосування високоточної супутникової навігації для посадки за приладами повітряних суден).
6. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Ільницька С. І., Кондратюк М. В., Васильєв І. В., Савченко О. В. Система високоточного визначення координат на основі супутникових радіонавігаційних систем: пат. Україна: МПК (2006.01) G01S 5/14. № 78185; опубл. 11.03.2013, Бюл. № 5. (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).
7. «Дослідження шляхів сертифікації системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України (СКНЗУ) щодо якості надання послуг та забезпечення безпеки їх використання споживачами сигналів глобальних навігаційних супутникових систем», шифр «Безпека» (№ держреєстрації 0107U006891). (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).
8. «Навігація» Створення та експлуатація системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України із застосуванням глобальних навігаційних супутникових систем». («Навігація-Сертифікат». Сертифікація системи). шифр «Навігація-Сертифікат» (№ держреєстрації 0108U008542). (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).
9. Горизонт 2020. Грантова угода № 641517 UKRAINE «Відтворення обізнаності та інновацій в Україні на основі ЄГНСС» ("UKraine Replication, Awareness and INnovation based on EGNSS"). (Особистий внесок здобувача – участь в

експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).

10. V. V. Konin, O. V. Kutsenko, E. O. Lukianenko and S. I. Ilnytska. Experimental Investigation of Multi-GNSS in Static Mode. 2018 IEEE 5th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC), 2018, pp. 179-182, doi: 10.1109/MSNMC.2018.8576274. (Scopus). (Особистий внесок здобувача – створено і експериментально досліджено метод визначення точності систем супутникової радіонавігації).
11. Kondratiuk V. M., Konin V. V., Ilnytska S. I., Kutsenko O. V. Zhuliany Airport as a Possible Candidate for Ranging and Integrity Monitoring Station placement in Kyiv region ISSN 1990-5548 Electronics and Control Systems 2019. N 4 (62): 16–23. ISSN: друковане – 1990–5548. (Особистий внесок здобувача – поставлена задача контролю цілісності системи супутникової радіонавігації).
12. Ковалевський Е.О., Куценко О.В. Контроль цілісності супутникової радіонавігаційної системи з використанням групи фільтрів Калмана. Вісник НАУ – 2010. – №2. – С. 66-69. (Особистий внесок здобувача – поставлена задача контролю цілісності системи супутникової радіонавігації).

РОЗДІЛ 4 АПАРАТНО ПРОГРАМНИЙ КОМПЛЕКС ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМ ПОСАДКИ

4.1 Апаратне забезпечення в складі апаратно-програмного комплексу

Апаратне забезпечення комплексу складається з навігаційних приймачів, навігаційних антен персональних комп'ютерів, перетворювачів напруги, з'єднувальних кабелів, та джерел живлення. Структурна схема апаратного забезпечення комплексу представлена на рис. 4.1.

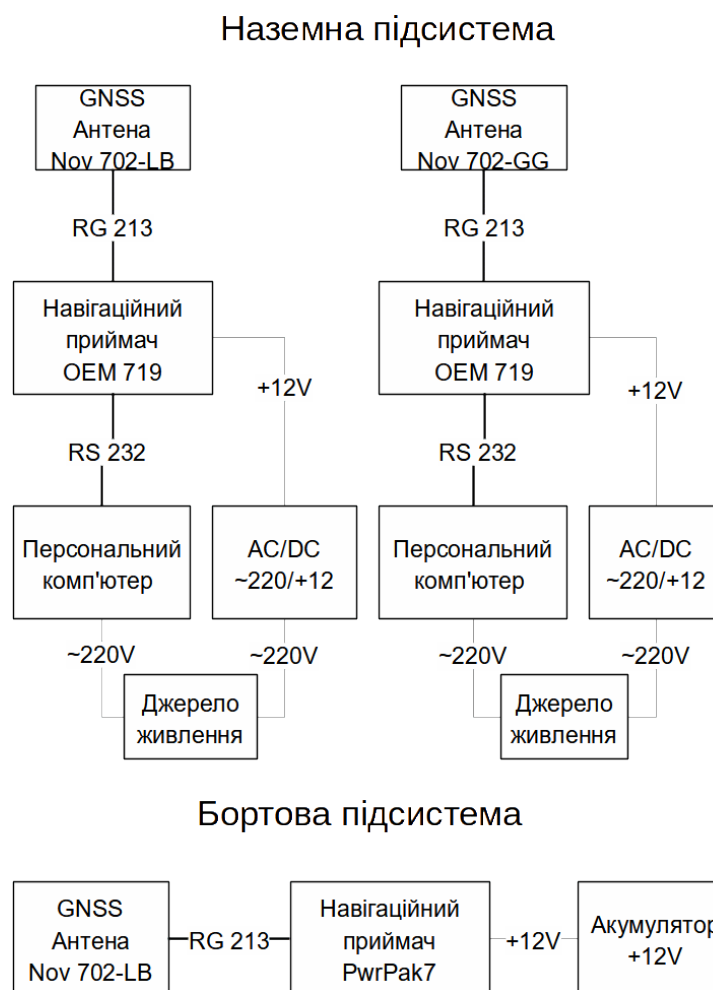


Рис. – 4.1. Структурна схема апаратного забезпечення АПК

Як видно на рисунку апаратно-програмний комплекс складається з чотирьох навігаційних приймачів. Два з них є стаціонарними, а четвертий мобільним. Стаціонарний навігаційний приймач живиться від перетворювача напруги AC/DC ~220/+12. Налаштування навігаційного приймача та збереження даних виконується за допомогою персонального комп'ютера до якого навігаційний приймач підключений по інтерфейсу RS-232. Живлення персонального комп'ютера та

перетворювача напруги здійснюється з мережі змінної напруги 220 вольт. Сигнали з навігаційних супутників приймаються за допомогою навігаційної антени яка підключається до навігаційного приймача за допомогою коаксіального кабелю типу RG-213. Мобільний навігаційний приймач живиться від акумулятора +12 вольт. Збереження даних з приймача відбувається на картку флеш пам'яті формату Compact flash в самому навігаційному приймачі.

В апаратно-програмному комплексі використовуються такі навігаційні приймачі як: Novatel OEM 719 [90] та виконаний на його основі приймач Novatel PwrPack 7 [91]. Приймач має вигляд представлений на рис.4.2, характеристики даних навігаційних приймачів представлені в таблиці 4.1.



Рис. 4.2 – Зовнішній вигляд навігаційного приймача Novatel OEM-719

Таблиця 4.1

Характеристики навігаційного приймача Novatel OEM-719

Параметр	Novatel OEM-719
Точність самостійних визначень координат L1	1,50 м
Точність самостійних визначень координат L1/L2	1,20 м
Точність визначень координат SBAS	0,60 м
Точність визначень координат DGPS	0,40 м
Точність визначень координат RTK	0,01 м
Час холодного старту	39 с
Час теплого старту	20 с
Точність визначення часу	20 нс
Точність визначення швидкості	0,03 м/с
Габаритні розміри	46x71x11 мм
Вага	31 г
Напруга живлення	±3,3 в
Споживана потужність	1,8 Вт.

В апаратно програмному комплексі використовуються навігаційні антени Novatel GPS-703GGG [92]. Антени мають вигляд представлений на рис. 4.3 та характеристики які представлені в таблиці 4.2.



Рис. 4.3 – Зовнішній вигляд навігаційних антен Novatel GPS-703GGG

Таблиця 4.2

Характеристики навігаційних антен Novatel GPS-703GGG

Параметр	значення
Смуга пропускання на рівні 3 дБ	
L1/B1/E1	1580.0 ± 28.5 МГц
L2/L3/L5/B2/E5/E5a/E5b	1210.0 ± 45.0 МГц
Придушення поза смугових частот	
L1 ± 100 МГц	30 дБВт
L2 ± 200 МГц	50 дБВт
Коефіцієнт підсилення антени	29 дБ
Коефіцієнт підсилення антени в напрямку зеніту (90°)	
L1	+5 дБ (мінімальне значення)
L2	+3 дБ (мінімальне значення)
L5	+3 дБ (мінімальне значення)
Номінальне значення комплексного опору	50 Ом

Антени стаціонарних навігаційних приймачів розташовані на даху одинадцятого корпусу НАУ. Вигляд встановлених антен представлений на рис. 4.4 (а). Антена мобільного навігаційного приймача розташовується на геодезичному штативі, який можна встановити на будь-якій відстані відносно стаціонарних навігаційних приймачів. Зовнішній вигляд штативу з антеною представлений на рис. 4.4 (б).



а

б

Рис. 4.4 – Розташування антен апаратно-програмного комплексу.

4.2 Програмне забезпечення для отримання навігаційних параметрів в складі апаратно-програмного комплексу

Для отримання довготривалих вимірів використовувалося програмне забезпечення NovAtel Connect виробництва компанії Novatel (Канада) [93] Дане програмне забезпечення відображує стан навігаційного приймача, дозволяє налаштувати навігаційний приймач на видачу різноманітних даних, і записує отримані дані в файл. Зовнішній вигляд даного програмного забезпечення представлений на рис 4.5.

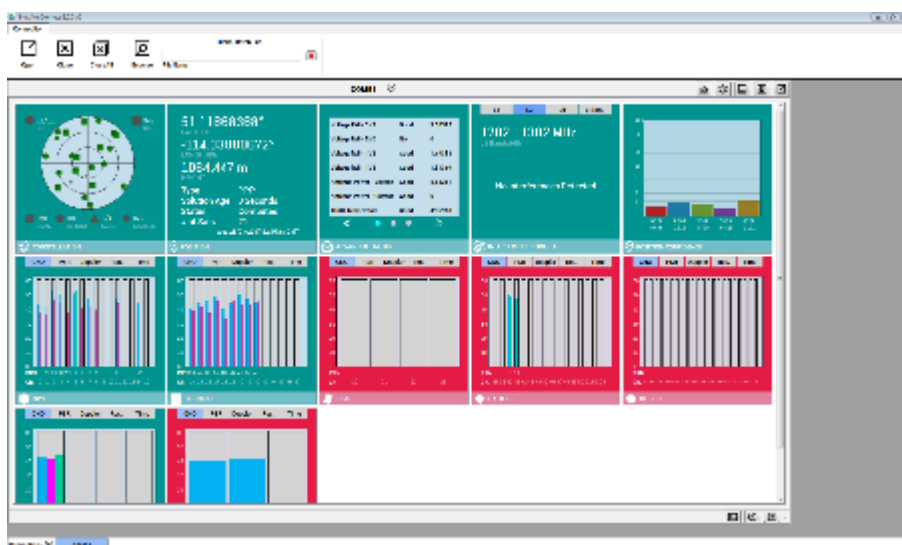


Рис. 4.5 – Зовнішній вигляд програмного забезпечення NovAtel Connect

Програмне забезпечення NovAtel Connect має зручний графічний інтерфейс і працює в середовищі MS Windows 7/10. Даним програмним забезпеченням підтримуються навігаційні приймачі Novatel типів OEM6 і OEM7 Повідомлення [94] які необхідно вибрати і параметри запису представлені в таблиці 4.3.

Таблиця 4.3

Необхідні для запису повідомлення та їх параметри

№ П/П	Повідомлення	Порядок видачі	Період видачі	Опис
1	rangeb	ontime	0.2	Кодові та фазові псевдовідстані до навігаційних супутників
2	rawephemb	onnew		Ефемериди навігаційних супутників GPS
3	gloephemerisb	onnew		Ефемериди навігаційних супутників ГЛОНАСС
4	bdsephemerisb	onnew		Ефемериди навігаційних супутників BeiDou
5	galephemerisb	onnew		Ефемериди навігаційних супутників GALILEO
6	bestposb	ontime	0.2	Позиція навігаційного приймача
7	ionutcb	onnew		Параметри іоносфери
8	versionb	once		Версія навігаційного приймача
9	rxconfigb	once		Налаштування навігаційного приймача
10	satxyz2b	ontime	0.2	Координати навігаційних супутників та корекції до псевдовідстані

4.3 Програмне забезпечення для отримання еталонних координат

Для визначення еталонних координат використовується програмне забезпечення виробництва фірми Novatel (Канада) Waypoint GrafNav/GrafNet. Як зазначено в [95], дане програмне забезпечення призначене для постобробки вимірів навігаційних приймачів за допомогою методу відносної навігації. Воно підтримує більшість існуючих одно й двох частотних навігаційних приймачів які приймають сигнали від навігаційних супутників систем GPS та ГЛОНАСС. Серед підтримуваних протоколів даних навігаційних приймачів наявні Leica SR/MX/System 500/System 120, Magellan, Novatel CMC, Novatel OEM2/3/4/V/6/7, Sirf Binary, U-blox, а також універсальний протокол навігаційних даних RINEX. Можлива обробка статичних і кінематичних навігаційних вимірів з використанням однієї або кількох базових станцій. Отримання високоточних координат можливе

при відстанях до базової станції 30-50 км. Програмне забезпечення не тільки визначає координати, а й дозволяє оцінити точність їх визначення. Окрім цього дане програмне забезпечення дозволяє отримувати велику кількість інформації про якість навігаційних даних. Можна отримати дані про кількість супутників, їх видимість, геометричні фактори погіршення точності, рівень відношення сигнал/шум, висотний профіль вимірів, а також багато іншої інформації. Дані можуть представляються у текстовому і графічному вигляді. Можна представляти інформацію як по всьому сеансу вимірювань, так і по його часині. Програмне забезпечення GrafNav/GrafNet має зручний графічний інтерфейс і працює в середовищі MS Windows /2000/XP/Vista/7/10, зовнішній вигляд якого представлений на рис. 4.6.

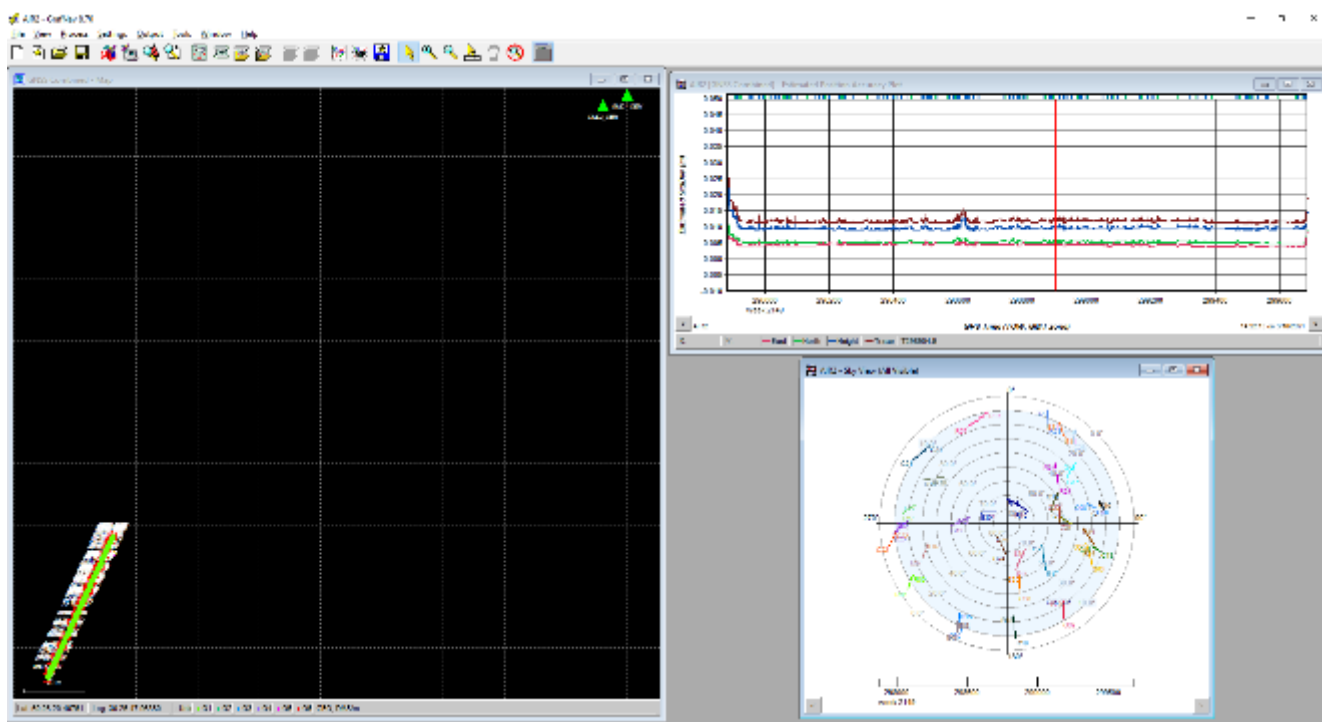
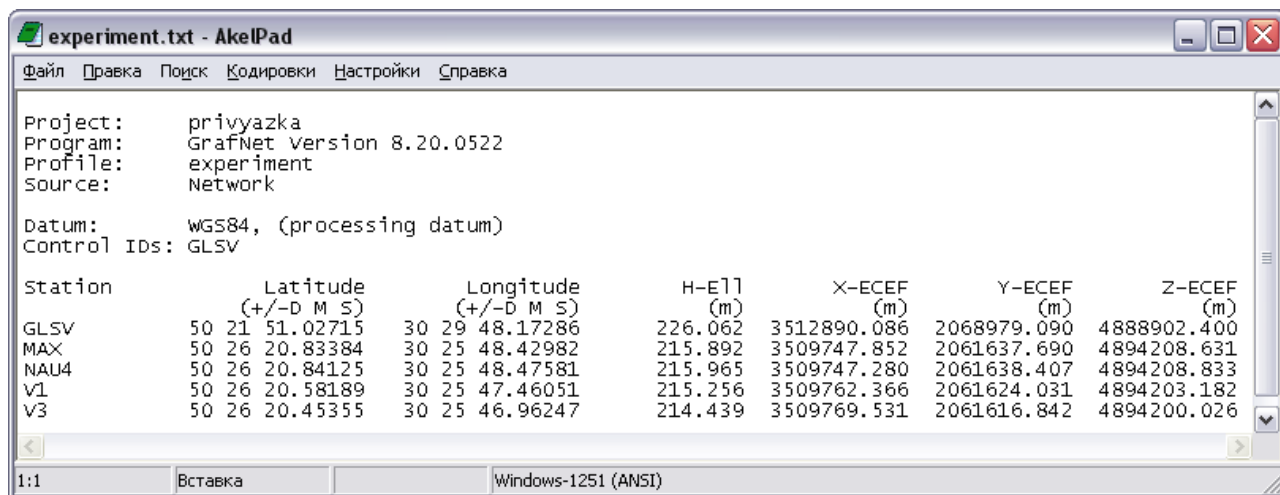


Рис. 4.6. Зовнішній вигляд програмного продукту GrafNav/GrafNet.

Зовнішній вигляд вихідних даних в текстовому редакторі представлений на рис. 4.7.



```
Project:      privyazka
Program:     GrafNet Version 8.20.0522
Profile:     experiment
Source:      Network

Datum:       WGS84, (processing datum)
Control IDs: GLSV

Station      Latitude      Longitude      H-E11      X-ECEF      Y-ECEF      Z-ECEF
              (+/-D M S)    (+/-D M S)    (m)        (m)        (m)        (m)
GLSV         50 21 51.02715  30 29 48.17286  226.062    3512890.086  2068979.090  4888902.400
MAX          50 26 20.83384   30 25 48.42982  215.892    3509747.852  2061637.690  4894208.631
NAU4         50 26 20.84125   30 25 48.47581  215.965    3509747.280  2061638.407  4894208.833
V1           50 26 20.58189   30 25 47.46051  215.256    3509762.366  2061624.031  4894203.182
V3           50 26 20.45355   30 25 46.96247  214.439    3509769.531  2061616.842  4894200.026
```

Рис. 4.7 – Результат роботи програмного комплексу GrafNav/GrafNet

Отримання еталонних координат і траєкторій може відбуватися за допомогою методів відносного позиціонування з використанням базових навігаційних приймачів з попередньо відомими координатами [96], [73], [74], [101] так і новітнім методом Precise point position (PPP) [97], [98], [99] та [100].

4.4 Програмне забезпечення для отримання еталонних координат в складі апаратно-програмного комплексу

Для реалізації методів розглянутих в розділах 2 і 3 був розроблений програмний продукт “Multi GBAS” який дозволяє за даними з навігаційних приймачів провести моделювання роботи на-земного функціонального доповнення GBAS глобальної супутникової навігаційної системи GNSS [102]. При цьому підтримуються такі системи супутникової навігації як GPS (США), ГЛОНАСС (Російська Федерація), GALILEO (ЄС) та BeiDou (КНР).

Дана комп’ютерна програма може бути використана на будь-якому персональному комп’ютері з характеристиками не гіршими за наступні:

- Персональний IBM сумісний комп’ютер;
- Мінімальний об’єм оперативної пам’яті (ОЗП) – 4 Гбайт, номінальний – 8 Гбайт;
- Об’єм вільного дискового простору – не менше 500 Мбайт (залежить від об’єму файлів з даними);
- Операційна система – Microsoft Windows 10 x64

Функціональна блок-схема програмного забезпечення представлена на рис.

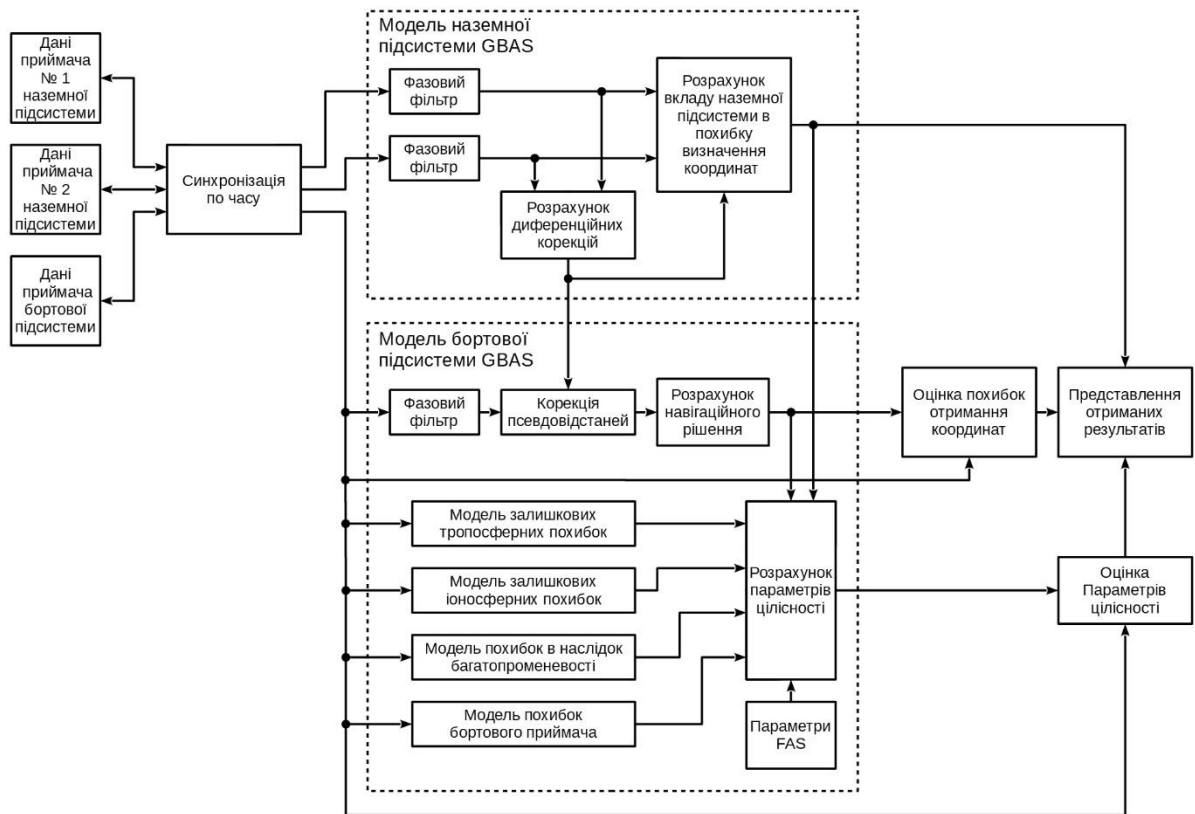


Рис. 4.8 - Блок-схема комп'ютерної програми

Вхідні дані з навігаційних приймачів бортової і наземної підсистем зчитуються з файлів. Синхронізація даних відбувається в блоці синхронізації по часу за допомогою алгоритму представленого на рис. 4.9.

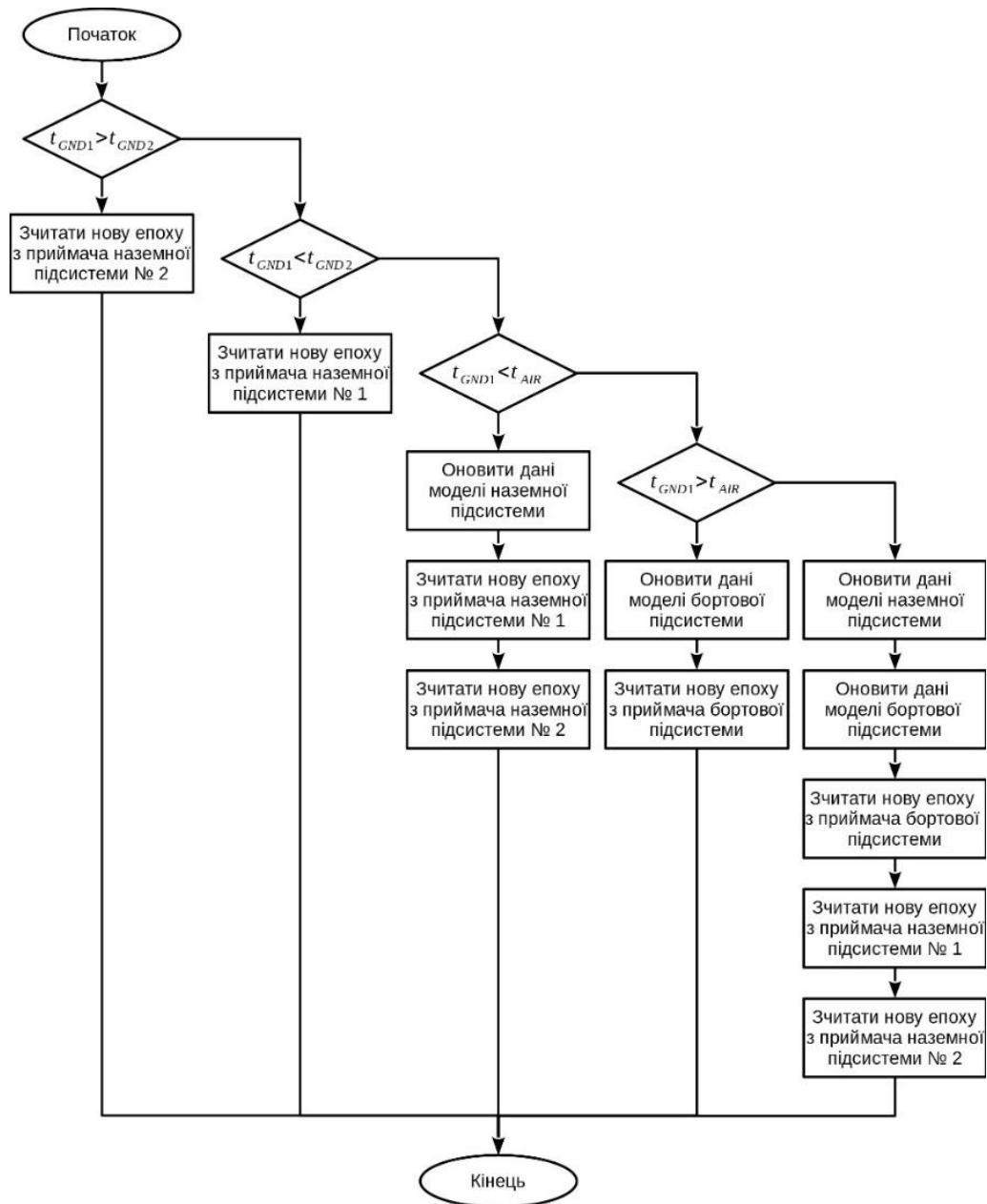


Рис 4.9 – Алгоритм синхронізації вхідних даних

Зчитування даних відбувається допоки наявні дані у всіх трьох навігаційних приймачах наземної і бортової підсистем. Дані кожного з навігаційних приймачів в блоці фазового фільтру підлягають процедурі згладжування кодових псевдовідстаней фазою несучої частоти відповідно до виразу (2.2) представленим у підрозділі 2.3. В моделі наземної підсистеми відбуваються наступні дії. В блоці розрахунку диференціальних корекцій відповідно до виразів (2.24) та (2.26) підрозділу 2.7 розраховуються корекції до псевдовідстані і псевдошвидкості кожного видимого навігаційного супутника. В блоці розрахунку вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані відповідно до виразу (3.2)

підрозділу 3.1 розраховується середньоквадратичне відхилення вкладу наземної підсистеми і відповідно до виразу (3.1) підрозділу 3.2 розраховується бета числа. В моделі бортової підсистеми відбуваються наступні дії. Корекція псевдовідстаней відповідно до виразу (2.27) підрозділу 2.7. Потім в блоці розрахунку навігаційного рішення відбувається розрахунок координат бортової підсистеми за виразами представленими в [5] як в диференційному режимі, так і без нього. Далі в блоці оцінки похибок отриманих координат з урахуванням значень еталонних координат бортової підсистеми визначених відповідно до підрозділу 4.3 визначаються еліпсоїди похибок відповідно до підрозділу 3.3 як в диференційному режимі, так і без нього. Далі в блоці розрахунку параметрів цілісності відповідно до виразів (3.8) і (3.9) знаходяться різні захисту VPL і LPL і з урахуванням значень еталонних координат бортової підсистеми визначених відповідно до підрозділу 4.3 визначаються фактична похибка визначення координат по вертикалі і по боку. З урахуванням порогів спрацювання сигналізації і допустимої похибки навігаційної системи визначених в підрозділі 1.5 відповідно до підрозділу 3.4 визначається стан цілісності супутникової системи посадки. Параметри фінальної ділянки заходу на посадку задаються користувачем. В блоці моделі залишкових тропосферних похибок визначається залишкова тропосферна похибка відповідно до виразу (2.5) підрозділу 2.4. В блоці моделі залишкових іоносферних похибок визначається залишкова іоносферна похибка відповідно до виразу (2.17) підрозділу 2.5. В блоці моделі похибок в наслідок багатопроменевості визначається вклад в похибку визначення псевдовідстані в наслідок багатопроменевості, відповідно до виразу (2.19) підрозділу 2.6. В блоці моделі похибок навігаційного приймача визначається вклад апаратури навігаційного приймача в похибку визначення псевдовідстані, відповідно до виразу (2.18) підрозділу 2.6.

Основними вхідними даними є виміри та ефемеридні дані з навігаційних приймачів виробництва фірми Novatel (Канада) [90]. Два приймачі для моделі наземної підсистеми GBAS і один для бортової підсистеми. Дані збережені в бінарному форматі описаний в Довіднику з команд і повідомлень [94]. Дані з кожного приймача мають бути записані в файли, шлях до яких користувач вводить

в відповідні поля присутні в інтерфейсі програмного забезпечення. Відповідно до формату дані отримані з приймача поділяються на повідомлення кожне з яких несе специфічну для нього інформацію.

Кожне з повідомлень має заголовок, в якому міститься інформація про повідомлення, а також спільна для всіх повідомлень інформація. В програмному забезпеченні використовуються наступні дані з заголовка:

- порядковий номер тижня GPS — безрозмірна величина, використовується для синхронізації даних по часу;
- мілісекунда тижня GPS — вимірюється в мікросекундах, використовується для синхронізації даних по часу та для розрахунку часових зміщень.

В програмному забезпеченні використовується повідомлення RANGE, яке містить виміри на каналах приймача по всім навігаційним супутникам, що знаходяться в полі зору. Використовується наступні дані з повідомлення:

- кодові псевдовідстані до кожного з навігаційних супутників в полі зору — вимірюється в метрах, використовується при проведенні обрахунків;
- фазові псевдовідстані до кожного з навігаційних супутників в полі зору — вимірюється в циклах, використовуються при проведенні обрахунків;
- Час захоплення фази для кожного з навігаційних супутників в полі зору — вимірюється в секундах, необхідний для коректної роботи фазового фільтра.

В програмному забезпеченні використовується повідомлення SATXYZ2, яке містить декодовану ефемеридну інформацію необхідну для розрахунку навігаційного рішення по всім навігаційним супутникам, що знаходяться в полі зору. Використовується наступні дані з повідомлення:

- координати навігаційного супутника в системі ECEF (WGS84) на момент проведення вимірів для кожного з навігаційних супутників в полі зору — вимірюється в метрах, використовується при проведенні обрахунків;
- корекція похибки кодової псевдовідстані, що виникає в наслідок неточності бортового годинника навігаційного супутника для кожного з навігаційних супутників в полі зору — вимірюється в метрах, використовується при проведенні обрахунків

Для кожного з приймачів у відповідне поле вводиться період оновлення даних в файлі в секундах.

Для кожного з навігаційних приймачів користувачем вводяться попередньо визначені еталонні координати навігаційних приймачів.

Для приймачів наземної підсистеми GBAS еталонні координати є однаковими для будь-якого моменту часу, і вводяться у відповідні поля присутні в інтерфейсі програмного забезпечення. Формат вводу наступний:

- Широта приймача наземної підсистеми GBAS — градуси;
- Довгота приймача наземної підсистеми GBAS — градуси;
- Висота відносно еліпсоїда WGS84 приймача наземної підсистеми GBAS — метри.

Для приймача бортової підсистеми GBAS еталонні координати можуть відрізнятися в залежності від часу експерименту і мають бути записані у вигляді текстового файлу у вигляді стовпчиків і рядків. Кожен рядок є записом даних на конкретний час. Стовпчики є певними даними, а саме:

1. порядковий номер тижня GPS — безрозмірна величина;
2. секунди тижня GPS — секунди;
3. рік — безрозмірна величина;
4. місяць року — безрозмірна величина;
5. день місяця — безрозмірна величина;
6. година дня — безрозмірна величина;
7. хвилина — безрозмірна величина;
8. секунди — секунда;
9. широта приймача бортової підсистеми GBAS — градуси;
10. довгота приймача бортової підсистеми GBAS — градуси;
11. висота відносно еліпсоїда WGS84 приймача бортової підсистеми GBAS — метри;

Шлях до файлу користувач вводить в відповідне поле присутнє в інтерфейсі програмного забезпечення.

Для забезпечення коректної роботи програмного забезпечення користувач повинен ввести наступні дані у відповідні поля присутні в інтерфейсі:

- день року проведення експерименту — для моделі тропосферної корекції;
- максимальне значення просторового геометричного фактору погіршення точності при якому провадяться розрахунки — для уникнення за відомо не коректних рішень навігаційної задачі;
- параметри фінального сегменту заходу на посадку для проведення моделювання GBAS.
 - широта точки LTP/FTP — градуси;
 - довгота точки LTP/FTP — градуси;
 - висота точки LTP/FTP відносно еліпсоїда WGS84 — метри;
 - зміщення по широті точки FRAP відносно точки LTP/FTP — градуси;
 - зміщення по довготі точки FRAP відносно точки LTP/FTP — градуси;
 - висота проходження порогу злітно-посадкової смуги (TCH) — метри;
 - кут глісади (GPA) — градуси;

Перед початком розрахунків користувач має у відповідних полях встановити які супутникові навігаційні системи використовувати під час розрахунків.

Інтерфейс програмного забезпечення показаний на рис. 4.10

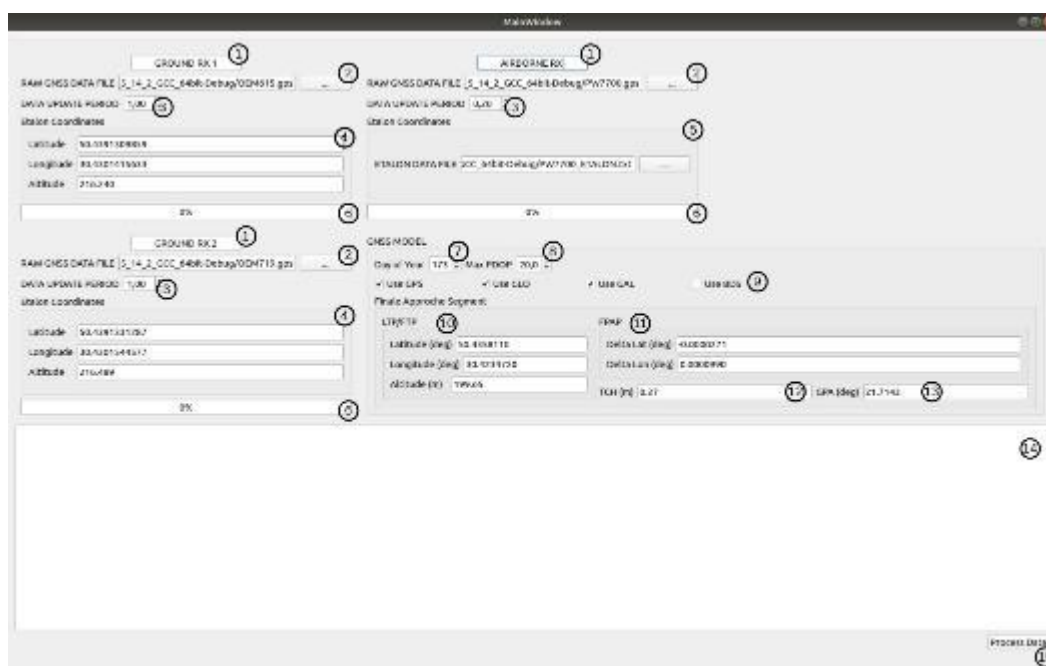


Рис. 4.10 – Інтерфейс комп'ютерної програми

На ньому присутні наступні органи керування:

1. позначення навігаційного приймача (належить до наземної чи бортової підсистеми GBAS);
2. поле для введення шляху до файлу з даними навігаційних приймачів;
3. поле для введення періоду оновлення даних з навігаційних приймачів;
4. поля для введення еталонних координат навігаційних приймачів наземної підсистеми GBAS;
5. поле для введення шляху до файлу з еталонними координатами приймача бортової підсистеми GBAS;
6. показник прогресу обробки даних з файлів навігаційних приймачів;
7. поле для введення дня року проведення експерименту;
8. поле для введення максимального значення просторового геометричного фактору погіршення точності при якому провадяться розрахунки;
9. органи керування для встановлення тих навігаційних супутникових систем які будуть використані під час розрахунку
10. поля для введення координат точки LTP/FTP фінального етапу заходу на посадку;
11. поля для введення зміщень по широті і довготі точки FRAP відносно точки LTP/FTP фінального етапу заходу на посадку;
12. поле для введення висоти проходження порогу злітно посадкової смуги;
13. поле для введення кута глісади;
14. поле для виводу програмним забезпеченням рекомендацій користувачу.
15. Кнопка запуску обчислень.

Вихідні дані представляються в графічному вигляді в звіті в електронній формі формату HTML. Дані, зовнішній вигляд звіту в браузері представлений на Рис 4.11.

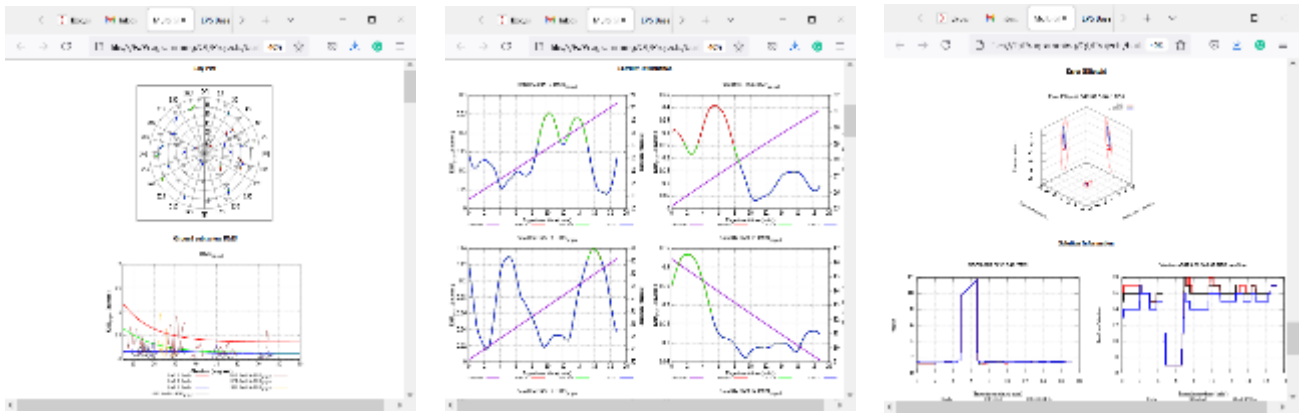


Рис. 4.11 - Вихідні дані комп'ютерної програми Multi GBAS

Присутні наступні графіки:

- Треки навігаційних супутників, в залежності від азимуту (градуси) і кута місця (градуси) протягом часу проведення експерименту. Колір треку визначається в залежності від значення Ground Availability Designator (GAD) який має даний супутник в даний момент часу;
- Залежність середніх квадратів вкладу наземної підсистеми в похибку визначення координат RMS_{prgnd} (метри) від кута місця навігаційного супутника (градуси). Дані значення представлені різними кольорами для різних навігаційних систем. Також на даному графіку представлені границі по яким визначаються GAD.
- Залежність RMS_{prgnd} (метри) від часу проведення експерименту (хвилини). Колір даної залежності залежить від значення GAD. Також на даному графіку представлена залежність кута місця навігаційного супутника (градуси) від часу проведення експерименту (хвилини). Даний графік виконується для кожного з видимих під час експерименту навігаційних супутників.
- Еліпсоїди похибок визначення координат та їх проєкції на координатні площини. Координатні площини зорієнтовані по сторонам світу. Точкою відліку являється координати еталонної траєкторії приймача бортової підсистеми. Всі розмірності в метрах. Еліпсоїди представлені для випадків навігаційного рішення як без використання диференційних корекцій, так і для випадків з використанням тільки тих навігаційних супутників які мають певне значення GAD.

- Залежність значення просторового геометричного фактору погіршення точності (безрозмірна величина) від часу проведення експерименту (хвилини). Дані представлені для випадків навігаційного рішення як без використання диференційних корекцій, так і для випадків з використанням тільки тих навігаційних супутників які мають певне значення GAD.
- Залежність кількості навігаційних супутників які були використані для розрахунку координат (безрозмірна величина) від часу проведення експерименту (хвилини). Дані представлені для випадків навігаційного рішення як без використання диференційних корекцій, так і для випадків з використанням тільки тих навігаційних супутників які мають певне значення GAD.
- Траєкторія бортової підсистеми GBAS в системі координат зв'язаній з злітно посадковою смугою. Представлені графіки в вертикальній і горизонтальній площині. Дані представлені для випадків навігаційного рішення як без використання диференційних корекцій, так і для випадків з використанням тільки тих навігаційних супутників які мають певне значення GAD. Всі розмірності в метрах.
- Параметри цілісності (всі в метрах) в залежності від часу проведення експерименту (хвилини). Представлені графіки для вертикальної і бокової площин. Дані представлені для випадків навігаційного рішення як без використання диференційних корекцій, так і для випадків з використанням тільки тих навігаційних супутників які мають певне значення GAD. Представлені наступні параметри:
 - змодельована бортовою підсистемою GBAS похибка навігаційної системи;
 - дійсна похибка навігаційної системи отримана з використанням еталонних координат бортової підсистеми GBAS;
 - Ліміт похибки навігаційної системи;
 - Рівень захисту навігаційної системи;
 - Ліміт спрацьовування сигналізації.

Розробка велася з використанням мови програмування високого рівня C++. Вибір даної мови програмування зумовлений високою швидкістю даної мови програмування. Також був врахований той факт, що дана мова програмування зазвичай використовується при створенні апаратури на основі сучасних мікроконтролерів, що значно полегшить подальше впровадження результатів даної роботи. Розробка програмного забезпечення велася в середовищі Qt 5.0. Також до складу програмного забезпечення входить програмний продукт «GNUPlot» що використовується для виведення графічної інформації.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4

1. В розділі представлений розроблений апаратно-програмний комплекс що реалізує створені методи і моделі і дозволяє в умовах напівнатурного моделювання досліджувати точність та цілісність навігаційного рішення при здійсненні посадки за приладами з використанням спільної обробки сигналів супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou.
2. Описане апаратне забезпечення комплексу, що складається з навігаційних приймачів, навігаційних антен персональних комп'ютерів, перетворювачів напруги, з'єднувальних кабелів, та джерел живлення.
3. Показане програмне забезпечення для отримання довготривалих вимірів навігаційних приймачів. Дане програмне забезпечення відображує стан навігаційного приймача, дозволяє налаштувати навігаційний приймач на видачу різноманітних даних, і записує отримані дані в файл.
4. Розглянуте програмне забезпечення для визначення еталонних координат і траєкторій. Дане програмне забезпечення призначене для постобробки вимірів навігаційних приймачів за допомогою методу відносної навігації і методу PPP.
5. Презентоване програмне забезпечення "Multi GBAS" яке розроблене для реалізації розглянутих в дисертаційній роботі методів. Дане програмне забезпечення дозволяє за даними з навігаційних приймачів провести моделювання роботи на-земного функціонального доповнення GBAS глобальної супутникової навігаційної системи GNSS. При цьому підтримуються такі системи супутникової навігації як GPS, ГЛОНАСС, GALILEO та BeiDou.

Список публікацій здобувача за матеріалами четвертого розділу

1. Куценко О.В. Визначення еталонних координат та траєкторій при проведенні досліджень супутникових навігаційних систем. Вісник інженерної академії України – 2010. – №2. – С. 8-11. (Особистий внесок здобувача – досліджений метод отримання еталонних траєкторій при дослідженні систем супутникової радіонавігації).
2. «Навігація» Створення та експлуатація системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України із застосуванням глобальних навігаційних супутникових систем». («Навігація-Сертифікат». Сертифікація системи). шифр «Навігація-Сертифікат» (№ держреєстрації 0108U008542). (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).
3. Куценко О.В., Конін В.В. Кондратюк В.М. Модель системи наземного доповнення до глобальної навігаційної супутникової системи («Multi GBAS»). Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 99339. Дата реєстрації 31 серпня 2020 р. (Особистий внесок здобувача – постановка задачі, розробка і тестування програмного забезпечення, участь в підготовці матеріалів).

РОЗДІЛ 5 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ

5.1 Проведення випробувань апаратно програмного комплексу в експериментальних умовах

Льотні випробування за методика проведення яких була відпрацьована в ході виконання робіт [103], [104], [105], [106], [107] та [108] було виконано 17 березня 2021 р. у м. Києві, на території Національного авіаційного університету. Політ відбувався над стадіоном НАУ, а наземна підсистема була розташована в 11 корпусі НАУ.

Обладнання (квадрокоптер), яке використовувалось в якості носія бортової підсистеми апаратно програмного комплексу для експериментальних досліджень представлено на рис. 5.1



Рис 5.1 – Бортова підсистема апаратно-програмного комплексу встановлена на квадрокоптері.

Експериментальний політ являє собою відпрацювання лінійної траєкторії, що імітує фінальну ділянку заходу на посадку і проліт над ЗПС із зазначеними проміжними пунктами маршруту (ППМ) в кількості 23 штук. Зображення заданої траєкторії представленої в програмному забезпеченні QGroundControl представлено на рис. 5.2.

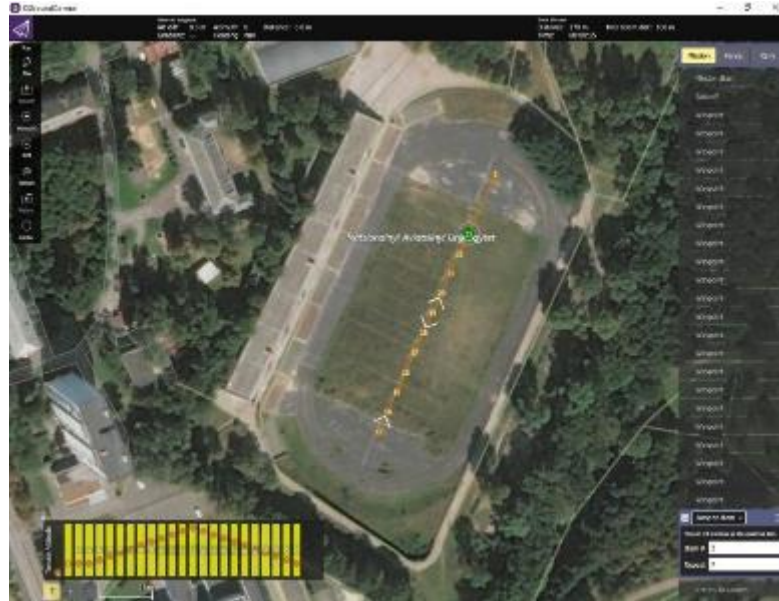


Рис 5.2 – Задана траєкторія польоту в програмному забезпеченні QGroundControl

Ділянки між ППМ передбачають політ по прямій лінії довжиною 40 метрів на відносній висоті 10 м , а потім політ по прямій лінії довжиною 90 метрів з одночасним підйомом на висоту 50 м. Потім політ відбувається в зворотному порядку. Проходження ППМ відбувалося зі сталою швидкістю 5 м/с. По заданій просторовій траєкторії ставилась задача пролетіти 8 раз, з чим система управління успішно впоралась.

Траєкторія польоту в горизонтальній (а) і вертикальній (б) площинах системи координат XYV пов'язаної з ЗПС показана на рис. 5.3.

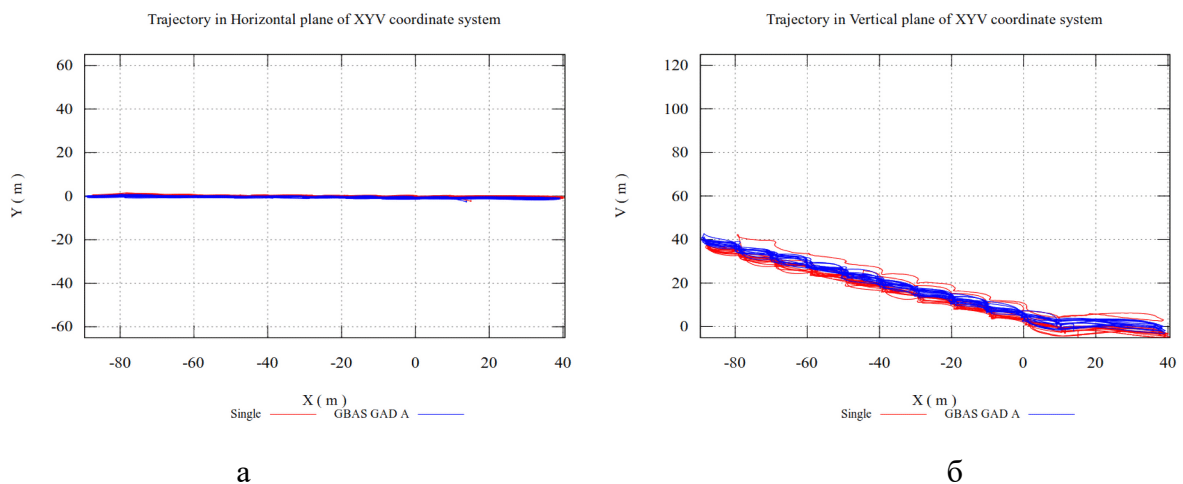


Рис. 5.3 – Траєкторія експериментального польоту в горизонтальній (а) і вертикальній (б) площинах системи координат XYV пов'язаної з ЗПС

За допомогою програмного забезпечення GrafNav/GrafNet розглянутого в підрозділі 4.3 була отримана еталонна траєкторія польоту бортової підсистеми і еталонні координати приймачів наземної підсистеми. Еталонні координати приймачів наземної підсистеми були отримані в режимі постобробки за допомогою методу PPP (Precise Point Position). Еталонна траєкторія була отримана методом відносного позиціонування. В якості референсних навігаційних приймачів були використані приймачі наземної підсистеми. Точність (а) та доступність (б) отриманої еталонної траєкторії представлена на рис. 5.4.

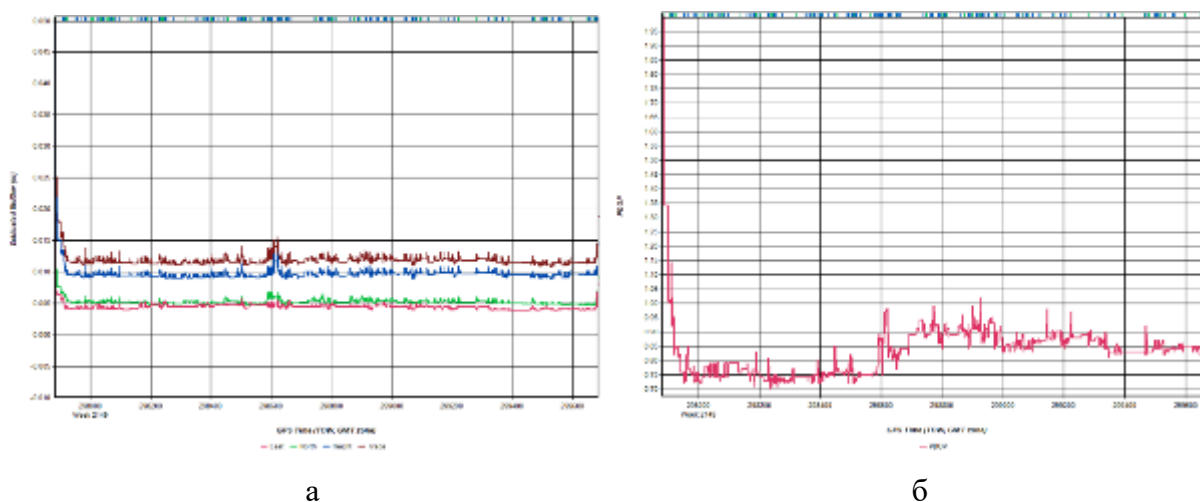


Рис 5.4 – Параметри точності (а) та доступності (б) еталонної траєкторії польоту.

Як видно з рисунку точність визначення еталонної траєкторії (1σ) протягом більшості часу експерименту не перевищує 2 см., а просторовий фактор погіршення точності PDOP не перевищує значення 1.05. Перевищення цих значень спостерігається на початку експерименту і дані виміри не були враховані під час обрахунків.

5.2 Оцінка вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані

Відповідно до [2] Величина $RMS_{pr_{gnd}}$ (3.3) не повинна перевищувати величини яка визначається за виразом (3.4) визначеним в підрозділі 3.4 і залежить від показника точності наземного обладнання описаного в підрозділі 1.5. На рис. 5.5 а показані треки навігаційних супутників що знаходяться в зоні видимості протягом часу проведення експерименту відносно розташування наземної підсистеми. Колір

треку показує можливість застосування даного навігаційного супутника в наземній підсистемі яка відповідає певному показнику точності GAD: синій – А, В, С; зелений – А, В; червоний – А; чорний – даний супутник не застосовується. На рис. 5.5 б показана залежність $RMS_{pr_{gnd}}$ кожного з навігаційних супутників що знаходяться в зоні видимості протягом часу проведення експерименту від кута місця. Також на даному рисунку позначені граничні значення $RMS_{pr_{gnd}}$ які відповідають певному показнику точності GAD: синій – С; зелений – В; червоний – А;

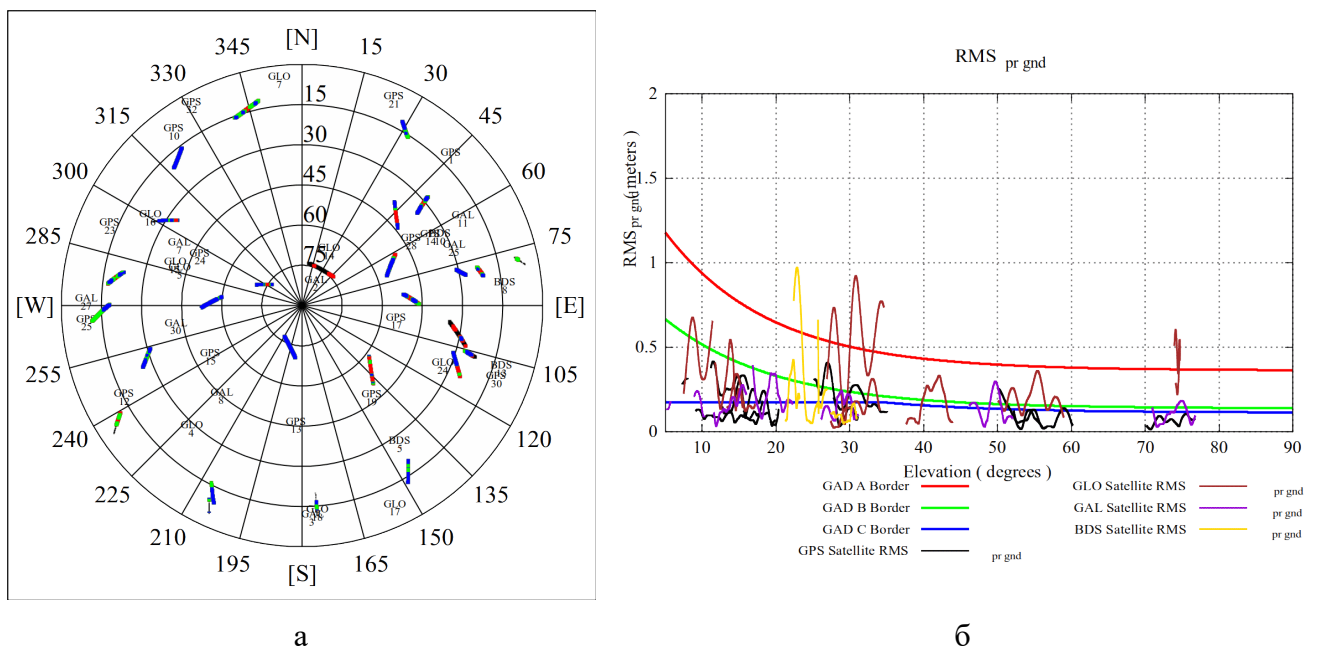


Рис 5.5 – Оцінка вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані.

Як видно з рисунків порівняно велика кількість навігаційних супутників кут місця яких перевищує 20 градусів відповідають показнику точності GAD С, а всі окрім трьох навігаційних супутників відповідають GAD А. Проте присутня аномальна зона, приблизно між значеннями азимуту 30 – 135 градусів де видно аномальне погіршення значення $RMS_{pr_{gnd}}$. Дану ситуацію можна пояснити наявністю багатопроменевості в місці розташування антен приймачів наземної підсистеми.

Розглянемо більш детально кожен з видимих навігаційних супутників окремо. На рис. 5.6 представлені залежності $RMS_{pr_{gnd}}$ від часу проведення експерименту для навігаційних супутників GPS які видимі під час експерименту. Колір кривої показує можливість застосування даного навігаційного супутника в наземній підсистемі яка відповідає певному показнику точності GAD: синій – А, В, С;

зелений – А, В; червоний – А; чорний – даний супутник не застосовується. Також на графіках представлені залежності кута місця навігаційних супутників від часу проведення експерименту для навігаційних супутників GPS які видимі під час експерименту.

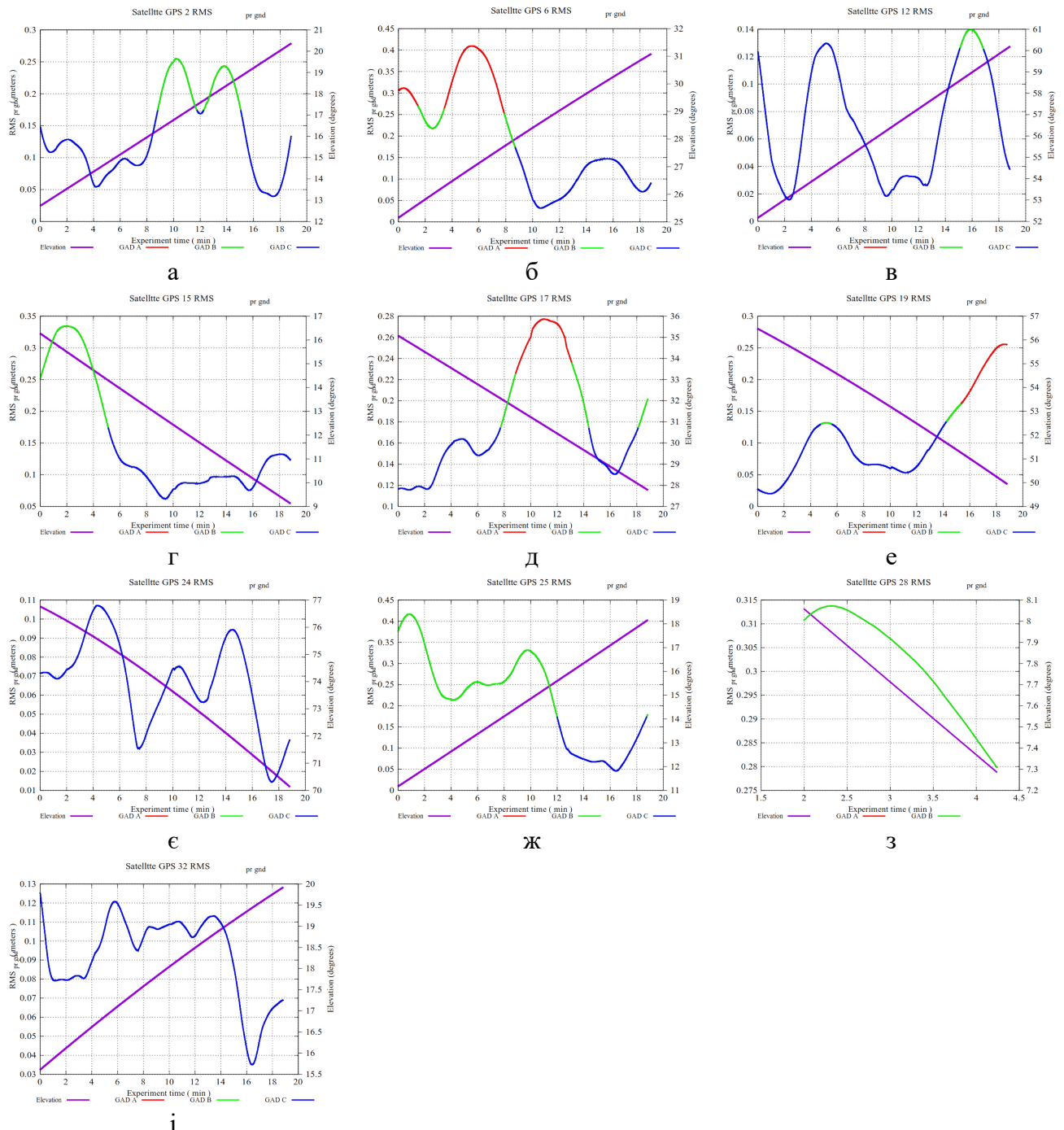


Рис. 5.6 – Залежності RMS_{pr_gnd} від часу проведення експерименту для навігаційних супутників GPS які видимі під час експерименту

Всього протягом експерименту спостерігалось 10 навігаційних супутників GPS. Як видно з рисунку 5.6 (а) навігаційний супутник GPS №2 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку

експерименту по 9 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 13° по $16,3^\circ$. З 9 хв. по 11,5 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $16,3^\circ$ по $17,2^\circ$. З 11,5 хв. по 12,5 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $17,2^\circ$ по $17,5^\circ$. З 12,5 хв. по 15 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $17,5^\circ$ по 19° . З 15 хв. до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 19° по $20,5^\circ$.

Як видно з рисунку 5.6 (б) навігаційний супутник GPS №6 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 1,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $25,2^\circ$ по $25,5^\circ$. З 1,4 хв. по 3,5 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $25,5^\circ$ по $26,4^\circ$. З 3,5 хв. по 7,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $26,4^\circ$ по $27,8^\circ$. З 7,8 хв. по 8,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $27,8^\circ$ по 28° . З 8,8 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 28° по $31,1^\circ$.

Як видно з рисунку 5.6 (в) навігаційний супутник GPS №12 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 15 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD А, В і С. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $52,2^\circ$ по $58,6^\circ$. З 15 хв. по 17 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD А і В. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $58,6^\circ$ по 60° . З 17 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD А, В і С. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 60° по $60,2^\circ$.

Як видно з рисунку 5.6 (г) навігаційний супутник GPS №15 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 5,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD А і В. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $16,3^\circ$ по $12,4^\circ$. З 5,2 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD А, В і С. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $12,4^\circ$ по $9,2^\circ$.

Як видно з рисунку 5.6 (д) навігаційний супутник GPS №15 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 7,6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD А, В і С. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $35,2^\circ$ по $32,1^\circ$. З 7,6 хв. по 8,7 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD А і В. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $32,1^\circ$ по $31,6^\circ$. З 8,7 хв. по 13,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD А. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $31,6^\circ$ по 30° . З 13,2 хв. по 14,6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в

наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 30° по $29,5^\circ$. З 14,6 хв. по 18,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $29,5^\circ$ по $28,1^\circ$. З 18,2 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $28,1^\circ$ по $27,8^\circ$.

Як видно з рисунку 5.6 (е) навігаційний супутник GPS №19 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 4,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $56,5^\circ$ по 55° . З 4,8 хв. по 5,6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 55° по $54,7^\circ$. З 5,6 хв. по 14,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $54,7^\circ$ по $51,6^\circ$. З 14,2 хв. по 15,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $51,6^\circ$ по $51,2^\circ$. З 15,4 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $51,2^\circ$ по 50° .

Як видно з рисунку 5.6 (є) навігаційний супутник GPS №24 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту і міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $76,8^\circ$ по $70,1^\circ$.

Як видно з рисунку 5.6 (ж) навігаційний супутник GPS №25 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 12 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в

наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $11,2^\circ$ по $15,6^\circ$. З 12 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $15,6^\circ$ по 18° .

Як видно з рисунку 5.6 (з) навігаційний супутник GPS №28 перебував в зоні видимості з 1,5 хв. по 4,3 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $7,3^\circ$ по $8,1^\circ$.

Як видно з рисунку 5.6 (i) навігаційний супутник GPS №32 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту і міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $15,6^\circ$ по $19,9^\circ$.

На рис. 5.7 представлені залежності $RMS_{pr_{gnd}}$ від часу проведення експерименту для навігаційних супутників ГЛОНАСС які видимі під час експерименту. Колір кривої показує можливість застосування даного навігаційного супутника в наземній підсистемі яка відповідає певному показнику точності GAD: синій – A, B, C; зелений – A, B; червоний – A; чорний – даний супутник не застосовується. Також на графіках представлені залежності кута місця навігаційних супутників від часу проведення експерименту для навігаційних супутників ГЛОНАСС які видимі під час експерименту.

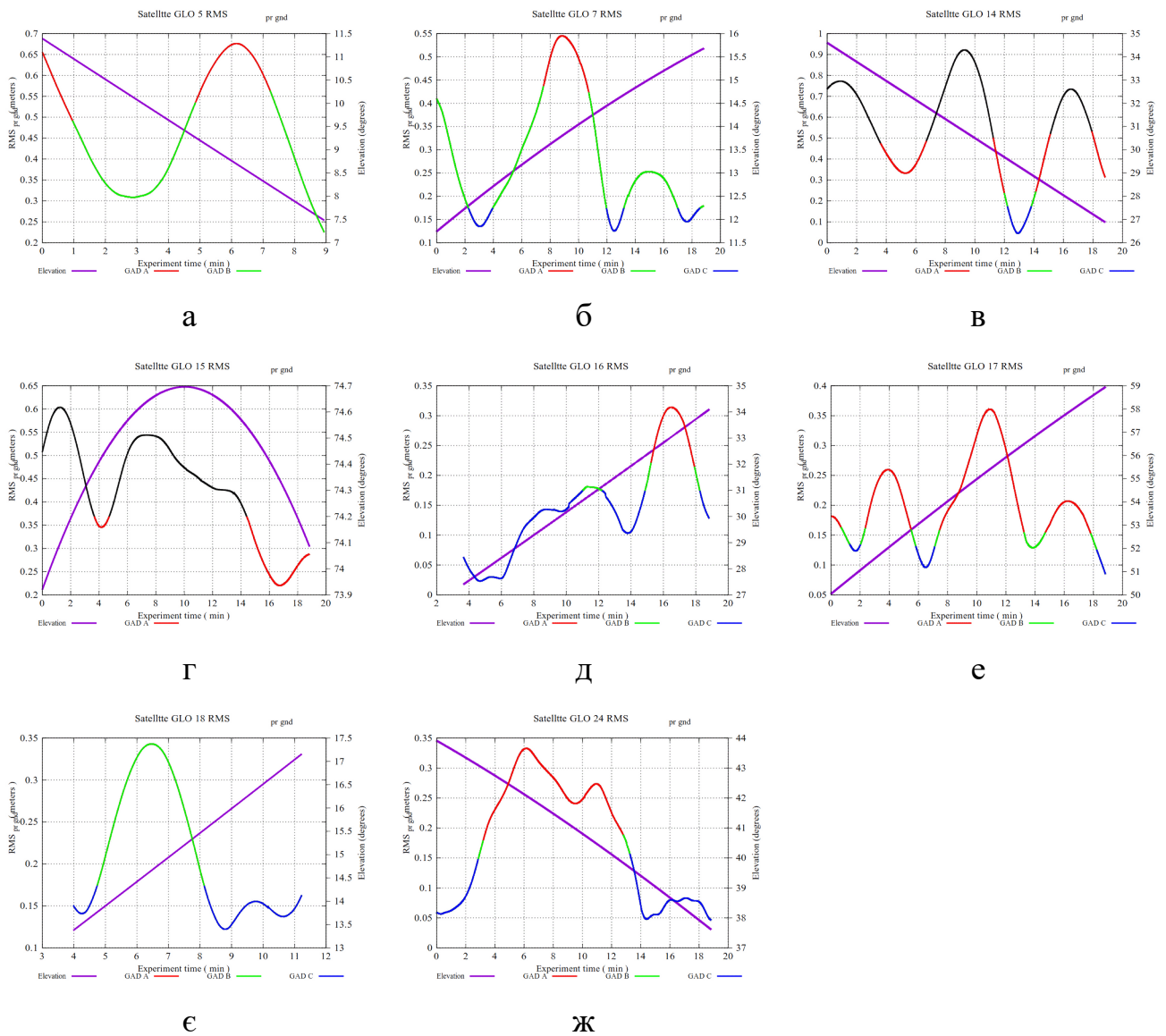


Рис. 5.7 – Залежності RMS_{pr_gnd} від часу проведення експерименту для навігаційних супутників ГЛОНАСС які видимі під час експерименту

Всього протягом експерименту спостерігалось 8 навігаційних супутників ГЛОНАСС. Як видно з рисунку 5.7 (а) навігаційний супутник ГЛОНАСС №5 перебував в зоні видимості з початку експерименту по 9 хв. часу експерименту. З початку експерименту по 1 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $11,4^\circ$ по 11° . З 1 хв. по 4,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 11° по $9,7^\circ$. З 4,8 хв. по 7,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При

цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $9,7^\circ$ по $8,2^\circ$. З 7,2 хв. і до виходу з зони видимості супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $8,2^\circ$ по $7,5^\circ$.

Як видно з рисунку 5.7 (б) навігаційний супутник ГЛОНАСС №7 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 2,3 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $11,7^\circ$ по $12,4^\circ$. З 2,3 хв. по 4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $12,3^\circ$ по $12,7^\circ$. З 4 хв. по 7,5 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $12,7^\circ$ по $13,6^\circ$. З 7,5 хв. по 10,6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $13,6^\circ$ по $14,2^\circ$. З 10,6 хв. по 12 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $14,2^\circ$ по $14,5^\circ$. З 12 хв. по 13,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $14,5^\circ$ по $14,7^\circ$. З 13,4 хв. по 17,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $14,7^\circ$ по $15,4^\circ$. З 17,2 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $15,4^\circ$ по $15,7^\circ$.

Як видно з рисунку 5.7 (в) навігаційний супутник ГЛОНАСС №14 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку

експерименту по 3,6 хв. часу експерименту супутник не міг бути застосований в наземній підсистемі. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $34,5^\circ$ по $33,2^\circ$. З 3,6 хв. по 6,6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $33,2^\circ$ по 32° . З 6,6 хв. по 11,2 хв. часу експерименту супутник не міг бути застосований в наземній підсистемі. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 32° по 30° . З 11,2 хв. по 12 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 30° по $29,6^\circ$. З 12 хв. по 14,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $29,6^\circ$ по 29° . З 14,2 хв. по 15,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 29° по $28,2^\circ$. З 15,2 хв. по 17,9 хв. часу експерименту супутник не міг бути застосований в наземній підсистемі. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $28,2^\circ$ по $27,2^\circ$. З 17,9 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $27,2^\circ$ по 27° .

Як видно з рисунку 5.7 (г) навігаційний супутник ГЛОНАСС №15 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 3,6 хв., а також з 4,8 хв. по 14,4 хв. часу експерименту супутник не міг бути застосований в наземній підсистемі. Протягом іншого часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника знаходився близько 74° .

Як видно з рисунку 5.7 (д) навігаційний супутник ГЛОНАСС №16 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 15 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в

наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $27,5^\circ$ по $32,1^\circ$. З 15 хв. по 18,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $32,1^\circ$ по $33,8^\circ$. З 18,4 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $33,8^\circ$ по 34° .

Як видно з рисунку 5.7 (е) навігаційний супутник ГЛОНАСС №17 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 1 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 50° по $50,2^\circ$. З 1 хв. по 2,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $50,2^\circ$ по $51,3^\circ$. З 2,4 хв. по 5,6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $51,3^\circ$ по $52,9^\circ$. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $50,2^\circ$ по $51,3^\circ$. З 5,6 хв. по 7,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $52,9^\circ$ по $53,8^\circ$. З 7,4 хв. по 17,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $53,8^\circ$ по $58,4^\circ$. З 17,8 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $58,4^\circ$ по 59° .

Як видно з рисунку 5.7 (є) навігаційний супутник ГЛОНАСС №18 перебував в зоні видимості від 4 хв. до 11.3 хв. часу проведення експерименту. З 4 хв. по 8,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка

відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $13,5^\circ$ по $15,5^\circ$. З 8,2 хв. по 11,3 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $15,5^\circ$ по $17,2^\circ$.

Як видно з рисунку 5.7 (ж) навігаційний супутник ГЛОНАСС №24 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 3,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 44° по $42,4^\circ$. З 3,4 хв. по 13,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $42,4^\circ$ по $39,6^\circ$. З 13,8 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $39,6^\circ$ по $37,5^\circ$.

На рис. 5.8 представлені залежності $RMS_{pr_{gnd}}$ від часу проведення експерименту для навігаційних супутників GALILEO які видимі під час експерименту. Колір кривої показує можливість застосування даного навігаційного супутника в наземній підсистемі яка відповідає певному показнику точності GAD: синій – A, B, C; зелений – A, B; червоний – A; чорний – даний супутник не застосовується. Також на графіках представлені залежності кута місця навігаційних супутників від часу проведення експерименту для навігаційних супутників GALILEO які видимі під час експерименту.

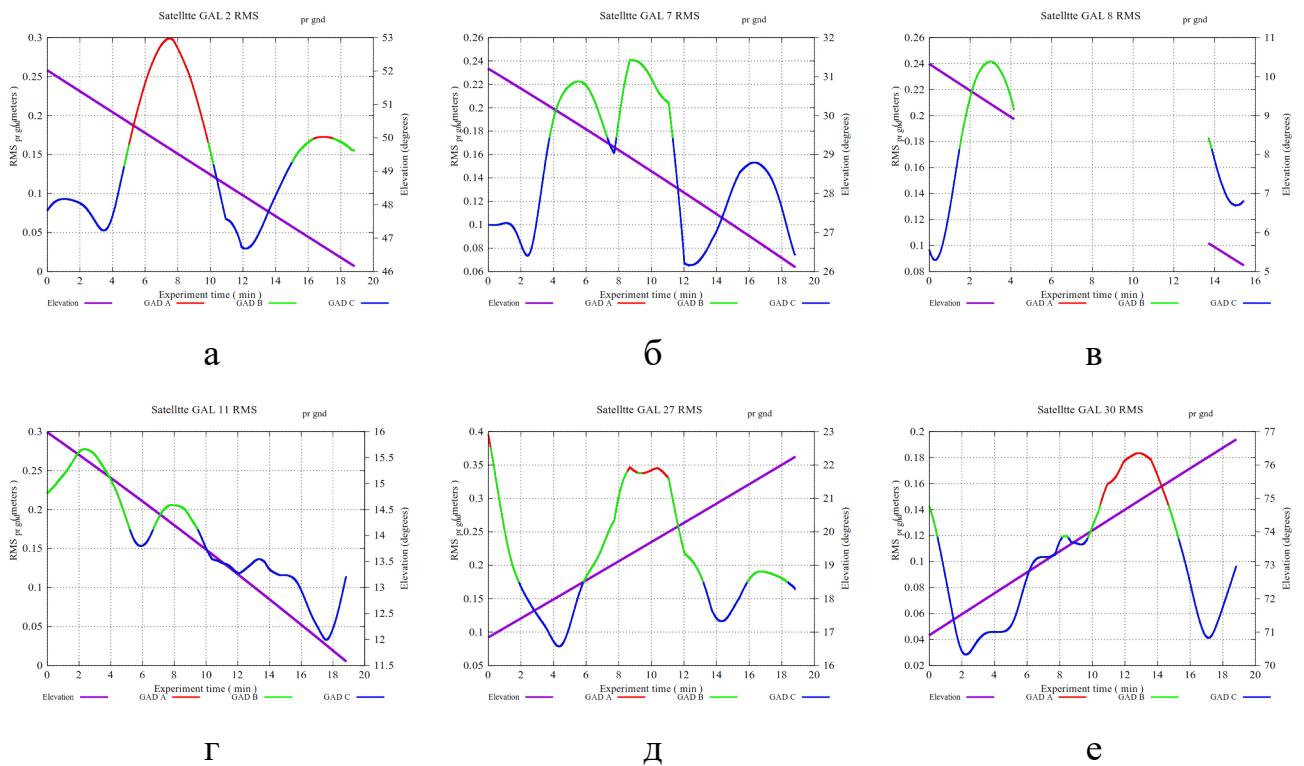


Рис. 5.8 – Залежності RMS_{pr_gnd} від часу проведення експерименту для навігаційних супутників GALILEO які видимі під час експерименту

Всього протягом експерименту спостерігалось 8 навігаційних супутників GALILEO. Як видно з рисунку 5.8 (а) навігаційний супутник GALILEO №2 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 5 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 52° по $50,5^\circ$. З 5 хв. по 10,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $50,5^\circ$ по $48,8^\circ$. З 10,2 хв. по 15 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $48,8^\circ$ по $47,3^\circ$. З 15 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $47,3^\circ$ по $46,2^\circ$.

Як видно з рисунку 5.8 (б) навігаційний супутник GALILEO №7 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку

експерименту по 3,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $31,2^\circ$ по $30,2^\circ$. З 3,8 хв. по 11,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $30,2^\circ$ по $28,1^\circ$.

Як видно з рисунку 5.8 (в) навігаційний супутник GALILEO №8 перебував в зоні видимості від початку експерименту по 4 хв. експерименту і з 13,6 хв. по 15,4 хв. експерименту. З початку експерименту і по 1,4 хв. експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $10,4^\circ$ по 10° . З 1,4 хв. по 4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 10° по $8,9^\circ$. З 13,6 хв. по 15,4 хв. експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $5,7^\circ$ по $5,1^\circ$.

Як видно з рисунку 5.8 (г) навігаційний супутник GALILEO №11 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 9,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 16° по 14° . З 14 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 14° по $11,6^\circ$.

Як видно з рисунку 5.8 (д) навігаційний супутник GALILEO №27 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 1,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $16,9^\circ$ по $17,2^\circ$. З 1,8 хв. по 5,8 хв. часу

експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A,B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $17,2^\circ$ по $18,5^\circ$. З 5,8 хв. по 8,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $18,5^\circ$ по $19,3^\circ$. З 8,4 хв. по 11 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $19,3^\circ$ по 20° . З 11 хв. по 13,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з 20° по $20,5^\circ$. З 13,2 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $20,5^\circ$ по $22,2^\circ$.

Як видно з рисунку 5.8 (e) навігаційний супутник GALILEO №30 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 10,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $71,1^\circ$ по $74,2^\circ$. З 10,8 хв. по 15,4 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $74,2^\circ$ по $75,6^\circ$. З 15,4 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $75,6^\circ$ по $76,8^\circ$.

На рис. 5.9 представлені залежності RMS_{pr_gnd} від часу проведення експерименту для навігаційних супутників BeiDou які видимі під час експерименту. Колір кривої показує можливість застосування даного навігаційного супутника в наземній підсистемі яка відповідає певному показнику точності GAD: синій – A, B, C; зелений – A, B; червоний – A; чорний – даний супутник не застосовується. Також на графіках представлені залежності кута місця навігаційних супутників від часу

проведення експерименту для навігаційних супутників BeiDou які видимі під час експерименту.

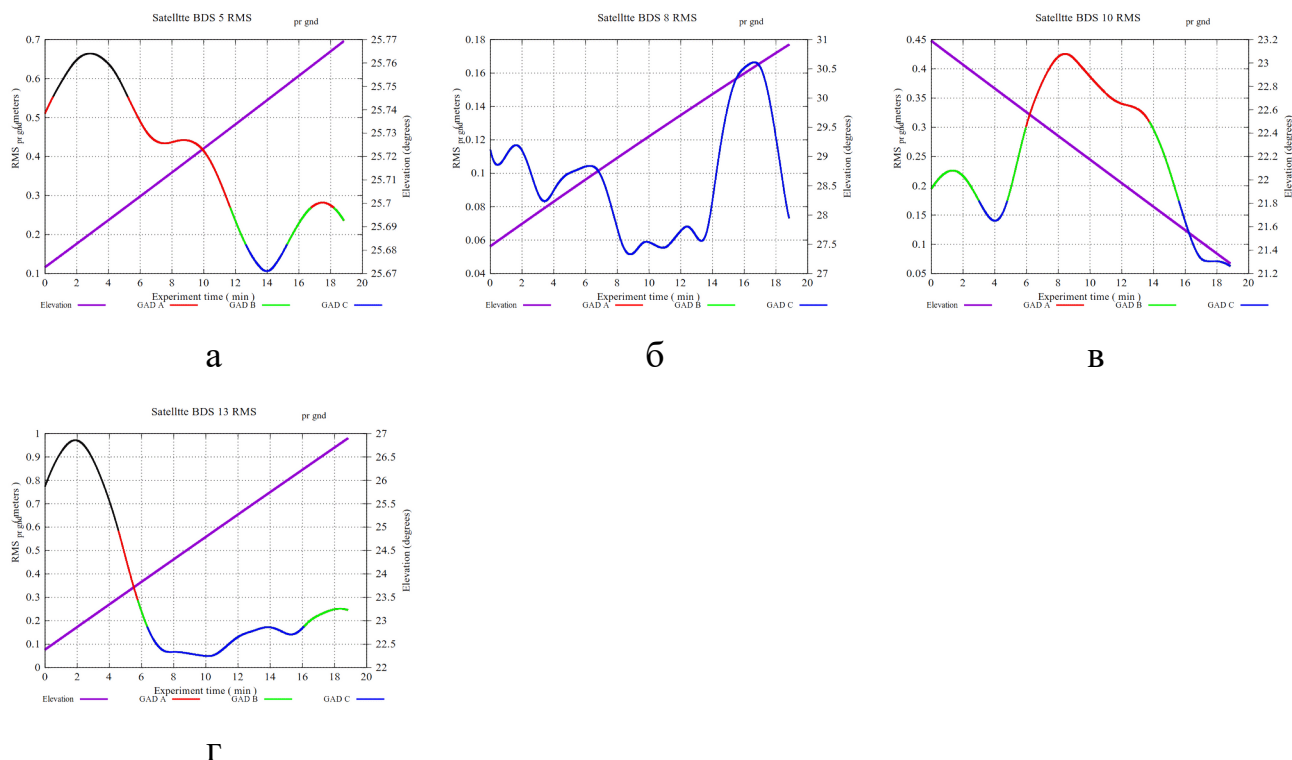


Рис. 5.9 – Залежності $RMS_{pr_{gnd}}$ від часу проведення експерименту для навігаційних супутників BeiDou які видимі під час експерименту

Всього протягом експерименту спостерігалось 8 навігаційних супутників BeiDou. Як видно з рисунку 5.9 (а) навігаційний супутник BeiDou №5 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. Кут місця навігаційного супутника був близько $25,7^\circ$. З початку експерименту по 5,2 хв. часу експерименту супутник не міг бути застосований в наземній підсистемі. З 5,2 хв. по 11,6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. З 11,6 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B.

Як видно з рисунку 5.9 (б) навігаційний супутник BeiDou №8 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. При цьому супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. Кут місця навігаційного супутника змінювався з $27,5^\circ$ по $30,9^\circ$.

Як видно з рисунку 5.9 (в) навігаційний супутник BeiDou №10 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $23,2^\circ$ по $22,6^\circ$. З 6 хв. по 13,6 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $22,6^\circ$ по $21,8^\circ$. З 13,6 хв. по 15,5 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $21,8^\circ$ по $21,6^\circ$. З 15,5 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $21,6^\circ$ по $21,3^\circ$.

Як видно з рисунку 5.9 (г) навігаційний супутник BeiDou №10 перебував в зоні видимості протягом всього часу проведення експерименту. З початку експерименту по 4,6 хв. часу експерименту супутник не міг бути застосований в наземній підсистемі. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $22,4^\circ$ по $23,5^\circ$. З 4,6 хв. по 5,8 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $23,5^\circ$ по $23,8^\circ$. З 5,8 хв. по 16,2 хв. часу експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A, B і C. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $23,8^\circ$ по $26,3^\circ$. З 16,2 хв. і до закінчення експерименту супутник міг бути застосований в наземній підсистемі яка відповідає показнику точності GAD A і B. При цьому кут місця навігаційного супутника змінювався з $26,3^\circ$ по $26,9^\circ$.

5.3 Оцінка точності навігаційного рішення

Відповідно до методу визначення точності в трьох координатах представленому в підрозділі 3.3 з використанням даних отриманих під час експерименту були отримані еліпсоїди похибок визначення координат бортової підсистеми протягом

проведення експерименту. Еліпсоїди були отримані як з використанням методів описаних в даній роботі так і в звичайному режимі визначення координат. Далі представлені 15 можливих комбінацій сумісного використання навігаційних супутників систем GPS ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.

На рис. 5.10 представлена оцінка точності при сумісному використанні чотирьох супутникових навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС-GALILEO-BeiDou. Показані проєкції еліпсоїдів похибок на площини топоцентричної системи координат ENU, а саме: Північ-Схід, Схід-Зеніт, Північ-Зеніт. Також показані проєкції на дані площини різниці між координатами еталонної траєкторії і фактично визначеними координатами. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі.

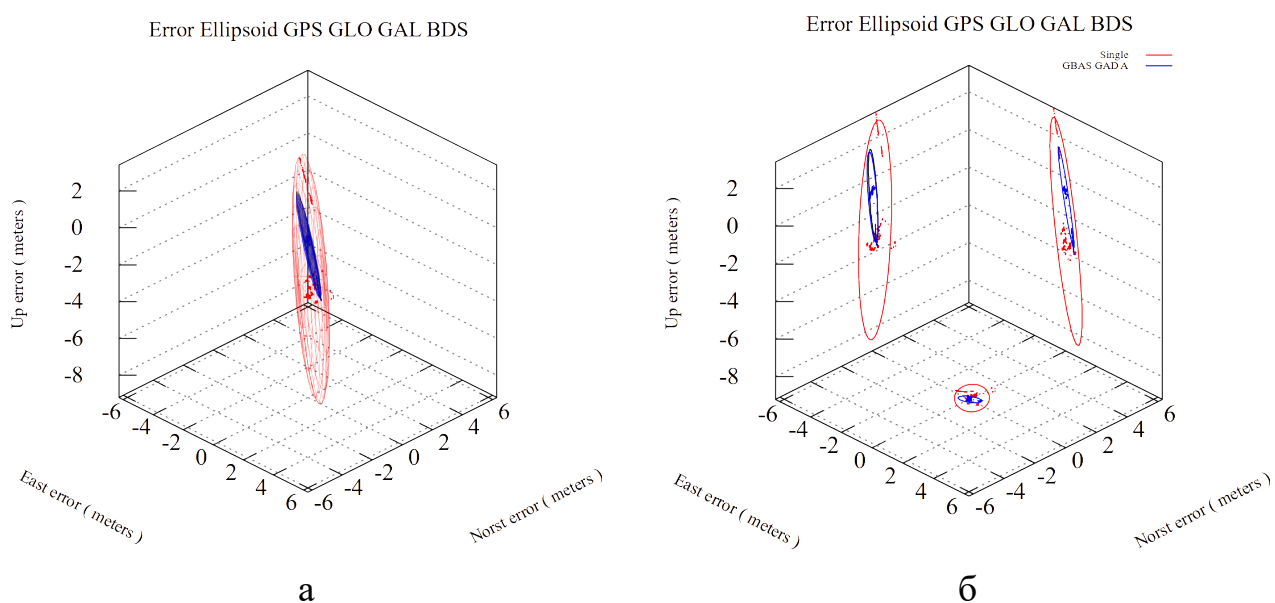


Рис. 5.10 – Еліпсоїди точності (а) та їх проєкції (б) в різних режимах для супутників чотирьох навігаційних систем.

Як видно з рисунку 5.10 Низькочастотна складова похибки визначення координат в горизонтальній площині порівняно не велика для обох режимів. Високочастотна складова доволі сильно зменшується при використанні диференційного режиму. По висоті низькочастотна складова похибки значно зменшується при використанні диференційного режиму, проте не прибирається повністю. Високочастотна складова по висоті, також значно зменшується, проте залишається значно більшою аналогічного параметру по горизонталі.

На рис. 5.11 представлена оцінка точності при сумісному використанні трьох супутникових навігаційних систем, а саме такі комбінації: GPS-ГЛОНАСС-GALILEO (а), GPS-ГЛОНАСС-BeiDou (б), GPS-GALILEO-BeiDou (в), ГЛОНАСС-GALILEO-BeiDou. (г). Показані проєкції еліпсоїдів похибок на площини топоцентричної системи координат ENU, а саме: Північ-Схід, Схід-Зеніт, Північ-Зеніт. Також показані проєкції на дані площини різниці між координатами еталонної траєкторії і фактично визначеними координатами. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі.

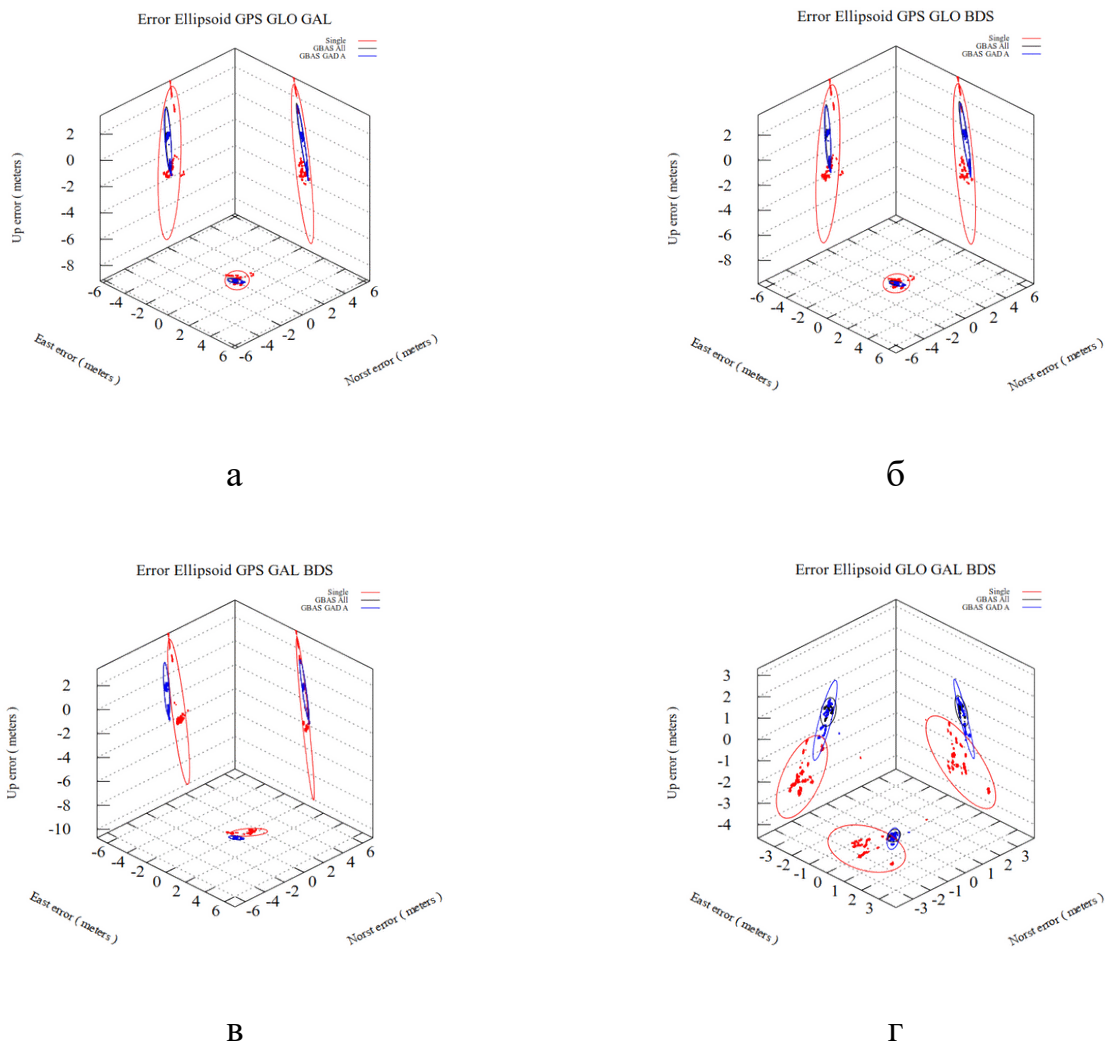
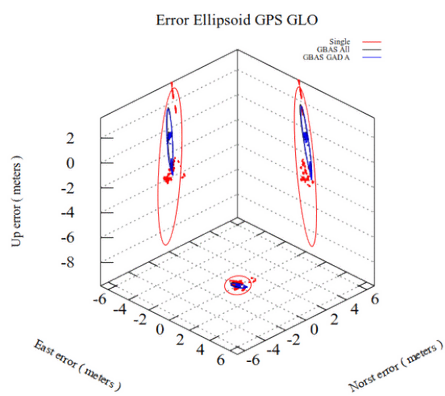


Рис. 5.11 – Проєкції еліпсоїда точності в різних режимах для супутників комбінацій трьох навігаційних систем.

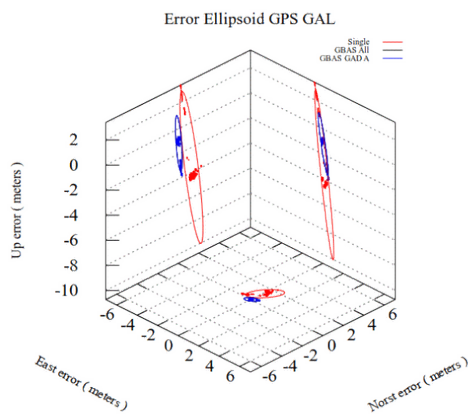
Як видно з рисунку 5.11 Низькочастотна складова похибки визначення координат в горизонтальній площині порівняно не велика при використанні диференційного

режиму. Без використання диференційного режиму низькочастотна складова похибки в горизонтальній площині приймає значення 1-2 метри для комбінацій супутникових систем GPS-GALILEO-BeiDou (в), ГЛОНАСС-GALILEO-BeiDou (г). Високочастотна складова доволі сильно зменшується при використанні диференційного режиму. По висоті низькочастотна складова похибки значно зменшується при використанні диференційного режиму, проте не прибирається повністю. Високочастотна складова по висоті, також значно зменшується, проте залишається значно більшою аналогічного параметру по горизонталі.

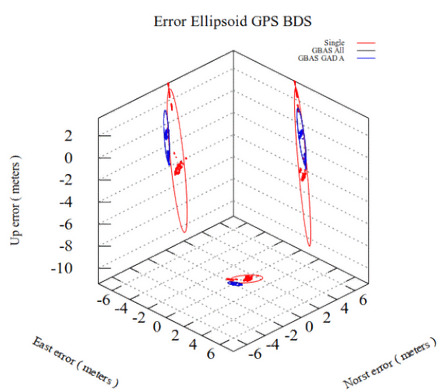
На рис. 5.12 представлена оцінка точності при сумісному використанні двох супутникових навігаційних систем, а саме такі комбінації: GPS-ГЛОНАСС (а), GPS-GALILEO (б), GPS-BeiDou (в), ГЛОНАСС-GALILEO (г), GPS-BeiDou (д). Комбінація GALILEO-BeiDou не мала вдалих рішень навігаційної задачі в наслідок незадовільного значення геометричного фактору погіршення точності PDOP. Показані проєкції еліпсоїдів похибок на площини топоцентричної системи координат ENU, а саме: Північ-Схід, Схід-Зеніт, Північ-Зеніт. Також показані проєкції на дані площини різниці між координатами еталонної траєкторії і фактично визначними координатами. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі.



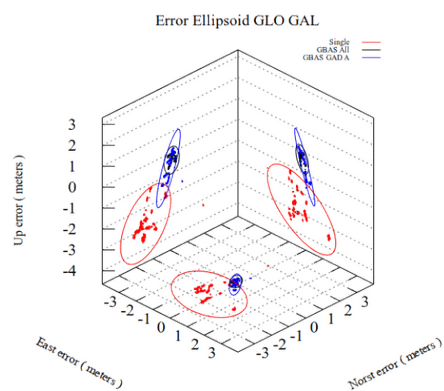
а



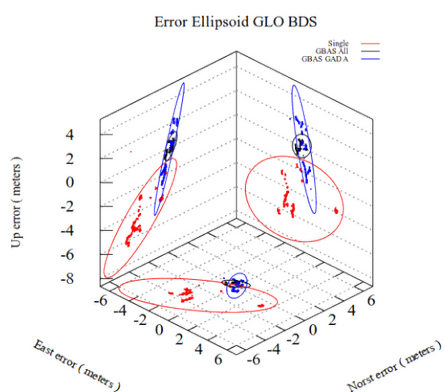
б



в



г



д

Рис. 5.12 – Проекції еліпсоїда точності в різних режимах для супутників комбінацій двох навігаційних систем.

Як видно з рисунку 5.12 Низькочастотна складова похибки визначення координат в горизонтальній площині порівняно не велика при використанні диференційного

режиму. Без використання диференційного режиму низькочастотна складова похибки в горизонтальній площині приймає значення 1-2 метри для комбінацій супутникових систем GPS-GALILEO (б), GPS-BeiDou. (в) та 3-4 метри для комбінацій супутникових систем ГЛОНАСС-GALILEO (г) ГЛОНАСС-BeiDou. Високочастотна складова доволі сильно зменшується при використанні диференційного режиму. По висоті низькочастотна складова похибки значно зменшується при використанні диференційного режиму, проте не прибирається повністю. Високочастотна складова по висоті, також значно зменшується, проте залишається значно більшою аналогічного параметру по горизонталі.

На рис. 5.13 представлена оцінка точності при використанні однієї супутникової навігаційної системи, а саме: GPS (а) і ГЛОНАСС (б). Системи GALILEO і BeiDou не мала вдалих рішень навігаційної задачі в наслідок незадовільного значення геометричного фактору погіршення точності PDOP. Показані проекції еліпсоїдів похибок на площини топоцентричної системи координат ENU, а саме: Північ-Схід, Схід-Зеніт, Північ-Зеніт. Також показані проекції на дані площини різниці між координатами еталонної траєкторії і фактично визначними координатами. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі.

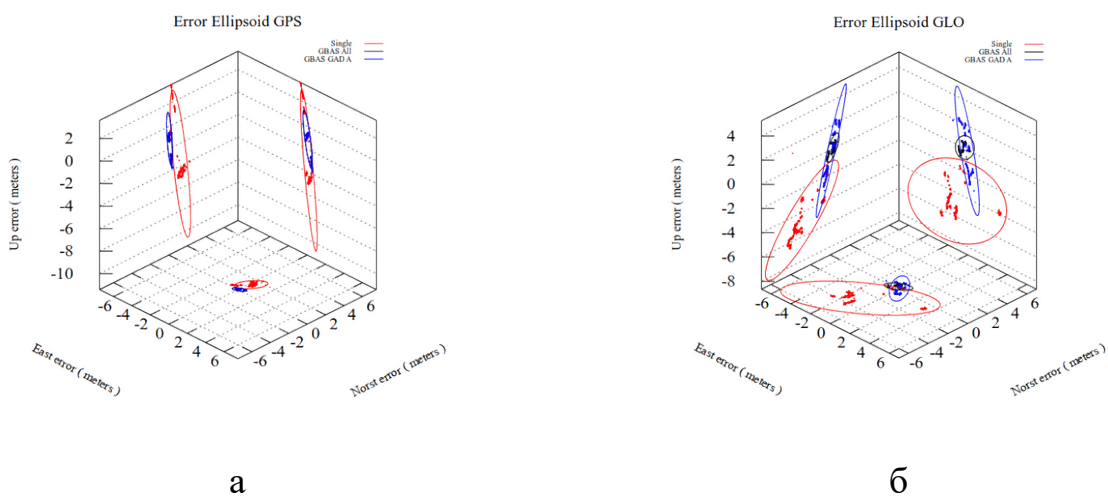


Рис. 5.13 – Проекції еліпсоїда точності в різних режимах для супутників комбінацій 3 однієї навігаційної системи.

Як видно з рисунку 5.13 Низькочастотна складова похибки визначення координат в горизонтальній площині порівняно не велика при використанні диференційного режиму. Без використання диференційного режиму низькочастотна складова похибки в горизонтальній площині приймає значення 1 метр супутникової системи GPS (а), та 4 метри супутникової системи ГЛОНАСС (б). Високочастотна складова доволі сильно зменшується при використанні диференційного режиму. По висоті низькочастотна складова похибки значно зменшується при використанні диференційного режиму, проте не прибирається повністю. Високочастотна складова по висоті, також значно зменшується, проте залишається значно більшою аналогічного параметру по горизонталі.

При різних комбінаціях навігаційних супутникових систем було обраховано систематичну похибку та величини напівосей еліпсоїду похибок навігаційної системи. Ці дані представлені в таблицях 5.1 і 5.2

Систематична похибка навігаційної системи протягом експерименту

№	Супутникові сузір'я які приймають участь в навігаційному рішенні	Кількість епох	Середнє значення похибки за напрямом схід-захід (м)		Середнє значення похибки за напрямом північ-південь (м)		Середнє значення похибки за напрямом зеніт-надир (м)	
			без використання диференційного режиму	Диференційний режим	без використання диференційного режиму	Диференційний режим	без використання диференційного режиму	Диференційний режим
1	GPS GLO GAL BDS	5151	0.0143	0.0302	0.1837	0.0257	-2.8377	-1.0182
2	GPS GLO GAL	5151	0.0143	0.0302	0.1837	0.0257	-2.8377	-1.0182
3	GPS GLO BDS	5151	-0.0411	0.0484	0.0821	0.0564	-3.0709	-0.9248
4	GPS GAL BDS	5151	0.1452	0.0417	1.2868	0.0562	-3.5896	-1.1853
5	GLO GAL BDS	4451	-0.2483	-0.0597	-1.4347	-0.1007	-2.7986	-0.6898
6	GPS GLO	5151	-0.0411	0.0484	0.0821	0.0564	-3.0708	-0.9248
7	GPS GAL	5151	0.1452	0.0417	1.2868	0.0562	-3.5896	-1.1853
8	GPS BDS	5151	0.1833	0.0638	1.2529	0.0765	-3.8275	-1.0963
9	GLO GAL	4451	-0.2483	-0.0596	-1.4347	-0.1007	-2.7986	-0.6898
10	GLO BDS	3842	-1.0547	-0.0529	-2.8526	0.0974	-4.6410	-0.0972
11	GAL BDS	0	-	-	-	-	-	-
12	GPS	5151	0.1833	0.0638	1.2529	0.0765	-3.8275	-1.0963
13	GLO	3842	-1.0547	-0.0529	-2.8526	0.0974	-4.6410	-0.0972
14	GAL	0	-	-	-	-	-	-
15	BDS	0	-	-	-	-	-	-

Напівосі еліпсоїду похибок навігаційної системи протягом експерименту

№	Супутникові сузір'я які приймають участь в навігаційному рішенні	Кількість епох	Перша напіввісь еліпсоїда (м)		Друга напіввісь еліпсоїда (м)		Третя напіввісь еліпсоїда (м)	
			без використання диференційного режиму	Диференційний режим	без використання диференційного режиму	Диференційний режим	без використання диференційного режиму	Диференційний режим
1	GPS GLO GAL BDS	5151	6.4424	2.8081	1.2410	0.2984	0.6682	0.1875
2	GPS GLO GAL	5151	6.4424	2.8081	1.2410	0.2984	0.6682	0.1875
3	GPS GLO BDS	5151	6.8817	2.8875	1.2959	0.3009	0.9535	0.2716
4	GPS GAL BDS	5151	7.3027	2.6286	0.6974	0.2869	0.3758	0.2349
5	GLO GAL BDS	4451	2.5812	2.0294	1.6097	0.4369	1.3511	0.2055
6	GPS GLO	5151	6.8817	2.8875	1.2959	0.3009	0.9535	0.2716
7	GPS GAL	5151	7.3027	2.6286	0.6974	0.2869	0.3758	0.2349
8	GPS BDS	5151	7.7263	2.7108	0.7846	0.3889	0.5448	0.2497
9	GLO GAL	4451	2.5812	2.0294	1.6097	0.4369	1.3511	0.2055
10	GLO BDS	3842	6.9306	5.8277	3.8906	0.7985	1.1196	0.4254
11	GAL BDS	0	-	-	-	-	-	-
12	GPS	5151	7.7263	2.7108	0.7846	0.3889	0.5448	0.2497
13	GLO	3842	6.9306	5.8277	3.8906	0.7985	1.1196	0.4254
14	GAL	0	-	-	-	-	-	-
15	BDS	0	-	-	-	-	-	-

5.4 Оцінка цілісності

Відповідно до методу визначення цілісності GBAS представленого в підрозділі 3.4 з використанням даних отриманих під час експерименту були розраховані значення рівнів захисту VPL і LPL. При цьому Відповідно до рекомендацій представлених в підрозділі 1.5 були розраховані значення порогів спрацювання

сигналізації VAL і LAL та граничні значення похибки навігаційної системи. Також були визначені похибки навігаційної системи VNSE і LNSE як відносно еталонної траєкторії так і змодельовані відповідно до підрозділу 3.4 Далі представлені 15 можливих комбінацій сумісного використання навігаційних супутників систем GPS, ГЛОНАСС, GALILEO і BeiDou.

На рис. 5.14 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні чотирьох супутникових навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС-GALILEO-BeiDou, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.14 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.14 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.14 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

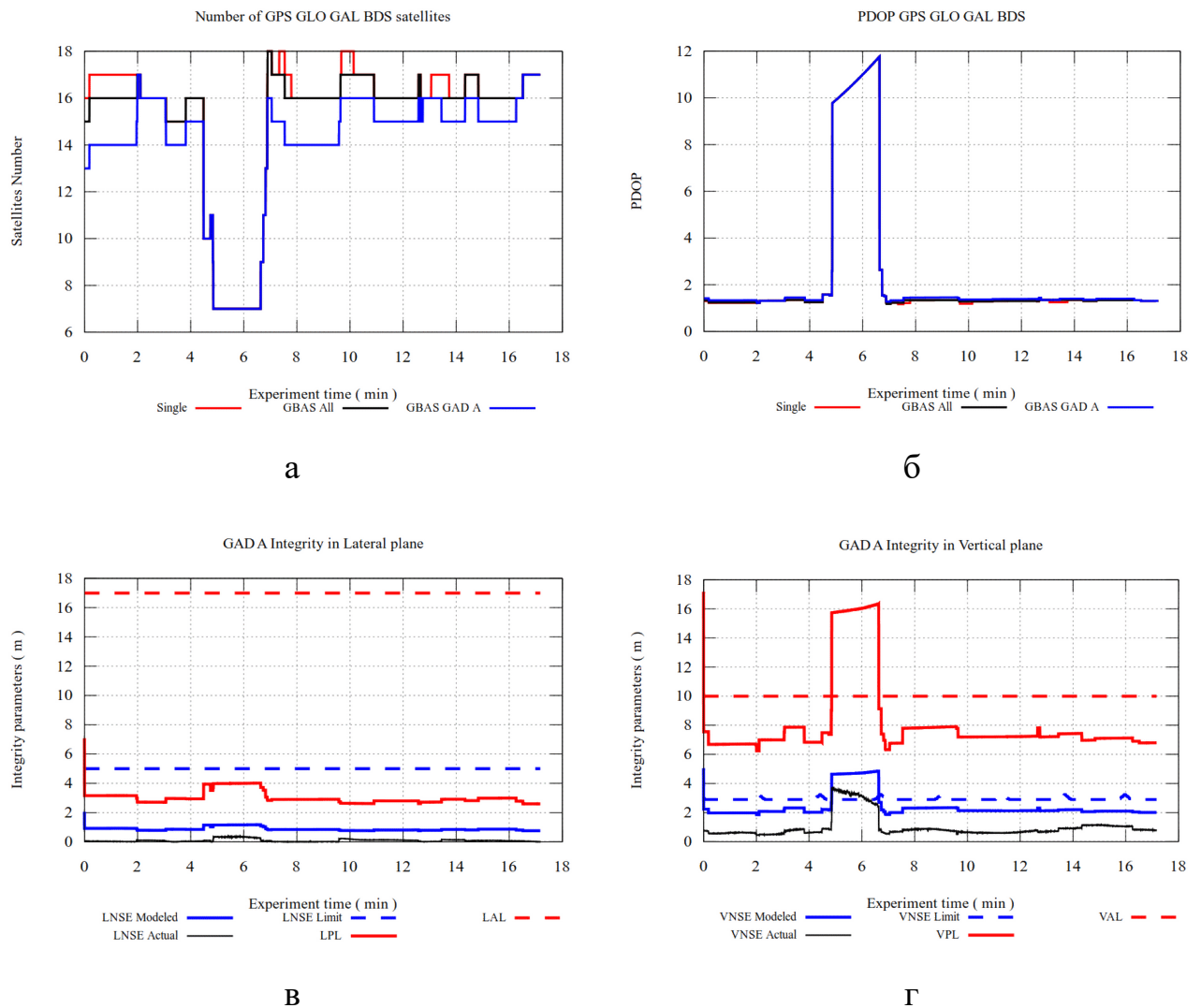


Рис 5.14 – Оцінка цілісності для супутників чотирьох навігаційних систем.

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 7 до 17 і відповідно значення змінювалось від 1,5 до 12. Розриву даних не було. З 5-ї по 7-у хвилини проведення експерименту відбулося різке падіння кількості навігаційних супутників. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи з 5-ї по 6,5 хвилину експерименту. При цьому з 6,25 по 6,5 хвилин експерименту значення VNSE не перевищувало граничного.

Далі розглянемо комбінацію трьох супутникових навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС-GALILEO рис. 5.15, GPS-ГЛОНАСС-BeiDou рис. 5.16, GPS-GALILEO-BeiDou рис. 5.17, ГЛОНАСС-GALILEO-BeiDou рис 5.18.

На рис. 5.15 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні трьох супутникових навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС-GALILEO, а також додаткові

параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.15 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.15 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.15 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

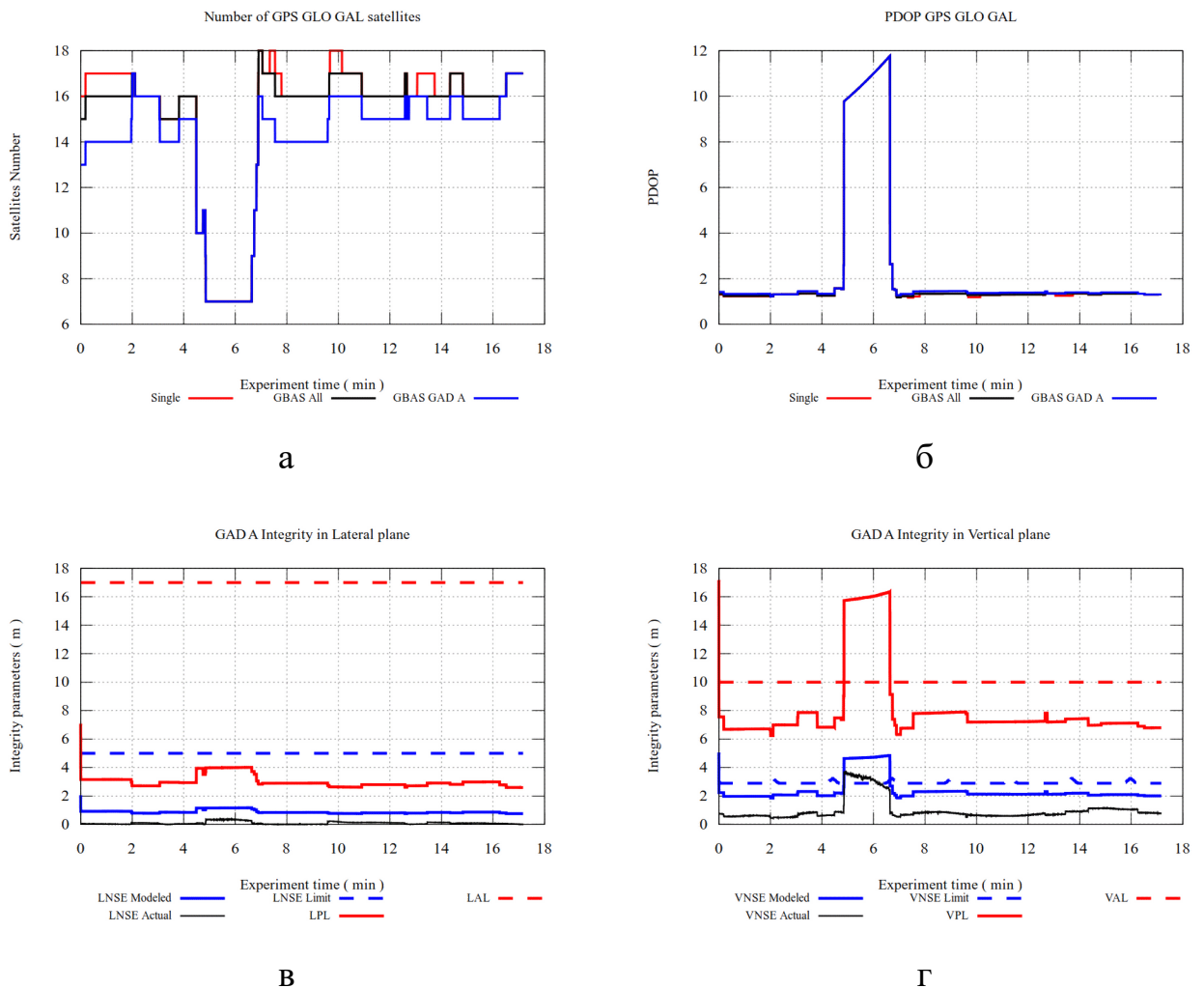


Рис 5.15 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС-GALILEO.

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 7 до 17 і відповідно значення змінювалось від 1,5 до 12. Розриву даних не було. З 5-ї по 7-у хвилини проведення експерименту відбулося різке падіння кількості навігаційних супутників. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи з 5-ї по 6,5 хвилину експерименту. При цьому з 6,25 по 6,5 хвилин експерименту значення VNSE не перевищувало граничного.

На рис. 5.16 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні трьох супутникових навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС-BeiDou, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.16 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім

рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.13 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.16 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

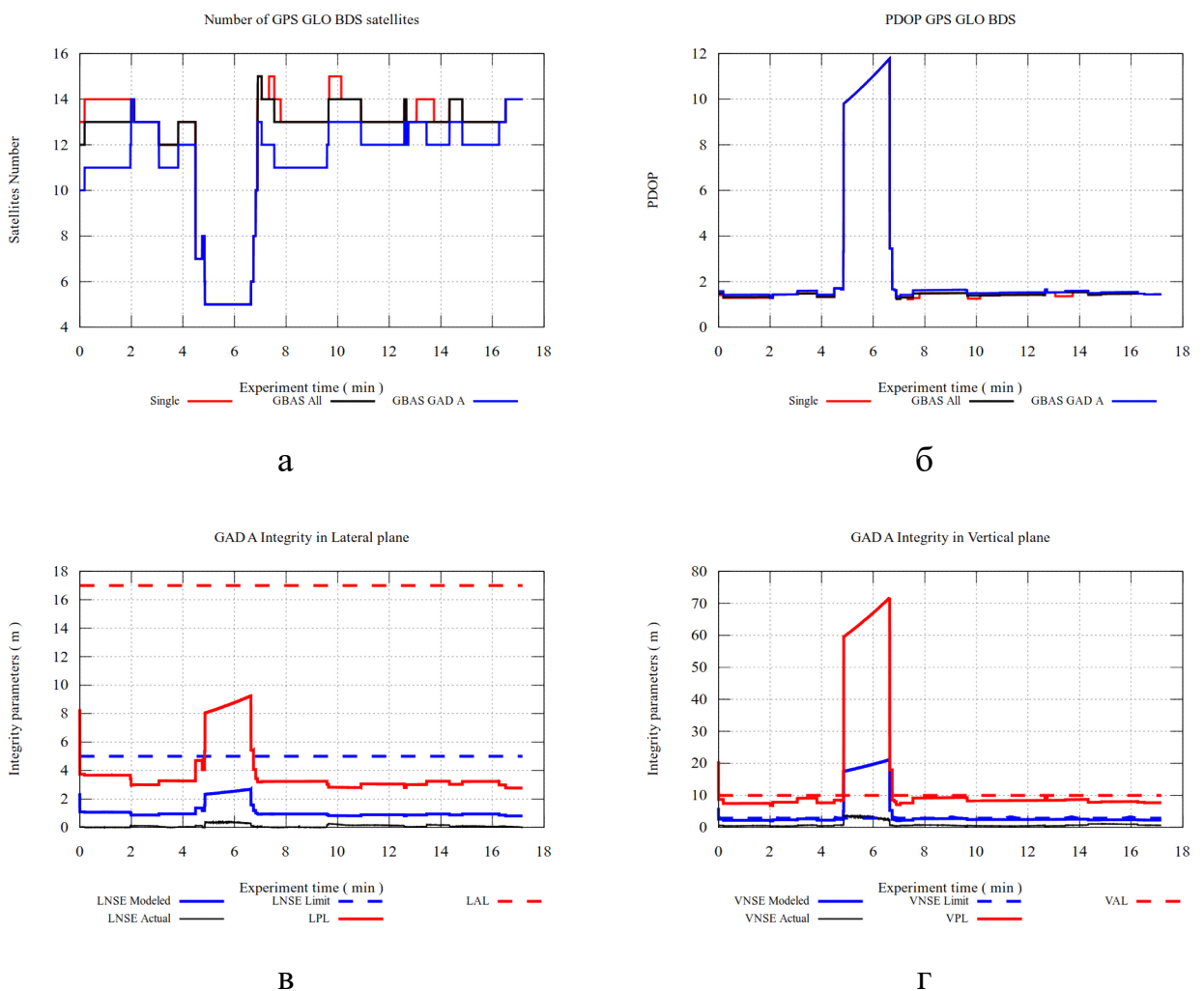
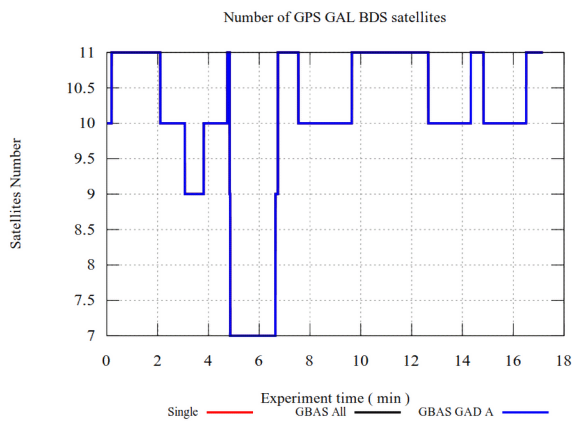


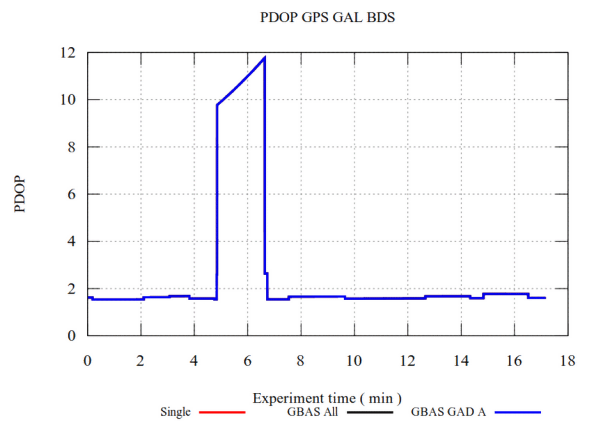
Рис 5.16 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС-BeiDou.

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 5 до 14 і відповідно значення змінювалось від 1,5 до 12. Розриву даних не було. З 5-ї по 7-у хвилини проведення експерименту відбулося різке падіння кількості навігаційних супутників. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи з 5-ї по 6,5 хвилину експерименту. При цьому значення VNSE не перевищувало граничного.

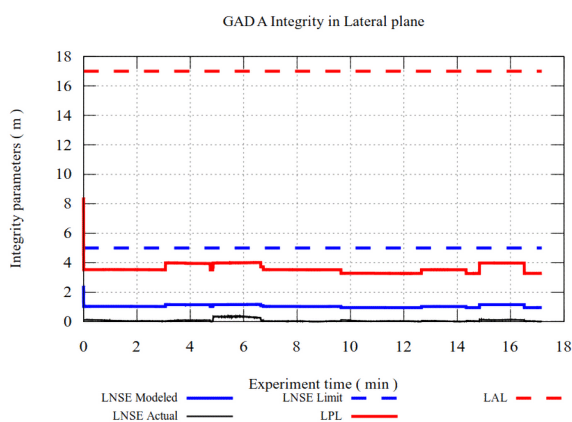
На рис. 5.17 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні трьох супутникових навігаційних систем GPS-GALILEO-BeiDou, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.17 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.17 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.17 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.



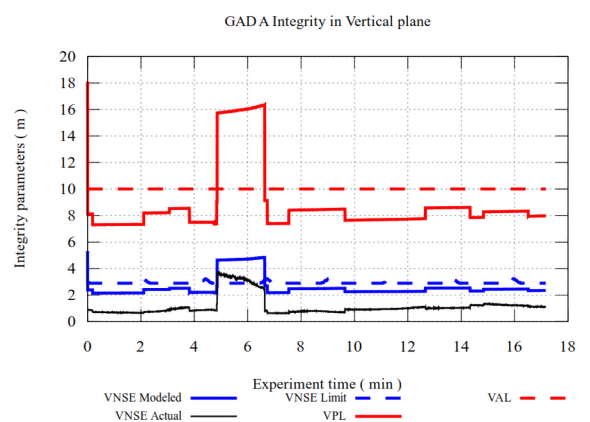
а



б



в



г

Рис 5.17 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем GPS-GALILEO-BeiDou.

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 7 до 11 і відповідно значення змінювалось від 1,8 до 12. Розриву даних не було. З 5-ї по 7-у хвилини проведення експерименту відбулося різке падіння кількості навігаційних супутників. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи з 6-ї по 6,5 хвилину експерименту. При цьому значення VNSE не перевищувало граничного.

На рис. 5.18 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні трьох супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС-GALILEO-BeiDou, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.18 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.18 (б)

представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.18 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

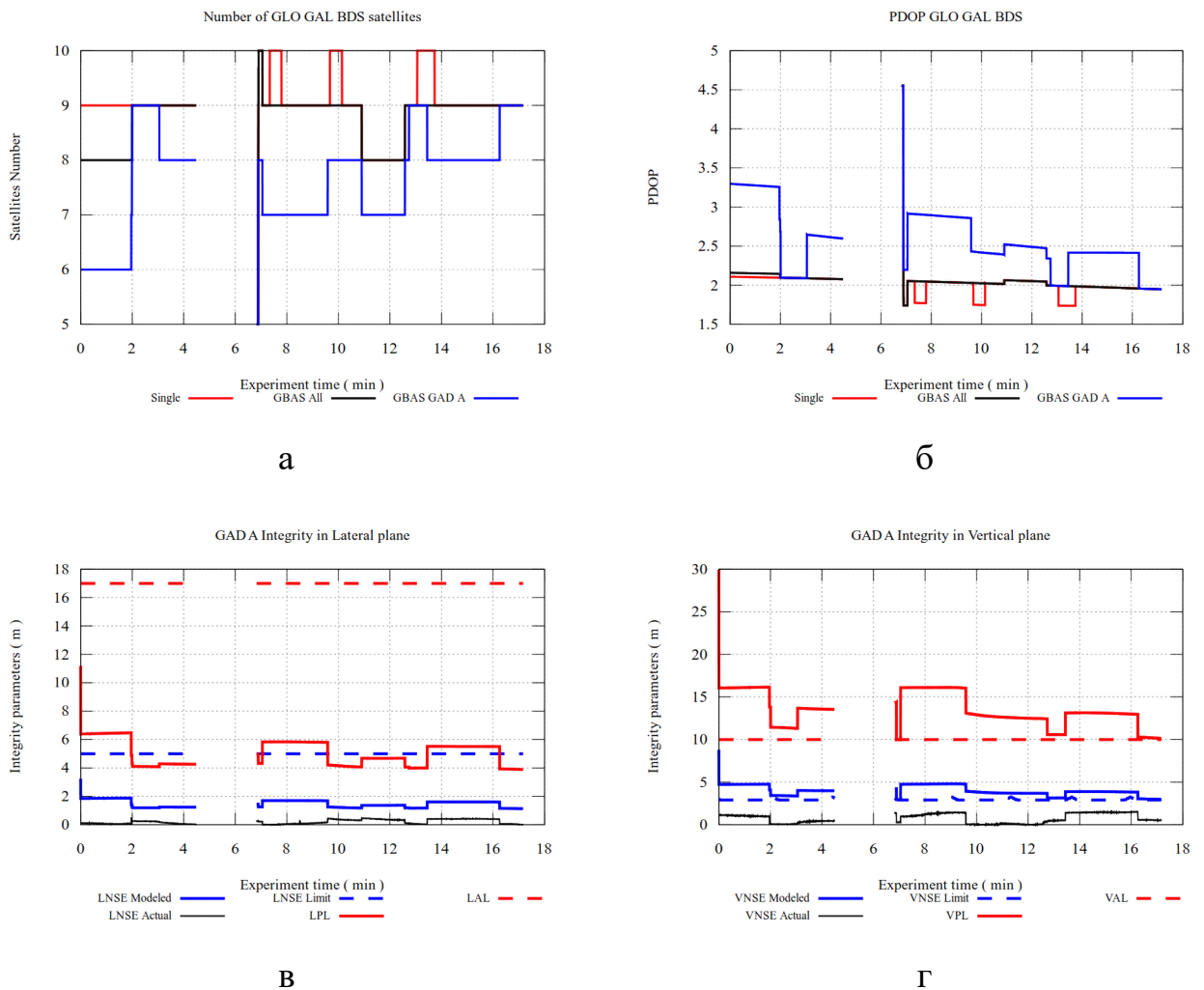


Рис 5.18 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем ГЛОНАСС-GALILEO-BeiDou.

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 5 до 9 і відповідно значення змінювалось від 1,9 до 4,7. З 4,6 хв. По 7-у хвилини проведення

експерименту навігаційне рішення було відсутнє. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи протягом майже всієї тривалості експерименту. При цьому значення VNSE не перевищувало граничного.

Далі розглянемо комбінацію трьох супутникових навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС рис. 5.19, GPS-GALILEO рис. 5.20, GPS-BeiDou рис. 5.21, ГЛОНАСС-GALILEO рис. 5.22, ГЛОНАСС-BeiDou рис. 5.23. Навігаційні рішення при комбінації GALILEO-BeiDou були відсутні в наслідок неприйняттого геометричного фактору погіршення точності PDOP.

На рис. 5.19 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні двох супутникових навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис. 5.19 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис. 5.19 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис. 5.19 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

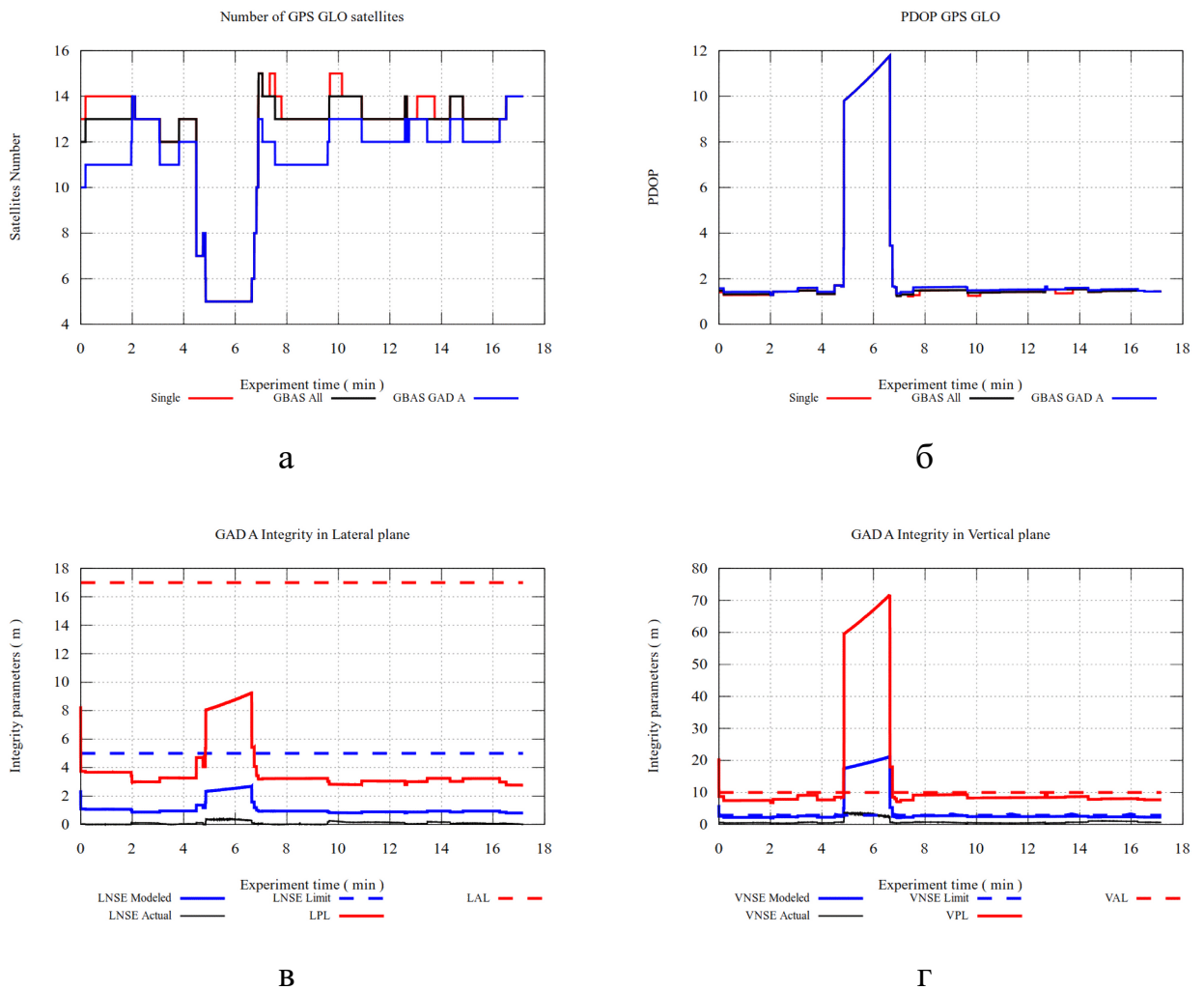


Рис 5.19 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем GPS-ГЛОНАСС

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 5 до 14 і відповідно значення змінювалось від 1,8 до 12. Розриву даних не було. З 5 хв. по 6,8хв. проведення експерименту відбулося різке падіння кількості навігаційних супутників. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи з 3 5 хв. по 6,8 хв. проведення експерименту. При цьому значення VNSE не перевищувало граничного.

На рис. 5.20 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні двох супутникових навігаційних систем GPS-GALILEO, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.20 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.20 (б)

представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.20 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

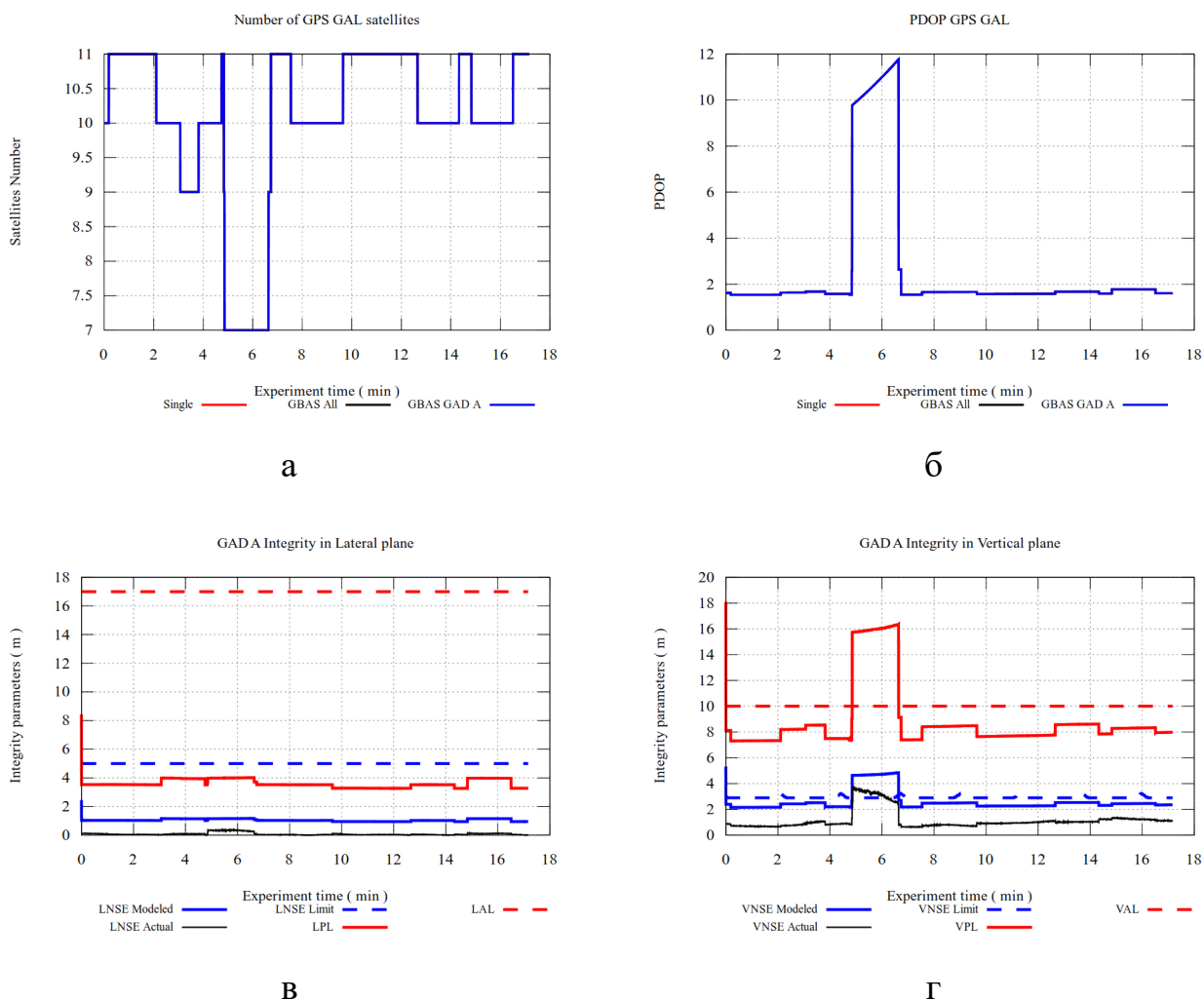


Рис 5.20 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем GPS-GALILEO

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 7 до 11 і відповідно значення змінювалось від 1,8 до 12. Розриву даних не було. З 5 хв. по

6,8хв. проведення експерименту відбулося різке падіння кількості навігаційних супутників. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи з 3 5 хв. по 6,8 хв. проведення експерименту. При цьому значення VNSE з 6 хв. по 6,8 хв. не перевищувало граничного.

На рис. 5.21 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні двох супутникових навігаційних систем GPS-BeiDou, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.21 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.21 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.21 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

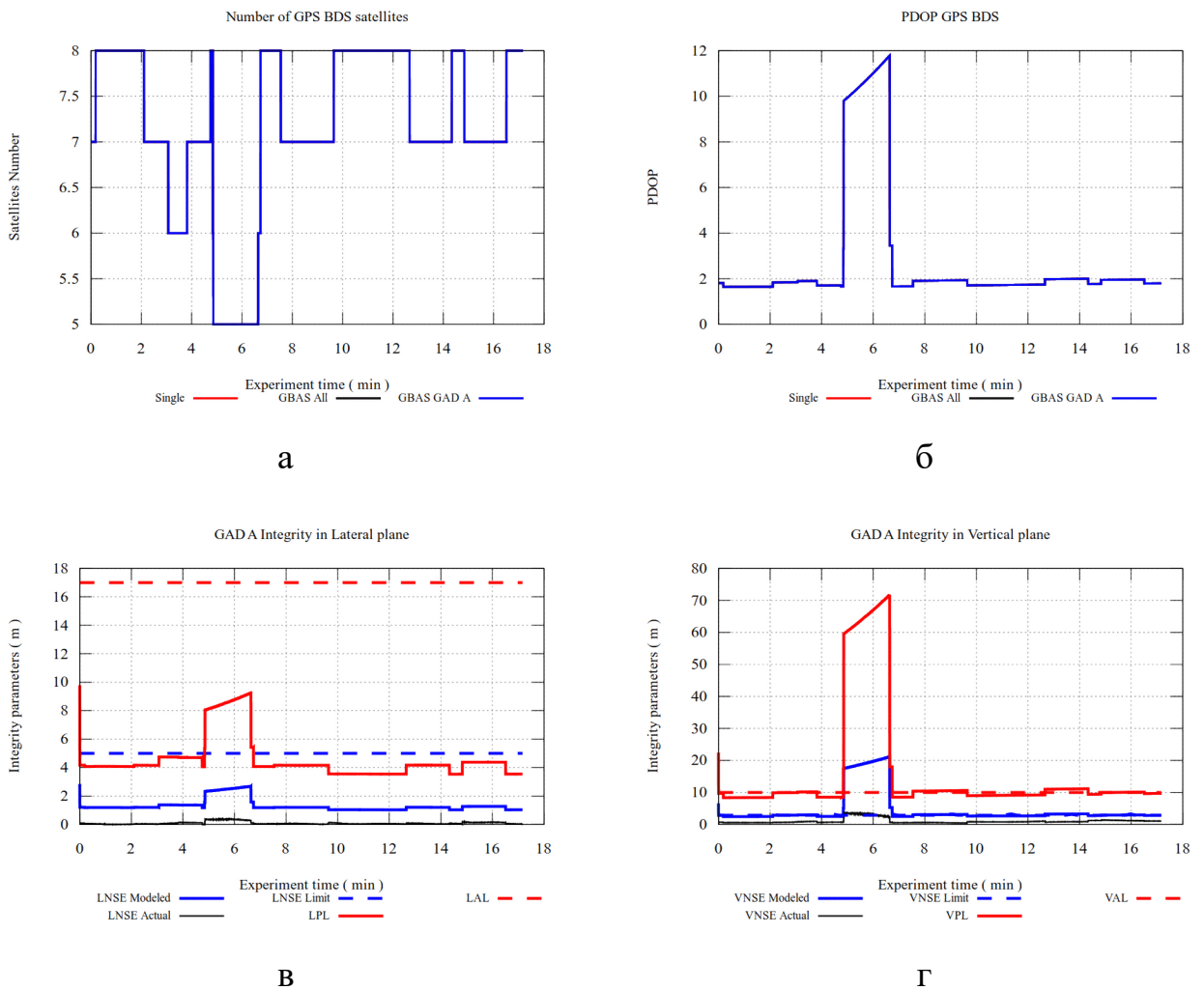


Рис 5.21 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем GPS-BeiDou

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 5 до 8 і відповідно значення змінювалось від 1,8 до 12. Розриву даних не було. З 5 хв. по 6,8хв. проведення експерименту відбулося різке падіння кількості навігаційних супутників. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи з 3 5 хв. по 6,8 хв. проведення експерименту. При цьому значення VNSE з 6 хв. по 6,8 хв. не перевищувало граничного.

На рис. 5.22 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні двох супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС-GALILEO, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.22 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім

рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.22 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.22 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

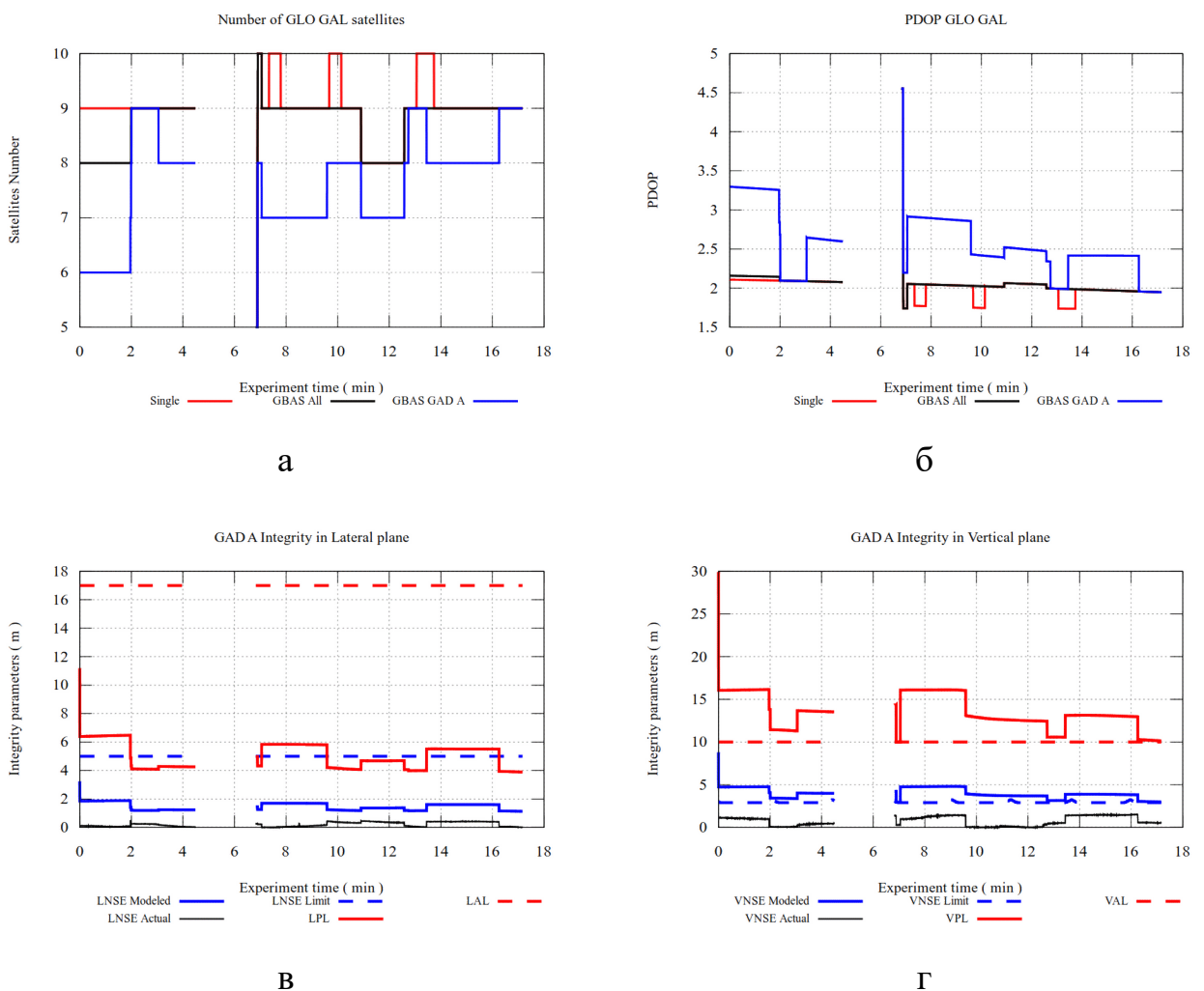


Рис 5.22 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем ГЛОНАСС-GALILEO

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 5 до 9 і відповідно значення змінювалось від 2 до 4,5. З 4,6 хв. По 7-у хвилини проведення експерименту навігаційне рішення було відсутнє. На обрахованих епохах не спостерігалось втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи протягом майже всієї тривалості експерименту. При цьому значення VNSE не перевищувало граничного.

На рис. 5.23 представлена оцінка цілісності при сумісному використанні двох супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС-BeiDou, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.23 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.23 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.23 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.

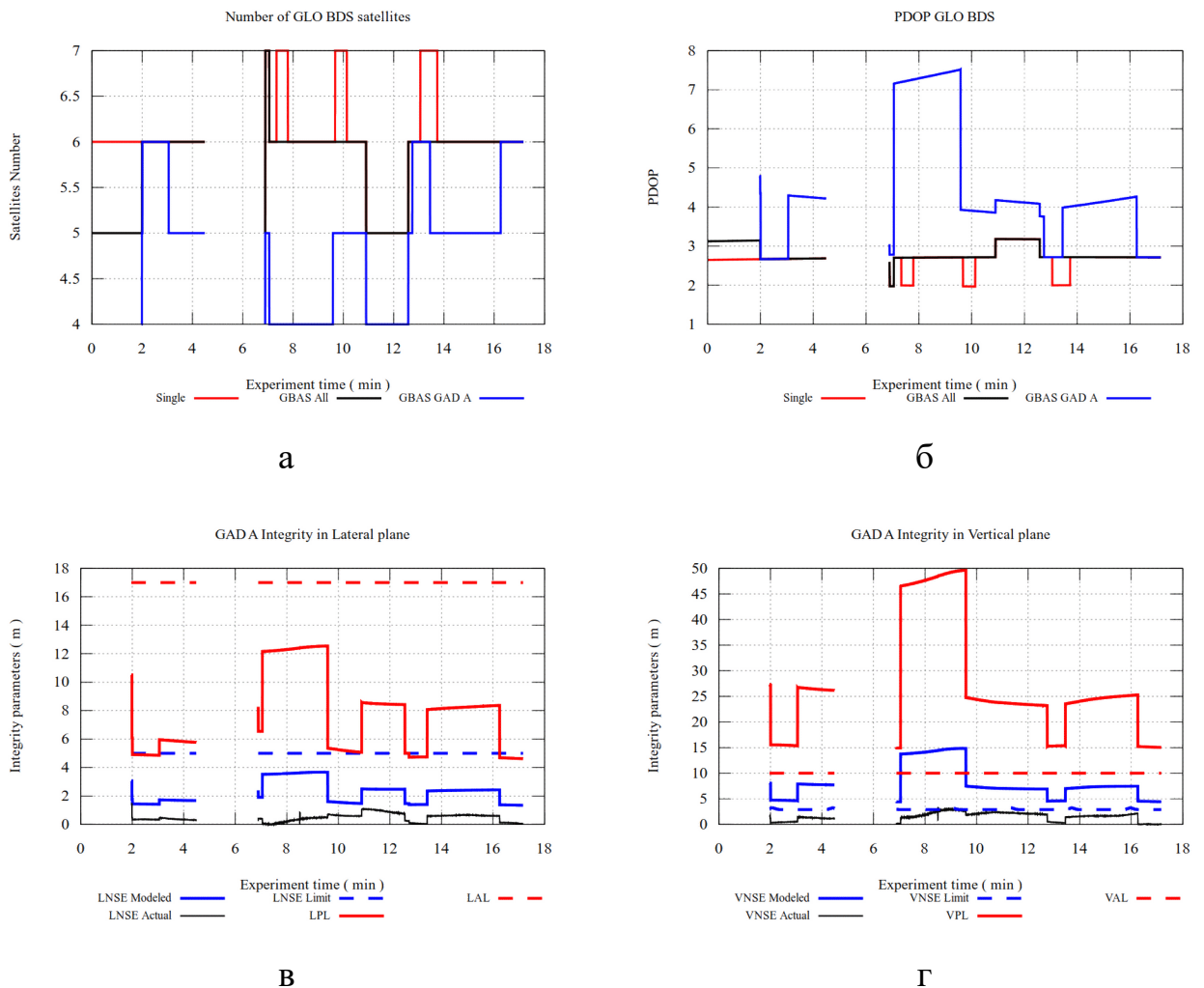


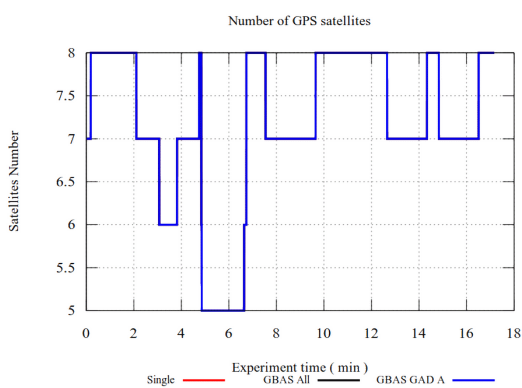
Рис 5.23 – Оцінка цілісності для супутників навігаційних систем ГЛОНАСС-BeiDou

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 4 до 6 і відповідно значення змінювалось від 2,8 до 7,6. З 4,6 хв. По 7-у хвилини проведення експерименту навігаційне рішення було відсутнє. На обрахованих епохах не спостерігалось втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи протягом майже всієї тривалості експерименту. При цьому значення VNSE не перевищувало граничного.

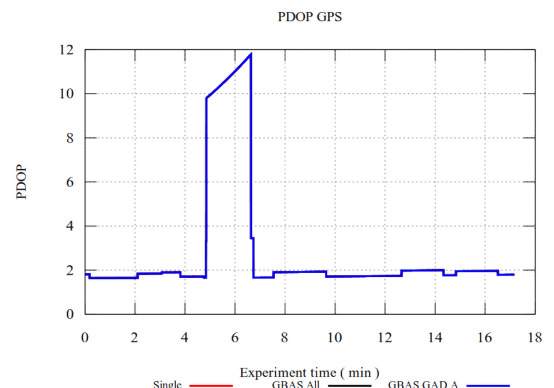
Далі розглянемо супутникові навігаційні системи GPS рис. 5.24 і ГЛОНАСС рис. 5.25. Навігаційні рішення навігаційних систем GALILEO і BeiDou були відсутні в наслідок неприйняттого геометричного фактору погіршення точності PDOP.

На рис. 5.24 представлена оцінка цілісності навігаційної системи GPS, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.24 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в

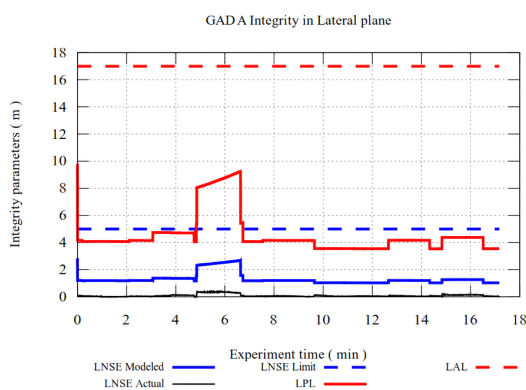
навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.24 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.24 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.



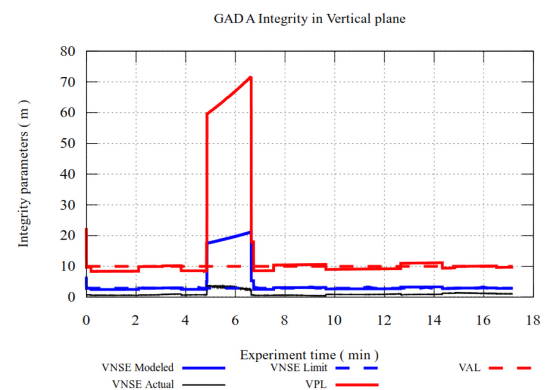
а



б



в

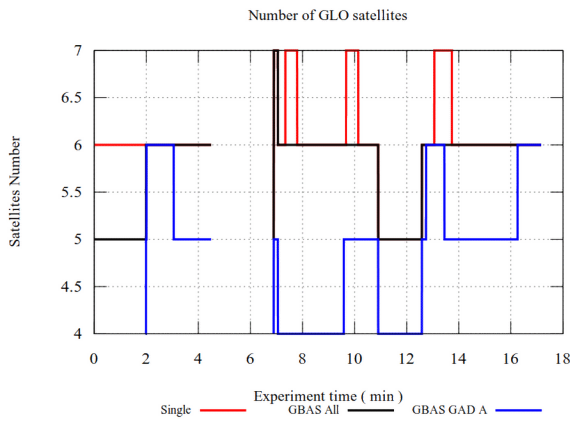


г

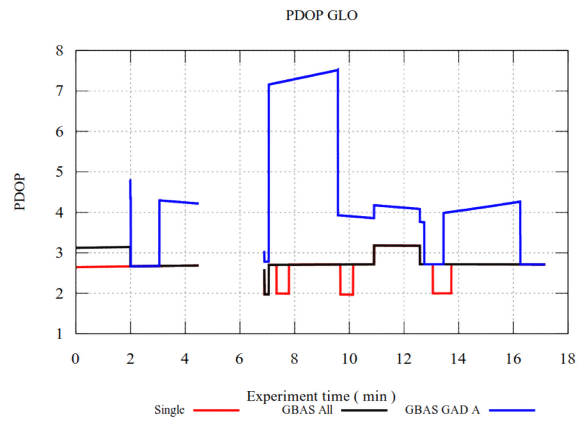
Рис 5.24 – Оцінка цілісності для супутників навігаційної системи GPS

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 5 до 8 і відповідно значення змінювалось від 1,8 до 12. Розриву даних не було. З 5 хв. по 6,8хв. проведення експерименту відбулося різке падіння кількості навігаційних супутників. Це не спричинило втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи з 5 хв. по 6,8 хв. проведення експерименту. При цьому значення VNSE з 6 хв. по 6,8 хв. не перевищувало граничного.

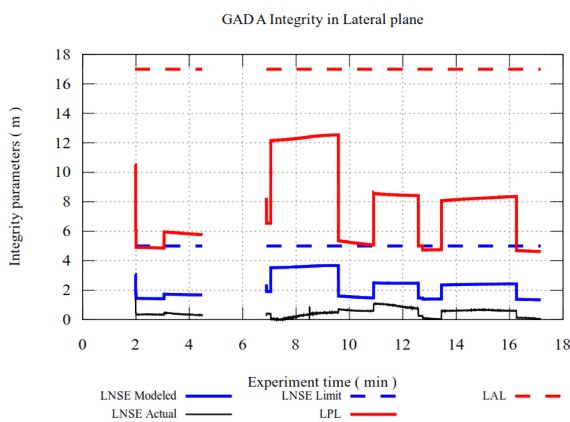
На рис. 5.25 представлена оцінка цілісності навігаційної системи ГЛОНАСС, а також додаткові параметри які надають уявлення про обстановку навігаційного поля. На рис 5.25 (а) представлена залежність кількості навігаційних супутників задіяних в навігаційному рішенні від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.25 (б) представлена залежність просторового геометричного фактору погіршення точності PDOP від часу проведення експерименту. Червоним кольором позначене рішення отримане без використання диференційного режиму, а синім рішення з використанням методів представлених в даній роботі. На рис 5.25 (в) і (г) показані залежності параметрів оцінки цілісності від часу проведення експерименту по боку і по вертикалі відповідно. Червоною суцільною лінією показане значення рівнів захисту VPL і LPL. Червоною штриховою лінією показане значення порогів спрацювання сигналізації VAL і LAL. Синьою штриховою лінією показані граничні значення похибки навігаційної системи. Похибки навігаційної системи VNSE і LNSE відносно еталонної траєкторії показані суцільною чорною лінією, а їх змодельовані значення суцільною синьою лінією.



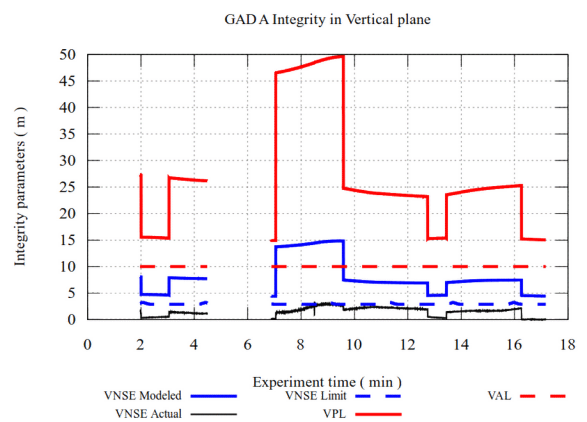
а



б



в



г

Рис 5.25 – Оцінка цілісності для супутників навігаційної системи ГЛОНАСС

Як видно з рисунків кількість навігаційних супутників змінювалась від 4 до 6 і відповідно значення змінювалось від 2,8 до 7,6. З 4,6 хв. По 7-у хвилини проведення експерименту навігаційне рішення було відсутнє. На обрахованих епохах не спостерігалось втрати цілісності по боку, проте по вертикалі спостерігалася втрата цілісності системи протягом майже всієї тривалості експерименту. При цьому значення VNSE не перевищувало граничного.

При різних комбінаціях навігаційних супутникових систем було обраховано кількість епох коли супутникова система була дієздатна, не дієздатна, хибно дієздатна і хибно не дієздатна. Ці дані представлені в таблиці 5.3

Стан цілісності системи посадки протягом експерименту

№	Супутникові сузір'я які приймають участь в навігаційному рішенні	Кількість епох	Система дієдатна (%)		Система не дієдатна (%)		Система хибно дієдатна (%)		Система хибно не дієдатна (%)	
			По боку	По вертикалі	По боку	По вертикалі	По боку	По вертикалі	По боку	По вертикалі
1	GPS GLO GAL BDS	5151	100	89.5943	0	7.6490	0	0	0	2.7567
2	GPS GLO GAL	5151	100	89.5943	0	7.6490	0	0	0	2.7567
3	GPS GLO BDS	5151	100	88.9342	0	7.5325	0	0	0	3.5333
4	GPS GAL BDS	5151	100	89.5943	0	7.6490	0	0	0	2.7567
5	GLO GAL BDS	4451	100	1.1009	0	0.0000	0	0	0	98.8991
6	GPS GLO	5151	100	88.9342	0	7.5325	0	0	0	3.5333
7	GPS GAL	5151	100	89.5943	0	7.6490	0	0	0	2.7567
8	GPS BDS	5151	100	55.1932	0	7.5325	0	0	0	37.2743
9	GLO GAL	4451	100	1.1009	0	0	0	0	0	98.8991
10	GLO BDS	3842	100	0	0	0	0	0	0	100
11	GAL BDS	0	-	-	-	-	-	-	-	-
12	GPS	5151	100	55.1932	0	7.5325	0	0	0	37.2743
13	GLO	3842	100	0	0	0	0	0	0	100
14	GAL	0	-	-	-	-	-	-	-	-
15	BDS	0	-	-	-	-	-	-	-	-

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 5

1. В розділі описані льотні випробування розробленого апаратно-програмного комплексу. Експериментальний політ являє собою відпрацювання лінійної траєкторії, що імітує фінальну ділянку заходу на посадку і проліт над злітно посадковою смугою.
2. Представлена оцінка вкладу наземної підсистеми в похибку визначення псевдовідстані протягом проведення експерименту. Дані показані як загалом для всіх навігаційних супутників, так і по кожному супутнику окремо.

3. Презентовані результати експериментальних досліджень точності визначення координат повітряного судна. Отримані еліпсоїди похибок навігаційної системи при здійсненні посадки за приладами з використанням спільної обробки сигналів супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, для різних комбінацій супутникових систем.
4. Показані результати експериментальних досліджень цілісності визначення координат повітряного судна. Отримано відсоток хибної дієздатності та хибної недієздатності супутникової системи посадки за приладами з використанням спільної обробки сигналів супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou для різних комбінацій супутникових систем.

Список публікацій здобувача за матеріалами п'ятого розділу

1. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Газнюк М. О., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Погурельський О. С. Система диспетчерського керування рухомими біологічними об'єктами з використанням сигналів глобальної супутникової системи радіонавігації: пат. № 39917 Україна: МПК G01S 5/14; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6. (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).
2. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Газнюк М. О., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Геодезичний GNSS прилад: пат. № 40233 Україна: МПК G01S 5/14; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6. (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).
3. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Тунік А. А., Ільницька С. І., Валденмайєр Г. Г., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Кондратюк М. В., Васильєв І. В., Савченко О. В. Малогабаритна інерціально-супутникова інтегрована навігаційна система: пат. Україна: МПК (2013.01) G01C 23/00. № 79932; опубл. 13.05.2013, Бюл. № 9. (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).

4. «Дослідження шляхів сертифікації системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України (СКНЗУ) щодо якості надання послуг та забезпечення безпеки їх використання споживачами сигналів глобальних навігаційних супутникових систем», шифр «Безпека» (№ держреєстрації 0107U006891). (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).
5. «Навігація» Створення та експлуатація системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України із застосуванням глобальних навігаційних супутникових систем». («Навігація-Сертифікат». Сертифікація системи). шифр «Навігація-Сертифікат» (№ держреєстрації 0108U008542). (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).
6. «Розроблення інтегрованої системи наведення, навігації та управління польотом дрона» (№ держреєстрації 0119U100629). (Особистий внесок здобувача – участь в експериментальних дослідженнях, обробка даних досліджень, участь в підготовці матеріалів).

ВИСНОВКИ

У дисертації вирішено актуальну науково-технічну задачу розробки методів диференційної навігації повітряних суден за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем, що має важливе значення для підвищення безпеки польотів.

Основні наукові та практичні результати роботи полягають у наступному:

1. Вперше для multi-GNSS, розроблено метод оцінювання точності визначення координат повітряного судна з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, що дозволяє оцінити в кінематичному режимі точність навігаційної системи при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії.
2. Вперше для multi-GNSS, розроблено метод оцінювання цілісності супутникової системи посадки повітряного судна з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, що дозволяє отримати відсоток хибної дієздатності та хибної недієздатності супутникової системи посадки для різних комбінацій супутникових систем.
3. Удосконалено модель тропосферної затримки MOPS RTCA DO-229, додана можливість оцінки висоти тропосферної шкали і індексу тропосферної рефракції, що дозволяє використовувати дану модель для оцінювання залишкової тропосферної затримки після здійснення диференційної корекції псевдовідстані в супутниковій системі посадки.
4. Розроблена методика перетворення координат повітряного судна в локальну топоцентричну систему координат пов'язану з злітно-посадковою смугою, що дозволяє визначати параметри цілісності з урахуванням положення злітно-посадкової смуги. Дана система координат визначається за параметрами фінального сегменту заходу на посадку які наземна підсистема multi-GNSS передає на борт повітряного судна.
5. Удосконалена модель тропосферної затримки MOPS RTCA DO-229 дозволяє за відсутності метеорологічних даних отримати залишкову тропосферну затримку після здійснення диференційної корекції псевдовідстані. На відміну від

стандартної моделі область застосування удосконаленої моделі розширена до застосування в системі посадки за приладами яка відповідає концепції GBAS.

6. Розроблений апаратно-програмний комплекс що реалізує створені методи і моделі і дозволяє в умовах напів-натурного моделювання досліджувати точність навігаційного рішення та цілісність multi-GNSS при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou.
7. Розроблене програмне забезпечення апаратно програмного комплексу частково може бути використано в якості прототипу для створення системи супутникової навігації для всіх стадій польоту з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем: GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou, з урахуванням здійснення контролю якості навігаційного поля.
8. Результати експериментальних досліджень точності визначення координат повітряного судна при виконанні запланованої операції: маневру в зоні аеродрому, здійснення заходу на посадку з вертикальним скеровуванням і по категорії з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou підтвердили принципову можливість створення системи супутникової навігації для всіх стадій польоту, з урахуванням здійснення контролю якості навігаційного поля.
9. Результати експериментальних досліджень цілісності у вигляді відсоткових значень хибної дієздатності та хибної недієздатності супутникової системи посадки за приладами з використанням різних комбінацій сигналів супутникових систем GPS, GLONASS, GALILEO і BeiDou можуть бути використані при створенні системи супутникової навігації для всіх стадій польоту.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. International Civil Aviation Organization. (2016). 2016–2030 Global Air Navigation Plan (Doc 9750-AN/963 Fifth Edition)
2. International Civil Aviation Organization. (2018). Annex 6 to the Convention on International Civil Aviation. Volume 1. Radio Navigation Aids. Seventh Edition
3. Розпорядження Кабінету Міністрів України [Електронний ресурс] // "Про схвалення Національної транспортної стратегії України на період до 2030 року" № 430-р від 30 травня 2018 р. – Режим доступу: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/430-2018-%D1%80#n13>
4. Укранерорух [Електронний ресурс] // "Державне підприємство обслуговування повітряного руху України" – Режим доступу: <https://uksatse.ua/index.php?act=Part&CODE=235>
5. В. В. Конин и В. П. Харченко, “Системы спутниковой радионавигации: монография.,” Киев: ХОЛТЕХ 2010.
6. RTCA DO-245A. (2004). Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation System (LAAS)
7. R. Odolinski, P. J. G. Teunissen & B. Zhang (2020) Multi-GNSS processing, positioning and applications, Journal of Spatial Science, 65:1, 3-5, DOI: 10.1080/14498596.2020.1687170
8. Kos, S., Pongračić, B. & Brčić, D. (2019) A study on multi-constellation GNSS positioning performance in terms of maritime requirements. U: Lenac, K., Brčić, D., Kos, S., Valčić, M., Jugović, A. & Horvat, M. (ur.) Proceedings of 12th Annual Baška GNSS Conference.
9. Eurocontrol. (2013). European Airspace Concept Handbook for PBN Implementation. Edition 3.0
10. European GNSS Agency. (2019). GNSS Market Report. Issue 6.
11. International Civil Aviation Organization. (2018). Annex 6 to the Convention on International Civil Aviation. Operation of Aircraft. Part 1. Eleventh Edition.

12. T. Ford et. al., "Helicopter Ship Board Landing System" in ION GNSS 18-th International Technical Meeting of the Satellite Division, Long Beach, CA, 13-16 September, 2005, pp. 979-988.
13. S. Pullen et. al., "Local-Area Differential GNSS Architectures Optimized to Support Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)", presented at the ION Institute of Navigation International Technical Meeting, San Diego, CA (2013).
14. Imrich T. GNSS Landing System (GLS) and Required Navigation Performance (RNP) / T. Imrich // AFCEA CNS/ATM Conference : int.conf. 25 April 2007, Orlando, Florida – Orlando 2007
15. Ковалевский Э.А. Определение параметров наведения при посадке летательного аппарата по технологии GNSS/ Э.А. Ковалевский, В.В. Конин, Т.И. Олевинская. // Вестник Национального авиационного университета. – 2013. - №3(56). – С.18-21.
16. О.П. Сушич. Аналіз тенденцій розвитку систем посадки безпілотних літальних апаратів цивільного призначення / О.П. Сушич, І.А. Приходько // Вісник Інженерної Академії України, №2, 2012. ст. 26-29.
17. Конин В.В., Куценко А.В., Олевинская Т.И. Экспериментальная оценка применения высокоточных технологий GNSS для посадки воздушных судов малой авиации. Вісник інженерної академії України – 2017. – №1. – С. 8-14.
18. Навігація. Основи визначення місцеположення та скеровування / Б. Гофманн-Веленгоф, К. Легат, М.Візер; Пер. з англ. За ред. Я.С. Яцківа. - Львів: Львівський національний університет імені Івана Франка, 2006. - 443 с.
19. International Civil Aviation Organization. (2013). Guide for Ground Based Augmentation System implementation.
20. Department of defense USA. (2020). Global Positioning System Standard Positioning Service performance standard/ 5th Edition
21. Russian institute of space devise engineering. (2008). Global Navigation Satellite System, Interface Control Document. 5.1 Edition

22. European GNSS Agency. (2016). European GNSS (Galileo) open service signal-in-space interface control document. Issue 1.3
23. China Satellite Navigation Office. (2017). BeiDou Navigation Satellite System Signal In Space Interface Control Document Open Service Signals B1C and B2a (Test Version)
24. Hofmann – Wellenhof, B., Lichtenegger, H., Wasle, E., 2008. GNSS – Global Navigation Satellite Systems GPS, GLONASS, GALILEO and more. Springer, WienNew York. 516 pages.
25. Kutsenko O. V., Ilnytska S. I., Kondratyuk V. M., Konin V. V. Unmanned Aerial Vehicle Position Determination in GNSS Landing System. 2017 IEEE 4th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2017 – Proceedings, 2018, January, c. 79–83.
26. Hatch R. "The Synergism of GPS Code and Carrier Measurements". Proceeding of 3rd International Symposium on Satellite Doppler Positioning, Las Cruces, NM, 1982.
27. Park, Byungwoon, Kee, Changdon, "Optimal Hatch Filter With a Flexible Smoothing Window Width," Proceedings of the 18th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2005), Long Beach, CA, September 2005, pp. 592-602.
28. Le A., Teunissen P. (2008) Optimal Recursive Least-Squares Filtering of GPS Pseudorange Measurements. In: Xu P., Liu J., Dermanis A. (eds) VI Hotine-Marussi Symposium on Theoretical and Computational Geodesy. International Association of Geodesy Symposia, vol 132. Springer, Berlin, Heidelberg. https://doi.org/10.1007/978-3-540-74584-6_26
29. H. -. Chen, L. -. Wang and F. -. Chang, "Long-duration carrier-smoothed-code algorithm for GPS positioning," *IEEE 2000. Position Location and Navigation Symposium (Cat. No.00CH37062)*, 2000, pp. 112-117, doi: 10.1109/PLANS.2000.838291.

30. Кондратюк В. М. Усовершенствованный метод сглаживания дифференциальных кинематических кодовых ГНСС- наблюдений. Системы управления, навігації та зв'язку – 2011. – № 3(19). – С. 8– 13.
31. Кондратюк В. М. Желанов А. А., Дицкий И. В., Бессонов Е. А. Модифицированный алгоритм сглаживания/фильтрации дифференциальных гнсс наблюдений в режиме кинематического позиционирования. Вестник НАУ. – 2014. – № 4. – С. 56–64.
32. Антонович К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии: монограф. в 2 т. / К.М. Антонович. – М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2005. – Т. 1. – 334 с.
33. Krasuski, K. & Savchuk, S. (2020). The Impact of Troposphere Correction for Designation of the Ellipsoidal Height of Aircraft at Approach to Landing Procedure. *Acta Mechanica et Automatica*, 13(4) 233-237. <https://doi.org/10.2478/ama-2019-0031>
34. Kirschenstein, M., Krasuski, K., Goś, A. Designating the error of vertical coordinate of aircraft position in the GPS system. *Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport*. 2020, 108, 85-94. ISSN:0209-3324. DOI:<https://doi.org/10.20858/sjsutst.2020.108.8>.
35. K. Su and S. Jin, "Impacts of Tropospheric Delays on Multi-GNSS PPP from Empirical and Numerical Weather Models," 2019 Photonics & Electromagnetics Research Symposium - Fall (PIERS - Fall), 2019, pp. 1930-1937, doi: 10.1109/PIERS-Fall48861.2019.9021661.
36. G. A. McGraw, "Tropospheric error modeling for high integrity airborne GNSS navigation," *Proceedings of the 2012 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium*, 2012, pp. 158-166, doi: 10.1109/PLANS.2012.6236877.
37. E. Gallon, M. Joerger and B. Pervan, "Robust Modeling of GNSS Tropospheric Delay Dynamics," in *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, doi: 10.1109/TAES.2021.3068441.

38. Schüler, T 2001, "On ground-based GPS Tropospheric Delay Estimation", Ph.D. dissertation, Universität der Bundeswehr. Munich
39. Pershin, D.Yu, 2009, "Comparative Analysis of Tropospheric Delay Models in Precise Point Positioning in satellite navigation systems GLONAS/GPS", NGU Proceedings. Information Technologies series. 2009. Vol. 7, Issue 1. – p. 84 – 91. (in Russian)
40. Лукьянов А.М. Коррекция тропосферных задержек сигналов спутниковых навигационных систем в СКНОУ / А.М. Лукьянов // Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития". Международная конференция "Системы локации и навигации" (МКСЛН'2005): междунар. радиоэлектр. форум , 19-23 сент. 2005 г.: тезисы докл. – Х.,2005. – С. 536-539.
41. Hopfield, H.S 1969, "Two-Quartic Tropospheric Refractivity Profile for Correcting Satellite Data", JGR, vol. 74, No 18, pp. 4487-4499.
42. RTCA DO-229E. (2016). Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Satellite-Based Augmentation System Airborne Equipment
43. O. Kutsenko, S. Ilnytska, V. Konin. Investigation of the residual tropospheric error influence on the coordinate determination accuracy in a satellite landing system. Aviation 22, No. 4, 156 (Dec. 2018). DOI: 10.3846/aviation.2018.7082
44. J. A. Klobuchar, "Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users," in IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. AES-23, no. 3, pp. 325-331, May 1987, doi: 10.1109/TAES.1987.310829.
45. X. Ren, J. Zhang, J. Chen and X. Zhang, "Global Ionospheric Modeling Using Multi-GNSS and Upcoming LEO Constellations: Two Methods and Comparison," in IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, doi: 10.1109/TGRS.2021.3050413.
46. N. Jakowski and M. M. Hoque, "Ionospheric range error correction models," 2012 International Conference on Localization and GNSS, 2012, pp. 1-6, doi: 10.1109/ICL-GNSS.2012.6253110.

47. A. Kashcheyev, B. Nava and S. M. Radicella, "Estimation of higher-order ionospheric errors in GNSS positioning using a realistic 3-D electron density model," in *Radio Science*, vol. 47, no. 04, pp. 1-7, Aug. 2012, doi: 10.1029/2011RS004976.
48. P. Wielgosz, A. Krypiak-Gregorczyk and A. Borkowski, "Regional Ionosphere Modeling Based on Multi-GNSS Data and TPS Interpolation," 2017 Baltic Geodetic Congress (BGC Geomatics), 2017, pp. 287-291, doi: 10.1109/BGC.Geomatics.2017.64.
49. L. Zhao, L. Li, M. Sun and X. Wang, "Novel adaptive Hatch filter to mitigate the effects of ionosphere and multipath on LAAS," in *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol. 21, no. 6, pp. 1046-1053, Dec. 2010, doi: 10.3969/j.issn.1004-4132.2010.06.018.
50. Желанов А.А. Использование глобальных ионосферных карт IGS в задачах высокоточного ГНСС-позиционирования / Желанов А.А., Е. А. Бессонов // *Прикладная радиоэлектроника*. – 2011. – Т. 10, № 3. – С. 302-306.
51. Murphy, Tim, Harris, Matt, Geren, Preston, Pankaskie, Tom, Clark, Barbara, Burns, Jason, "More Results from the Investigation of Airborne Multipath Errors," *Proceedings of the 18th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2005)*, Long Beach, CA, September 2005, pp. 2670-2687.
52. W. P. Geren, T. Murphy and T. A. Pankaskie, "Analysis of airborne GPS multipath effects using high-fidelity EM models," in *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 44, no. 2, pp. 711-723, April 2008, doi: 10.1109/TAES.2008.4560216.
53. M. Kim, K. Kim, D.-K. Lee, and J. Lee, "GNSS Airborne Multipath Error Modeling Under UAV Platform and Operating Environment," *Journal of Positioning, Navigation, and Timing*, vol. 4, no. 1, pp. 1–7, Mar. 2015.
54. «Система моніторингу доступності радіонавігаційного поля при заходах на посадку літальних апаратів за сигналами GNSS» (№ держреєстрації 0117U002371).

55. Valerian Shvets, Svitlana Ilnytska, Oleksandr Kutsenko. Application of Computer Modelling in Adaptive Compensation of Interferences on Global Navigation Satellite Systems. Cases on Modern Computer Systems in Aviation Chapter 14. International Publisher of Progressive Information Science and Technology Research, USA, Pennsylvania. 2019. - P. 339-380
56. Y. Averyanova, O. Kutsenko and V. Konin. Interference Suppression at Cooperative Use of GPS, GLONASS, GALILEO, BEIDOU. 2020 IEEE Ukrainian Microwave Week (UkrMW), 2020, pp. 1-5, doi: 10.1109/UkrMW49653.2020.9252766.
57. J. Hu, Q. Sun and X. Shi, "Differential Positioning Algorithm for GBAS Based on Extended Kalman Filtering," 2018 13th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA), 2018, pp. 296-303, doi: 10.1109/WCICA.2018.8630396.
58. Felux, M., Dautermann, T. and Becker, H. (2013), "GBAS landing system – precision approach guidance after ILS", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 85 No. 5, pp. 382-388. <https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2012-0115>
59. D. Walsh, S. Capaccio, D. Lowe, P. Daly, P. Shardlow and G. Johnston, "Real time differential GPS and GLONASS vehicle positioning in urban areas," Proceedings of Conference on Intelligent Transportation Systems, 1997, pp. 514-519, doi: 10.1109/ITSC.1997.660527.
60. J. Elchynski, J. Kirkland and J. Conner, "Development and test results of a precision approach and landing capability for military aircraft using an embedded GPS/INS (EGI) system," IEEE 1998 Position Location and Navigation Symposium (Cat. No.98CH36153), 1998, pp. 487-494, doi: 10.1109/PLANS.1998.670203.
61. J. Hu, Q. Sun and X. Shi, "Multiple Reference Consistency Check Algorithm in GBAS Based on S-Values Auxiliary," 2018 37th Chinese Control Conference (CCC), 2018, pp. 4906-4912, doi: 10.23919/ChiCC.2018.8483482.

62. H.-S. Jun, J.-S. Ahn, Y.-J. Lee, Y.-K. Choi, S.-K. Sung, and C.-H. Yeom, "Development of B-Value Based GBAS Ground Facility Error Standard Deviation Model and Verification," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 37, no. 12, pp. 1232–1237, Dec. 2009.
63. Pullen, Sam, Luo, Ming, Xie, Gang, Lee, Jiyun, Phelts, R. Eric, Akos, Dennis, Enge, Per, "LAAS Ground Facility Design Improvements to Meet Proposed Requirements for Category II/III Operations," *Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2002)*, Portland, OR, September 2002, pp. 1934-1947.
64. Mitelman, Alexander M., Jung, Jaewoo, Enge, Per K., "LAAS Monitoring For A Most Evil Satellite Failure," *Proceedings of the 1999 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, San Diego, CA, January 1999, pp. 129-134.
65. Lee J, Pullen S, Xie G, Enge P (2001) LAAS sigma-mean monitor analysis and failure-test verification. In: *Proceedings of the 57th annual meeting of the institute of navigation*, pp 694–704
66. Куценко О.В. Експериментальне визначення залишкових похибок контрольно-корегувальної станції DGNS. Матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «ABIA-2011», Київ, 19–21 квіт. 2011 р. – К., 2011. – Т. 2. – С. 8.33–8.36.
67. Конін В. В., Куценко О. В. Визначення цілісності сигналів у просторі супутниковою системою посадки повітряних суден / П'ята міжнародна науково–практична конференція Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті, 28–30 травня 2013 р.: зб. матеріалів конф. – Херсон: Херсонська державна морська академія, 2013. –Т1.– С. 17 - 20.
68. N.S. Kuzmenko, I.V. Ostroumov, and K. Marais, An Accuracy and Availability Estimation of Aircraft Positioning by Navigational Aids. *Methods and Systems of Navigation and Motion Control: MSNMC 2018 5th International Conference of IEEE*, October 2018, pp. 36-40.
69. Ilnytska S., Kondratiuk V., Kutsenko O., Konin V. Potential Possibilities of Higly Accurate Satellite Navigation Use for Landing Operations of Unmanned

Aerial Systems. 2019 IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2019 – Proceedings, 2019, с. 174–177, 8943873.

70. Kondratiuk V., Konin V., Kutsenko O., Ilnytska S. Testing Static and Kinematic Modes of Precise Point Positioning Service in Ukraine. *Radioelectronics and Communications Systems*, 2019, 62(10). – С. 530–540.
71. Жалило А. А., Кондратюк В. М., Куценко А. В., Конин В. В., Сушко В. Г., Харченко В. П., Шелковенков Д. А., Шокало В. М. GPS-навигация и геодезическая съемка – результаты экспериментальной верификации технологии OMNISTAR. *Научный Вестник ГосНИИ «Аэронавигация», № 7.* – М. : 2007. – С. 27–35.
72. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Ільницька С. І., Кондратюк М. В., Васильєв І. В., Савченко О. В. Система високоточного визначення координат на основі супутникових радіонавігаційних систем: пат. Україна: МПК (2006.01) G01S 5/14. № 78185; опубл. 11.03.2013, Бюл. № 5.
73. «Дослідження шляхів сертифікації системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України (СКНЗУ) щодо якості надання послуг та забезпечення безпеки їх використання споживачами сигналів глобальних навігаційних супутникових систем», шифр «Безпека» (№ держреєстрації 0107U006891).
74. «Навігація» Створення та експлуатація системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України із застосуванням глобальних навігаційних супутникових систем». («Навігація-Сертифікат». Сертифікація системи). шифр «Навігація-Сертифікат» (№ держреєстрації 0108U008542).
75. Горизонт 2020. Грантова угода № 641517 UKRAINE «Відтворення обізнаності та інновацій в Україні на основі ЄГНСС» ("UKraine Replication, Awareness and INnovation based on EGNSS").

76. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. 3-е изд., переработанное / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова – М.: Радиотехника, 2010. 688 с.
77. Grewal M.S., Weill L.R., Andrews A.P. Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration. NY: A John Wiley and Sons, Inc. Publication, 2001.- 392p.
78. Деммель Дж. Вычислительная линейная алгебра. Теория и приложения. Пер. с англ. – М.: Мир, 2001. – 430 с., ил.
79. Richard B. Goldstein. Algorithm 451: chi-square quantiles [G1]. Magazine Communications of the ACM. Volume 16 Issue 8, Aug. 1973 Pages 483-485. doi>10.1145/355609.362319.
80. V. V. Konin, O. V. Kutsenko, E. O. Lukianenko and S. I. Ilnytska. Experimental Investigation of Multi-GNSS in Static Mode. 2018 IEEE 5th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC), 2018, pp. 179-182, doi: 10.1109/MSNMC.2018.8576274.
81. GPS Risk Assessment Study: Final Report, Laurel, MD., The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, VS-99-007, January 1999
82. S. Yeh and S. Jan, "Assessment of integrity monitoring test-bed module for the airport environment," Proceedings of the 2012 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, 2012, pp. 1119-1124, doi: 10.1109/PLANS.2012.6236966.
83. H. Li, Y. Yan, X. Shi and J. Hu, "Integrity Evaluation Method of GBAS Based on Extremum Distribution Model," 2020 39th Chinese Control Conference (CCC), 2020, pp. 3305-3309, doi: 10.23919/CCC50068.2020.9189068.
84. R. Sabatini, T. Moore and C. Hill, "Avionics-based GNSS integrity augmentation synergies with SBAS and GBAS for safety-critical aviation applications," 2016 IEEE/AIAA 35th Digital Avionics Systems Conference (DASC), 2016, pp. 1-10, doi: 10.1109/DASC.2016.7778076.
85. Boris Pervan, "Ground-Based Augmentation System," in Position, Navigation, and Timing Technologies in the 21st Century: Integrated Satellite Navigation,

- Sensor Systems, and Civil Applications , IEEE, 2021, pp.259-276, doi: 10.1002/9781119458449.ch12.
86. B. Muhammad, E. Cianca and A. M. Salonic, "Multi GNSS Advanced RAIM: An availability analysis," 2014 IEEE Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace), 2014, pp. 28-33, doi: 10.1109/MetroAeroSpace.2014.6865889.
 87. G. L. Gopalakrishnan, F. Schmidt-Bruecken and O. Kalden, "Simulation of Integrity and Availability of multi-constellation and multi-frequency GNSS augmentation systems," 2013 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2013, pp. 1157-1162, doi: 10.1109/RAST.2013.6581178.
 88. Kondratiuk V. M., Konin V. V., Ilnytska S. I., Kutsenko O. V. Zhuliany Airport as a Possible Candidate for Ranging and Integrity Monitoring Station placement in Kyiv region ISSN 1990-5548 Electronics and Control Systems 2019. N 4 (62): 16–23.
 89. Ковалевський Е.О., Куценко О.В. Контроль цілісності супутникової радіонавігаційної системи з використанням групи фільтрів Калмана. Вісник НАУ – 2010. – №2. – С. 66-69.
 90. Novatel. (N.D). Receivers OEM719. MULTI-FREQUENCY, BACKWARD COMPATIBLE GNSS RECEIVER INCLUDES ALL MODERN SIGNALS. Product Sheet.
 91. Novatel. (N.D). PwrPak7 Compact Enclosure Delivers Scalable Positioning Performance With Internal Storage. Product Sheet.
 92. Novatel. (N.D). Antennas GPS-703-GGG. HIGH PERFORMANCE PINWHEEL® TRIPLE-FREQUENCY ANTENNA MAXIMIZES TRACKING CAPABILITIES. Product Sheet.
 93. Novatel. (N.D). Introducing NovAtel Connect
 94. Novatel. (2017). OEM7® Commands and Logs. Reference Manual
 95. Waypoint products group. (2018). A NovAtel Precise Positioning Product, GrafNav/GrafNet, GrafNav Static. User Manual, OM-20000165, Rev. 4

96. Куценко О.В. Визначення еталонних координат та траєкторій при проведенні досліджень супутникових навігаційних систем. Вісник інженерної академії України – 2010. – №2. – С. 8-11.
97. C. Cai, Y. Gao, L. Pan, J. Zhu, “Precise point positioning with quad-constellations: GPS, BeiDou, GLONASS and GALILEO,” *Advances Space Res.* 56, No. 1, 133 (2015). DOI: 10.1016/j.asr.2015.04.001.
98. J. Guo, X. Li, Z. Li, L. Hu, G. Yang, C. Zhao, D. Fairbairn, D. Watson, M. Ge, “Multi-GNSS precise point positioning for precision agriculture,” *Precision Agriculture* 19, No. 5, 895 (2018). DOI: 10.1007/s11119-018-9563-8.
99. J. B. DeSanto, C. D. Chadwell, D. T. Sandwell, “Kinematic post-processing of ship navigation data using precise point positioning,” *J. Navigation* 72, No. 3, 795 (2019). DOI: 10.1017/S0373463318000887.
100. A. Zhalilo, A. Yakovchenko, “Development of PPP-method realization for low Earth orbit satellite trajectory determination using on-board GPS-observations,” *Eastern-European J. Enterprise Technol.* 5, No. 9, 33 (2016). DOI: 10.15587/1729-4061.2016.81026.
101. «Розробка та дослідження апаратно-програмних засобів споживача для обміну даними з центром обробки спостережень» (№ держреєстрації 0107U000153).
102. Куценко О.В., Конін В.В. Кондратюк В.М. Модель системи наземного доповнення до глобальної навігаційної супутникової системи («Multi GBAS»). Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 99339. Дата реєстрації 31 серпня 2020 р.
103. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Газнюк М. О., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Погурельський О. С. Система диспетчерського керування рухомими біологічними об’єктами з використанням сигналів глобальної супутникової системи радіонавігації: пат. № 39917 Україна: МПК G01S 5/14; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6.

104. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Газнюк М. О., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Геодезичний GNSS прилад: пат. № 40233 Україна: МПК G01S 5/14; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6.
105. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Тунік А. А. Ільницька С. І., Валденмайер Г. Г., Вишнякова Є. В. Трикоз В. П., Куценко О. В., Кондратюк М. В. Васильєв І. В. Савченко О. В. Малогабаритна інерціально-супутникова інтегрована навігаційна система: пат. Україна: МПК (2013.01) G01C 23/00. № 79932; опубл. 13.05.2013, Бюл. № 9.
106. «Розроблення апаратно-програмних засобів інтегрованої інерційно-супутникової навігаційної системи для безпілотних літальних апаратів (БПЛА)» (№ держреєстрації 0111U000173).
107. «Мультизадачний комплекс автоматичного управління на базі інтегрованої інерційно-супутникової системи для БПЛА» (№ держреєстрації 0115U002467).
108. «Розроблення інтегрованої системи наведення, навігації та управління польотом дрона» (№ держреєстрації 0119U100629).

ДОДАТОК А

Список публікацій здобувача

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації:

Список публікацій у фахових наукових виданнях України

1. Куценко О.В. Визначення еталонних координат та траєкторій при проведенні досліджень супутникових навігаційних систем. Вісник інженерної академії України – 2010. – №2. – С. 8-11.
2. Ковалевський Е.О., Куценко О.В. Контроль цілісності супутникової радіонавігаційної системи з використанням групи фільтрів Калмана. Вісник НАУ – 2010. – №2. – С. 66-69.
3. Конин В.В., Куценко А.В., Олевинская Т.И. Экспериментальная оценка применения высокоточных технологий GNSS для посадки воздушных судов малой авиации. Вісник інженерної академії України – 2017. – №1. – С. 8-14.
4. Kondratiuk V., Konin V., Kutsenko O., Ilnytska S. Testing Static and Kinematic Modes of Precise Point Positioning Service in Ukraine. Radioelectronics and Communications Systems, 2019, 62(10). – С. 530–540. (**Scopus**).
5. Kondratiuk V. M., Konin V. V., Ilnytska S. I., Kutsenko O. V. Zhuliany Airport as a Possible Candidate for Ranging and Integrity Monitoring Station placement in Kyiv region ISSN 1990-5548 Electronics and Control Systems 2019. N 4 (62): 16–23. ISSN: друковане – 1990–5548.

Список публікацій у міжнародних фахових журналах за кордоном

6. Жалило А. А., Кондратюк В. М., Куценко А. В., Конин В. В., Сушко В. Г., Харченко В. П., Шелковенков Д. А., Шокало В. М. GPS-навигация и геодезическая съемка – результаты экспериментальной верификации технологии OMNISTAR. Научный Вестник ГосНИИ «Аэронавигация», № 7. – М. : 2007. – С. 27–35.
7. O. Kutsenko, S. Ilnytska, V. Konin. Investigation of the residual tropospheric error influence on the coordinate determination accuracy in a satellite landing system. Aviation 22, No. 4, 156 (Dec. 2018). DOI: 10.3846/aviation.2018.7082 (**Scopus**).

Розділи монографій

8. Valerian Shvets, Svitlana Ilnytska, Oleksandr Kutsenko. Application of Computer Modelling in Adaptive Compensation of Interferences on Global Navigation Satellite Systems. Cases on Modern Computer Systems in Aviation Chapter 14. International Publisher of Progressive Information Science and Technology Research, USA, Pennsylvania. 2019. - P. 339-380

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

9. Куценко О.В. Експериментальне визначення залишкових похибок контрольно-корегувальної станції DGNS. Матеріали X міжнародної науково-технічної конференції «ABIA-2011», Київ, 19–21 квіт. 2011 р. – К., 2011. – Т. 2. – С. 8.33–8.36.
10. Конін В.В., Куценко О.В. Визначення цілісності сигналів у просторі супутниковою системою посадки повітряних суден / П'ята міжнародна науково–практична конференція Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті, 28–30 травня 2013 р.: зб. матеріалів конф. – Херсон: Херсонська державна морська академія, 2013. –Т1.– С. 17 - 20.
11. Kutsenko O. V., Ilnytska S. I., Kondratyuk V. M., Konin V. V. Unmanned Aerial Vehicle Position Determination in GNSS Landing System. 2017 IEEE 4th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2017 – Proceedings, 2018, January, с. 79–83. (**Scopus**).
12. V. V. Konin, O. V. Kutsenko, E. O. Lukianenko and S. I. Ilnytska. Experimental Investigation of Multi-GNSS in Static Mode. 2018 IEEE 5th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC), 2018, pp. 179-182, doi: 10.1109/MSNMC.2018.8576274. (**Scopus**).
13. Ilnytska S., Kondratiuk V., Kutsenko O., Konin V. Potential Possibilities of Higly Accurate Satellite Navigation Use for Landing Operations of Unmanned Aerial Systems. 2019 IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2019 – Proceedings, 2019, с. 174–177, 8943873. (**Scopus**).

14. Y. Averyanova, O. Kutsenko and V. Konin. Interference Suppression at Cooperative Use of GPS, GLONASS, GALILEO, BEIDOU. 2020 IEEE Ukrainian Microwave Week (UkrMW), 2020, pp. 1-5, doi: 10.1109/UkrMW49653.2020.9252766. (Scopus).

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

Патенти і авторські свідоцтва

15. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Газнюк М. О., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Погурельський О. С. Система диспетчерського керування рухомими біологічними об'єктами з використанням сигналів глобальної супутникової системи радіонавігації: пат. № 39917 Україна: МПК G01S 5/14; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6.
16. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Газнюк М. О., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Геодезичний GNSS прилад: пат. № 40233 Україна: МПК G01S 5/14; опубл. 25.03.2009, Бюл. № 6.
17. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Вишнякова Є. В., Трикоз В. П., Куценко О. В., Ільницька С. І., Кондратюк М. В., Васильєв І. В., Савченко О. В. Система високоточного визначення координат на основі супутникових радіонавігаційних систем: пат. Україна: МПК (2006.01) G01S 5/14. № 78185; опубл. 11.03.2013, Бюл. № 5.
18. Харченко В. П., Кондратюк В. М., Тунік А. А. Ільницька С. І., Валденмайєр Г. Г., Вишнякова Є. В. Трикоз В. П., Куценко О. В., Кондратюк М. В. Васильєв І. В. Савченко О. В. Малогабаритна інерціально-супутникова інтегрована навігаційна система: пат. Україна: МПК (2013.01) G01C 23/00. № 79932; опубл. 13.05.2013, Бюл. № 9.
19. Куценко О.В., Конін В.В. Кондратюк В.М. Модель системи наземного доповнення до глобальної навігаційної супутникової системи («Multi GBAS»). Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 99339. Дата реєстрації 31 серпня 2020 р.

Звіти з НДР

20. «Дослідження шляхів сертифікації системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України (СКНЗУ) щодо якості надання послуг та забезпечення безпеки їх використання споживачами сигналів глобальних навігаційних супутникових систем», шифр «Безпека» (№ держреєстрації 0107U006891).
21. «Навігація» Створення та експлуатація системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України із застосуванням глобальних навігаційних супутникових систем». («Навігація-Сертифікат». Сертифікація системи). шифр «Навігація-Сертифікат» (№ держреєстрації 0108U008542).
22. «Розробка та дослідження апаратно-програмних засобів споживача для обміну даними з центром обробки спостережень» (№ держреєстрації 0107U000153).
23. «Розроблення апаратно-програмних засобів інтегрованої інерційно-супутникової навігаційної системи для безпілотних літальних апаратів (БПЛА)» (№ держреєстрації 0111U000173).
24. «Мультизадачний комплекс автоматичного управління на базі інтегрованої інерційно-супутникової системи для БПЛА» (№ держреєстрації 0115U002467).
25. Горизонт 2020. Грантова угода № 641517 UKRAINE «Відтворення обізнаності та інновацій в Україні на основі ЄГНСС» ("UKraine Replication, Awareness and INnovation based on EGNSS").
26. «Система моніторингу доступності радіонавігаційного поля при заходах на посадку літальних апаратів за сигналами GNSS» (№ держреєстрації 0117U002371).
27. «Розроблення інтегрованої системи наведення, навігації та управління польотом дрона» (№ держреєстрації 0119U100629).

ДОДАТОК Б

Акти про реалізацію результатів наукових досліджень

ЗАТВЕРДЖУЮ
Директор ДП НДІ «Квант»
Стефанович В.Т.
_____ 2011 р.

А К Т

впровадження результатів наукових досліджень молодшого наукового співробітника кафедри аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету Кущенко О.В.

Комісія у складі:
Степаненка Володимира Вікторовича,
начальника науково-дослідного відділу,
головного конструктора ДКР «Триада 58250» - голова комісії;

Даневича Володимира Олександровича,
начальника науково-дослідного сектору – член комісії;

Лисенко Миколи Федоровича,
старшого наукового співробітника – член комісії

розглянувши результати наукових досліджень Кущенко О.В., а саме:


1. Алгоритм визначення залишкових похибок авіаційної контрольно-корекційної апаратури при забезпеченні диференційного режиму роботи приймача супутникової навігації;
2. Практична реалізація на мові програмування Сі методики визначення рівнів спрацьовування захисту супутникової навігаційної системи при посадці

склада цей Акт про впровадження вказаних результатів у ДП НДІ «Квант» при проведенні дослідно-конструкторської роботи «Триада 58250».

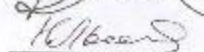
Економічний ефект від впровадження не розраховувався, у зв'язку з науковим призначенням результатів.

Акт складено для пред'явлення в Спеціалізовану вчену раду, а також він не є основою для вищати винагороди за впровадження та інших авторських прав.

Голова комісії

 Степаненко В.В.

Члени комісії

 Даневич В.О.
 Лисенко М.Ф.

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор ДП «ЦНП НАУ»
доктор технічних наук, професор

“ 17 ” 07 2011
С.В. Ковалюк
підписаний
28.06.11
“ 17 ” 07 2011
“ 17 ” 07 2011
ДП «ЦНП НАУ»
вул. Київська, 10
01030 Київ

АКТ

впровадження результатів наукових досліджень
молодшого наукового співробітника кафедри аеронавігаційних систем
Національного авіаційного університету **Куценко О.В.**

Комісія у складі:

Баранова Г.Л. - заступника директора з наукової роботи, доктора технічних наук, професора – голова комісії, Цулая А.В. – провідного наукового співробітника, кандидата фізико-математичних наук - член комісії, Гарам В.П. - провідного наукового співробітника, кандидата технічних наук - член комісії,

склала цей акт про те, що результати наукових досліджень Куценко О.В. використані у діяльності Державного підприємства «Центрального науково-дослідного інституту авіації і управління» та встановила наступне:

1. Алгоритм визначення залишкових похибок авіаційної контрольно-коригувальної апаратури при забезпеченні диференційного режиму роботи приймача супутникової навігації та його практична реалізація на мові програмування С використовувалися для контролю цілісності навігаційних вимірювань при проведенні експериментальних досліджень.

2. Комісія відмічає доцільність використання положень, розробок і практичних рекомендацій, розкритих наукових результатів Куценко О.В., при розробці апаратури визначення координат за сигналами глобальних супутникових навігаційних систем.

Акт не є основою для виплати винагороди за впровадження та інших авторських винагород і призначений для пред'явлення в спеціалізовану вчену раду.

Голова комісії

Г.Л. Баранов

Члени комісії

А.В. Цулая

В.П. Гарам

ДОДАТОК В

Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір

УКРАЇНА



СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 99339

Комп'ютерна програма "Модель системи наземного доповнення до глобальної навігаційної супутникової системи" ("Multi GBAS")
(вид, назва службового твору)

Автор(и) Куценко Олександр Вікторович, Конін Валерій Вікторович, Кондратюк Василь Михайлович
(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать Національний авіаційний університет, просп. Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03058
(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

Дата реєстрації 31 серпня 2020 р.


**Заступник Міністра
розвитку економіки, торгівлі та
сільського господарства України
О. В. Романішин**