

Національний авіаційний університет
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Остроумов Іван Вікторович

УДК 629.735.05 :519.226 (043.5)

ДИСЕРТАЦІЯ

**Методологічні засади комплексного позиціонування літальних апаратів за
сукупністю навігаційних засобів в умовах ризику**

05.22.13 – Навігація та управління рухом

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

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

І.В. Остроумов

Науковий консультант – Харченко Володимир Петрович, заслужений діяч
науки і техніки, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки,
доктор технічних наук, професор, проректор з наукової роботи НАУ

Київ – 2020

АНОТАЦІЯ

Остроумов І. В. Методологічні засади комплексного позиціонування літальних апаратів за сукупністю навігаційних засобів в умовах ризику. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.22.13 – «Навігація та управління рухом», Національний авіаційний університет, МОН України, Київ, 2020.

Дисертаційна робота спрямована на вирішення актуальної науково-технічної проблеми підвищення точності визначення координат місцеположення ЛА в умовах незапланованої відмови основної системи позиціонування з метою забезпечення виконання сучасних вимог навігації заснованої на характеристиках. Проблема вирішена за рахунок розроблення нових методів визначення координат місцеположення ЛА за сукупністю інформації від далекомірного обладнання, кутомірної інформації та комбінованої інформації від наземних радіомаяків, отриманої з результатів вимірювання пари бортових радіонавігаційних засобів та екстрапольованих польотних даних за регресією; пасивного використання навігаційних сигналів у системі вимірювання дальності користувачів повітряного простору; поєднання інформації за концепцією автоматичного залежного спостереження з даними спостереження бортової системи попередження зіткнень літаків у повітрі в умовах дії концепцій зв'язку та спостереження для підвищення точності та доступності аеронавігаційної інформації в умовах впровадження новітніх концепцій аеронавігації. Підвищення ефективності запропонованих методів досягається шляхом раціоналізації використання наземної мережі радіонавігаційних засобів для покращення характеристик позиціонування у просторі.

В роботі уперше розроблено методи позиціонування літального апарату за сукупністю навігаційної інформації отриманої за результатами безпосередніх вимірювань датчиків літака та прогнозованих за регресією значень на основі

попередніх вимірювань. Зокрема розроблено методи позиціонування за сукупністю інформації від далекомірного обладнання, сукупністю кутової інформації від всенапрямлених радіомаяків, та їх комбінації, що дозволяє підвищити точність кожного з методів шляхом вибору вдалої геометрії взаємного місцерозташування у порівнянні з існуючими методами позиціонування за парами навігаційних засобів. Розроблені та досліджені моделі похибок позиціонування, що враховують похибки прогнозування. Досліджено різні підходи до формування послідовності вимірювань обмеженої кількості сенсорів бортового обладнання при формуванні навчальної вибірки для прогнозування значень навігаційних параметрів. Зокрема, досліджено переваги та недоліки використання оптимальної сукупності радіонавігаційних засобів та циклічно повторюваного, послідовного вимірювання радіонавігаційних параметрів. Результати комп'ютерного моделювання з використанням польотної інформації показали, що похибки прогнозування з часом зростають тим самим деградуючи точність навігаційних визначень проте отримані результати залишаються точнішими у порівнянні з існуючими альтернативними методами позиціонування. Встановлено, що далекомірний метод забезпечує найвищу точність у порівнянні з іншими методами позиціонування за сукупністю інформації.

В роботі уперше розроблено та запатентовано метод позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків у повітрі та інформацією про повітряний рух навколо, отриманої за концепцією автоматичного залежного спостереження, що дозволяє оцінювати координати літального апарату з урахуванням зони невизначеності та підвищувати якість аеронавігаційного забезпечення польотів. Запропонований метод відрізняється від існуючих тим, що використовує вектор відстаней до користувачів повітряного руху, отриманий за результатами спостереження у системі попередження зіткнень літаків у повітрі, та координатної інформації стосовно місцеположення літаків навколо, для побудови системи навігаційних рівнянь та оцінювання власного

місцеположення літака. Виведені та дослідженні математичні залежності для оцінювання впливу неточно-відомих координат літаків-навігаційних точок при використанні їх для позиціонування. Запропоновано, використовувати показники точності супутникової навігаційної системи у якості характеристик зон невизначеності місцеположення літаків-навігаційних точок при використанні запропонованого методу.

В роботі уперше розроблено метод пасивного позиціонування, що на відміну від існуючих використовує інформаційні сигнали далекомірного обладнання, наявні у просторі, у якості навігаційного сигналу для отримання часової різниці фіксації сигналів на борту літака та інформацію бортовою системи приймання сигналів спостереження за концепцією автоматичного залежного спостереження, що дозволяє на основі обробки інформаційних повідомлень визначати власне місцеположення у просторі з використанням різністно-далекомірного принципу, без випромінювання електромагнітних хвиль, що зменшить навантаженість наземних радіонавігаційних засобів.

В роботі отримав подальший розвиток метод оцінювання доступності радіонавігаційних засобів, що на відміну від існуючих методів, враховує індивідуальні особливості наземного обладнання, вплив тропосфери, рельєфу місцевості і штучних споруд на поширення сигналів радіонавігаційних засобів, що дозволяє більш точно визначати зону дії наземних навігаційних засобів у повітряному просторі.

В роботі уперше запропоновано моделі ймовірнісного класифікатора для контролю за витримуванням навігаційних характеристик, що на відміну від існуючих моделей логічного порівняння, гарантує розпізнавання відповідності специфікаційним вимогам зональної навігації з максимальною ймовірністю. Досліджено значення параметрів умовних щільностей ймовірностей для оптимального розпізнавання. Крім того, вперше запропоновано модель класифікатора стану динамічної системи відповідно до норм зональної навігації за повздовжнім та боковим відхиленням літака від запланованої траєкторії руху.

Досліджено вплив складових компонентів точності позиціонування у просторі на процес класифікації, запропоновано модель класифікатора стану за компонентами-напрямами.

В роботі отримало подальший розвиток оптимізаційна задача вибору оптимального набору радіонавігаційних засобів, розв'язок якої запропоновано виконувати у термінах цілочисленного лінійного програмування, що дозволить отримати максимально можливу точність позиціонування за кутомірною, далекомірною та кутомірно-далекомірною методу. Математично сформульовано оптимізаційну задачу з використанням у якості цільової функції показників точності визначення координат місцеположення. У результаті розв'язку одночасно отримуються оптимальні набори за кожним з методів та найбільш точний з них. Результати комп'ютерного моделювання показали залежність розв'язку від характеристик наземної мережі радіонавігаційних засобів.

В роботі уперше розроблено модель оцінювання характеристик поля навігаційних сигналів сформованих наземними радіонавігаційними засобами у тривимірному просторі, що дозволяє отримувати точну тривимірну модель просторових зон відповідності специфікаційним вимогам зональної навігації для задач планування повітряного руху. Модель ґрунтується на ітеративному підході оцінювання характеристик позиціонування за різними методами з використанням розбиття повітряного простору на елементарні частинки та інтегрального оцінювання контурів просторових об'єктів. Точність оцінювання визначається геометричними розмірами елементарної частинки у межах якої значення навігаційних характеристик вважаються сталими. Розроблена модель використано для оцінювання тривимірних зон простору відповідності різним вимогам зональної навігації для різних методів навігації за парами радіонавігаційних засобів у межах повітряного простору України.

Запропоновані в даній дисертаційній роботі методи та моделі використанні в Державному підприємстві обслуговування повітряного руху України

Міністерства інфраструктури України, Товаристві з обмеженою відповідальністю «Вертолітний тренувальний центр», Науково-навчальному центрі «Аерокосмічний центр» та у навчальному процесі Національного Авіаційного Університету, що підтверджено актами впровадження.

Ключові слова: навігація; позиціонування; наземні радіонавігаційні засоби; точність; доступність; повітряний простір; прогнозування; зона дії; навігація заснована на характеристиках.

Список публікацій здобувача

Статті в закордонних наукових журналах

1. Ostroumov I.V., Kharchenko V.P., Kuzmenko N.S. An airspace analysis according to area navigation requirements. *Aviation*. 2019. № 23(2). P. 36-42 DOI: 10.3846/aviation.2019.10302 (Scopus, Q3).
2. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Accuracy improvement of VOR/VOR navigation with angle extrapolation by linear regression. *Telecommunications and Radio Engineering*. Begell, New York, 2019. № 78(15) P. 1399–1412. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v78.i15.90 (Scopus)
3. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Compatibility analysis of multi signal processing in APNT with current navigation infrastructure. *Telecommunications and Radio Engineering*. Begell, New York, 2018. № 77(3) P. 211–223. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v77.i3.30 (Scopus, Q3)
4. Остроумов И. В. Алгоритм выбора оптимальной пары радионавигационных средств при определении местоположения летательного аппарата. *Электроника, Радиофизика, Радиотехника, Информатика. Доклады Белорусского Государственного Университета Информатики и Радиоэлектроники*. 2018, Минск. №3(113). С. 72–79.
5. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Accuracy assessment of aircraft positioning by multiple Radio Navigational aids. *Telecommunications and Radio Engineering*.

Begell, New York, 2018. № 77(8) P. 705–715. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v77.i8.40 (Scopus, Q3)

Статті у наукових фахових виданнях

6. Ostroumov I.V., Protsenko E., Rudenko M. Application of pocket device sensors for moving object positioning in air space. *Proceedings of the National Aviation University*. 2019. № 79(2). P. 12-18 DOI: 10.18372/2306-1472.79.13826.

7. Ostroumov I. V., Kharchenko V. P., Kuzmenko N. S. Optimization task of navigational aids ground network. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2018. № 3(76). P. 16–22. DOI: 10.18372/2306-1472.76.13150.

8. Остроумов І.В. Аналіз перспективних систем зональної навігації. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2018. № 52(6). С. 14-19 DOI: 10.26906/SUNZ.2018.6.014.

9. Ostroumov I. Passive positioning method using distance measuring equipment and automatic dependent surveillance-broadcast data. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2018. № 2(75). P. 19–25. DOI: 10.18372/2306-1472.75.13113.

10. Остроумов І. В. Поєднання координатної інформації за ймовірністним підходом. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2018. № 3(49). С. 3–8. DOI: 10.26906/SUNZ.2018.3.003

11. Остроумов І. В. Оцінювання точності вимірювань дальномірного обладнання. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2018. №2(146). С. 71–75. DOI: 10.32620/aktt.2018.2.10.

12. Ostroumov I. V. Error of positioning by DME/DME and VOR/DME pairs. *Systems of control, navigation and communication*. 2018. №1(47). P. 12–16. DOI: 10.26906/SUNZ.2018.1.012.

13. Остроумов І. В. Оцінювання точності визначення лінії положення за парою далекомірного обладнання DME при вирішені навігаційних задач. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2017. № 2(42). С. 8–12.

14. Остроумов І. В. Оцінювання доступності наземних радіонавігаційних засобів. *Вісник НТУУ «КПІ». Серія Радіотехніка. Радіоапаратобудування*. 2017. № 69. С. 35–40. DOI: 10.20535/RADAP.2017.69.35-40. (Web of Science)
15. Kharchenko V., Kukush A., Kuzmenko N., Ostroumov I. Probabilistic approach to object detection and recognition for videostream processing. *Proceedings of the National Aviation University*. NAU, 2017. Vol. 71. № 2. P. 8–14. DOI: 10.18372/2306-1472.71.11741
16. Остроумов І. В., Ковальчук О. В., Гавриленко А. М., Низяєва К. М. Доступність радіолокаційних станцій у повітряному просторі. *Вісник інженерної академії України*. 2017. № 1. С. 21–25.
17. Остроумов І. В. Оцінювання максимальної дальності дії радіонавігаційних засобів. *Вісник інженерної академії України*. 2016. № 4. С. 30–35.
18. Ostroumov I. V., Mironyuk O. O., Nychak M. V. Local magnetic field data processing. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2015. Vol. 62. № 1. P. 23–28. DOI: 10.18372/2306-1472.62.7761
19. Melkumyan V. G., Maliutenko T. L., Ostroumov I. O. Models of consideration of degradation and regenerative processes during the service technological systems design. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2015. Vol. 62. № 1. P. 30–35. DOI: 10.18372/2306-1472.62.7767.
20. Melkumyan V. G., Ostroumov I. O., Maliutenko T. L. Problem formalization of polyergatic transport technological systems design. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2014. Vol. 61. № 4. P. 21–27. DOI: 10.18372/2306-1472.61.7582
21. Остроумов І. В., Чаплінський Д. В. Позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків. *Вісник інженерної академії України*. 2014. № 1. С. 32–36.

22. Остроумов І. В. Оцінювання точності DME/DME позиціонування для повітряного простору України. *Проблеми інформатизації та управління: Збірник наукових праць*. К.:НАУ, 2013. № 3(43). С. 61–67.
23. Остроумов І. В., Лопатко Т. Б. Використання радіомаяків DME для визначення місцеположення у повітряному просторі України. *Вісник інженерної академії України*. 2013. № 4. С. 300–305.
24. Остроумов І. В. Оцінка точності позиціонування за сигналами радіомаяків VOR. *Проблеми інформатизації та управління: Збірник наукових праць*. К.:НАУ, 2012. № 3(39). С. 102–107.
25. Остроумов І. В. Електронний тренажер системи попередження зіткнень літаків. *Вісник Національного Авіаційного Університету*. 2011. Т. 46. № 1. С. 46–51. DOI: 10.18372/2306-1472.46.2082
26. Знаковська Є. А., Остроумов І. В., Чинченко Ю. В. Оцінка ризику втрати повітряних кораблів у повітряному просторі України за новими правилами ешелонування. *Вісник інженерної академії України*. 2011. № 1. С. 30–34.
27. Чинченко Ю. В., Знаковська Є. А., Остроумов І. В. Підтримка прийняття рішень щодо безпеки польотів за допомогою багатокритеріального оцінювання альтернатив. *Проблеми інформатизації та управління: Збірник наукових праць*. К.:НАУ, 2011. № 1(33). С. 162–167.
28. Ostroumov I. V., Kuz'menko N. S. Application for aircraft tracking. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2011. Vol. 48. № 3. P. 43–48. DOI: 10.18372/2306-1472.48.44
29. Остроумов І. В. Концепція «Мобільне небо». *Вісник Національного Авіаційного Університету*. 2009. Т. 40. № 3. С. 91–95. DOI: 10.18372/2306-1472.40.1751

Патенти

30. Пат. на КМ 136412 Україна. Спосіб визначення координат літального апарата / І. В. Остроумов, В. П. Харченко, Н. С. Кузьменко. Опубл. 27.08.2019. Бюл. №16.

31. Пат. на КМ 134570 Україна. Спосіб пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 27.05.2019. Бюл. №10.

32. Пат. на КМ 134569 Україна. Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від всенапрямлених кутомірних радіомаяків та прогнозованої інформації / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 27.05.2019. Бюл. №10.

33. Пат. на КМ 134058 Україна. Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від дальномірного обладнання / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 25.04.2019. Бюл. №8.

34. Пат. на КМ 98724 Україна. МПК (2015.01). Спосіб позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків / І. В. Остроумов, Н. С. Кузьменко; Власник Національний авіаційний університет. № u 2014 10941; заявл.07.10.2014; опубл. 12.05.2015. Бюл. № 9

Матеріали конференцій, які включено до наукометричних баз Scopus

35. Protsenko E., Rudenko M., Ostroumov I.V. Unmanned Aerial Vehicle Positioning by data from Pocket Device Sensors . Actual problems of unmanned aerial vehicles development: APUAVD-2019 6th International Conference of IEEE. 2019. P. 161-164. DOI: 10.1109/APUAVD47061.2019.8943882. (Scopus)

36. Kuzmenko N. S., Ostroumov I. V., Kharchenko V. P. Improving the Accuracy of Aircraft Positioning by Navigational Aids Using Kalman Filter. Signal Processing Symposium: SPSympo-2019, International Conference of IEEE. 2019. P. 109-114. DOI: 10.1109/SPS.2019.8882072. (Scopus)

37. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Risk Analysis of Positioning by Navigational Aids. Signal Processing Symposium: SPSympo-2019, International Conference of IEEE. 2019. P. 92-95. DOI: 10.1109/SPS.2019.8882003. (Scopus)

38. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S., Marais K. Optimal Pair of Navigational Aids Selection. *Methods and Systems of Navigation and Motion Control: MSNMC 2018 5th International Conference of IEEE (Kyiv, 16 – 18 October 2018)*. Kyiv, 2018. P. 32–35. DOI: 10.1109/MSNMC.2018.8576293 (Scopus)

39. Kuzmenko N. S., Ostroumov I. V., Marais K. 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 (Kyiv, 16 – 18 October 2018)*. Kyiv, 2018. P. 36–40. DOI: 10.1109/MSNMC.2018.8576276 (Scopus)

40. Kuzmenko N. S., Ostroumov I. V. Performance Analysis of Positioning System by Navigational Aids in Three Dimensional Space. *2018 IEEE First International Conference on System Analysis & Intelligent Computing (SAIC) (Kyiv, 8 – 10 October 2018)*. Kyiv, 2018. P. 101–104. DOI: 10.1109/SAIC.2018.8516790. (Scopus)

41. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. An area navigation (RNAV) system performance monitoring and alerting. *2018 IEEE First International Conference on System Analysis & Intelligent Computing (SAIC) (Kyiv, 8 – 10 October 2018)*. Kyiv, 2018. P. 211–214. DOI: 10.1109/SAIC.2018.8516750. (Scopus)

42. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Accuracy estimation of alternative positioning in navigation. *Methods and Systems of Navigation and Motion Control: MSNMC 2016 4th International Conference of IEEE (Kyiv, 18 – 20 October 2016)*. Kyiv, 2016. P. 291–294. DOI: 10.1109/MSNMC.2016.7783164. (Scopus)

Розділи монографій

43. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Applications of Artificial Intelligence in Flight Management Systems. In T. Shmelova, Y. Sikirda, & A. Sterenharz (Eds.), *Handbook of Research on Artificial Intelligence Applications in the Aviation and Aerospace Industries*, Hershey, PA: IGI Global. doi:10.4018/978-1-7998-1415-3.ch007, 2019. P.180-192. ISBN: 978-179-981-415-3.

Матеріали конференцій

44. Остроумов І. В. Основні переваги застосування концепції «мобільне небо» для України. *Авіа-2009* : міжнародна науково-технічна конференція (Київ, 21–23 вересня 2009). К., 2009. С. 6.45–6.47.

45. Остроумов І. В. Застосування методів позиціонування у мережі мобільного зв'язку для навігації рухомих об'єктів. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті: Матеріали Міжнародної науково-практичної конференції. Херсон: Видавництво Херсонського державного морського інституту, 2010. Т. 2. С. 57–59.

46. Остроумов І. В., Чинченко Ю. В. Електронний навчальний комплекс системи попередження зіткнень літаків у повітрі. Сучасні інформаційні технології в управлінні та професійній підготовці операторів складних систем : Міжнародна науково-практична конференція (Кіровоград, 27 – 28 жовтня 2010). Кіровоград, 2010. С. 19–22.

47. Ostroumov I. V. Monitoring of private aviation flying. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Fourth World Congress*. Kyiv: NAU, 2010. Vol. 1. P. 329–338.

48. Kuz'menko N. S., Ostroumov I. V. Weather Web Service. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies : The Fourth World Congress*. Kyiv: NAU, 2010. Vo. 1. P. 329–338.

49. Ostroumov I. V. Monitoring of general aviation flights by ADS-B. *Polit. Challenges of science today: XI International Scientific and Practical Conference of Young Researchers and Students* (Kyiv, 6 – 8 April 2011). К., 2011. P. 57.

50. Остроумов І. В. Підвищення рівня безпеки авіаперевезень за рахунок використання концепції ADS-B в Україні. Новітні технології – для захисту повітряного простору: сьома наукова конференція Харківського університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба (Харків, 13 – 14 квітня 2011). Х.: ХУПС ім. І. Кожедуба, 2011. С. 39–40.

51. Solomina N. O., Ostroumov I. V. TCAS modeling software for support education process. AVIA-2011: The Tenth International Conference of Science and Technology (Kyiv, 19–21 April 2011). K.:NAU, 2011. Vol. 2. P. 7.16–7.19.

52. Остроумов І. В., Кузьменко Н. С. Моніторинг повітряного руху за повідомленнями ACARS. Авіа-2011 : міжнародна науково-технічна конференція (Київ, 19 – 21 квітня 2011). К., 2011. Т. 2. С. 7.44–7.47.

53. Ostroumov I. V., Kuz'menko N. S. ADS-B tracking in Ukrainian airspace. Problems of CNS/ATM development: International Scientific-Metodical Conference of Researches (Kyiv, 21 – 23 November 2011). K., 2011. P. 70.

54. Ostroumov I. V. Position detection by angular method in air navigation. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies : The Fifth World Congress. Kiev: NAU, 2012. Vol. 2. P. 3.2.51–3.2.53.

55. Остроумов І. В. Оцінка перспектив розвитку систем попередження зближень літаків у повітрі. Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем : тези науково-практичного семінару (Житомир, 23–27 травня 2012). Житомир, 2012. С. 11.

56. Остроумов І. В. Віртуальне середовище відображення навігаційних даних. Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики: тези доповідей І Всеукраїнської науково-практичної конференції студентів та молодих учених (Київ, 24 – 25 жовтня 2012). К. : НАУ, 2012. С. 43.

57. Ostroumov I. V. Positioning by VOR signals in Ukraine region. Problems of CNS/ATM development and ATM: International Scientific-Metodical Conference of Researches (Kyiv, 28 – 30 November, 2012). K., 2012. P. 74.

58. Остроумов І. В. Інтеграція координатної інформації у обчислювальній системі літаководіння. Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем: тези науково-практичного семінару (Житомир, 17 – 23 червня 2013). Житомир, 2013. С. 19.

59. Ostroumov I. V. Nav aids facility for aircraft positioning. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Sixth World Congress. Kyiv: NAU, 2014. Vol. 2. P. 3.2.1–3.2.5.

60. Ostroumov I. V. Features of position detection by distance measurement equipment. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: III National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 23 – 24 October 2014). Kyiv, 2014. P. 15.

61. Ostroumov I. V., Mironyuk O. O., Nychak M. V. Interpolation of magnetic field characteristics by spline functions. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: IV National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 28 – 29 October 2015). Kyiv, 2015. P. 5.

62. Ostroumov I. V. Reducing of GPS positioning error by real time ionosphere activity monitoring. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: IV National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 28 – 29 October 2015). Kyiv, 2015. P. 4.

63. Ostroumov I. V. Timing problem of multi DME/DME approach. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Seventh World Congress. Kyiv: NAU, 2016. Vol. 2. P. 3.6.5–3.6.7.

64. Ostroumov I. V. Estimation of user location by data from different sources. Polit. Challenges of science today: XIV International Scientific and Practical Conference of Young Researchers and Students (Kyiv, 6 – 8 April 2016). K., 2016. P. 85.

65. Ostroumov I. V. Analysis of DME/DME positioning facility for Ukrainian airspace. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Seventh World Congress. Kyiv: NAU, 2016. Vol. 2. P. 3.6.1–3.6.4.

66. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Historical Changes in Performance of Positioning by Navigational Aids in Ukrainian Airspace. Ukraine Student, Young Professional and Women in Engineering Congress: UKRSYW of IEEE (Kyiv, 2 – 6 October 2018). Kyiv, 2018. P. 291–294.

Свідоцтва про авторське право на твір

67. А. с. 29030 Україна. Програмний продукт «Електронний підручник для ВНЗ «Основи теорії прийняття рішень в системі обслуговування повітряного руху» / В. П. Харченко, Ю. В. Чинченко, І. В. Остроумов; заявка від 02.04.09; опубл. 02.06.09.

68. А. с. 36674 Україна. Комп'ютерна програма «Електронний словник авіаційних термінів» / В. П. Харченко, І. В. Остроумов, Ю. В. Чинченко; заявка від 25.01.11; опубл. 25.01.11.

69. А. с. 37584 Україна. Комп'ютерна програма «Електронний навчальний комплекс системи попередження зіткнень літаків у повітрі» / І. В. Остроумов, В. П. Харченко; заявка від 25.01.11; опубл. 24.03.11.

70. А. с. 37871 Україна. Комп'ютерна програма «Курс дистанційного навчання для ВНЗ «Безпека аеронавігації» / В. П. Харченко, Ю. В. Чинченко, І. В. Остроумов; заявка від 11.02.11; опубл. 11.04.11.

71. А. с. 44055 Україна. Комп'ютерна програма «Електронний посібник «Автоматизована система мінімізації людського фактору з англійською складовою» / О. П. Петрашук, І. В. Остроумов; заявка від 29.03.12; опубл. 30.05.12.

72. А. с. 54979 Україна. Комп'ютерна програма «Оцінювання точності позиціонування за далекомірними радіомаяками» / І. В. Остроумов, Т. Б. Лопатко; заявка від 20.03.14; опубл. 23.05.14.

73. А. с. 52015 Україна. Комп'ютерна програма «Позиціонування за системою попередження зіткнень літаків у повітрі з оцінкою точності («TCAS-Positioning»))» / І. В. Остроумов, Д. В. Чаплінський; заявка від 04.09.13; опубл. 04.11.13.

74. А. с. 58314 Україна. Комп'ютерна програма «Позиціонування за обладнанням VOR/DME» / І. В. Остроумов, Л. В. Супрун; заявка від 28.11.14; опубл. 27.01.15.

75. А. с. 56816 Україна. Комп'ютерна програма «Оцінювання характеристик магнітного поля Землі» / І. В. Остроумов, О. О. Миронюк, М. В. Ничак; заявка від 12.08.14; опубл. 09.10.14.

76. А. с. 53899 Україна. Науковий твір «Навчально-методичний комплекс Авіоніка» / І. В. Остроумов; заявка від 26.12.13; опубл. 03.03.14.

77. А. с. 72049 Україна. комп'ютерної програми «Оцінювання точності позиціонування за парою далекомірного обладнання» / І. В. Остроумов; заявка від 20.03.2017; опубл. 18.05.2017.

78. А. с. 72050 Україна. Комп'ютерна програма «Розрахунок доступності та оцінювання точності витримування ліній положення за кутомірним обладнанням для частини повітряного простору» / І. В. Остроумов; заявка від 20.03.2017; опубл. 18.05.2017.

79. А. с. 72051 Україна. Комп'ютерна програма «Оцінювання зони дії радіолокаційних станцій аеронавігаційного обслуговування певного повітряного простору» / І. В. Остроумов; заявка від 20.03.2017; опубл. 18.05.2017.

ANNOTATION

Ostroumov I.V. Methodological foundation of integrated aircraft positioning by multiple navigational aids under risk condition. – Qualification scientific work under manuscript copyright.

Thesis for the degree of doctor of technical sciences in specialty 05.22.13 – “Navigation and traffic control”, National Aviation University, 03058, MES of Ukraine, Kyiv, 2020.

Thesis is dedicated to solve scientific-technic problem of aircraft coordinates' accuracy improvement in the case of primary positioning system malfunction in order to guarantee performance-based navigation requirements. The problem was solved by developing new methods for determining the coordinates of the aircraft location on the basis of a combination of information from distance measuring equipment, altitude information and combined information from ground navigational aids derived from the

results of measurements of a pair of on-board radio navigational aids and extrapolated flight data by regression; passive use of navigation signals in the system for distance measuring of airspace users; the combination of information on the concept of automatic dependent surveillance with the data of observation of on-board airborne collision avoidance systems under the conditions of the concepts of communication and observation in order to increase the accuracy and availability of aeronautical information in the context of the introduction of the latest air navigation concepts. Increasing the efficiency of the proposed methods is achieved by optimization the use of the ground-based network of navigational aids to improve positioning characteristics in the airspace.

The use of predicted values of air navigation parameters in the process of positioning by signals of area navigation systems is introduced, which allows to improve the accuracy and availability of location determination by improving the geometry of the mutual arrangement in solving the navigation problem. Methods of positioning an aircraft on the basis of a set of navigation information obtained based on the results of direct sensors measurements and predicted by regression values based on previous measurements were developed. In particular, the methods of positioning in the aggregate of information from distance measuring equipment, a set of angular information from VOR, and their combination are developed, which allows to improve the accuracy of each of the methods by improving the geometry of the mutual location compared with the existing methods of positioning in pairs of navigational devices. Models of positioning errors are developed and investigated, taking into account errors of prediction. The results of computer simulation using flight information have shown that prediction errors increase over time, thereby degrading the accuracy of navigational definitions, but the results obtained remain more accurate compared to existing alternative positioning methods. It is established that the distance-based method provides the highest accuracy in comparison with other methods of positioning.

In the work, for the first time, the method of positioning according to the information of the airborne collision warning system and the information about the air

traffic around, obtained by the concept of automatic dependent surveillance, is developed and patented, which allows to estimate the coordinates of the aircraft, taking into account uncertainty area, and to improve the quality of the air navigation service. The proposed method is different from the one that uses the distance vector for air traffic users, obtained from observation in the airborne collision warning system, and coordinate information about the location of airplanes around, for creating a system of navigation equations and for assessing its own aircraft location. The mathematical dependences for estimating the influence of inaccurate-known coordinates of aircraft-navigational points when using them for positioning are derived and studied. It is proposed to use the accuracy indicators of the satellite navigation system as characteristics of uncertainty area of the location of aircraft-navigational points using the proposed method.

In the work, for the first time, a method of passive positioning was developed that, unlike the existing ones, uses the information signals of distance measuring equipment available in airspace as a navigation signal for obtaining a time difference between signaling on board an aircraft and the on-board information of interrogating system for observing the concept of automatic dependent surveillance, which allows, based on the processing of information messages, to determine its own location in space based on the hyperbolic principle, without transmission of electromagnetic waves, which will reduce the workload of ground navigational aids.

The method of assessing the availability of aeronautical aids has been further developed, which, unlike existing methods, takes into account individual peculiarities of ground equipment, the influence of the troposphere, terrain and artificial constructions on the propagation of radionavigation signals, which allows more accurately to determine the area of ground navigational aids in the airspace.

In the study, for the first time, models of the probabilistic classifier for controlling the navigational performance are proposed, which, in contrast to the existing models of logical comparison, guarantee the recognition of compliance with the specification requirements of RNP/RNAV with maximum probability. The value of parameters of

conditional probability densities for optimal recognition is investigated. In addition, for the first time, the model of the classifier of the state of the dynamic system is proposed in accordance with requirements of area navigation for the longitudinal and lateral deviation of the airplane from the planned trajectory. The influence of components of positioning accuracy in space on the classification process is investigated, the model of the state classifier by the component-directions is proposed.

The optimization task of choosing the optimal pair of navigational aids, the solution of which is proposed to be performed in terms of integer linear programming, has been further developed. It allows obtaining the maximum possible accuracy of positioning in pairs of angular, distance and angular-distance navigational aids. An optimization problem using the accuracy indicators of location determination as a target function was mathematically formulated. As a result of the solution, the optimal pairs for each of the methods and the most accurate ones are obtained at the same time. The results of computer simulation have shown the dependence of the solution on the characteristics of the ground network of navigational aids.

In the study, for the first time, a model for evaluating the characteristics of the navigation signals field formed by ground-based navigational aids in a three-dimensional space has been developed, which allows obtaining an exact three-dimensional model of spatial areas in accordance with the specification requirements of area navigation for the tasks of air traffic planning. The model is based on the iterative approach to the estimation of positioning characteristics by various methods, using the splitting of air space into elementary particles and the integral estimation of the contours of spatial objects. The accuracy of the estimation is determined by the geometric dimensions of the elementary particle within which the values of navigational characteristics are considered constant. The developed model is used to evaluate the three-dimensional areas of compliance area with the various requirements of area navigation for different navigation methods in pairs of navigational aids within Ukrainian airspace.

The methods and models are proposed for use in the Ukrainian State Air Traffic Service Enterprise, “Helicopter training center” company, Aerospace Science Center and in the teaching process of the National Aviation University that are confirmed by the acts of implementation.

Keywords: navigation; positioning; navigational aids; accuracy; availability; airspace; prediction; service volume; performance based navigation.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	24
ВСТУП	31
РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ТА НАВІГАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ СИСТЕМ.....	47
1.1 Принципи побудови сучасних систем позиціонування та навігації.....	47
1.2 Особливості застосування методів позиціонування в умовах навігації заснованої на характеристиках	66
1.3 Аналіз перспективних систем позиціонування літальних апаратів	88
1.4 Визначення мети та задач дослідження.....	102
1.5 Висновки за першим розділом.....	108
РОЗДІЛ 2 МЕТОДИ ТА МОДЕЛІ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЗА БІНАРНИМИ СПІВВІДНОШЕННЯМИ У АЕРОНАВІГАЦІЙНІЙ СИСТЕМІ	113
2.1 Особливості імплементації методу позиціонування за далекомірною інформацією.....	113
2.2 Точність позиціонування за далекомірною інформацією.....	117
2.3 Особливості імплементації методу позиціонування за кутовою інформацією.....	124
2.4 Точність позиціонування за кутовою інформацією	126
2.5 Особливості імплементації методу позиціонування за кутомірно- далекомірною інформацією	132
2.6 Точність позиціонування за кутомірно-далекомірною інформацією..	133
2.7 Задача вибору оптимального набору навігаційних засобів	134
2.8 Фільтрація похибок на нижньому та верхньому рівнях обробки даних позиціонування.....	139
2.9 Висновки за другим розділом	144

РОЗДІЛ 3 МЕТОДИ ТА МОДЕЛІ ІНТЕГРОВАНОГО
ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СУКУПНІСТЮ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ
ЗАСОБІВ 147

- 3.1 Метод позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від далекомірного обладнання 149
- 3.2 Метод позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірного обладнання..... 168
- 3.3 Метод позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірно-далекомірного обладнання 171
- 3.4 Метод позиціонування за інформацією бортової системи попередження зіткнень 175
- 3.5 Метод пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження 182
- 3.6 Оцінювання точності позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів..... 188
- 3.7 Висновки за третім розділом 206

РОЗДІЛ 4 ДОСЛІДЖЕННЯ ОСОБЛИВОСТЕЙ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА
СУКУПНІСТЮ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ В УМОВАХ РИЗИКУ .. 210

- 4.1 Оцінювання доступності радіонавігаційних засобів..... 210
- 4.2 Поєднання координатної інформації в умовах ризику 227
- 4.3 Ймовірнісний підхід до класифікації похибок відповідно до норм навігації застосованої на характеристиках 233
- 4.4 Оптимізація мережі наземних радіонавігаційних засобів 250
- 4.5 Оцінювання відповідності повітряного простору вимогам зональної навігації за тернарними співвідношеннями 256
- 4.6 Оцінювання ризику втрати позиціонування відповідно до категоріїв зональної навігації 261

4.7	Методологія інтегрованого позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів	263
4.8	Система моніторингу повітряного руху за повідомленнями адресного цифрового зв'язку	265
4.9	Контроль за рухом легкої авіації у межах концепції «Мобільне небо»	269
4.10	Висновки за четвертим розділом.....	277
РОЗДІЛ 5 МЕТОДОЛОГІЧНІ ЗАСАДИ ПРАКТИЧНОЇ РЕАЛІЗАЦІЇ КОМПЛЕКСНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ		283
5.1	Аніз стану повітряного простору України до вимог навігації заснованої на характеристиках	283
5.2	Дослідження змін парних методів позиціонування у повітряному просторі України.....	311
5.3	Комп'ютерна реалізація алгоритму вибору оптимальної пари радіонавігаційних засобів	316
5.4	Порівняльний аналіз методів оцінювання точності позиціонування..	321
5.5	Результати комп'ютерного моделювання	330
5.6	Висновки за п'ятим розділом.....	356
ВИСНОВКИ.....		362
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....		365
<i>Додаток А. Результати комп'ютерного моделювання</i>		
<i>Додаток Б. Акти впровадження результатів дисертаційної роботи</i>		
<i>Додаток В. Патенти та свідоцтва про реєстрацію авторського права на твір</i>		

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

2,3,4 D	<i>Two, Three, Four Dimension</i> (двомірний, тримірний, чотиривимірний простір)
ACAS	<i>Airborne Collision Avoidance System</i> (Бортова система попередження зіткнень)
ADF	<i>Automatic Directional Finder</i> (Автоматичний Радіокомпас)
ADS-B	<i>Automatic Dependent Surveillance Broadcast</i> (Автоматичне залежне спостереження у ширококомовному режимі)
AGL	<i>Above Ground Level</i> (Висота над рельєфом місцевості)
AIS	<i>Aeronautical Information Service</i> (Служба аеронавігаційної інформації)
AOA	<i>Angle of Arrival</i> (Кутомірний метод)
ANSP	<i>Air Navigation Service Provider</i> (Провайдер аеронавігаційних послуг)
APNT	<i>Alternative Positioning, Navigation and Timing</i> (Концепція альтернативного позиціонування, навігації та часу)
ASRS	<i>Aviation Safety Reporting System</i> (Система звітності з авіаційної безпеки NASA)
ATC	<i>Air Traffic Controller</i> (Диспетчер управління повітряним рухом)
AIP	<i>Aeronautical Information Publication</i> (Збірник аеронавігаційної інформації)
CDMA	<i>Code Division Multiple Access</i> (Множинний доступ з кодовим розділенням каналів)
CEP	<i>Circular Error Probability</i> (довірча зона у вигляді кола)
CID	Cell Identity (метод ідентифікації за номером соти)
CPFSK	Continuous-phase frequency-shift keying modulation (безперервної фазової частотної маніпуляції)

CRLB	<i>Cramer-Rao Lower Bound</i> (нижня границя Крамера)
CVOR	<i>Conventional VOR</i> (Класичний VOR)
DEM	<i>Digital Elevation Model</i> (Цифрова карта місцевості)
DGPS	<i>Differential Global Positioning System</i> (станція визначення диференціальних поправок GPS)
DivR	<i>Diverse Ranging</i> (зворотні відстані)
DME	<i>Distance Measuring Equipment</i> (Далекомірне обладнання)
DME/N	<i>Distance Measuring Equipment /Normal</i> (Далекомірне обладнання стандартної точності)
DME/P	<i>Distance Measuring Equipment / Precision</i> (Далекомірне обладнання покращеної точності)
DMPR	<i>Distance Measuring equipment Passive Ranging</i> (Пасивний метод позиціонування та визначення відстаней)
DOP	<i>Dilution Of Precision</i> (Коефіцієнт погіршення точності)
DR	<i>Direct Reply</i> (пряма відповідь)
DSM	<i>Digital Surface Model</i> (цифрова карта Земної поверхні)
DTM	<i>Digital Terrain Model</i> (цифрові карти рельєфу місцевості)
DVOR	<i>Doppler VOR</i> (Допплерівський VOR)
ECEF	<i>Earth-Centered Earth-Fixed</i> (Декартова система координат зафіксована за центром Земної кулі)
EFIS	<i>Electronic Flight Instrument System</i> (Система електронної індикації)
EGNOS	<i>European Geostationary Overlay System</i> (Європейська геостационарна служба навігаційного покриття)
eLoran	<i>enhance LORAN</i> (Покращена система дальньої навігації)
Eurocontrol	<i>European organization for safety of air navigation</i> (Європейська організація з безпеки авіонавігації)

FAA	<i>Federal Aviation Administration</i> (Федеральна авіаційна адміністрація США)
FIS-B	<i>Flight Information service broadcast</i> (Служба аеронавігаційної інформації у ширококомовному режимі)
FL	<i>Flight level</i> (Ешелон польоту)
FMS	<i>Flight Management System</i> (Обчислювальна система літаководіння)
FOA	<i>Frequency of Arrival</i> (метод вимірювання за частотним зсувом)
FTE	<i>Flight Technical Error</i> (похибка пілотування)
GNSS	<i>Global Navigation Satellite system</i> (Глобальна супутникова навігаційна система)
GPS	<i>Global Positioning System</i> (Глобальна система визначення місцеположення)
HDOP	<i>Horizontal Dilution of Precision</i> (коефіцієнт погіршення точності у горизонтальній площині)
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i> (Міжнародна організація цивільної авіації)
LAAS	<i>Local Area Augmentation System</i> (локальна система підвищення точності GNSS)
LCD	<i>Liquid Crystal Display</i> (рідкокристалічний дисплей)
LDACS	<i>L-band Digital Aeronautical Communication System</i> (система цифрової передачі даних та зв'язку земля-повітря)
LIDAR	<i>Light Detection and Ranging</i> (лазерна далекомірна система)
LLA	<i>Latitude, Longitude, Altitude</i> (Широта, довгота, висота геоцентрична система координат)
LNAV	<i>Lateral Navigation</i> (Навігація у площині горизонту)
LORAN	<i>Long Range Navigation</i> (Система дальньої навігації)

MATLAB	<i>Matrix laboratory</i> (пакет прикладних програм для числового аналізу)
MCDU	<i>Multifunction Control and Display Unit</i> (Багатофункціональний блок контролю та відображення)
MLAT	<i>Multilateration</i> (мультилатераційна система позиціонування)
MLP	<i>Multi Layer Perception</i> (метод багаторівневого сприйняття)
MLS	<i>Microwave Landing System</i> (мікрохвильова система посадки)
MSO	<i>Message Start Opportunities</i> (синхронізуючі біти інформації)
MTSAS	<i>Multifunction Transport Satellite System</i> (Багатофункціональна супутникова система позиціонування транспорту)
N	<i>North</i> (Північ)
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i> (Національна адміністрація з авіації та космосу)
NAVIC	<i>Navigation with Indian Constellation</i> (Індійська система супутникового позиціонування)
NDB	<i>Non Directional Beacon</i> (ненаправлений радіомаяк)
NED	<i>North-East-Down</i> (Локальна декартова Північ-Схід-Вниз система координат)
NEU	<i>North-East-Up</i> (Локальна декартова Північ-Схід-Вверх система координат)
NOTAM	<i>A Notice to Airmen</i> (Повідомлення авіа персоналу)
NR	<i>Non-Reply</i> (без запитовий режим)
NSE	<i>Navigation System Error</i> (похибка системи навігації)
OFDM	<i>Orthogonal Frequency-Division Multiplexing</i> (частотне розділення дуплексних каналів передачі даних)
PBN	<i>Performance Based Navigation</i> (Навігація заснована на характеристиках)

PCAS	<i>Passive Collision Avoidance System</i> (Пасивна система попередження зіткнень)
PDE	<i>Path Definition Error</i> (похибка визначення траєкторії)
PDOA	<i>Phase Difference of Arrival</i> (фазо різницевий метод)
PDOP	<i>Positional Dilution of Precision</i> (Коефіцієнт погіршення точності при позиціонуванні)
PL	<i>Pseudolite</i> (Псевдо супутникова система позиціонування)
POA	<i>Phase of Arrival</i> (метод вимірювання фазового зсуву)
PRN	<i>Pseudo Random Number</i> (псевдовипадковий код)
QDR	<i>Magnetic bearing from a station</i> (Магнітний пеленг від станції)
QZSS	<i>Quasi-Zenith Satellite System</i> (Квазі-зенітна супутникова система)
RA	<i>Resolution Advisory</i> (Повідомлення для вирішення конфліктної ситуації)
RB	<i>Radio Bearing</i> (Радіопеленг)
RBF	<i>Radial Bias Function</i> (метод радіальних базисних функцій)
RNAV	<i>Area Navigation</i> (Зональна навігація)
RNN	<i>Recurrent Neural Network</i> (Рекурентна нейронна мережа)
RNP	<i>Required Navigation Performance</i> (Необхідні навігаційні характеристики)
RSS	<i>Received Strength of Signal</i> (метод вимірювання відстані за потужністю прийнятого сигналу)
RTCA	<i>Radio Technical Commission on Aeronautics</i> (Радіо-технічна комісія з авіації)
SBAS	<i>Satellite-based Augmentation System</i> (Супутникова система функціонального доповнення)
SCP	<i>Smoothed Concave Hexagonal Pulse</i> (гладкий ввігнутий шестикутний імпульс)

SDR	<i>Software Defined Radio</i> (програмно керуючий радіоприймач)
SID	<i>Standard Instrument Departure</i> (Стандартна схема вильоту)
STAR	<i>Standard Instrument Arrival Route</i> (Стандартна схема заходу на посадку)
SWIM	<i>System Wide Information Management</i> (Концепція загальносистемного керування інформацією)
TA	<i>Traffic Advisory</i> (повідомлення про повітряний рух)
TACAN	<i>Tactical Air Navigation System</i> (радіонавігаційна система середньої та ближньої дії)
TDOA	<i>Time Difference of Arrival</i> (різницево-далекомірний метод)
TIS-B	<i>Traffic Information Service Broadcast</i> (широкомовна служба інформації про повітряний рух)
TOA	<i>Time of Arrival</i> (часовий метод)
TSE	<i>Total System Error</i> (загальна похибка витримування заданої траєкторії руху)
UAT	<i>Universal Access Transceiver</i> (приймально-передавальне бортове обладнання ADS-B)
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> (універсальний координований час)
VDOP	<i>Vertical Dilution of Precision</i> (Коефіцієнт погіршення точності у вертикальній площині)
VNAV	<i>Vertical Navigation</i> (Навігація у вертикальній площині)
VOR	VHF Omni Rang (Всенапрямлений НВЧ радіомаяк)
WAAS	<i>Wide Area Augmentation System</i> (система підвищення точності GNSS широкої зони дії)
WAM	<i>Wide Area Multilateration</i> (Пасивна мультилатераційна системи широкої зони дії)
WGS 84	<i>World Geodetic System</i> (глобальна геодезична система)
Wi-Fi	<i>Wireless Fidelity</i> (Бездротова передача даних)

БУРЗ	Блок Управління Радіонавігаційними Засобами
ГЛОНАСС	Глобальна супутникова радіонавігаційна система
ІНС	Інерціальна навігаційна система
ЛА	Літальний Апарат
НСЗ	Наземна Станція Запиту
НСП	Наземна Станція-Приймач
ППП	Правила польоту за приладами
РЛС	Радіолокаційна система
РНЗ	Радіонавігаційний засіб
РНТ	Радіонавігаційна точка
ШСЗ	Штучний Супутник Землі

ВСТУП

Актуальність теми. Точне визначення координат транспортного засобу є одним з головних завдань сучасних навігаційних систем. Сьогодні авіація є одним з стрімко розвиваючих типів транспорту. Числені переваги авіаційного транспорту, порівняні з іншими типами, зумовлюють постійно зростаючу зацікавленість у авіатранспортних послугах. Світова статистика авіаперевезень вказує на постійний ріст попиту на авіаційні послуги, як результат кількість польотів зростає швидкими темпами. За попереднім прогнозам послуги авіаційного транспорту подвоються до 2034 р. у порівнянні з 2016р. [14]. Проте, стрімкий розвиток авіаційного транспорту впливає на завантаженість повітряного простору, пропускна здатність якого є обмеженою.

Вирішення проблеми обмеженості повітряного простору та задоволення потреб у авіаперевезеннях є основним викликом, що виникає перед авіатранспортною системою у майбутньому. Єдиним дієвим способом підвищення пропускної здатності є впровадження нових концепцій повітряного руху, зокрема введення зон вільних польотів (FreeFlight) та запровадження у повітряному просторі аеропорту (ТМА – Terminal Manoeuvring Area) нових схем руху літальних апаратів (ЛА), заснованих на більш точних навігаційних характеристиках. Відповідно, збільшення вимог до точності позиціонування у повітряному просторі та впровадження нових більш точних навігаційних характеристик відзначено у глобальних [63] та регіональних [191, 209, 331] планах розвитку авіації. Підвищення точності навігаційних визначень є ключовим завданням у підтримці росту кількості авіаперевезень в умовах забезпечення необхідного рівня безпеки авіаційного транспорту.

На сьогоднішній день глобальні супутникові навігаційні системи (GNSS – Global Navigation Satellite System) відіграють основну роль у визначенні координат місцеположення ЛА, що затверджено на міжнародному рівні міжнародною організацією з цивільної авіації (ICAO – International Civil Aviation Organization) [53, 64]. Це зумовлено доступністю до використання у глобальному

масштабі, високими показниками цілісності, неперервності та точності позиціонування порівняно з іншими наявними методами. Проте, GNSS властиві певні недоліки, такі як: невдала геометрія розташування супутникового сегменту у певний момент часу, що знижує точність позиціонування та велика залежність від штучних завад, що у певних випадках може призводити до повної неможливості визначення координат місцезнаходження. GNSS є чутливою до впливу інтерференції від інших електронних пристроїв та природніх явищ. Оскільки космічний сегмент GNSS знаходиться на значній відстані від користувачів то, потужність сигналу GNSS у сегменті користувача наднизька і електронне обладнання з достатнім рівнем потужності може повністю завадити позиціонуванню. Окрім того, на ринку доступна велика кількість систем, що здатні створювати завади у частотному діапазоні GNSS [148]. Малі габаритні розміри та низька вартість зробили їх популярними для користувачів сьогодення з метою забезпечення власної приватності. Подібні системи порушують законодавство з радіочастотного використання, проте зона їх дії є малою, що ускладнює їх виявлення та блокування. Відповідно до цього, ця проблема є актуальною і залишиться такою найближчим часом. Питання визначення місцеположення є особливо актуальним на етапі зльоту та посадки ЛА, оскільки від точності та доступності позиціонування залежить безпека авіаційних перевезень. Крім того, літак, що знаходиться на малій висоті вразливий до завад, джерело яких може знаходитись на Землі. Низька точність позиціонування може призвести до аварійної ситуації та навіть катастрофи.

Міжнародне світове авіаційне товариство вже багато років займається проблемою пошуку оптимальних альтернативних до GNSS методів позиціонування задля забезпечення продовження польоту за правилами польотів за приладами (ППП) у випадку відмови GNSS.

У якості альтернативних систем позиціонування на транспортних засобах використовуються інерціальна навігаційна система та алгоритми навігації за парами наземних радіомаяків. Проте, інерціальна навігаційна система може бути

застосована виключно на обмеженому проміжку часу [352]. Це обумовлюється основним принципом функціонування даного методу, що накопичує похибку з плином часу.

Численні фундаментальні дослідження довели актуальність використання наземних систем зональної навігації у якості альтернативних засобів позиціонування [70, 236]. Позиціонування за наземними радіомаяками розглядається як альтернатива супутниковій навігації у глобальних планах розвитку повітряного транспорту [37, 63, 191]. Алгоритми зональної навігації, що застосовуються на повітряному транспорті сьогодні використовують одночасно лише пару радіомаяків для визначення координат, що значно обмежує їх точність.

Питаннями позиціонування ЛА за парами радіонавігаційних засобів займалися відомі вчені А. Сайбель [334], П. Бакулев [275], Л. Беляевский [276], О. Скріпник [283], В. Рухнов (W. Ruhnnow) [199], Д. Сенгупта (D. Sengupta) [208], К. Хіросава (K. Hirasawa) [77, 78], Г. Берц (G. Berz) [23, 24, 236] та інші.

Питання альтернативних до GNSS засобів позиціонування цивільної авіації розглядалися у працях багатьох вчених. Зокрема, Е. Кім (E. Kim) [101, 102, 104] досліджував питання оптимальної форми навігаційних сигналів та інтеграцію позиціонування за парами радіомаяків з мультилатераційними системами; П. Енге (P. Enge), С. Ло (S. Lo), Х. Чен (H. Chen) розглядали можливість підвищення точності DME за рахунок сумісної обробки з сигналами ADS-B [34, 125, 130] та пасивні методи використання DME [128]; О. Кім (O. Kim), Т. Лі (T. Lee), С. Кі (C. Kee), Н. Шенкенбургер (N. Schneckenburger), Д. Шутін (D. Shutin) досліджували перспективні методи позиціонування; Л. Елдідж (L. Eldredge), М. Харісон (M. Harrison), Р. Кенагі (R. Kenagy), С. Хан (S. Han) проаналізували теперішній стан та виділи перспективні напрямки розвитку альтернативних методів позиціонування [52, 148].

Запропоновані вченими альтернативні методи позиціонування до GNSS у більшості випадків ґрунтуються на розробці принципово нових систем навігації,

чи потребують вагомих змін у наземній аеронавігаційній інфраструктурі, що вимагають значних економічних, часових затрат та передбачають значні труднощі у затвердженні і впровадженні на міждержавному рівні.

Вагомий внесок у розвиток методів визначення координат місцеположення літального апарату, дослідження впливу штучних завад на точність позиціонування у просторі, дослідження питань точності, цілісності та неперервності аеронавігаційної інформації у системах позиціонування ЛА для підвищення безпеки навігації та авіації у цілому зробили також вітчизняні вчені та науковці Національного Авіаційного Університету: В. Харченко, В. Конін, О. Писарчук, К. Сундучков, Ф. Яновський, Л. Сібрук, Т. Шмельова.

Особливо актуальною проблема точного визначення координат місцеположення ЛА є відповідно до сучасних аеронавігаційних концепції, що ґрунтуються на широкому використанні аеронавігаційних даних, оцінених на борту ЛА, а відповідно до планів розвитку аеронавігаційної інфраструктури, роль бортових систем позиціонування буде тільки зростати у майбутньому.

Таким чином існує проблема, що виникає з протиріччя між можливостями сучасних бортових систем визначення координат місцеположення ЛА та зростаючими потребами цивільної авіації, яка полягає у підвищенні точності визначення координат місцеположення ЛА в умовах незапланованої відмови основної системи позиціонування з метою забезпечення виконання сучасних вимог навігації заснованої на характеристиках. Для вирішення поставленої проблеми актуальним є розроблення нових методів позиціонування за сукупністю дальномірних та кутомірних навігаційних засобів, пасивного використання сигналів у системі вимірювання дальності, інформативних параметрів у системі попередження зіткнень літаків в умовах дії новітніх концепцій зв'язку, навігації та спостереження для підвищення точності та доступності аеронавігаційної інформації в умовах впровадження перспективних концепцій організації повітряного руху.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Тема роботи відповідає Програмі розвитку навігаційної інфраструктури Украероруху до 2025 року для забезпечення навігації, заснованої на характеристиках [331], концепції впровадження «Єдиного Європейського Неба» SESAR Horizon 2020 (PJ14-03-04, APNT) та виконана в рамках фундаментальних науково-дослідних робіт: шифр 493ДБ–08 – тема «Теоретичні засади багатоальтернативного ситуаційного моделювання та оцінки ризиків в соціотехнічних системах» (номер держреєстрації 0108U004004) (автор був виконавцем роботи), шифр 151ДБ–09 – тема «Розробка та впровадження глосарію міжнародних авіаційних акронімів та термінів» (номер держреєстрації 0109U008048) (автор був виконавцем роботи), шифр 729ДБ–11 – тема «Розроблення автоматизованої системи мінімізації впливу людського фактору з англійською складовою на безпеку аеронавігаційного обслуговування» (номер держреєстрації 0111U002325) (автор був виконавцем роботи), шифр 131-ДБ17 – тема «Методологія розроблення високоточних динамічних модульних систем багатоальтернативного виявлення, розпізнавання та класифікації об'єктів» (номер держреєстрації 0111U002342) (автор був виконавцем роботи), шифр 133-ДБ17 – тема «Система моніторингу доступності радіонавігаційного поля при заходах на посадку літальних апаратів за сигналами GNSS» (номер держреєстрації 0117U002371)(автор був виконавцем роботи), «SESAR on GNSS Vulnerability Assessment by performing Space Weather Analysis» (Eurocontrol, м.Брюссель, Бельгія) (автор був виконавцем роботи) та науково-дослідницького гранту ім. Дж. В. Фулбрайт «An investigation and development of alternative methods of positioning and navigation for air transport» (ІЕ, університет Пурдю, м.Вест Лафает, США) у 2017-2018 рр.

Мета і завдання дослідження. Метою роботи є підвищення точності та доступності навігаційних параметрів користувачів повітряного простору шляхом розробки методологічних засад позиціонування літального апарату з використанням сукупності радіонавігаційних даних.

Поставлена мета дисертаційного дослідження потребує вирішення таких ієрархічно пов'язаних завдань дослідження:

1. Провести аналіз наукових досліджень та особливостей позиціонування літального апарату для цілей навігації в умовах новітніх авіаційних концепцій та стратегії розвитку аеронавігаційної галузі;

2. Дослідити та оптимізувати математичні моделі позиціонування літального апарату за бінарними співвідношеннями у аеронавігаційній системі задля підвищення точності оцінювання навігаційних даних;

3. Розробити нові методи позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів з використанням прогнозованих даних, інформації пасивного спостереження та системи попередження зіткнень літаків у повітрі;

4. Дослідити та удосконалити метод оцінювання доступності радіонавігаційних засобів у визначеному повітряному просторі і розробка моделей оцінювання точності за сукупністю радіонавігаційних засобів;

5. Розробити моделі поєднання координатної інформації літального апарату, класифікації та прийняття рішень щодо відповідності специфікаційним вимогам навігації заснованої на характеристиках;

6. Дослідити регіональні особливості мережі наземних радіонавігаційних засобів України з метою розробки дво- та тривимірних моделей відповідності характеристик вимогам зональної навігації;

7. Перевірити та довести працездатність нових методів позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів шляхом комп'ютерного моделювання з використанням польотної інформації.

Об'єктом дослідження є процес визначення координат місцеположення центра мас літального апарату.

Предметом дослідження є методи визначення координат місцеположення центра мас літального апарату за сукупністю інформації від існуючих радіонавігаційних засобів.

Методи дослідження. Проведені теоретичні дослідження базуються на сучасних теоріях: позиціонування, навігації, поширення електромагнітних хвиль, передачі інформації, спостереження, прогнозування, об'єднання інформації, оптимізації.

При розв'язанні задач використані методи математичного моделювання, теорії ймовірностей, математичної статистики, регресійного аналізу, теорії множин, теорії сигналів та сучасних комп'ютерних технологій. Результати теоретичних досліджень підтверджені результатами комп'ютерного моделювання та експерименту.

Наукова новизна одержаних результатів.

1. *Уперше* розроблено методи позиціонування літального апарату за розширеним вектором інформативних параметрів від наземних радіонавігаційних засобів з використанням прогнозованих параметрів за регресією від далекомірного обладнання та кутової інформації від всенаправлених радіомаяків, що дозволяє підвищити точність кожного з методів шляхом вибору вдалої геометрії взаємного місцерозташування у порівнянні з парним принципом.

2. *Уперше* розроблено метод позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків у повітрі та інформацією про повітряний рух навколо, отриманої за концепцією автоматичного залежного спостереження, що дозволяє оцінювати координати літального апарату з урахуванням зони невизначеності та підвищувати якість аеронавігаційного забезпечення польотів.

3. *Уперше* розроблено метод пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження, що дозволяє на основі обробки інформаційних повідомлень визначати власне місцеположення у просторі, без випромінювання електромагнітних хвиль, що зменшить навантаженість на наземні радіонавігаційні засоби.

4. *Удосконалено* метод оцінювання доступності радіонавігаційних засобів, що на відміну від існуючих методів, враховує індивідуальні особливості наземного обладнання, вплив тропосфери, рельєфу місцевості і штучних споруд, що дозволяє більш точно визначати зону дії наземних радіонавігаційних засобів у повітряному просторі.

5. *Уперше* запропоновано моделі ймовірнісного класифікатора для контролю за витримуванням навігаційних характеристик, що гарантує розпізнавання відповідності специфікаційним вимогам зональної навігації з максимальною ймовірністю.

6. *Отримано* подальший розвиток оптимізаційної задачі вибору оптимального набору радіонавігаційних засобів, розв'язок якої запропоновано виконувати у термінах цілочисленого лінійного програмування, що дозволить отримати максимально можливу точність позиціонування за кутомірним, далекомірним та кутомірно-далекомірним методами.

7. *Уперше* розроблено модель оцінювання характеристик поля навігаційних сигналів сформованих наземними радіонавігаційними засобами у тривимірному просторі, що дозволяє отримувати точну тривимірну модель просторових зон відповідності специфікаційним вимогам зональної навігації для задач планування повітряного руху.

Практичне значення одержаних результатів. Виконані дослідження забезпечують досягнення практично важливих результатів, а саме:

1. Розроблено алгоритм вибору оптимального набору радіонавігаційних засобів за критерієм максимальної точності і доступності позиціонування для далекомірного, кутомірного та кутомірно-далекомірного методів з урахуванням неточно відомих координат місцеположення літального апарату, що гарантуватимуть найвищу точність позиціонування.

2. Розроблено програмне забезпечення для оцінювання доступності та точності позиціонування за сигналами далекомірних та кутомірних систем у тривимірному просторі.

3. Узагальнено структуру поєднання координатної інформації на борту літального апарату, що на відміну від існуючої, використовує дані від систем позиціонування за багатьма навігаційними засобами, що дозволяє підвищити надійність та точність навігаційних параметрів.

4. Розроблено спеціалізоване програмне забезпечення для оцінювання характеристик позиціонування за парами радіонавігаційних засобів на основі записів тривимірної траєкторії руху літального апарату, що дозволяє виконувати дослідження відповідності польотного завдання вимогам зональної навігації.

5. Виконано аналіз аеронавігаційного забезпечення у повітряному просторі України відповідно до специфікаційних вимог навігації заснованої на характеристиках, досліджено зони доступності радіонавігаційних засобів, характеристики точності, що дозволяє сформулювати основні напрямки розвитку аеронавігаційного забезпечення з метою підвищення рівня безпеки авіаперевезень.

6. Розроблено систему для пасивного моніторингу характеристик поля сигналів запиту національної мережі радіонавігаційних засобів, що виконує вимірювання частоти запитів та ефективності функціонування обладнання.

7. Оцінено ризики у аеронавігаційній системі, які є результатом незапланованого відхилення літального апарату від запланованої траєкторії руху, що враховують похибки системи позиціонування за наземними радіонавігаційними засобами та вимоги зональної навігації.

8. Виконано дослідження змін у розподілі поля характеристик радіонавігаційних засобів для повітряного простору України, що стали результатом втрати частини наземного обладнання внаслідок територіального конфлікту на сході та півдні країни.

Оригінальність технічних рішень підтверджено отриманими патентами України на корисну модель «Спосіб позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків», «Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від дальномірного обладнання», «Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів

від всенапрямлених кутомірних радіомаяків та прогнозованої інформації», «Спосіб пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження», «Спосіб визначення координат літального апарата» та авторськими свідоцтвами на розроблене програмне забезпечення, що використовують розроблені методи, моделі та алгоритми: «Оцінювання точності позиціонування за парою далекомірного обладнання», «Розрахунок доступності та оцінювання точності витримування ліній положення за кутомірним обладнанням для частини повітряного простору», «Оцінювання зони дії радіолокаційних станцій аеронавігаційного обслуговування певного повітряного простору», «Оцінювання характеристик магнітного поля Землі», «Позиціонування за обладнанням VOR/DME», «Оцінювання точності позиціонування за далекомірними радіомаяками», «Позиціонування за системою попередження зіткнень літаків у повітрі з оцінкою точності («TCAS-Positioning»))».

Результати роботи можуть бути використані для розробки новітніх систем позиціонування, що можуть виступати у якості резервних до супутникової глобальної системи позиціонування для забезпечення навігації заснованої на характеристиках та вимог управління повітряним рухом в умовах функціонування новітніх авіаційних концепцій, а також у подальших наукових дослідженнях в галузі підвищення ефективності методів та засобів аеронавігації при розробці національної стратегії розвитку радіонавігаційних засобів України з метою підвищення безпеки польотів.

Особистий внесок здобувача. Основні положення та результати роботи повною мірою висвітлені у публікаціях [99, 109, 111, 113, 114, 137, 169–174, 217, 286, 297, 298, 301–326]. Усі результати, подані у дисертаційній роботі, здобувачем отримані особисто. У наукових працях, написаних у співавторстві, здобувачу належить: В роботі

[99] – досліджено використання лінійної регресійної моделі з використанням сплайн-функцій з неперервністю другого порядку з метою інтерполяції даних аеронавігаційних датчиків;

[109] – розроблено програмне забезпечення для візуалізації метеорологічної інформації;

[113] – розроблено підхід до оцінювання характеристик методів позиціонування у тривимірному просторі та проведено оцінювання об'єму повітряного простору відповідності специфікаційним вимогам зональної навігації у межах повітряного простору України;

[114] – виконано порівняння методів позиціонування за парою та за сукупністю радіонавігаційних засобів шляхом комп'ютерного моделювання з використанням польотних даних;

[137] – виконано комп'ютерне моделювання області простору дестабілізуючих факторів;

[138] – проведено дослідження випадку не повної домінанти у наборі нечітких множин;

[170] – розроблено моделі класифікатора стану відповідності вимогам зональної навігації за значеннями похибки позиціонування, за величиною похибки у повздожному та боковому відхиленні;

[171] – проаналізовано зміни у характеристиках навігаційного поля сигналів далекомірного та кутомірного обладнання у термінах точності та доступності для повітряного простору України;

[172] – теоретично сформульовано задачу вибору оптимальної пари радіонавігаційних засобів у термінах цілочисленного лінійного програмування та запропоновано алгоритм пошуку оптимальної пари радіонавігаційних засобів.

[173] – досліджено вплив похибок позиціонування на відображення інформації у системі синтетичного бачення, що призводить до проблеми візуалізації навігаційних даних пілоту літака приватної авіації;

[185] – сформульовано оптимізаційну задачу у термінах лінійного програмування для раціоналізації розміщення наземних радіонавігаційних засобів з метою підвищення точності позиціонування;

[174] – проаналізовано впровадження концепцією ADS-B у повітряному просторі України для цілей позиціонування ЛА;

[175] – розроблено програмне забезпечення для моніторингу положення літаків за повідомлення системи ACARS, та алгоритм перетворення координат літаків для відображення на карті відповідної місцевості;

[177] – розроблено модель позиціонування за багатьма вимірюваннями дальності, виконано оцінювання точності позиціонування для повітряного простору України;

[183] – розроблено алгоритм інтерполяції навігаційних даних отриманих від різних датчиків літального апарату з метою зведення до єдиної шкали часу;

[184] – запропоновано модель дослідження параметрів магнітного поля Землі на основі вимірювань складових вектора напруженості у зв'язаній з об'єктом системі координат;

[186] – розроблено математичний апарат для оцінювання доступності альтернативних методів позиціонування за наземними радіонавігаційними засобами для певної частини повітряного простору;

[196] – модель для визначення координат місцеположення безпілотного літального апарату та її програмна реалізація;

[214] – розроблено модель оцінювання точності позиціонування за оптимальною парою далекомірного обладнання для визначеного повітряного простору;

[216] – розроблена класифікація методів позиціонування у мережі мобільного зв'язку;

[217] – розроблено математичну модель системи попередження зіткнень літаків у повітрі та програмне забезпечення моделювання повітряного руху для дослідження принципів її функціонування при різних сценаріях подій;

[286] – виконано оцінювання ймовірності втрати повітряних кораблів при оптимальному об'ємі вибірки за новими правилами ешелонування під час обслуговування повітряного руху у повітряному просторі України;

[318] – розроблено структурну схему моніторингу повітряного руху за цифровими повідомленнями ACARS та розроблене програмне забезпечення для візуалізації місцеположення та траєкторії руху ЛА;

[319] – проведено оцінювання характеристик DME/DME позиціонування для повітряного простору України, порівняння парного принципу позиціонування та позиціонування за всіма доступними DME у певній частині повітряного простору;

[320, 353] – розроблено метод позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків у повітрі;

[321] – розроблено структурну схему та програмне забезпечення для дослідження функціонування системи попередження зіткнень літаків у повітрі на основі гомоморфної моделі повітряного руху;

[328] – розроблено програмне забезпечення автоматизованої системи для мінімізації негативного впливу людського фактору з англомовною складовою, пов'язаного з рівнем володіння авіаційною англійською мовою, дозволяє користувачеві самостійно оцінити власний рівень володіння англійською мовою та удосконалити його до робочого рівня за шкалою ICAO;

[338] – розроблено структурну схему та виконана програмна реалізація моделі системи електронної індикації літака;

[352] – виконано аналіз принципів побудови та функціонування систем та обладнання літака цивільної авіації, розглянуто основні концепції розвитку обладнання авіоніки;

[355] – проаналізовано основні принципи багатокритеріального оцінювання альтернатив.

Апробація результатів дисертації. Результати дисертаційної роботи доповідалися та обговорювалися на міжнародних конференціях: «Авіа-2009»,

вересень 2009, Київ, Україна; «Сучасні інформаційні технології в управлінні та професійній підготовці операторів складних систем», жовтень 2009, Кіровоград, Україна; «Проблеми навігації та управління повітряним рухом», листопад 2010, Київ, Україна; «Сучасні інформаційні технології в управлінні та професійній підготовці операторів складних систем», жовтень 2010, Кіровоград, Україна; The Fourth World Congress «Aviation in the XXI-st century. Safety in Aviation and Space Technologies», вересень 2010, Київ, Україна; «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті», 2010, Херсон, Україна; «Новітні технології – для захисту повітряного простору», квітень 2011, Харків, Україна; «Авіа-2011» квітень 2011, Київ, Україна; «Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті», 2011, Херсон, Україна; «Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем», травень 2011, Житомир, Україна; «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», листопад 2011, Київ, Україна; «Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем», травень 2012, Житомир, Україна; The Fifth World Congress «Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies», 2012, Київ, Україна; «Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики», жовтень 2012, Київ, Україна; «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», листопад 2012, Київ, Україна; «Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем», червень 2013, Житомир, Україна; «Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики», жовтень 2013, Київ, Україна; The Sixth World Congress «Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies» 2014, Київ, Україна; «Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики», жовтень 2014, Київ, Україна; «Авіа-2015», квітень 2015, Київ, Україна; «Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики», жовтень 2015, Київ, Україна; IEEE 4th International Conference «Methods and Systems of Navigation and Motion Control» (MSNMC-2016), жовтень 2016, Київ, Україна; The Seventh World Congress «Aviation in the XXI-st century –

Safety in Aviation and Space Technologies», 2016, Київ, Україна; «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», 2016, Київ, Україна; «Science – Future of Lithuania. Transport Engineering and Management», Травень 2017, Вільнюс, Литва; «Авіа-2017», квітень 2017, Київ, Україна; «Актуальные проблемы и перспективы развития авиации», Червень 2017, Мінськ, Беларусь; «Actual problems of unmanned aerial vehicles development» (APUAVD-2017), 2017, Київ, Україна; «Information and Telecommunication Technologies and Radio Electronics» (UkrMiCo-2018), 2018, Одеса, Україна; «Ukraine Student, Young Professional and Women in Engineering Congress» (UKRSYW-2018), 2018, Київ, Україна; «System Analysis & Intelligent Computing» (SAIC-2018), 2018, Київ, Україна; «Methods and Systems of Navigation and Motion Control» (MSNMC -2018), 2018, Київ, Україна; «European microwave conference in central Europe» (EuMCE-2019), 2019, Прага, Чехія; «Signal Processing Symposium» (SPSympro-2019), 2019, Краків, Польща; «Actual problems of unmanned aerial vehicles development» (APUAVD-2019), 2019, Київ, Україна.

Публікації. За темою дисертації опубліковано 66 наукових праць, у тому числі 24 статті у фахових наукових виданнях України (у тому числі 12 статей без співавторів), 5 статей в міжнародних фахових журналах за кордоном, з них 3 публікації у виданнях з третього квартиля, 5 патентів, один розділ монографії а також 31 робота у збірниках матеріалів і праць міжнародних конференцій.

Сторінка автора в міжнародній наукометричній реферативній базі Scopus (authorId=23478131700) містить 21 наукову працю (Цитування: 54; Індекс Хірша: 5).

Сторінка автора у реферативній базі Google Scholar (user=XcwGeCgAAAAJ) містить 190 наукових праць (Цитування: 370; Індекс Хірша: 10; Індекс i10: 12).

Унікальний ідентифікатор науковця (Open Researcher and Contributor ID – ORCID): 0000-0003-2510-9312.

Структура та обсяг роботи. Дисертаційна робота складається зі вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаних джерел (359 найменувань) і трьох додатків. Основний зміст викладений на 295 сторінках друкованого тексту, містить 189 рисунків та 20 таблиць. Повний обсяг дисертації становить 463 сторінки, з яких 59 сторінок містять додатки.

РОЗДІЛ 1 АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ТА НАВІГАЦІЇ ДИНАМІЧНИХ СИСТЕМ

1.1 Принципи побудови сучасних систем позиціонування та навігації

Функціонування транспортної системи ґрунтується на методах навігації та позиціонування у просторі. Транспортна система забезпечує пересування чи транспортування матеріальних чи нематеріальних (наприклад інформаційних) об'єктів у просторі. Зазвичай простір визначається через певні ознаки, що його характеризують. Деякі характеристики простору можуть використовуватись для визначення місположення у ньому. Так наприклад, значення статичного тиску використовується для визначення абсолютної висоти польоту. У цьому випадку значення густини повітря є ознакою простору, що визначає положення відносно баричної поверхні.

Важливою задачею метрології є визначення позиції об'єкта у просторі. Позиціонування – це процес визначення місцеположення у просторі [79]. Для цілей позиціонування у просторі вводять певну метрику, що закріплюється у певній її точці. У такому випадку позиціонування розглядається як визначення значень певних метричних величин по відношенню до точки відліку, що у більшості випадків характеризують відстані.

Позиціонування у просторі виконується за рахунок вимірювання певних ознак чи характеристик, що відбувається під дією різноманітних похибок. Отримані результати вимірювання будуть відрізнятися від істинних на величину випадкової складової. Оцінювання похибок позиціонування зазвичай виконуються за допомогою довірчих інтервалів, що окреслюють певну зону у просторі можливого місцеположення з заданою величиною ймовірності. Для оцінювання довірчих зон застосовуються методи математичної статистики чи досліджуються аналітичні залежності, що зазвичай виражають вплив похибок вимірювального обладнання, характеристик простору на загальну похибку позиціонування.

Важливою характеристикою переміщення об'єкту є навігація у просторі, що визначається як процес цілеспрямованого руху між двома точками простору. У залежності від типу простору та характеристик об'єкту виділяють різні типи навігації: аеронавігація, космічна навігація, морська навігація, підводна навігація [108], наземна навігація, підземна навігація, інформаційна навігація, біологічна навігація та інші. Окрім того, в залежності від принципів та методів застосовуваних для цілей навігації виділяються: астрономічна навігація, інерціальна навігація, радіонавігація, супутникова навігація та інші.

Позиціонування є частиною дій у межах навігації об'єкту у просторі. Різні автори по різному класифікують методи позиціонування у матеріальному просторі. Велике розмаїття існуючих методів позиціонування знайшли своє місце у різних галузях застосування. Проте, єдиної класифікаційної схеми методів позиціонування неіснує. Класифікацію проводять у межах певного застосування за різними класифікаційними ознаками. Наприклад, у [238] класифікаційні параметри поділяють на дві групи системно-орієнтовані, що описують технічні характеристики системи позиціонування та параметри орієнтовані на застосування, що стосуються використання системи. У [28] класифікацію проводять за принципом визначення координат, впливу базової станції на позиціонування та мінімальної кількості необхідної інформації. За фізичними основами навігаційних вимірювань методи навігації поділяють на групи, що використовують характеристики природніх чи штучних явищ [351]. У якості природніх явищ можуть виступати характеристики пов'язані з будовою планети (магнітне поле, гравітаційне поле, атмосфера), випромінювання небесних світил, чи фізичні величини (тиск, прискорення, швидкість, кутова орієнтація та інші.). Крім того, певні явища такі як електромагнітні хвилі, світло, звукові коливання, магнетизм можуть створюватись штучно для проведення певних навігаційних вимірювань.

Широкого поширення набули методи позиціонування у сучасних цифрових мережах передачі даних. Питання класифікації методів позиціонування у мережі

Wi-Fi розглядалися у [57, 212, 251], у мережі мобільного зв'язку [50, 257], класифікація методів позиціонування користувача у комп'ютерних мережах [150], у цифрових мережах передачі даних [69, 237, 252], у приміщенні [89, 122, 123, 189, 242].

Крім того, класифікацію проводять за способом визначення координат місцеположення та виділяють:

а) *методи числення шляху* вимірюють основні складові швидкості об'єкту та інтегрують їх за часом для знаходження місцеположення;

б) *позиційні методи* використовують вимірювання певних фізичних величин що дозволяють отримати певну лінію чи площину положення;

с) *об'єкто-порівняльні методи* використовують огляд певного набору параметрів та порівняння отриманого зображення з мапою розподілу чи системою орієнтирів.

У залежності від методу вимірювання навігаційного параметру виділяють [275, 276, 296, 332, 334, 279]:

а) *Далекомірний метод* використовує вимірювання відстаней до визначених навігаційних точок за рахунок прямого вимірювання часу проходження навігаційного сигналу у просторі – часовий метод (TOA – Time of Arrival) чи вимірювання частотного (FOA – Frequency of Arrival) чи фазового (POA – Phase of Arrival) зсуву у навігаційному сигналі, що штучно пов'язуються з відстанню. Метод ґрунтується на відомій швидкості поширення навігаційного сигналу у просторі. Практична реалізація далекомірного методу розглядає сенсори, що генерують навігаційний сигнал, що розповсюджуючись у просторі перевипромінюється від об'єктів та повертається назад до сенсору вимірюють відстань до об'єкту. Інший тип сенсорів виключно приймає навігаційні сигнали, при цьому час випромінювання навігаційного сигналу з певної навігаційної точки вважається точно відомий. Відстань до джерела навігаційного сигналу може бути визначена за допомогою вимірювання потужності. При цьому випромінювання потужність та математична модель загасання сигналу при

розповсюдженні у просторі є відомими. Метод вимірювання дальності за потужністю прийнятого навігаційного сигналу (RSS – Received Strength of Signal) широко застосовується у сучасних цифрових мережах передачі даних.

б) *Кутомірний метод* (AOA – Angle of Arrival) (у літературі [332, 334] зустрічається як пеленгаційний) вимірює кути напрямку на фіксовані у просторі навігаційні точки [250]. У загальному випадку, подібні сенсори ґрунтуються на визначенні напрямку приходу навігаційного сигналу. Для цього використовують напрямлені антенні системи, що сканують простір механічно чи електрично.

с) *Гіперболічний чи різницево-далекомірний* ґрунтується на властивостях гіперболи, що має сталу різницю відстаней між двома точками-фокусами. У якості фізичного параметра ця група методів може використовувати різницю часу фіксації навігаційного сигналу (TDOA – Time Difference of Arrival) чи фази навігаційного сигналу (PDOA – Phase Difference of Arrival) [255].

д) *Інерціальні методи* використовують вимірювання прискорення чи швидкості для визначення зміщення об'єкту відносно попереднього місцеположення [195].

е) *Змішані* (наприклад TOA/AOA [33, 45, 46, 233], чи TDOA/AOA [38, 225])

В залежності від алгоритму визначення місцеположення у просторі виділяють наступні групи методів [76]:

а) *Триангуляційні методи* засновані на геометричних залежностях між відстанями, кутами чи різницями відстаней для визначення місцеположення об'єкту у просторі.

б) *Методи аналізу сцен* чи оглядово порівняльні методи засновані на вимірюванні певних характеристик та порівнюванні їх з певним полем цих параметрів. Зазвичай ці методи ґрунтуються на певних унікальних геометричних особливостях поля параметра та потребують попередньо відомої карти навігаційного параметра.

с) *Ймовірнісні методи* використовують оцінювання ймовірнісних характеристик місцеположення об'єкту у просторі [198]. Позиціонування

здійснюється за одним з ймовірністних критеріїв (наприклад максимальної ймовірності, мінімального ризику, максимальної правдоподібності та ін.)

d) *Методи мереж штучного інтелекту* використовують попередні результати вимірювань навігаційних параметрів для встановлення математичної залежності, що визначає координати місцеположення об'єкту [32, 84, 144, 232]. Типовими прикладами методів штучного інтелекту, що можуть використовувати дальності до певних точок простору є: метод багаторівневого сприйняття (MLP – Multy Layer Perception), метод радіальних базисних функцій (RBF – radial Basis Function) рекурентна нейронна мережа (RNN – Recurrent Neural Network) [11, 210].

e) *Методи апроксимації чи наближення* використовують обмеження на навігаційні параметри чи сигнали. Ці методи використовують характеристики навігаційних систем, такі як зона їх дії для позиціонування. Наприклад, метод CID (Cell identity) асоціює координати місцеположення користувача у мережі мобільного зв'язку з координатами найближчої базової станції чи сектору її дії. Іншим прикладом може бути використання потужності прийнятого сигналу у якості інформативного параметру до визначення відстані до джерела [254].

Автономність є важливою класифікаційною ознакою, що поділяє методи позиціонування за рівнем залежності від інших засобів. Наприклад, інерціальний метод позиціонування є автономним, оскільки інформації від сенсорів прискорення та орієнтації достатньо для визначення координат, у той час як супутникова система позиціонування потребує прийому навігаційного сигналу від штучних супутників. Такий метод позиціонування є залежним від природнього або штучного явища, тобто є неавтономним.

Методи позиціонування можна класифікувати за критерієм точності, розмірності отримуваних координат (у одному-, дво- чи тривимірному просторі), місця використання (наприклад позиціонування ЛА у просторі та позиціонування об'єктів в середині кабіни ЛА), мети використання (військового, цивільного, соціального та ін.), типу застосування (позиціонування

ЛА, автомобільного чи морського транспорту, персонального), типом координатної системи, мінімально-необхідної інформації, вартості та інші.

У загальному випадку, існуючі та перспективні методи навігації ЛА можна класифікувати як показано на рис. 1.1, при цьому доцільно виділити основні та резервні (чи альтернативні) групи методів позиціонування відповідно до вимог обладнання авіоніки. До основних систем відносяться GNSS та GNSS/ІНС. У межах резервних методів можна виділити три основні групи: що ґрунтуються за сигналами наземних радіомаяків, мультилатераційні та псевдосупутникові методи позиціонування.

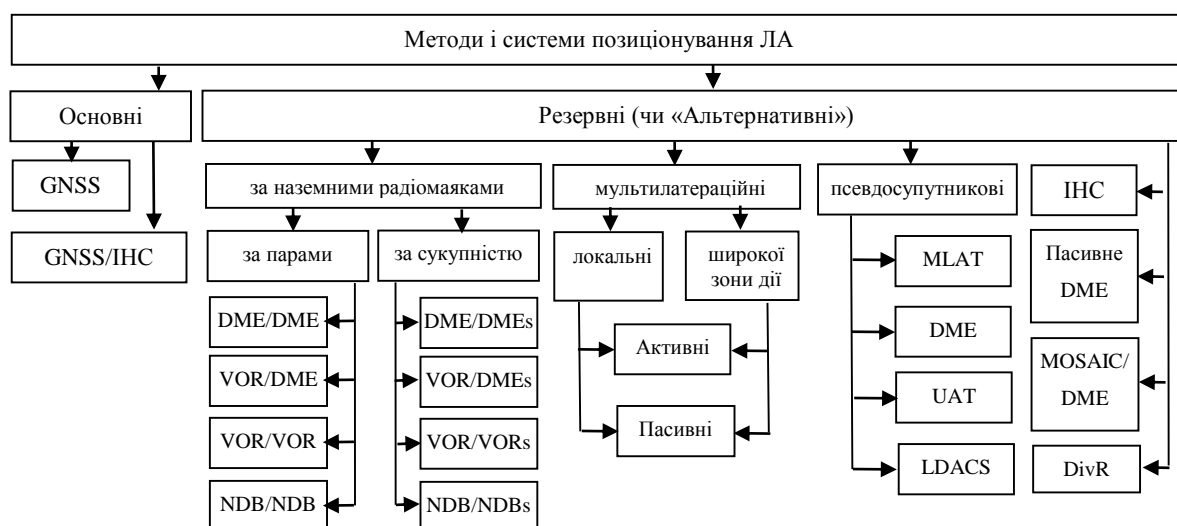


Рис. 1.1. Класифікація методів та систем позиціонування ЛА

Авіаційний цивільний транспорт є невід'ємною частиною глобальної транспортної системи.

Глобальні супутникові навігаційні системи (Global Navigation Satellite System – GNSS) вимірюють координати місцеположення ЛА, на основі яких оцінюють складові вектора швидкості ЛА та забезпечує ЛА точним часом для синхронізації бортового обладнання. У загальному випадку, GNSS складається з трьох сегментів: сегмента космічних апаратів; сегмента керування та контролю та сегмента користувачів.

Сегмент космічних апаратів складається з певної кількості штучних супутників Землі (ШСЗ). ШСЗ виконують функцію маяків, що випромінюють

навігаційні сигнали, за допомогою яких приймач супутникових сигналів визначає власне місцеположення.

Сегмент керування та контролю складається з наземних станцій, розміщених у різних частинах Земної поверхні таким чином, щоб забезпечувати зв'язок з усіма ШСЗ. Наземні станції контролюють положення та параметри кожного ШСЗ. Для визначення координат користувача необхідна інформація про точне місцеперебування кожного ШСЗ. Наземні станції спостереження визначають положення кожного ШСЗ за допомогою точного радіолокаційного обладнання та передають їх на ШСЗ через підстанції завантаження інформації. Надалі інформація щодо точного місцеположення ШСЗ у просторі на певний час розміщується у альманасі GNSS, що ретранслюється на сегмент користувачів.

Сегмент користувача складається з необмеженої кількості приймачів супутникових сигналів.

Принцип дії GNSS використовує далекомірний метод позиціонування. Визначення координат користувача ґрунтується на знаходженні відстані від антени користувача до навігаційних ШСЗ.

Координати користувача визначають шляхом розв'язання системи навігаційних рівнянь [65, 288]:

$$\begin{cases} (R_A + c\Delta t)^2 = (x_0 - x_A)^2 + (y_0 - y_A)^2 + (z_0 - z_A)^2 \\ (R_B + c\Delta t)^2 = (x_0 - x_B)^2 + (y_0 - y_B)^2 + (z_0 - z_B)^2 \\ (R_C + c\Delta t)^2 = (x_0 - x_C)^2 + (y_0 - y_C)^2 + (z_0 - z_C)^2 \\ (R_D + c\Delta t)^2 = (x_0 - x_D)^2 + (y_0 - y_D)^2 + (z_0 - z_D)^2 \end{cases}$$

де R – відстані від ШСЗ до антени користувача; x, y, z – координати ШСЗ; x_0, y_0, z_0 – координати користувача, Δt – похибка, що враховує неточність ходу внутрішнього годинника приймача GNSS.

З увімкненням приймача GNSS він починає приймати навігаційні та інформаційні сигнали від ШСЗ. Інформаційні повідомлення транслюють Альманах GNSS, що містить точну інформацію про кожний ШСЗ, зокрема його положення у визначений час. За відомими координатами ШСЗ на певний час

добу з використанням рівняння траєкторії руху ШСЗ розраховується точне положення ШСЗ на поточний час. Таким чином, приймач GNSS отримує актуальну інформацію про положення кожного ШСЗ.

Дальність від ШСЗ до користувача визначається шляхом вимірювання часу проходження навігаційного сигналу. Кожний із ШСЗ у строго визначений час випромінює свій навігаційний сигнал. Приймач GNSS визначає час t , за який навігаційний сигнал від ШСЗ надійшов до приймача [396]. Відстань до навігаційних супутників обчислюється за рівнянням:

$$R_{(A,B,C)} = ct_{(A,B,C)},$$

де c – швидкість поширення радіохвиль у просторі.

Відповідно до цього, для визначення місцеперебування користувача необхідно приймати сигнали не менше ніж від чотирьох навігаційних ШСЗ.

Натепер розгорнуті й використовуються дві потужні GNSS: GPS (США) [65] та ГЛОНАСС (Росія) [327, 350]. Обидві GNSS створювались як військові системи для точного позиціонування об'єктів військового призначення. Поступово розгортаються супутникові сузір'я цивільної Європейської GNSS – GALILEO та китайської GNSS – BeiDou, створюються регіональні GNSS : NAVIC (Індія) та QZSS (Японія) (табл. 1.1.). Регіональні GNSS мають оптимізовану геометрію супутникового сегменту виключно для певної території, що досягається застосуванням ШСЗ розмішених на геостаціонарних орбітах.

Таблиця 1.1

Основні характеристики існуючих GNSS

Супутникова система	GPS	GALILEO	GLONASS	BeiDou	NAVIC	QZSS
Висота орбіти ШСЗ, км	20.180	23.222	19.130	21.150	36.000	32.000
Кількість ШСЗ	31	18	28	22	6	4
Заявлена точність для цивільного застосування, м	15	1	4,5-7,4	10	10	1

Функціональні доповнення. Точність позиціонування GNSS значною мірою залежить від числених похибок. Одні з них пов'язані з геометрією розташування ШСЗ над користувачем та локальних похибок, зумовлених проходженням радіосигналу через атмосферу.

Одним із шляхів зменшення впливу цих похибок є застосування локальних станцій визначення диференціальних поправок GPS (Differential Global Positioning System – DGPS). На сьогодні GPS розвиває мережу функціональних доповнень до GNSS, що забезпечують користувача повідомленнями про похибки GNSS у певному регіоні [53].

На території США функціонує мережа доповнень Wide Area Augmentation System (WAAS) та Local Area Augmentation System (LAAS) у Європі – European Geostationary Overlay System (EGNOS), в азіатсько-тихоокеанському регіоні – Multifunction transport Satellite System (MTSAS).

Станція диференціальних поправок розміщується на земній поверхні з точно відомими координатами. Приймач GNSS, розміщений на станції, приймає навігаційні сигнали GNSS та розраховує різницю між точним місцеположенням та координатами, отриманими за допомогою GNSS на заданий час, визначає поправки, які передаються користувачу через супутники зв'язку.

У побудові LAAS диференціальні поправки передаються не через супутники зв'язку, а через радіоцентр станції DGPS. За такої побудови зона покриття радіоцентра є набагато менша, аніж зона покриття супутників зв'язку, проте це є виправданим, оскільки достовірність інформації має меншу зону покриття у порівнянні з WAAS. Поправки від конкретної DGPS актуальні лише у межах зони її дії, межі якої визначаються відповідно до складу атмосфери та розміщення DGPS.

Використання диференціальних поправок для визначення місцеположення ЛА дає змогу забезпечити необхідну точність позиціонування для потреб навігації.

Іоносферні похибки. Одним з важливих факторів, що впливає на точність позиціонування у GNSS є вплив іоносфери на поширення навігаційного сигналу [168, 396]. Вільні електрони, створені у процесі іонізації верхнього шару атмосфери у іоносфері змінюють траєкторію проходження радіохвиль.

Іоносфера іонізується під дією ультрафіолету та інших випромінювань від сонця. Обертання Землі змінює кількість сонячного ультрафіолету протягом доби у кожній частині іоносфери. Крім того, сонячна активність є спонтанною у результаті впливу сонячної радіації, тому стан іоносфери є різним протягом різних днів. Зазвичай сонячна активність пов'язується з кількістю чорних точок, які вказують на кількість вибухів на поверхні Сонця та, як наслідок, кількість сонячної радіації. Оскільки GNSS використовує L діапазон радіочастот, то Іоносфера створює три основні ефекти на поширення сигналу між супутниковими та GNSS приймачами станцій: затримку, відхилення та Фарадеевське обертання площини поляризації радіосигналу. Найважливішим з ефектів для навігації є затримка сигналу, оскільки вона створює помилки у відстані в рівняннях позиціонування. Затримка сигналу в іоносфері варіюється для різних регіонів та часу і залежить від багатьох факторів. Однією з найвагоміших складових затримки у іоносфері є результатом дії сонячної активності. Тому затримку радіосигналу у іоносфері важко описати за аналітичною залежністю у загальному вигляді. В даний час бортова система позиціонування зазвичай використовує частотний приймач GPS L1. Цей тип обладнання використовує моделі іоносфери, що представлено коефіцієнтами у рівняннях навігації. Різні моделі забезпечують адекватне уявлення затримки іоносфери у середньому значенні.

В даний час методи SBAS використовуються для корекції впливу іоносфери на одночастотні приймачі авіоніки. Наземна станція SBAS використовує двочастотне вимірювання відстані та фази для оцінювання параметрів затримки навігаційного сигналу та передачі користувачам через геостаціонарний супутник зв'язку SBAS. Але послуги SBAS, представлені EGNOS, WAAS, MSAS, не

забезпечують глобального покриття. Крім того, проблема полягає в тому, що чимало ЛА не мають функцій підтримки SBAS.

Ключовим елементом спостереження за затримкою сигналів у іоносфері є оцінювання моделі іоносфери [168]. Ця модель описує аномальний стан іоносфери як рухомий фронт. Оцінка попередніх параметрів є найважливішим завданням для зменшення помилок позиціонування.

Інтерференція та глушіння сигналів. Характеристики GNSS удосконалювались протегом усього часу їх існування. Сьогодні точність позиціонування, неперервність, цілісність та доступність послуг GNSS вивели її на перше місце серед засобів позиціонування для забезпечення потреб цивільної авіонавігації [64]. Проблеми, пов'язані з геометрією розташування космічного сегменту, на сьогодні зведені до свого мінімуму за рахунок вдалого розташування космічного сегменту та резервування. Похибки, пов'язані з проходженням сигналу крізь іоносферу, теж зменшені до мінімуму завдяки широкому впровадженню наземних станцій DGPS. Похибки, пов'язані з перевідбиванням радіохвиль від штучних завад, теж вирішуються вдало шляхом обмеження зони прийому радіосигналів (використання направлених антенних решіток) та інтеграції алгоритмів оцінювання ефекту перевідбивання. Проте, основною проблемою GNSS залишається інтерференція радіосигналів та ненавмисне глушіння сигналу технічними засобами [131, 148].

Глибока інтеграція GNSS технології позиціонування у суспільство породила побоювання у суспільстві, щодо їхньої приватності. Годинники, браслети, мобільні телефони, комп'ютеризовані системи керування автомобілем та інші засоби, приховано від користувачів, збирають та аналізують дані місцеположення у глобальному масштабі з метою маркетингових досліджень користувача. Такий стан речей спровокував широке використання портативних систем постановки завад у сегменті користувача GNSS. Переважна більшість подібних систем мають малу зону дії (10-30м), що практично унеможливує їх відслідковування та виявлення, а низька вартість, доступність на ринку та малі

габаритні розміри зробили їх невід'ємним компонентом сегменту користувача GNSS [148]. Вплив персональних засобів постановки проблем підвищується, оскільки сегмент космічних апаратів знаходиться на значній відстані від сегменту користувача (орбіта супутників вище за 20 тис км), тому сигнали, що фіксуються приймачами GNSS є дуже слабкими і, відтак, вразливими до дії штучних завад.

Результати аналізу інцидентів що мали місце у цивільній авіації відповідно до інформації поданої у системі звітності з авіаційної безпеки (ASRS) NASA [15] вказують на чітку тенденцію росту кількості відмов обладнання GNSS, як показано на рис. 1.2, у зв'язку з ростом кількості авіаційних перевезень. Так у період з січня 2005 р по грудень 2017 р було встановлено 221 випадок відмов обладнання GNSS, причому 40 з них були спричинені дією факторів інтерференції чи ненавмисного глушіння навігаційних сигналів GNSS, а з них 179 мали місце з технічних відмов бортового обладнання GNSS. Крім того, у результаті виконаного аналізу було встановлено, що проблема інтерференції та глушіння сигналів GNSS вперше виникла у 2009 році і з тих пір стає все актуальнішою у зв'язку постійним ростом кількості інцидентів пов'язаних з нею. За аналізом статистичних даних можна виявити п'ятирічний період (2009-2013 рр.) появи та закріплення фактору інтерференції та глушіння навігаційних сигналів у безпеці авіаційних перевезень. Значне зростання кількості інцидентів спостерігалось протягом останнього часу 2014-2017 рр, що пов'язується з ростом інтенсивності авіаперевезень та стрімким поширенням персональних засобів глушіння навігаційних сигналів. Залежність на рис. 1.2 показує, що починаючи з 2014 р спостерігається поступове зменшення кількості інцидентів пов'язаних з технічною несправністю обладнання GNSS, що може бути результатом широкого впровадження у експлуатацію нових принципів побудови систем навігації з більш високими показниками цілісності та неперервності. Представлений статистичний аналіз дії факторів впливу на GNSS враховує безпосередній вплив на бортове обладнання ЛА, проте дія

факторів на наземну мережу станцій диференційних корекцій WAAS та LAAS не досліджувалася.

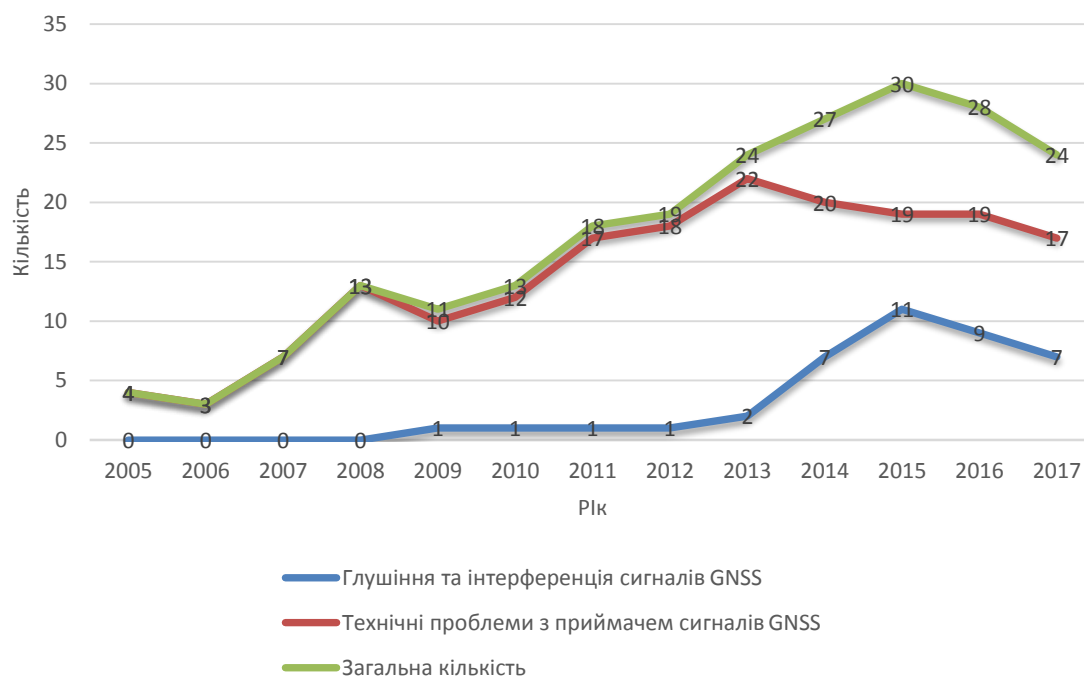


Рис. 1.2. Кількість відмов GNSS

Так наприклад у аеропорті Newark Liberty International Airport (EWR) мав місце інцидент з погіршенням функціонування LAAS у 2012 [148]. Цей аеропорт є обмеженим з усіх боків трасами з щільним рухом. На рис. 1.3 наведено місцерозташування антен наземної станції LAAS у близькому сусідстві до автомобільної дороги «I-95. New Jersey Turnpike», крізь яку кожного дня проїжджають мільйони автомобілів [148].



Рис. 1.3. Розташування станції LAAS поряд з трасою

Погіршення точності LAAS спостерігалось в той час, коли водії на дорозі використовували персональні засоби погіршення точності GPS. Проблема була частково усунена шляхом обмеження сектору прийому сигналів GPS.

Неправильне функціонування електричного обладнання у Moss Landing Harbor (California, США) у 2001 створило інтерференцію до сигналів GPS [131]. Як результат, у радіусі 3 км від міста послуги GPS були повністю недоступні тривалий час. Функціонування наземної станції DGPS у цьому місці було повністю порушене.

У січні 2007 р. функціонування GPS було повністю порушене у м. San Diego на два часи [131]. Диспетчери повітряного та морського руху періодично повідомляли користувачів простору про неможливість використання GPS та систем пов'язаних з ними. Джерелом інтерферуючого сигналу стало некоректне функціонування військового обладнання.

Проблема глушіння навігаційних сигналів GNSS є гострою у зонах бойових дій та конфліктних територіях. Так у 2010, 2011 та 2012 Південна Корея генерувала сигнал завади на частотах роботи GPS над всією територією північної Кореї. Тривалість постановки завад GPS склала 4, 11 та 16 днів відповідно. Цивільний повітряний транспорт північної Кореї був паралізований і більш ніж 1000 ЛА та 250 кораблів стали заручниками ситуації [131].

Відома атака на цивільну авіацію з використанням засобів погіршення точності GPS мала місце у аеропорті Каїру (Єгипет). У відповідності до ситуації, диспетчери повітряного руху повідомляли пілотам про неможливість використання GPS для навігації та перехід до стандартних навігаційних засобів чи виконання польотів за візуальними правилами. Після проведеного розслідування джерело завад так і небуло виявлено. Оскільки, Єгипетський NSP невзможі гарантувати цілісність та безперервність функціонування GNSS у нижньому повітряному просторі, то результатом цього стала заборона використання GNSS у певних частинах повітряного простору для виконання ППП. Відповідна інформація міститься у NOTAM (HECA A0318/17) [59].

Іншим важливим питанням залишається інтерференція сигналів GNSS з іншими користувачами радіочастотного спектру. Зокрема результати досліджень інтерференції сигналів DME на канали точних навігаційних сигналів GPS L5 та Galileo E5 вказують на її деградуючий вплив на точність оцінювання координат користувача [43, 116, 145].

Вагомим висновком є те, що проблема інтерференції та навмисного придушення навігаційних сигналів GNSS не має простого вирішення і буде актуальною у найближчому майбутньому. Зростаюча роль GNSS у аеронавігаційних завданнях цивільного спрямування у поєднанні з проблемами пов'язаними з її застосуванням створює передумови до розвитку альтернативних засобів позиціонування.

Навігаційні методи числення шляху. Навігаційні методи числення шляху визначають місцеположення об'єкту за рахунок екстраполяції параметрів, виходячи з відомих попередніх координат місцеположення з використанням кутів напрямків, швидкості та часу. Зазвичай автори відносять цей метод до одних з історично перших методів навігації [229]. Існуючі методи числення часу умовно можна розділити на три групи:

а) методи, що використовують прогнозовані значення навігаційних параметрів. Ці методи приймають гіпотезу про сталу швидкість руху чи рух відбувається з сталим значенням прискорення. Попередні вимірювання навігаційних параметрів використовуються для обчислення швидкості та її проєкцій на вісі координат. Оцінювання місцеположення відбувається шляхом екстраполяції даних на основі попередніх вимірювань координат [188]. Переважна більшість навігаційних комплексів використовує подібні методи числення шляху у якості резервного засобу позиціонування (наприклад GTN-350, GTN-650). Точність методу позиціонування обмежується часом їх використання, оскільки похибки вимірювання навігаційних параметрів сумуються на кожному етапі застосування даного методу.

б) Методи, що використовують вимірювання кутів напрямків на орієнтири та вимірювання швидкості руху ЛА. Так, наприклад, за відомими попередніми координатами ЛА, курсовим кутом та повітряною швидкістю прогнозується теперішнє місцеположення ЛА у горизонтальній площині. У випадку впливу вітру застосовується співвідношення з навігаційного трикутника швидкостей з урахуванням відомого кута зсуву. Подібні методи використовують навігаційну інформацію від кутомірних чи далекомірних радіонавігаційних систем.

с) Інерціальні навігаційні системи (ІНС) ґрунтуються на використанні властивостей тіла залишатися в стані спокою чи рівномірного прямолінійного руху при відсутності зовнішніх впливів та протидіяти зміні своєї швидкості при прикладеній дії зовнішніх сил. ІНС використовують два типи датчиків: гіроскопи та акселерометри, що вимірюють швидкості за силами інерції, прикладених до певної інерційної маси всередині датчика. Гіроскопічні датчики оцінюють кути орієнтації ЛА у просторі шляхом вимірювання кутових швидкостей. Акселерометри вимірюють складові прискорення чи швидкості за осями координат. За принципом побудови ІНС поділяють на дві групи – платформні ІНС та безплатформні ІНС [352]. У безплатформних ІНС акселерометри та гіроскопи жорстко закріплені між собою і безпосередньо кріпляться до корпусу ЛА. Прискорення вимірюються у системі відліку ЛА. Виміряні гіроскопами значення кутів використовують для перетворення результатів вимірювання прискорень (a_x, a_y) у навігаційну систему координат (a_{xn}, a_{yn}) :

$$\begin{bmatrix} a_{xn} \\ a_{yn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \end{bmatrix}.$$

Однією з важливих переваг застосування ІНС є її автономність та незалежність від зовнішніх факторів. Проте ІНС властиве накопичення похибки, що обмежує час її використання [204].

ІНС дозволяють вирішити проблему доступності навігаційної інформації, у випадку тимчасових перебоїв у функціонуванні основного методу навігації. Крім того, ІНС широко інтегрується з GNSS [67] та з системами APNT [39].

Гіперболічна навігація. Гіперболічні навігаційні системи ґрунтуються на різницево-далекомірному принципі. Лінія положення в них має вигляд гіперболи, у фокусах якої розміщені радіомаяки. Для кожної точки гіперболи різниця відстаней між двома фокусами залишається сталою. За принципом дії гіперболічні системи навігації поділяють на дві основні групи: системи, у фокусах яких знаходяться маяки, що транслюють навігаційний сигнал та системи, у фокусах яких знаходяться приймачі навігаційних сигналів, що транслюються з ЛА.

Історично гіперболічний принцип навігації був основним у глобальному використанні. Передавачі навігаційного сигналу систем Десса, Omega, Logan були розмішені по всій планеті, проте низька точність позиціонування (для Logan – С : 460 м [229, с. 173]) та поява більш точних GNSS витіснила гіперболічні навігаційні системи з ринку навігаційних послуг [73]. На сьогоднішній день остання ланка Logan – С функціонує лише на території Північної Кореї. Покращена модифікація eLogan до сьогоднішнього дня залишається лише тільки на стадії проектування, хоча теоретичні розрахунки вказують на можливість покращення точності до 10м [73, 229, 235].

Сьогодні гіперболічний принцип навігації знайшов своє місце у мультилатераційних системах позиціонування (MLAT – Multilateration) ЛА та для позиціонування користувачів у бездротових мережах передачі даних та мобільних телефонних мережах. ЛА у такому випадку випромінює певний інформаційний сигнал, а числені наземні станції фіксують час його прийому. Станція керування розраховує часові різниці фіксації сигналу наземними приймачами та визначає координати місцеположення ЛА. Отримані координати ЛА надсилаються з наземної станції на борт ЛА у повідомленнях TIS-B. MLAT системи розглядаються сучасним авіаційним товариством як одна з перспективних технологій альтернативного позиціонування та спостереження. Проте, впровадження MLAT потребує розгортання мережі наземних станцій та використання на борту ЛА обладнання прийому сигналів TIS-B.

Астрономічна навігація. Астрономічні навігаційні системи використовують напрямки на небесні світила, такі як зорі чи сонце, для власного позиціонування чи визначення істинного курсу ЛА. Астрономічні навігаційні системи представлені астрокомпасами та астроорієнтаторами.

Астрокомпаси визначають істиний курс ЛА за рахунок пеленгації небесних світил з урахуванням обертання Землі та координат місця. Наприклад, астрономічний компас ДАК-ДБ чи АК-59П забезпечують вимірювання істинного курсу ЛА з похибкою $\pm 2^\circ$ [336].

Астроорієнтатори визначають координати місцеположення ЛА за вимірюванням висот чи азимутів небесних світил, за умови відомого місця небесного світила. Метод рівних висот ґрунтується на вимірюванні висот (у астрономії висота визначається як кут між горизонтом та напрямком на небесне світило) двох світил за допомогою автоматичного секстанта та пошуку точок перетину відповідних двох ліній положення на земній поверхні. Азимутальний метод за двома азимутами небесних світил визначає точку перетину двох вертикалів. Висотно-азимутальний метод визначає місцеположення за вимірюванням параметрів лише одного світила.

Астрономічні навігаційні системи надзвичайно чутливі до світлових завад, крім того ефекти рефракції світла в атмосфері значно обмежують точність цих систем [336]. У зв'язку з низькою точністю позиціонування, астрономічні навігаційні системи були виведені з складу бортового обладнання ЛА.

Методи кореляційно-екстремальної навігації. Кореляційно-екстремальна навігація використовує аномалії певного поля навігаційного параметру для позиціонування у просторі. При цьому, виконується порівняння поточної реалізації поля з еталонним значенням за допомогою кореляційної функції [274]. Оскільки поля параметрів поступово змінюються у часі під дією певних факторів, у процесі розпізнавання використовуються ймовірнісні підходи, обираючи найбільш ймовірне знаходження користувача. У якості полів можуть застосовуватись: поле візуальної інформації, магнітне поле, поле рельєфу,

гравітаційне та інші [51, 55, 294]. Основною умовою позиціонування є наявність у характері поля унікальних аномалій. Найкращі результати кореляційної навігації досягаються шляхом виділення контрольних точок, за певним методом, у конкретній реалізації поля та порівняння геометрії їх розташування з їх відомим набором [274, 294]. Даний метод позиціонування практично не використовується у цивільній авіації через значні коливання глобальних полів, необхідність у виконанні значних математичних обчислень та низької точості позиціонування у порівнянні з GNSS. Проте, даний метод знайшов своє місце у сучасних системах корекції та точного позиціонування ЛА на етапі руління та зльоту цивільних ЛА. Візуальне поле шляхів руху та злітно-посадкової смуги з відповідними світловими маркерами використовується у системах синтетичного бачення [173] для точного корегування місця ЛА по відношенню до заздалегідь відомої геометрії руління та зльоту ЛА.

Пасивні системи позиціонування та навігації не використовують активно випромінюваних сигналів у процесі визначення координат місцеположення. Принцип дії ґрунтується на прийманні навігаційних сигналів наявних у просторі та їх використання для визначення власного положення. Пасивні системи використовують різні методи позиціонування, проте найбільш уживаними є кутомірний та гіперболічний. Наприклад, система PCAS (Passive Collision Avoidance System) приймає навігаційні сигнали запиту від вторинних радіолокаційних станцій та фіксує відповіді ЛА, що знаходяться навколо. Декодуючи інформаційні повідомлення PCAS отримує барометричну висоту, антенна решітка дозволяє визначити напрямок приходу сигналу (пеленг кожного ЛА). Алгоритм PCAS поєднують гіперболічний та кутомірний методи з додаванням висоти у процесі власного позиціонування відносно інших користувачів повітряного простору. Широке впровадження концепції ADS-B та низька точність позиціонування, що здебільшого є результатом застосування пеленгувального обладнання витіснила PCAS з ринку авіоніки цивільних ЛА.

Все більшої ваги набирають пасивні MLAT системи, що налаштовуються на прийом навігаційних повідомлень у межах концепції ADS-B.

Комбіновані методи. Позичування у аеронавігаційній системі регламентується численими нормативними документами. Відповідно до яких, функціонування аеронавігаційної структури забезпечується визначеним набором систем позиціонування та навігації. Під час польоту бортові навігаційні комплекси використовують вектор навігаційних параметрів для сумісної обробки, уточнення навігаційних даних та позиціонування. Подібні методи зазвичай використовують ваговий підхід до оцінювання координат ЛА з врахуванням дії похибок датчиків різної інформації. Найкращим прикладом комбінації інформації нижнього рівня є позиціонування за сигналами VOR/DME. Поєднуючи далекомірну та кутомірну інформацію відносно відомої радіонавігаційної точки у просторі, метод VOR/DME розраховує координати місцеположення ЛА. З іншої точки зору, інформація VOR/DME може використовуватись окремо для керування рухом ЛА відносно заздалегідь відомої траєкторії виходу чи заходу на посадку. Точність VOR/DME може бути підвищена шляхом використання додаткових інформативних параметрів наприклад повітряної швидкості та курсу ЛА [26] чи завдяки застосуванню траєкторної інформації [29]. Аналогічно, відомі підходи комбінації кутомірного та гіперболічного методів [119]. Чимало наукових досліджень висвітлюють питання об'єднання даних різних сенсорів для підвищення точності визначення координат місцеположення користувача [190].

1.2 Особливості застосування методів позиціонування в умовах навігації заснованої на характеристиках

1.2.1 Системи зональної навігації

Сучасну аеронавігаційну систему складно уявити без методів зональної навігації. Постійно зростаюча інтенсивність повітряного руху зумовила

поступовий перехід починаючи з 80-х років від методів класичної навігації ЛА до зональної (RNAV – Area Navigation). Навігація класично ґрунтувалася на використанні кутомірних радіомаяків NDB та VOR, розміщених у зонах проходження повітряних шляхів. Радіонавігаційні засоби (РНЗ) розміщувались у ключових точках маршруту для позначення лінії шляху. Методи зональної навігації забезпечують політ ЛА за довільними маршрутам, не прив'язуючись до РНЗ, розміщених на Землі [74]. Зональна навігація ґрунтується на визначенні власного місцеположення ЛА (позиціонування у просторі) та здійсненні задачі наведення на заплановану траєкторію руху. Процес позиціонування забезпечується певними технічними засобами, дія яких обмежується визначеною зоною у просторі. Задача наведення вирішується бортовим обладнанням ЛА, що порівнює координати місцеположення ЛА з запланованою 4D траєкторією руху з наступним відображенням величин відхилення у системі електронної індикації (EFIS – Electronic Flight Instrument System) пілота ЛА.

Відповідно до складу бортового обладнання та його технічних характеристик, зональна навігація може здійснюватись у один з трьох способів:

- 2D – Навігація у площині горизонту (LNAV – Lateral Navigation);
- 3D – Навігація у горизонтальній та вертикальній площинах (VNAV – Vertical Navigation);
- 4D – Навігація у горизонтальній та вертикальній площинах з дотриманням запланованого часу проходження контрольних точок траєкторії руху.

Здійснення кожного зі способів RNAV пов'язано з характеристиками бортового навігаційного обладнання, зокрема параметрами точності, цілісності, неперервності та функціональності, що необхідні для виконання запланованого польоту відповідно до вимог певного повітряного простору. Основні вимоги до характеристик систем зональної навігації визначені законодавчо у вигляді навігації заснованої на характеристиках (PBN – Performance Based Navigation)

[192]. Концепція PBN є результатом переходу від навігації, заснованої на датчиках, до навігації за характеристиками.

1.2.1.1 Особливості функціонування обчислювальної системи літаководіння

Керування ЛА вимагає від екіпажу виконання великої кількості операцій. Крім того, обладнання літака потребує постійного контролю та виконання над ним рутинних операцій з налаштування та інтерпретації даних оскільки, інформація від кожної системи є важливою для літаководіння та безпеки повітряного руху [357].

Обчислювальна система літаководіння FMS (Flight Management System) – комп'ютеризована система, що допомагає пілоту контролювати та керувати системами ЛА для безпечного виконання польоту [352]. Система FMS виконує всі технічні, рутинні операції із системами ЛА, що використовуються під час польоту, дозволяючи пілоту більше часу приділяти керуванню польотом, а не налаштуванню систем [352]. Сучасні FMS враховують, що на різних етапах польоту пілот ЛА потребує різноманітної пілотажно-навігаційної інформації від принципово різних навігаційних систем. Так, наприклад, під час посадки найбільш важливою є інформація від системи інструментальної посадки про відхилення від глісади, а під час польоту по маршруту – орієнтування за наземними радіомаяками та супутникова навігація. Автоматизація технічних операцій у FMS дозволила скоротити склад льотного екіпажу до двох пілотів. Зокрема, алгоритми автоматичного налаштування обладнання зв'язку дозволили вилучити радиста зі складу льотного екіпажу, а алгоритми вирішення навігаційних задач та керування радіонавігаційним обладнанням повністю виконують обов'язки штурмана.

У загальному випадку, FMS цивільного ЛА складається з двох обчислювачів і двох багатфункціональних блоків контролю та відображення (Multifunction Control and Display Unit – MCDU). Типова FMS отримує

інформацію від приймача GNSS з підтримкою LAAS, WAAS, EGNOS; ІНС; бортового обладнання DME; приймача сигналів VOR; ADF; радіовисотоміра та інших датчиків. Дані від цих систем потрібні для контролю за ходом польоту, виконання відповідних розрахунків і відображення їх у потрібному форматі пілота через пілотажний та навігаційний дисплеї. Крім того, FMS забезпечує:

- відображення пілотажно-навігаційної інформації, необхідної для пілотування на конкретній фазі польоту через систему електронної індикації;

- зміну радіочастот обладнання навігації та зв'язку через блок контролю за обладнанням зв'язку;

- видачу величин відхилень від заданої траєкторії руху для систем автоматичного пілотування та інформації для системи керування двигунами.

Використовуючи глобальні бази аеронавігаційної інформації та інформацію від бортового обладнання, FMS виконує три основні функції: навігацію; оцінювання оптимальних параметрів польоту та керування.

Навігація. У внутрішній пам'яті FMS містяться глобальні бази даних у єдиному стандарті [13], з відомостями про: аеропорти; маршрути; радіомаяки; стандартні схеми вильоту (Standard Instrument Departure – SID) та заходу на посадку (Standard Instrument Arrival Route – STAR); плани польоту авіакомпанії та ін. Під час польоту FMS відображає необхідну аеронавігаційну інформацію від цих баз даних пілоту на навігаційному дисплеї. Крім того, FMS, відповідно до закладеної траєкторії у плані польоту, змінює налаштування радіонавігаційного обладнання. FMS оцінює точне положення ЛА, використовуючи для цього інформацію від GNSS, INS та алгоритмів позиціонування за інформацією наземних радіомаяків [179].

Обчислювач FMS використовує інформацію глобальних баз даних для розрахунку оптимальних траєкторій та режимів польоту ЛА [41]. Результати оцінювання положення ЛА порівнюються із запланованою траєкторією і відображаються на аеронавігаційній мапі через навігаційний дисплей. Зокрема,

у [75, 91] наведено результати аналізу функціонування різних FMS в умовах RNAV, а у [235] досліджено похибки FMS пов'язані з навігацією за парами РНЗ.

Оцінювання оптимальних параметрів польоту. У спеціалізованій базі даних FMS зберігаються математична модель ЛА, що враховує дію двигунів та певних факторів у процесі моделювання. FMS використовує інформацію стосовно завантаженості ЛА та запланованої висоти польоту для розрахунку: оптимальної, найбільш економної швидкості польоту; оптимальної висоти польоту; гранично-допустимих параметрів польоту та інших даних. Пілот неперервно має доступ до будь-якої інформації у FMS через MCDU. На основі оцінених даних FMS прогнозує час прольоту навігаційних точок і відображає час прибуття в місце призначення.

Керування. FMS пов'язана з цифровою системою контролю за польотом та автопілотом. Оцінені координати ЛА порівнюються із запланованою траєкторією руху для виявлення незапланованих відхилень. Величини цих відхилень передаються до системи автоматичного пілотування для виправлення траєкторії польоту. Відповідно до оціненої оптимальної швидкості та часу прибуття, FMS видає інформацію у систему керування силовою установкою для витримання оптимальної траєкторії руху та часу. Крім того, FMS контролює налаштування усіх радіонавігаційних приймачів різних РНЗ та обладнання повітряного зв'язку.

1.2.1.2 Аналіз джерел координатної інформації

У сучасних умовах розвитку авіатранспортної системи безпека повітряного руху залежить від численних факторів. Одним з основних факторів є точність систем позиціонування ЛА у повітряному просторі. На сьогоднішній день GNSS разом з їх функціональними доповненнями відіграють основну роль у визначенні координат місцеположення ЛА. Це зумовлено їх доступністю до використання у глобальному масштабі та високою точністю позиціонування, порівняно з іншими наявними методами. Проте, GNSS властиві певні недоліки, такі як: невдала геометрія розташування супутникового сегменту у певний момент часу, що

знижує точність позиціонування та значна залежність від штучних завад, що може призводити до повної неможливості позиціонування.

Сумна статистика авіаційних пригод свідчить про важливість дотримання кожною з систем ЛА заданих технічних та експлуатаційних умов. Незважаючи на загальну тенденцію зниження кількості катастроф у цивільній авіації (рис. 1.4) питання безпеки авіаперевезень є одними з найважливіших при плануванні авіатранспортної системи [5, 201]. Результати детального аналізу факторів, що стали причиною авіаційних пригод наголошують на важливість систем навігації і позиціонування у безпеці авіації (рис. 1.5). Зокрема 23% фатальних авіаційних пригод сталися з причини некоректного функціонування РНЗ [200].

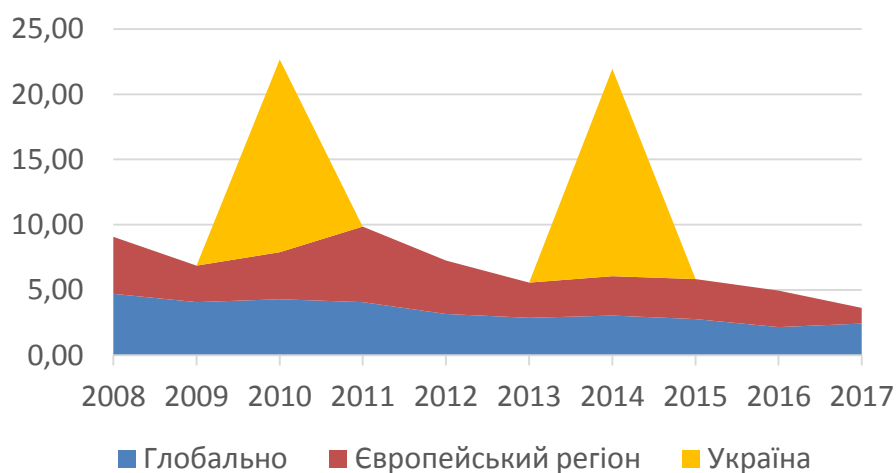


Рис. 1.4. Статистичні дані кількості катастроф на мільйон вильотів

У випадку несправності бортового обладнання GNSS чи нездатності визначення координат FMS використовує інші, менш точні, методи позиціонування для визначення координат ЛА. У випадку відмови GNSS, може бути використана інерційна навігаційна система, проте час її використання обмежений у наслідок дії адитивної похибки. Альтернативними джерелами координатної інформації у FMS є методи позиціонування, засновані на використанні інформації від РНЗ. У загальному випадку, типова FMS використовує такі методи визначення координат літака, наведені відповідно до зменшення точності:

- GNSS;
- інерціальна навігаційна система;
- позиціонування за радіомаяками DME (DME/DME позиціонування);
- кутомірно-далекомірний метод позиціонування VOR/ DME;
- позиціонування за радіомаяками VOR (VOR/ VOR позиціонування);
- кутомірний метод позиціонування за сигналами автоматичного радіокомпасу.



Рис. 1.5. Аналіз причин інцидентів та катастроф за 2013-2017 рр

Визначення координат за наземними радіомаяками ґрунтується на одночасному використанні двох комплектів бортового обладнання (DME, VOR чи ADF) для визначення похилої дальності та кутової інформації двох радіомаяків з подальшим використанням далекомірного, кутомірного чи кутомірно-далекомірного методу позиціонування. Нажаль, на сьогоднішній день

наявні FMS використовують одночасно лише два радіомаяки для визначення координат.

Ведуться наукові дослідження з одночасного використання більшої кількості навігаційного обладнання у процесі позиціонування. Розглядається випадок одночасного використання трьох і більше бортових DME [133], проте це потребує змін у бортовому обладнанні та збільшує навантаженість на існуючу мережу наземного обладнання.

Інші підходи пропонують використовувати інформацію від двох РНЗ у поєднанні з лінійною інтеполяцією (за методом послідовних операцій) за фільтром Калмана [85]. Проте, лінійні методи інтерполяції можуть застосовуватись у випадках статичного визначення координат місцеположення і не можуть бути застосовані у структурі FMS у зв'язку з значними похибками інтерполяції. Саме тому подібні системи показують відмінні характеристики точності позиціонування при статичних випробуваннях, чи їх застосування на поверхні для малих висот [85].

Крім позиціонування, навігаційна інформація від трьох DME може використовуватись для відновлення втрачених аеронавігаційних даних, таких як однієї з висот польоту ЛА [135].

Результати позиціонування за радіомаяками залежать від типу наземного і бортового навігаційного обладнання та геометрії їх розташування у просторі. Відповідно до цього, моніторинг доступності методів позиціонування за сигналами радіомаяків та оцінка впливу геометричного фактору на точність позиціонування є завжди актуальними.

1.2.1.3 Далекомірне обладнання

Далекомір DME (Distance Measure Equipment – обладнання вимірювання дальності) призначений для точного визначення похилої дальності від ЛА до наземної станції. Вимірювання дальності ґрунтується на вимірюванні часу проходження радіосигналу від ЛА до наземного частини обладнання і у зворотньому напрямку.

DME складається з бортового та наземного обладнання. Бортове обладнання DME випромінює сигнали запиту на фіксованій частоті. Сигнал запиту DME містить два попарних імпульси гаусоподібної форми. Під час запиту бортове обладнання DME генерує від 5 до 150 пар імпульсів з унікальною відстанню.

Приймач наземної станції приймає запитувальні сигнали і через деякий час затримки (в залежності від каналу канал X – 50 мкс; канал Y – 56 мкс) ініціює сигнал відповіді, який випромінюється через антенну систему передавача на іншій частоті. Після початку запиту бортове обладнання DME починає неперервно приймати сигнали відповідей, відшуковуючи свою відповідь за унікальним часовим інтервалом між парними імпульсами. Співпадиння часу між попарними імпульсами ініціює вимірювання часу між сигналом запиту та отриманням відповіді (рис. 1.6).

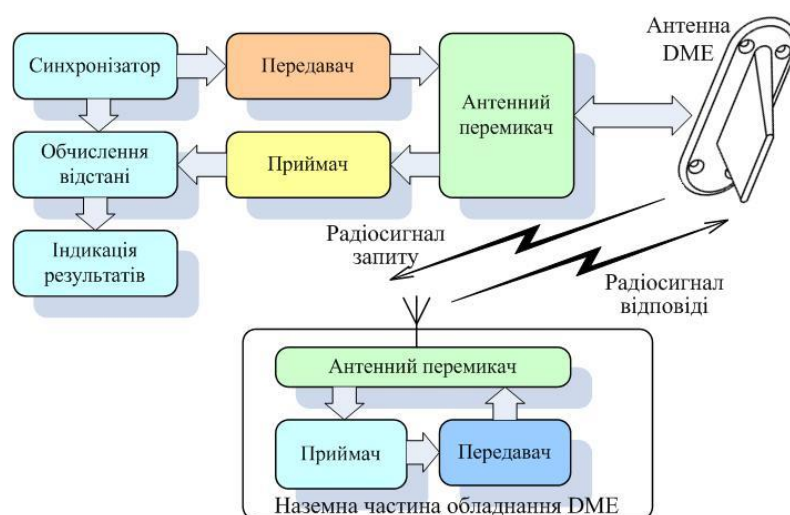


Рис. 1.6. Принцип дії DME

Обчислювач DME оцінює час, за який радіосигнал повернувся назад, з урахуванням часу затримки у наземній частині обладнання. За часом проходження сигналу, оцінюється відстань від ЛА до наземного обладнання системи:

$$D = \frac{(t - \tau)c}{2},$$

де t – час проходження радіосигналу від бортового до наземного обладнання DME; τ – час затримки, необхідний для відповіді наземної частини обладнання DME; c – швидкість світла.

Відповідно до [82], наземна частина DME має одночасно співпрацювати щонайменше з 100 ЛА. Проблема перенавантаженості DME є актуальною у завантажених аеропортах світу і вирішується встановленням додаткового наземного обладнання, проте особливо актуальною проблема є відповідно до швидко зростаючої тенденції розвитку авіаційного транспорту [124].

Далекомір DME працює у діапазоні частот 960 – 1215 МГц [147]. Бортове обладнання DME складається з обчислювального блоку, пульта керування та антени. Два незалежні комплекти обладнання DME дозволяють вимірювати відстані до двох різних радіомаяків. За відомими відстанями та з урахуванням відомих координат наземних радіомаяків можна оцінити положення ЛА. Частотний інтервал між каналами запиту і відповіді постійний і становить 63 МГц.

Наземне обладнання DME зазвичай розміщують разом з радіомаяками VOR [1]. Таке розміщення дозволяє оцінити на борту ЛА їх місцеположення відносно радіомаяка. Крім того, налаштування на роботу з наземною станцією DME відбувається одночасно з налаштуванням обладнання VOR.

Слід відзначити, що частотний зсув у навігаційному сигналі DME, може використовуватись для визначення швидкості ЛА [117].

1.2.1.4 Математична модель вимірювання дальності

Загалом, похибка визначення відстані за DME (σ_{DME}^2) розглядається як сума похибки, що виникає під час розповсюдження сигналу у просторі (signal in space) (σ_{sis}^2) та похибки, що вноситься бортовим обладнанням (airborne interrogator) (σ_{air}^2) [192, 194, 231]:

$$\sigma_{DME}^2 = \sigma_{sis}^2 + \sigma_{air}^2. \quad (1.1)$$

Максимально-допустиме значення σ_{sis} визначено на рівні 0,05 м. милі за [192]. Максимально-допустиме значення σ_{air} відповідно до [49] обмежується величиною у 0.085 м. милі, а відповідно до [3, 24, 192] може бути обчислене наступним чином:

$$\sigma_{\text{air}} = \max\{0.085 \text{ м.милі}; 0.125\% R\},$$

де R – виміряна відстань.

Відповідно до нормативної документації, похибка розповсюдження сигналу у просторі σ_{sis} включає в себе всі складові похибок, що діють на навігаційний сигнал поза бортовим обладнанням та включають похибки, що вносяться наземним обладнанням DME. У загальному випадку доцільно розглядати три основні складові σ_{sis}^2 :

- a) Похибку фіксації приходу навігаційного сигналу до наземної частини обладнання (σ_{ϕ}^2). Дія цієї похибки зумовлена спотворенням навігаційного сигналу у просторі та методом детектування моменту приходу у DME;
- b) Похибку відліку часової затримки навігаційного сигналу у наземній частині обладнання DME (σ_3^2);
- c) Похибку, пов'язану з поширенням радіохвиль у просторі (σ_n^2), що включає інтерференцію радіохвиль (σ_{in}^2), дію тропосферних затримок (σ_{mp}^2) [93] та вплив перевідбивання від природніх та штучних об'єктів простору (σ_{nep}^2) [127].

Цікавим є підхід до використання перевідбивання радіохвиль від природніх та штучних об'єктів з метою позиціонування [240], проте у змінюваному природному середовищі є малоефективним.

У загальному випадку маємо:

$$\sigma_{\text{sis}}^2 = \sigma_{\phi}^2 + \sigma_3^2 + \sigma_n^2 = \sigma_{\phi}^2 + \sigma_3^2 + (\sigma_{in}^2 + \sigma_{mp}^2 + \sigma_{nep}^2). \quad (1.2)$$

Складові похибок визначення дальності великою мірою залежать від технічних засобів, що застосовуються як на борту ЛА так і у наземній частині DME. Сучасна наземна мережа навігаційних засобів представлена значним

різноманіттям існуючих систем. Тому, універсального точного значення для наземної складової похибки отримати неможливо. Похибка буде різнитися ще й тому, що поряд з сучасними DME працюють їх застарілі моделі. Часовий діапазон обладнання може сягати 20 років, тому технології, що задіяні у DME, різняться значною мірою. Проте, характеристики точності наземного обладнання не можуть виходити за межі встановлені відповідними нормативними документами. Основними складовими похибки, що вноситься бортовим обладнанням σ^2_{air} є :

- а) Похибка формування запитувального сигналу ($\sigma^2_{\phi_3}$). Форма та характеристики запитувального навігаційного сигналу DME прямо впливають на дію перевідбивань хвиль від штучних споруд та на час детектування у наземній частині DME;
- б) Похибка вимірювання часу проходження сигналу (σ^2_{τ}) виникає, оскільки бортове обладнання має вимірювати відстань за проміжком часу між запитом та отриманням відповіді.

Маємо:

$$\sigma^2_{air} = \sigma^2_{\phi_3} + \sigma^2_{\tau}$$

Широке різноманіття обладнання авіоніки унеможливорює оцінювання одного універсального значення σ_{air} , що було б універсальним для будь якої авіаційної системи. Кожному типу бортового обладнання DME властиві свої значення цих точнісних характеристик. Навідміну від наземної частини DME, бортові системи замінюються вкрай рідко. У більшості випадків, обладнання змінюють у випадку відмови чи значних відхилень від заявлених характеристик, що трапляється вкрай рідко. Відповідно, бортове обладнання DME експлуатується впродовж усього життєвого циклу ЛА і модернізується вкрай рідко. Одночасне використання обладнання різного технологічного рівня ускладнює оцінювання точнісних характеристик навігації за DME/DME. Проведення розрахунків можливе лише обмежуючись максимально допустимими значеннями точності, визначеними у нормативних документах.

Відповідно до технічної документації [48, стор. 28], максимальна точність визначення дальності типової наземної станції DME складає

- для відстаней від 0 до 65 м.миль:

$$\sigma_{\text{DME}_{A,B}} = 0.12 \text{ м.мили} + 0.05\% R;$$

- для відстаней більших за 65 м.миль:

$$\sigma_{\text{DME}_{A,B}} = 0.17 \text{ м.мили} + 0.05\% R.$$

У якості максимальних значень похибок визначення відстаней DME, можуть застосовуватись різні значення з документів RTCA DO-189, AC90-100А чи технічні характеристики встановленого обладнання.

1.2.1.5 Математична модель навігаційного сигналу

У якості навігаційного сигналу, обладнання DME використовує пару імпульсів Гаусоподібної форми, що може бути представлена у вигляді математичної моделі [100]:

$$U(t) = \exp\left(\frac{-(t-\mu)^2}{2\sigma^2}\right),$$

де t – час; μ – час пікового значення імпульсу; σ – середнє квадратичне відхилення імпульсу.

Основні характеристики навігаційного імпульсу DME визначені у нормативних вимогах до бортового обладнання, основними з них є: час росту та спаду – 2.5 (± 0.5) мкс та тривалість – 3.5 (± 0.5) мкс [49]. У навігаційному сигналі DME використовуються два імпульси, відстань між якими 12 мкс (канал X) чи 36 мкс (канал Y), що визначається на рівні половин між амплітудами імпульсів. На рис. 1.7 наведено приклад імпульсу за нормалізованою амплітудою з відстанню між імпульсами характерною для каналу X.

На рис. 1.8 наведено приклад навігаційного сигналу ідеальної форми запиту DME ВАХ на каналі 114 X (що відповідає частоті 1138 МГц).

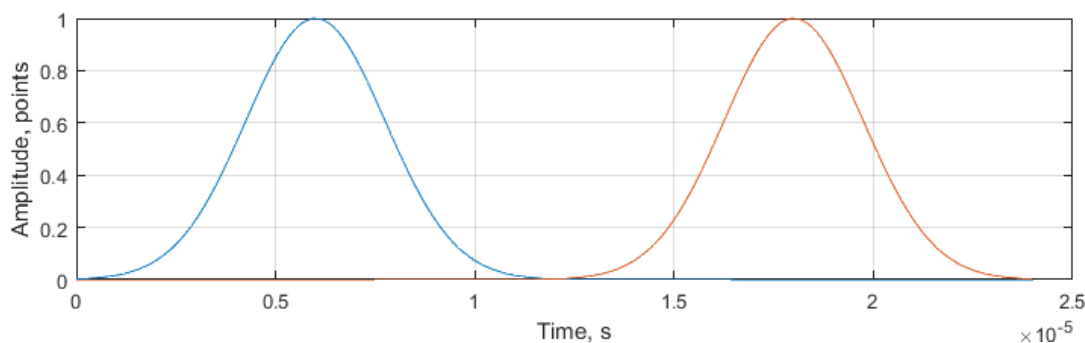


Рис. 1.7. Приклад подвійного імпульсу DME

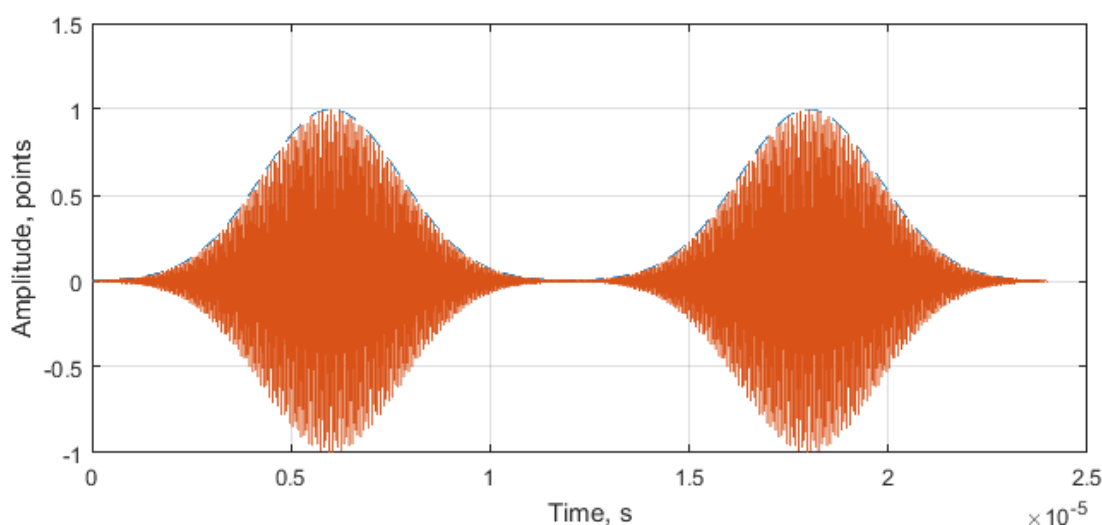


Рис. 1.8. Навігаційний сигнал запиту DME «BAX»

Сьогодні дослідження навігаційних сигналів РНЗ може виконуватись з використанням програмно керуваними радіоприймачами (SDR – Software Defined Radio) [253]. Існують концепції широкого використання SDR приймачів у структурі бортового обладнання ЛА [151].

1.2.1.6 Кутомірне обладнання

Наземні всенаправлені надвисокочастотні радіомаяки VOR (Very high frequency Omnidirectional Range) застосовуються для визначення азимуту ЛА відносно точки розташування радіомаяка VOR. У більшості випадків, для пілота цей кут відображається у вигляді QDR. За кожним VOR закріплена певна частота в діапазоні частот 108–117,975 МГц. За принципом формування навігаційного сигналу відомі два типи: CVOR (Conventional VOR) та DVOR (Dopler VOR).

Бортовий приймач сигналів VOR приймає навігаційний сигнал, що містить два інформаційних сигнали: амплітудно-модульований опорний сигнал, що не залежить від взаємного розташування приймача та частотно-модульований сигнал, фаза якого зсунута відносно опорного сигналу на величину кута азимута у градусах. Приймаючи та детектуючи два сигнали, бортове обладнання визначає різницю фаз двох інформаційних сигналів, що відповідає значенню кута QDR у межах зони дії VOR. Бортове обладнання VOR інтегрується з ILS для зниження собівартості системи [152].

1.2.1.7 Математична модель навігаційного сигналу VOR

Бортове обладнання VOR вимірює з певною похибкою [239]:

$$\theta_{вим} = \theta_{іст} + \xi_{\theta},$$

де ξ_{θ} – похибка вимірювального обладнання; ξ_{mp} – похибка перевідбивання від групових штучних перешкод.

Вплив перевідбивання від групових штучних перешкод, наприклад від вітрових електростанцій на визначення кутової інформації можна оцінити наступним чином [35, 60, 66, 143, 156]:

$$\xi_{mp} = \operatorname{tg}^{-1} \left(\frac{- \sum_{n=1}^N a_n \cos(\theta_n) \sin(\varphi_n)}{1 + \sum_{n=1}^N a_n \cos(\theta_n) \sin(\varphi_n)} \right),$$

де a_n , θ_n , φ_n – амплітуда, фаза та азимут n -ї вітрової станції.

Більшість з підходів до моделювання навігаційних сигналів VOR ґрунтуються на описі характеристик електромагнітної хвилі у певній точці простору [77, 208, 243]. Моделі навігаційного сигналу можуть враховувати дію різноманітних факторів на поширення радіохвиль, зокрема перевідбивання від земної поверхні, інтерференційні завади та інші. Проте, для вирішення завдань позиціонування ЛА використаємо спрощену модель навігаційного сигналу, що забезпечуватиме високу швидкість математичних обчислень з низькою

деталізацією ефектів, пов'язаних з розповсюдженням електромагнітних хвиль. Така узагальнена проста модель навігаційного сигналу на вході приймача VOR може бути представлена сигналом модульованим за амплітудою сумою постійної (U_{ref}) та змінної (U_{var}) компонент:

$$U(t) = \alpha(U_{ref}(t) + U_{var}(t, \theta)), \quad (1.3)$$

де α – коефіцієнт амплітудної модуляції.

Для навігаційного сигналу VOR рівень амплітудної модуляції встановлюється на рівні 30% [82].

Постійна компонента навігаційного сигналу є постійною для будь-якої точки простору та може бути записана наступним чином:

$$U_{ref}(t) = \cos(\omega_{ref}t + \beta \sin(\omega_b t)),$$

$$\omega_{ref} = 2\pi f_{ref},$$

$$\omega_b = 2\pi f_b,$$

де ω_{ref} , ω_b – циклічні частоти опорної (чи піднесучої частоти) та частоти модуляції, що визначаються у радіанах за секунду; β – коефіцієнт частотної модуляції.

Для навігаційного сигналу VOR коефіцієнт частотної модуляції: $\beta = 16$, піднесуча частота: $f_{ref} = 9960$ Гц, частота модуляції: $f_b = 30$ Гц [82].

Змінна компонента навігаційного сигналу VOR залежить від відносного положення приймача у горизонтальній площині:

$$U_{var}(t, \theta) = \cos(\omega_b t + \theta),$$

де θ – QDR приймача сигналів VOR.

Спектр математичної моделі навігаційного сигналу (1.3), отриманий за розкладом Фур'є складається з тонкої смужки постійного сигналу та двох змінних компонент, рознесених по боках.

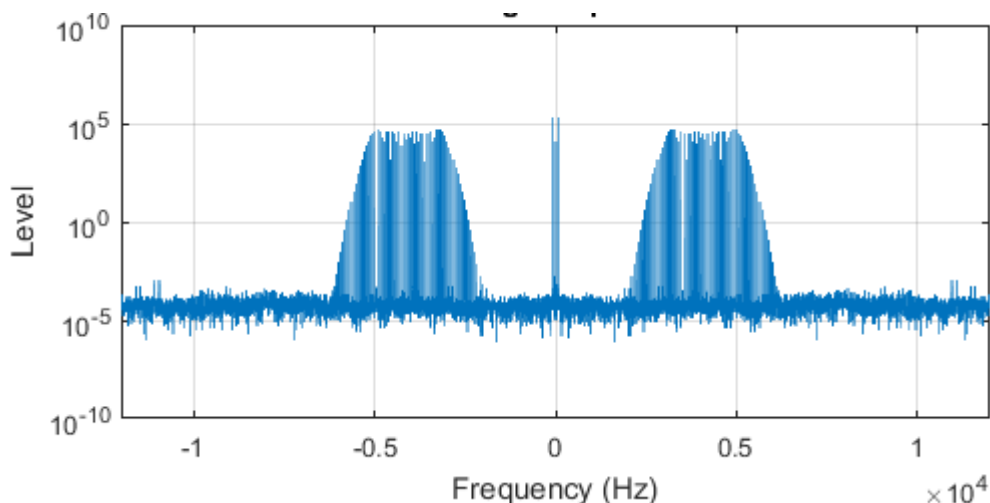


Рис. 1.9. Спектр навігаційного сигналу VOR

1.2.1.8 Наземні всенаправлені радіомаяки

Наземні всенаправлені радіомаяки (NDB – non-directional beacons) є невід’ємною складовою національної мережі РНЗ. NDB використовують у якості шляхових точок для забезпечення навігації за ними. NDB випромінюють амплітудно модульований сигнал через всенаправлену антену на певному частотному каналі. NDB використовують частотні діапазони 190-415 кГц та 510-535 кГц. Мережа NDB взаємодіє з бортовим обладнанням ЛА автоматичним радіокомпасом (Automatic Directional Finder – ADF). Приймач ADF приймає амплітудно-модульовані сигнали від наземних радіопередавальних станцій та визначає напрямок на джерело радіосигналу. Навігація за NDB здійснюється з використанням двох комплектів обладнання ADF, налаштованих на різні NDB, у межах одного маршруту польоту, забезпечуючи індикацію «Від» та «На» NDB.

Кожний NDB позначається кодом з двох чи трьох латинських літер та кодується кодом Морзе, що використовується у якості інформаційного сигналу.

1.2.1.9 Аналіз складу мережі наземних радіонавігаційних засобів України

Послуги аеронавігаційного забезпечення польотів у межах повітряного простору України забезпечуються провайдером аеронавігаційних послуг (Air

Navigation Service Provider – ANSP) ДП «Украерорух». Основу підприємства складають шість регіональних структурних підрозділів: Київцентраеро, Кримаерорух, Дніпропетровський, Львівський, Одеський та Харківський підрозділи [285]. Мережа наземних станцій містить 20 DME (з них 7 трасових та 13 термінальних)(основні характеристики DME наведено у табл. 1.2), 8 VOR (основні характеристики VOR наведено у табл. 1.3) та 15 NDB (основні характеристики NDB наведено у табл. 1.4) [7].

Таблиця 1.2

Обладнання DME національної мережі РНЗ [7]

№	Ідентифікаційний код	Назва	Канал	Координати місцеположення		
				Широта	Довгота	Висота, м
1.	BAH	Bakhmach	CH 114X	510354.0N	0325312.0E	158.5
2.	BRP	Boryspil`	CH 106X	501708.5N	0305403.5E	128.8
3.	DNP	Dnipro	CH 72X	482135.4N	0350611.0E	155.6
4.	IVF	Ivano-Frankivs`k	CH 89X	485303.0N	0244129.0E	285.6
5.	IHA	Kharkiv/osnova25	CH 54X	495544.1N	0361810.2E	163
6.	IHR	Kharkiv/osnova07	CH 48X	495536.7N	0361639.5E	159.6
7.	IKI	Kyiv/Zhuliany 08	CH 54X	502359.9N	0302626.5E	173.7
8.	IKV	Kyiv/Zhuliany 26	CH 20X	502404.0N	0302744.4E	181.1
9.	KHR	Kharkiv	CH 112X	495544.1N	0361725.6E	163.7
10.	KSN	Koshany	CH 23X	505645.5N	0305840.1E	146.3
11.	KVH	Kirovohrad	CH 96X	483240.5N	0321730.9E	184.3
12.	KVR	Kryvyi Rih	CH 107X	480303.6N	0331243.7E	131
13.	LIV	L`viv	CH 102X	494843.0N	0235705.0E	333.5
14.	ILO	L`viv 13	CH 32X	494854.0N	0235653.0E	331.6
15.	ILV	L`viv 31	CH 40X	494805.0N	0235806.0E	330.1
16.	ODS	Odesa	CH 86Y	462549.0N	0304015.0E	59
17.	SLV	Soloviiivka	CH 80X	501112.5N	0293412.5E	204.6
18.	STB	Stebliv	CH 77X	492418.7N	0310436.4E	146.2
19.	VIN	Vinnytsia	CH 86X	491424.0N	0283715.0E	303
20.	YHT	Yahotyn	CH 117X	501554.4N	0314740.3E	137.4

Таблиця 1.3

Обладнання VOR національної мережі РНЗ [7]

№	Ідентифікаційний код	Назва	Частота, МГц	Координати місцеположення		
				Широта	Довгота	Висота, м
1.	BRP	Boryspil`	115.9	501708.5N	0305403.5E	128.8
2.	DNP	Dnipro	112.5	482135.4N	0350611.0E	155.6
3.	IVF	Ivano-Frankivs`k	114.2	485303.0N	0244129.0E	285.6
4.	KHR	Kharkiv	116.5	495544.1N	0361725.6E	163.7
5.	KVH	Kirovohrad	114.9	483240.5N	0321730.9E	184.3
6.	LIV	L`viv	115.5	494843.0N	0235705.0E	333.5
7.	ODS	Odesa	113.95	462549.0N	0304015.0E	59
8.	SLV	Soloviivka	113.3	501112.5N	0293412.5E	204.6

Таблиця 1.4

Обладнання NDB національної мережі РНЗ [7]

№	Ідентифікаційний код	Назва	Частота, КГц	Координати місцеположення	
				Широта	Довгота
1.	BB	Bibrka	432	493837.0N	0241652.0E
2.	BO	Bohdanivka	1290	503743.0N	0305332.0E
3.	CY	Chervonyi	960	500406.0N	0312332.0E
4.	DM	Dmytrivka	690	452842.0N	0350316.0E
5.	GR	Krasnogor	778	492317.0N	0352654.0E
6.	KH	Kakhovka	485	464827.0N	0332945.0E
7.	KR	Krabor	600	503625.0N	0291650.0E
8.	KW	Kovagi	735	495502.0N	0353243.0E
9.	LI	Lihach	430	492205.0N	0361230.0E
10.	NL	Nikola	326	445802.0N	0333710.0E
11.	PI	Pii	425	495224.0N	0310732.0E
12.	RS	Rashivka	672	501246.0N	0335307.0E
13.	SH	Shyriaieve	389	472413.0N	0301648.0E
14.	SR	Serednie	690	483115.9N	0223031.9E
15.	VI	Verhnie	334	485627.0N	0230240.0E

Крім того, забезпечується функціонування 10 радіомаячних систем посадки, 55 автоматичних радіопеленгаторів [285]. Функція спостереження за повітряним рухом забезпечується 16 трасовими радіолокаційними станціями (РЛС), 16 – аеродромними РЛС та 3 метеорологічними РЛС [285].

Деякі РНЗ інших країн доступні до використання у повітряному просторі України завдяки близькості їх розташування до кордону чи технічним характеристикам. РНЗ країн сусідів: Румунії, Польщі, Білорусії, Росії створюють додаткове поле навігаційних сигналів, підвищуючи точність зональної навігації у межах повітряного простору України.

Національна мережа РНЗ протягом останніх років зазнала значних змін. Складна політична ситуація навесні 2014 р. в Україні стала причиною появи територіального конфлікту на сході та півдні країни. Частина мережі РНЗ на цих територіях була втрачена. Зокрема, конфлікт на сході країни призвів до втрати обладнання VOR/DME «DON» («Donetsk», 48.0718002319336N, 37.7359008789062E) та DME «MRP» («Mariupol», 47.0750999450684N, 37.4518013000488E), а радіонавігаційне обладнання території Кримського півострова було заблоковано, а пізніше введено в збірник аеронавігаційної інформації Росії [6], зокрема VOR/DME «SMF» («Simferopol», 450306N, 0335847E [6]) та DME «KRH» («Kerch», 451836N, 0362635E [6]).

Зміни у конфігурації наземної мережі РНЗ значно вплинули на характеристики послуг в повітряному просторі України. Втрата двох DME на сході країни значною мірою призвела до практичної неможливості виконання польотів за методами зональної навігації у цих регіонах та негативно вплинула на точність у центральній частині країни [158].

1.2.2 Аналіз вимог до характеристик позиціонування

Позиціонування є важливою задачею зональної навігації ЛА, що вирішується комплексно. ANSP забезпечують функціонування навігаційних засобів відповідно до заявлених характеристик у межах певного повітряного простору. Користувачі повітряного простору можуть обирати будь-який з запропонованих РНЗ для забезпечення позиціонування у межах необхідних навігаційних характеристик [192, 193].

Вимоги до точності позиціонування у межах зональної навігації сформульовані у навігаційних специфікаціях. Навігаційні специфікації RNP вимагають здійснювати постійний контроль за витримуванням характеристик бортовим обладнанням ЛА та здійснювати сигналізацію у випадку виходу за їх допустимі межі [192]. RNAV – навігаційні специфікації, що не потребують контролю та сигналізації [192]. Для забезпечення потреб навігації для певного повітряного простору існує ряд типів навігаційних специфікацій. Тип навігаційної специфікації визначається числом у морських милях, що відображає максимальну величину допустимого відхилення при здійсненні позиціонування. У табл. 1.5 наведено основні типи навігаційних специфікацій RNP/RNAV відповідно до етапу польоту [192].

Таблиця 1.5

Основні типи навігаційних специфікацій RNP/RNAV [192]

Навігаційна специфікація	Етап польоту							
	Маршрутний океанічний	Маршрутний континентальний	прибуття	Захід на посадку				Виліт
				початковий	посередній	кінцевий	Перехід на коло	
RNAV 10	10							
RNAV 5		5	5					
RNAV 2		2	2					2
RNAV 1		1	1	1	1		1	1
RNP 4	4							
Basic-RNP-1			1	1	1		1	1
RNP APCH				1	1	0.3	1	

Інформація про технічні можливості ЛА у відповідності до певних вимог RNAV під час виконання польотного завдання зазначається у плані польоту (FPL – Flight Plan) на етапі планування [193].

Точність позиціонування за PBN характеризується величиною загальної похибки витримування заданої траєкторії руху (TSE – Total System Error). Основними складовими TSE є похибка системи позиціонування (NSE –

Navigation System Error), похибка пілотування (FTE – Flight Technical Error) та похибка визначення траєкторії (PDE – Path Definition Error) [24, 192]:

$$TSE^2 = NSE^2 + FTE^2 + PDE^2. \quad (1.4)$$

Числові значення цих величин визначаються в межах 95% довірчого інтервалу за правилом « 2σ » з припущенням, що розподіли цих похибок є незалежними, нормально розподіленими з нульовим математичним сподіванням.

Значення NSE визначається максимально-допустимою похибкою визначення координат місцеположення ЛА у межах 95% довірчого інтервалу, що залежить від типу навігаційної системи.

При позиціонуванні за парними РНЗ, NSE залежить від похибок навігаційного обладнання (далекомірного чи кутомірного) та геометрії взаємного розташування у просторі. Важливим засобом підвищення точності є оптимізація наземної мережі РНЗ [103, 118], з метою досягнення найвищих показників NSE . Історично склалося, що наземна мережа РНЗ розбудовувалась для забезпечення потреб навігації за класичним підходом, що не задовільняє критеріям оптимальності сучасних концепції РВН [103].

FTE характеризує здатність пілота чи системи автоматичного пілотування дотримуватись заздалегідь заданої траєкторії руху. У випадку ручного керування, FTE включає похибки індикації чи інтерпретації даних. Значення FTE, відповідно до етапу польоту, наведено у табл. 1.6 [139] Результати наукового дослідження FTE, виконані Boeing відповідно до типу ЛА, наведені у табл. 1.7 [129]. Проте, у більшості випадків для грубих підрахунків можливе використання половинного значення TSE [192].

PDE включає похибки визначення траєкторії ЛА у FMS та інші, пов'язані з цим складові похибок (наприклад похибку баз даних). ANSP забезпечують моніторинг дотримання заявлених у повітряному просторі навігаційних характеристик RNAV [24].

Таблиця 1.6

Значення FTE відповідно до етапу польоту [139]

Етап польоту	Режим керування		
	ручний	директорний	автопілотний
міжконтинентальні польоти	2 NM	0,5 NM	0,25 NM
Континентальні польоти	1 NM	0,5 NM	0,25 NM
Аеропортна зона	1 NM	0,5 NM	0,25 NM
Зона заходу на посадку	0,5 NM	0,25 NM	0,125 NM

Таблиця 1.7

Значення FTE відповідно до типу ЛА [129]

	DO-208	B-737	B747-400	B757/B767	B777
Керування літаком у ручному режимі	0.5 NM	0.15/0.208 NM	0.402 NM	0.5 NM	
Режим горизонтальної навігації FD	0.25 NM	0.05/0.073 NM	0.206 NM		
Режим горизонтальної навігації у Автопілоті	0.125 NM	0.025/0.068 NM	0.088 NM		

1.3 Аналіз перспективних систем позиціонування літальних апаратів**1.3.1 Базисні засади альтернативного позиціонування**

Відповідно до концепції PBN [192], кожний користувач повітряного простору повинен визначати координати свого місцеположення з певними характеристиками, що відповідають затвердженими нормам зональної навігації. Діючі концепції альтернативних методів позиціонування, навігації та визначення часу (APNT) розглядають мережу наземних РНЗ VOR, NDB, DME, у якості резервних джерел визначення координат ЛА [52]. Системи VOR, NDB підтримують навігацію від точки до точки [354] та є несумісними з концепцією PBN при діях за RNAV і RNP. Точність позиціонування за кутомірним методом

є обмеженою у використанні (у випадку знаходження між радіомаяками) та є не достатньою для гарантування вимог RNAV/RNP, що діють сьогодні.

Світова тенденція росту попиту на авіаційні послуги вказує на стрімкий ріст, що подвоюється кожні 15 років. Збільшення користувачів повітряного простору вносить нові вимоги щодо його використання, а саме накладає нові обмеження щодо точності визначення місцеположення. Тому, у майбутньому, для вирішення проблеми завантаженості повітряного простору, вимоги RNAV/RNP поступово збільшуватимуться. Очевидним є те, що системи VOR, NDB не задовольнятимуть майбутні вимоги позиціонування, оскільки вони не задовольняють існуючі критерії точності. Отже, капіталовкладення в розвиток наземної інфраструктури VOR/NDB не є доречними, проте існуюча мережа може бути використана у якості резервної до APNT. Зокрема VOR/DME можуть використовуватись для навігації за схемами SID та STAR [244].

З існуючої мережі наземних радіомаяків, лише системи DME відповідають вимогам RNAV/RNP і будуть сумісними з майбутніми навігаційними характеристиками [234]. Окрім того, очікується поява нових систем позиціонування з використанням інфраструктури DME, сумісно з появою інноваційних технологій навігації.

Відповідно до документів ICAO, концепція APNT повинна [52]:

- задовольняти майбутні вимогам RNAV, що наразі невизначені;
- продовжувати дії за RNAV під час зльоту та посадки у випадку неспроможності визначення координат за GNSS;
- задовольняти вимоги RNAV-2 на маршруті, RNAV-1-0.3 – для дій у повітряному просторі В та С, RNAV-0.3 – під час заходу на посадку, RNAV/ RNP -1 – для перерваного заходу на посадку;
- забезпечувати резервне джерело часу на борту літака для потреб навігації та керування;
- бути резервною до GNSS, проте може не еквівалентною за точністю.

Основною метою концепції APNT, визначеною за [52] є:

- забезпечення економічно вигідного альтернативного позиціонування з забезпеченням діючих та перспективних вимог RNAV/ RNP;
- бути доступною для всіх користувачів повітряного простору;
- мінімізація змін у бортовому обладнанні літака;
- гарантування послуг позиціонування за DME/DME.

1.3.2 Підвищення точності далекомірного обладнання

Результати моніторингу мережі наземних радіомаяків DME, виконані FAA та Boeing, вказують на багато більшу точність ніж заявляється у міжнародних специфікаціях [121, 126]. Це пов'язано з введенням в дію нових систем DME, що використовують цифрову обробку даних. Проте, поряд з модернізованими системами функціонують і застарілі зразки.

Одним з наглядних прикладів того, що обладнання насправді є більш точним є похибка часу затримки у наземній станції DME. Відповідно до нормативних документів, максимальне значення не має перевищувати 500 нс. Проте, сучасні дослідження та заяви виробників наземного обладнання вказують на те, що похибка сучасних цифрових систем в дійсності не перевищує 100 нс. Відповідно до нормативних документів, похибка наземного обладнання складає 0.05 нм і може бути значно зменшена відповідно до точності реального обладнання. Похибка у 500 нс відповідає похибці по дальності у 150 м у два боки. Відповідно, похибка визначення відстані у один бік затверджена на рівні 75 м (0.0405 м. милі). Сучасним DME властива похибка часу у 100 нс, що відповідає 15 м (0.00801 м. милі) [126].

Результати дослідження перспективних систем APNT виконані Boeing, для вивчення характеристик існуючої мережі наземних станцій DME [126], підтверджують факт більшої точності у визначенні відстані. Дослідження засновувалось на аналізі результатів вимірювання похилих відстаней за обладнанням DME та порівнянням з результатами точних вимірювань за GPS.

Обсяг навчальної вибірки складав більше 2 млн вимірів з точністю позиціонування за GPS 1.5 м (95%). У дослідженні були задіяні дані з обльотів 125 наземних станцій DME у США. Результати [126] вказують, що у 95.5% наземних станцій середньо-квадратичне відхилення похибки було менше за 0.05 м.миль. Однак 3 станції мали похибку більшу за 0.2 м.мили.

Результати оцінки складових похибки вимірювання відстані у DME, що притаманні сучасним системам мають наступні значення [126]:

- Похибка розповсюдження сигналу у просторі – 80 м;
- Похибка, пов'язана з неточним генеруванням сигналу відповіді у наземному радіомаяку –10 м;
- Похибки затримки сигналу у наземних станції – 30м;
- Похибка визначення часу у бортовому обладнанні – 3м;
- Похибка генерування сигналу запиту –20 м.

Нормативні документи визначають два типи обладнання DME: DME/N (Normal) та DME/P (Precision) [49]. DME/N використовується для навігації під час польоту по маршруту та в зоні аеропорту. Використання DME/P обмежується мікрохвильовою системою посадки (MLS – Microwave Landing System) відповідно етапам заходу та посадки [20]. DME/N використовує функцію Гауса у якості форми радіоімпульсу. Імпульсу за Гаусом властиві час росту 2.5 мкс та вузька спектральна щільність [100]. З іншого боку, DME/P у якості форми імпульсу використовує \cos/\cos^2 імпульс. Імпульсу \cos/\cos^2 властива набагато більша швидкість наростання ніж для форми імпульсу Гауса, що забезпечує набагато більшу точність вимірювань. Однак, така форма імпульсу підвищує спектральну щільність, що обмежує потужність передавача до 100 Вт для попередження інтерференції з сусідніми каналами [100]. Відповідно, зона покриття DME/P набагато менша ніж у DME/N [49]. Тому, концепція APNT розглядає DME/ DME позиціонування за маяками типу DME/N. Одним з шляхів підвищення точності DME є використання альтернативних форм імпульсів, що відповідатимуть спектральним вимогам та забезпечуватимуть функціонування

існуючого бортового обладнання DME [19, 100, 101, 117]. Сучасні дослідження [100] обґрунтовують застосування гладкого ввігнутого шестикутного імпульсу (Smoothed Concave Hexagonal Pulse – SCP) у якості форми сигналів DME/N у порівнянні з іншими формами, що нескладно отримати. Зокрема, розглядалися асиметричний Гаусо-подібний, трикутний та гладкий трапецеїдальний імпульси [100, 101]. Впровадження SCP імпульсів у наземному та бортовому обладнанні DME дозволить значно підвищити точність вимірювання дальності. У більшості сучасного бортового обладнання форма імпульсів може бути змінена шляхом зміни програмного забезпечення. Форма імпульсів у наземному обладнанні DME у сучасних цифрових системах теж може бути змінена шляхом програмного керування і, у більшості випадків, не потребуватиме зміни у обладнанні. Окрім того, наземні станції DME з SCP формою імпульсів можуть співпрацювати з наявним бортовим обладнанням. У цьому випадку підвищення точності визначення дальності буде спостерігатися тільки на лінії зв'язку земля-літак.

Певні наукові дослідження пропонують різні методи підвищення точності DME/N (зокрема зміни формату цифрових сигналів) потребують одночасної заміни як наземного, так і бортового обладнання, що є неможливим для практичної реалізації у глобальному масштабі.

1.3.3 Мультилатераційні системи

Пасивні мультилатераційні системи (WAM – Wide Area Multilateration) за довгий час свого існування зарекомендували себе як точний засіб позиціонування ЛА у зоні аеропорту. WAM система складається з певної кількості наземних приймачів сигналів бортових відповідачів режиму S та ADS-B. Кожна наземна станція-приймач (НСП) фіксує час прийому сигналу та надсилає його до контрольної станції (рис. 1.10). Різницево-далекомірні алгоритми у контрольній станції визначають координати ЛА за часом фіксації сигналу різними станціями-приймачами. Отримане місцеположення ЛА

пересилається на борт літака за допомогою сервісу TIS-B, що входить до складу концепції ADS-B.

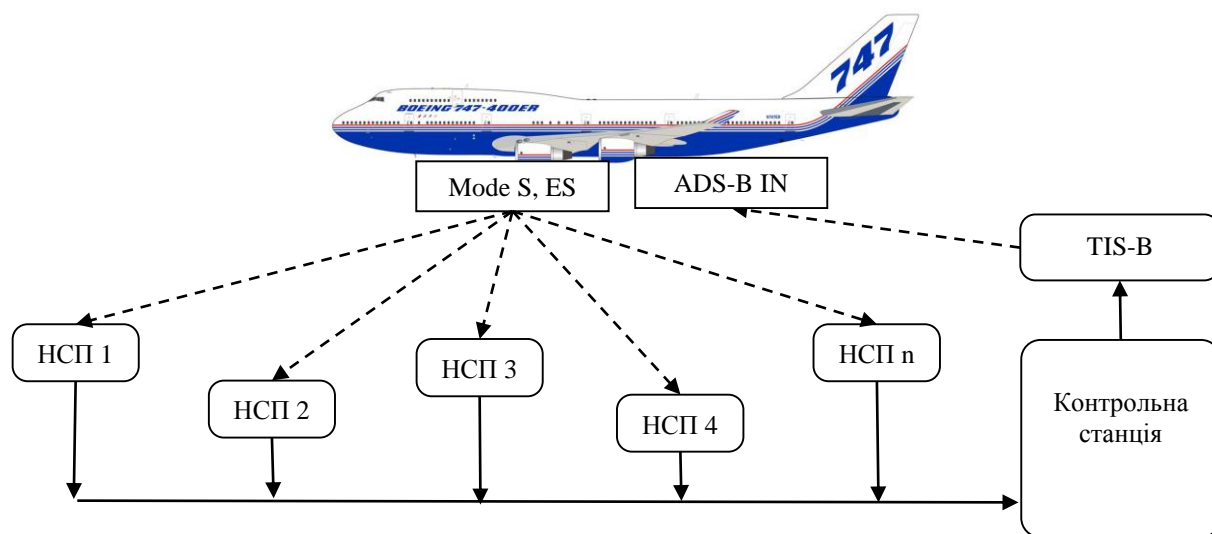


Рис. 1.10. Визначення місцеположення ЛА за пасивною мультilaterаційною системою

У концепції APNT зона дії WAM розширюється. Передбачається встановлення великої кількості станцій-приймачів, що забезпечуватимуть позиціонування у всьому контрольованому просторі [247].

1.3.4 Позиціонування за пасивного використання мережі далекомірних систем

Пасивний метод позиціонування та визначення відстаней (DMPR) ґрунтується на використанні фундаментальних принципів функціонування DME для вимірювання відстаней. Метод DMPR використовує існуючу мережу наземних станцій DME [128]. Окрім того, DMPR містить наземні станції, що аналогічно до бортового обладнання DME, генерують сигнали запиту у системі DME, синхронізовані у визначені проміжки часу (рис. 1.11). Наземні станції DME, у свою чергу, приймають ці сигнали і генерують сигнали відповідей (притаманні обладнанню DME). Бортове обладнання приймає сигнали запиту з метою синхронізації, а також приймає сигнали відповідей та фіксує час їх прийому. За відомим часом запиту, координатами наземної станції запиту та

радіомаяка DME, а також проміжку часу генерації сигналу відповіді, визначається відстань від радіомаяка DME до ЛА.

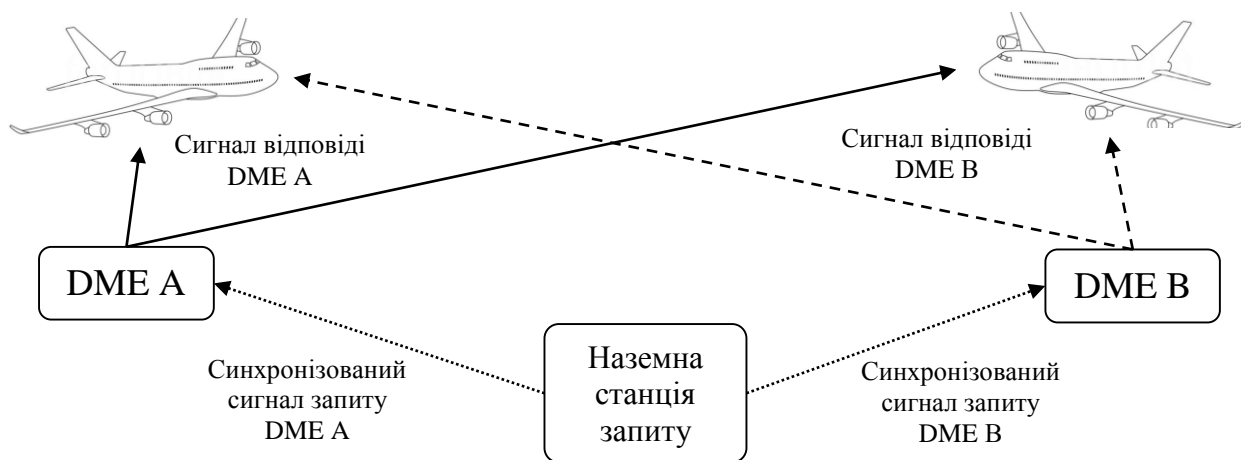


Рис. 1.11. Пасивний метод позиціонування та визначення відстаней за DME

DMPR знижує завантаженість наземної інфраструктури DME, оскільки кожен користувач отримує відстань до наземної станції DME без сигналу запиту. Крім того, концепція DMPR може функціонувати незалежно від загальноприйнятого використання маяків DME та відповідає вимогам, пов'язаних з ростом авіаперевезень. Відповідно до світових тенденцій, у майбутньому очікується навантаження на DME у 260 літаків одночасно.

Проте, представленому методу властиві два основні недоліки:

- необхідність в точній часовій синхронізації наземних станцій;
- для вирішення навігаційної задачі, у DMPR необхідно мати доступними щонайменше 3 DME для позиціонування у горизонтальній площині, оскільки 1 DME має компенсувати похибку годинника у бортовій частині обладнання.

1.3.5 Псевдосупутникові системи позиціонування

Псевдосупутникові системи позиціонування (PL) базуються на використанні далекомірною методу подібного до принципу позиціонування у GNSS. Система використовує псевдосупутники, розміщені на малій відстані від приймачів (відстань не перевищує декількох сотень кілометрів), у порівнянні з

GNSS, розташовані на Земній поверхні. Попередньо PL розглядались як доповнення до GNSS. Проте, PL здатні працювати незалежно, у випадку повної недоступності GNSS, що робить їх вагомими у концепції APNT. У порівнянні з GNSS, PL властиві численні переваги, зокрема низька вартість, відсутність впливу іоносфери та тропосфери на поширення сигналів, потужність навігаційного сигналу є достатньою для гарантування точного позиціонування.

До основних недоліків PL можна віднести перевідбивання радіохвиль від штучних та природніх перешкод, що повністю може змінити псевдовідстані визначені у системі.

Сьогодні PL у межах концепції APNT розглядає мультилатераційну систему, мережу наземних радіомаяків DME та UAT у якості псевдосупутникового сегменту, розміщеного на Земній поверхні (рис. 1.11) [149].



Рис. 1.12. Псевдосупутникова система позиціонування

PL з використанням мультилатераційної системи розглядає мережу наземних станцій запиту (НСЗ), що входять до складу активних мультилатераційних систем за режимом Mode-S. Сигнали запиту від різних наземних станцій, синхронізовані за часом та контролюються наземною станцією спостереження. Синхронізація за часом вимагає наявності точного годинника у наземному сегменті. Сигнали, випромінені наземними станціями,

приймаються бортовим обладнанням літакового відповідача у різні моменти часу, оскільки кожний з них проходить свою відстань. Бортове обладнання вимірює різниці часу фіксації навігаційних сигналів та застосовує гіперболічний метод навігації для визначення власного місцеположення.

Псевдосупутникова мережа DME розглядає наземні радіомаяки у якості навігаційних псевдосупутників. Зокрема, у випадку коли радіомаяк DME є вільним від навігаційних операцій, випромінює стандартний сигнал відповіді на частоті роботи у строго синхронізовані проміжки часу. Бортове обладнання DME фіксує час прийому сигналу від радіомаяка та розраховує час поширення навігаційного сигналу у просторі за відомим часом випромінення з наземного радіомаяка. Недоліком даного методу є необхідність одночасного приймання сигналів від 3 DME (1 є необхідним для синхронізації) для позиціонування у горизонтальній площині.

Псевдосупутникова мережа з використанням універсальних бортових прийомо-відповідачів (UAT). UAT - це один з двох стандартів для передачі місцеположення ЛА та аеронавігаційних даних. UAT є перспективним варіантом APNT, оскільки його мінімальні стандарти експлуатаційної ефективності (MOPS) включають можливість пасивного вимірювання відстаней [34, 130].

Сигнал вимірювання відстані міститься у наземній частині цифрового повідомлення UAT (рис. 1.13). Розмір одного цифрового повідомлення (фрейму) становить одну секунду. Наземна частина повідомлення триває 176 мс., що починається після 6 мс буфера. Наземна частина повідомлення використовується для передачі сигналів з наземних станцій мережі ADS-B. У цьому сегменті існує 32 синхронізуючі біти інформації (MSO), що визначають часові рамки для передачі цифрового повідомлення. У цій інформації міститься час передачі, що, у поєднанні з місцеположенням наземної станції, дає змогу визначити координати ЛА.



Рис. 1.13. Будова цифрового повідомлення за UAT

Структура цифрового повідомлення наземного обладнання містить 36 біт послідовності синхронізації за якими доступно 4416 інформаційних біт. При цьому, дані включають номер слота, координати місцезнаходження передавача, а також UTC синхронізовані мітки.

Формат передачі даних UAT використовує частоту 978 МГц з застосуванням безперервної фазової частотної маніпуляції (CPFSK – Continuous Phase Frequency Shift Keying). Збільшення на 312,5 кГц відповідає логічній одиниці, аналогічне зменшення вказує на логічний нуль. Тривалість одного біту складає 0.96 мкс.

Для вимірювання відстані між наземною станцією та ЛА необхідно прийняти та декодувати усе цифрове повідомлення повністю для отримання інформації щодо місцеположення наземної станції та UTC синхронізованих міток.

Іншою перспективною технологією для позиціонування є LDACS (L-band Digital Aeronautical Communication System) система цифрової передачі даних та зв'язку земля-повітря. LDACS розглядає два варіанти практичної реалізації LDACS1 та LDACS2. LDACS1 використовує частотне розділення дуплексних каналів передачі даних з використанням OFDM (Orthogonal Frequency-Division Multiplexing). LDACS2 – вузькополосна система зв'язку з однією несучою частотою та часовим розділенням дуплексного каналу. Основною задачею LDACS є забезпечення додаткової лінії зв'язку ЛА з диспетчером АТС та забезпечення вимог доступу до аеронавгаційної інформації, у рамках концепції SWIM. Найбільш перспективною з LDACS є технологія LDACS1 [203, 22].

Численні наукові дослідження, підкріплені результатами експериментальних випробувань, вказують на можливість використання сигналів LDACS1 для позиціонування ЛА з точністю до 15 м [205, 206, 215, 223, 224]. Проте, дослідження [54, 223] вказують на можливі проблеми впливу інтерференції DME на визначення координат за LDACS1.

Сучасна концепція APNT розглядає мультилатераційну систему, мережу наземних радіомаяків DME та UAT, що функціонують синхронно, у якості єдиної псевдосупутникової системи позиціонування.

1.3.6 Позиціонування за комбінацією псевдосупутників у MOSAIC та DME

Система MOSAIC/DME [105, 106, 107] була спеціально розроблена для забезпечення вимог APNT. Наземна станція MOSAIC/DME складається з радіомаяка DME та п'яти антен псевдосупутників. Бортове обладнання ЛА виконує вимірювання дальності за DME у звичному режимі, разом з вимірюванням псевдовідстаней за навігаційним сигналом, що постійно випромінюється з антен псевдосупутників (рис. 1.14).

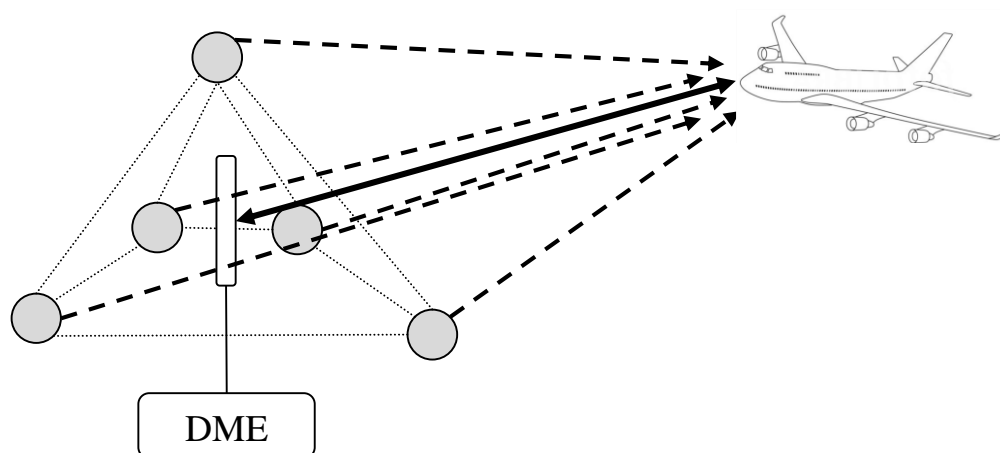


Рис. 1.14. Позиціонування за MOSAIC/DME

У основі функціонування MOSAIC покладено гіперболічний принцип позиціонування за різницею фаз. Наземне обладнання MOSAIC з певної

кількості антен постійно випромінює синхронізований навігаційний сигнал. Відстань між антенами MOSAIC обмежується половиною довжини хвилі. Відповідно на борту ЛА має бути встановлене обладнання прийому сигналів наземних станцій MOSAIC та обладнання вимірювання зсуву фази між сигналами різних антен наземної станції. За відомої геометрії розташування передавальних антен, різниця фаз дозволяє оцінити різниці відстаней між двома антенами-передавачами. Кожна відома різниця відстаней є певною лінією положення у просторі, що має вигляд гіперболи з фіксованими фокусами. Для оцінювання місцеположення MOSAIC система використовує одночасне вимірювання чотирьох різниць фаз та одне вимірювання дальності за радіомаяком DME. Таким чином система навігаційних рівнянь складається з п'яти рівнянь, що дозволяє визначити координати місцеположення ЛА як у горизонтальній площині так і у вертикальній.

Систем MOSAIC використовує множинний доступ з кодовим розділенням каналів (Code Division Multiple Access – CDMA), відповідно до якого кожний з псевдосупутників використовує одну частоту, проте з різним псевдовипадковим кодом (Pseudo Random Number – PRN).

Слід зауважити, що антена DME розташовується на відстані кількох метрів від антенної системи псевдосупутників MOSAIC для зменшення прямого впливу інтерференції. П'яти-антенна система може забезпечити позиціонування ЛА у тривимірному просторі. Проте, погана геометрія розташування, мізерна відстань між антенатами псевдосупутників, у порівнянні з значною відстанню до ЛА, призводять до значних значень коефіцієнта погіршення точності DOP, що знижує точність позиціонування. У загальному випадку, MOSAIC створює конусоподібну зону невизначеності у просторі. Саме тому поєднання точної дальності DME та гіперболічного принципу позиціонування за MOSAIC дозволяє мінімізувати похибки вимірювання, оскільки похибки DME дозволяють зменшити зону невизначеності до сегменту конуса. Крім того, для

підвищення точності, наземна антенна система MOSAIC може доповнюватися будь-якою кількістю антен – передавачів.

1.3.7 Позичування, засноване на зворотних відстанях

Концепція, заснована на зворотних відстанях (Diverse Ranging – DivR) розглядається у якості альтернативного методу позиціонування у межах концепція APNT, що задовольняє вимогам PBN. Система складається з мережі наземних станцій, що взаємодіє з бортовим обладнанням ЛА та забезпечує позиціонування у двох режимах – прямої відповіді (Direct Reply – DR) та без запитовому режимі (Non-Reply – NR) [248]. У якості наземної інфраструктури DivR використовує мережу наземних радіомаяків та наземні станції-передачі повідомлень FIS-B, TIS-B у концепції ADS-B. Принцип позиціонування за концепцією DivR наведено на рис. 1.15.

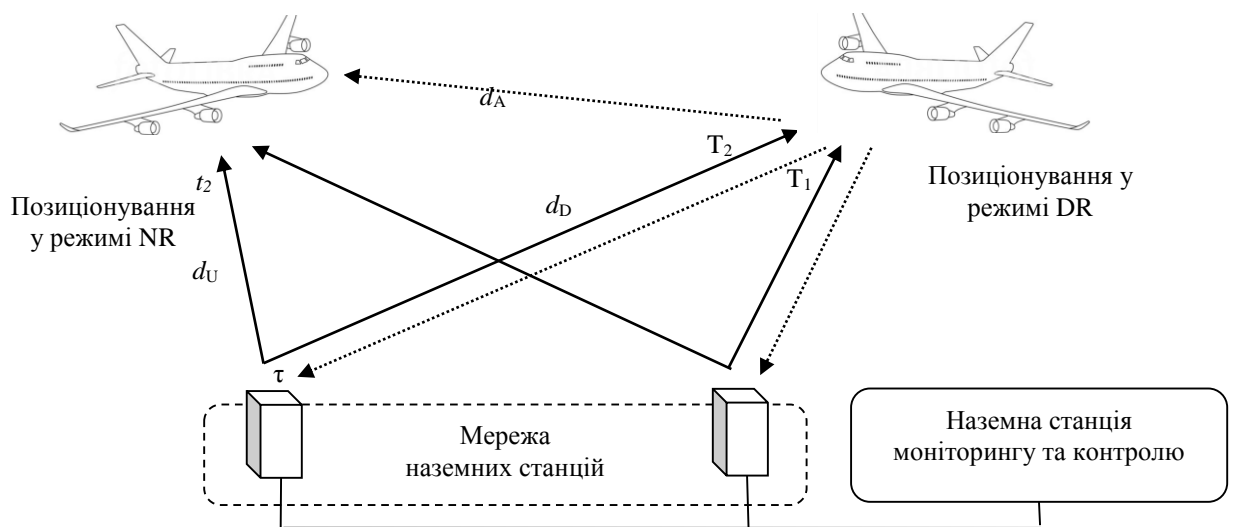


Рис. 1.15. Позичування за концепцією DivR

У режимі DR, бортове обладнання ЛА вимірює відстань до наземної станції за допомогою фіксації часу випромінювання навігаційного сигналу від ЛА і фіксації часу повернення сигналу відповіді на ЛА від наземної частини обладнання. Для визначення висоти польоту ЛА, застосовується барометрична залежність з відповідними корекціями для стану повітряного простору. Горизонтальна відстань між ЛА та наземною станцією визначається з

урахуванням показів барометричного висотоміра. Координати місцеположення ЛА розраховуються за навігаційним рівнянням, що використовує відомі координати місцеположення наземних станцій та відстані до них. Щонайменше дві відстані є необхідними для визначення координат ЛА. Оцінені координати за концепцією ADS-B, поширюються для інших користувачів повітряного простору.

У режимі NR, ЛА вимірює псевдовідстані за рахунок фіксації часу прийому сигналу від літака, що працює у режимі DR та фіксації часу приходу сигналу від наземної станції. Відстань від наземної станції:

$$c(t_2 - \tau) = d_D + d_U + b,$$

де b – відстань, пов'язана з невідомим часом передачі повідомлення.

Відстань від ЛА у режимі DR:

$$ct_1 = d_A + b.$$

Різниця відстаней:

$$c(t_2 - \tau - t_1) - d_D = d_U - d_A.$$

Навігаційна задача вирішується у горизонтальній площині, тому для перетворення похилих відстаней у геометричні аналогічно використовується барометрична залежність з актуальними корекціями. Різниця відстаней утворює гіперболічну лінію положення, у фокусах якої знаходяться наземна станція та літак, що працює у режимі DR. Для визначення координат місцеположення використовуються сигнали від різних наземних станцій чи від різних ЛА у режимі DR.

Основною проблемою концепції DivR є необхідність точної синхронізації по часу наземного та повітряного сегментів. Відповідно до цього, концепція DivR може бути застосована виключно у майбутніх навігаційних мережах.

1.3.8. Порівняльний аналіз альтернативних методів позиціонування

Порівняльна характеристика кожного з розглянутих методів наведена у табл. 1.8. Недоліки притаманні GNSS вимагають пошуку альтернативних засобів

позиціонування та їх впровадження у глобальному масштабі для забезпечення безпеки авіації. У якості альтернативних систем позиціонування на борту ЛА застосовуються методи позиціонування за сигналами систем зональної навігації у FMS. На сьогоднішній день методи позиціонування за парами РНЗ є широко розповсюдженими, проте, їх точність обмежена геометрією взаємного місцерозташування. Відповідно до виконаного аналізу, найбільш перспективними засобами альтернативного позиціонування є застосування мультилатераційних та псевдосупутникових систем. У той час як пасивне використання DME, MOSAIC чи DivR потребують значних затрат на розбудову наземної мережі та зміну бортового обладнання ЛА. Вагомим є застосування цифрових мереж передачі даних, що підтримують функцію позиціонування за наземними станціями.

Таблиця 1.8

Порівняльна характеристика альтернативних методів позиціонування

Назва	Необхідність у зміні обладнання		Використовуваний принцип	Метод визначення координат	Можливість визначення висоти	Застосовується сьогодні
	бортового	наземного				
DME/DME	Ні	Ні	Активний	Далекомірний	Ні	Так
DME/DMEs	Так	Ні	Активний	Далекомірний	Так	Ні
WAM	Так	Так	Пасивний	Гіперболічний	Ні	Так
DMPR	Так	Так	Пасивний	Далекомірний	Так	Ні
PL	Так	Так	Пасивний	Далекомірний	Так	Ні
MOSAIC/DME	Так	Так	Активний	Гіперболічний	Так	Ні
DivR	Так	Так	Пасивний	Гіперболічний	Ні	Ні

1.4 Визначення мети та задач дослідження

Транспортна система у межах системного аналізу може розглядатися як сукупність підсистем, основними з яких є транспортні засоби, інфраструктура, персонал та управління. Належне функціонування транспортної системи має відповідати критеріям ефективності та безпеки здійснюваних операцій. Особливо актуальними питання безпеки є при організації авіатранспортної системи [193]. Авіатранспортна система може розглядатися у вигляді відкритої

системи з дією певного ряду внутрішніх та зовнішніх факторів, що негативно впливають на безпеку та ефективність польотів ЛА, при цьому дія кожного з факторів оцінюється за ймовірнісним підходом та класифікується з точки зору прийняттого рівня ризику. Постійне зростання попиту на авіаперевезення створюють динамічне навантаження на транспортну систему, що відображається на поступовому зростанні ризиків небажаних ситуацій під час здійснення операцій транспортування.

Результати аналізу методів та систем позиціонування авіаційного транспорту показали, що основною системою для визначення координат місцеположення ЛА є GNSS. Це зумовлено найвищими показниками точності, доступності та неперервності навігаційних даних у порівнянні з іншими методами позиціонування доступними у повітряному просторі. Проте, дія інтерференції радіохвиль у просторі з неправильно функціонуючим обладнанням спотворюють навігаційні сигнали GNSS знижуючи робочі характеристики, а стрімкий ріст використання персональних засобів постановки завад на робочих частотах GNSS призводять до зниження точності чи повної неможливості використання GNSS для визначення координат місцеположення, що негативно впливає на безпеку авіаперевезень. Результати досліджень вказують на потенційні загрози від інтерференції та цілеспрямованого глушіння сигналів GNSS, що матимуть місце у майбутньому оскільки дієвого засобу захисту неіснує. Аналіз принципів побудови інерціальних навігаційних систем вказує на обмеженість доступності їх використання у часі, відповідно до постійно зростаючої адитивної похибки вимірювань. Результати аналізу методів зональної навігації за наземними радіонавігаційними засобами DME та VOR, що використовуються у алгоритмах FMS у якості резервних методів позиціонування, вказують на значну залежність похибок позиціонування від геометрії взаємного місцеположення, кількісного складу наземної мережі РНЗ, та ґрунтуються на використанні лише однієї пари РНЗ, від вибору якої залежать характеристики позиціонування. Використання лише однієї пари РНЗ у алгоритмах позиціонування призводить до значних

розмірів зон невизначеності місцеположення ЛА, у межах певної довірчої ймовірності, що не дозволяє отримати високих показників точності без модернізації існуючої наземної мережі РНЗ.

Постійне зростання попиту на повітряні авіап перевезення, призводять до підвищення кількості авіап перевезень, проте технічні можливості аеропортів та пропускна здатність повітряного простору цілком залежать від схем руху ЛА норм ешелонування, що у свою чергу ґрунтуються на нормах навігації заснованої на характеристиках викладених у вигляді специфікаційних вимог зональної навігації. Відповідно задоволення потреб авіації у майбутньому можливе лише з введенням в дію нових схем руху ЛА заснованих на більш точних навігаційних характеристиках, що потребує якісного підвищення точності та доступності існуючих методів позиціонування ЛА. Результати дослідження існуючих методів позиціонування за парами РНЗ вказують на неможливість їх використання для забезпечення вимог майбутніх навігаційних специфікацій.

Крім того, результати аналізу перспективних методів та систем позиціонування, що можуть бути застосовані у цивільній авіації для підвищення точності визначення координат вказують на необхідність модифікації чи розгортання принципово нової мережі наземних РНЗ та здебільшого потребують зміни бортового обладнання ЛА, що робить процес їх глобального впровадження довгим у часі та економічно затратним.

Отже, тенденції розвитку авіаційного транспорту вимагають поступового підвищення характеристик точності та доступності альтернативних до GNSS засобів позиціонування, задля впровадження нових більш ефективних схем руху ЛА з одночасним дотриманням необхідного рівня безпеки авіап перевезень, що можливо забезпечити з впровадженням систем заснованих на нових методах визначення місцеположення ЛА у просторі.

Метою дослідження даної роботи, в якій *об'єктом дослідження* є процес визначення координат місцеположення центра мас літального апарату, а *предметом дослідження* є методи визначення координат місцеположення

центра мас літального апарату за сукупністю інформації від існуючих радіонавігаційних засобів. Для досягнення поставленої мети необхідно виконати наступне:

1. Провести аналіз наукових досліджень та особливостей позиціонування літального апарату для цілей навігації в умовах новітніх авіаційних концепцій та стратегії розвитку аеронавігаційної галузі.

2. Провести дослідження та оптимізація математичних моделей позиціонування літального апарату за бінарними співвідношеннями у аеронавігаційній системі задля підвищення характеристик навігаційних даних.

Підвищення точності навігаційних визначень, може бути досягнуто шляхом оптимізації задачі вибору РНЗ за критерієм максимальної точності позиціонування, чи мінімального значення середньоквадратичного відхилення похибки позиціонування:

$$\begin{aligned} NAV &:= \{nav/A(wp)\}, \\ NAV^2 &= \{<i,j> \mid i,j \in NAV\}, \\ x_{opt} \in NAV^2: f(x_{opt}) &= \min_{x \in NAV^2} f(x), \end{aligned}$$

де NAV – множина унікальних ідентифікаторів доступних до використання у певній точці простору радіонавігаційних засобів, що задається елементами wp_i множини ідентифікаторів РНЗ WP ($NAV \subset WP$), для яких булева функція доступності A повертає дійсні значення; NAV^2 – підмножина бінарного відношення у множині NAV , що складається з впорядкованих пар ідентифікаторів доступних РНЗ; $f(x)$ – функція точності позиціонування; x_{opt} – кортеж оптимальних ідентифікаторів РНЗ.

3. Розробити нові методи позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів з використанням прогнозованих даних, інформації пасивного спостереження та системи попередження зіткнень літаків у повітрі.

Технічні та економічні вимоги до складу навігаційного обладнання ЛА сьогодні не дозволяють розширювати інформаційну здатність системи за

рахунок збільшення кількості застосовуваних сенсорів для якісного підвищення точності навігаційних розрахунків. Підвищення навігаційних характеристик можливо досягти шляхом розширення вектору інформаційних параметрів прогнозованими даними та інформаційними сигналами доступними у точці місцеположення ЛА:

$$X = F(D_m, D_p, Y_m, Y_p), \quad (1.5)$$

де X – координати місцеположення ЛА у декартовій системі; F – функція системи навігаційних рівнянь; D_m, D_p – координати місцеположення навігаційних точок для вимірних та прогнозованих параметрів відповідно; Y_m, Y_p – вектори вимірних та прогнозованих параметрів.

Прогнозована інформація Y_p отримується за результатами попередніх спостережень параметрів РНЗ, що є відсутніми на час вимірювання з активним контролем похибок прогнозування.

Введення прогнозованої інформації у навігаційне рівняння (1.5) вимагає розроблення нових моделей оцінювання характеристик навігаційних визначень з урахуванням довірчих інтервалів на прогнозовані дані, що матимуть різний характер в залежності від прогнозованого параметру.

4. Дослідити та удосконалити метод оцінювання доступності радіонавігаційних засобів у визначеному повітряному просторі і розробка моделей оцінювання точності за сукупністю радіонавігаційних засобів.

За ітеративними підходом з розбиттям простору на множину елементарних частин, у межах яких доступність вважається сталою, множина кортежів координат, у яких послуги РНЗ є доступними можна представити наступним чином:

$$\begin{aligned} M_{nav} &= \{ \langle x, y, z \rangle \mid x \in X_s, y \in Y_s, z \in Z_s \} = \\ &= A(X_s \times Y_s \times Z_s, T_{nav}, DEM, D(T_{nav}), N(T_{nav})), \\ M_{nav} &\subset X_s \times Y_s \times Z_s, \end{aligned}$$

де X_s, Y_s, Z_s – множини декартових координат досліджуваного простору, A – функція оцінювання доступності РНЗ; T_{nav} – множина технічних характеристик

РНЗ; DEM – множина висот рельєфу місцевості; $D(T_{nav})$ – модель дифракції радіохвиль у просторі; $N(T_{nav})$ – модель затухання радіохвиль у тропосфері.

5. Розробити моделі поєднання координатної інформації літального апарату, класифікації та прийняття рішень щодо відповідності специфікаційним вимогам навігації заснованої на характеристиках.

Імплементація методів позиціонування за сукупністю РНЗ у структуру бортового обчислювального комплексу розширює вектор існуючої координатної інформації. Обробка розширеного вектору координатної інформації в умовах дії випадкових похибок можлива за критерієм максимальної правдоподібності, що забезпечуватиме рішення з мінімальним ризиком:

$$\langle x_o, y_o, z_o \rangle = L(X_t, S_t),$$

де x_o, y_o, z_o – координати місцеположення ЛА; X_t – розширена множина кортежів координатної інформації; S_t – розширений вектор середньоквадратичного відхилення.

6. Дослідити модель оптимізації наземної інфраструктури РНЗ з урахуванням навігаційних характеристик в умовах впровадження нових специфікаційних вимог. Специфіка задачі оптимізації розміщення РНЗ полягає у необхідності одночасного врахування різних специфікаційних вимог щодо характеристик навігації у різних частинах тривимірного простору, беручи до уваги тип РНЗ. Оптимізуючий функціонал у термінах цілочисленого лінійного програмування можна задати через функцію об'єма простору відповідності вимогам зональної навігації:

$$M_{РНЗ} \subset X_{РНЗ} \times Y_{РНЗ}: f(x_{opt}) = \max_{x \in X_{РНЗ} \times Y_{РНЗ}} V(x, M_{nav}),$$

де $X_{РНЗ}$, $Y_{РНЗ}$ – декартові множини місцеположення РНЗ; $M_{РНЗ}$ – множина кортежів координат, що відповідає оптимальному місцерозташуванню РНЗ.

7. Дослідити регіональні особливості мережі наземних РНЗ України з метою розробки дво- та тривимірних моделей відповідності характеристик вимогам зональної навігації.

У порівнянні з оцінюванням зони забезпеченості певних специфікаційних вимог зональної навігації на певному висотному рівні, оцінювання у тривимірному просторі за тернарними співвідношеннями між множинами, що визначають досліджуваний простір, дозволяють оцінити об'єми відповідності навігаційним специфікаціям та дослідити їх характеристики:

$$RNAV_i = \{ \langle x, y, z \rangle / f(x) \leq \sigma_{RNAV} \},$$

$$RNAV_i \subseteq X \times Y \times Z = \{ \langle x, y, z \rangle / x \in X, y \in Y, z \in Z \},$$

де $RNAV_i$ – множина кортежів координат відповідності вимогам зональної навігації; $f(x)$ – функція точності позиціонування; σ_{RNAV} – специфікаційні вимоги до точності позиціонування у просторі.

8. Перевірити та довести працездатність нових методів позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів шляхом комп'ютерного моделювання з використанням польотної інформації.

1.5 Висновки за першим розділом

1. Проведено аналіз методів та сучасних бортових систем навігації та визначення координат місцеположення ЛА у просторі. В результаті аналізу виділено наступні обмеження, можливі недоліки, а також потенційні можливості сучасних систем позиціонування цивільного ЛА:

- Числені переваги GNSS, зокрема найвищі показники точності та доступності у глобальному використанні у порівнянні з іншими наявними системами сприяли до використання її у якості основного джерела інформації, щодо місцеположення ЛА у просторі, проте дія таких факторів як інтерференція радіохвиль та навмисне глушіння навігаційних сигналів можуть значно знижувати точність позиціонування та навіть призводити до повної неможливості визначення координат ЛА.

- Результати аналізу інцидентів за даними системи електронної звітності з авіаційної безпеки що мали місце у період 2005-2017 показали, що у 221 випадках спостерігалися відмови у функціонуванні GNSS, причому результати розслідувань показали, що у 40 з них основними факторами несправності були інтерференція чи навмисне глушіння навігаційних сигналів GNSS. Крім того, зібрана статистика показує на швидко зростаючу кількість інцидентів пов'язану з дією інтерференції та глушіння радіохвиль на функціонування GNSS, зокрема тільки за 2014-2017 рр мали місце 24 інциденти. Швидкі темпи зростання інцидентів пов'язаних з використанням GNSS підтверджують актуальність наукового дослідження на спонукають до розробки нових альтернативних засобів позиціонування.
- Сучасні альтернативні методи позиціонування ЛА за сигналами наземних радіомаяків DME та VOR ґрунтуються на одночасному використанні лише однієї пари наземних радіонавігаційних засобів, що неможе гарантувати високих показників точності позиціонування у зв'язку з значною площею зони невизначенності місцеположення ЛА.
- Можливості наземної мережі радіонавігаційних засобів є обмеженими у підвищенні точності та доступності альтернативних методів позиціонування, що є необхідною вимогою для впровадження новітніх концепцій повітряного руху заснованих на більш жорстких вимогах до характеристик засобів зональної навігації.
- Результати аналізу переваг та недоліків перспективних методів та систем позиціонування, альтернативних до GNSS, вказують на значні складнощі з впровадженням нових систем на міждержавному рівні, оскільки здебільшого це потребує модифікації наземної мережі РНЗ з одночасним впровадженням нового бортового обладнання, що вимагає додаткових досліджень з подальшими економічними та часовими затратами на їх впровадження, у той час як підвищення ефективності існуючих систем у

поєднанні з новітніми концепціями дозволяють забезпечити значне підвищення точності та доступності навігаційних визначень.

2. Розроблено загальну класифікацію методів та систем визначення координат місцеположення ЛА у просторі, що розглядає резервні системи у якості альтернативних до основних навігаційних системи і включає перспективні підходи, сумісні з новітніми концепціями розвитку повітряного транспорту.

3. Проаналізовано основні вимоги до засобів зональної навігації, що висувуються до повітряного простору та навігаційного обладнання користувачів відповідно до концепції навігації заснованої на характеристиках. Обґрунтовано необхідність підвищення точності специфікаційних вимог зональної навігації для задоволення постійно зростаючих потреб цивільної авіації..

4. Результати аналізу методів позиціонування та навігації цивільної авіації вказують на постійно зростаючу кількість інцидентів, що мали місце під час експлуатації GNSS у поєднанні з значною обмеженістю існуючих методів альтернативного позиціонування вказують на існування проблеми, що виникає з протиріччя між можливостями сучасних бортових систем визначення координат місцеположення ЛА та зростаючими потребами цивільної авіації, яка полягає у підвищенні точності визначення координат місцеположення ЛА в умовах незапланованої відмови основної системи позиціонування з метою забезпечення виконання сучасних вимог навігації заснованої на характеристиках. Для вирішення поставленої проблеми актуальним є розроблення нових методів визначення координат місцеположення ЛА за сукупністю дальномірних та кутомірних радіомаяків, пасивного використання сигналів у системі вимірювання дальності, сигналів бортової системи попередження зіткнень літаків в умовах дії новітніх концепцій зв'язку та спостереження для підвищення точності та доступності аеронавігаційної інформації в умовах впровадження перспективних концепцій аеронавігації.

Список публікацій здобувача за матеріалами першого розділу

1. Остроумов І. В. Застосування методів позиціонування у мережі мобільного зв'язку для навігації рухомих об'єктів. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті: Матеріали Міжнародної науково-практичної конференції. Херсон: Видавництво Херсонського державного морського інституту, 2010. Т. 2. С. 57–59.

2. Остроумов І. В. Інтеграція координатної інформації у обчислювальній системі літаководіння. Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем: тези науково-практичного семінару (Житомир, 17 – 23 червня 2013). Житомир, 2013. С. 19.

3. Лопатко Т. Б., Остроумов І. В. Аналіз методів позиціонування обчислювальної системи літаководіння. Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики: II Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів (Київ, 23 – 24 жовтня 2013). Київ, 2013. С. 7.

4. Ostroumov I. V. Features of position detection by distance measurement equipment. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: III National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 23 – 24 October 2014). Kyiv, 2014. P. 15.

5. Кузьменко Н. С., Остроумов І. В. Основні тенденції розвитку безпілотних авіаційних систем. Авіа-2015 : міжнародна науково-технічна конференція (Київ, 28 – 29 квітня 2015). К., 2015. С. 8.35–8.38.

6. Ostroumov I. V. Reducing of GPS positioning error by real time ionosphere activity monitoring. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: IV National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 28 – 29 October 2015). Kyiv, 2015. P. 4.

7. Ostroumov I. V. Timing problem of multi DME/DME approach. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Seventh World Congress. Kyiv: NAU, 2016. Vol. 2. P. 3.6.5–3.6.7.

8. Ostroumov I. V. Analysis of DME/DME positioning facility for Ukrainian airspace. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Seventh World Congress*. Kyiv: NAU, 2016. Vol. 2. P. 3.6.1–3.6.4.

9. Остроумов І. В. Оцінювання точності вимірювань дальномірного обладнання. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2018. №2(146). С. 71–75. DOI: 10.32620/aktt.2018.2.10.

10. Ostroumov I. V., Mironyuk O. O., Nychak M. V. Local magnetic field data processing. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2015. Vol. 62. № 1. P. 23–28. DOI: 10.18372/2306-1472.62.7761

11. Остроумов І.В. Аналіз перспективних систем зональної навігації. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2018. № 52(6). С. 14-19 DOI: 10.26906/SUNZ.2018.6.014.

12. Ostroumov I.V., Protsenko E., Rudenko M. Application of pocket device sensors for moving object positioning in air space. *Proceedings of the National Aviation University*. 2019. № 79(2). P. 12-18 DOI: 10.18372/2306-1472.79.13826.

13. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Applications of Artificial Intelligence in Flight Management Systems. In T. Shmelova, Y. Sikirda, & A. Sterenharz (Eds.), *Handbook of Research on Artificial Intelligence Applications in the Aviation and Aerospace Industries*, Hershey, PA: IGI Global. doi:10.4018/978-1-7998-1415-3.ch007, 2019. P.180-192. ISBN: 978-179-981-415-3.

РОЗДІЛ 2 МЕТОДИ ТА МОДЕЛІ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ЗА БІНАРНИМИ СПІВВІДНОШЕННЯМИ У АЕРОНАВІГАЦІЙНІЙ СИСТЕМІ

2.1 Особливості імплементації методу позиціонування за далекомірною інформацією

Визначення координат ЛА за інформацією від DME є одним найрозповсюджених підходів до оцінки місцеположення за умови відсутності інформації від GNSS. Позиціонування за сигналами DME повністю відповідає концепції PBN і розглядаються як альтернативний.

Під час функціонування, FMS взаємодіє з двома наявними на борту ЛА системами DME (відповідно до вимог мінімального складу обладнання літака цивільної авіації). Як результат, FMS отримує відстані від двох DME кожний період вимірювання. Для типового DME період вимірювання інформації складає 1с. Двох відстаней достатньо для визначення місцеположенні ЛА у горизонтальній площині. Попередньо FMS оцінює оптимальну пару DME з наявних пар у прогнозованому місцеположенні ЛА.

Визначення координат місцеположення ґрунтується на розв'язку навігаційного рівняння у горизонтальній площині. Для цього вхідні дані переводяться з глобальної системи координат (наприклад ECEF чи LLA в залежності від налаштування аеронавігаційних баз даних FMS) до однієї з локальних прямокутних системи координат. У якості локальних систем можуть використовуватися NED, NEU чи інша прямокутна система координат.

Декартова система координат ECEF визначається через координати x_{ECEF} , y_{ECEF} , z_{ECEF} . Початок системи координат розміщується в центрі мас Землі. Вісь z_{ECEF} — збігається з віссю обертання Землі та спрямована на Північний полюс. x_{ECEF} — вісь, що виходить з центра мас Землі та проходить крізь точку перетину

екватора та нульового меридіана. Вісь y_{ECEF} доповнює ортогональну систему координат (рис. 2.1).

Початок локальної декартової системи координат NED (North-East-Down) розміщується на поверхні еліпсоїда (причому зазвичай використовується еліпсоїд WGS 84 [21, стор. 63]). Вісь x_{NED} – спрямована на Північ (геодезична північ) по дотичній до еліпсоїда; вісь y_{NED} – спрямована на Схід (геодезичний схід); вісь z_{NED} – вниз перпендикулярно до поверхні еліпсоїда. Локальна NED система координат відіграє важливу роль у контролі за польотом та навігацією ЛА (рис. 2.1).

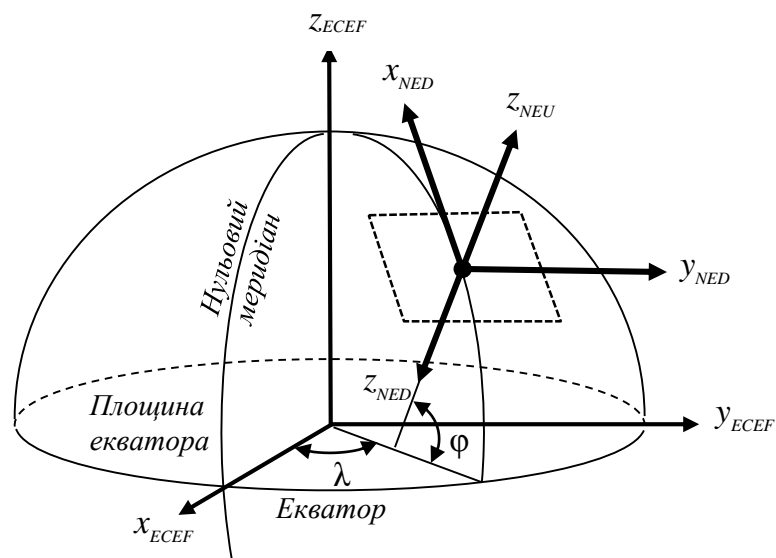


Рис. 2.1. Декартові системи координат ECEF та NED

Перетворення координат з геодезичної системи координат LLA в ECEF виконується за наступною формулою [27]:

$$P_{ECEF} = \begin{pmatrix} x_{ECEF} \\ y_{ECEF} \\ z_{ECEF} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N_E + h) \cos \varphi \cos \lambda \\ (N_E + h) \cos \varphi \sin \lambda \\ [N_E (1 + e^2) + h] \sin \varphi \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

Перетворення координат з ECEF в локальну NED систему координат здійснюється таким чином:

$$P_{NED} = R_{NED/ECEF} (P_{ECEF} - P_{ECEF,ref}), \quad (2.2)$$

де $P_{ECEF,ref}$ – координати місцеположення NED системи координат в координатній системі ECEF; $R_{NED/ECEF}$ – перехідна матриця з ECEF системи координат в NED, вигляду [27]:

$$R_{NED/ECEF} = \begin{bmatrix} -\sin \varphi_{ref} \cos \lambda_{ref} & -\sin \varphi_{ref} \sin \lambda_{ref} & \cos \varphi_{ref} \\ -\sin \lambda_{ref} & \cos \lambda_{ref} & 0 \\ -\cos \varphi_{ref} \cos \lambda_{ref} & -\cos \varphi_{ref} \sin \lambda_{ref} & \sin \varphi_{ref} \end{bmatrix},$$

де λ_{ref} та φ_{ref} – геодезична довгота та широта місцеположення NED системи координат в координатній системі ECEF.

У нашому випадку розглянемо вхідні дані у форматі ECEF, а у якості локальної системи використаємо систему NED. Центр локальної системи розмістимо у точці положення одного з РНЗ. Нехай маємо пару РНЗ, що складається з DME A та DME B з координатами (x_A, y_A) та (x_B, y_B) відповідно. Пов'язані з РНЗ відстані – d_A та d_B отримуються від відповідного обладнання. Похилі відстані від DME використовуються для розрахунку горизонтальних відстаней у площині NED системи (рис. 2.2).

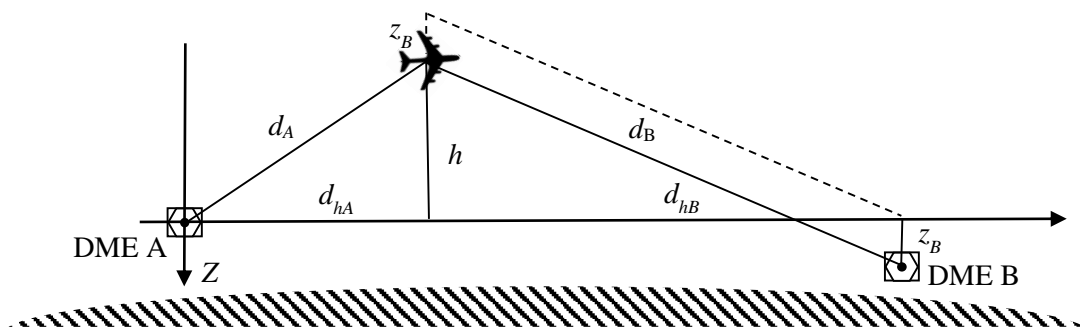


Рис. 2.2. Розрахунок горизонтальних відстаней

З трикутників на рис. 2.2 можна записати:

$$\begin{aligned}d_{hA}^2 &= d_A^2 - h^2 \\d_{hB}^2 &= d_B^2 - (h - z_B)^2.\end{aligned}\tag{2.3}$$

Математична модель визначення місцеположення ЛА (x, y) у випадку використання двох відстаней до ДМЕ ґрунтується на рівняннях відстаней між точками у горизонтальній площині виду [68]:

$$\begin{cases}d_{hA}^2 = (x_{DMEA} - x)^2 + (y_{DMEA} - y)^2 \\d_{hB}^2 = (x_{DMEB} - x)^2 + (y_{DMEB} - y)^2.\end{cases}\tag{2.4}$$

Найбільш розповсюдженим методом вирішення цієї системи нелінійних рівнянь є ітеративний метод з лінеаризацією системи рівнянь за допомогою розкладу у ряд Тейлора за першими похідними [226, 288]. Тоді, рівняння з системи рівнянь (2.4) можна представити наступним чином:

$$d(x', y') \approx d(x, y) + \frac{\partial d}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial d}{\partial y} \Delta y,$$

де x' та y' – координати початкової точки пошуку місцеположення; $d(x', y')$ – відстань між РНЗ та початковою точкою пошуку місцеположення; $d(x, y)$ – відстань між ЛА та РНЗ; Δx , Δy – різниця між координатами місцеположення ЛА та початковою точкою пошуку місцеположення.

Обчисливши часткові похідні за змінними матимемо:

$$d(x', y') \approx d_A(x, y) + \frac{x' - x_A}{d'} \Delta x + \frac{y' - y_A}{d'} \Delta y.\tag{2.5}$$

За прикладом рівняння (2.5) запишемо систему рівнянь (2.4) у матричному вигляді для i -ї ітерації:

$$\begin{bmatrix}d_{DMEAi} - d_{DMEA} \\d_{DMEBi} - d_{DMEB}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\frac{x_i - x_{DMEA}}{d_{DMEAi}} & \frac{y_i - y_{DMEA}}{d_{DMEAi}} \\ \frac{x_i - x_{DMEB}}{d_{DMEBi}} & \frac{y_i - y_{DMEB}}{d_{DMEBi}}\end{bmatrix} \begin{bmatrix}\Delta x_i \\ \Delta y_i\end{bmatrix}.$$

Тоді, з лінійного рівняння можемо знайти різницю між початковою точкою та місцеположенням ЛА:

$$\begin{bmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x_i - x_{DMEA}}{d_{DMEAi}} & \frac{y_i - y_{DMEA}}{d_{DMEAi}} \\ \frac{x_i - x_{DMEB}}{d_{DMEBi}} & \frac{y_i - y_{DMEB}}{d_{DMEBi}} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} d_{DMEAi} - d_{DMEA} \\ d_{DMEBi} - d_{DMEB} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Оскільки розклад у ряд Тейлора виконувався лише за першими похідними, тоді отримані різниці не є точними, а містять певну похибку. Циклічно повторюючи обчислення, використовуючи при цьому отримані координати місцеположення ЛА у якості початкової точки, розв'язок навігаційного рівняння поступово наближається до істинного значення:

$$x_i = x_{i-1} + \Delta x_{i-1},$$

$$y_i = y_{i-1} + \Delta y_{i-1},$$

$$\Delta x_{i-1}^2 + \Delta y_{i-1}^2 \leq \xi_{max}^2,$$

Слід також зауважити, що система рівнянь може мати два розв'язки. У цьому випадку використовується те значення, що є ближчим до попереднього вимірювання.

2.2 Точність позиціонування за далекомірною інформацією

Визначення місцеположення ЛА за інформацією від далекомірного обладнання DME ґрунтується на одночасному використанні двох комплектів обладнання, що одночасно визначають відстань до двох різних радіонавігаційних точок (РНТ). У загальному випадку вважається, що результати вимірювань отримуються одночасно, а часом запізнення інформації від більш віддаленої РНТ з пари, можна знехтувати. У цьому випадку, місцеположення ЛА знаходиться у точці перетину ліній положення ЛА відносно РНТ (рис. 2.3). Дія похибок визначення відстаней Δ за DME призводить до того що, отримане місцеположення ЛА буде відрізнятись від істинного.

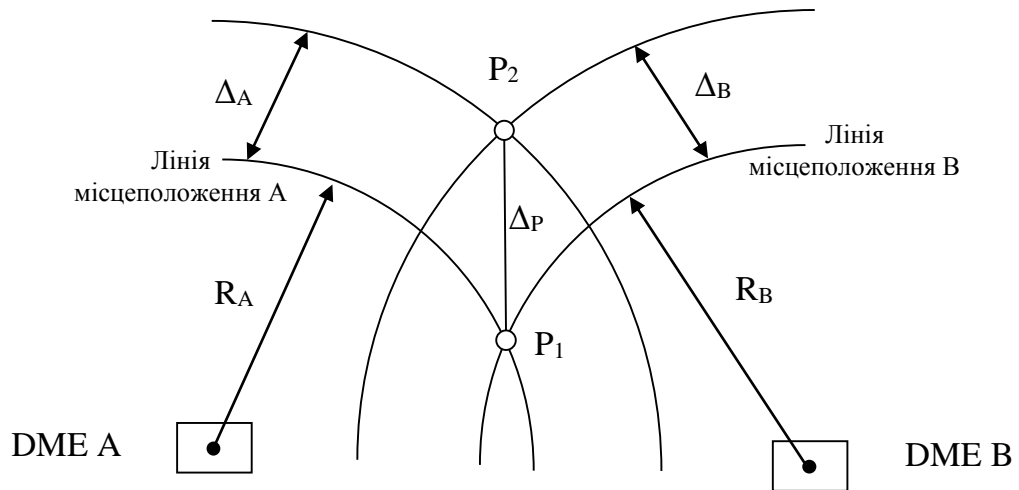


Рис. 2.3. Похибка визначення місцеположення

Так на рис. 2.3 показано, що результати вимірювань відстаней R_A та R_B за DME від наземних РНТ А та В місять похибки Δ_A та Δ_B відповідно. Точка перетину ліній положення А та В дає місцеположення ЛА P_1 , що відрізняється від істинного місцеположення P_2 на величину похибки Δ_P . Для навігаційних систем важливим є розрахунок похибок визначення місцеположення. Виконаємо оцінювання похибки позиціонування Δ_P за відомими похибками систем DME. На великих відстанях кривизною ліній положення можна знехтувати і вважати їх прямими лініями (рис. 2.4). На рис. 2.4 наведено випадок визначення координат місцеположення ЛА за перетином двох ліній місцеположення, утворених за результатами вимірювань відстаней (R_A та R_B) до РНТ А та В. Точка P_1 відповідає визначеному місцеположенню ЛА. Наявність похибок (Δ_A та Δ_B) у результатах вимірювань відстаней дозволяє провести лінії істинного місцеположення, на перетині яких знаходиться точка істинного місцеположення ЛА – P_2 . Відстань між точками місцеположення P_1 і P_2 є радіальною похибкою Δ_P , що визначає точність визначення координат ЛА. Для оцінювання величини похибки Δ_P використаємо кут між напрямками на РНТ А та В α_{AB} , що зазвичай визначається за базисом пари РНТ:

$$\alpha_{AB} = \arccos\left(\frac{D_{AB}^2 - R_A^2 - R_B^2}{2R_A R_B}\right).$$

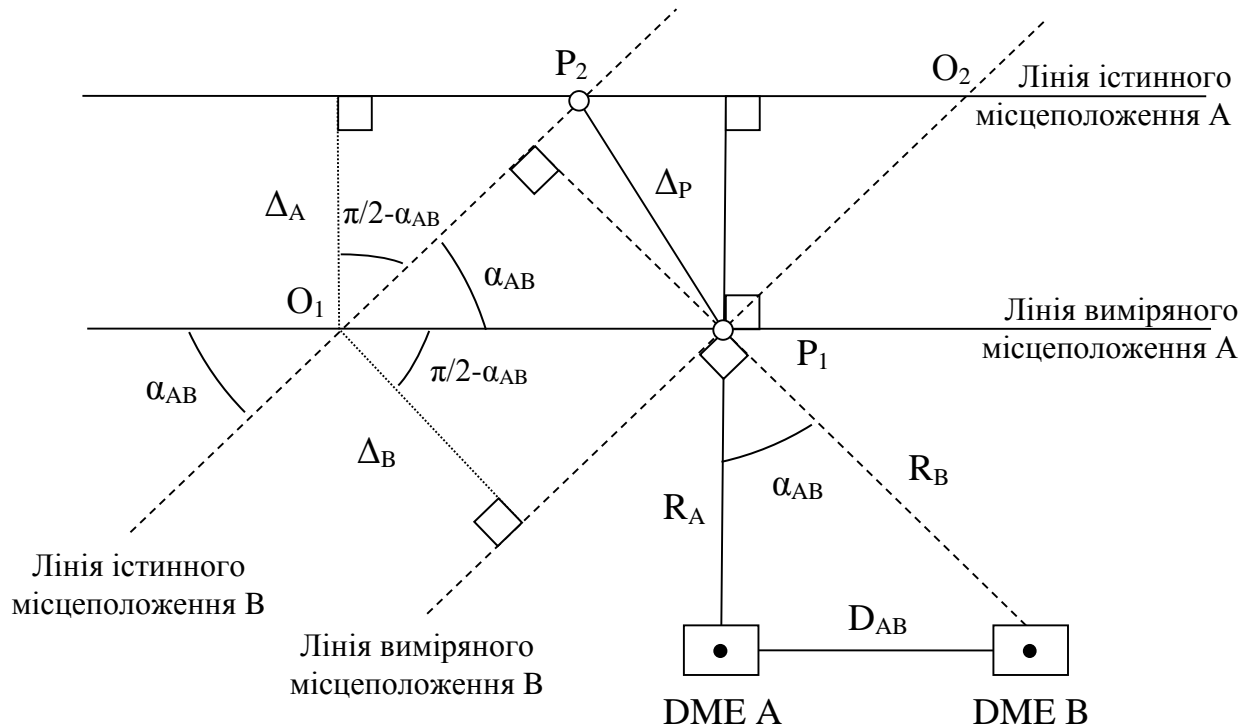


Рис. 2.4. Розрахунок похибки визначення місцеположення

Оскільки лінії місцеположення перпендикулярні до радіальних відстаней R_A та R_B , а кути утворені двома перпендикулярними кутами є однаковими, то кут перетину ліній положення буде рівним куту утвореним напрямками на РНТ α_{AB} . Похибка Δ_P визначається за теоремою косинусів з трикутника $O_1P_1P_2$:

$$\Delta_P = \sqrt{O_1P_1^2 + O_1P_2^2 - 2O_1P_1 O_1P_2 \cos(\alpha_{AB})},$$

$$\text{де } O_1P_1 = \frac{\Delta_B}{\cos(\frac{\pi}{2} - \alpha_{AB})} = \frac{\Delta_B}{\sin(\alpha_{AB})}, \quad O_1P_2 = \frac{\Delta_A}{\cos(\frac{\pi}{2} - \alpha_{AB})} = \frac{\Delta_A}{\sin(\alpha_{AB})}.$$

Тоді,

$$\Delta_P = \sqrt{\left(\frac{\Delta_B}{\sin(\alpha_{AB})}\right)^2 + \left(\frac{\Delta_A}{\sin(\alpha_{AB})}\right)^2 - 2\frac{\Delta_B}{\sin(\alpha_{AB})}\frac{\Delta_A}{\sin(\alpha_{AB})}\cos(\alpha_{AB})},$$

$$\Delta_P = \sqrt{\frac{\Delta_B^2 + \Delta_A^2 - 2\Delta_A\Delta_B\cos(\alpha_{AB})}{\sin(\alpha_{AB})^2}}. \quad (2.7)$$

Оскільки похибки Δ_A та Δ_B є випадковими величинами, то і радіальна похибка Δ_P буде мати випадковий характер. Тоді,

$$\sigma_P^2 = \frac{\sigma_B^2 + \sigma_A^2 - 2\rho\sigma_A\sigma_B \cos(\alpha_{AB})}{\sin(\alpha_{AB})^2},$$

де ρ – коефіцієнт взаємної кореляції похибок вимірювання ліній місцеположення.

Оскільки інформація стосовно R_A та R_B отримується від різних РНТ, матимемо незалежні похибки вимірювання ліній місцеположення, можна припустити, що $\rho=0$, тоді точність позиціонування за далекомірним обладнанням матиме вигляд [160]:

$$\sigma_{DME/DME}^2 = (\sigma_{DMEA}^2 + \sigma_{DMEB}^2) \sin^2 \alpha_{AB}. \quad (2.8)$$

Відповідно до (2.8), середньоквадратична похибка визначення місцеположення ЛА залежить від середньоквадратичних похибок вимірювання ліній положення та кута між напрямками на РНТ.

Враховуючи (1.1) та приймаючи похибки фіксації та затримки навігаційного сигналу у наземній частині обладнання однаковими у (1.2) вираз (2.8) можна представити у наступному вигляді:

$$\sigma_{DME/DME}^2 = (2\sigma_\phi^2 + 2\sigma_\tau^2 + \sigma_{DMEA_n}^2 + \sigma_{DMEB_n}^2 + \sigma_{DMEA_\theta}^2 + \sigma_{DMEB_\theta}^2) \sin^2 \alpha_{AB}. \quad (2.9)$$

Максимальна точність місцеположення буде спостерігатись при перетині ліній положення перпендикулярно одна до одної. Графічно певному сталому значенню кута α_{AB} відповідає лінія кола, хордою якого є базисна відстань між РНТ – D_{AB} . РНТ знаходяться на коловій лінії у точках перетину хорди. Лінії будуть симетричними по обидві сторони хорди. На рис. 2.5 зображено лінії сталих кутів лише над лінією хорди.

Радіус кола:

$$R = \frac{d}{2 \sin\left(\frac{\alpha_{AB}}{2}\right)}.$$

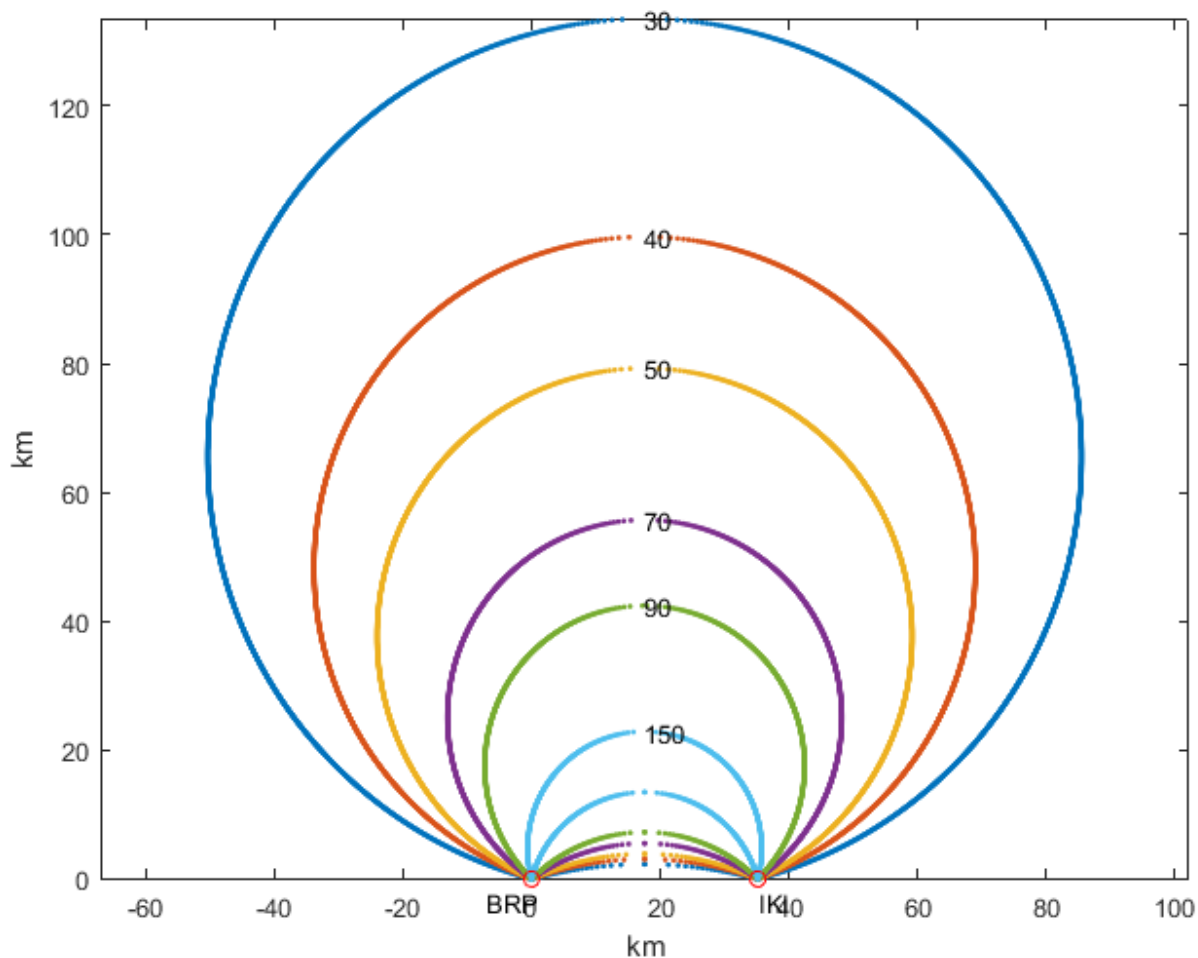


Рис. 2.5. Лінії сталих кутів між напрямки на DME “BRP” та “IKI”.

Координати центра кола у звязаній системі координат, центр якої розміщується у DME А, а вісь Х напрямлена у напрямку DME В, можна обчислити за наступними співвідношеннями:

$$x_c = \frac{d}{2}, y_c = \frac{d}{2} \operatorname{ctg}(\alpha_{AB}).$$

Оскільки знаменником у (2.8) є величина зі сталими коловими лініями, а дія похибок у чисельнику не є вагомою, то результуючі лінії однакових похибок визначення місцеположення також матимуть вигляд кіл (рис. 2.6). Відповідно до (2.8), максимальна точність позиціонування буде мати місце при $\sin(\alpha_{AB})=1$, тобто при $\alpha_{AB}=90^\circ$. Для цього кола відстань D_{AB} між РНТ буде діаметром, а центр кола знаходитиметься у $x_c=d/2, y_c=0$.

Для побудови зони дії методу позиціонування зазвичай обмежуються рівнем погіршення точності позиціонування у два рази:

$$\sigma_P = \frac{\sqrt{\sigma_B^2 + \sigma_A^2}}{\sin(\alpha_{AB})}; 2\sqrt{\sigma_B^2 + \sigma_A^2} = \frac{\sqrt{\sigma_B^2 + \sigma_A^2}}{\sin(\alpha_{AB})}; \sin(\alpha_{AB}) = \frac{1}{2}.$$

Відповідно до цього, подвійному погіршенню точності відповідатиме зона, обмежена лініями сталих кутів 30° та 150° (рис. 2.7).

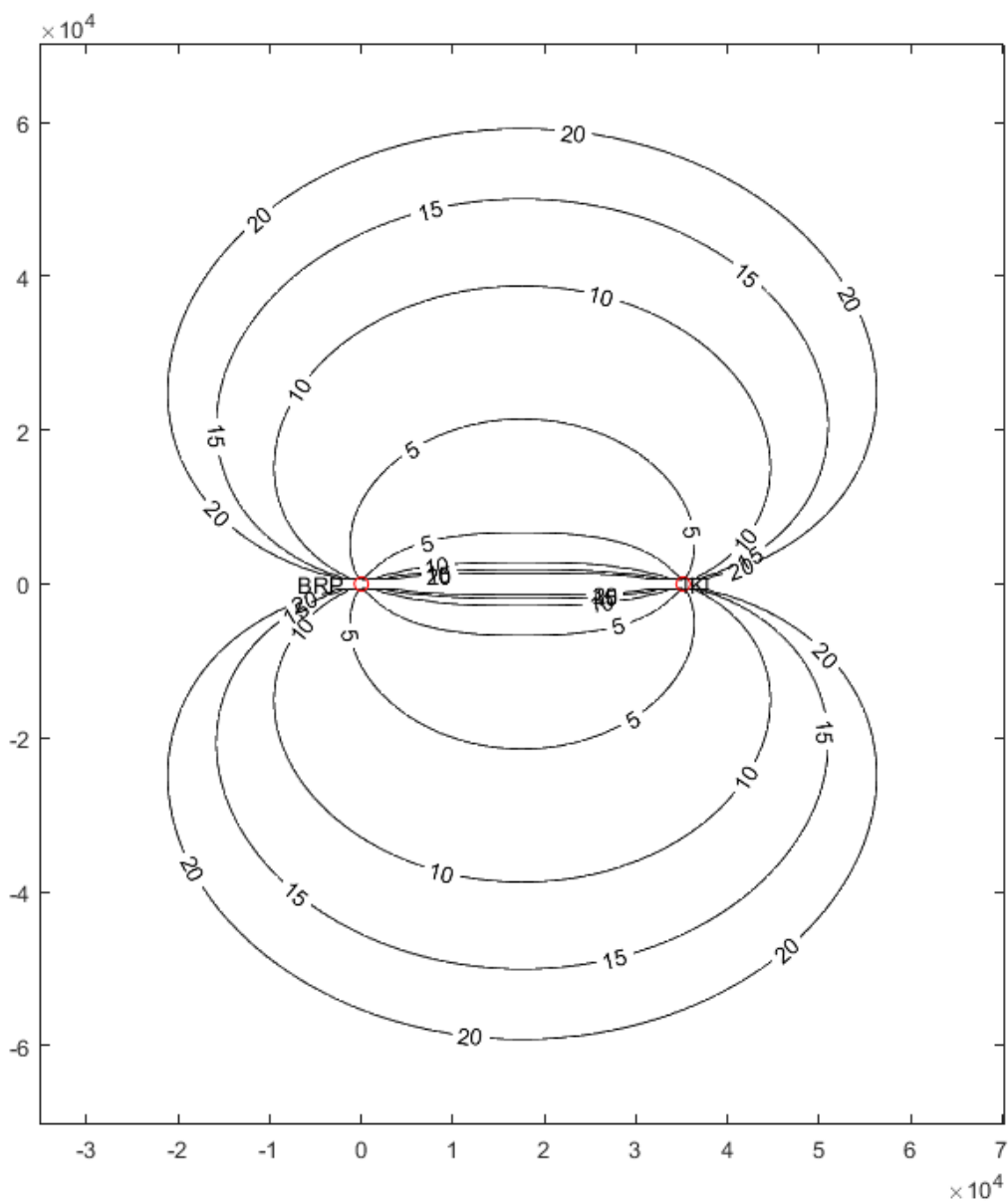


Рис. 2.6. Похибка місцеположення для пари DME “BRP” та “IKI”

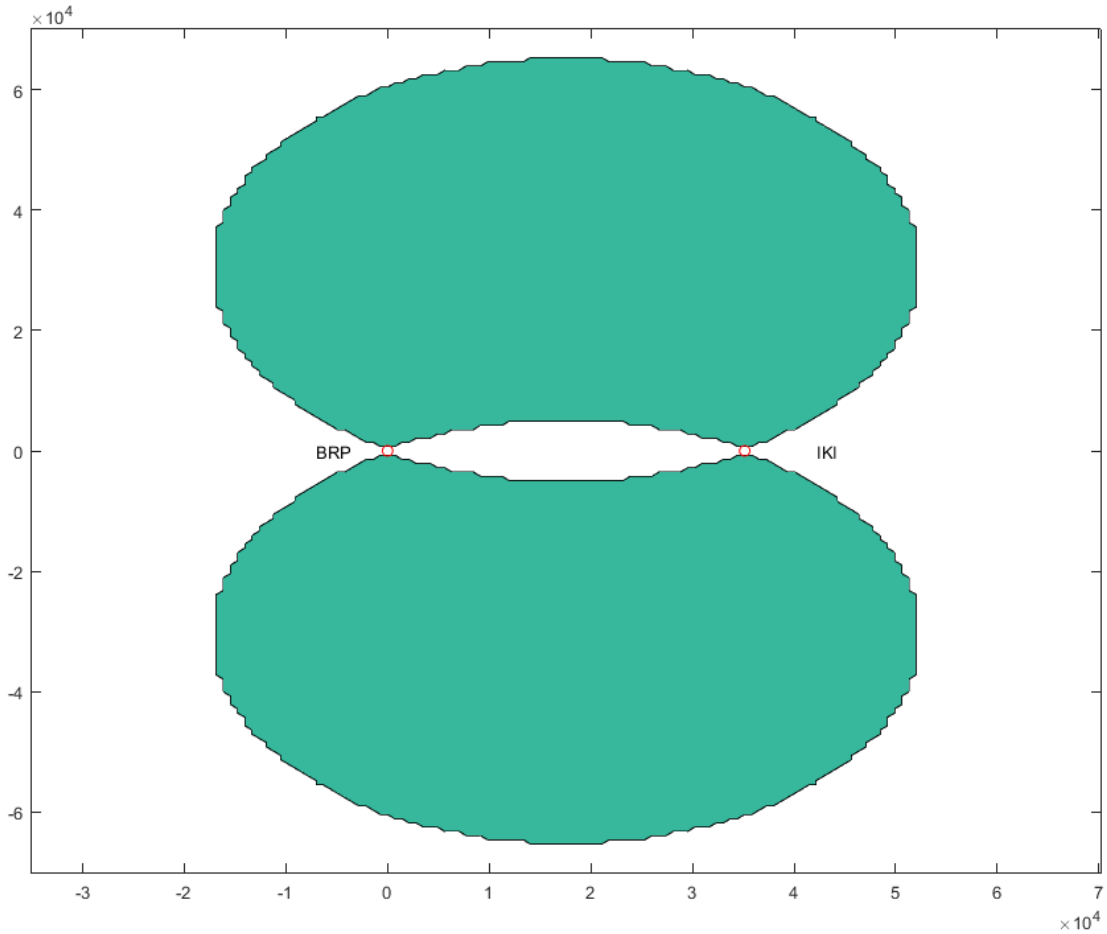


Рис. 2.7. Зона подвійного погіршення точності для пари ДМЕ “BRP” та “IKI”

За умови припущення що випадкові похибки вимірювань визначаються нормальним законом розподілу, то утворенні зони невизначеності матимуть еліпсоподібну форму, що визначається напіввісями a , b та кутом нахилу у просторі [278]:

$$a = \frac{\sigma_B k}{\sin(\alpha_B)}; \quad b = \frac{\sigma_A k}{\cos(\alpha_{AB} - \alpha_B)}.$$

Крім того, для оцінювання впливу взаємного розташування РНТ може застосовуватись підхід, що оцінює площу паралелограма, утвореного лініями істинного та виміряного положення (рис. 2.4):

$$S = \sigma_A \sigma_B \sin(\alpha_B).$$

2.3 Особливості імплементації методу позиціонування за кутовою інформацією

Кутомірний метод позиціонування застосовується у випадку недоступності далекомірного чи кутомірно-далекомірного методів до використання, оскільки має найвищі значення похибок у порівнянні зі згаданими. Окрім того, кутомірному методу властиві такі геометрії взаємного розташування, за яких визначення місцеположення ЛА неможливе. У якості кутомірних систем, FMS використовує кутову інформацію від бортового обладнання VOR чи ADF, в залежності від доступності даних РНЗ та геометрії їх взаємного розташування. У переважній більшості, точність визначення кутових координат VOR незначно більша від ADF. Тому, це зумовлює більшу популярність VOR/VOR навігації у порівнянні з ADF/ADF. У загальному випадку, похибки кутомірного обладнання є занадто високими для їх використання у алгоритмах позиціонування. Типовий склад обладнання гарантує точність визначення кутової інформації у межах $\pm 1^\circ$. Проте, значний вплив на точність позиціонування складає перевідбивання електромагнітних хвиль від висотних штучних споруд [56], зокрема значну небезпеку представляють вітрові електростанції [35]. Це відображається на точності визначення координат і, у більшості випадків, кутомірний метод не забезпечує всіх вимог концепції PBN.

Розглянемо кутомірний принцип позиціонування за двома відомими кутами QDR (Magnetic bearing from a station) від бортового приймача VOR [153]. Для випадку ADF, алгоритм пошуку місцеположення є однаковий за виключенням того, що у якості вхідних даних використовуються два кути-напрямки RB (Radio Bearing) на NDB. Інформація, щодо координат місцеположення РНЗ, вважається точно відомою.

Розглянемо випадок місцерозташування ЛА між двома РНЗ, як показано на рис. 2.8, для визначення координат ЛА у точці В за двома азимутами від РНЗ А та С.

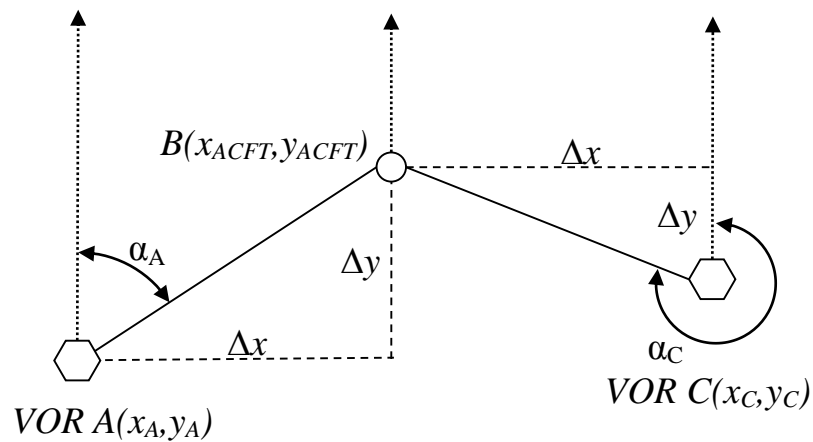


Рис. 2.8. Кутомірний метод навігаційних визначень

Розв'язок цієї задачі зазвичай виконується у локальній прямокутній системі координат з центром, що співпадає з місцероташуванням одного з РНЗ.

Аналогічно до [95] координати ЛА, у загальному випадку, для n кількості азимутів можуть бути знайдені шляхом розв'язку системи рівнянь:

$$\begin{cases} \operatorname{tg}(\alpha_A) = \frac{\Delta y_A}{\Delta x_A} = \frac{y_B - y_A}{x_B - x_A}, \\ \operatorname{tg}(\alpha_C) = \frac{\Delta y_C}{\Delta x_C} = \frac{y_B - y_C}{x_B - x_C}, \end{cases} \quad (2.10)$$

чи

$$\begin{cases} x_B \operatorname{tg}(\alpha_A) - x_A \operatorname{tg}(\alpha_A) = y_B - y_A, \\ x_B \operatorname{tg}(\alpha_C) - x_C \operatorname{tg}(\alpha_C) = y_B - y_C, \end{cases} \quad \begin{cases} x_B \operatorname{tg}(\alpha_A) - y_B = x_A \operatorname{tg}(\alpha_A) - y_A, \\ x_B \operatorname{tg}(\alpha_C) - y_B = x_C \operatorname{tg}(\alpha_C) - y_C. \end{cases}$$

У матричному вигляді систему рівнянь (2.10) можна представити у вигляді:

$$\begin{bmatrix} \operatorname{tg}(\alpha_A) & -1 \\ \operatorname{tg}(\alpha_C) & -1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x_B \\ y_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_A \operatorname{tg}(\alpha_A) - y_A \\ x_C \operatorname{tg}(\alpha_C) - y_C \end{bmatrix},$$

тоді координати місцеположення можна обчислити як:

$$\begin{bmatrix} x_B \\ y_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \operatorname{tg}(\alpha_A) & -1 \\ \operatorname{tg}(\alpha_C) & -1 \end{bmatrix}^{-1} \times \begin{bmatrix} x_A \operatorname{tg}(\alpha_A) - y_A \\ x_C \operatorname{tg}(\alpha_C) - y_C \end{bmatrix}.$$

Крім того, у науковій літературі [61] відома інша форма запису навігаційного рівняння:

$$(x_B - x_A) \sin(\alpha_A) = (y_B - y_A) \cos(\alpha_A)$$

$$(x_B - x_C) \sin(\alpha_C) = (y_B - y_C) \cos(\alpha_C)$$

Розв'язок у матричному вигляді отримується за методом найменших квадратів:

$$X=(H^T H)^{-1} H^T B, \quad (2.11)$$

де

$$H = \begin{bmatrix} -\sin(\alpha_A) & \cos(\alpha_A) \\ -\sin(\alpha_C) & \cos(\alpha_C) \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} y_A \cos(\alpha_A) - x_A \sin(\alpha_A) \\ y_C \cos(\alpha_C) - x_C \sin(\alpha_C) \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} x_B \\ y_B \end{bmatrix}.$$

На останньому етапі виконується переведення координат з локальної до глобальної системи координат.

2.4 Точність позиціонування за кутовою інформацією

Точність позиціонування за парою кутомірного обладнання може бути представлена у вигляді дисперсії похибок у спрощеному вигляді для випадку однакової точності визначення кутової інформації за відстаннями [276, 332, 334]:

$$\sigma_{VOR/VOR}^2 = \sigma_{VOR}^2 (d_{VORA}^2 + d_{VORB}^2) \sin^2(\alpha_{AB}), \quad (2.12)$$

де σ_{VOR} – точність визначення кутової інформації в VOR; α_{AB} – внутрішній кут між напрямками на пару VOR; d_{VORA} , d_{VORB} – горизонтальні відстані до VORA та VOR B відповідно.

Оцінка дисперсії за відповідними кутами VOR [332]:

$$\sigma_{VOR/VOR}^2 = d_{AB}^2 \sigma_{VOR}^2 (\sin^2(\alpha_A) + \sin^2(\alpha_B)) \sin^4(\alpha_A + \alpha_B), \quad (2.13)$$

де d_{AB} – базис пари VOR (відстань між VOR A та VOR B)

З іншої сторони похибка позиціонування за кутомірним методом може бути оцінена шляхом розрахунку функціональної залежності через внутрішні кути пари РНЗ та визначенням дисперсії від неперервної випадкової вилучини розподіленої за певним законом. Для цього розглянемо випадок, коли ЛА знаходиться у точці О, та виконує вимірювання азимутів РНТ α_A та α_B (рис. 2.9).

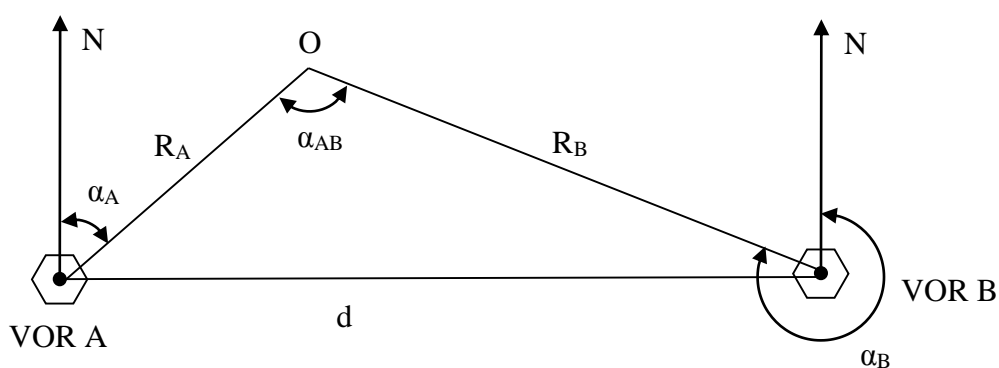


Рис. 2.9. Відстані у кутомірній системі

Аналогічно до п.п. 2.2., виконаємо оцінювання похибки позиціонування Δ_P за відомими похибками систем VOR. При цьому, будемо вважати, що кутомірному обладнанню притамана певна похибка вимірювання $\Delta\alpha$. У порівнянні з далекомірним обладнанням, похибка $\Delta\alpha$ не залежить від відстані до РНТ та складається з двох складових повітряної та наземної.

Визначимо значення Δ_P з трикутника AP_1P_2 (рис. 2.10). За теоремою синусів матимемо:

$$\frac{R_A}{\sin(g_A)} = \frac{\Delta_P}{\sin(\Delta\alpha)},$$

$$\Delta_P = \frac{R_A \sin(\Delta\alpha)}{\sin(g_A)}. \quad (2.14)$$

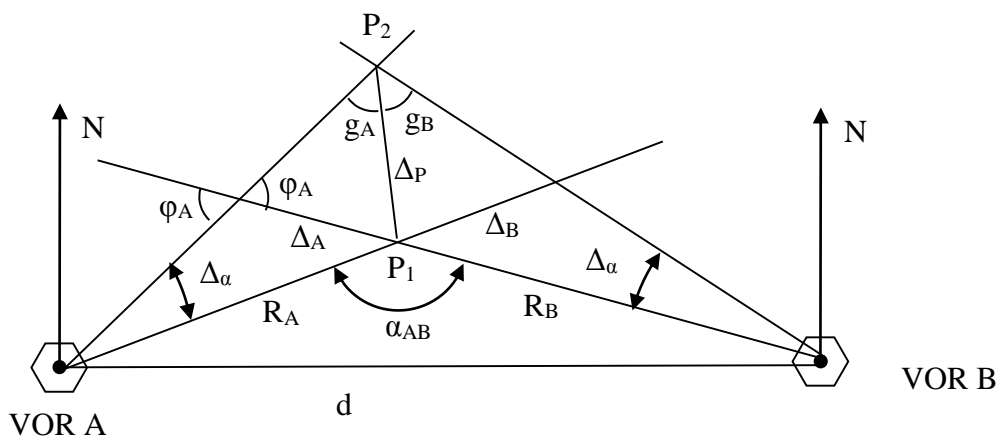


Рис. 2.10. Розрахунок похибки місцеположення

Оскільки

$$g_A + g_B = 2\pi - 2(\Delta\alpha - \alpha_{AB} + \pi) - \alpha_{AB} = \alpha_{AB} - 2\Delta\alpha,$$

то,

$$g_B = \alpha_{AB} - 2\Delta\alpha - g_A.$$

З іншого боку, з трикутників AP_1P_2 та BP_1P_2 за теоремою синусів можна записати:

$$\frac{\Delta_P}{\sin(\Delta\alpha)} = \frac{R_A}{\sin(g_A)} = \frac{R_B}{\sin(g_B)},$$

$$R_A \sin(g_B) = R_B \sin(g_A),$$

$$R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha - g_A) = R_B \sin(g_A),$$

$$R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha) \cos(g_A) - R_A \sin(g_A) \cos(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha) = R_B \sin(g_A),$$

$$R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha) \cos(g_A) = R_B \sin(g_A) + R_A \sin(g_A) \cos(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha),$$

$$R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha) \cos(g_A) = \sin(g_A) (R_B + R_A \cos(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)),$$

$$R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha) = \frac{\sin(g_A)}{\cos(g_A)} (R_B + R_A \cos(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)),$$

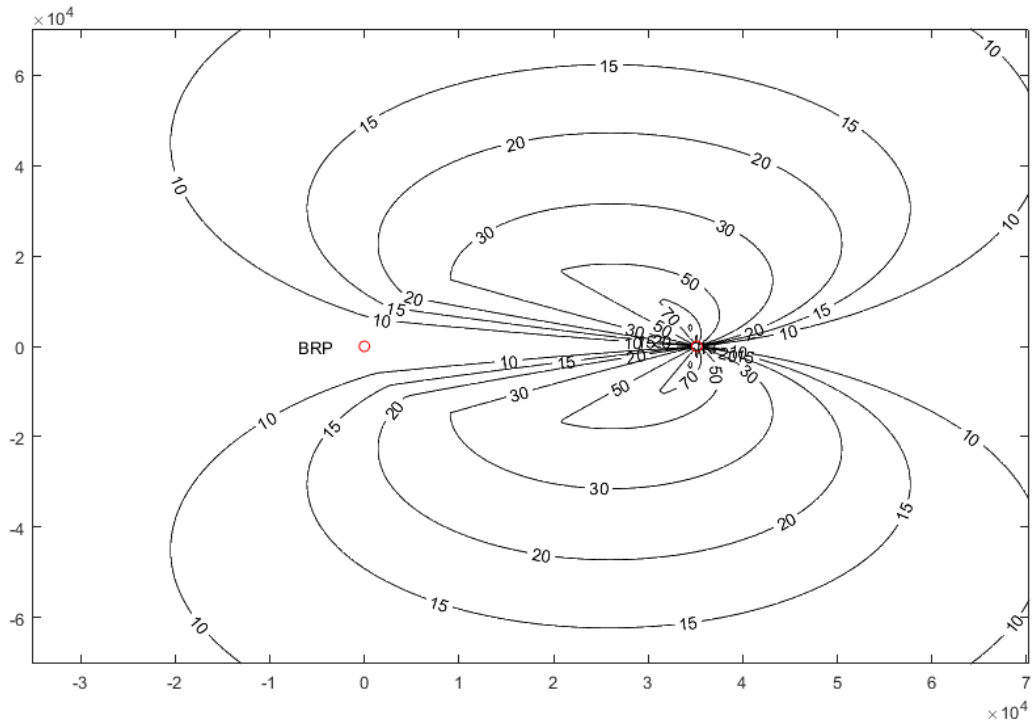
$$\operatorname{tg}(g_A) = \frac{R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)}{R_B + R_A \cos(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)},$$

$$g_A = \operatorname{arctg} \left(\frac{R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)}{R_B + R_A \cos(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)} \right). \quad (2.15)$$

У формулі (2.15) слід враховувати, той факт, що α_{AB} може приймати значення більші за 90° . Відповідно до цього, значення \cos на ділянці від 90° до 180° буде мати від'ємний знак. Для уникнення цього використаємо абсолютне значення:

$$g_A = \operatorname{arctg} \left(\frac{R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)}{R_B + R_A |\cos(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)|} \right). \quad (2.16)$$

Лінії сталих кутів g_A наведено на рис. 2.11. Характер залежності для кутів g_B буде симетричним відносно РНТ В.

Рис. 2.11. Лінії сталих кутів g_A

Підставляючи (2.16) у (2.14) отримується залежність випадкової величини $\Delta\alpha$:

$$\varphi(\Delta\alpha) = \frac{R_A \sin(\Delta\alpha)}{\sin\left(\arctg\left(\frac{R_A \sin(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)}{R_B + R_A |\cos(\alpha_{AB} - 2\Delta\alpha)|}\right)\right)}. \quad (2.17)$$

Тоді, дисперсія неперервної випадкової величини може бути обчислена наступним чином [278]:

$$\sigma_{VOR/VOR}^2 = D[\varphi(\Delta\alpha)] = \int_{-\infty}^{\infty} (\varphi(\Delta\alpha) - E[\varphi(\Delta\alpha)])^2 f(\Delta\alpha) d\Delta\alpha. \quad (2.18)$$

де $f(\Delta\alpha)$ – щільність ймовірності нормального розподілу.

Іншою характеристикою похибки є оцінювання площі чотирикутника невизначеності. Площа оцінюється як половина добутку діагоналей (рис. 2.12) і синуса кута між ними:

$$S = \frac{\Delta_P \Delta_{P2} \sin(\nu)}{2} = \frac{\Delta_P \Delta_{P2} \sin(\pi - g_A - \theta_A)}{2} = \frac{\Delta_P \Delta_{P2} \sin(g_A + \theta_A)}{2}.$$

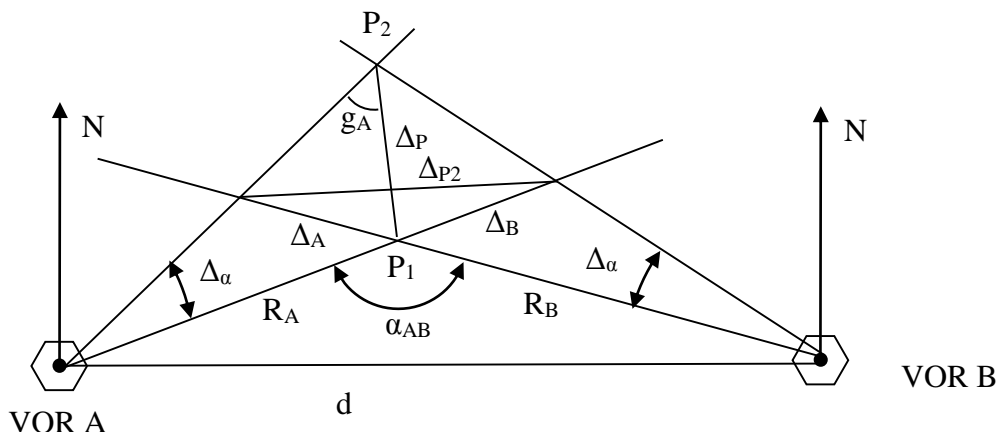


Рис. 2.12. Діагоналі чотирикутника невизначеності

Виконаємо розрахунок Δ_{P2} . Для цього виведемо значення Δ_A та Δ_B через $\Delta\alpha$:

$$\Delta_A = \frac{R_A \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\pi - \alpha_{AB} + \Delta\alpha)} = \frac{R_A \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)}, \text{ аналогічно}$$

$$\Delta_B = \frac{R_B \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)}.$$

Підставляючи отримані результати у (2.7), матимемо:

$$\Delta_{P2}^2 = \left(\frac{R_B \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)} \right)^2 + \left(\frac{R_A \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)} \right)^2 - 2 \frac{R_A \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)} \frac{R_B \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)} \cos(\alpha_{AB}),$$

$$\Delta_{P2}^2 = \frac{(R_B \sin(\Delta\alpha))^2 + (R_A \sin(\Delta\alpha))^2 - 2R_A \sin(\Delta\alpha)R_B \sin(\Delta\alpha)\cos(\alpha_{AB})}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)^2},$$

$$\Delta_{P2}^2 = \frac{\sin(\Delta\alpha)^2 (R_B^2 + R_A^2 - 2R_A R_B \cos(\alpha_{AB}))}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)^2},$$

$$\Delta_{P2} = \frac{\sin(\Delta\alpha) \sqrt{R_B^2 + R_A^2 - 2R_A R_B \cos(\alpha_{AB})}}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)} = \frac{\sin(\Delta\alpha) \sqrt{d^2}}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)},$$

$$\Delta_{P2} = \frac{d \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)}.$$

Можна записати, що

$$\frac{\Delta_{P2}}{\sin(\alpha_{AB})} = \frac{\Delta_B}{\sin(\theta_A)},$$

$$\theta_A = \arcsin \left(\frac{\Delta_B \sin(\alpha_{AB})}{\Delta_{P2}} \right),$$

$$\theta_A = \arcsin \left(\frac{\frac{R_B \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)} \sin(\alpha_{AB})}{\frac{d \sin(\Delta\alpha)}{\sin(\alpha_{AB} - \Delta\alpha)}} \right) = \arcsin \left(\frac{R_B \sin(\alpha_{AB})}{d} \right).$$

$$\theta = (\Delta\alpha - \alpha_{AB} + \pi) - \theta_A$$

Кут, під яким перетинаються діагоналі чотирикутника оцінюється як:

$$\nu = \pi - g_A - \theta = \pi - g_A - (\Delta\alpha - \alpha_{AB} + \pi) + \theta_A = \alpha_{AB} - g_A - \Delta\alpha + \theta_A$$

Кут α_{AB} через відомі кути α_A та α_B визначається наступним чином:

$$\alpha_{AB} = \pi - (\varphi_A + \varphi_B),$$

де

$$\varphi_A = \frac{\pi}{2} - \alpha_A, \quad \varphi_B = \alpha_B + \frac{\pi}{2} \quad \text{для } y_O > 0 \text{ та } x_O > X_B$$

$$\varphi_A = \frac{\pi}{2} - \alpha_A, \quad \varphi_B = \alpha_B - \frac{3\pi}{2} \quad \text{для } y_O > 0 \text{ та } X_A < x_O < X_B$$

$$\varphi_A = \frac{5\pi}{2} - \alpha_A, \quad \varphi_B = \alpha_B - \frac{3\pi}{2} \quad \text{для } y_O > 0 \text{ та } X_A > x_O$$

Оскільки під час використання кутомірного методу на борту ЛА, відстані R_A та R_B є невідомими, то для їх визначення застосовують наступні формули:

$$R_A = d \frac{\sin(\varphi_B)}{\sin(\varphi_A + \varphi_B)}; \quad R_B = d \frac{\sin(\varphi_A)}{\sin(\varphi_A + \varphi_B)}.$$

Відповідно до залежності (2.17), лінії сталих похибок будуть еліпсоподібними.

Визначення лінії з найменшою похибкою виконують шляхом знаходження похідної від (2.12), (2.13) чи (2.18) за α_{AB} та прирівнюванням її значення до 0. Отриману залежність розв'язують одним з методів розв'язку нелінійних рівнянь та оцінюють значення α_{AB} . Отриманому значенню α_{AB} відповідатиме лінія з найменшою похибкою.

2.5 Особливості імплементації методу позиціонування за кутомірно-далекомірною інформацією

Навігаційне рівняння для пошуку координат місцеположення ЛА записується виходячи з відомих координат місцеположення наземної станції VOR/DME, дальності до радіомаяка, отриманої за каналом DME, та кутової інформації VOR. Розв'язок навігаційного рівняння може бути отриманий як у глобальній декартовій системі координат, так і у локальній. Використаємо локальну систему координат NEU, горизонтальна площина якої проходить дотично до еліпсоїду WGS-84, центр співпадає з місцеположенням одного з VOR/DME, вісь x направлена на північ, y – на схід, z перпендикулярно вгору. Застосування локальної декартової системи надасть можливість оцінити похибки позиціонування у горизонтальній та у вертикальній площині відносно горизонту. Координати місцеположення ЛА у локальній декартовій системі координат знаходяться з співвідношень у прямокутному трикутнику (рис. 2.13).

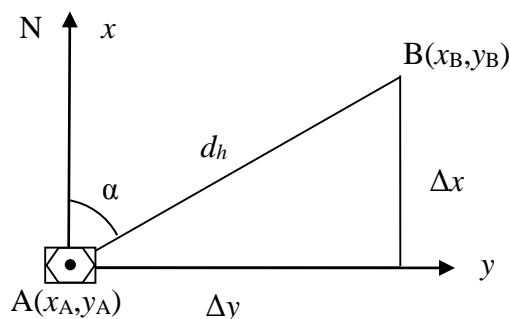


Рис. 2.13. Кутомірно-далекомірний принцип визначення координат

Пошук місцеположення виконується також у локальній системі координат з центром у точці місцероташування РНЗ. За відомою похилою відстанню від DME знаходиться її горизонтальна компонента:

$$d_h = \sqrt{H^2 - d^2} .$$

Координати ЛА за парою VOR/DME можуть бути отримані з співвідношень у прямокутному трикутнику [94, 222]:

$$\begin{cases} x_B = d_h \cos(\alpha) \\ y_B = d_h \sin(\alpha) \end{cases} \quad (2.19)$$

2.6 Точність позиціонування за кутомірно-далекомірною інформацією

У загальному випадку математична модель похибки позиціонування за парою VOR/DME можна представити у вигляді дисперсії, що можна оцінити за спрощеною формулою [276, 332, 334]:

$$\sigma_{VOR/DME}^2 = \sigma_{DME}^2 + d^2 \sigma_{VOR}^2, \quad (2.20)$$

де σ_{VOR} – точність визначення кутової інформації у VOR у радіанах; σ_{VOR} – точність вимірювання відстані у DME; d – горизонтальна відстань до VOR/DME.

Крім того, дисперсію випадкової величини можна оцінити виходячи з геометричних співвідношень як показано на рис. 2.14.

Тоді,

$$\Delta_p^2 = \varphi(\Delta_d, \Delta_\alpha) = \Delta_d^2 + \left(2d \sin\left(\frac{\Delta_\alpha}{2}\right) \right)^2 = \Delta_d^2 + \frac{4d^2(1 - \cos(\Delta_\alpha))}{2} = \Delta_d^2 + 2d^2(1 - \cos(\Delta_\alpha)). \quad (2.21)$$

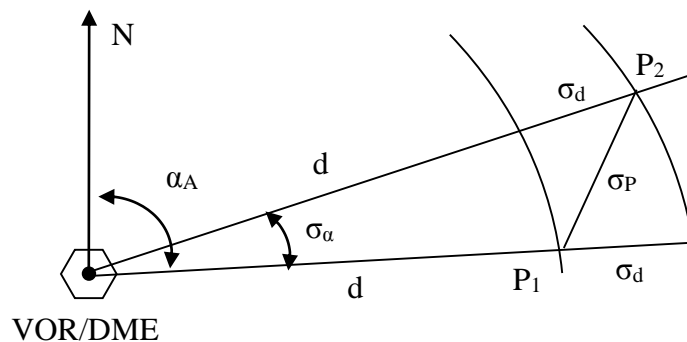


Рис. 2.14. Похибка місцеположення за кутомірно – далекомірним методом

Дисперсія випадкової неперервної величини може бути оцінена аналогічно до (2.18) наступним чином [278]:

$$\sigma_{VOR/DME}^2 = D[\varphi(\Delta_d, \Delta_\alpha)] = \iint (\varphi(\Delta_d, \Delta_\alpha) - E[\varphi(\Delta_d, \Delta_\alpha)])^2 f(\Delta_d, \Delta_\alpha) d\Delta_d d\Delta_\alpha. \quad (2.22)$$

де $f(\Delta_d, \Delta_\alpha)$ – двопараметрична щільність ймовірності нормального розподілу.

Оскільки похибки визначення азимуту, у загальному випадку, не залежать від напрямку, лінії однакових похибок будуть колами з радіусами, в залежності до значення $\sigma_{VOR/DME}^2$ з (2.20) маємо:

$$R = \frac{1}{\sigma_{VOR/DME}} \sqrt{\sigma_{VOR/DME}^2 - \sigma_{DME}^2}.$$

Результати оцінювання точності позиціонування наведено на рис. 2.15.

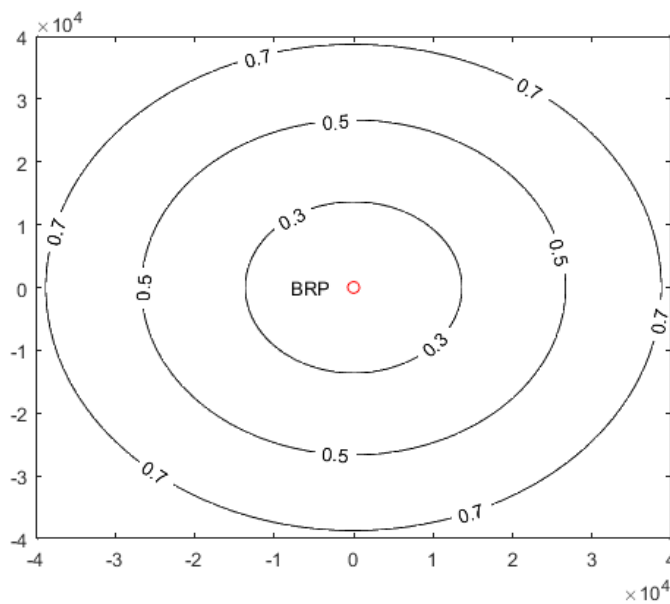


Рис. 2.15. Точність позиціонування за кутомірно-далекомірним методом для VOR/DME “BRP”

2.7 Задача вибору оптимального набору навігаційних засобів

Під час виконання польоту, необхідною складовою для позиціонування є вибір оптимального набору навігаційного обладнання для найбільш точного дотримання певної лінії місцеположення чи визначення координат місцеположення ЛА. У якості критерію оптимальності, використовують TSE чи величину середньоквадратичного відхилення похибки.

У загальному випадку, виконується вибір пари РНТ, розміщених таким чином, що забезпечують найменше значення параметра середньоквадратичного

відхилення похибки. Таке оцінювання виконується окремо по кожному з доступних методів позиціонування. На основі мінімальної похибки виконується вибір методу позиціонування.

2.7.1 Формулювання задачі вибору оптимального набору навігаційних засобів під час виконання польоту

У загальному випадку, задача вибору оптимального набору РНЗ для позиціонування є типовою оптимізаційною задачею, що розв'язується одним з методів цілочисленого лінійного програмування. Нехай, у певний часовий відлік, маємо матрицю GS , що містить індекси парних РНЗ, що можуть бути використані для позиціонування. Введемо вектор $X=[x_1, x_2, x_3, \dots, x_n]$, що відповідатиме індексам пар, елементи якого визначаються у бінарній системі числення: $x_i=1$ – відповідає оптимальному набору РНЗ; $x_i=0$ – неоптимальному. Кількість елементів $n=AA_N$ визначається за (3.16).

Оскільки, точність позиціонування характеризується певним значенням σ_p , то цільова функція має містити матрицю вагових коефіцієнтів кожної пари РНЗ W :

$$WX^T \Rightarrow \min, \quad (2.23)$$

де, $W=[\sigma_{p1}, \sigma_{p2}, \sigma_{p3}, \dots, n]$.

В залежності від методу позиціонування, W буде приймати різні значення:

– для далекомірного методу

$$W= W_{DME/DME} = [\sigma_{DME/DME 1}, \sigma_{DME/DME 2}, \sigma_{DME/DME 3}, \dots, \sigma_{DME/DME n}];$$

– для кутомірного методу

$$W= W_{VOR/VOR} = [\sigma_{VOR/VOR 1}, \sigma_{VOR/VOR 2}, \sigma_{VOR/VOR 3}, \dots, \sigma_{VOR/VOR n}];$$

– для кутомірно-далекомірного методу

$$W= W_{VOR/DME} = [\sigma_{VOR/DME 1}, \sigma_{VOR/DME 2}, \sigma_{VOR/DME 3}, \dots, \sigma_{VOR/DME n}];$$

– для випадку поєднання методів

$$W= [W_{DME/DME}, W_{VOR/VOR}, W_{VOR/DME}].$$

Відповідно до (2.23), задача оптимізації зводиться до пошуку мінімального значення цільової функції, що мінімізує значення σ_p . На оптимізаційний функціонал накладаються обмеження доступності РНЗ. Матриця доступності A визначає простір допустимих наборів РНЗ для позиціонування:

$$A=[a_1, a_2, a_3, \dots, a_n],$$

де $a_i=1$, сигнали набору i доступні для позиціонування;

$a_i=0$, сигнали набору i не доступні з даного місцеположення ЛА.

Прийняття рішення, щодо доступності приймається за методом, наведеним у п.п. 4.1.4 (стор. 223). Оптимальну пару навігаційних засобів визначають два РНЗ, тому обмеження щодо необхідної кількості доступних наборів РНЗ для $N_{max}=1$ можна представити у наступному вигляді:

$$AX^T \geq N_{max}. \quad (2.24)$$

Відповідно до [192], обмеження до набору висуваються стосовно внутрішнього кута g_i між напрямками на РНЗ у межах певної пари:

$$\begin{aligned} GX^T &\geq 30^\circ \\ GX^T &\leq 150^\circ, \end{aligned} \quad (2.25)$$

де $G=[g_1, g_2, g_3, \dots, g_n]$ – матриця внутрішніх кутів.

Обмеження (2.25) має сенс для далекомірного DME/DME чи кутомірного VOR/VOR методів позиціонування. У випадку кутомірно-далекомірного обладнання VOR/DME, найвищі характеристики точності та доступності досягаються при використанні РНЗ одного місцеположення, тоді матриця G може заповнюватись одним з значень, що задовільняє умові (2.25).

Обмеження на кількість рішень можна записати у вигляді добутку з одиничним вектором I :

$$IX^T=1, \quad (2.26)$$

Обмеження (2.26) встановлює, що тільки одна відповідь може бути отримана.

У загальному випадку, задача оптимізації, сформульована в термінах цілочисленого лінійного програмування, може бути представлена поєднуючи

цільову функцію (2.23) з обмеженнями (2.24), (2.25), (2.26) та записана наступним чином:

$$\begin{aligned}
 WX^T &\Rightarrow \min, \\
 AX^T &\geq Nmax \\
 GX^T &\geq 30^\circ \\
 -GX^T &\geq -150^\circ \\
 IX^T &= 1 \\
 X &\geq 0 \\
 X &\in \{0, 1\}
 \end{aligned} \tag{2.27}$$

Оптимізаційна задача у вигляді (2.27) вирішується одним з методів теорії лінійного програмування, у випадку якщо подібне рішення існує для даного набору РНЗ. Зокрема, для її розв'язку можуть застосовуватись симплекс метод, метод еліпсоїдов (Хачіяна), чи перебору.

Цікавим є дослідження точності позиціонування для певного обмеженого повітряного простору, наприклад зони КПР. Для цього, задають певну висоту перерізу повітряного простору, що розповсюджується паралельно еліпсоїду на висоті спостереження. Потім будується сітка вузлових точок місцеположення, у кожній з яких виконується оцінювання доступних РНТ та загальної точності позиціонування.

2.7.2 Алгоритм вибору оптимальної пари

У загальному випадку, алгоритм вибору оптимальної пари РНЗ для позиціонування наведено на рис. 2.16. Алгоритм забезпечує пошук оптимальної пари РНЗ для позиціонування за критерієм максимальної точності. Вхідними даними 1 у алгоритмі є місцеположення ЛА у попередній часовий відлік, матриця швидкостей та база даних РНЗ. У блоці 2 отримується часовий відлік від початку польоту від системи точного часу. У блоці 3 знаходиться проміжок часу між отриманим часовим відліком та відліком останнього вимірювання координат місцеположення ЛА. У випадку, якщо різниця часу менша за допустиме значення

у блоці 5, у якості грубих координат використовуються координати минулого місцеположення. Використання грубих координат, у якості неточного місцеположення ЛА, виправдано лише для коротких проміжків часу, проте, дозволяє зекономити обчислювальні ресурси обладнання. В іншому випадку, у блоці 4 задіюється метод числення шляху для приблизного оцінювання координат ЛА.

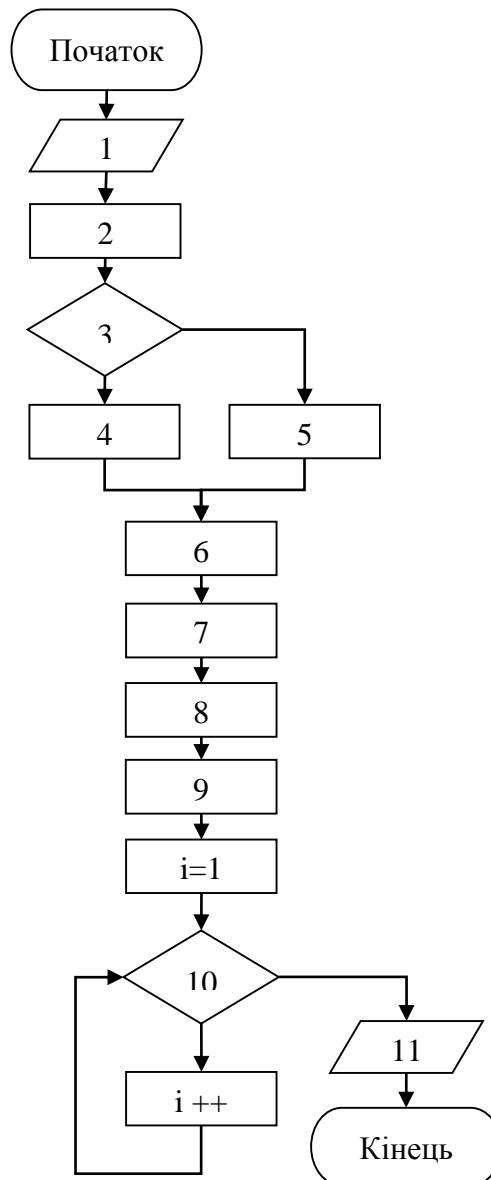


Рис. 2.16. Алгоритм вибору оптимальної пари РНЗ

У блоці 6 оцінюється доступність певного типу РНЗ для оціненої точки простору за методом наведеним уп.п. 4.1.4 (стор. 223). Результатом роботи блоку

6 є вектор індексів доступних РНЗ, що у блоці 7 формують матрицю допустимих комбінацій РНЗ GS. За сформованою матрицею GS вибираються відповідні пари РНЗ та оцінюються необхідні вектори та матриці для оптимізаційної задачі у блоці 8. Блок 9 виконує розв'язок задачі цілочисленого лінійного програмування, сформульованої у вигляді (2.27). Виконуючи перебір пар РНЗ, у 10 виконується пошук індексів РНЗ, що визначають їх оптимальну пару, індекс якої було отримано у блоці 9.

Блок 11 розповсюджує отримані індекси і координати оптимальних РНЗ для виконання інших завдань. Наведений алгоритм може застосовуватись окремо для вибору оптимального набору далекомірного, кутомірного чи кутومیрно-далекомірного обладнання або найбільш ефективного методу. У випадку сумісного використання різних методів позиціонування, у кожному блоці формуються двомірні дані окремо по кожному типу обладнання.

Під час польоту для ідентифікації оптимального набору РНЗ, у якості вхідних даних, використовуються координати місцерозташування РНЗ з аеронавігаційної бази даних, а місцерозташування ЛА вважається невідомим. Координати місцерозташування ЛА оцінюються одним з методів прогнозування (наприклад за фільтром Калмана) з урахуванням декількох попередніх відомих вимірювань координат позиції ЛА та запланованої траєкторії польоту. Координати прогнозованого місцерозташування ЛА використовуються для оцінювання максимальної похибки вимірювання відстані від ЛА до РНТ та кута α_{AB} , що є вихідними даними для оцінки точності позиціонування та оптимізації.

2.8 Фільтрація похибок на нижньому та верхньому рівнях обробки даних позиціонування

Вимірювання відстаней та кутів у РНЗ відбувається під дією різних факторів, що у більшості випадків носить ймовірнісний характер. Зменшення дії випадкових похибок у результатах вимірювань можна досягти використанням

алгоритмів фільтрації, що ґрунтуються на використанні моделі об'єкту та статистичного аналізу вимірювань для екстраполяції досліджуваного параметру на час наступного вимірювання та використанні вимірювання та екстрапольованого значення для фільтрації.

Для зменшення дії випадкової похибки у результатах вимірювань VOR та DME використаємо α - β - γ фільтр у формі лінійного фільтра Калмана, оскільки α - β - γ фільтр забезпечує оптимальне зменшення випадкової похибки для моделі об'єкту з динамічними характеристиками [47, 86, 227]. У загальному вигляді фільтр Калмана для дискретного часу описує динамічну модель наступним чином:

$$X_i = \Phi_{i-1} X_{i-1} + w_{i-1},$$

де X_i – матриця стану на час t_i ; Φ_{i-1} – перехідна матриця з минулого стану $i-1$ до теперішнього стану i ; w_{i-1} – похибка.

Матриця стану $X_i = [x_i, v_i, a_i]^T$ включає параметри, що фільтруються x_i , швидкість v_i та прискорення a_i [115]. Крім того, будемо вважати, що вимірювання лінійно зв'язані зі станом наступним чином:

$$z_i = H_i X_i + v_i,$$

де $H = [1, 0, 0]$ – матриця чутливості; v_i – похибка вимірювання.

Стан системи на час екстраполяції оцінюється для параметру, швидкості та прискорення:

$$X_i^e = \Phi_{i-1} X_{i-1},$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2} \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

де $T = t_i - t_{i-1}$ – період часу між вимірюваннями; $X_{i-1} = [x_{i-1}, v_{i-1}, a_{i-1}]^T$ – матриця стану на час t_{i-1} .

Матриця похибок екстраполяції:

$$P_i^e = \Phi_{i-1} P_{i-1} \Phi_{i-1}^T + Q_{i-1},$$

$$P_{i-1} = \text{diag}([\sigma_x^2, \sigma_v^2, \sigma_a^2]),$$

де σ_x^2 , σ_v^2 , σ_a^2 дисперсія похибки екстраполяції x , v , a ; Q_{i-1} матриця інтенсивності похибок.

Оцінене чи фільтроване значення:

$$X_i = X_i^e + K_i [z_i - H X_i^e],$$

$$K_i = [\alpha, \beta/T, 2\gamma/T^2]^T,$$

$$P_i = [I - K_i H] P_i^e,$$

де K – матриця ваги фільтра; I – одинична матриця

Коефіцієнти α , β , γ можуть бути оціненими за моделлю Грей-Марая що використовує коефіцієнт треку Λ для оцінювання коефіцієнта затухання r [47, 227]:

$$\Lambda = \frac{T^2 \sigma_g}{\sigma_x}, \quad r = \frac{(4+\Lambda) - \sqrt{8\Lambda + \Lambda^2}}{4},$$

де σ_g – похибка керування; σ_x – похибка вимірювання.

Коефіцієнти α , β , γ :

$$\alpha = 1 - r^2, \quad \beta = 2(2 - \alpha) - \sqrt[4]{1 - \alpha}, \quad \gamma = \frac{\beta^2}{2\alpha}.$$

На рис. 2.17 та рис. 2.18 представлено результати вимірювань дальності двох комплектів ДМЕ для рейсу «AUI79» сполученням «КВР» – «IFO» від 9 лютого 2019.

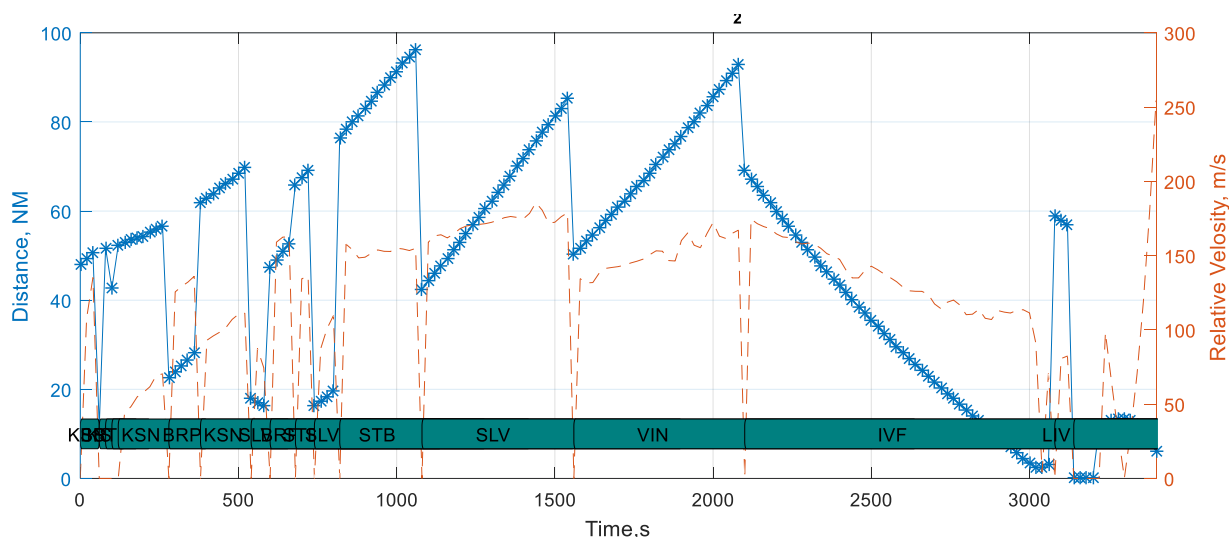


Рис. 2.17. Відстань та відносна швидкість до DME A для AUI79

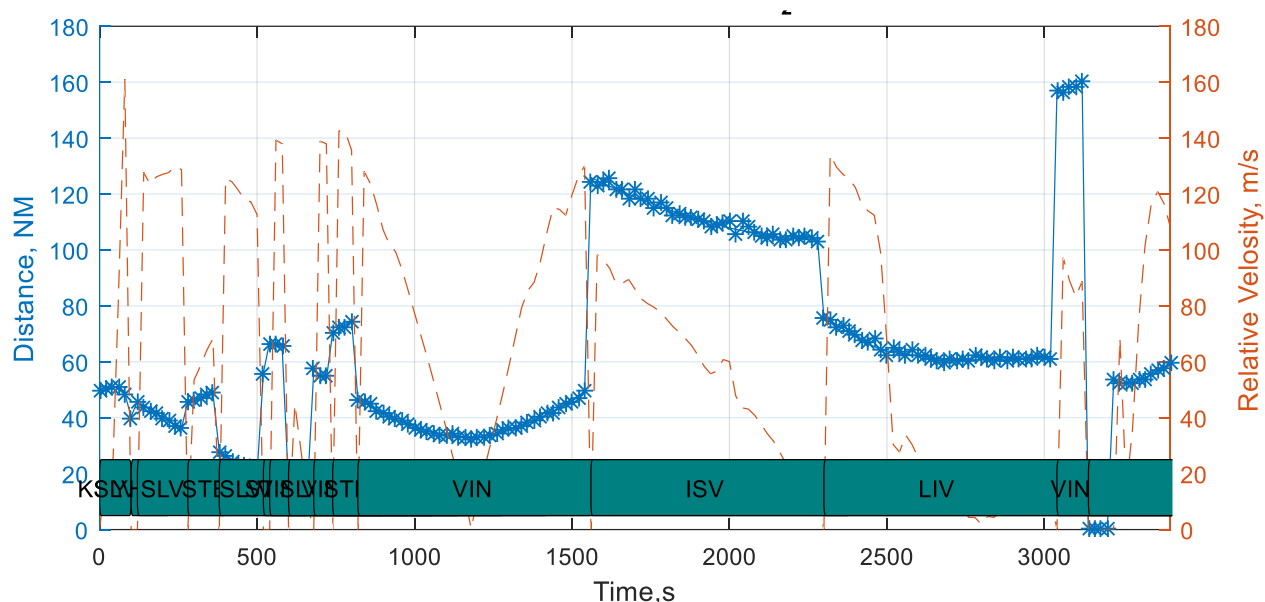


Рис. 2.18. Відстань та відносна швидкість до DME B для AUI79

Відповідно до рис. 2.17 та рис. 2.18 фільтрація похибок на рівні вимірювань дальності та кутів пов'язана з постійним переналаштуванням статистики фільтру у зв'язку зі зміною кортежів РНЗ. Перерви у фільтрації необхідні для збору необхідного об'єму статистичних даних для початку екстраполяції на кожному етапі зміни РНЗ. Статистичні результати фільтрації даних (рис. 2.19) вимірювань дають зниження середньо-квадратичного значення приблизно на 19%. Значення коефіцієнтів α , β , γ наведено на рис. 2.20.

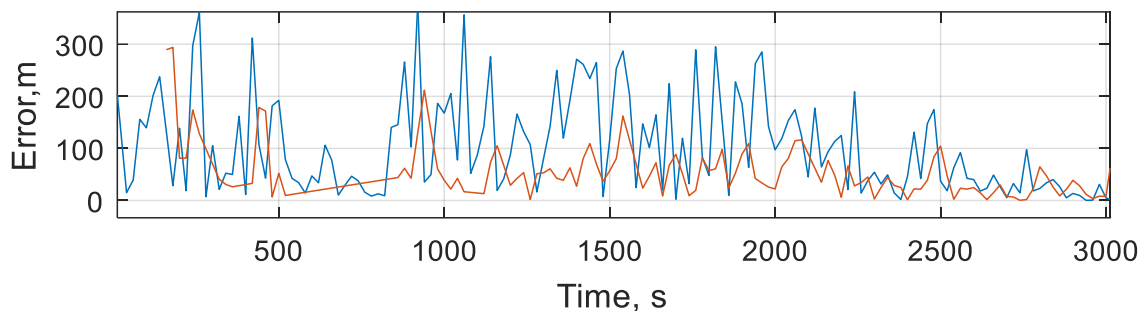
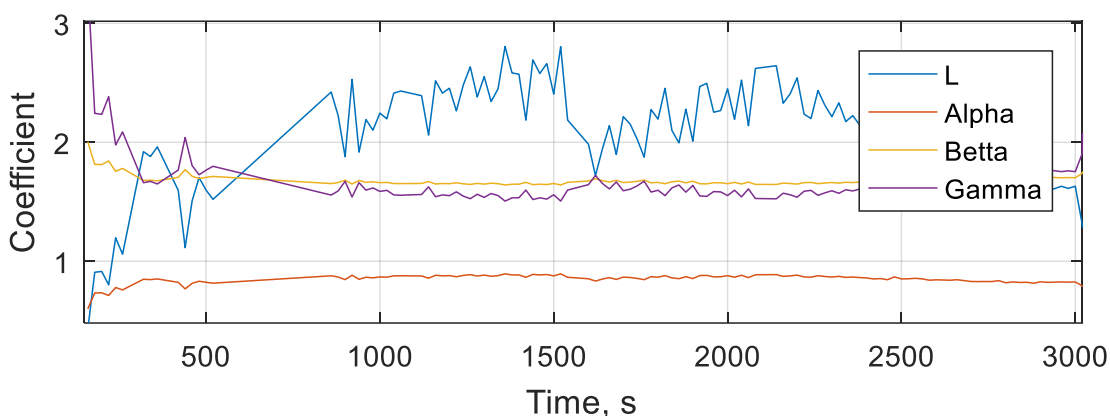


Рис. 2.19. Похибка фільтрації відстаней до DME A

Рис. 2.20. Значення коефіцієнтів α , β , γ

Фільтрація похибок на рівні траєкторної інформації пов'язане з використанням вимірювань DME та VOR для оцінювання траєкторії руху та фільтрації на високому рівні обробки даних. У цьому випадку виконується позиціонування за бінарними співвідношеннями у DME, VOR чи їх комбінації за формулами (2.6), (2.11) та (2.21) відповідно. Приклад фільтрації похибок на високому рівні показано на рис. 2.21 при обробці локальної NED системі координат з центром у DME «KSN» (50.9460 N; 30.9778 E; 146.3 м).

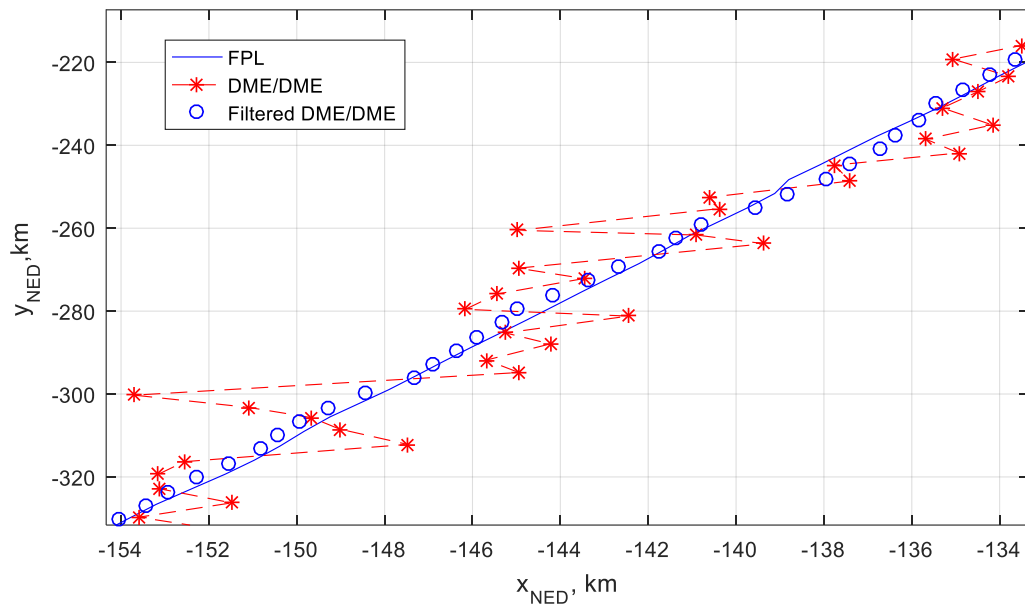


Рис. 2.21. Результат фільтрації траєкторної інформації на основі позиціонування за DME на маршруті «AUI79»

Порівняльний аналіз фільтрації похибок на різних рівнях показує ефективність у 25% для високого рівня та 14% для нижнього на досліджуваній статистиці.

2.9 Висновки за другим розділом

1. Виконано аналіз існуючих моделей визначення координат рухомого об'єкту за парою РНЗ для далекомірного, кутомірного та кутомірно-далекомірного методів позиціонування. Досліджено особливості їх застосування для позиціонування ЛА. Отримані результати будуть використані у розділі 3 для розробки моделей позиціонування за сукупністю РНЗ.

2. Досліджено особливості оцінювання точності розрахунку координат ЛА за парою РНЗ для далекомірного, кутомірного та кутомірно-далекомірного методів позиціонування. Виведено математичну залежність для оцінювання точності позиціонування за парою кутомірного обладнання через внутрішній кут (2.18). Результати дослідження точності позиціонування парних методів будуть

використані у розділі 6 для оцінювання ефективності запропонованих методів та моделей позиціонування за сукупністю РНЗ.

3. Результати аналізу моделей позиціонування за парними РНЗ підтверджують низьку точність визначення місцеположення ЛА у горизонтальній площині за парними методами, що доводить актуальність та необхідність розробки та впровадження методів позиціонування за сукупністю РНЗ.

4. Розроблено алгоритм вибору оптимального набору радіонавігаційних засобів для позиціонування. Оптимізаційну задачу вибору сформульовано у термінах цілочисленого лінійного програмування у загальному вигляді, що дозволяє комплексно розглядати усю сукупність DME, VOR та VOR/DME, доступних до використання у певній точці простору, з метою отримання єдиного рішення.

5. Досліджено питання фільтрації похибок на різних рівнях обробки навігаційних даних. Встановлено ефективність застосування α - β - γ фільтру на рівні траєкторної обробки даних позиціонування за бінарними співвідношеннями у аеронавігаційній системі.

Список публікацій здобувача за матеріалами другого розділу

1. Solomina N. O., Ostroumov I. V. Modeling of navigational parameters measuring. Modern problems of airspace technology and systems (Zutomir, 23 –27 May 2011). Zutomir, 2011. P. 24.

2. Остроумов І. В. Оцінка точності позиціонування за сигналами радіомаяків VOR. *Проблеми інформатизації та управління*: Збірник наукових праць. К.:НАУ, 2012. № 3(39). С. 102–107.

3. Ostroumov I. V. Positioning by VOR signals in Ukraine region. Problems of CNS/ATM development and ATM: International Scientific-Metodical Conference of Researches (Kyiv, 28 – 30 November, 2012). К., 2012. P. 74.

4. Ostroumov I. V. Position detection by angular method in air navigation. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies : The Fifth World Congress*. Kiev: NAU, 2012. Vol. 2. P. 3.2.51–3.2.53.
5. Остроумов І. В., Лопатко Т. Б. Використання радіомаяків DME для визначення місцеположення у повітряному просторі України. *Вісник інженерної академії України*. 2013. № 4. С. 300–305.
6. Остроумов І. В. Оцінювання точності DME/DME позиціонування для повітряного простору України. *Проблеми інформатизації та управління: Збірник наукових праць*. К.: НАУ, 2013. № 3(43). С. 61–67.
7. Nychak M. V., Zaporozhets V. I., Ostroumov I. V. Real time sensors data processing. *Polit. Challenges of science today : XIV International Scientific and Practical Conference of Young Researchers (Kyiv, 2–3 April 2014)*. К., 2014. P. 35.
8. Nychak M. V., Ostroumov I. V. Mobile device data fixing systems analysis. *Polit. Challenges of science today : XIV International Scientific and Practical Conference of Young Researchers (Kyiv, 2–3 April 2014)*. К., 2014. P. 34.
9. Остроумов І. В. Оцінювання точності визначення лінії положення за парою далекомірного обладнання DME при вирішені навігаційних задач. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2017. № 2(42). С. 8–12.
10. Ostroumov I. V. Error of positioning by DME/DME and VOR/DME pairs. *Systems of control, navigation and communication*. 2018. №1(47). P. 12–16. DOI: 10.26906/SUNZ.2018.1.012.
11. Kuzmenko N. S., Ostroumov I. V., Kharchenko V. P. Improving the Accuracy of Aircraft Positioning by Navigational Aids Using Kalman Filter. *Signal Processing Symposium: SPSympo-2019, International Conference of IEEE*. 2019. P. 109-114. DOI: 10.1109/SPS.2019.8882072. (Scopus)

РОЗДІЛ 3 МЕТОДИ ТА МОДЕЛІ ІНТЕГРОВАНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СУКУПНІСТЮ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ

Методи навігації за наземними РНЗ використовуються у якості резервних на борту ЛА. Алгоритми позиціонування реалізуються у вигляді підпрограм у FMS, що ініціюються у випадку відмови GNSS, у відповідності до критерію гарантування найбільшої точності. Під час переходу до резервних методів позиціонування, спершу ініціюється програмне забезпечення, що аналізує приблизне місцезнаходження ЛА за методом числення шляху. Надалі, для приблизно відомого місцерозташування, виконуються пошук доступних радіомаяків, тобто таких, робота з якими теоретично можлива. За встановленим переліком виконується вибір пари РНЗ таки чином, щоб гарантувати найбільшу точність. Парний принцип застосовується відповідно до наявності лише двох комплектів обладнання кожної з систем (рис. 3.1).

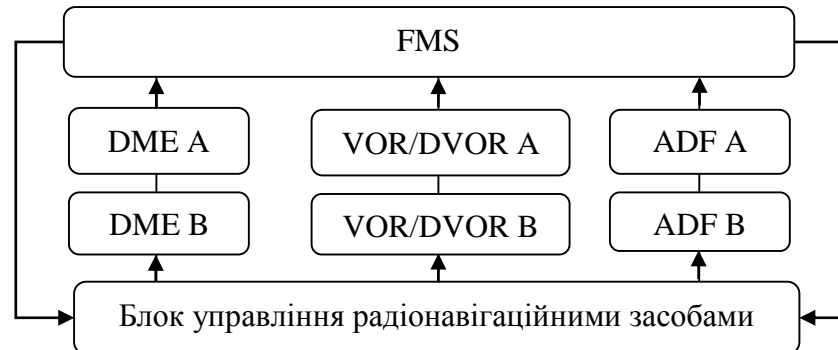


Рис. 3.1. Структурна схема взаємодії бортового обладнання ЛА

Характеристики обраних РНЗ надсилаються до блоку управління радіонавігаційними засобами (БУРЗ), що використовується для керування бортовим обладнанням зв'язку та навігації. БУРЗ виконує налаштування на нові частоти відповідного обладнання і, через певний проміжок часу, FMS отримує необхідну пару відстаней чи кутів для алгоритму позиціонування.

Використання навігаційної інформації від двох РНЗ не є оптимальним. Основними недоліками застосування парного принципу є:

- визначення місцеположення тільки у горизонтальній площині, висота не може бути отримана;
- невизначеність з місцем розташування, оскільки вирішення навігаційної задачі зазвичай дає два результати;
- витрати часу на визначення оптимальної пари РНЗ;
- низька точність визначення координат.

Використання всіх наявних РНЗ у місці розташуванні ЛА дозволить повністю виключити недоліки парного підходу та забезпечити значне підвищення точності. Підвищення точності у цьому випадку є результатом зменшення зони невизначеності, утвореної від різних РНЗ. З рис. 3.2 видно, що площа зони можливого місцеположення ЛА, у випадку трьох DME, набагато менша за площу у випадку застосування тільки однієї пари, проте, у більшості випадків, точність залежить від кількості доступних РНЗ та геометрії їх взаємного розташування у просторі.

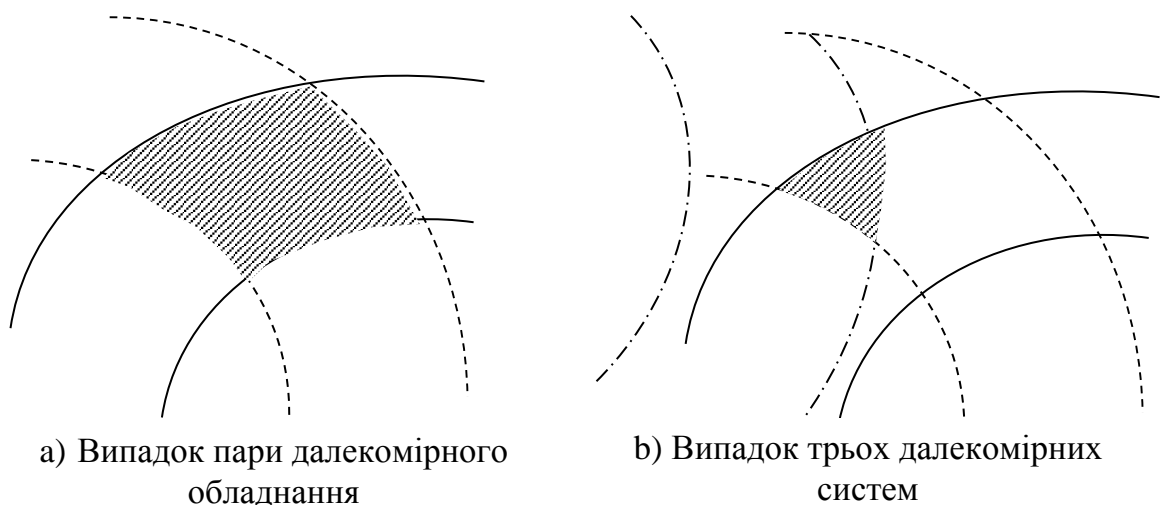


Рис. 3.2. Зони невизначеності для позиціонування за РНЗ

Застосування всіх наявних РНЗ вимагає використання багатоканального обладнання на борту ЛА, що здатне одночасно працювати з різними РНЗ. Крім того, DME є активним засобом і одночасна робота з усіма доступними РНЗ призведе до значного збільшення навантаження на наземну частину обладнання,

що може призвести до значних затримок в роботі для інших ЛА. Відповідно до цього, подібні системи не застосовуються у цивільній авіації.

Методологія інтегрованого позиціонування розглядає набір методів, що забезпечують визначення координат місцеположення ЛА за сукупністю інформаційних параметрів. Зокрема, пропонується використовувати, розширені за рахунок попередніх спостережень, вектори інформаційних параметрів від далекомірною та кутомірною обладнанням для підвищення точності позиціонування за рахунок покращення геометричного фактору; використовувати дані активного спостереження у системі попередження зіткнень літаків з сукупністю інформації одержаної з повідомлень автоматичного залежного спостереження та використовувати сукупність навігаційних сигналів DME для позиціонування за пасивного спостереження.

3.1 Метод позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від далекомірною обладнання

Принцип визначення координат ЛА за сигналами наземних радіомаяків DME ґрунтується на далекомірному методі позиціонування. За яким, бортове обладнання аналізує всі доступні наземні радіомаяки DME у точці свого місцезнаходження. Доступні наземні радіомаяки використовуються бортовим обладнанням для визначення похилої відстані між ЛА та радіомаяком з використанням часового критерію. У випадку доступності двох радіомаяків, результатом розвитку навігаційного рівняння буде дві точки місцеположення, одна з яких відбраковується алгоритмом стеження за траєкторією руху ЛА. Слід зауважити, що для позиціонування за двома радіомаяками, можуть використовуватись виключно радіомаяки, кут між якими та ЛА знаходиться у межах від 30° до 150° , що відповідає допустимому рівню точності за RNAV.

3.1.1 Особливості позиціонування за сукупністю інформативних параметрів

Визначення координат місцеположення ЛА ($x_{ПК}$, $y_{ПК}$, $z_{ПК}$) у декартовій системі координат (глобальній геоцентричній ECEF чи у локальній), у випадку наявної більшої кількості радіомаяків (більше двох), отримується за рахунок розв'язку навігаційного рівняння виду:

$$d_i^2 = (x_{ПК} - x_{DMEi})^2 + (y_{ПК} - y_{DMEi})^2 + (z_{ПК} - z_{DMEi})^2, \quad (3.1)$$

де x_{DMEi} , y_{DMEi} , z_{DMEi} – координати місцерозташування i -го наземного радіомаяка DME; D_i – похила відстань між i -м радіомаяком та ЛА.

Чи у матричному вигляді для N РНЗ:

$$D^2 = (x_{ПК} - x_{DME})^2 + (y_{ПК} - y_{DME})^2 + (z_{ПК} - z_{DME})^2, \quad (3.2)$$

$$\text{де } D = \begin{bmatrix} D_1 \\ D_2 \\ \dots \\ D_N \end{bmatrix}, \quad x_{DME} = \begin{bmatrix} x_{DME1} \\ x_{DME1} \\ \dots \\ x_{DME N} \end{bmatrix}, \quad y_{DME} = \begin{bmatrix} y_{DME1} \\ y_{DME1} \\ \dots \\ y_{DME N} \end{bmatrix}, \quad z_{DME} = \begin{bmatrix} z_{DME1} \\ z_{DME1} \\ \dots \\ z_{DME N} \end{bmatrix}.$$

Для розв'язку навігаційного рівняння (3.1) можуть застосовуватись різні методи, зокрема лінійний метод найменших квадратів, лінійний мінімаксний підхід [256] чи метод Ньютона [17].

Одним з методів розв'язку подібної системи нелінійних рівнянь є застосування ітеративного підходу з лінеаризацією системи рівнянь за допомогою розкладу у ряд Тейлора. Відповідно до цього підходу, вводиться точка приблизного місцеположення ЛА з відповідними координатами $x_{ПКприб}$, $y_{ПКприб}$, $z_{ПКприб}$. У процесі розрахунку на кожному етапі ітерації оцінюється більш точне місцеположення ЛА, поки потрібна точність розв'язку не буде досягнута.

Рівняння (3.1) можна представити у вигляді функції невідомих аргументів:

$$D(x_{ПК}, y_{ПК}, z_{ПК}) = \sqrt{(x_{ПК} - x_{DME})^2 + (y_{ПК} - y_{DME})^2 + (z_{ПК} - z_{DME})^2}. \quad (3.3)$$

Тоді, розкладаючи отриману функцію у ряд Тейлора, відкидаючи при цьому всі порядки більше першого, можливо отримати лінійну залежність для невідомих Δx , Δy , Δz :

$$D(x_{ПК} + \Delta x, y_{ПК} + \Delta y, z_{ПК} + \Delta z) \approx D(x_{ПК}, y_{ПК}, z_{ПК}) + \frac{\partial D}{\partial x_{ПК}} \Delta x + \frac{\partial D}{\partial y_{ПК}} \Delta y + \frac{\partial D}{\partial z_{ПК}} \Delta z.$$

Введемо точку неточного чи приблизного місцеположення ЛА, при цьому:

$$x_{ПК\text{приб}} = x_{ПК} + \Delta x,$$

$$y_{ПК\text{приб}} = y_{ПК} + \Delta y,$$

$$z_{ПК\text{приб}} = z_{ПК} + \Delta z.$$

Тоді,

$$D(x_{ПК\text{приб}}, y_{ПК\text{приб}}, z_{ПК\text{приб}}) \approx D(x_{ПК}, y_{ПК}, z_{ПК}) + \frac{\partial D}{\partial x_{ПК}} \Delta x + \frac{\partial D}{\partial y_{ПК}} \Delta y + \frac{\partial D}{\partial z_{ПК}} \Delta z. \quad (3.4)$$

Відстані до приблизного місцеположення ЛА, розраховуються аналогічно до (3.2):

$$D_{ПК\text{приб}}^2 = (x_{ПК\text{приб}} - x_{ДМЕ})^2 + (y_{ПК\text{приб}} - y_{ДМЕ})^2 + (z_{ПК\text{приб}} - z_{ДМЕ})^2.$$

Знайдемо часткові похідні за змінними у (3.4):

$$\frac{\partial D}{\partial x_{ПК}} = \frac{x_{ПК\text{приб}} - x_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}}, \quad \frac{\partial D}{\partial y_{ПК}} = \frac{y_{ПК\text{приб}} - y_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}}, \quad \frac{\partial D}{\partial z_{ПК}} = \frac{z_{ПК\text{приб}} - z_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}},$$

Підставляючи отримані часткові змінні у рівняння (3.4), отримаємо

$$D(x_{ПК\text{приб}}, y_{ПК\text{приб}}, z_{ПК\text{приб}}) \approx D(x_{ПК}, y_{ПК}, z_{ПК}) + \frac{x_{ПК\text{приб}} - x_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}} \Delta x + \frac{y_{ПК\text{приб}} - y_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}} \Delta y + \frac{z_{ПК\text{приб}} - z_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}} \Delta z.$$

Позначимо

$$\Delta D = \frac{x_{ПК\text{приб}} - x_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}} \Delta x + \frac{y_{ПК\text{приб}} - y_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}} \Delta y + \frac{z_{ПК\text{приб}} - z_{ДМЕ}}{D_{\text{приб}}} \Delta z. \quad (3.5)$$

Представимо вираз (3.5) у матричній формі для випадку трьох навігаційних рівнянь:

$$\begin{bmatrix} \Delta D_1 \\ \Delta D_2 \\ \Delta D_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПК\text{приб}} - x_{ДМЕ1}}{D_{\text{приб}1}} & \frac{y_{ПК\text{приб}} - y_{ДМЕ1}}{D_{\text{приб}1}} & \frac{z_{ПК\text{приб}} - z_{ДМЕ1}}{D_{\text{приб}1}} \\ \frac{x_{ПК\text{приб}} - x_{ДМЕ2}}{D_{\text{приб}2}} & \frac{y_{ПК\text{приб}} - y_{ДМЕ2}}{D_{\text{приб}2}} & \frac{z_{ПК\text{приб}} - z_{ДМЕ2}}{D_{\text{приб}2}} \\ \frac{x_{ПК\text{приб}} - x_{ДМЕ3}}{D_{\text{приб}3}} & \frac{y_{ПК\text{приб}} - y_{ДМЕ3}}{D_{\text{приб}3}} & \frac{z_{ПК\text{приб}} - z_{ДМЕ3}}{D_{\text{приб}3}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix}.$$

З рівняння (3.4) отримаємо:

$$\Delta D = D(x_{ПК\text{приб}}, y_{ПК\text{приб}}, z_{ПК\text{приб}}) - D(x_{ПК}, y_{ПК}, z_{ПК}),$$

тоді матимемо:

$$\begin{bmatrix} D_{при\bar{a}} - D_1 \\ D_{при\bar{b}} - D_2 \\ D_{при\bar{b}} - D_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПКприб} - x_{DME1}}{D_{при\bar{a}}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{DME1}}{D_{при\bar{a}}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{DME1}}{D_{при\bar{a}}} \\ \frac{x_{ПКприб} - x_{DME2}}{D_{при\bar{b}}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{DME2}}{D_{при\bar{b}}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{DME2}}{D_{при\bar{b}}} \\ \frac{x_{ПКприб} - x_{DME3}}{D_{при\bar{b}}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{DME3}}{D_{при\bar{b}}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{DME3}}{D_{при\bar{b}}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix}.$$

Введемо позначення:

$$\Delta D = H \Delta u,$$

де

$$H = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПКприб} - x_{DME1}}{D_{при\bar{a}}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{DME1}}{D_{при\bar{a}}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{DME1}}{D_{при\bar{a}}} \\ \frac{x_{ПКприб} - x_{DME2}}{D_{при\bar{b}}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{DME2}}{D_{при\bar{b}}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{DME2}}{D_{при\bar{b}}} \\ \frac{x_{ПКприб} - x_{DME3}}{D_{при\bar{b}}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{DME3}}{D_{при\bar{b}}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{DME3}}{D_{при\bar{b}}} \end{bmatrix}, \Delta u = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix}, \Delta D = \begin{bmatrix} D_{при\bar{a}} - D_1 \\ D_{при\bar{b}} - D_2 \\ D_{при\bar{b}} - D_3 \end{bmatrix}.$$

У випадку наявності трьох РНЗ у зоні дії, невідомі змінні можуть бути обчислені шляхом пошуку оберненої матриці H :

$$\Delta u = H^{-1} \Delta D.$$

У випадку використання більшої кількості РНЗ, розв'язок може бути отриманий у вигляді:

$$\Delta u = (H^T H)^{-1} H^T \Delta D, \quad (3.6)$$

Добуток $(H^T H)^{-1}$ – завжди буде мати квадратний розмір, що відповідає кількості стовпчиків у матриці H . Знайдена матриця Δu містить значення відхилень за координатами від істинного значення. Отримані значення матриці Δu використовуються для уточнення координат приблизного місцеположення:

$$x_{ПКприб2} = x_{ПКприб} - \Delta x,$$

$$y_{ПКприб2} = y_{ПКприб} - \Delta y,$$

$$z_{ПКприб2} = z_{ПКприб} - \Delta z.$$

Зазвичай необхідно 5 – 6 ітерацій для отримання точного розв'язку навігаційного рівняння (рис. 3.3). У загальному випадку, обчислення можна продовжувати стільки разів, поки певна точність не буде досягнута:

$$x_{ПК} = x_{ПКприб}, \text{ якщо } \Delta x = 0;$$

$$УПК = УПК_{\text{приб}}, \text{ якщо } \Delta y = 0;$$

$$z_{\text{ПК}} = z_{\text{ПКприб}}, \text{ якщо } \Delta z = 0.$$

Так, на рис. 3.3, наведено результат застосування ітеративного підходу з лінійзацією за розкладом у ряд Тейлора до вирішення навігаційного рівняння при позиціонуванні за оптимальною парою DME/DME, під час моделювання польоту AUI35 з використанням даних ADS-B. У якості гранично необхідної точності було використано 10^{-10} м для кожної координати. Загальна кількість ітерацій для кожного кроку алгоритма наведена на рис. 3.4.

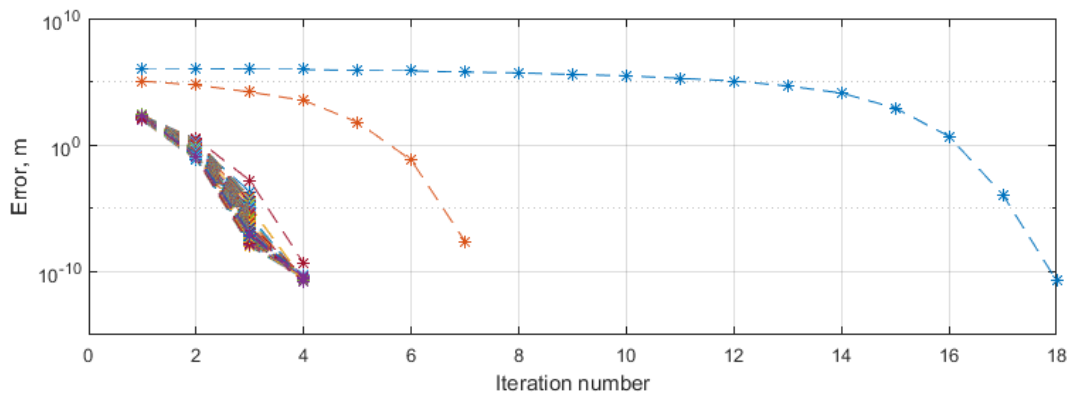


Рис. 3.3. Точність на різних рівнях ітерацій

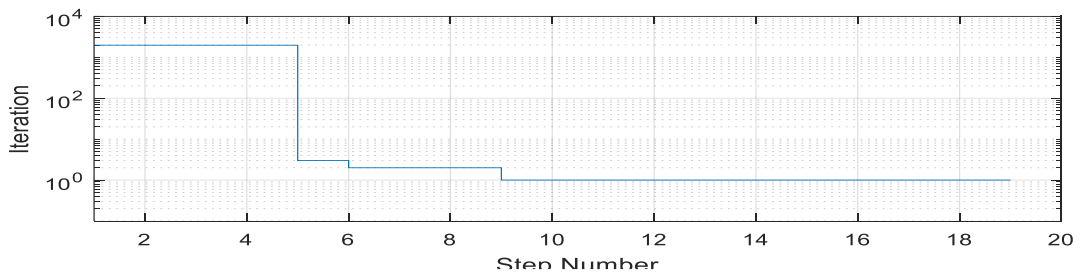


Рис. 3.4. Кількість ітерацій для розв'язку навігаційного рівняння

3.1.2 Вирішення часової проблеми

Позиціонування за багатьма РНЗ пов'язано з часовою проблемою, оскільки для застосування описаного вище підходу, виміри відстаней мають виконуватись одночасно. Послідовні вимірювання можливі лише у випадку нерухомого об'єкта (наприклад для наземного об'єкту чи нерухомого положення). У випадку

застосування для динамічного об'єкту, що рухається з певною швидкістю, вимірювання у різний час призведе до значного збільшення зони невизначеності місцеположення ЛА.

Вирішення проблеми використання всіх наявних у зоні дії РНЗ можливо шляхом використання пари сенсорів на борту ЛА та алгоритмів прогнозування даних. Розглянемо випадок позиціонування за далекомірним обладнанням DME попарно. При цьому, відповідно до пріоритету пар, спершу бортове обладнання налаштовується на найбільш оптимальну пару DME та виконує вимірювання відстаней ($DA_1, DB_1, DA_2, DB_2, DA_3, DB_3$). Після чого, обладнання DME переналаштовується на наступну пару DME, відповідно до пріоритету точності, і виконує наступні вимірювання (DC_1, DD_1) (рис. 3.5).

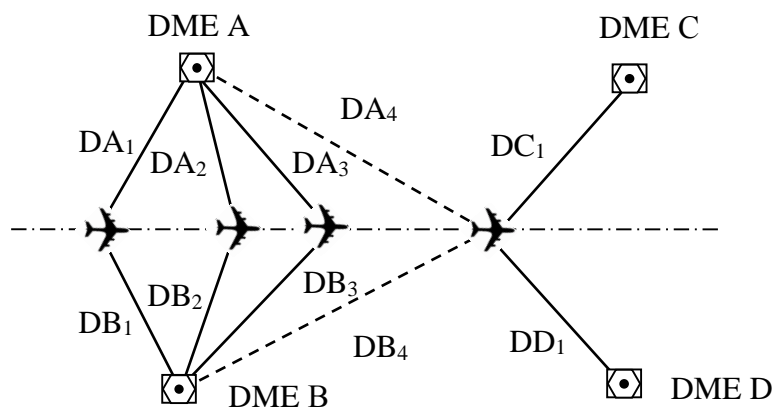


Рис. 3.5. Взаємодія з різними РНЗ

При цьому, відстані до попередніх DME починають прогнозуватися за одним з методів прогнозування (наприклад з застосуванням фільтра Калмана чи лінійною регресією). Таким чином, на час четвертого вимірювання у FMS мають міститися дві виміряні відстані до другої пари DME (DC_1, DD_1) та прогнозовані значення відстаней до першої пари (DA_4, DB_4). У загальному випадку, у четвертий часовий відлік матимемо чотири відстані до чотирьох DME, при цьому, дві з них будуть прогнозовані з певної похибкою прогнозування, що має бути включена до системи навігаційних рівнянь.

Система навігаційних рівнянь у локальній системі координат NED чи NEU, прив'язаної до певної точки простору, наприклад до координат певного РНЗ, може мати наступний вигляд:

$$DI^2 = (X - x_0)^2 + (Y - y_0)^2,$$

$$\text{де } X = \begin{bmatrix} X_A \\ X_B \\ X_C \\ X_D \\ X_E \\ X_F \\ \dots \end{bmatrix}, Y = \begin{bmatrix} Y_A \\ Y_B \\ Y_C \\ Y_D \\ Y_E \\ Y_F \\ \dots \end{bmatrix} \text{ – координати місцеположення РНЗ у локальній прямокутній}$$

системі координат;

$$DI = \begin{bmatrix} D_A + \Delta_A \\ D_B + \Delta_B \\ D_C + \Delta_C \\ D_D + \Delta_D \\ D_E \\ D_F \\ \dots \end{bmatrix} \text{ – матриця відстаней до РНЗ з похибками прогнозування.}$$

Чи у випадку з матрицями:

$$(D + \Delta)^2 = (X - x_0)^2 + (Y - y_0)^2, \quad (3.7)$$

$$\text{де } D = \begin{bmatrix} D_A \\ D_B \\ D_C \\ D_D \\ D_E \\ D_F \\ \dots \end{bmatrix} \text{ – матриця відстаней до РНЗ, } \Delta = \begin{bmatrix} \Delta_A \\ \Delta_B \\ \Delta_C \\ \Delta_D \\ 0 \\ 0 \\ \dots \end{bmatrix} \text{ – матриця похибок}$$

прогнозування.

Так у матриці D , значення D_E та D_F відповідають відстаням, виміряних від ДМЕ, а значення відстаней D_A , D_B , D_C , D_D – прогнозовані з похибкою прогнозування Δ_A , Δ_B , Δ_C , Δ_D . У загальному випадку, система рівнянь (3.7) є системою нелінійних рівнянь, що містить дві невідомі координати власного місцеположення ЛА, може бути розв'язана методом, описаним раніше.

Слід зауважити, що похибки прогнозування залежать від обраного методу та наявної кількості попередніх вимірювань відстаней. Зокрема, у випадку польоту через РНЗ (політ на РНЗ, а потім від РНЗ), швидкість зміни відстані буде відповідати швидкості руху ЛА. У такому випадку, достатнім є використання принаймні двох вимірювань для обчислення швидкості та прогнозу на її основі наступного значення (як наприклад у випадку фільтра Калмана). Проте, у більшості випадків, політ виконується без безпосереднього прольоту над РНЗ, з певного боку, за такого випадку двох вимірювань недостатньо, адже швидкість зміни відстані буде різною у кожний момент часу. Приклад вимірювання відстані до РНЗ та швидкості її зміни під час рейсу «АUI25» з РНЗ «ВАН» наведено на рис. 3.6.

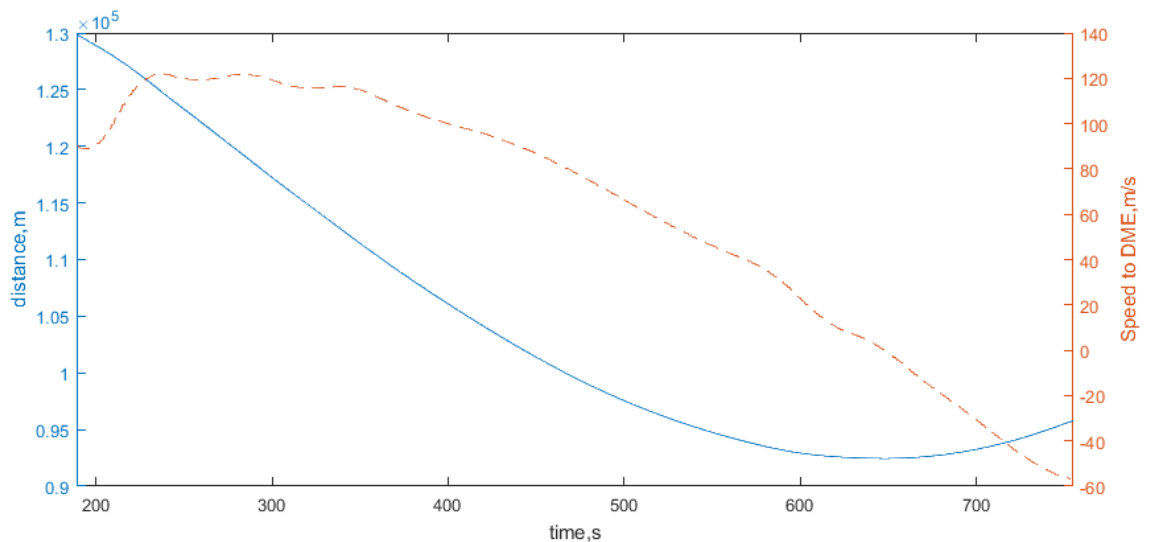


Рис. 3.6. Відстань від ЛА до РНЗ «ВАН»
під час рейсу «АUI25» та їх взаємна швидкість

У випадку змінюваної відносної швидкості ЛА до РНЗ, доцільним є застосування методів екстраполяції за вхідною вибіркою.

3.1.3 Особливості прогнозування навігаційних даних

Прогнозування даних у технічних системах зазвичай виконується за допомогою формалізованих методів прогнозу, в межах яких виділяють екстраполяційні, асоціативні та системно-структуровані методи. У теорії

прогнозування та екстраполяції даних розглядають методи формальної екстраполяції, що ґрунтуються на припущенні про сталість тенденцій розвитку об'єкту прогнозу та екстраполяції, що при прогнозуванні враховує гіпотези динаміки об'єкту спостереження.

Методи прогнозування ґрунтуються на дослідженнях послідовностей вхідних даних, що представляються у вигляді послідовних у часі вимірювань навігаційних параметрів, що характеризують процес руху ЛА.

Вимірювання аеронавігаційних параметрів виконується за допомогою датчиків чи систем, яким, як і будь-яким вимірювальним засобам притаманні похибки вимірювання. Проте, несправність обладнання, завади у каналах передачі даних чи непередбачені зміни в умовах вимірювання стають причинами «грубих» похибок вимірювання, дія яких неминуче призводить до появи аномальних даних. «Грубі» похибки у результатах вимірювань становлять значну загрозу до прогнозування, що проявляється у значному збільшенні похибок. Аномальні дані є результатом дії похибки під час окремого вимірювання, що входять в ряд вимірювань, які за певних умов значно відрізняються від інших значень ряду чи є несумісними з ними. Для визначення аномальних даних використовують математичний апарат перевірки статистичних гіпотез. Зокрема, для перевірки аномальних значень можуть бути використані наступні критерії [277, 346]: Анскомба, варіаційного розмаху, Діксона, Ірвіна, Романовського, Смирнова, трьох сигм, Шарльє, Шовене чи інші. Після виявлення аномальних даних їх значення виключаються з послідовності вимірювань з наступним здійсненням алгоритму відновлення пропусків даних [99].

Іншим важливим етапом прогнозування є вибір функції, що найкращим чином описує послідовність вхідних даних, відповідно до одного з критеріїв оптимальності. Для спрощення розрахунків на цьому етапі виконується перетворення вхідних даних з застосуванням згладжування та вирівнювання часової послідовності вимірювань. Надалі виконується оцінювання параметрів

функції екстраполяції за одним з математичних методів. Найбільш вживаними методами оцінювання параметрів є: метод найменших квадратів, метод адаптивного сглажування, метод ймовірнісного моделювання та метод експоненціального згладжування [345].

Відповідно до специфіки функціонування бортового обладнання ЛА, методи прогнозування значень навігаційних параметрів доцільно розглядати у відповідності до критеріїв: точності, простоти реалізації та мінімального часу розрахунків. Одним з оптимальних методів, за цими критеріями, є застосування теорії регресійного аналізу для прогнозування навігаційних параметрів [98].

3.1.4 Прогнозування значень навігаційних параметрів за регресією

Одним з найбільш розповсюджених підходів до екстраполяції даних є використання регресійного аналізу [335]. Сутність регресійного підходу полягає у наближенні даних функцією, що мінімізує сукупність похибок. Регресія зводиться до підбору невідомих коефіцієнтів, що визначають аналітичну залежність. Найпростішим та найбільш вживаним типом регресії є лінійна регресія, оскільки наближення даних здійснюється лінійною функцією, що дозволяє отримати прості залежності та виконувати обчислення швидко. У випадку оцінювання навігаційних параметрів від РНЗ, достатнім є застосування лінійного регресійного апарату, оскільки результатам вмірювання (D) істинних значень (η) притаманні адитивні похибки (ϵ), що виражається лінійною моделлю:

$$D = \eta + \epsilon.$$

За термінологією регресійного апарату, η є істинним відгуком, а D – відгук спостереження. Істинний відгук η представляється у вигляді функцій регресії. У якості яких можуть застосовуватись поліноми, сплайни, експоненти, логарифми та інші функції.

Одним із найточніших методів наближення є використання сплайнів у якості регресійної функції [98]. Їх широке використання пояснюється високою

точністю наближення, що є вкрай важливим критерієм при розв'язанні практичних задач.

Сплайн-функція – це кусково-гладка кубічна поліноміальна функція, перша та друга похідна якої неперервні на різних ділянках кривої. Сплайнами називають функції, «склеєні» з «кусків» многочленів. Функція $s(t)$, задана та неперервна на відрізку $[a, b]$, називається сплайном порядку m з вузлами τ_i ($i=[1, n]$; $a < \tau_1 < \tau_2 \dots < \tau_n < b$).

Результати вимірювання навігаційного параметра можна представити у регресійному вигляді з використанням сплайнових функцій:

$$D(t) = S(t) + \varepsilon. \quad (3.8)$$

де, $S(t)$ – кубічні сплайни з неперервністю другого порядку; ε – вектор випадкових похибок.

Сплайнова крива задається набором координат точок, що називаються контрольними точками та вказують загальну форму кривої. За даними точками підбирається кусково-неперервна параметрична поліноміальна функція.

Для екстраполяції навігаційних даних використаємо B -сплайни оскільки вони дозволяють змінювати кількість контрольних точок, що використовуються для побудови кривої, без зміни степені поліному. Для досягнення бажаної гладкості першим кроком є вибір порядку базису сплайнів.

Найефективнішими були вибрані кубічні B -сплайни, тобто сплайни третього порядку, враховуючи наступні фактори:

1. Поліноми нижніх степенів дають дуже низьку гнучкість в управлінні формою кривої. B -сплайни першого порядку не дають задовільної гладкості апроксимуючої кривої. B -сплайни другого порядку дають гладку криву, але виникає проблема в точках з'єднання сегментів кривої. B -сплайни другого порядку не гарантують задовільну неперервність в точках об'єднання сегментів кривої. Використання кубічних B -сплайнів, які є C^0 , C^1 і C^2 неперервними дозволяють вирішити вказану проблему.

2. Поліноми вищого степеню потребують більше часу в обчислювальному процесі і можуть призводити до небажаних скачків апроксимації.

3. Кубічні B -сплайни дозволяють отримати достатню неперервність необхідну для обробки експериментальних даних.

Отже, вибір кубічних B -сплайнів пояснюється більшою точністю його результатів.

Вузли сплайн-функцій τ розміщені у порядку їх зростання:

$$\tau_0 < \tau_1 < \dots < \tau_N.$$

Причому, перший вузол сплайн-функцій співпадає з початком спостереження даних $\tau_0 = 0$, а кінцевий вузол відповідає останньому значенню часу спостереження, тобто $\tau_N = T$.

Оскільки маємо справу з результатами спостережень плинного процесу то моменти спостережень впорядковані:

$$t_1 < t_2 < \dots < t_n.$$

Причому $t_1=0$ та $t_n=T$. Окрім того, вузли сплайн-функцій розміщені таким чином, щоб виконувалась умова:

$$t_n > \tau_{N-1}.$$

У загальному випадку B -сплайни визначаються функцією :

$$S(t) = \sum_{j=1}^{N+3} B_{j,m}(t) P_j, \quad 0 \leq t \leq T, \quad (3.9)$$

де $S(t)$ – результат екстраполяції сплайну на час t ,

P_j – вектор контрольних точок сплан функцій,

$B_{j,m}(t)$ – базисні функції B -сплайну.

У якості базисної функції B -сплайну використаємо функцію Кокс-Де Бура [44], що визначає j -ту базисну функцію B -сплайну певного степені(m). Для $m=1$ функція буде мати вигляд:

$$B_{j,1}(t) = \begin{cases} 1, & \tau_j \leq t \leq \tau_{j+1} \\ 0, & \tau_j > t > \tau_{j+1} \end{cases},$$

для $m \geq 2$:

$$B_{j,m}(t) = \frac{t - \tau_j}{\tau_{j+m-1} - \tau_j} B_{j,m-1}(t) + \frac{\tau_{j+m} - t}{\tau_{j+m} - \tau_{j+1}} B_{j+1,m-1}(t). \quad (3.10)$$

Контрольні точки розраховуються за відомою навчальною вибіркою, що містить результати наявних вимірювань та відлік часу вимірювання, що представляються у вигляді матриці:

$$D = \begin{bmatrix} d_1 & t_1 \\ d_2 & t_2 \\ \dots & \dots \\ d_n & t_n \end{bmatrix}.$$

Запишемо рівняння (3.9) у матричному вигляді:

$$D = BP, \quad (3.11)$$

де $P = \begin{bmatrix} p_1 & t_1 \\ p_2 & t_2 \\ \dots & \dots \\ p_n & t_n \end{bmatrix}$ – вектор контрольних точок;

$B = \begin{bmatrix} B_{1,m}(t_1) & B_{2,m}(t_1) & B_{3,m}(t_1) & \dots & B_{n,m}(t_1) \\ B_{1,m}(t_2) & B_{2,m}(t_2) & B_{3,m}(t_2) & \dots & B_{n,m}(t_2) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ B_{1,m}(t_n) & B_{2,m}(t_n) & B_{3,m}(t_n) & \dots & B_{n,m}(t_n) \end{bmatrix}$ – матриця базисних функцій, чи

регресійна матриця.

Елементи регресійної матриці $B_{n,m}$ залежать від змінної часу, що називають регресором чи предикторною змінною. У загальному випадку, елементи $B_{n,m}$ утворюють лінійно незалежні стовпчики.

Тоді, за відомих базисних функцій (3.10), контрольні точки можуть бути отримані з розв'язку цього рівняння за методом найменших квадратів у матричному вигляді [335, стор 50]:

$$P = (B^T B)^{-1} B^T D. \quad (3.12)$$

Метод найменших квадратів мінімує суму середньоквадратичних відхилень по відношенню до значень матриці контрольних точок P .

Після отримання контрольних точок (3.12) та базисних функцій рівняння (3.9), для екстраполяції навігаційного параметру на потрібний час можна використати матричний запис (3.11).

Незсунена оцінка дисперсії може бути оцінена через оцінку суми залишків регресії [18; 71; 241; 335 стор 56]:

$$\hat{\sigma}_{predict}^2 = \frac{(D - BT)^T (D - BT)}{n - (N + 3)}, \quad (3.13)$$

де N – кількість контрольних точок.

За іншого підходу можливе застосування методів оцінювання дисперсії, виходячи з результатів екстраполяції, тоді для всього сплайну похибка може бути обчислена як [196, 241]:

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{SSE}{n-2} \sum_{i=1}^{n-2} (0.809d_i - 0.5d_{i+1} - 0.309d_{i+2})^2,$$

де $SSE = \sum_{i=1}^n (d_i - \bar{d})^2$ – сума середньоквадратичної різниці між спостереженнями та середнім значенням у групі.

Точність при цьому, залежить від обсягу наявних даних. На рис. 3.7 наведено обсяг навчальної вибірки, що застосовується на кожному етапі прогнозування відстаней під час польоту за маршрутом «AUI 79» з використанням оптимальної пари РНЗ та оцінені значення похибки екстраполяції на 1 секунду (3.13) за навчальною вибіркою.

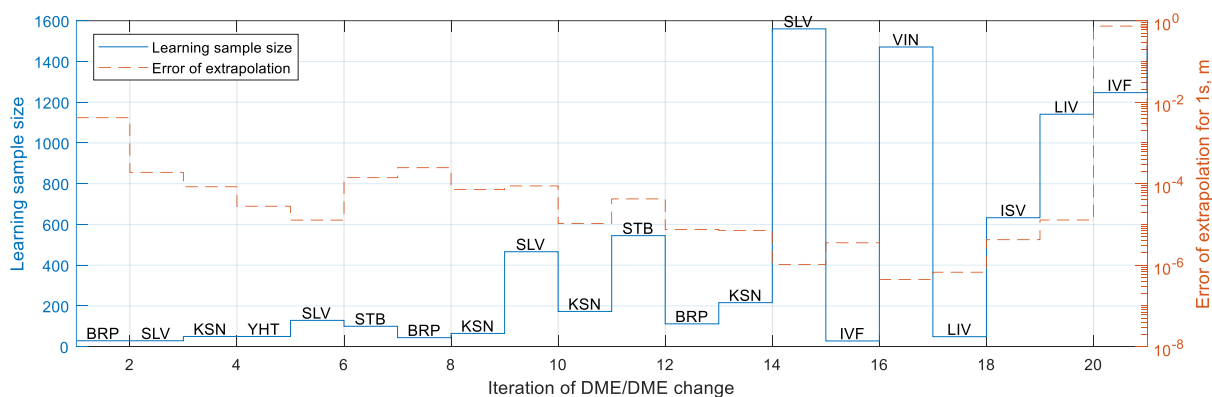


Рис. 3.7. Обсяг навчальної вибірки та похибка екстраполяції на кожному етапі прогнозування відстані для рейсу «AUI79»

З рис. 3.7 видно, що більшій кількості вимірювань відповідатиме більша точність прогнозування, як для 14 та 16 етапу прогнозування, проте у загальному випадку похибка сильно залежить від характеристик навчальної вибірки.

3.1.5 Особливості імплементації методу у бортовому обчислювальному комплексі

З точки зору застосування методів прогнозування, у FMS доцільним є два підходи:

- А. Постійне використання оптимальної пари РНЗ;
- Б. Циклічно повторюване, послідовне вимірювання відстаней до усіх наявних у зоні дії РНЗ.

Підхід А ґрунтується на традиційному принципі оптимальної пари. При цьому, кожен ітерацію оцінюється та налаштовується на роботу оптимальна пара РНЗ. У момент часу зміни оптимальної пари на іншу всі попередньо-виміряні відстані до РНЗ використовуються у якості навчальної вибірки для екстраполяції даних (рис. 3.8).

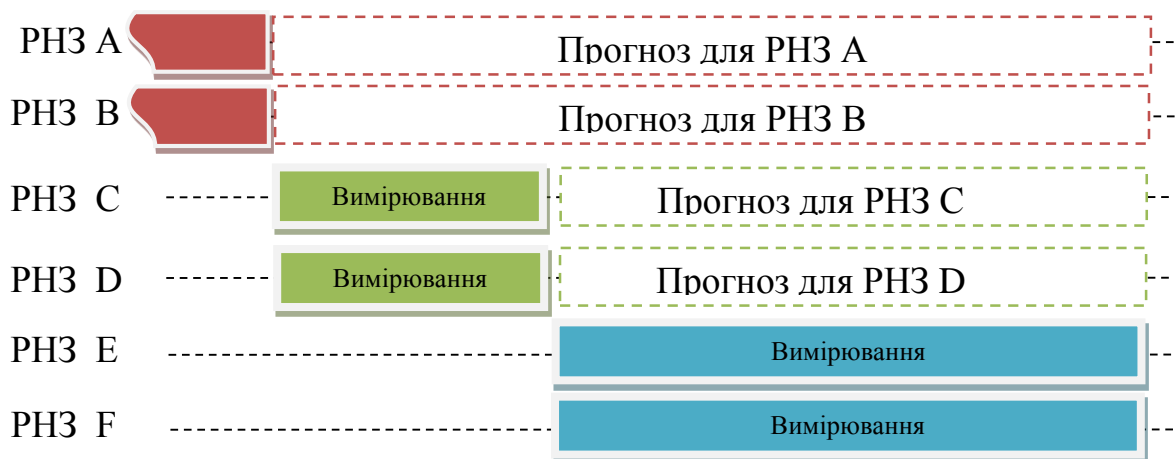


Рис. 3.8. Постійне використання оптимальної пари РНЗ

Подібний підхід дозволяє отримати достатню послідовність вхідних даних для прогнозування, оскільки оптимальна пара зазвичай вибирається з урахуванням періоду доступності, що дозволяє отримати достатньо точний

прогноз. Основною перевагою даного підходу є постійна наявність відстаней оптимальної пари, що можливо використовувати для позиціонування. Тобто, спершу застосовується класичний підхід, але згодом, після першої зміни оптимальної пари навігаційне рівняння розширюється за рахунок прогнозованих значень і вступає в дію позиціонування за сукупністю РНЗ. Проте, на практиці за такого підходу дуже складно за час польоту отримати інформації більше ніж від 3-х різних пар одночасно п.п.5.5.1 (стор. 332.)

Підхід Б заснований на постійному послідовному переборі наявних у зоні дії РНЗ. При цьому, швидко набирається необхідна кількість вхідних даних для початку екстраполяції і надалі постійно уточнює результати своєї екстраполяції (рис. 3.9).

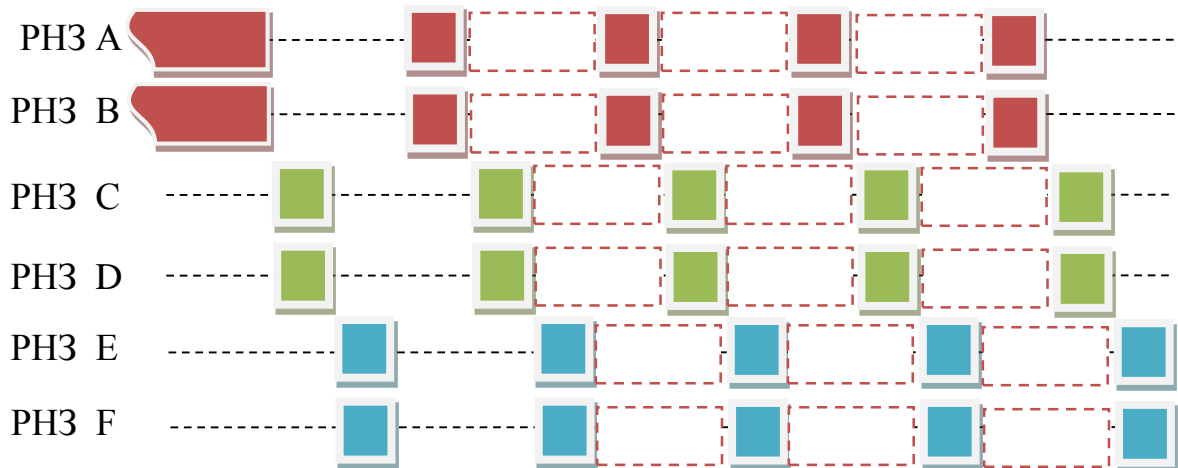


Рис. 3.9. Послідовне вимірювання відстаней до усіх наявних у зоні дії РНЗ

Основним недоліком такого підходу є очікування достатньої кількості вхідних даних, необхідних для прогнозування та розв'язку навігаційного рівняння. Подібний підхід потребує перебору усіх наявних РНЗ, приблизно 4-5 разів. Як результат, даним, отриманим на початку, властива найнижча точність, яка поступово буде покращуватись, у залежності від наявних РНЗ.

3.1.6 Функціонування методу прогнозування за сукупністю вимірених та прогнозованих відстаней

Метод позиціонування за багатьма сигналами від далекомірного обладнання, у загальному вигляді можна представити у вигляді структурної схеми на рис. 3.10.

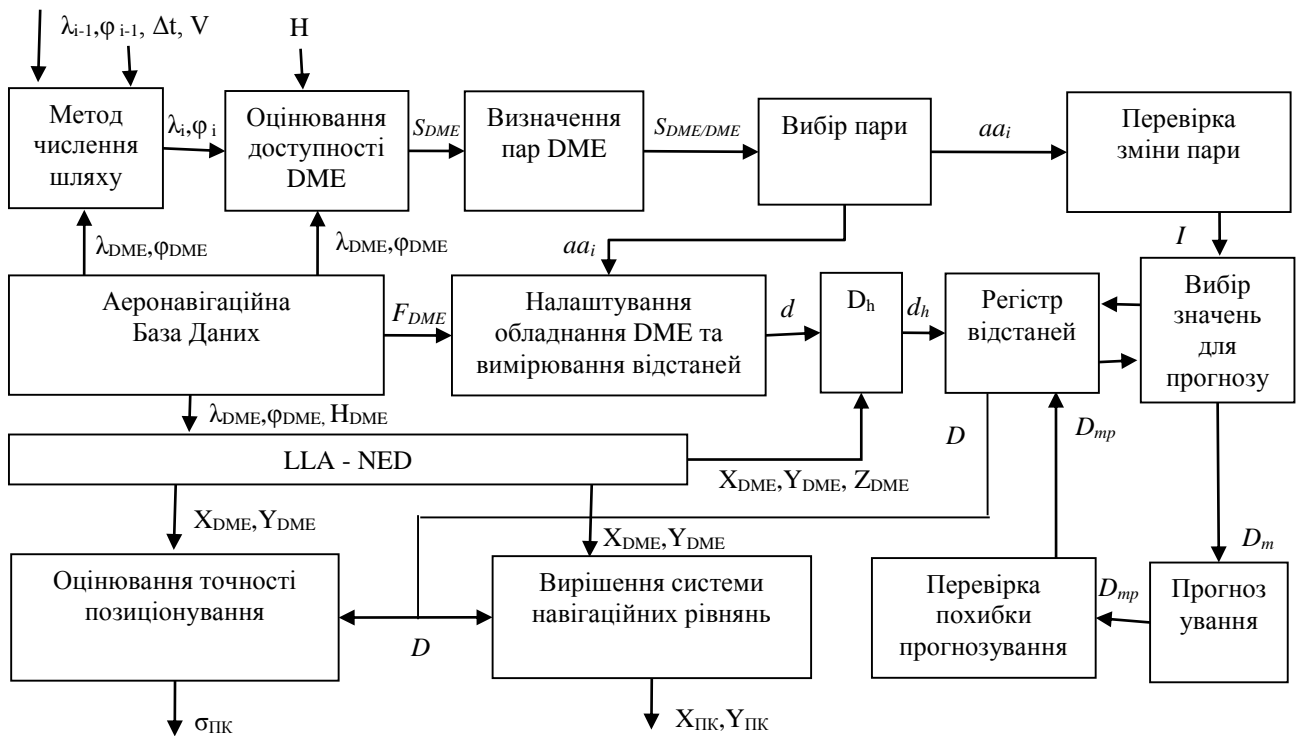


Рис. 3.10. Структурна схема методу позиціонування за сукупністю вимірених та прогнозованих відстаней від далекомірного обладнання

Спосіб позиціонування базується на використанні попередньо відомих координати місцеположення літака ($\lambda_{i-1}, \varphi_{i-1}$), чисельної інформації, щодо швидкості руху (V) та часу від останнього вимірювання координат (Δt) для приблизного визначення місцеположення ЛА (λ_i, φ_i) на час вимірювання. Для грубого визначення місцеположення ЛА застосовується метод числення шляху, за якого визначається приблизне можливе положення ЛА. Приблизне місцеположення ЛА необхідне для аналізу доступності DME. У випадку дуже малого часу Δt , у якості неточного місцеположення можна використати попередні відомі координати ЛА. Наприклад, у випадку раптової відмови GNSS,

у наступний момент вимірювання цілком можливо використовувати попередні відомі координати без задіювання методу числення шляху. Неточна координатна інформація зазвичай представляється у LLA системі координат.

На етапі оцінювання доступності РНЗ задіюються математичні моделі РНЗ у відповідності з їх технічними характеристиками та оцінюється зона дії на висоту польоту ЛА (H) (п.п. 4.1), що порівнюється з місцеположенням ЛА.

За результатами оцінювання доступності з множини ідентифікаторів далекомірного обладнання T_{DME} формується підмножина ідентифікаторів DME S_{DME} , послуги яких доступні для використання у точці місцеположення ЛА:

$$S_{DME} \subset T_{DME}.$$

Оскільки одночасно можливе вимірювання відстаней тільки до двох DME, то перелік можливих пар DME/DME знайдемо шляхом застосування операції декартового квадрату множини, що є результатом декартового добутку множини S_{DME} самої на себе:

$$S_{DME} \times S_{DME} \Rightarrow \{ \langle i, j \rangle \mid i, j \in S_{DME} \}.$$

Проте, множина декартового квадрату S_{DME} буде містити кортежі усіх можливих комбінацій ідентифікаторів DME. Вважаючи, що бортове обладнання DME вимірює відстані з використанням однієї антенної системи представимо підмножини можливих пар ідентифікаторів DME $S_{DME/DME}$ з множини S_{DME} без повторів для випадку використання n бортових вимірювачів:

$$S_{DME/DME} = \{ \{s_1, s_2, \dots, s_n\} \mid s_1 \in S_{DME} \& s_2 \in S_{DME} \& \dots \& s_n \in S_{DME} \& s_1 \neq s_n \}.$$

Кількість можливих комбінацій визначається потужністю множини $S_{DME/DME}$, що у загальному випадку для n бортових вимірювачів відстані можна представити наступним чином [287]:

$$|S_{DME/DME}| = C_m^n = \frac{m!}{n!(m-n)!}, \quad (3.14)$$

де $m = |S_{DME}|$.

В окремому випадку для пари DME/DME ($n=2$) матимемо:

$$S_{DME/DME} = \{ \{i, j\} \mid i, j \in S_{DME} \& i \neq j \}. \quad (3.15)$$

Загальна кількість комбінацій для пари обладнання може бути обчислена з (3.14):

$$|S_{DME/DME}| = C_{|S_{DME}|}^2 = \frac{|S_{DME}|!}{2(|S_{DME}|-2)!} \quad (3.16)$$

Вибір пари РНЗ може виконуватись у двох варіантах: підхід А та Б (п.п.3.1.5). Кожний з цих підходів має певні переваги та недоліки, проте, для найкращих характеристик їх застосування залежить від характеристик наземної мережі РНЗ. Інформація стосовно обраної пари РНЗ передається до БУРЗ для налаштування DME на вказані частоти. Через певний час DME виконує вимірювання та отримується інформація стосовно двох відстаней d . У якості центру локальної системи координат використовуються попередня наявна позиція ЛА чи спрогнозоване її значення на час вимірювання. Далі, за формулою (2.2) виконується перетворення координат DME у локальну систему числення. Відомі координати DME у локальній системі разом з відомою висотою польоту ЛА та вимірними відстанями використовуються для обчислення проекції відстані на горизонтальну площину за формулою (2.3). Отримані відстані заносяться до реєстру відстаней та зберігаються. У випадку не першого вимірювання, виконується перевірка зміни пари РНЗ. Якщо задіюється нова пара DME/DME, то за сигналом індикаторної функції виконується вибір відстаней з реєстру попередніх вимірювань та виконується їх прогнозування (п.п. 3.1.4). Паралельно оцінюється похибка прогнозу, що порівнюється з максимально допустимим значенням. Якщо похибка прогнозу стає неприйнятною, тобто такою, що значно впливає на результат обчислення, прогнозування даної відстані припиняється, результат прогнозу не заноситься до реєстру відстаней, а всі прогнозовані значення для даного РНЗ видаляються.

На останньому етапі використовується матриця відстаней з реєстру для розв'язку навігаційного рівняння (3.6) ітеративним підходом та для оцінювання похибки визначення місцеположення.

3.2 Метод позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірного обладнання

Позиціонування за кутомірною інформацією від багатьох РНЗ можливе за підходу, описаного у п.п. 2.3, за умови розширення навігаційної матриці до кількості РНЗ, необхідних для розв'язку. Всі розрахунки виконуються аналогічно у локальній прямокутній системі координат.

Перепишемо систему рівнянь (2.10) у загальному випадку для n кількості азимутів, тоді:

$$\operatorname{tg}(\alpha_i) = \frac{\Delta y_i}{\Delta x_i} = \frac{y_{\text{ПК}} - y_i}{x_{\text{ПК}} - x_i}, \quad i=1..n, \quad (3.17)$$

чи

$$x_{\text{ПК}} \operatorname{tg}(\alpha_i) - y_{\text{ПК}} = x_i \operatorname{tg}(\alpha_i) - y_i, \quad i=1..n \quad (3.18)$$

де $x_{\text{ПК}}, y_{\text{ПК}}$ – координати ЛА, x_i, y_i – координати РНЗ, α_i – азимут радіомаяка.

Взаємне положення ЛА та РНЗ у відповідності до четвертей тригонометричних функцій скомпенсовані у рівнянні (3.18), тобто різний знак тангенса компенсується знаком різниці координат.

У матричному вигляді систему рівнянь (3.18) можна представити у вигляді:

$$AX^T = B,$$

де $A = [\operatorname{tg}(\alpha_i), -1]$; $X = [x_{\text{ПК}}, y_{\text{ПК}}]$; $B = [x_i \operatorname{tg}(\alpha_i) - y_i]$; $i=1..n$.

Вектор координат місцеположення обчислюється за виразом:

$$X = ((A^T A)^{-1} A^T B)^T. \quad (3.19)$$

Імплементация багатосигнального підходу до парного принципу, доступного на ЛА, пропонується виконувати з урахуванням прогнозування кутомірної інформації за підходами А та Б, описаними у п.п. 3.1. Розглянемо випадок позиціонування за трьома VOR, наведений на рис. 3.11. На першому етапі використовується інформація від пари РНЗ А та В. Відповідно, вимірюються кути α_{A1}, α_{B1} та α_{A2}, α_{B2} у першій та другий часові проміжки. У третій та четвертий проміжок часу оптимальна пара змінюється та застосовується комбінація РНЗ В та С. Відповідно, часовим проміжкам

відповідатимуть вимірювання α_{B3} , α_{C3} та α_{B4} , α_{C4} . При цьому, кутова інформація від VOR A прогнозується. Прогнозовані значення α_{A3} та α_{A4} використовуються разом з інформацією від VOR B та VOR C для пошуку координат розташування ЛА. Прогнозовані значення розширюють систему навігаційних рівнянь та зменшують загальну похибку позиціонування. Точність прогнозу пропорційно залежить від обсягу попередніх вимірювань, траєкторії польоту ЛА та часу прогнозування.

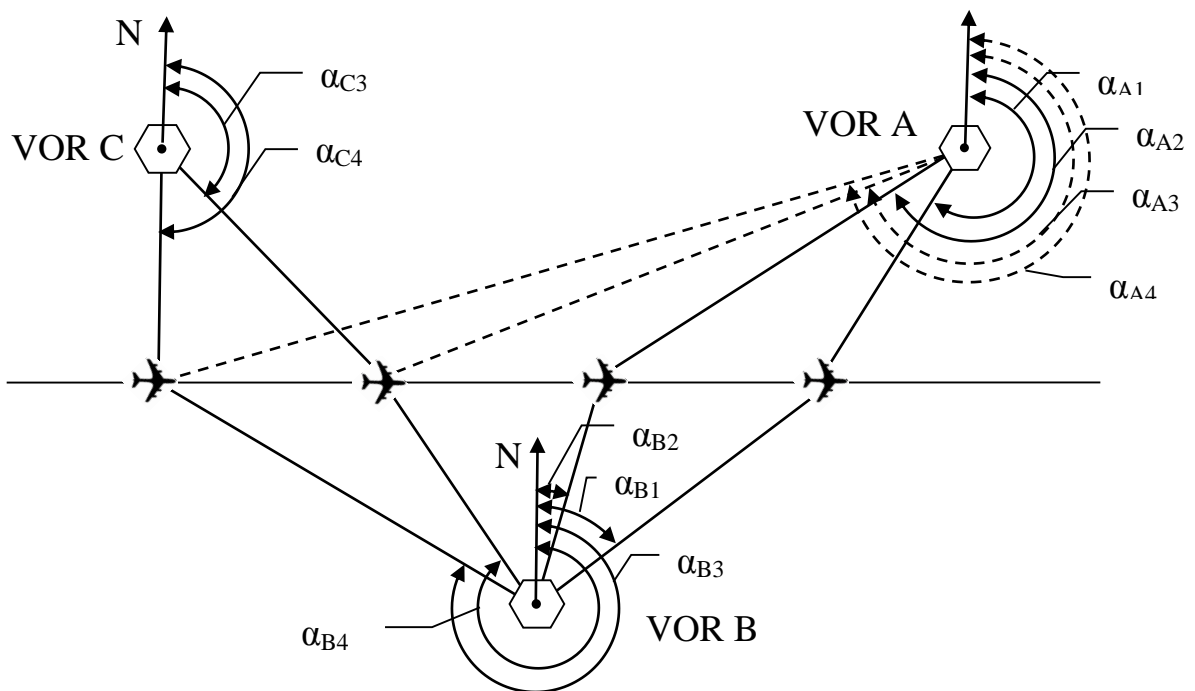


Рис. 3.11. Позиціонування за трьома кутами від VOR

Прогнозування вимірювань кутів відбувається з урахуванням траєкторії руху ЛА, відповідно до місцезрешування РНЗ, тобто з урахуванням обмеженості вимірювань у діапазоні можливих значень від 0° до 360° .

У загальному випадку, метод позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірного обладнання можна представити у вигляді структурної схеми на рис. 3.12.

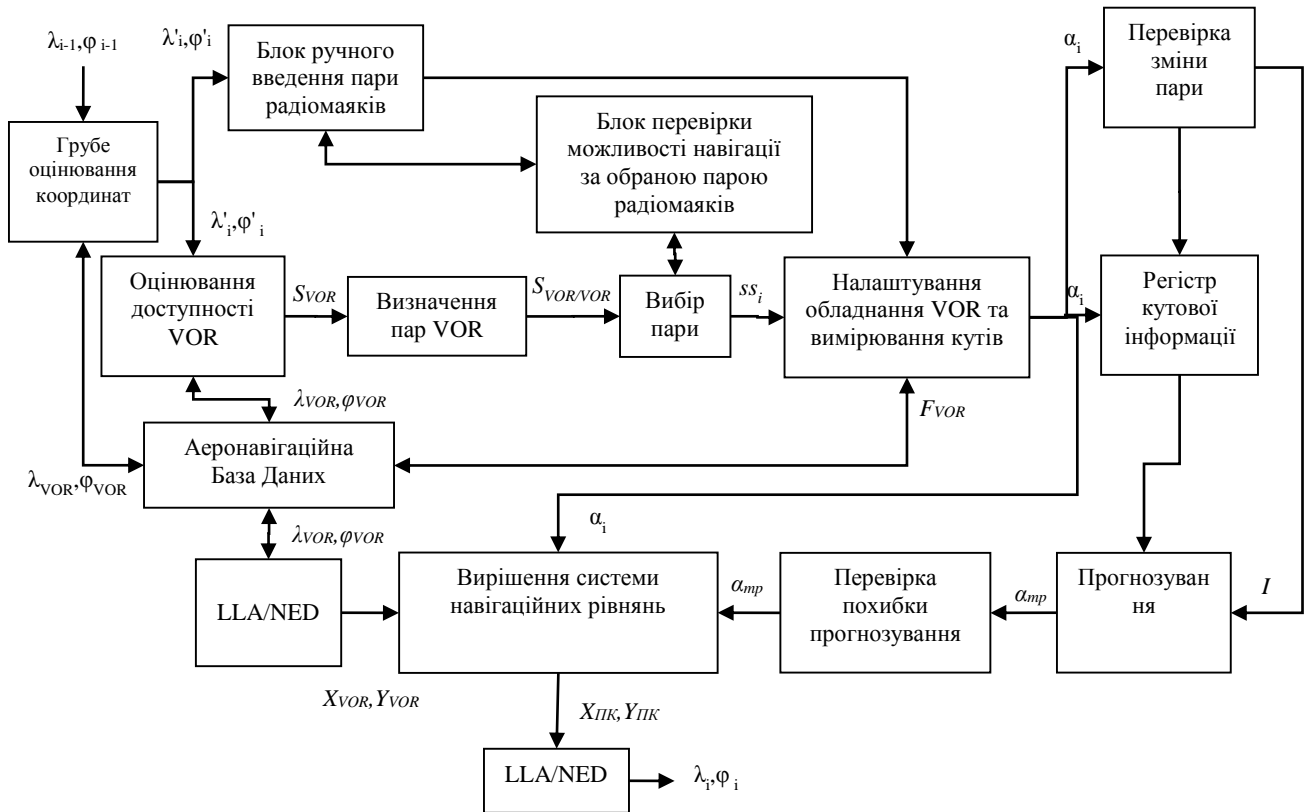


Рис. 3.12. Структурна схема методу позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірною обладнання

Вхідною інформацією для роботи методу є координати попереднього місцеположення ЛА, проміжок часу, що минув від останнього вимірювання координат та висотно-швидкісні дані ЛА, що необхідні для визначення приблизного місцероташування ЛА за методом числення шляху. Для координат приблизного місцеположення ЛА виконується оцінювання доступності радіомаяків VOR (п.п. 4.1.4) та будується множина ідентифікаторів РНЗ S_{VOR} , що можуть бути застосовані для вимірювання кутової інформації. Множина можливих комбінацій пар VOR/VOR у загальному випадку може бути представлена аналогічно до (3.23) наступним чином:

$$S_{VOR/VOR} = \{ \{i,j\} \mid i, j \in S_{VOR} \ \& \ i \neq j \}. \quad (3.20)$$

Загальна кількість комбінацій для пар VOR/VOR:

$$|S_{VOR/VOR}| = C_{|S_{VOR}|}^2 = \frac{|S_{VOR}|!}{2(|S_{VOR}|-2)!}. \quad (3.21)$$

Вибір пари VOR/VOR для виконання вимірювання виконується за одним з наведених підходів у п.п 3.1, чи задаватися у ручному режимі з перевіркою можливості навігації за обраною парою радіомаяків. Частоти обраних для навігації VOR (F_{VOR}) обираються з аеронавігаційної бази даних та виконується відповідних кутів. Отримані результати вимірювань надходять на збереження до реєстру кутової інформації.

Зміна пари РНЗ детектується та визначаються значення кутів, що будуть використовуватись для прогнозування. Сформована навчальна вибірка є основною інформацією для прогнозування даних за сплайн-функціями. Прогнозовані значення отримуються аналогічним чином до п.п 3.1. з оцінюванням величини похибки прогнозування, що порівнюється з певними граничними межами, та надходять разом з результатами вимірювань до блоку вирішення навігаційних рівнянь (3.18) у локальній декартовій системі координат NED. На відміну від далекомірного методу, маємо систему лінійних рівнянь, що має рішення відносно невідомих координат ЛА (3.19). Результати оцінювання координат місцеположення ЛА переводяться з локальної NED до глобальної LLA.

3.3 Метод позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірно-далекомірного обладнання

Позиціонування за інформацією від багатьох VOR/DME можливе за рахунок розширення системи рівнянь (2.19) до необхідної кількості вхідної інформації. Найкращим методом оцінювання координат місцеположення ЛА є пошук середнього значення за лінійним алгоритмом найменших квадратів. При цьому, від кожної точки розміщення VOR/DME отримується похила відстань та кутова інформація.

Розглянемо випадок розміщення РНЗ як показано на рис. 3.13.

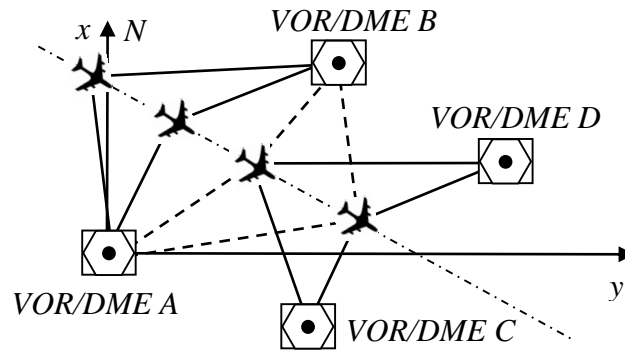


Рис. 3.13. Позичонування за багатьма VOR/DME

Відповідно до мінімальних вимог щодо складу бортового обладнання, літак цивільної авіації має бути укомплектований двома приймачами сигналів VOR та двома DME. Це дає можливість одночасної обробки у навігаційному рівнянні двох кутів та двох відстаней від двох різних наземних станцій VOR/DME. Крім того, розширення навігаційної інформації можливе за рахунок використання послідовних операцій чи регресійного підходу для прогнозування значень навігаційних параметрів. За цього варіанту, бортове обладнання налаштовується спершу на одну пару VOR/DME, як показано на рис. 3.13 (пара А та В) і виконує певну кількість вимірювань. Через певний час бортове обладнання перелаштовується на пару С та Д з одночасним початком прогнозування даних від VOR/DME А та VOR/DME В. Таким чином, у момент роботи з наступною парою VOR/DME, у навігаційних рівняннях використовується виміряна інформація та прогнозована. Розширення системи навігаційних рівнянь призводить до підвищення точності позиціонування, проте, похибка прогнозованих значень починає впливати на отримані дані. Подібний підхід ґрунтується на компенсації похибки прогнозування виграшем від вибору кращої геометрії взаємного місцерозташування.

Запишімо рівняння з (2.19) у матричному вигляді. Для цього введемо позначення:

$$X = \begin{bmatrix} x_{ГК} \\ y_{ГК} \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} x_1 + d_1 \cos(\alpha_1) \\ x_2 + d_2 \cos(\alpha_2) \\ \dots \\ x_n + d_n \cos(\alpha_n) \\ y_1 + d_1 \sin(\alpha_1) \\ y_2 + d_2 \sin(\alpha_2) \\ \dots \\ y_n + d_n \sin(\alpha_n) \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \\ \dots & \dots \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 1 \\ \dots & \dots \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Тоді, координати місцеположення ЛА можуть бути отримані з рівняння:

$$X = (A^T A)^{-1} A^T B. \quad (3.22)$$

Матриця A – є індикаторною функцією, що групує елементи рівняння відповідно до осі x чи y .

Узагальнена структурна схема методу позиціонування за сукупністю кутомірно-дальномірної інформації наведена на рис. 3.14, що складається з блоку грубого прогнозування місцеположення ЛА – 1; блоку оцінювання доступності наземних РНЗ – 2; аеронавігаційна база даних – 3; блоку групування доступних радіомаяків – 4; блоку вибору оптимальної пари – 5; блоку вимірювання кутів пеленгів – 6; бази даних пеленгів – 7; блоку вимірювання відстаней – 8; бази даних відстаней – 9; блоку перевірки зміни пари VOR/DME – 10; блоку прогнозування кутів – 11; блоку прогнозування відстаней – 12; блоку переведення координат з геодезичної до локальної декартової системи координат – 13, блоку розв'язання навігаційного рівняння та оцінювання точності позиціонування – 14; блоку переведення координат з локальної декартової системи координат до геодезичної – 15.

Принцип дії методу базується на використанні попередньо відомих координати місцеположення ЛА $(\lambda_{i-1}, \varphi_{i-1})$ та швидкостях їх зміни для приблизного визначення місцеположення ЛА на час вимірювання за алгоритмом числення шляху у блоці 1. Грубі координати місцеположення літального апарату разом з множиною даних РНЗ використовуються у блоці 2 для оцінювання переліку доступних наземних кутомірно-далекомірних радіомаяків.

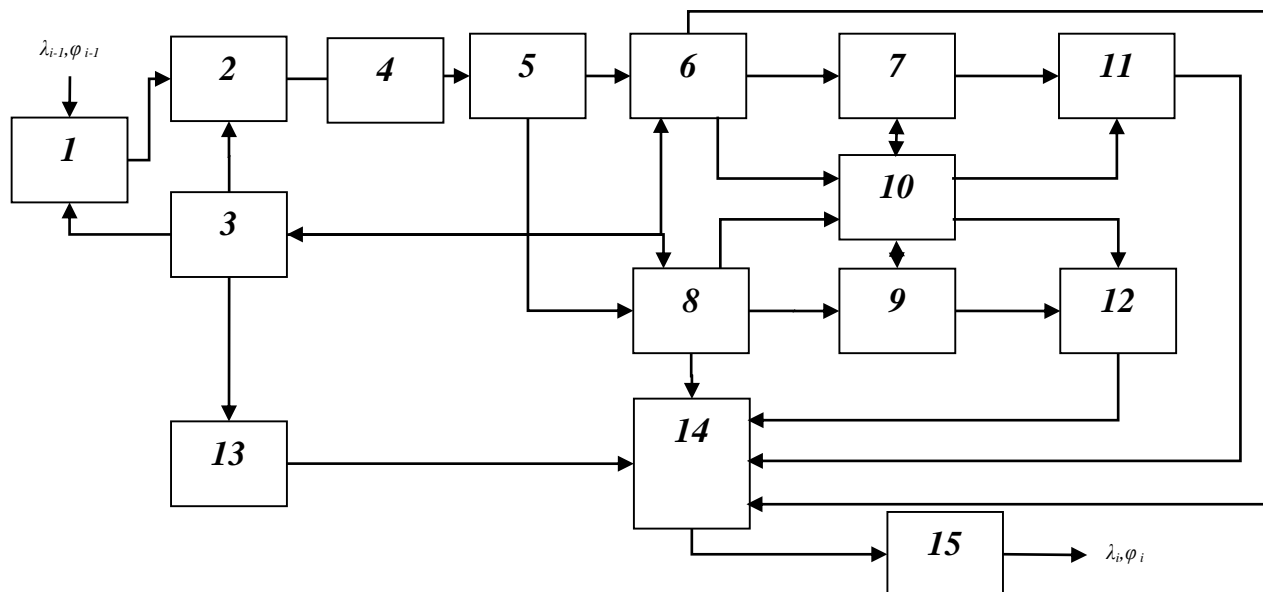


Рис. 3.14. Структурна схема методу позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірно-далекомірного обладнання

Аеронавігаційна база даних 3 містить ідентифікатори кутомірно-далекомірних радіомаяків, координати місцеположення антенної системи у геодезичній системі координат, тип РНЗ та інформацію стосовно частот. У процесі оцінювання доступності послуг РНЗ за кожним VOR/DME закріплюють певну модель простору, у межах якої забезпечуються послуги даного типу РНЗ з обмеженням за кутом місця у вертикальній площині, що утворює конусоподібну зону недоступності. Шляхом геометричних розрахунків перевіряють можливість знаходження ЛА у зоні дії VOR/DME. У результаті оцінювання доступності формують перелік доступних VOR/DME. Далі у блоці 4 виконують групування РНЗ за парним принципом. У блоці 5 виконують вибір оптимальної пари VOR/DME, що забезпечуватиме найвищу точність позиціонування за методом описаним у п.п. 2.7. У блоці 6 виконують налаштування бортових радіоприймачів сигналів VOR та вимірювання кутів пеленгів на обрані радіомаяки. Результати вимірювання зберігають у внутрішній базі даних пеленгів 7 разом з ідентифікатором радіомаяка та точного часу вимірювання. У блоці 8 виконують налаштування бортових далекомірів та вимірювання

відстаней. Результати вимірювання зберігають у внутрішній базі даних відстаней 9. Блок 10 виконує перевірку зміни пари VOR/DME при кожному вимірюванні і у випадку виявлення появи вимірювань від нової пари VOR/DME, що раніше не була задіяна у вимірюваннях, ініціює у блоці 11 початок прогнозування кутів пеленгів до радіомаяків VOR, а у блоці 12 – відстаней до радіомаяків DME, що спостерігалися раніше за даними, які зберігають у блоках 7 та 9 відповідно. Під час прогнозування кутової та далекомірної інформації, у блоках 11 та 12, виконується постійний контроль за похибками прогнозування відфільтровуючи прогнозовані з великою похибкою значення. Координати місцеположення антенних систем радіомаяків VOR/DME, що використовуються переводяться з геодезичної до локальної декартової системи координат (x_{VORi}, y_{VORi}) у блоці 13, при цьому центр координатної системи розміщують у точці місцеположення одного з використаних радіомаяків. У блоці 14 обчислюють матриці даних X, B, A та виконують розв'язок навігаційного рівняння (3.22). У блоці 15 виконують переведення координат з локальної декартової системи координат до глобальної геодезичної.

3.4 Метод позиціонування за інформацією бортової системи попередження зіткнень

Бортова система попередження зіткнень (ACAS – Airborne Collision Avoidance System) є автоматизованою системою спостереження за повітряним рухом навколо, з метою пошуку потенційних конфліктних ситуацій між учасниками повітряного руху та видачі рекомендацій пілоту на їх розв'язання [83]. Функція спостереження у ACAS функціонує аналогічно до вторинних радіолокаційних станцій, забезпечуючи точне вимірювання відстаней до сусідніх ЛА. Відповідно, ACAS може розглядатися як бортовий сенсор вимірювання відстаней до всіх учасників повітряного руху. У основі запропонованого методу лежить поєднання вимірних значень відстаней від

ACAS з відомими координатами літальних засобів з метою визначення власного місцеположення ЛА.

3.4.1 Особливості функціонування бортової системи попередження зіткнень

Використання ACAS на міжнародному рівні затверджено численними нормативними документами (зокрема ICAO та Eurocontrol) [4, 8, 83]. Відповідно вимог до складу обладнання авіоніки ЛА, ACAS II є обов'язковою системою для літаків цивільної авіації [4], а ACAS I – для засобів легкої авіації у багатьох країнах. ACAS стандартизовано у трьох модифікаціях [83], проте, на сьогодні реалізовано лише два з них:

- ACAS I – повідомляє пілота ЛА про повітряний рух навколо (TA – Traffic Advisory);
- ACAS II – забезпечує огляд навколишнього повітряного простору на випадок виявлення інших користувачів з відображенням їх на дисплеї ТА. Крім того, ACAS II оцінює потенційну можливість зіткнення у повітрі з іншими ЛА і, у випадку наявності такої загрози, формує повідомлення (RA – Resolution Advisory) для обох пілотів, що дозволяє уникнути зіткнення шляхом виконання скоординованого маневру у вертикальній площині.

ACAS є повністю автономною системою спостереження, що використовує алгоритм визначення місцеположення сусідніх літаків за допомогою пеленговального обладнання у вигляді напрямленої антени [83]. У центрі системи міститься обчислювальний блок, що формує сигнали запиту на частоті 1030 МГц, подібні до сигналів запиту вторинних радіолокаційних станцій та випромінює їх через антену системи (рис. 3.15). Ці сигнали приймаються на іншому ЛА, що перебуває у зоні дії ACAS, за допомогою літакового відповідача режиму “S”. Літаковий відповідач формує сигнал відповіді та випромінює його на частоті 1090 МГц. Антени ACAS приймають сигнал-відповідь і визначають

відстань за часом проходження сигналу у повітрі та напрямком його надходження, за властивостями напрямленої антени [352]. Визначення напрямку на сусідній ЛА виконується за напрямленою антеною з досить високою помилкою, що залежить від геометрії взаємного розташування. У переважній більшості вимірювань, точність визначення пеленгу не перевищує 3° , проте, при певній геометрії розташування, похибка визначення кута може сягати 30° . Такі значення похибки кутової інформації призводять до неможливості застосування кутомірно-далекомірних принципів при визначенні координат місцеположення сусідніх ЛА. Відсутність точного взаємного розміщення ЛА унеможливорює вирішення конфліктної ситуації шляхом використання координованого маневру у горизонтальній площині, що є основною перепорою при розробці ACAS III [8].

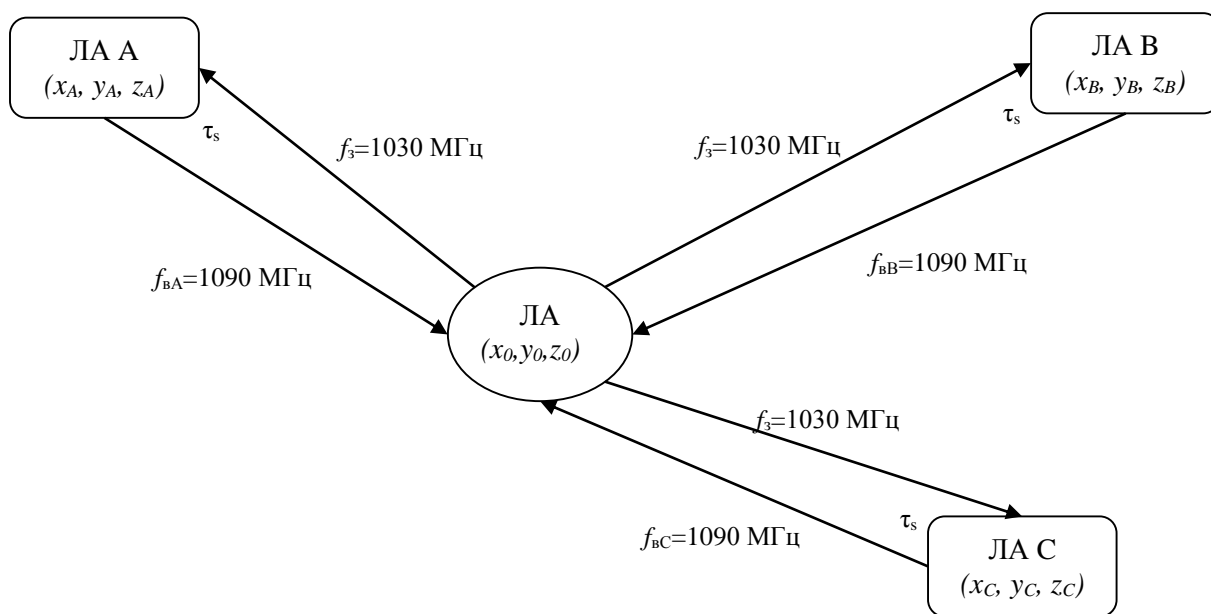


Рис. 3.15. Особливості спостереження ACAS

Зокрема, сигнал відповіді від літакового відповідача містить інформацію про бортовий номер ЛА, абсолютну висоту польоту за барометричним висотоміром, швидкість та координати місцеположення за системою супутникової навігації. Для функціонування алгоритмів виявлення конфліктної ситуації між ЛА, та попередження її розвитку, ACAS використовує лише барометричну висоту, з отриманої відповіді за режимом “S”.

Численні проблеми у функціонуванні ACAS II та постійний ріст завантаженості повітряного простору, у поєднанні з проблемами інтеграції безпілотної авіаційної техніки у повітряний рух [197], спонукали до пошуку шляхів покращення концепції ACAS. Запропонована концепція ACAS X ґрунтується на ймовірнісному підході з використанням динамічного програмування при виборі траєкторії оптимального маневру. Функція спостереження у ACAS X розширюється використанням даних за концепцією ADS-B. Відповідно до [4], ACAS X має чотири варіанти реалізації:

- ACAS Xa – розроблений для заміни ACAS II з використанням активного запиту та пасивного спостереження за ADS-B;
- ACAS Xo – розширена версія ACAS Xa для використання у надзавантаженому повітряному просторі;
- ACAS Xu – версія для застосування на дистанційно-пілотованих ЛА (RPAS – Remotely-Piloted Aircraft System);
- ACAS Xp – версія для застосування приватною авіацією з функцією спостереження на ADS-B.

У майбутніх шляхах розвитку, ACAS X повністю ґрунтується на широкому використанні даних ADS-B, що містить розширену інформацію стосовно власного місцеположення [2, 90].

3.4.2 Позичіонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків

Відповідно до результатів аналізу шляхів розвитку ACAS, функція спостереження забезпечуватиметься комбінацією пасивного спостереження за ADS-B та активного за режимом “S”. Відповідно, інформація обох систем може бути комбінована з метою визначення власного місцеположення [320, 326].

Розглянемо випадок взаємодії ACAS з двома ЛА. Слід зауважити, що алгоритми позиціонування ACAS I та ACAS II є однаковими та ґрунтуються на співпраці з літаковими відповідачами режиму “S” (рис. 3.16). При цьому,

обладнання ACAS формує сигнали запиту та сканує повітряний простір навколо за допомогою направлених властивостей антени. Літакові відповідачі сусідніх літаків, що знаходяться у зоні дії ACAS, приймають сигнали запиту та формують відповідь. З іншого боку, кожний ЛА виступає у якості джерела інформації стосовного власного місцеположення за ADS-B. У такому випадку, кожний ЛА виступає у якості навігаційної точки з відомими власними координатами (зазвичай представленими у LLA) та відомими відстанями до них від власного ЛА, отриманих з вимірювань ACAS (рис. 3.16).

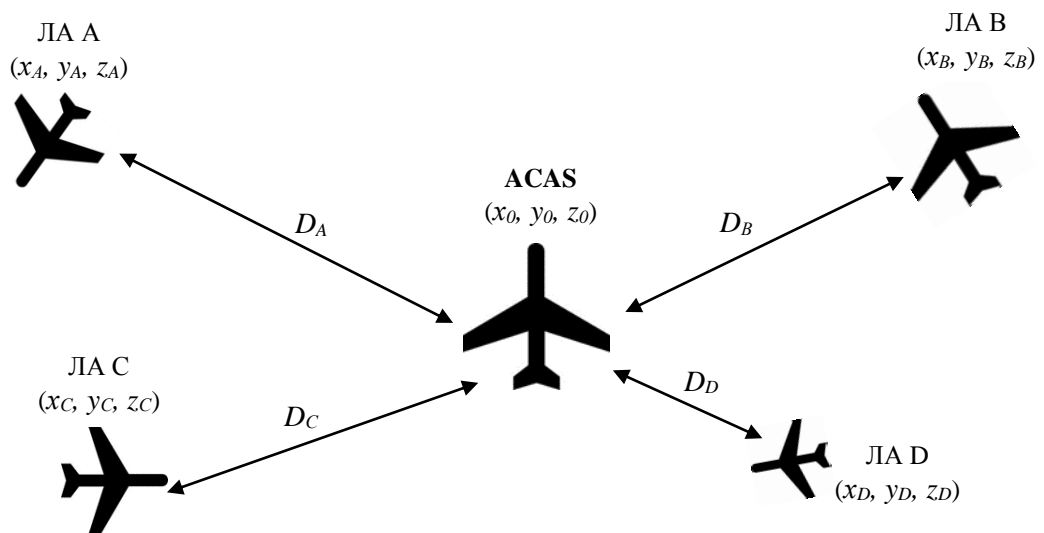


Рис. 3.16. Позиціонування за інформацією системи ACAS

Розв'язок навігаційної задачі, в залежності від наявної кількості інформації, може бути отриманий у глобальній ECEF чи локальній NED, NEU системах координат. При оцінюванні характеристик точності, важливими є її складові у горизонтальній та вертикальній площинах. Тому доцільно виконувати розв'язок навігаційної задачі одразу у локальній системі координат для отримання вихідних матриць при оцінюванні точності. У якості центра локальної системи, найкращим є використання невідомих координат ЛА. Проте, це призводить до ускладнення системи рівнянь і, як результат, до збільшення кількості обчислювальних операцій. Тому, для спрощення обчислень, у якості місця розміщення локальної системи, доцільно використовувати попередні

координати місцеположення ЛА, грубо спрогнозовані на час вимірювання, чи навіть координати найближчого ЛА-навігаційної точки.

Після перетворення вихідних даних до локальної системи числення, будується система навігаційних рівнянь (на прикладі трьох ЛА):

$$\begin{cases} D_A^2 = (x_A - x_0)^2 + (y_A - y_0)^2 + (z_A - z_0)^2 \\ D_B^2 = (x_B - x_0)^2 + (y_B - y_0)^2 + (z_B - z_0)^2, \\ D_C^2 = (x_C - x_0)^2 + (y_C - y_0)^2 + (z_C - z_0)^2 \end{cases}$$

де x_A, y_A, z_A, D_A – координати місцеположення та відстань до літака А, відповідно; x_B, y_B, z_B, D_B – літака В; x_C, y_C, z_C, D_C – літака С; x_0, y_0, z_0 – невідоме місцеположення ЛА.

Розв'язком цієї системи рівнянь будуть координати місцеположення власного ЛА. У випадку використання двох літаків, висотна координата не враховується у системі навігаційних рівнянь і, як результат, матимемо два розв'язки. Вірний варіант вибирається за близькістю розташування до попередніх координат ЛА, а інший відкидається.

У загальному випадку, систему навігаційних рівнянь можна представити у наступному вигляді:

$$D_i = \sqrt{(x_0 - x_i)^2 + (y_0 - y_i)^2 + (z_0 - z_i)^2}, \quad (3.23)$$

де i – індекс ЛА.

Розв'язок системи нелінійних навігаційних рівнянь (3.23) отримується за допомогою лінеаризації системи рівнянь за розкладом у ряд Тейлора, з застосуванням методу найменших квадратів для пошуку невідомих величин.

Ітеративний алгоритм пошуку розв'язку поступово наближається до значень координат з необхідною точністю. Аналогічно до (3.5), різниця між істинним та оціненим значенням координат на даній ітерації може бути представлена у вигляді розкладу у ряд Тейлора за похідними першого порядку:

$$\Delta D = \frac{x_{ПКнриб} - x_{ПКрнт}}{D_{нриб}} \Delta x + \frac{y_{ПКнриб} - y_{ПКрнт}}{D_{нриб}} \Delta y + \frac{z_{ПКнриб} - z_{ПКрнт}}{D_{нриб}} \Delta z \quad (3.24)$$

Запишемо (3.24) у матричній формі запису:

$$\Delta D_{ACAS} = H_{ACAS} \Delta u, \quad (3.25)$$

де

$$H_{ACAS} = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПКприб} - x_{ПК1}}{D_{приб1}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{ПК1}}{D_{приб1}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{ПК1}}{D_{приб1}} \\ \frac{x_{ПКприб} - x_{ПК2}}{D_{приб2}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{ПК2}}{D_{приб2}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{ПК2}}{D_{приб2}} \\ \frac{x_{ПКприб} - x_{ПК3}}{D_{приб3}} & \frac{y_{ПКприб} - y_{ПК3}}{D_{приб3}} & \frac{z_{ПКприб} - z_{ПК3}}{D_{приб3}} \end{bmatrix}, \quad \Delta u = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix}, \quad \Delta D_{ACAS} = \begin{bmatrix} D_{приб1} - D_{ACAS1} \\ D_{приб2} - D_{ACAS2} \\ D_{приб3} - D_{ACAS3} \end{bmatrix}.$$

Розв'язок (3.25) отримується за методом найменших квадратів:

$$\Delta u = (H^T H)^{-1} H^T \Delta D, \quad (3.26)$$

У рівнянні (3.26) значення Δu являє собою точність на кожному кроці ітерації, що наближає значення точки $(x_{ПКприб}, y_{ПКприб}, z_{ПКприб})$ до істинного значення з певною похибкою.

У загальному випадку, принцип дії методу позиціонування за інформацією ACAS можна представити у вигляді структурної схеми на рис. 3.17.

Відповідно до специфікації ACAS [8] та [4], система ACAS забезпечує вимірювання відстаней до ЛА та приймає повідомлення розширеного режиму «S». Алгоритм перспективної системи ACAS X ґрунтується на використанні повідомлень про місцезнаходження ЛА у якості грубого критерію для функцій попередження зіткнень. Взаємні відстані напряму потрапляють до систем навігаційних рівнянь (3.25), а координати оточуючих ЛА переводяться з геоцентричної системи LLA до локальної (наприклад NEU). Центр локальної системи розміщується у координатах попереднього місцеположення ЛА. Переведені координати оточуючих ЛА формують матрицю часткових похідних H , що використовується ітеративним алгоритмом пошуку розв'язку з певною точністю за (3.26).

Результат розв'язку навігаційного рівняння надається для подальшого використання у локальній системі числення NEU та у глобальній LLA.

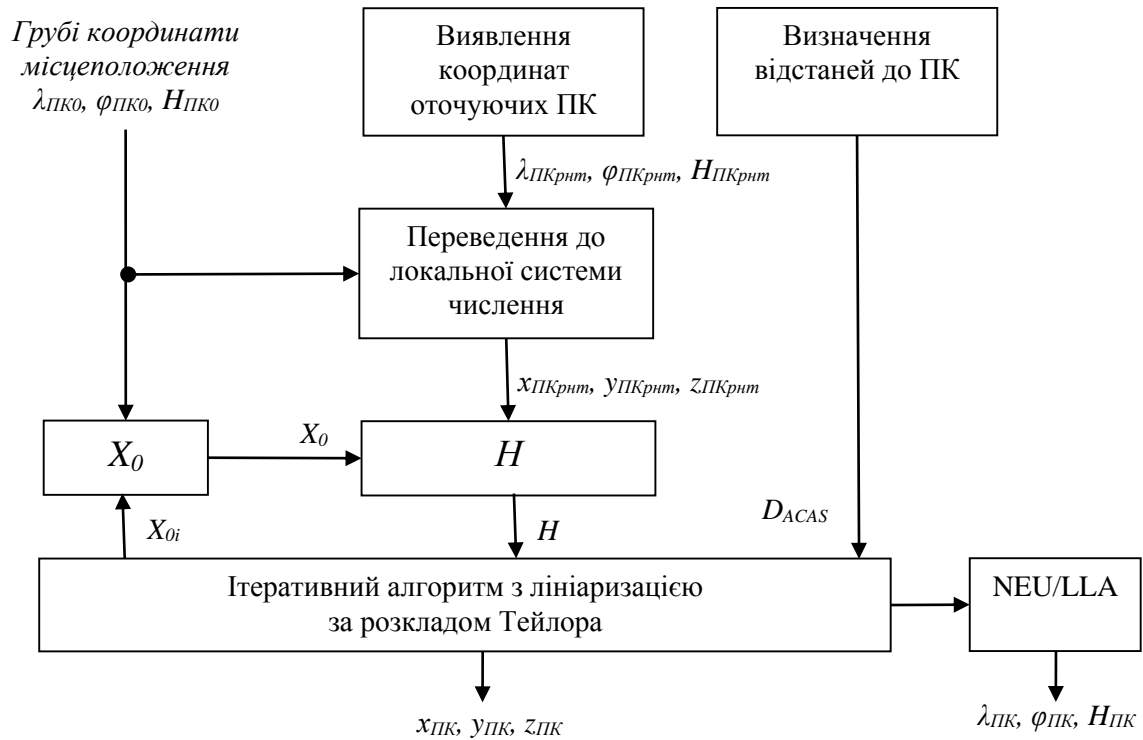


Рис. 3.17. Структурна схема методу позиціонування за інформацією ACAS

3.5 Метод пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірною обладнання та автоматичного залежного спостереження

Сучасна аеронавігаційна система функціонує з використанням великої кількості обладнання, що використовує електромагнітні хвилі певної частоти для передачі даних. Бортове обладнання ЛА використовує електромагнітні хвилі по різному: обладнання зв'язку забезпечує передачу інформаційних повідомлень, обладнання навігації і спостереження – визначення кутової та часової інформації. Під час польоту задіюються кожна з таких систем і, у сукупності з іншими системами, перетворюють ЛА у джерело електромагнітних випромінювань. Деякі системи, такі як DME, використовують бортову і наземну інфраструктуру, що функціонують з використанням радіохвиль. Після приймання сигналу запиту наземний радіомаяк блокується на час затримки для інших запитів, що обмежує загальну кількість ЛА, з якої DME може взаємодіяти. З іншої сторони, обсяги повітряного руху постійно зростають, а кожні 15 років

подвоюються. Це призводить до постійного збільшення завантаженості повітряного простору і до збільшення джерел електромагнітних випромінювань. Пасивне спостереження за сигналами наявними у просторі дозволяє визначати місцезнаходження джерел випромінювання та використовувати аеронавігаційне поле сигналів для позиціонування у просторі.

Поле сигналів DME є достатньо інформаційно визначеним для його використання з метою позиціонування за його параметрами, крім того система DME у відповідності до сучасних концепцій розглядається як перспективна. Для цілей пасивного позиціонування будемо використовувати поле сигналів DME, утворене одним ЛА, що під час польоту одночасно взаємодіє з однією парою DME/DME, тобто з двома наземними радіомаяками (рис. 3.18). Обидва комплекти бортового обладнання DME працюють синхронно і використовують однакову кодовану відстань між парними імпульсами у сигналах запиту. Обидва бортові DME налаштовані на частоти двох різних наземних радіомаяків. Використання однієї кодової відстані у сигналах запиту дає можливість ЛА, що містить пасивний приймач сигналів DME зафіксувати час випромінювання сигналів та розпізнати відповіді від наземних станцій DME.

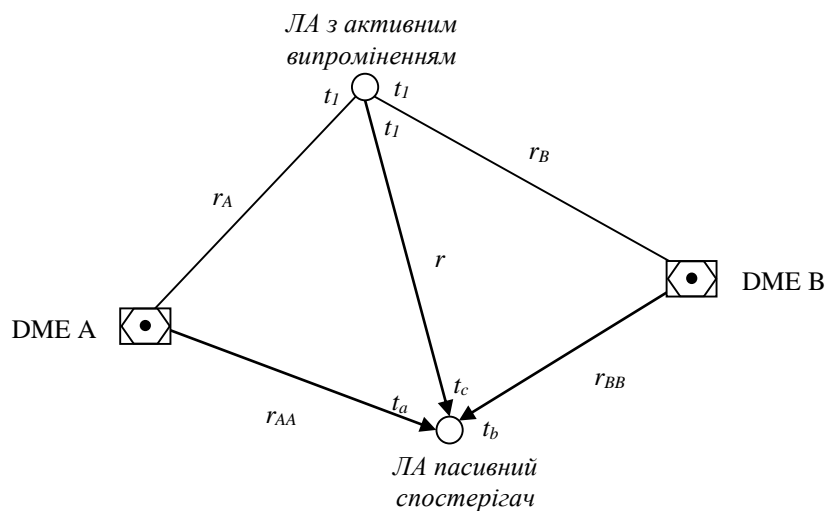


Рис. 3.18. Принцип дії пасивного методу визначення координат

Як видно з рис. 3.18, ЛА з активним режимом синхронно посилає сигнали запиту до наземних радіомаяків DME A та DME B у час t_1 . Через час t_A сигнал

запиту прийметься у наземному радіомаяку DME A, а через певну часову затримку τ_A на частоті відповіді сформується сигнал відповіді, що через час t_{AA} може бути прийнятий наземним пасивним приймачем (рис. 3.19). Час надходження сигналу через радіомаяк DME A:

$$t_a = t_1 + t_A + \tau_A + t_{AA}.$$

Аналогічно час надходження навігаційного сигналу до пасивного спостерігача через наземний радіомаяк DME B:

$$t_b = t_1 + t_B + \tau_B + t_{BB}.$$

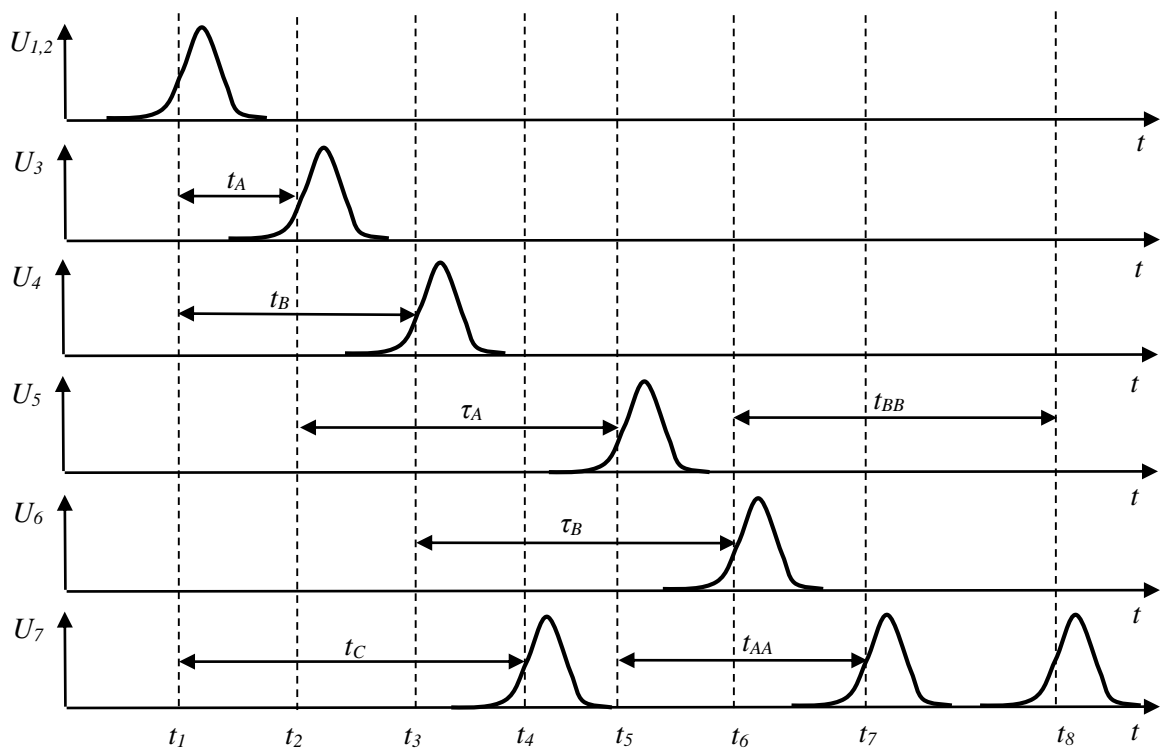


Рис. 3.19. Часова діаграма сигналів при пасивному позиціонуванні

Сигнал запиту від активного ЛА до пасивного приймача:

$$t_c = t_1 + rc^{-1}.$$

Використаємо гіперболічний принцип навігації та визначемо лінії положення. Для цього запишемо різниці часу фіксації сигналів пасивним приймачем:

$$(R_A - R_B)c^{-1} = t_a - t_b = t_1 + t_A + \tau_A + t_{AA} - t_1 - t_B - \tau_B - t_{BB} = t_A + \tau_A + t_{AA} - t_B - \tau_B - t_{BB},$$

$$(R_A - r)c^{-1} = t_a - t_c = t_1 + t_A + \tau_A + t_{AA} - t_1 - rc^{-1} = t_A + \tau_A + t_{AA} - rc^{-1},$$

$$(R_B - r)c^{-1} = t_b - t_c = t_I + t_B + \tau_B + t_{BB} - t_I - rc^{-1} = t_B + \tau_B + t_{BB} - rc^{-1}.$$

Будемо вважати, що активний ЛА використовує однакові канали DME

$$\tau = \tau_A = \tau_B.$$

Тоді:

$$c(t_a - t_b) = ct_A + ct_{AA} - ct_B - ct_{BB},$$

$$c(t_a - t_c) = ct_A + c\tau_A + ct_{AA} - r,$$

$$c(t_b - t_c) = ct_B + c\tau_B + ct_{BB} - r.$$

Представимо навігаційне рівняння через відстані:

$$c(t_a - t_b) = r_A + r_{AA} - r_B - r_{BB},$$

$$c(t_a - t_c) = r_A + c\tau + r_{AA} - r,$$

$$c(t_b - t_c) = r_B + c\tau + r_{BB} - r.$$

Запишемо загальну систему рівнянь разом з відстанями r_A , r_B , r_C , r_{AA} , r_{BB} :

$$c(t_a - t_b) = r_A - r_B + r_{AA} - r_{BB}$$

$$c(t_a - t_c) = r_A - r + r_{AA} + c\tau$$

$$c(t_b - t_c) = r_B - r + r_{BB} + c\tau$$

$$r_A^2 = (x_C - x_A)^2 + (y_C - y_A)^2 + (z_C - z_A)^2$$

$$r_B^2 = (x_C - x_B)^2 + (y_C - y_B)^2 + (z_C - z_B)^2$$

$$r_C^2 = (x - x_C)^2 + (y - y_C)^2 + (z - z_C)^2$$

$$r_{AA}^2 = (x - x_A)^2 + (y - y_A)^2 + (z - z_A)^2$$

$$r_{BB}^2 = (x - x_B)^2 + (y - y_B)^2 + (z - z_B)^2.$$

(3.27)

Як видно з системи рівнянь (3.27), для її розв'язку необхідно мати координати місцезнаходження радіомаяків DME та місцеположення активного ЛА, що може бути отримане з повідомлення ADS-B.

Для розв'язку системи рівнянь (3.27), аналогічно до п.п.3.1., застосуємо ітеративний підхід з лінеаризацією за розкладом у ряд Тейлора. Аналогічно до рівняння, знайдемо матрицю часткових похідних від (3.27) за невідомими координатами:

$$H = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПКприб} - x_A}{r_{AA}} & \frac{x_{ПКприб} - x_B}{r_{BB}} & \frac{y_{ПКприб} - y_A}{r_{AA}} & \frac{y_{ПКприб} - y_B}{r_{BB}} & \frac{z_{ПКприб} - z_A}{r_{AA}} & \frac{z_{ПКприб} - z_B}{r_{BB}} \\ \frac{x_{ПКприб} - x_A}{r_{AA}} & \frac{x_{ПКприб} - x_C}{r_{CC}} & \frac{y_{ПКприб} - y_A}{r_{AA}} & \frac{y_{ПКприб} - y_C}{r_{CC}} & \frac{z_{ПКприб} - z_A}{r_{AA}} & \frac{z_{ПКприб} - z_C}{r_{CC}} \\ \frac{x_{ПКприб} - x_B}{r_{BB}} & \frac{x_{ПКприб} - x_C}{r_{CC}} & \frac{y_{ПКприб} - y_B}{r_{BB}} & \frac{y_{ПКприб} - y_C}{r_{CC}} & \frac{z_{ПКприб} - z_B}{r_{BB}} & \frac{z_{ПКприб} - z_C}{r_{CC}} \end{bmatrix}, \quad (3.28)$$

$$\Delta u = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix}, \quad \Delta R = \begin{bmatrix} \Delta R_{приб1} - (R_A - R_B) \\ \Delta R_{приб2} - (R_A - R_C) \\ \Delta R_{приб3} - (R_B - R_C) \end{bmatrix}.$$

Зміщення кожної ітерації відносно істинного значення визначається аналогічно до (3.4) наступним чином:

$$\Delta u = (H^T H^{-1})^T H^T \Delta R.$$

Алгоритм послідовного наближення потребує задання початкової точки для пошуку рішення. Метод пасивного позиціонування за комбінованою інформацією DME та ADS-B наведений у вигляді структурної схеми на рис. 3.20. У якості вхідної інформації, метод потребує відомостей про неточні координати місцеположення, що необхідні для оцінювання доступності DME та використання координат у якості початкової точки пошуку місцеположення. Оцінювання доступності виконується за методом, наведеним у п.п.4.1.4 (стор. 223) з використанням технічних характеристик DME, наведених у аеронавігаційній базі даних. Ідентифікатори визначених доступних РНЗ використовуються для налаштування приймача для відслідковування доступних до використання DME. За прийнятими та декодованими сигналами фіксується точний часовий відлік їх надходження та унікальний ідентифікатор ЛА, що їх надіслав. При цьому, обладнання приймача відслідковує частоти запиту радіомаяка та частоти відповіді.

На наступному етапі перевіряється наявність мінімально необхідної інформації для позиціонування, тобто, шляхом порівняння ідентифікатора ЛА, визначаються сигнали запиту DME та два сигнали відповіді. На основі отриманих t_a, t_b, t_c , визначаються їх різниці та розраховуються різниці відстаней $\Delta R_{AB}, \Delta R_{AC}, \Delta R_{BC}$. На останньому етапі, сформовані матриці H та ΔR

використовуються ітеративним алгоритмом з лінеаризацією за розкладом у ряд Тейлора для визначення координат місцеположення ЛА. Розраховані координати ЛА у NED системі координат перетворюються до LLA для подальшого використання іншими системами.

Початкові координати
місцеположення ПК

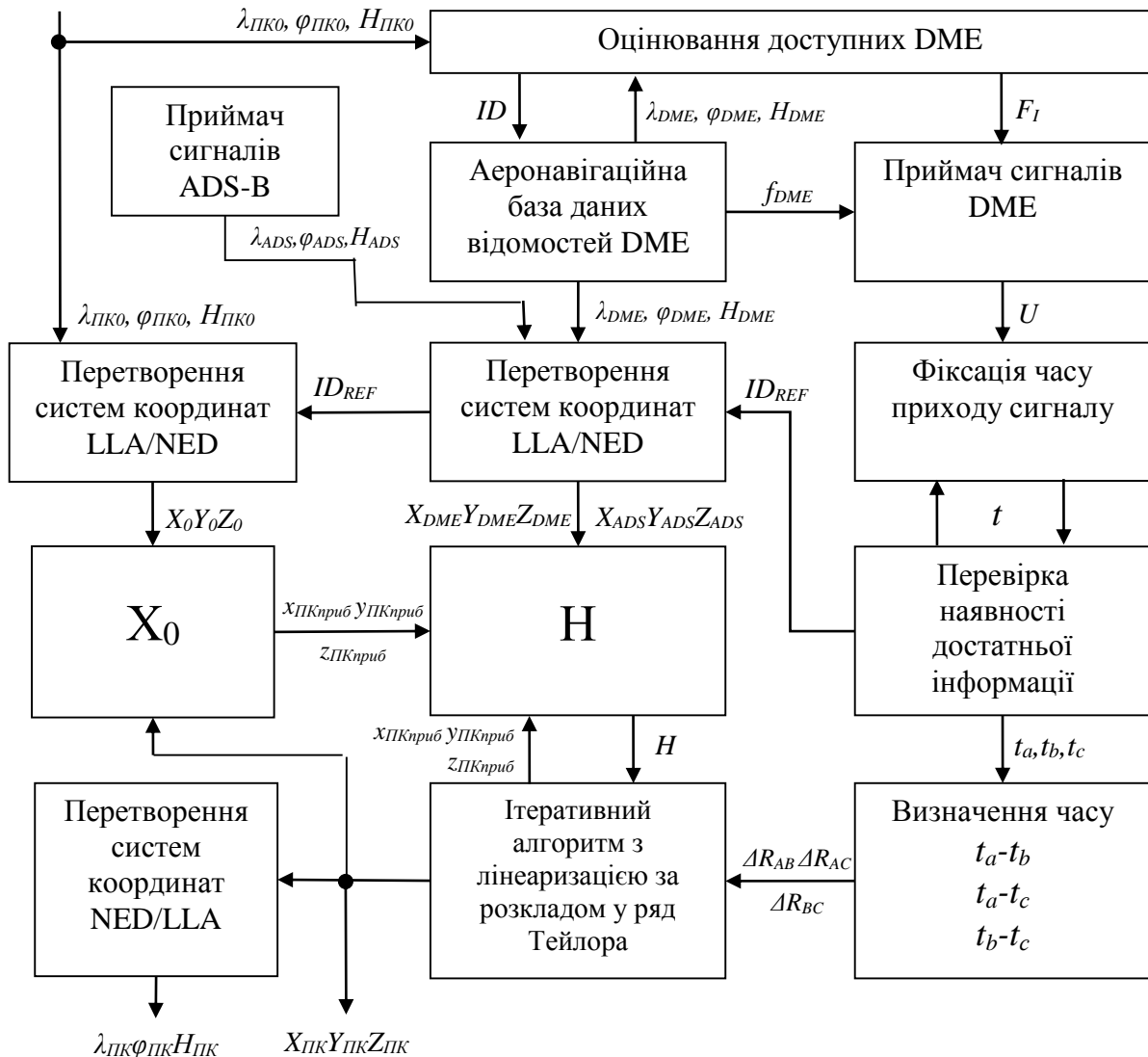


Рис. 3.20. Структурна схема методу пасивного позиціонування за комбінованою інформацією DME та ADS-B

Запропонований метод потребує використання багатоканального приймача сигналів DME та обладнання прийому інформації ADS-B про повітряний рух навколо.

3.6 Оцінювання точності позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів

У випадку оцінювання точності позиціонування за сукупністю навігаційних засобів у горизонтальній площині, сума двох незалежних випадкових величин з розподілів Гауса не гарантуватиме нормального розподілу, проте, дуже добре описуватиметься розподілом χ^2 . Довірчий інтервал для χ^2 може бути записаний наступним чином [79]:

$$P(0 < x < \alpha) = 1 - \exp(-0.5 \alpha^2).$$

Зазвичай розподіли випадкових величин не є симетричними за різними осями координат. Відповідно, геометрично довірча зона може бути представлена у вигляді еліпсу правдоподібності, що визначається малою та великою півосьми та його орієнтацією у просторі. Геометричні розміри еліпса правдоподібності будуть різними для різної довірчої ймовірності, проте, його орієнтація у просторі залишатиметься сталою. У випадку однакових напіввісей, довірча зона буде мати вигляд кола з 50% довірчою ймовірністю (СЕР – Circular Error Probability) [230]. У табл. 3.1 наведено основні співвідношення між α та довірчою ймовірністю при оцінюванні точності позиціонування.

Таблиця 3.1

Характеристика зон невизначеності при оцінюванні точності

	α	$P(0 < x < \alpha)$
Еліпс правдоподібності «1 σ »	1	39,4 %
СЕР	1,18	50%
Еліпс правдоподібності «2 σ »	2	86,5
95% довірчий інтервал	2,45	95%
Еліпс правдоподібності «3 σ »	3	98,9

У випадку суми квадратів трьох випадкових векорів, результуючий розподіл відповідатиме розподілу χ^2 з трьома степенями вільності [79]:

$$P(0 < x < \alpha) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\alpha^2} \sqrt{x} e^{-x/2} dx.$$

У випадку оцінювання точності позиціонування у трьох вимірах, еліпси невизначеності перетворюються у еліпсоїди, а випадок рівних напіввісей обмежуватиметься у вигляді сфери певного радіуса.

Під час опису точності позиціонування, може застосовуватися оцінка середньо-квадратичного відхилення між істиним (чи середнім) та вимірними значеннями координат.

Найнижчу границю випадкової похибки з незсуненим розподілом можна оцінити за нижньою границею Крамера (CRLB – Cramer-Rao Lower Bound) [31, 132, 61]:

$$\sigma^2 \leq \frac{\partial(g+b)(\theta)}{\partial\theta} I(\theta)^{-1} \left(\frac{\partial(g+b)(\theta)}{\partial\theta} \right)^T + b^2(\theta),$$

$$I(\theta) = -E \left[\frac{\partial^2 \log(p(r, \theta))}{\partial\theta^2} \right],$$

де θ – вимірювана величина; $I(\theta)$ – інформаційна матриця Фішера; $p(r, \theta)$ – розподіл випадкової величини r .

Оцінювання CRLB виконують шляхом знаходження оберненої матриці Фішера [134].

3.6.1 Точність позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від далекомірного обладнання

У випадку позиціонування за інформацією від багатьох DME, значний вплив на точність отриманих координат має геометрія взаємного розташування та відстань між РНЗ і ЛА. Запишемо рівняння (3.1) для випадку позиціонування у горизонтальній площині у вигляді розкладу у ряд Тейлора за зміними першого порядку з урахуванням випадкової похибки вимірювання (ε):

$$f(D + \Delta D) = f(D) + \frac{df(D)}{dx} \Delta x + \frac{df(D)}{dy} \Delta y + \varepsilon, \quad (3.29)$$

де $f(D+\Delta D)$ – функція результатів вимірювання відстаней; $f(D)$ – функція істинних відстаней; Δx , Δy – похибки по напрямкам осей; ε – випадкова похибка вимірювання відстані обладнанням DME.

Відкидаючи істинні значення у рівнянні (3.29), можна записати, що похибка визначення відстані може бути представлена у такому вигляді:

$$\Delta D = \frac{df(D)}{dx} \Delta x + \frac{df(D)}{dy} \Delta y + \varepsilon.$$

У матричному вигляді матимемо:

$$\Delta D = H_{DME}^T W^{-1} \Delta, \quad (3.30)$$

де H_{DME} – матриця часткових похідних; $W^{-1} = E\{\varepsilon \varepsilon^T\}^{-1}$ – обернена кореляційна матриця похибок, чи матриця ваги; $\Delta^T = [\Delta x \ \Delta y]$ – матриця похибок за напрямками осей.

У зазальному випадку для різних оптимізаційних задач можуть використовуватися різні вагові елементи матриці W [81, 245]. Зокрема, при оцінюванні вагового DOP у алгоритмі вибору отримальних відстаней GNSS може використовуватись нормоване значення кореляційної матриці похибок до похибки, що незалежить від поширення радіохвиль у просторі [245]. Оскільки при оцінюванні місцеположення ЛА використовуються результати вимірювань разом з прогнозованими значеннями разом то у якості матриці ваги доцільно використовувати кореляційну матрицю похибок аналогічно до [92, 202]:

$$W = \text{diag}(S),$$

де $S = [\sigma_{DME1}^2, \sigma_{DME2}^2, \dots, \sigma_{DME N}^2]$.

У випадку прогнозованих значень дальності за регресією, загальна дисперсія є сумою матриць середньоквадратичних відхилень вимірювання дальності (S_m) та матриці похибок прогнозування (S_p):

$$S = S_m + S_p, \quad (3.31)$$

де $S_m = [\sigma_{DME m1}^2, \sigma_{DME m2}^2, \dots, \sigma_{DME mN}^2]$; $S_p = [\sigma_{DME p1}^2, \sigma_{DME p2}^2, \dots, \sigma_{DME pN}^2]$.

Елементи матриці S_p оцінюються за (3.13) лише для відстаней, що прогнозуються. У випадку вимірювань без прогнозу, відповідні елементи вважаються рівними нулю.

Знайдемо часткові похідні рівняння (3.1):

$$\frac{df(D_i)}{dx} = \frac{x_{ПК} - x_{DMEi}}{D_i}; \quad \frac{df(D_i)}{dy} = \frac{y_{ПК} - y_{DMEi}}{D_i}, \quad i=1:n.$$

Матриця часткових похідних для n РНЗ по координатам у горизонтальній площині локальної системи координат матиме наступний вигляд:

$$H_{DME} = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПК} - x_{DME1}}{D_1} & \frac{y_{ПК} - y_{DME1}}{D_1} \\ \frac{x_{ПК} - x_{DME2}}{D_2} & \frac{y_{ПК} - y_{DME2}}{D_2} \\ \dots & \dots \\ \frac{x_{ПК} - x_{DME n}}{D_n} & \frac{y_{ПК} - y_{DME n}}{D_n} \end{bmatrix}.$$

У випадку наявності більше двох РНЗ, навігаційне рівняння може бути записаним у загальному вигляді для випадку трьох координат у локальній системі координат:

$$H_{DME} = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПК} - x_{DME1}}{D_1} & \frac{y_{ПК} - y_{DME1}}{D_1} & \frac{z_{ПК} - z_{DME1}}{D_1} \\ \frac{x_{ПК} - x_{DME2}}{D_2} & \frac{y_{ПК} - y_{DME2}}{D_2} & \frac{z_{ПК} - z_{DME2}}{D_2} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{x_{ПК} - x_{DME n}}{D_n} & \frac{y_{ПК} - y_{DME n}}{D_n} & \frac{z_{ПК} - z_{DME n}}{D_n} \end{bmatrix}. \quad (3.32)$$

Відповідно до Гаусівсько-Марковської теореми мінімізоване значення похибки за координатами локальної системи може бути записана з (3.30) наступним чином:

$$\Delta = (H_{DME}^T W^{-1} H_{DME})^{-1} H_{DME}^T W^{-1} \Delta D. \quad (3.33)$$

Отримана формула (3.33) називається розв'язком за зваженим методом найменших квадратів. У випадку некорельованих вимірювань, коли похибки вимірювань не залежать від відстані тоді аналогічно до [65, 213]:

$$\Delta_{LS} = (H_{DME}^T H_{DME})^{-1} H_{DME}^T \Delta D. \quad (3.34)$$

Розв'язок (3.34) називається розв'язком за методом найменших квадратів.

Результати вимірювань DME, містять випадкову похибку, яку будемо вважати розподіленою за законом Гауса з нульовим математичним сподіванням.

Запишемо коваріаційну матрицю:

$$\text{cov}(\Delta) = E[\Delta \Delta^T], \quad (3.35)$$

де оператором E позначимо математичне сподівання.

Підставляючи (3.33) у (3.35), матимемо:

$$\begin{aligned} \text{cov}(\Delta) &= E[(H_{DME}^T W^{-1} H_{DME})^{-1} H_{DME}^T W^{-1} \Delta D ((H_{DME}^T W^{-1} H_{DME})^{-1} H_{DME}^T W^{-1} \Delta D)^T] = \\ &= E[(H_{DME}^T W^{-1} H_{DME})^{-1} H_{DME}^T W^{-1} \Delta D \Delta D^T H_{DME} (W^{-1})^T (H_{DME}^T W^{-1} H_{DME})^{-1}] = \\ &= (H_{DME}^T W^{-1} H_{DME})^{-1} (W^{-1})^T H_{DME}^T W^{-1} H_{DME} \text{cov}(\Delta D) (H_{DME}^T W^{-1} H_{DME})^{-1} = \\ &= (H_{DME}^T W H_{DME})^{-1} W^T \text{cov}(\Delta D). \end{aligned}$$

Оскільки $(W^{-1})^T = W^{-1}$ та $\text{cov}(\Delta D) = W$ матимемо

$$\sigma_{pDME}^2 = \text{trace}(H_{DME}^T W^{-1} H_{DME})^{-1}. \quad (3.36)$$

Зважений коефіцієнт погіршення точності у горизонтальній площині [202] з (3.36) можна представити наступним чином:

$$HDOP_{DME} = \sigma_{pDME} \sigma_{DME0}^{-1}, \quad (3.37)$$

де σ_{DME0} – середньоквадратична похибка вимірювання дальності у DME, що вноситься наземним обладнанням і незалежить від відстані.

Загальна похибка позиціонування за сукупністю DME відповідно до (1.4):

$$TSE_{DME}^2 = NSE^2 + FTE^2 = 4 \sigma_{pDME}^2 + FTE^2. \quad (3.38)$$

3.6.2 Точність позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірного обладнання

Оцінювання точності позиціонування у горизонтальній площині за сукупністю сигналів від кутомірного обладнання VOR/VOR виконано за розкладом у ряд Тейлора за першими похідними з урахуванням випадкової похибки ε_α :

$$f(\alpha + \Delta\alpha) = f(\alpha) + \frac{df(\alpha)}{dx} \Delta x + \frac{df(\alpha)}{dy} \Delta y + \varepsilon_\alpha.$$

Похибка за кутом:

$$\Delta\alpha = \frac{df(\alpha)}{dx}\Delta x + \frac{df(\alpha)}{dy}\Delta y + \varepsilon_\alpha \quad (3.39)$$

Знайдемо часткові похідні за координатами від рівняння (3.17) за координатами:

$$\frac{df(\alpha_i)}{dx} = -\frac{\left(\frac{y_{IIK} - y_{VORVORi}}{x_{IIK} - x_{VORVORi}}\right)}{1 + \left(\frac{y_{IIK} - y_{VORVORi}}{x_{IIK} - x_{VORVORi}}\right)^2} \frac{1}{(x_{IIK} - x_{VORVORi})} = -\frac{y_{IIK} - y_{VORVORi}}{d_i^2}$$

$$\frac{df(\alpha_i)}{dy} = \frac{1}{1 + \left(\frac{y_{IIK} - y_{VORVORi}}{x_{IIK} - x_{VORVORi}}\right)^2} \frac{1}{(x_{IIK} - x_{VORVORi})} = \frac{x_{IIK} - x_{VORVORi}}{d_i^2}$$

Підставляючи часткові похідні у (3.39) матимемо:

$$\Delta\alpha = \Delta\alpha_x + \Delta\alpha_y + \varepsilon = \frac{y_{VOR/VORi} - y_{IIK}}{d_i^2} \Delta x + \frac{x_{VOR/VORi} - x_{IIK}}{d_i^2} \Delta y + \varepsilon_\alpha.$$

Запишемо отриманий вираз у матричному вигляді:

$$\Delta\alpha = H_{VOR} W^{-1} \Delta, \quad (3.40)$$

$$H_{VOR} = \begin{bmatrix} \frac{y_{VOR/VOR1} - y_{IIK}}{d_1^2} & \frac{x_{IIK} - x_{VOR/VOR1}}{d_1^2} \\ \frac{y_{VOR/VOR2} - y_{IIK}}{d_2^2} & \frac{x_{IIK} - x_{VOR/VOR2}}{d_2^2} \\ \dots & \dots \\ \frac{y_{VOR/VORn} - y_{IIK}}{d_n^2} & \frac{x_{IIK} - x_{VOR/VORn}}{d_n^2} \end{bmatrix}, \quad \Delta = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix},$$

де W_{VOR} – кореляційна матриця похибок вимірювального обладнання, чи матриця ваги:

$$W_{VOR} = \text{diag}(S_{VOR}),$$

де $S_{VOR} = [\sigma^2_{VOR1}, \sigma^2_{VOR2}, \dots, \sigma^2_{VORn}]$.

У випадку прогнозування значень QDR за регресією, загальна дисперсія є сумою матриць середньоквадратичних відхилень вимірювання (S_{VORm}) та матриці похибок прогнозування (S_{VORp}):

$$S_{VOR} = S_{VORm} + S_{VORp}, \quad (3.41)$$

де $S_{VORm} = [\sigma^2_{VORm1}, \sigma^2_{VORm2}, \dots, \sigma^2_{VORmn}]$; $S_p = [\sigma^2_{VORp1}, \sigma^2_{VORp2}, \dots, \sigma^2_{VORpn}]$.

Аналогічно до (3.33) розв'язок (3.40) за зваженим методом найменших квадратів буде мати наступний метод:

$$\Delta = (H_{VOR}^T W_{VOR}^{-1} H_{VOR})^{-1} H_{VOR}^T W_{VOR}^{-1} \Delta \alpha.$$

Для наближення може бути застосований й метод найменших квадратів, тоді розв'язок (3.40) може бути представлена у вигляді:

$$\Delta_{LS} = (H_{VOR}^{-1} H_{VOR})^{-1} \Delta \alpha.$$

Аналогічно до (3.35), записується коваріаційна матриця, та аналогічно до (3.36), матимемо залежність для оцінювання точності позиціонування у горизонтальній площині:

$$\sigma_{pVOR}^2 = \text{trace}(H_{VOR}^T W_{VOR}^{-1} H_{VOR})^{-1}. \quad (3.42)$$

Тоді коефіцієнт погіршення точності у горизонтальній площині :

$$HDOP_{VOR} = \sigma_{pVOR} \sigma_{VOR0}^{-1}, \quad (3.43)$$

де σ_{VOR0} – середньоквадратична похибка вимірювання дальності у DME, що вноситься наземним обладнанням.

Загальна похибка позиціонування за сукупністю VOR відповідно до (1.4):

$$TSE_{VOR}^2 = NSE^2 + FTE^2 = 4 \sigma_{pVOR}^2 + FTE^2. \quad (3.44)$$

Точність позиціонування кутомірного методу залежить від точності визначення кутів σ_α та геометрії розташування наземних радіомаяків відносно ЛА. Похибки визначення QDR бортовим обладнанням утворюють два сектори можливого місцеположення ЛА. Зона перетину секторів місцеположення вказує на можливе розташування ЛА (заштрихована зона на рис. 3.21 та рис. 3.22).

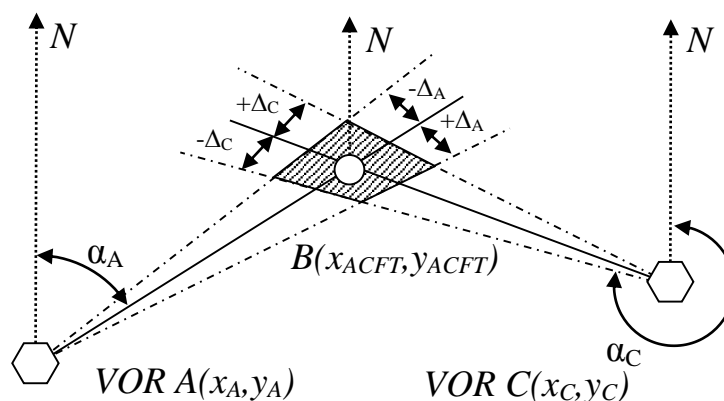


Рис. 3.21. Зона невизначеності при позиціонуванні за VOR/VOR

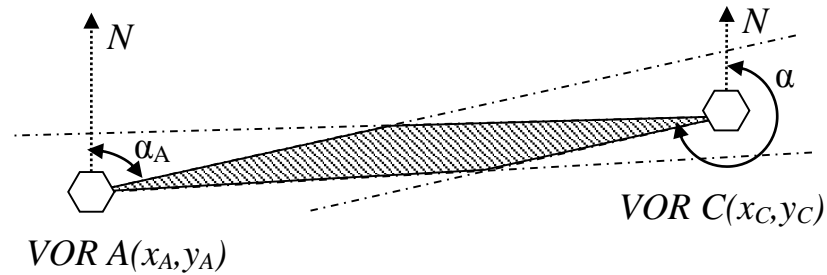


Рис. 3.22. Приклад невдалої геометрії розташування ЛА

Розміри зони невизначеності залежать від геометрії взаємного розміщення VOR та ЛА. Крім того, важливою є відстань від ЛА до VOR чим ближче, тим площа зони невизначеності буде меншою. Як видно з рис. 3.22, при парному позиціонуванні існують випадки неможливості визначення координат місцеположення ЛА за кутомірним методом при потраплянні одного радіомаяка у сектор місцеположення іншого. У цих випадках, необхідно використовувати повну сукупність VOR для вирішення навігаційної задачі.

3.6.3 Точність позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірно-далекомірною обладнання

Аналіз точності позиціонування за інформацією обладнання VOR/DME ґрунтується на рівняннях представлення дальностей та кутів у параметрах локальної системи координат. Розглянемо випадок позиціонування у горизонтальній площині, як універсальну систему рівнянь, що працюватиме з будь-якою кількістю вхідної інформації. Тоді, відстань між ЛА та VOR/DME представляється у горизонтальній площині наступним чином:

$$D_i^2 = (x_{ПК} - x_{VOR/DME})^2 + (y_{ПК} - y_{VOR/DME})^2. \quad (3.45)$$

Кут QDR від РНЗ до ЛА можна записати через співвідношення у прямокутному трикутнику:

$$\alpha_i = \arctg \left(\frac{y_{ПК} - y_{VOR/DME}}{x_{ПК} - x_{VOR/DME}} \right). \quad (3.46)$$

Вимірювання відстаней та кутів можна представити у вигляді розкладу у ряд Тейлора, обмежуючись похідними за першим порядком з похибками визначення дальності ε_D та кутової інформації ε_α у певний момент часу:

$$\begin{cases} f(D + \Delta D) = f(D) + \frac{df(D)}{dx} \Delta x + \frac{df(D)}{dy} \Delta y + \varepsilon_D \\ f(\alpha + \Delta \alpha) = f(\alpha) + \frac{df(\alpha)}{dx} \Delta x + \frac{df(\alpha)}{dy} \Delta y + \varepsilon_\alpha \end{cases} \quad (3.47)$$

Розглянемо похибки вимірювання дальності та кутів з системи рівнянь (3.57) окремо:

$$\begin{cases} dD = \frac{df(D)}{dx} \Delta x + \frac{df(D)}{dy} \Delta y + \varepsilon_D \\ d\alpha = \frac{df(\alpha)}{dx} \Delta x + \frac{df(\alpha)}{dy} \Delta y + \varepsilon_\alpha \end{cases} \quad (3.48)$$

Знайдемо часткові похідні по координатах від функції дальності (3.45) та функції кута (3.46):

$$\begin{aligned} \frac{df(D)}{dx} &= \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}{D_i} \\ \frac{df(D)}{dy} &= \frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{D_i} \end{aligned} \quad (3.49)$$

$$\begin{aligned} \frac{df(\alpha)}{dx} &= -\frac{\left(\frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}\right)}{1 + \left(\frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}\right)^2} \frac{1}{(x_{ПК} - x_{VOR/DMEi})} = -\frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{1 + \left(\frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}\right)^2 (x_{ПК} - x_{VOR/DMEi})^2} = \frac{y_{VOR/DMEi} - y_{ПК}}{D_i^2} \\ \frac{df(\alpha)}{dy} &= \frac{1}{1 + \left(\frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}\right)^2} \frac{1}{(x_{ПК} - x_{VOR/DMEi})} = \frac{1}{1 + \left(\frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}\right)^2 (x_{ПК} - x_{VOR/DMEi})^2} = \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}{D_i^2} \end{aligned} \quad (3.50)$$

Підставимо значення часткових похідних (3.49) та (3.50) відповідно у систему рівнянь (3.48) матимемо:

$$\begin{cases} dD = \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}{D_i} \Delta x + \frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{D_i} \Delta y + \varepsilon_D \\ d\alpha = \frac{y_{VOR/DMEi} - y_{ПК}}{D_i} \Delta x + \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}{D_i} \Delta y + \varepsilon_\alpha \end{cases} \quad (3.51)$$

Запишемо систему рівнянь (3.51) у матричному вигляді:

$$\Delta_{VOR/DME} = H_{VOR/DME} W^{-1}_{VOR/DME} \Delta, \quad (3.52)$$

де

$$\Delta_{VOR/DME}=[dD_i, d\alpha_i]; H_{VOR/DME}=[H_1, H_2]^T; \Delta=[\Delta x, \Delta y]^T; W_{VOR/DME}=\text{diag}([S_D, S_\alpha])$$

$$H_1 = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DME1}}{D_1} & \frac{y_{ПК} - y_{VOR/DME1}}{D_1} \\ \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DME2}}{D_2} & \frac{y_{ПК} - y_{VOR/DME2}}{D_2} \\ \dots & \dots \\ \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}{D_i} & \frac{y_{ПК} - y_{VOR/DMEi}}{D_i} \end{bmatrix}; H_2 = \begin{bmatrix} \frac{y_{VOR/DME1} - y_{ПК}}{D_1^2} & \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DME1}}{D_1^2} \\ \frac{y_{VOR/DME2} - y_{ПК}}{D_2^2} & \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DME2}}{D_2^2} \\ \dots & \dots \\ \frac{y_{VOR/DMEi} - y_{ПК}}{D_i^2} & \frac{x_{ПК} - x_{VOR/DMEi}}{D_i^2} \end{bmatrix};$$

$$S_D=[\sigma^2_{DME1}, \sigma^2_{DME2}, \dots, \sigma^2_{DMEi}]; S_\alpha=[\sigma^2_{VOR1}, \sigma^2_{VOR2}, \dots, \sigma^2_{VORi}].$$

Розв'язуючи систему рівнянь (3.52) за зваженим методом найменших квадратів, у матричному вигляді матимемо:

$$\Delta=(H^T_{VOR/DME} W^{-1}_{VOR/DME} H_{VOR/DME})^{-1} H^T_{VOR/DME} W_{VOR/DME} \Delta_{VOR/DME}. \quad (3.53)$$

Тоді, аналогічно до (3.36), точність позиціонування у горизонтальній площині може бути оцінена за допомогою ковариаційної матриці:

$$\text{cov}(\Delta)=E[\Delta \Delta^T]. \quad (3.54)$$

Підставляючи (3.53) у (3.54) аналогічно до (3.36) матимемо:

$$\text{cov}(\Delta)=(H^T_{VOR/DME} W^{-1}_{VOR/DME} H_{VOR/DME})^{-1}. \quad (3.55)$$

Оцінка середньо-квадратичного відхилення для позиціонування у горизонтальній площині:

$$\sigma^2_{VOR/DME}=\text{trace}((H^T_{VOR/DME} W^{-1}_{VOR/DME} H_{VOR/DME})^{-1}). \quad (3.56)$$

Загальна точність позиціонування за сукупністю VOR/DME відповідно до вимог RNAV може бути оцінена наступним чином:

$$TSE^2=NSE^2+FTE^2=(2\sigma_{VOR/DME})^2+FTE^2. \quad (3.57)$$

3.6.4 Точність позиціонування за системою попередження зіткнень літаків

Точність позиціонування, за запропонованим методом у п.п.3.4 (стор. 175), залежить від геометрії взаємного розташування користувачів повітряного простору ($\epsilon_{\text{ГЕОМ}}$), похибки визначення відстані у системі ACAS (ϵ_{ACAS}) та точності координатної інформації ЛА-РНТ, отриманої за концепцією ADS-B ($\epsilon_{\text{ADS-B}}$).

Геометрично на рис. 3.23 показано вплив неточності відомих координат ЛА на загальну точність позиціонування у горизонтальній площині.

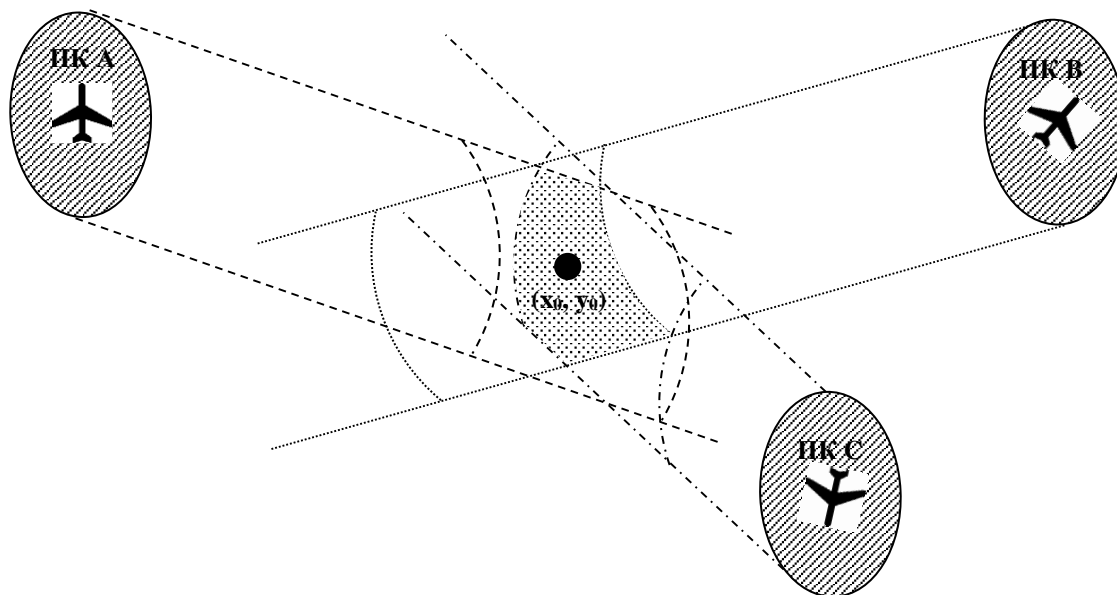


Рис. 3.23. Зони невизначеності при позиціонуванні у горизонтальній площині

Зона невизначеності місцеположення кожного ЛА може бути представлена у вигляді еліпса похибок. Крім того, оскільки координатна інформація ADS-B зазвичай отримується від GNSS, а похибки GNSS у межах певного повітряного простору можна вважати однаковими, то еліпси похибок будуть мати приблизно однакові геометричні розміри та однакову орієнтацію у просторі. Зона невизначеності результатів позиціонування є результатом впливу як геометрії взаємного місцеположення так і характеристик еліпсів похибок. У загальному випадку, виміряна відстань у ACAS може бути представлена як складова істинної відстані та трьох компонентів:

$$f(D+\Delta D)=f(D)+\varepsilon_{\text{геом}}+\varepsilon_{\text{ADS-B}}+\varepsilon_{\text{ACAS}}. \quad (3.58)$$

Вплив геометрії взаємного розташування користувачів повітряного простору на точність координатної інформації може бути представлена у вигляді розкладу рівняння (3.23) у ряд Тейлора за відповідними змінними:

$$\varepsilon_{\text{геом}}=\frac{df(D)}{dx}\Delta x+\frac{df(D)}{dy}\Delta y+\frac{df(D)}{dz}\Delta z, \quad (3.59)$$

де Δx , Δy , Δz – похибки позиціонування по координатам у NED.

Вплив похибок позиціонування у ADS-B аналогічно може бути представлений у вигляді розкладу рівняння (3.23) у ряд Тейлора за відповідними змінними:

$$\varepsilon_{\text{ADSB}} = \frac{df(D)}{dx_{\text{ADSB}}} \Delta x_{\text{ADSB}} + \frac{df(D)}{dy_{\text{ADSB}}} \Delta y_{\text{ADSB}} + \frac{df(D)}{dz_{\text{ADSB}}} \Delta z_{\text{ADSB}}, \quad (3.60)$$

де Δx_{ADSB} , Δy_{ADSB} , Δz_{ADSB} – похибки позиціонування ADS-B по координатам у NED.

Підставляючи (3.59) і (3.60) у (3.58), матимемо:

$$\Delta D = \frac{df(D)}{dx} \Delta x + \frac{df(D)}{dy} \Delta y + \frac{df(D)}{dz} \Delta z + \frac{df(D)}{dx_{\text{ADSB}}} \Delta x_{\text{ADSB}} + \frac{df(D)}{dy_{\text{ADSB}}} \Delta y_{\text{ADSB}} + \frac{df(D)}{dz_{\text{ADSB}}} \Delta z_{\text{ADSB}} + \varepsilon_{\text{TCAS}}, \quad (3.61)$$

Запишемо рівняння (3.61) у матричному вигляді:

$$\Delta D = H^T W^{-1} \Delta + H_{\text{ADSB}}^T W^{-1} \Delta_{\text{ADSB}}, \quad (3.62)$$

де H – матриця часткових похідних; Δ – матриця похибок за напрямні осей; $H_{\text{ПК}}$ – матриця часткових похідних по координатам ADS-B; Δ_{ADSB} – матриця похибок ADS-B за напрямні осей; $W^{-1} = E\{\varepsilon \varepsilon^T\}^{-1}$ – обернена кореляційна матриця похибок вимірювального обладнання, чи матриця ваги.

$$\Delta^T = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z]; \ \Delta_{\text{ADSB}}^T = [\Delta x_{\text{ADSB}} \ \Delta y_{\text{ADSB}} \ \Delta z_{\text{ADSB}}];$$

$$H = \begin{bmatrix} \frac{df(D_1)}{dx} & \frac{df(D_1)}{dy} & \frac{df(D_1)}{dz} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{df(D_i)}{dx} & \frac{df(D_i)}{dy} & \frac{df(D_i)}{dz} \end{bmatrix}; \ H_{\text{ADSB}} = \begin{bmatrix} \frac{df(D_1)}{dx_{\text{ADSB}}} & \frac{df(D_1)}{dy_{\text{ADSB}}} & \frac{df(D_1)}{dz_{\text{ADSB}}} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{df(D_i)}{dx_{\text{ADSB}}} & \frac{df(D_i)}{dy_{\text{ADSB}}} & \frac{df(D_i)}{dz_{\text{ADSB}}} \end{bmatrix}; \ \Delta D = \begin{bmatrix} \Delta D_1 \\ \vdots \\ \Delta D_i \end{bmatrix}.$$

Матриця часткових похідних по координатам H буде мати аналогічний до (3.32) вигляд:

$$H = \begin{bmatrix} \frac{x_0 - x_{\text{ПК1}}}{D_1} & \frac{y_0 - y_{\text{ПК1}}}{D_1} & \frac{z_0 - z_{\text{ПК1}}}{D_1} \\ \frac{x_0 - x_{\text{ПК2}}}{D_2} & \frac{y_0 - y_{\text{ПК2}}}{D_2} & \frac{z_0 - z_{\text{ПК2}}}{D_2} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{x_0 - x_{\text{ПК}n}}{D_n} & \frac{y_0 - y_{\text{ПК}n}}{D_n} & \frac{z_0 - z_{\text{ПК}n}}{D_n} \end{bmatrix}.$$

Матриця часткових похідних за координатами ЛА буде мати наступний вигляд:

$$H_{\text{ADS-B}} = -H = \begin{bmatrix} \frac{x_{\text{ПК1}} - x_0}{D_1} & \frac{y_{\text{ПК1}} - y_0}{D_1} & \frac{z_{\text{ПК1}} - z_0}{D_1} \\ \frac{x_{\text{ПК2}} - x_0}{D_2} & \frac{y_{\text{ПК2}} - y_0}{D_2} & \frac{z_{\text{ПК2}} - z_0}{D_2} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{x_{\text{ПКn}}}{D_n} & \frac{y_{\text{ПКn}} - y_0}{D_n} & \frac{z_{\text{ПКn}} - z_0}{D_n} \end{bmatrix}.$$

Розв'язок матричного рівняння (3.62) може бути отриманий з використанням методу зважених найменших квадратів:

$$\Delta = ((H^T W^{-1} H)^{-1} H^T W^{-1}) (\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}). \quad (3.63)$$

Запишемо коваріаційну матрицю:

$$\text{cov}(\Delta) = E[\Delta \Delta^T]. \quad (3.64)$$

Підставляючи (3.63) у (3.64), матимемо:

$$\begin{aligned} \text{cov}(\Delta) &= E[((H^T W^{-1} H)^{-1} H^T W^{-1}) (\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}) \times \\ &\quad \times (((H^T W^{-1} H)^{-1} H^T W^{-1}) (\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}))^T]. \end{aligned}$$

Введемо позначення

$$U = (H^T W^{-1} H)^{-1} H^T W^{-1}.$$

Тоді,

$$\begin{aligned} \text{cov}(\Delta) &= E[U (\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}) (U (\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}))^T] = \\ &= E[U (\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}) (\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}})^T U^T] = \\ &= U E[(\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}) (\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}})^T] U^T = \\ &= U E[(\Delta D - H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}) (\Delta D^T - H_{\text{ADS-B}} (W^{-1})^T \Delta^T_{\text{ADS-B}})] U^T = \\ &= U (E[(\Delta D \Delta D^T - \Delta D H_{\text{ADS-B}} (W^{-1})^T \Delta^T_{\text{ADS-B}} - \Delta D^T H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}} + \\ &\quad + H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}} H_{\text{ADS-B}} (W^{-1})^T \Delta^T_{\text{ADS-B}}]) U^T = \\ &= U (E[\Delta D \Delta D^T] - E[\Delta D H_{\text{ADS-B}} (W^{-1})^T \Delta^T_{\text{ADS-B}}] - E[\Delta D^T H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}}] + \\ &\quad + E[H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}} H_{\text{ADS-B}} (W^{-1})^T \Delta^T_{\text{ADS-B}}]) U^T. \end{aligned}$$

Оскільки похибки вимірювання відстані та координат ЛА є незв'язаними, то:

$$E[\Delta D \Delta^T_{\text{ADS-B}}] \approx 0,$$

$$E[\Delta D^T \Delta_{\text{ADS-B}}] \approx 0.$$

Тоді,

$$\text{cov}(\Delta u) \approx U (E[\Delta D \Delta D^T] + E[H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \Delta_{\text{ADS-B}} H_{\text{ADS-B}} (W^{-1})^T \Delta^T_{\text{ADS-B}}]) U^T,$$

$$\text{cov}(\Delta u) \approx U(\text{cov}(\Delta D) + H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} \text{cov}(\Delta_{\text{ADS-B}}) H_{\text{ADS-B}} (W^{-1})^T) U^T,$$

де

$$\text{cov}(\Delta_{\text{ADS-B}}) = S_{\text{ADS-B}} = \begin{bmatrix} \sigma_{x\text{ADS-B}}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{y\text{ADS-B}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{z\text{ADS-B}}^2 \end{bmatrix}; \text{cov}(\Delta D) = \sigma_d.$$

У загальному випадку, маємо:

$$G = U(\sigma_d + H^T_{\text{ADS-B}} W^{-1} S_{\text{ADS-B}} H_{\text{ADS-B}} (W^{-1})^T) U^T. \quad (3.65)$$

Складові похибок позиціонування:

$$G = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy}^2 & \sigma_{xz}^2 \\ \sigma_{yx}^2 & \sigma_y^2 & \sigma_{yz}^2 \\ \sigma_{zx}^2 & \sigma_{zy}^2 & \sigma_z^2 \end{bmatrix}.$$

Середньоквадратичне відхилення у горизонтальній площині:

$$\sigma_h^2 = \sigma_x^2 + \sigma_y^2. \quad (3.66)$$

Точність просторового позиціонування у горизонтальній та вертикальній площинах:

$$\sigma_p^2 = \sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2.$$

Оскільки у рівнянні (3.65), немає явної прямої залежності від σ_d , геометричний коефіцієнт погіршення точності отримати з цього рівняння неможливо.

Координати ЛА, інформація яких використовується у якості радіонавігаційних точок, відомі неточно, тобто з певною похибкою. Проте, повідомлення ADS-B мають містити інформацію щодо точності координатної інформації у горизонтальній площині NACp (Navigation Accuracy Category for Position). Ця величина вказує на граничні межі інформації, що повідомляється з 95% довірчою ймовірністю. Можливі значення NACp з відповідними довірчими межами наведено у табл. 3.2. [2].

Основним джерелом координатної інформації на борту ЛА є GNSS. Дальність дії режиму спостереження ADS-B обмежується певним значенням, тобто, при оцінюванні власних координат, використовуються ЛА, розмішені у певній частині повітряного простору, обмеженій максимальною дальністю дії

сигналів спостереження. Оскільки, у переважній більшості, похибки залежать від стану іоносфери, що змінюється одночасно у межах визначеної території, то можна вважати що похибки GNSS у певній часині повітряного простору мають приблизно однаковий розподіл.

Таблиця 3.2

Межа похибки позиціонування у горизонтальній площині для повідомлень ADS-B [2]

НАСр	Межа похибки позиціонування у горизонтальній площині
0	$\sigma_p \geq 18.52$ км (10 м.миль)
1	$\sigma_p < 18.52$ км (10 м.миль)
2	$\sigma_p < 7.4$ км (4 м.миль)
3	$\sigma_p < 3.7$ км (2 м.миль)
4	$\sigma_p < 1852$ м (1 м.миль)
5	$\sigma_p < 926$ м (0.5 м.миль)
6	$\sigma_p < 555$ м (0.3 м.миль)
7	$\sigma_p < 185$ м (0.1 м.миль)
8	$\sigma_p < 92$ м (0.05 м.миль)
9	$\sigma_p < 30$ м
10	$\sigma_p < 10$ м
11	$\sigma_p < 3$ м

Оцінимо вплив похибок, пов'язаних з неточно відомими координатами ЛА на результати позиціонування. Для цього виконаємо оцінювання σ_p^2 без врахування неточності за зваженим методом найменших квадратів матимемо:

$$(H^T W^{-1} H)^{-1} = \begin{bmatrix} \sigma_{xACAS}^2 & \sigma_{xy}^2 & \sigma_{xz}^2 \\ \sigma_{xy}^2 & \sigma_{yACAS}^2 & \sigma_{yz}^2 \\ \sigma_{xz}^2 & \sigma_{yz}^2 & \sigma_{zACAS}^2 \end{bmatrix}.$$

Тоді коефіцієнт погіршення точності у горизонтальній площині матиме вигляд :

$$HDOP_{ACAS} = \frac{\sqrt{\sigma_{xACAS}^2 + \sigma_{yACAS}^2}}{\sigma_d}.$$

Коефіцієнт погіршення точності у вертикальній площині

$$\text{VDOP}_{\text{ACAS}} = \frac{\sigma_{z\text{ACAS}}}{\sigma_d}.$$

Точність позиціонування у горизонтальній площині:

$$\sigma_h^2 = \sigma_{x\text{ACAS}}^2 + \sigma_{y\text{ACAS}}^2. \quad (3.67)$$

Точність просторового позиціонування у горизонтальній та вертикальній площинах:

$$\sigma_p^2 = \sigma_{x\text{ACAS}}^2 + \sigma_{y\text{ACAS}}^2 + \sigma_{z\text{ACAS}}^2.$$

Вплив неточності у відомих координатах ЛА на результати позиціонування буде різницею похибок:

- для горизонтальної площини

$$\Delta\sigma_h^2 = |\sigma_h^2 - \sigma_h^2|; \quad (3.68)$$

- для вертикальної площини

$$\Delta\sigma_z^2 = |\sigma_z^2 - \sigma_z^2|;$$

- для простору

$$\Delta\sigma_p^2 = |\sigma_p^2 - \sigma_p^2|.$$

Отримані величини показують наскільки точність визначення координат ЛА за GNSS впливають на точність позиціонування за інформацією ACAS. Отримані величини будуть мати різні значення для різної геометрії взаємного розташування та різного знаходження ЛА. Тому, доцільно виконувати оцінювання точності позиціонування у межах частини повітряного простору.

3.6.5 Точність пасивного позиціонування за комбінованою інформацією DME та ADS-B

Метод пасивного позиціонування за комбінованою інформацією DME та ADS-B ґрунтується на гіперболичному принципі навігації з використанням координатної інформації ЛА, що активно взаємодіє з DME. Координати

наземних станцій DME відомі точно з внутрішньої аеронавігаційної бази даних, навідміну від координат ЛА. При оцінці точнісних характеристик методу, необхідно враховувати, що координати активного ЛА надходять з певною похибкою, наприклад похибкою GNSS на час вимірювання. Враховуючи це, похибка визначення різниці відстаней може бути представлена наступним чином:

$$\Delta R = \frac{df(R)}{dx} \Delta x + \frac{df(R)}{dy} \Delta y + \frac{df(R)}{dz} \Delta z + \frac{df(R)}{dx_{ПК}} \Delta x_{ПК} + \frac{df(R)}{dy_{ПК}} \Delta y_{ПК} + \frac{df(R)}{dz_{ПК}} \Delta z_{ПК}, \quad (3.69)$$

де Δx , Δy , Δz – похибки позиціонування по координатам у NED;

$\Delta x_{ПК}$, $\Delta y_{ПК}$, $\Delta z_{ПК}$ – похибки позиціонування активного ЛА по координатам.

Запишемо рівняння (3.69) у матричному вигляді для системи рівнянь (3.27):

$$\Delta R = H \Delta u + H_{ПК} \Delta u_{ПК}, \quad (3.70)$$

де,

$$H = \begin{bmatrix} \frac{df(R_{ab})}{dx} & \frac{df(R_{ab})}{dy} & \frac{df(R_{ab})}{dz} \\ \frac{df(R_{ac})}{dx} & \frac{df(R_{ac})}{dy} & \frac{df(R_{ac})}{dz} \\ \frac{df(R_{bc})}{dx} & \frac{df(R_{bc})}{dy} & \frac{df(R_{bc})}{dz} \end{bmatrix}; \quad H_{ПК} = \begin{bmatrix} \frac{df(R_{ab})}{dx_{ПК}} & \frac{df(R_{ab})}{dy_{ПК}} & \frac{df(R_{ab})}{dz_{ПК}} \\ \frac{df(R_{ac})}{dx_{ПК}} & \frac{df(R_{ac})}{dy_{ПК}} & \frac{df(R_{ac})}{dz_{ПК}} \\ \frac{df(R_{bc})}{dx_{ПК}} & \frac{df(R_{bc})}{dy_{ПК}} & \frac{df(R_{bc})}{dz_{ПК}} \end{bmatrix};$$

$$\Delta R = \begin{bmatrix} \Delta R_{ab} \\ \Delta R_{ac} \\ \Delta R_{bc} \end{bmatrix}; \quad \Delta u = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix}; \quad \Delta u_{ПК} = \begin{bmatrix} \Delta x_{ПК} \\ \Delta y_{ПК} \\ \Delta z_{ПК} \end{bmatrix}.$$

Матриця часткових похідних по координатам H буде мати вигляд аналогічний до (3.28), а матриця часткових похідних за координатами ЛА буде мати наступний вигляд:

$$H_{ПК} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{x_{ПК} - x_C}{r_C} & \frac{y_{ПК} - y_C}{r_C} & \frac{z_{ПК} - z_C}{r_C} \\ \frac{x_{ПК} - x_C}{r_C} & \frac{y_{ПК} - y_C}{r_C} & \frac{z_{ПК} - z_C}{r_C} \end{bmatrix}.$$

Розв'язок матричного рівняння (3.70) може бути отриманий з використанням методу найменших квадратів:

$$\Delta u = (H^T H)^{-1} H^T (\Delta R - H_{ПК} \Delta u_{ПК}). \quad (3.71)$$

Запишемо коваріаційну матрицю:

$$\text{cov}(\Delta u) = E[\Delta u \Delta u^T], \quad (3.72)$$

де оператором E позначимо математичне сподівання.

Підставляючи (3.71) у (3.72), матимемо:

$$\begin{aligned} \text{cov}(\Delta u) &= E[(H^T H)^{-1} H^T (\Delta R - H_{ПК} \Delta u_{ПК})(H^T H)^{-1} H^T (\Delta R - H_{ПК} \Delta u_{ПК})^T] = \\ &= E[(H^T H)^{-1} H^T (\Delta R - H_{ПК} \Delta u_{ПК}) ((H^T H)^{-1} H^T)^T (\Delta R - H_{ПК} \Delta u_{ПК})^T] = \\ &= (H^T H)^{-1} H^T E[(\Delta R - H_{ПК} \Delta u_{ПК}) (\Delta R - H_{ПК} \Delta u_{ПК})^T] ((H^T H)^{-1} H^T)^T = \\ &= (H^T H)^{-1} H^T E[(\Delta R - H_{ПК} \Delta u_{ПК}) (\Delta R^T - H_{ПК}^T \Delta u_{ПК}^T)] ((H^T H)^{-1} H^T)^T = \\ &= (H^T H)^{-1} H^T E[(\Delta R \Delta R^T - \Delta R H_{ПК}^T \Delta u_{ПК}^T - \Delta R^T H_{ПК} \Delta u_{ПК} + \\ &\quad + H_{ПК} \Delta u_{ПК} H_{ПК}^T \Delta u_{ПК}^T)] ((H^T H)^{-1} H^T)^T. \end{aligned}$$

Оскільки похибки вимірювання часу та координат ЛА є незв'язаними, то:

$$E[\Delta R \Delta u_{ПК}^T] \approx 0$$

$$E[\Delta R^T \Delta u_{ПК}] \approx 0$$

Тоді,

$$\begin{aligned} \text{cov}(\Delta u) &\approx (H^T H)^{-1} H^T (E[\Delta R \Delta R^T] + H_{ПК} E[\Delta u_{ПК} \Delta u_{ПК}^T] H_{ПК}^T) ((H^T H)^{-1} H^T)^T \approx \\ &\approx (H^T H)^{-1} H^T [\text{cov}(\Delta R) + H_{ПК} \text{cov}(\Delta u_{ПК}) H_{ПК}^T] ((H^T H)^{-1} H^T)^T. \end{aligned}$$

У загальному випадку, маємо:

$$G = (H^T H)^{-1} H^T [\sigma_{\Delta R} + H_{ПК} H_{ПК}^T \sigma_{ПК}] ((H^T H)^{-1} H^T)^T. \quad (3.73)$$

Складові похибок позиціонування:

$$G = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy}^2 & \sigma_{xz}^2 \\ \sigma_{yx}^2 & \sigma_y^2 & \sigma_{yz}^2 \\ \sigma_{zx}^2 & \sigma_{zy}^2 & \sigma_z^2 \end{bmatrix}.$$

Похибка позиціонування у горизонтальній площині:

$$\sigma_{pos}^2 = \sigma_x^2 + \sigma_y^2. \quad (3.74)$$

У випадку використання точних даних від GNSS, наприклад, у випадку місцеположення ЛА у зоні дії EGNOS, похибкою координатної інформації можна знехтувати, тоді обчислення матриці G можна отримати за спрощеною формулою:

$$G = (H^T H)^{-1} \sigma_{DR}. \quad (3.75)$$

3.7 Висновки за третім розділом

1. Запропоновано використовувати прогнозовані навігаційні дані далекомірної системи DME та кутомірної VOR, отримані на основі попередніх вимірювань для сумісного використання з результатами вимірювань у процесі позиціонування за наземними радіонавігаційними засобами.

2. Обгрунтовано застосування B-сплайн функцій для прогнозування аеронавігаційних параметрів за регресією.

3. Розроблено два підходи до прогнозу аеронавігаційних даних у алгоритмі функціонування FMS, що включають постійне використання оптимальної пари РНЗ чи циклічно повторюване, послідовне вимірювання відстаней до усіх наявних у зоні дії РНЗ. Досліджено переваги та недоліки кожного з запропонованих підходів до побудови навчальної вибірки.

4. Розроблено метод позиціонування за сукупністю інформації від далекомірного обладнання, що використовує прогнозування дальності на основі попередніх вимірювань від DME та дозволяє підвищити точність позиціонування за рахунок покращення геометрії місцерозташування. Отримано патент [322].

5. Розроблено метод позиціонування за сукупністю інформації від кутомірного обладнання, що використовує прогнозування значень магнітного пеленгу від наземного радіомаяка VOR, на основі попередніх вимірювань та дозволяє підвищити точність позиціонування за рахунок покращення геометрії взаємного розташування у просторі. Отримано патент [323].

6. Розроблено метод позиціонування за сукупністю інформації від кутомірно-далекомірного обладнання, що використовує прогнозування значень дальності від DME та магнітного пеленгу від наземного радіомаяка VOR на основі попередніх вимірювань та дозволяє підвищити точність позиціонування за рахунок вибору вдалої геометрії взаємного розташування та розширення навігаційної системи рівнянь. Отримано патент [400].

7. Розроблено та запатентовано [326] метод позиціонування за комбінованою інформацією системи попередження зіткнень літаків у повітрі та інформації ADS-B, що дозволяє визначати координати місцеположення ЛА за дальностями до інших користувачів повітряного простору та відомими координатами їх місцеположення.

8. Розроблено метод пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження, що дозволяє здійснювати позиціонування ЛА за обробкою прийнятих сигналів далекомірного обладнання інших користувачів повітряного руху. Отримано патент [324].

9. Розроблено математичні моделі оцінювання точності позиціонування за сукупністю інформації від далекомірного, кутомірного та кутомірно-далекомірного обладнання, на основі розкладу у ряд Тейлора навігаційного рівняння за змінними першого порядку з урахуванням похибки прогнозування за регресією.

10. Розроблено модель оцінювання похибок позиціонування за комбінованою інформацією системи попередження зіткнень літаків у повітрі та інформації ADS-B. Виведено математичну залежність (3.65) для оцінювання матриці точностних характеристик з урахуванням похибок координат місцеположення користувачів повітряного простору.

11. Розроблено модель оцінювання точністних характеристик пасивного методу позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження. Виведено математичну

залежність (3.73) для оцінювання матриці G у випадку реалізації різницево-далекомірною принципу з урахуванням складових похибок позиціонування джерел далекомірних сигналів у горизонтальній площині, що дозволяє оцінити точність місцеположення.

Список публікацій здобувача за матеріалами третього розділу

1. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Accuracy improvement of VOR/VOR navigation with angle extrapolation by linear regression. *Telecommunications and Radio Engineering*. Begell, New York, 2019. № 78(15) P. 1399–1412. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v78.i15.90 (Scopus)
2. Остроумов І. В., Чаплінський Д. В. Позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків. *Вісник інженерної академії України*. 2014. № 1. С. 32–36.
3. Ostroumov I. V., Mironyuk O. O., Nychak M. V. Interpolation of magnetic field characteristics by spline functions. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: IV National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 28 – 29 October 2015). Kyiv, 2015. P. 5.
4. Ostroumov I. V. Timing problem of multi DME/DME approach. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Seventh World Congress. Kyiv: NAU, 2016. Vol. 2. P. 3.6.5–3.6.7.
5. Пат. на КМ 98724 Україна. МПК (2015.01). Спосіб позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків / І. В. Остроумов, Н. С. Кузьменко; Власник Національний авіаційний університет. № u 2014 10941; заявл.07.10.2014; опубл. 12.05.2015. Бюл. № 9
6. Пат. на КМ 134058 Україна. Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від дальномірною обладнання / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 25.04.2019. Бюл. №8.
7. Пат. на КМ 134569 Україна. Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від всенапрямлених кутомірних радіомаяків та прогнозованої

інформації / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 27.05.2019. Бюл. №10.

8. Пат. на КМ 134570 Україна. Спосіб пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 27.05.2019. Бюл. №10.

9. Пат. на КМ 136412 Україна. Спосіб визначення координат літального апарата / І. В. Остроумов, В. П. Харченко, Н. С. Кузьменко. Опубл.27.08.2019. Бюл. №16.

10. Kharchenko V., Kuzmenko N., Kukush A., Ostroumov I. Multi-parametric data recovery for unmanned aerial vehicle navigation system. *Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC 4th International Conference October 18-20)*. Kyiv, 2016. P. 295–299. DOI: 10.1109/MSNMC.2016.7783165. (Scopus)

11. Ostroumov I. Passive positioning method using distance measuring equipment and automatic dependent surveillance-broadcast data. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2018. № 2(75). P. 19–25. DOI: 10.18372/2306-1472.75.13113.

РОЗДІЛ 4 ДОСЛІДЖЕННЯ ОСОБЛИВОСТЕЙ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СУКУПНІСТЮ РАДІОНАВІГАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ В УМОВАХ РИЗИКУ

4.1 Оцінювання доступності радіонавігаційних засобів

Оцінювання кількості доступних РНЗ для позиціонування у певній точці простору є важливою оцінкою простору, особливо при позиціонуванні за сукупністю. У цьому випадку оцінювання доступності для певної частини повітряного простору виконується за допомогою сітки можливого місцеположення ЛА на певному висотному рівні. Результати можуть представлятися у вигляді контурних карт з позначенням доступної кількості РНЗ для кожної точки простору. Оцінювання доступності виконується з використанням технічних характеристик мережі наземних РНЗ у межах зони їх дії.

Доступність методу навігації для визначення координат власного місцеположення аналогічно до [82] може бути представлена у вигляді ймовірнісного показника, що характеризує час за який система може бути використана для навігації протягом якого отримані дані позиції ЛА надаються пілоту та іншому обладнанню авіоніки. Зокрема, важливим є оцінювання доступності через зміни точності позиціонування під час виконання польотного завдання у часовому та процентному відношенні.

4.1.1 Математичні моделі поширення електромагнітних хвиль

Оцінювання кількості доступних РНЗ у межах певного повітряного простору пов'язана з технічними характеристиками використовуваного обладнання.

4.1.1.1 Моделі оцінювання дальності дії радіонавігаційних засобів

Дальність дії радіонавігаційних засобів є однією з основних технічних характеристик. Оскільки, за принципом функціонування, радіонавігаційне обладнання складається з приймачів та передавачів радіонавігаційних сигналів,

рознесених у просторі, то дальність дії залежить від характеристик обладнання передавача та приймача.

Максимальна дальність дії оцінюється виходячи з особливостей поширення радіохвиль. У випадку використання ізотропної антени передавача, потужність випромінюваного сигналу $P_{\text{прд}}$ рівномірно розподілилася по поверхні сфери (рис. 4.1):

$$S_{\text{сф}} = 4\pi D^2,$$

де D – радіус сфери.

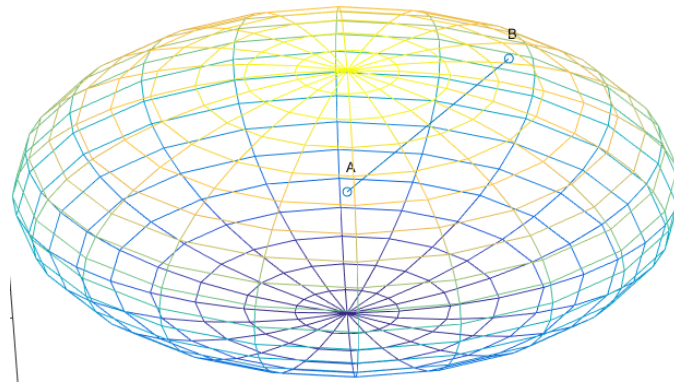


Рис. 4.1. Випромінювання ізотропної антени

Густина потоку потужності електромагнітної хвилі у точці В (ρ_B) з врахуванням напрямлених властивостей антени випромінювання може бути представлена у вигляді [348]:

$$\rho_B = \frac{P_{\text{прд}} G_{\text{прд}}}{4\pi D^2},$$

де $G_{\text{прд}}$ – коефіцієнт підсилення (направленої дії) антени передавача.

Коефіцієнт підсилення антени враховує напрямлені характеристики антени та, в залежності від типу антени, вказує на здатність антени до роботи у певному напрямку. Так наприклад, для всенаправлених антен наземних станцій, ДМЕ властива майже ідеальна випромінювана здатність у горизонтальній площині (діаграма спрямованості – коло), а у вертикальній площині випромінювана здатність антен буде відрізнятись в залежності від конкретних технічних характеристик. На рис. 4.2 представлено коефіцієнт підсилення антенної

системи у вертикальній площині для різних моделей антен «dbs5100», «dbs510A», «dbs 610» виробництва компанії «dB Systems» [42] для наземних станцій DME.

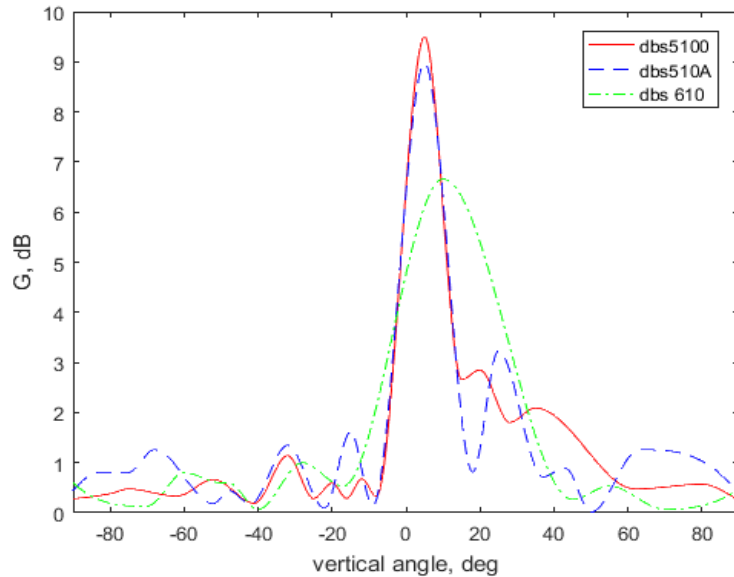


Рис. 4.2. Коефіцієнт підсилення у вертикальній площині для антен «dB Systems»

У декартовій системі координат, відносно фазового центра антени, рис. 4.2 можна представити у вигляді рис. 4.3. Під час розробки антенної системи виробники намагаються зменшити випровінювання у напрямі земної поверхні, щоб зменшити дію відзеркалених від землі хвиль на діаграму спрямованості.

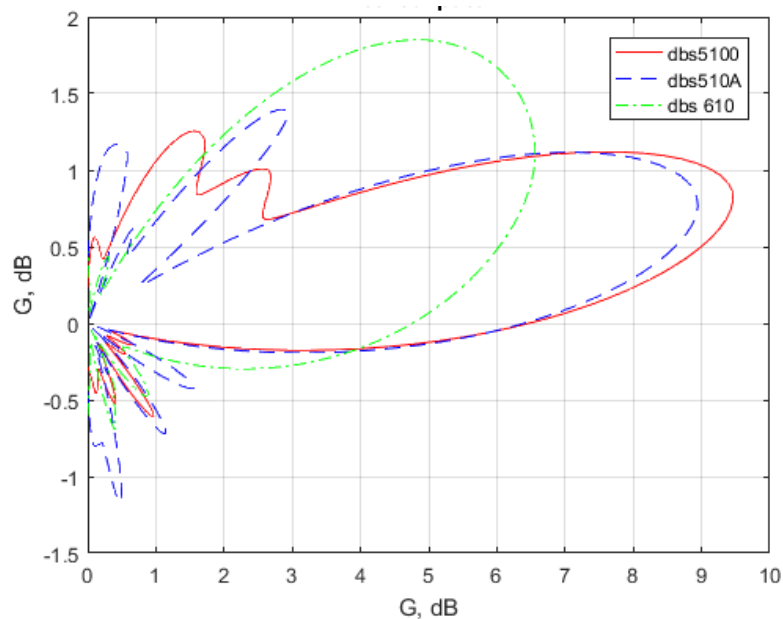


Рис. 4.3. Коефіцієнт підсилення у вертикальній площині

Загалом, діаграма спрямованості антени у тривимірному просторі має пелюстковий вигляд рис. 4.4.

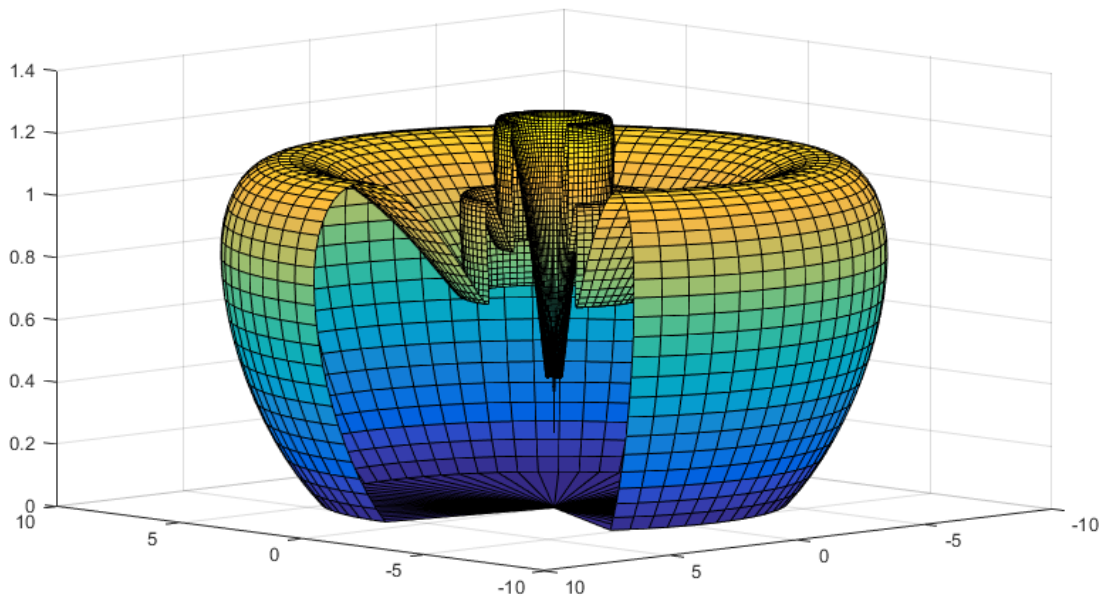


Рис. 4.4. Діаграма спрямованості антени «dbs5100» у вільному просторі

На вхід приймача з антеною, розміщеною у точці В, з ефективною площею $S_{прм}$ на поверхні сфери поступає сигнал з потужністю [348]:

$$P_{прм} = \rho_B S_{прм} = \frac{P_{прд} G_{прд} S_{прм}}{4\pi D^2}.$$

Враховуючи, що ефективна площа антени приймача:

$$S = \frac{G\lambda^2}{4\pi},$$

то потужність сигналу на вході приймача має вигляд:

$$P_{прм} = \frac{P_{прд} G_{прд} G_{прм} \lambda^2}{16\pi^2 D^2},$$

де $G_{прд}$ – коефіцієнт підсилення антени приймача.

Максимальна дальність каналу радіозв'язку обмежується пороговим значенням чутливості приймача ($P_{прмчут}$), тоді [348]:

$$D_{max} = \sqrt{\frac{P_{прд} G_{прд} G_{прм} \lambda^2}{16\pi^2 P_{прмчут}}} = \frac{\lambda}{4\pi} \sqrt{\frac{P_{прд} G_{прд} G_{прм}}{P_{прмчут}}}. \quad (4.1)$$

Формула (4.1) вказує на максимальну дальність дії у вільному просторі. На рис. 4.5 наведено результат розрахунку зони дії антени «dbs5100» за (4.1).

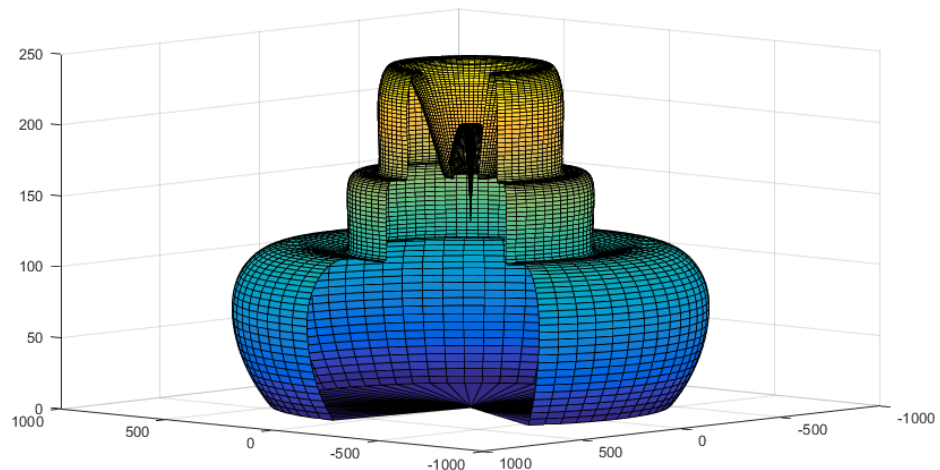


Рис. 4.5. Зона дії антени «dbs5100» у вільному просторі

У випадку обладнання DME, використовується два канали: канал запиту та канал відповіді. Кожний з каналів характеризується своєю дальністю дії, а у якості загальної дальності дії системи, обирається найменша дальність, що відповідає одночасній роботі двох каналів.

4.1.1.2 Модель впливу земної поверхні на розповсюдження радіохвиль

На вільне поширення радіохвиль впливає Земна поверхня. Радіохвилі відбиваються від поверхні Землі, а у точці прийому отримується сума полів прямої та відбитої хвилі. Поле, відбитої від хвилі, відрізняється за фазою та амплітудою (рис. 4.6).

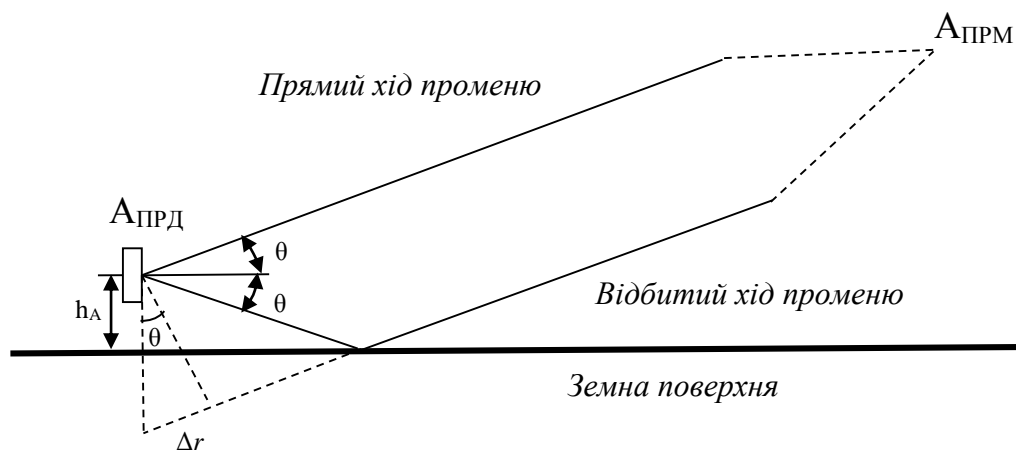


Рис. 4.6. Вплив Земної поверхні на поширення сигналів РНЗ

Зсув фази відбитого сигналу через різницю ходу радіосигналів Δr можна представити у наступному вигляді [348]:

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} \Delta r = \frac{2\pi}{\lambda} h_A \sin(\theta),$$

де h_A – висота фазового центру антени на земною поверхнею.

Напруженість поля відзеркаленої хвилі [348]:

$$E_2 = E_1 G(-\theta) K_\phi e^{j\Delta\varphi},$$

де E_1 – напруженість поля прямої хвилі; $G(\theta)$ – значення діаграми направленості антенної системи; $K_\phi = K e^{j\varphi}$ – френелевський коефіцієнт відзеркалення за напруженістю поля для випадку зеркального відзеркалення.

Тоді, амплітуда поля хвилі у приймачі буде сумою прямого ходу променя та відзеркаленого:

$$E_{\text{нрм}} = E_1 + E_2 = E_1 G(\theta) + E_1 G(-\theta) K_\phi e^{j\Delta\varphi} = E_1 G(\theta) \left(1 + \frac{G(-\theta)}{G(\theta)} K_\phi e^{j\Delta\varphi} \right),$$

$$E_{\text{нрм}} = E_1 G(\theta) \left(1 + \frac{G(-\theta)}{G(\theta)} K e^{j\varphi} e^{j\Delta\varphi} \right) = E_1 G(\theta) \left(1 + \frac{G(-\theta)}{G(\theta)} K e^{j(\varphi+\Delta\varphi)} \right).$$

Позначимо

$$G_3(\theta) = \left| 1 + \frac{G(-\theta)}{G(\theta)} K e^{j(\varphi+\Delta\varphi)} \right| = \sqrt{1 + K^2 \left(\frac{G(-\theta)}{G(\theta)} \right)^2 + 2K \frac{G(-\theta)}{G(\theta)} \cos(\varphi + \Delta\varphi)}.$$

У випадку, якщо $K=1$ та $\varphi=180^\circ$, а діаграма спрямованості антени симетрична відносно горизонту, тоді $G(\theta) = G(-\theta)$, матимемо:

$$G_3(\theta) = \sqrt{2 + 2 \cos\left(\frac{4\pi}{\lambda} h_A \sin(\theta) + \pi\right)} = 2 \left| \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda} h_A \sin(\theta)\right) \right|.$$

Відповідно максимальна дальність дії з урахуванням впливу Земної поверхні може бути оцінена наступним чином [348]:

$$D_3(\theta) = D G_3(\theta) = 2D_{\text{max}} \left| \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda} h_A \sin(\theta)\right) \right|.$$

А для випадку несиметричної діаграми спрямованості:

$$D_3(\theta) = D_{\text{max}} \sqrt{1 + \left(\frac{G(-\theta)}{G(\theta)} \right)^2 + 2 \frac{G(-\theta)}{G(\theta)} \cos\left(\frac{4\pi}{\lambda} h_A \sin(\theta) + \pi\right)}. \quad (4.2)$$

На рис. 4.7 наведено результати оцінювання максимальної дальності дії для антени «dbs5100» з урахуванням вторинного випромінювання земної поверхні за (4.2).

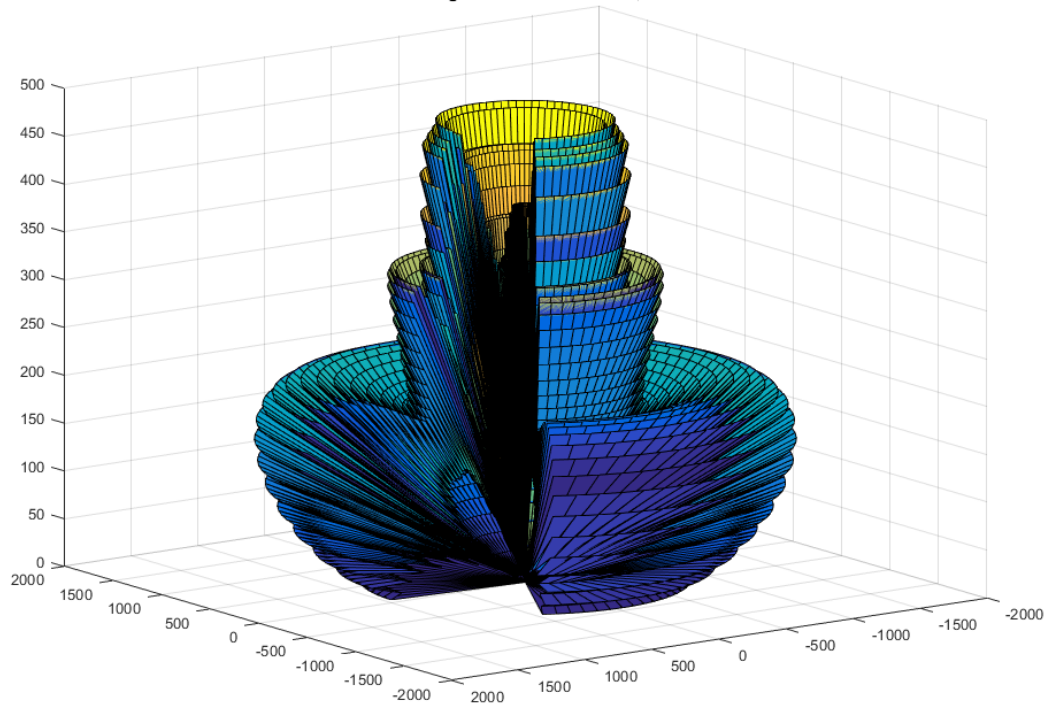


Рис. 4.7. Зона дії антени «dbs5100» з урахуванням впливу земної поверхні

Порівнюючи рис. 4.7 з рис. 4.5, можна помітити, що зона дії системи з урахуванням земної поверхні приблизно у 1.5 рази більша за розповсюдження у вільному просторі, що є результатом підсилення сигналу при додаванні сигналів з однаковими фазами. Крім того, вплив земної поверхні проявляється через появу «мертвих зон», що є результатом додавання сигналів з протилежною фазою.

4.1.2 Оцінювання зони дії наземних радіонавігаційних засобів

Оцінювання зони дії певних РНЗ виконують з використанням максимальної дальності їх дії, яка, у загальному випадку, визначається потужністю передавача, чутливістю приймача та напрямленими характеристиками антенних систем. У випадку далекомірного обладнання, розглядаються усі два канали: «до землі» та «вверх», причому, дальність дії РНЗ відповідає мінімальній з максимальних по кожному каналу.

У задачах моделювання групи РНЗ здебільшого використовують гомоморфні моделі зони доступності окремого РНЗ. Так наприклад, за стандартом АС 00-31А [1] розглядають певні просторові зони гарантованого функціонування РНЗ, а за межами цих зон наявність сигналів РНЗ не гарантується. Відповідно до цього, виділяють три типи РНЗ [1, 36]:

1. Термінальні (Terminal – T). Для висот від 305м (1000 фут)AGL до 3658м (12000фут) AGL дальність дії складає 46 км (25 м.милі) (рис. 4.8);

2. Малих висот (Low altitude – L). Для висот від 305м (1000 фут)AGL до 5486м (18000фут) AGL дальність дії складає 74 км (40 м.милі) (рис. 4.9);

3. Висотні (High Altitude – H). Для істинних висот від 305м (1000 фут)AGL до 4420м (14500 фут) дальність дії складає 74 км(40 м.милі), для висот від 4420м(14500 фут) до 18288м (60000фут) похила дальність дії складає 185 км(100 м.милі) та для висот від 5486м (18000 фут) до 13716м (45000фут) похила дальність дії складає 241 км (130 м.милі) (рис. 4.10).

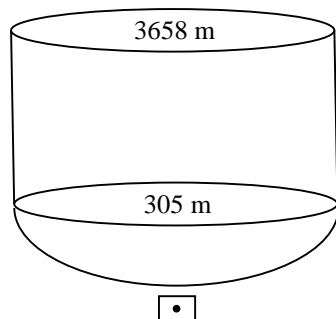


Рис. 4.8 Зона дії термінального РНЗ

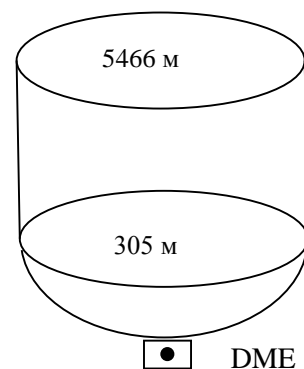


Рис. 4.9 Зона дії РНЗ малих висот

Наземним РНЗ властиві обмеження за кутом місця у вертикальній площині. Так [1] визначає зону дії радіомаяка у 60° над радіогоризонтом для VOR та 40° для DME і TACAN. На більших значеннях кута місця послуги РНЗ не гарантуються (рис. 4.11).

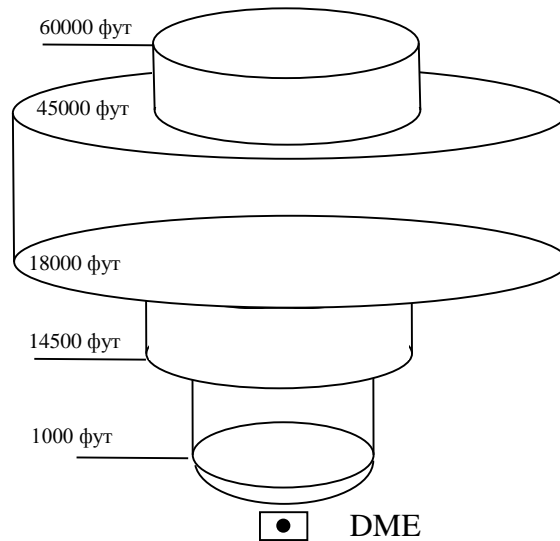


Рис. 4.10 Зона дії висотного РНЗ

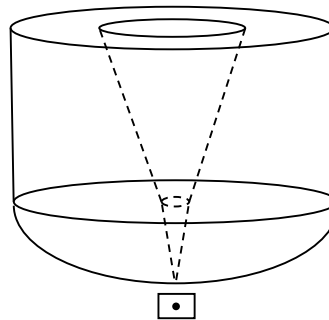


Рис. 4.11. Конусоподібна «мертва» зона над радіомаяком

На висотах до 1000 фут зона дії РНЗ не відіграє великого значення. Тому у багатьох задачах нею можна знехтувати, обмежуючись рельєфом місцевості.

Відповідно до [7], за призначенням виділяють два основних типи РНЗ:

- РНЗ підходу (approach – А). Для висот від 305м (1000 фут) AGL до 3658м (12000фут) AGL дальність дії складає 46 км (25 м.милі);
- маршрутні (en-route – Е). Для висот від 305м (1000 фут) AGL до 15240м (50000фут) AGL дальність дії складає 296.32 км (160 м.милі).

4.1.3 Оцінка впливу рельєфу місцевості

Оточуючий рельєф місцевості відіграє значну роль у формуванні зони дії РНЗ. У загальному випадку, частотний діапазон електромагнітного випромінювання РНЗ можна віднести до прямих радіохвиль, тобто такими, що

розповсюджуються у вільному просторі за прямими траєкторіями у 3-вимірному просторі за різними напрямками.

Розповсюдження радіохвиль ультрависоких частот від РНЗ відбувається уздовж лінії прямої радіо-видимості. Хвилі такої частоти не відзеркалюються від іоносфери, а проходять крізь неї. Певний вплив на поширення радіохвиль має тропосферна рефракція, що дозволяє при значній потужності передавача оминати загоризонту зону. Проте, у загальному випадку, вважається що радіохвилі цієї частоти розповсюджуються упродовж прямої лінії. Відповідно до цього, на малих висотах зону дії РНЗ може обмежувати високо-змінюваний рельєф місцевості. Такі обмеження призводять до появи «темних» зон за висотними елементами рельєфу (рис. 4.12).

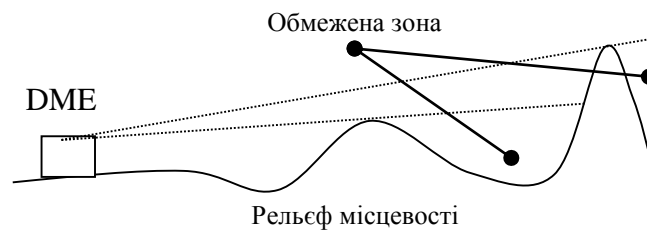


Рис. 4.12. Обмеження зони «прямої» видимості

На розповсюдження прямих радіохвиль впливає процес дифракції. Ефект дифракції радіохвиль дозволяє оминати перешкоди на шляху розповсюдження радіохвиль (рис. 4.13). У якості таких перешкод можуть виступати: гори, змінюваний рельєф місцевості, штучні споруди. Ефект дифракції радіохвиль виникає у результаті природнього повторного випромінювання радіохвиль високої частоти поверхнею перешкод, на які вони падають. Тобто, падаюча на поверхню хвиля, призводить до збурення на її поверхні високо частотних коливань, що розповсюджуючись, збуджують сусідні зони поверхні (принцип Гюйгенса-Френеля) [343]. Послідовне збурення сусідніх зон у сумі призводить до передачі частини енергії хвилі у зону, що знаходиться у «тіні» прямої видимості від антени передавача. При ефекті дифракції слід мати на увазі, що частина енергії хвилі втрачається на взаємодію з рельєфом (наприклад

нагрівання та згасання [343, 256с.]). Окрім того, перевипромінені радіохвилі при дифракції можуть змінювати свою фазу, як результат, за перепоную виникнуть зони прийому сигналу у поєднанні з зонами відсутності сигналу. Для розрахунку зони дії за нерівностями рельєфу місцевості його зазвичай апроксимують клиноподібною моделю або іншою спрощеною геометричною моделю для спрощення обчислень.

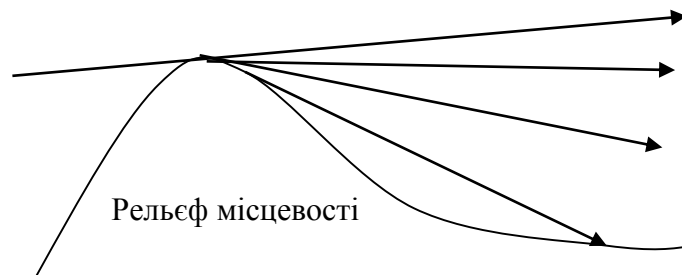


Рис. 4.13. Ефект дифракції радіохвиль від поверхні Землі

Для оцінювання впливу високих елементів рельєфу та дифракції радіохвиль зазвичай застосовують цифрові карти місцевості (DEM – Digital Elevation Models). Зокрема, за інформацією, що містить DEM, виділяють: цифрові карти рельєфу місцевості (DTM – Digital Terrain Model) та цифрові карти поверхні (DSM – Digital Surface Model).

DTM містять три-вимірну модель рельєфу певної поверхні (зокрема Земної поверхні). Зазвичай DTM Земної поверхні отримуються за допомогою радіолокаційного зондування штучними супутниками спостереження, як результат DTM містить інформацію про об'єкти що відбивають радіохвилі певної частоти.

DSM складається з даних про Земну поверхню та містить інформацію про об'єкти, розміщені на її поверхні. На DSM можуть відображатися штучні перешкоди та природні об'єкти такі як дерева, куші та інше. Найчастіше DSM будують за інформацією від лазерних далекомірних систем (LiDAR – Light Detection and Ranging), оптичних фотокамер за методами стереофотограметрії, радіолокаційними пристроями. Роздільна здатність супутникових систем є недостатньою для розпізнавання окремих елементів споруд на Земній поверхні,

відповідно до цього, DSM отримують з використанням низьколітаючих пристроїв: літаків чи безпілотних літальних апаратів.

У залежності від системи координат DEM, розрізняють два основні формати даних: дані у декартовій системі координат, відносно певної точки, та геодезичний формат даних (використовує параметри широти, довготи та висоти кожної точки – LLA). Декартові дані зазвичай використовуються у DSM та мають роздільну здатність у 1 м, 5 м чи 30 м. Геодезичний формат найчастіше застосовується у даних DTM з властивою їм роздільною здатністю у:

- 1 секунду (що відповідає приблизно 30-33 метрам);
- 3 секунди (що відповідає приблизно 90-100 метрам);
- 30 секунд (що відповідає приблизно 1 км).

Дані DEM зазвичай зберігаються у певних цифрових форматах (наприклад .las, .hgt), що забезпечують пакування цифрових даних для зменшення розміру файлу. Відповідно, для їхнього застосування необхідно виконати декодування даних до відповідного формату у певній системі координат. Після підготовки даних DEM вони будуть містити значення висоти частини рельєфу для певної широти та довготи. Приклад візуалізації даних DEM наведено на рис. 4.14.

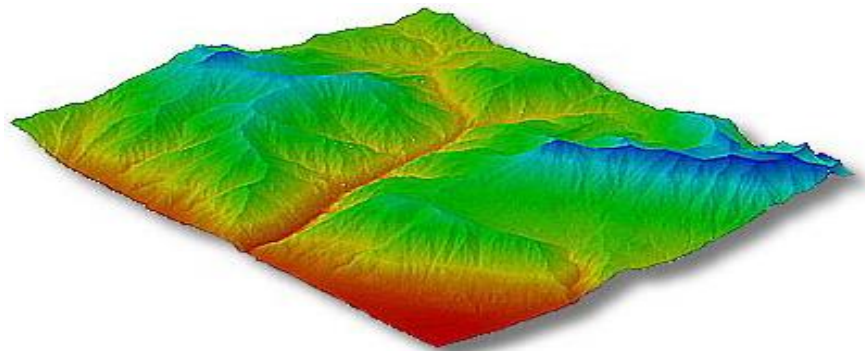


Рис. 4.14. Приклад даних DEM

Визначення частин рельєфу місцевості, що накладають обмеження на зону прямої видимості доцільно виконувати з використанням скануючого променя від місця розташування РНЗ. Простір цього променя складається з секторів, що відповідають роздільній здатності за дальністю та азимутом (рис. 4.14).

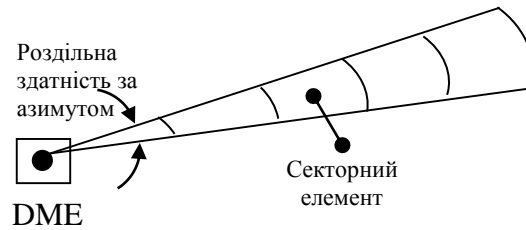


Рис. 4.15. Приклад «скануючого» сектору при оцінці доступності

Пошук заводових частин рельєфу виконується шляхом порівняння кожного елемента (пікселя) рельєфу місцевості з місцезоташуванням у просторі секторів «скануючого» променя (рис. 4.16). У випадку, якщо певний сектор перетинається з елементом рельєфу, тоді виконується порівняння їх висот з метою виявлення перешкод. Якщо висота рельєфу більша за висоту «скануючого» сектору, тоді цей елемент DEM вважається заводою, причому, найближчий до РНЗ елемент вважається обмежуючим, а усі наступні – такими, що знаходяться у зоні обмеження видимості. У процесі порівняння висот задіюються усі дотичні елементи рельєфу. Уся зона дії РНЗ розбивається на скануючі промені з певною роздільною здатністю. Елементи DEM, що були попередньо порівняні у сусідньому секторі, у інших секторах не порівнюються для підвищення швидкодії роботи алгоритму.

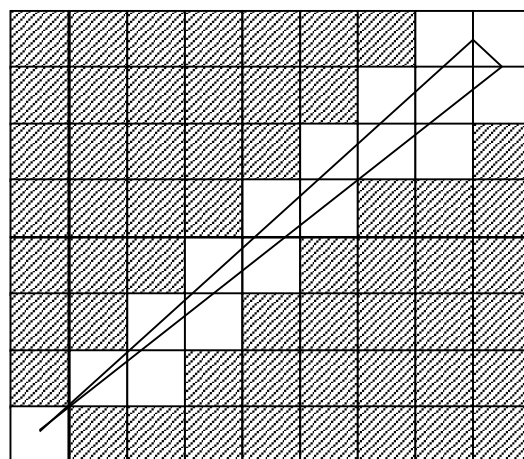


Рис. 4.16. Пошук елемента – завади рельєфу

Слід відмітити, що застосування секторного огляду обумовлюється більшою швидкістю порівняння елементів рельєфу, у порівнянні з перевіркою кожного елемента DEM, оскільки кількість променів набагато менша за загальну кількість елементів DEM.

4.1.4 Метод оцінювання доступності навігаційних засобів

Для оцінювання зон доступності РНЗ розглянемо поелементне оцінювання їх доступності для кожної частини повітряного простору. Загальна зона доступності будується за результатами об'єднання елементарних зон. Причому, оцінювання кількості доступних РНЗ у певній частині повітряного простору доцільно виконувати у тривимірному просторі для більшої інформативності.

Структурна схема методу оцінювання доступності РНЗ у тривимірному просторі наведено на рис. 4.17. Вхідними даними методу є межі зони простору, для якого необхідно оцінити доступність РНЗ. Межі задаються у вигляді граничних значень широти та довготи. Висота над поверхнею еліпсоїдальної моделі WGS 84 теж може задаватися, проте, у випадку її відсутності, висотою вважається максимальна висота дії РНЗ, що знаходиться у граничних межах зони оцінювання.

У граничних межах заданої зони дії, виконується пошук РНЗ, прийом сигналів яких теоретично можливий, шляхом грубого порівняння приблизної максимальної дальності дії РНЗ з геометричними розмірами досліджуваного простору (рис. 4.18).

У процесі порівняння досліджувані зони простору розширюються на величину максимальної дальності дії подібного типу радіообладнання, РНЗ, координати місцерозташування яких знаходяться у цій межі, будуть використані для подальших обчислень. У якості такої дальності, може виступати дальність у 700 км.

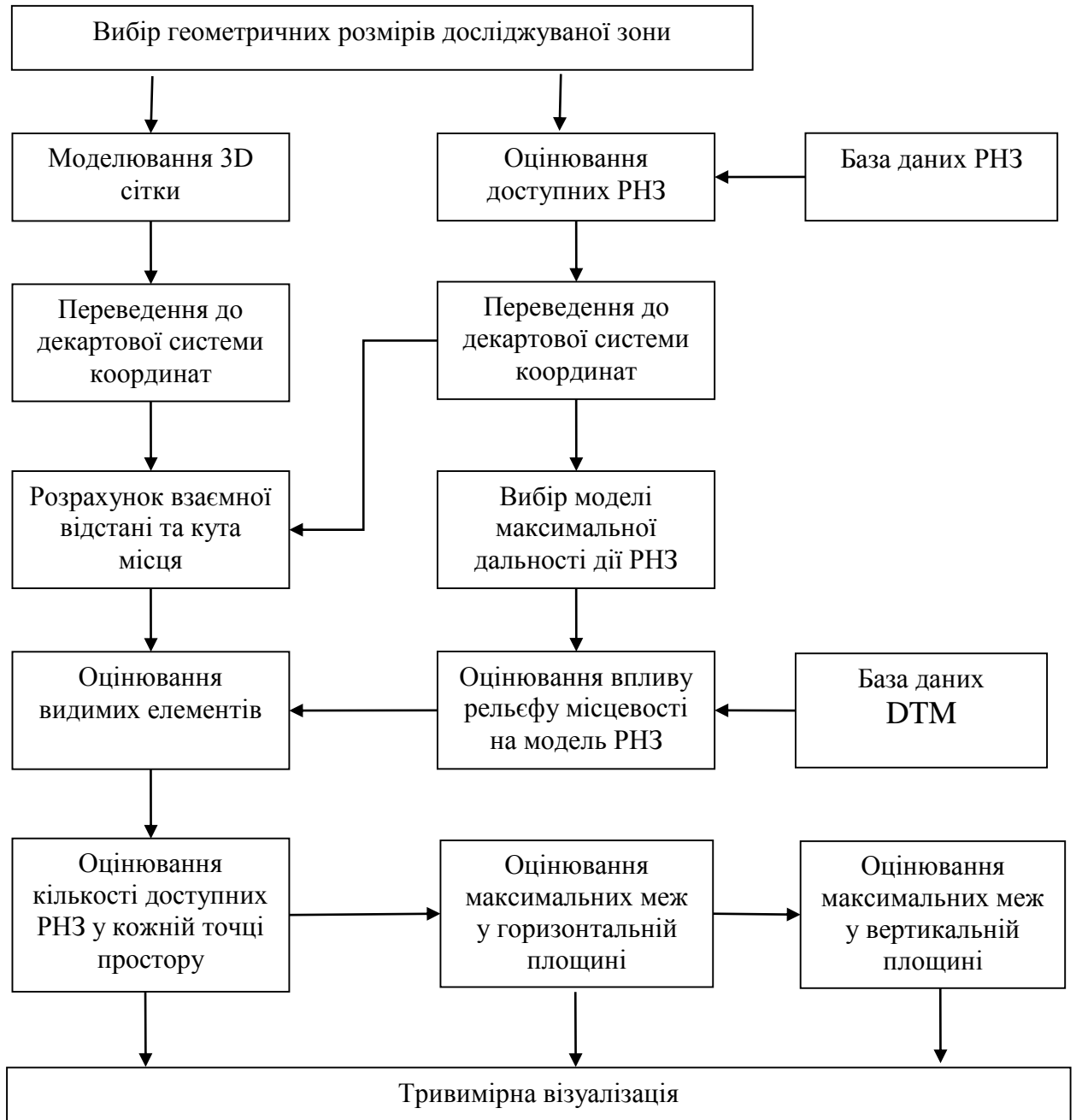


Рис. 4.17. Структурна схема методу оцінювання доступності РНЗ у тривимірному просторі

У загальному випадку, вибір цієї величини є не критичним, оскільки це є грубе відкидання непотрібних РНЗ з подальших розрахунків з метою підвищення продуктивності комп'ютерних обчислень. Збільшення зони дослідження можна виконувати у LLA системі координат.

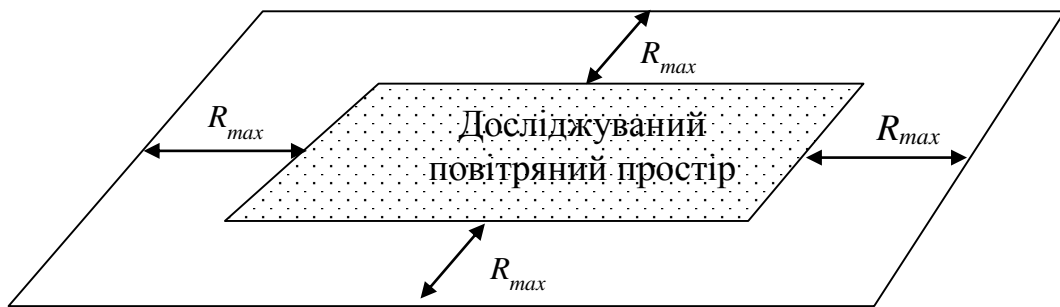


Рис. 4.18. Визначення допустимих меж для РНЗ

При цьому застосовуються наступні формули для перерахунку широти:

$$\varphi_{\max nav} = \varphi_{\max} + 2 \arcsin\left(\frac{R_{\max}}{2R_e}\right), \quad \varphi_{\min nav} = \varphi_{\min} - 2 \arcsin\left(\frac{R_{\max}}{2R_e}\right),$$

де $R_{\max}=700$ км – максимальна дальність дії у метрах; $R_e = 6371.3$ – радіус Землі.

На рис. 4.19 наведено пояснення формул представлених вище. Довгота розраховується аналогічним чином.

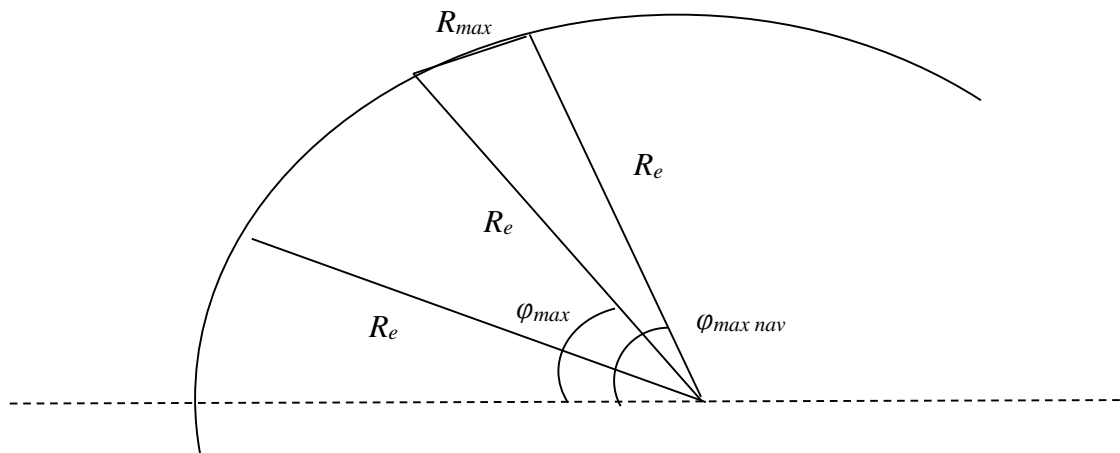


Рис. 4.19. Перерахунок відстані у сферичних координатах

У якості даних про РНЗ, пропонується використовувати дані AIS (Aeronautical Information Service) EUROCONTROL чи дані національних АІР країн, що знаходяться у межах зон оцінюваної зони.

Оцінювання зон доступності РНЗ методом елементарних часток потребує оцінювання та моделювання сітки елементарних просторових елементів (рис. 4.20). Геометричні розміри елементарних просторових елементів визначають роздільну здатність оцінювання та пов'язані з точністю результатів, що будуть

отримані. У межах просторового елемента доступність РНЗ вважається сталою. Оцінку доступності виконаємо у глобальній декартовій системі координат ECEF (Earth-Centered Earth-Fixed) з подальшим переведенням результатів у геоцентричній систему координат LLA (Latitude Longitude Altitude).

Відповідно до цього, трансформуємо координати місцерозташування РНЗ та сітки елементарних просторових елементів до ECEF.

На наступному етапі обчислюється кут місця та похила відстань між центром кожної елементарної частинки та місцерозташуванням РНЗ:

$$D_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2}.$$

У якості моделі зони дії РНЗ, можуть використовуватись:

- Оцінена максимальна дальність дії РНЗ за (4.1) чи (4.2);
- Межі гарантованого функціонування РНЗ відповідно до нормативних документів;
- модель меж зон РНЗ у вигляді циліндричної поверхні з певним радіусом, висотою та обмежувальними кутами.

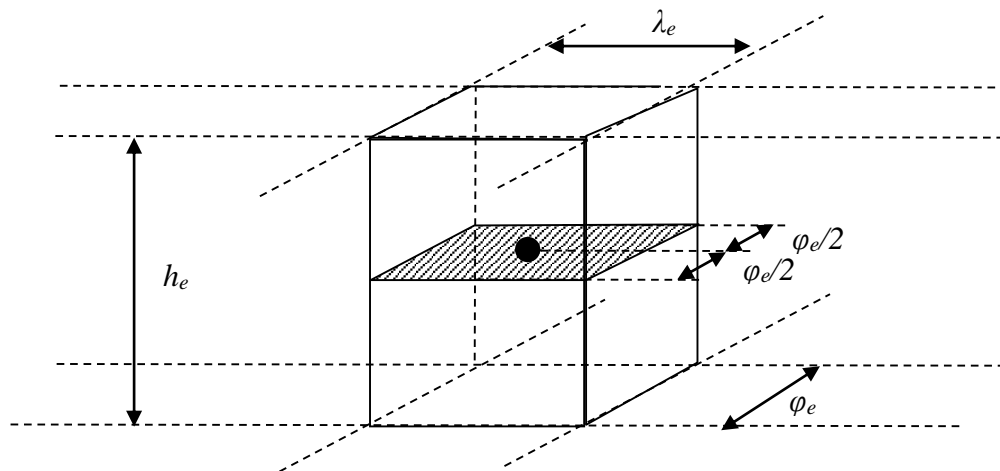


Рис. 4.20. Елемент простору

На низьких висотах, виконується оцінювання впливу рельєфу місцевості на модель РНЗ, тобто обмеження, що накладаються на зону «прямої» видимості. У якості даних рельєфу місцевості, обрано відкриту модель DTM NASA. Таким чином, для оцінювання зони дії застосовується модель максимальної дальності дії РНЗ у вільному просторі з урахуванням земної поверхні з подальшим

обмеженням по лінії прямої видимості шляхом порівняння з рельєфом місцевості. Оскільки, у загальному випадку, діаграма спрямованості антенної системи РНЗ має кругову форму у горизонтальній площині, то оцінювання «видимості» елементарної частинки простору доцільно виконувати у полярній системі координат з порівнюванням по дальності та куту місця. Оцінювання видимих елементів виконується для кожної висоти з набору та для кожного з наявних РНЗ. Після чого виконується порівнювання результатів для різних РНЗ у межах одного елемента з подальшим формуванням матриці кількості доступних РНЗ для кожного елемента повітряного простору. На наступних кроках виконується обладнання елементарних частинок у горизонтальних площинах і вертикальних з метою інтерполяції граничної поверхні, що обмежує певний простір з однаковою кількістю доступних засобів. В залежності від умов візуалізації даних, можливе відображення усіх оцінених зон доступності та зон з однаковою кількістю РНЗ. Як додатковий результат, дані про ІСАО код для кожного РНЗ у межах елементарної частинки простору є доступними у результатах роботи алгоритму.

4.2 Поєднання координатної інформації в умовах ризику

Забезпечення оптимальних характеристик точності та доступності позиціонування ЛА для цілей навігації досягається за рахунок поєднання даних. Поєднання даних дозволяє комбінувати вимірювання від багатьох датчиків з метою підвищення точності та досягнення специфічних характеристик суміші, що не можуть бути отримані від одного датчика.

Природньо вимірювання одного параметра типовими датчиками забезпечить результат зі змінною компонентою. У випадку застосування типових датчиків для вимірювання одного параметра, отримані значення будуть різнитися внаслідок дії похибок вимірювання, що зазвичай мають Гаусоподібний розподіл ймовірностей [87, 88]. Поєднання даних у такому випадку можливе шляхом пошуку середнього значення.

Поєднання координатної інформації є більш складним процесом, оскільки однакові параметри вимірюються за допомогою принципово різних датчиків з різними розподілами похибок.

У загальному випадку поєднання інформації у цифрових системах можливе на різних етапах обробки даних [30, 120]:

- нижчий рівень поєднання інформації оперує безпосередньо результатами вимірювань датчиків (наприклад дальності у DME чи кутовою інформацією у VOR) з метою отримання більш точних результатів;

- середній рівень поєднання інформації відбувається на рівні характеристик чи особливостей вимірюваного параметру з метою отримання інших похідних характеристик, що необхідні для вирішення поставлених завдань;

- високий рівень поєднання інформації забезпечує прийняття рішення на основі чисельного представлення джерел інформації та їх поєднання з метою отримання більш точного рішення.

Задача поєднання координатної інформації вирішується програмно у внутрішній пам'яті FMS. Запропонована модель поєднання координатної інформації наведена на рис. 4.21. У якості вхідних даних, використовуються координатна інформація від GNSS та ІНС, дані вимірювань DME, VOR, ADF, ACAS, ADS-B та різниці часу фіксації сигналів для пасивного методу позиціонування.

Результати вимірювань датчиків подаються на відповідні методи позиціонування. Для позиціонування за сукупністю навігаційних сигналів датчики розглядаються як окремі системи, що містять внутрішню базу даних для накопичення результатів попередніх вимірювань та засоби прогнозування. Об'єднання навігаційних даних відбувається на різних рівнях поєднання інформації. Зокрема, позиціонування за змішаними даними кутомірної та далекомірної систем VOR/DME може розглядатися як метод поєднання навігаційних даних на нижньому рівні. Кожний датчик розглядають з властивою

йому сукупністю похибок вимірювання. Кожному методу визначення координат місцеположення ЛА притаманні певні похибки, оцінювання значень яких відбувається одночасно з позиціонуванням. Отримані позиції ЛА разом з величинами, що характеризують похибки надходять до об'єднання координатної інформації на високому рівні.

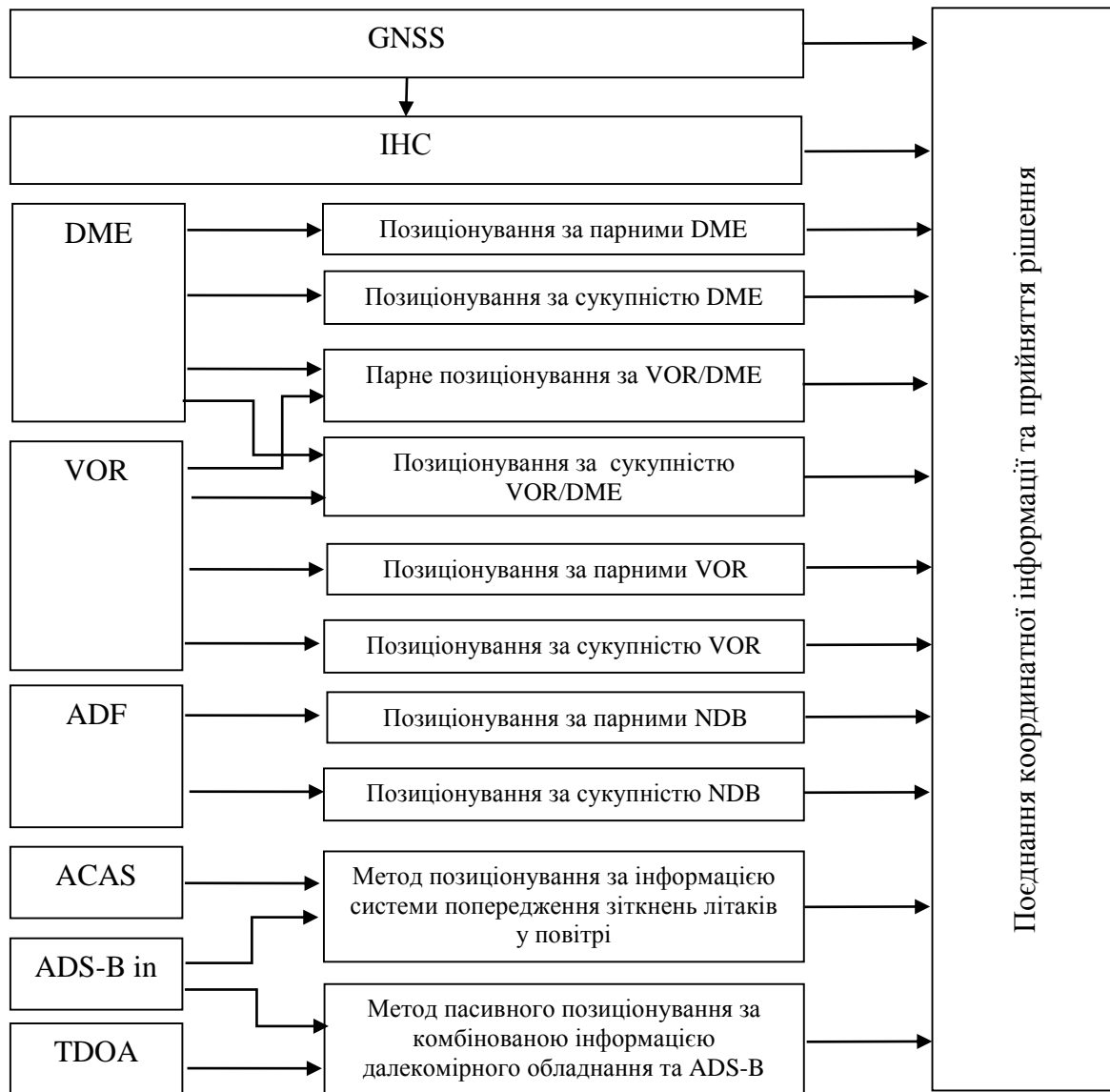


Рис. 4.21. Модель поєднання координатної інформації

Поєднання інформації та прийняття рішення на високому рівні зазвичай забезпечуються ймовірністними методами, оскільки дані на цьому рівні характеризуються різними ймовірністними законами розподілу випадкових величин. Ймовірнісні методи найкращим чином враховують

невизначеність кожного з методів позиціонування за допомогою математичного апарату теорії ймовірності. В динамічних системах стан системи визначається виходячи з результатів вимірювань параметрів, що характеризують її стан. Результат визначення стану завжди пов'язаний з певною невизначеністю, оскільки вимірним параметрам властива дія похибок, що здебільшого має різні характеристики розподілу випадкової величини та різну частоту вимірювань. Оцінювання стану системи здебільшого виконуються за фільтром Калмана, що дозволяє об'єднувати результати вимірювань з відомою інформацією про систему та датчики для оптимального оцінювання стану системи.

Фільтр Калмана це універсальний інструмент для фільтрування та прогнозування параметрів системи. Лінійний фільтр складається з лінійної моделі процесу та моделі вимірювання [211]. Модель процесу описує перехід станів системи з припущенням, що наступний стан є лінійною функцією попереднього стану. Модель вимірювання ґрунтується теж на припущенні про лінійну залежність спостереження та стану системи:

$$x_i = Ax_{i-1} + Bu_{i-1} + w_{i-1}$$

$$z_i = Hx_i + v_i,$$

де, x_i – стан системи у момент i ; A – перехідна матриця стану; матриця B відображає вплив оптимального контролю u_i на стан системи; z_i – вимірювання у часовий відлік i ; H – матриця залежності стану від вимірювання; w_i та v_i – випадкові похибки моделі та вимірювання відповідно.

Дискретний лінійний фільтр Калмана, у загальному випадку, можна представити наступним чином:

$$y_i = Ay_{i-1} + Bu_{i-1}$$

$$Pr_i = AP_{i-1}A^T + Q$$

$$K_i = Pr_i H^T (H Pr_i H^T + R)^{-1}$$

$$x_i = y_i + K_i (z_i - Hy_i)$$

$$P_i = (I - K_i H) Pr_i$$

де, K_i – матриця підсилення; y_i – апріорний стан на i -му кроці ітерації; x_i – оцінений стан системи; Q – коваріаційна матриця дисперсій; P_{r_i} та P_i – коваріаційні матриці апріорної та оціненої інформації.

Для об'єднання даних у нелінійних систем управління може застосовуватись розширений фільтр Калмана [249].

Об'єднання координатної інформації за ймовірнісним підходом ґрунтується на правилі Байеса, що вказує на те, що апостеріорна щільність розподілу випадкової величини x ($\rho(x/Z)$) пропорційна добутку апріорної щільності ймовірностей ($\rho(x)$) та функцій правдоподібності x за відомими вимірюваннями z ($\rho(z_i/x)$):

$$\rho(x/Z) \approx \rho(x) \prod \rho(z_i/x)$$

У випадку, коли функції правдоподібності мають Гаусівський розподіл, а апріорну щільність ймовірності можна припустити рівній одиниці:

$$\rho(x/Z) = \prod_z \frac{1}{\sigma_i \sqrt{2\pi}} \exp\left(-0.5 \left(\frac{x-z_i}{\sigma_i}\right)^2\right).$$

Оцінка x отримується мінімізацією функції правдоподібності шляхом знаходження похідної та прирівнювання її значення до нуля:

$$\sum_z \frac{\hat{x} - z_i}{\sigma_i^2} = 0,$$

чи

$$\hat{x} = \frac{\sum_{i=1}^N \omega_i z_i}{\sum_{i=1}^N \omega_i}, \quad (4.3)$$

де $\omega = \sigma_i^{-2}$ – ваговий коефіцієнт.

Дисперсія оцінки може бути записана наступним чином:

$$\sigma_c^2 = \frac{1}{\sum_{i=1}^N \omega_i}. \quad (4.4)$$

На рис. 4.22 наведено приклад поєднання трьох параметрів, що характеризуються Гаусоподібними щільностями з різними параметрами.

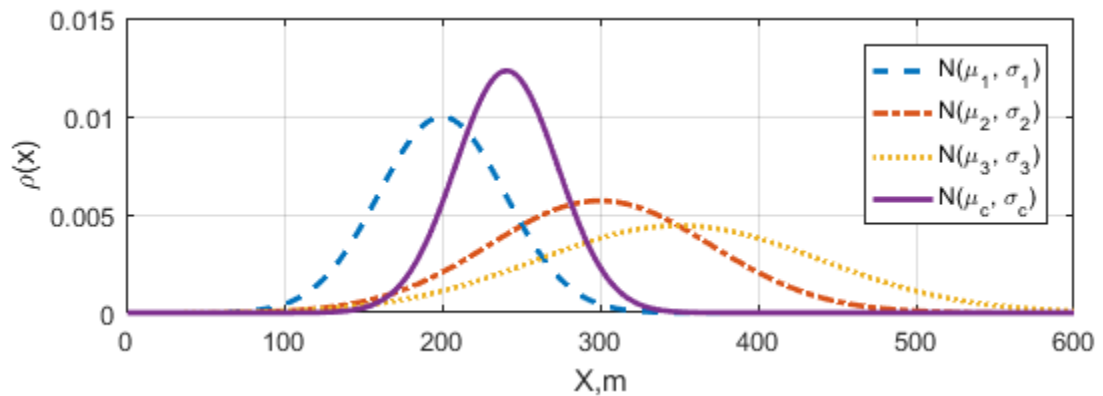


Рис. 4.22. Об'єднання інформації від трьох датчиків

Досліджуючи характеристики об'єднання інформації за (4.3) для випадку двох датчиків ($\sigma_1=10$, $\mu_1=0$) з рис. 4.23 видно, що значення σ_c , оцінені за (4.4), покращують окремі значення σ_1 та σ_2 у зоні значень до $\sigma_2=3\sigma_1$. Для більших значень σ_2 функція (4.4) зростає поступово наближуючись до значення σ_1 .

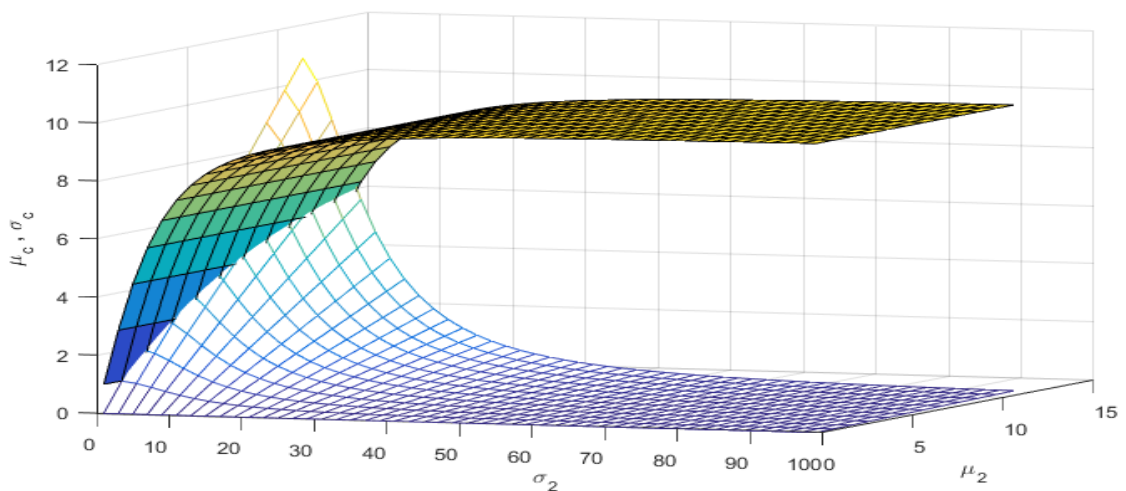


Рис. 4.23. Значення σ_c , μ_c при поєднанні інформації від двох датчиків

Поєднання інформації за (4.3) максимізує функції правдоподібності кожного з датчиків та забезпечує зменшення результуючої дисперсії у порівнянні з кожним датчиком окремо.

Геометрично об'єднання координатних даних за (4.3) можна представити у вигляді еліпсів як показано на рис. 4.24. Результат об'єднання є зваженим

середнім значенням, а зважена похибка буде обмежувати зону перетину кожного з еліпсів похибок.

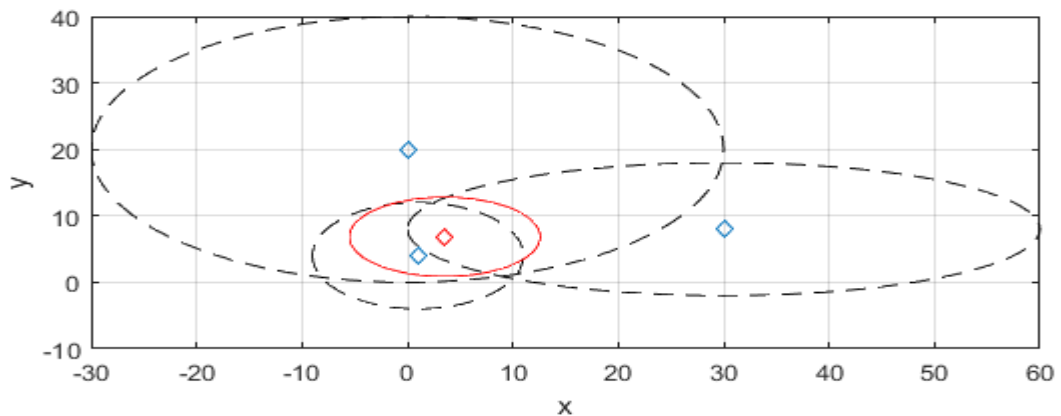


Рис. 4.24. Об'єднання координатної інформації за ймовірністним підходом

4.3 Ймовірнісний підхід до класифікації похибок відповідно до норм навігації застосованої на характеристиках

До характеристик функціонування бортового обладнання навігації висуваються жорсткі вимоги. Концепція PBN вимагає контролювати характеристики RNP з відповідною сигналізацією на випадок їх відхилення за встановлені норми. Вимоги PBN висуваються до точності, цілісності, експлуатаційної готовності та неперервності аеронавігаційних даних. Перевірка відповідності системи навігації необхідному рівню безпеки відповідно до діючої специфікації RNP у певній точці повітряного простору виконується за допомогою спеціалізованих алгоритмів у кожній системі окремо.

Система позиціонування має гарантувати своє функціонування з цілісністю не нижче за 10^{-5} .

Відповідно до [192], контроль за точністю позиціонування може реалізовуватись окремо за боковим та повздовжнім відхиленням ЛА від запланованої траєкторії руху чи визначатися за значенням NSE, у випадку сталих значень FTE для спрощення обчислень. Норми максимально допустимих значень точності позиціонування RNP наведено у табл. 1.5.

4.3.1 Принцип багатоальтернативності

Кожна з специфікацій RNP висуває вимоги до точності позиціонування [192]. Причому, специфікація з більшим номером відповідає зменшенню точності та включає всі довірчі зони з більш точними специфікаціями рис. 4.25.

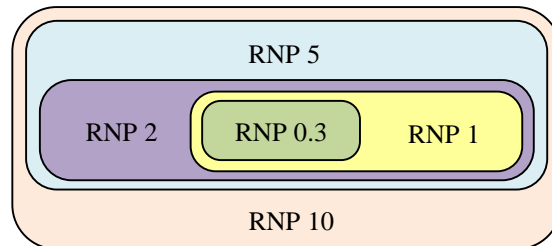


Рис. 4.25. Специфікації RNP

Необхідність у функції контролю за характеристиками позиціонування вимагає постійного моніторингу значень TSE, що передбачає їх порівняння з табличним значеннями. Кожна специфікація регламентує стан системи, що характеризується здатністю надавати координати місцеположення ЛА зі значенням похибки у межах 95% польотного часу [192]. Відповідно до рис. 4.25, система може знаходитись в одному з наведених п'яти станів чи не забезпечувати жодного з них.

4.3.2 Ймовірнісний підхід до класифікації похибок

Найбільш розповсюдженим підходом до прийняття рішення є використання методів теорії ймовірності, оскільки результати вимірювань зазвичай містять певну невизначеність, що можливо виразити через математичний апарат теорії ймовірності. Базовим підходом у ймовірнісному прийнятті рішень є застосування критерію Байеса. Відповідно до якого, рішення приймається з забезпеченням мінімуму середнього ризику. Мінімум ризику, усередненого по множині рішень задачі розпізнавання невідомого стану системи, забезпечується тоді, коли рішення про наявний стан Ω_1 чи Ω_2 приймаються у відповідності з наступним правилом: якщо виміряне значення інформативного параметра

знаходиться в області R_1 , то система знаходиться у стані Ω_1 , якщо в області R_2 , то система характеризується станом Ω_2 .

Кожний з станів системи може бути представлений у вигляді певної гіпотези A (A_1, A_2, \dots, A_N). Одним з станів системи визначається стан, що не відповідає жодному з вимог RNP. Система одночасно може знаходитись тільки в одному стані, тобто гіпотези є несумісними та являють між собою повну групу подій. Оскільки наявність певного стану залежить від багатьох факторів, що стосується як бортового обладнання ЛА так і оточуючої аеронавігаційної структури, то для спрощення будемо вважати апріорні ймовірності цих гіпотез відомими та рівноймовірними:

$$P(A_1)=P(A_2)=\dots=P(A_N)=N^{-1},$$

$$\sum_{i=1}^N P(A_i)=1.$$

Формула Байєса [72] дозволяє оцінити апостеріорну ймовірність стану системи $P(A/b)$, що відображає ймовірність того, що гіпотеза A містить інформацію b :

$$P(A_i/b_j)=\frac{P(A_i)P(b_j/A_i)}{\sum_{i=1}^N P(A_i)P(b_j/A_i)}. \quad (4.5)$$

де $P(A_i)$ – апріорні ймовірності станів системи; $P(b/A)$ – ймовірність b за умови наявного стану A .

Байєсівський критерій розпізнавання ґрунтується на порівнянні апостеріорних ймовірностей наявності параметру b стану A . Після виконання вимірювань ці ймовірності підраховуються за формулою (4.5). Порівнюючи усі значення $P(A/b)$, стан системи відноситься до класу, для якого це значення максимальне, тим самим забезпечуючи мінімальну ймовірність похибки прийняття рішення.

4.3.3 Модель розподілу ймовірності відхилення літального апарату

Точне розпізнавання наявного стану системи потребує оцінювання апріорних ймовірностей оцінку яких виконують за моделю відхилення ЛА від запланованої траєкторії руху. У типових задачах оцінювання ймовірності відхилення ЛА від запланованої траєкторії руху у горизонтальній площині зазвичай використовують суміш двох щільностей. Зокрема у працях [142, 146] розглядається модель суміші двох законів розподілу випадкової величини, що складається з ядра розподілу та хвостів.

Для оцінювання характеру розподілу пропонується розглядати суміш щільностей трьох компонентів, що дозволить більш точно дослідити закріплення хвостів у точці з'єднання з ядром і як результат отримати модель що буде описувати процес відхилення ЛА від запланованої траєкторії руху більш адекватніше у порівнянні з двох компонентною моделю. Крім того, відповідно до компонентів похибок доцільно розкласти ядро на основні компоненти, що відповідають похибкам (1.4), і як результат розглядати суміш із трьох щільностей (рис. 4.26):

$$\rho(x) = \alpha\rho_{NS}(x) + \beta\rho_{FT}(x) + (1-\alpha-\beta)\rho_T(x), \quad (4.6)$$

де $\rho_{NS}(x)$ – щільність ймовірності, що характеризує похибки системи визначення місцеположення ЛА у просторі; $\rho_{FT}(x)$ – щільність ймовірності, що характеризує FTE; $\rho_T(x)$ – щільність ймовірності, що характеризує появу рідких подій.

Похибки системи позиціонування зазвичай описуються нормальним законом розподілом, що має різний вигляд для бокового, продольного та вертикального напрямів. У якості сенсорів для вимірювання координат місцеположення ЛА можуть застосовуватись GNSS, що мають визначений розподіл похибок для певної точки простору на певний час спостереження, чи радіолокаційні станції, параметри розподілу похибок яких залежать від відстані до сенсора. У випадку оцінювання ризиків за записами траєкторної інформації

отриманої бортовими системами реєстрації у більшості випадків застосовуються дані GPS отримані з урахуванням корекції похибок від SBAS чи GBAS, що дозволяє отримати точність траєкторної інформації у аеропортній зоні, на рівні що задовільніє умовам системи посадки за CAT 3 (<1м). Також слід зауважити, що методи позиціонування за РНЗ не дозволяють отримати точніші дані ніж від GNSS.

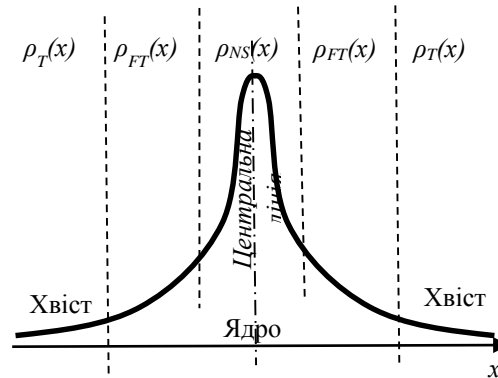


Рис. 4.26. Компоненти суміші із трьох щільностей

У якості розподілу похибок техніки пілотування при дотримуванні запланованої траєкторії руху приймемо щільність нормального розподілу. Порівнюючи *NSE* та *FTE* можна відмітити, що значення *NSE* в умовах використання GNSS є значно меншими за *FTE*, оскільки під час польотного завдання у просторі виділяється певні значення допустимих відхилень на техніку пілотування відхиленнями у межах яких пілоти часто користуються.

Моделювання рідкісних подій $\rho_T(x)$ зазвичай виконують за експоненційним розподілом, що дозволяє підняти хвости у масштабі параметра, що спостерігається.

Для узагальнення у моделі (4.6) у якості щільностей $\rho_{NS}(x)$, $\rho_{FT}(x)$ та $\rho_T(x)$ пропонується використати UGED (Univariate Generalized Error Distribution). UGED є неперервним для $x \in [-\infty, \infty]$ і визначається трьома параметрами: $\mu \in [-\infty, \infty]$, що визначає математичне сподівання; $a \in [0, \infty]$ – визначає дисперсію щільності; та $b \in [0, \infty]$, що визначає форму. UGED може бути представлений у різних формах [16, 40, 62], проте ми використаємо найпростіший запис:

$$\text{UGED}(x, a, b, \mu) = \frac{1}{2ab\Gamma(b)} \exp\left(-\left|\frac{x-\mu}{a}\right|^{b-1}\right), \quad (4.7)$$

де a – параметр масштабу $a > 0$; b – параметр форми $b > 0$; μ – математичне сподівання; $\Gamma(b)$ – ейлерова гамма-функція виду: $\Gamma(b) = \int_0^{\infty} e^{-t} t^{b-1} dt$.

Особливість щільності полягає у тому що (4.7) перетворюється у щільність нормального розподілу при $b=0.5$, $a = \sigma\sqrt{2}$ та подвійну експонентну при $b=1$, $a=\lambda^{-1}$ (враховуючі, що $\Gamma(1)=1$ та $\Gamma(0,5)=\text{sqrt}(\pi)$):

$$\text{UGED}(x, \lambda^{-1}, 1, \mu) = DE(x, \lambda, \mu) = \frac{\lambda}{2} \exp(-\lambda|x - \mu|),$$

$$\text{UGED}(x, \sigma\sqrt{2}, 0.5, \mu) = N(x, \sigma, \mu) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}\right).$$

Підставляючи (4.7) у (4.6) можна записати:

$$\begin{aligned} \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M) = & \frac{\alpha}{2a_1b_1\Gamma(b_1)} \exp\left(-\left|\frac{x-\mu_1}{a_1}\right|^{b_1-1}\right) + \\ & \frac{\beta}{2a_2b_2\Gamma(b_2)} \exp\left(-\left|\frac{x-\mu_2}{a_2}\right|^{b_2-1}\right) + \frac{(1-\alpha-\beta)}{2a_3b_3\Gamma(b_3)} \exp\left(-\left|\frac{x-\mu_3}{a_3}\right|^{b_3-1}\right), \end{aligned} \quad (4.8)$$

$$\alpha + \beta \leq 1,$$

де $A=(a_1, a_2, a_3)$, $B=(b_1, b_2, b_3)$, $M=(\mu_1, \mu_2, \mu_3)$.

Для спрощення у певних задачах можна знехтувати зсувом розподілів у горизонтальній площині вважаючи відхилення у різні боки рівноймовірними подіями тоді:

$$\mu = \mu_1 = \mu_2 = \mu_3.$$

Розроблена математична модель (4.8) закону розподілу випадкової величини може бути використана для статистичного аналізу відхилень ЛА від запланованої траєкторії руху. Результати оцінювання невідомих параметрів математичної моделі (4.8) за певною статистичною вибіркою дозволять розробити ряд математичних моделей поведінки випадкової величини у певних вимогах (наприклад при певних умовах виконання польоту чи вимогах зональної навігації). Різні методи математичної статистики можуть бути використані для оцінки параметрів TUGED на основі експериментальних даних, наприклад:

метод максимальної достовірності; метод моментів; метод мінімальної відстані; метод найменших квадратів. Вибір конкретного методу оцінювання залежить від двох факторів: статистичних властивостей придатного оцінювача й обчислювальної складності методу. Якщо розглядати у відношенні складності обчислення, то в багатьох випадках аналітичний розв'язок неможливий.

Метод найменших квадратів більш орієнтований на лінійні моделі тому його небажано використовувати при нелінійних залежностях. Найбільш вагомими методами для розв'язку поставленої задачі є метод моментів і метод максимальної достовірності. Слід зазначити, що при певних умовах обидва методи показують ідентичні результати. Проте у більшості випадків метод максимальної достовірності є переважаючим. Основною перевагою методу максимальної достовірності є те, що метод дає ймовірнісні формулювання для оцінки параметрів і довірчий діапазон. Іншою перевагою є можливість використання перевірки достовірного співвідношення для порівняння підгонів різних моделей. Основним недоліком методу максимальної достовірності є те, що він здається менш чутливий до структури даних у межах хвостової частини в порівнянні зі структурою в центральній. Цей недолік може бути усунений шляхом вибору хвостових даних з більшою вагою, ніж у центральній частині. Підсумовуючи, для вирішення задачі підгону параметрів TUGED з результатів статистичних спостережень найкраще використовувати метод максимальної достовірності.

Нехай X – дискретна випадкова величина, яка у результаті виконання n вимірювань прийняла значення x_1, x_2, \dots, x_n . Вигляд закону розподілу величини X задано у вигляді TUGED (4.8), проте вектор параметрів невідомий $\theta = (\alpha, \beta, A, B, M)$, який визначає цей закон. Позначимо ймовірність того, що у результаті вимірювань величина X прийме значення $x_i, i = \overline{1, n}$, через $f(x_i, \theta)$. Тоді, можна записати функцію достовірності випадкової величини X :

$$L(x_i, \theta) = \prod_{i=1}^n f(x_i, \theta), \text{ де } i=1, n.$$

У якості точкової оцінки вектора параметрів приймають таке значення, при якому функція достовірності приймає максимальне значення. Функції $L(x_i, \theta)$ і $\ln L(x_i, \theta)$ приймають максимум при одному і тому значенні θ , тому для спрощення доречно локалізувати максимум функції $\ln L(x_i, \theta)$. Для знаходження точки максимуму функції $\ln L(x_i, \theta)$ знайдемо її похідну і прирівняємо її до нуля:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \theta} L(x_i, \theta) &= \frac{\partial}{\partial \theta} \prod_{i=1}^n f(x_i, \theta) = 0, \\ \frac{\partial}{\partial \theta} \ln L(x_i, \theta) &= \frac{\partial}{\partial \theta} \sum_{i=1}^n \ln f(x_i, \theta) = 0. \end{aligned}$$

Маємо систему рівнянь:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f(x_i, \theta)}{\partial \theta} \cdot \frac{1}{f(x_i, \theta)} \right) = 0. \\ \theta = (\alpha, \beta, A, B, M) \end{cases} \quad (4.9)$$

Знайдемо часткові похідні у рівнянні (4.9) за параметрами $\alpha, \beta, a_1, a_2, a_3, b_1, b_2, b_3$:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M)}{\partial a_1} &= \frac{-\alpha}{2a_1 b_1 \Gamma(b_1)} \exp \left(- \left| \frac{x - \mu_1}{a_1} \right|^{\frac{1}{b_1}} \right) \left(\frac{1}{a_1} + \frac{1}{b_1} \left| \frac{\mu_1 - x}{a_1^2} \right| \left| \frac{x - \mu_1}{a_1} \right|^{\frac{1}{b_1} - 1} \right), \\ \frac{\partial \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M)}{\partial a_2} &= \frac{-\beta}{2a_2 b_2 \Gamma(b_2)} \exp \left(- \left| \frac{x - \mu_2}{a_2} \right|^{\frac{1}{b_2}} \right) \left(\frac{1}{a_2} + \frac{1}{b_2} \left| \frac{\mu_2 - x}{a_2^2} \right| \left| \frac{x - \mu_2}{a_2} \right|^{\frac{1}{b_2} - 1} \right), \\ \frac{\partial \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M)}{\partial a_3} &= \frac{-(1 - \alpha - \beta)}{2a_3 b_3 \Gamma(b_3)} \exp \left(- \left| \frac{x - \mu_3}{a_3} \right|^{\frac{1}{b_3}} \right) \left(\frac{1}{a_3} + \frac{1}{b_3} \left| \frac{\mu_3 - x}{a_3^2} \right| \left| \frac{x - \mu_3}{a_3} \right|^{\frac{1}{b_3} - 1} \right), \\ \frac{\partial \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M)}{\partial b_1} &= \frac{-\alpha}{2a_1 b_1 \Gamma(b_1)} \exp \left(- \left| \frac{x - \mu_1}{a_1} \right|^{\frac{1}{b_1}} \right) \left(-\frac{1}{b_1} - \frac{1}{\Gamma(b_1)} \frac{\partial \Gamma(b_1)}{\partial b_1} + \frac{1}{b_1} \left| \frac{x - \mu_1}{a_1} \right|^{\frac{1}{b_1}} \ln \left| \frac{x - \mu_1}{a_1} \right| \right), \\ \frac{\partial \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M)}{\partial b_2} &= \frac{-\beta}{2a_2 b_2 \Gamma(b_2)} \exp \left(- \left| \frac{x - \mu_2}{a_2} \right|^{\frac{1}{b_2}} \right) \left(-\frac{1}{b_2} - \frac{1}{\Gamma(b_2)} \frac{\partial \Gamma(b_2)}{\partial b_2} + \frac{1}{b_2} \left| \frac{x - \mu_2}{a_2} \right|^{\frac{1}{b_2}} \ln \left| \frac{x - \mu_2}{a_2} \right| \right), \\ \frac{\partial \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M)}{\partial b_3} &= \frac{-(1 - \alpha - \beta)}{2a_3 b_3 \Gamma(b_3)} \exp \left(- \left| \frac{x - \mu_3}{a_3} \right|^{\frac{1}{b_3}} \right) \left(-\frac{1}{b_3} - \frac{1}{\Gamma(b_3)} \frac{\partial \Gamma(b_3)}{\partial b_3} + \frac{1}{b_3} \left| \frac{x - \mu_3}{a_3} \right|^{\frac{1}{b_3}} \ln \left| \frac{x - \mu_3}{a_3} \right| \right), \\ \frac{\partial \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M)}{\partial \alpha} &= \frac{1}{2a_1 b_1 \Gamma(b_1)} \exp \left(- \left| \frac{x - \mu_1}{a_1} \right|^{\frac{1}{b_1}} \right) - \frac{1}{2a_3 b_3 \Gamma(b_3)} \exp \left(- \left| \frac{x - \mu_3}{a_3} \right|^{\frac{1}{b_3}} \right), \end{aligned}$$

$$\frac{\partial \rho(x, \alpha, \beta, A, B, M)}{\partial \beta} = \frac{1}{2a_2 b_2 \Gamma(b_2)} \exp\left(-\left|\frac{x-\mu_2}{a_2}\right|^{b_2-1}\right) + \frac{1}{2a_3 b_3 \Gamma(b_3)} \exp\left(-\left|\frac{x-\mu_3}{a_3}\right|^{b_3-1}\right),$$

Розв'язок нелінійної системи рівнянь (4.9) може бути отриманий за методом послідовних наближень. Слід зазначити, що важливим є вибір зони пошуку кожного з параметрів. Оскільки похибки позиціонування вносять найбільший вклад у результати вимірювань, то доцільно починати пошук α з середини генеральної сукупності ($\alpha=1$). У той час, значення $\beta=0.1$ вибираємо набагато меншим за α , що характеризує вплив похибок пілотування. Початкові дані для коефіцієнтів a і b вибираються з припущення про нормальний характер розподілу та поступово змінюються наближаючись до експоненціального закону розподілу. Математичні сподівання виберемо рівним 0, що відповідатиме русі ЛА у центрі запланованої траєкторії (табл. 4.1).

Таблиця 4.1.

Початкові дані для пошуку параметрів TUGED

Параметер	Мінімальне значення	Максимальне значення	Початкова точка
α	0.5	0.8	0.5
β	0.01	0.5	0.1
$a1, a2, a3$	1	∞	$\sigma\sqrt{2}$
$b1, b2, b3$	0.5	1	0.5
$\mu1, \mu2, \mu3$	$-\infty$	$+\infty$	0

Для перевірки правильності оціненої моделі розподілу випадкової величини використаємо ряд коефіцієнтів:

1. Akaike's Information Criteria (AIC) [9]. Коефіцієнт AIC дозволяє оцінити якість моделі на тестовій вибірці при відомій якості на навчальній вибірці за умови, що модель ми налаштували по методу максимуму правдоподібності.

$$AIC = -2 \sum_{i=1}^N \ln(\rho(x_i)) + 2k, \quad (4.10)$$

де k – кількість параметрів.

Чим менше значення AIC тим краще модель описує вхідні дані.

2. Bayes Information Criteria (BIC) [207]. Враховує об'єм навчальної вибірки у вигляді штрафу при оцінці параметрів розподілу:

$$BIC = - \sum_{i=1}^N \ln(\rho(x_i)) + 0.5k \ln(n), \quad (4.11)$$

де x – навчальна вибірка; n – об'єм даних; k – кількість параметрів, що описує модель.

Аналогічно до AIC меншим показникам притамані кращі результати.

3. Критерій χ^2 (Критерій Пірсона). Параметром критерію є значення χ^2 , що враховує розходження емпіричної та теоритичної абсолютних частот за інтервалами гістограми:

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^r (m_i - n \cdot p_i)^2 / n \cdot p_i, \quad (4.12)$$

де r – кількість інтервалів розбиття гістограми; m_i – абсолютна частота на i -тому інтервалі; p_i – теоретична ймовірність потрапляння у інтервал i ; n – обсяг навчальної вибірки.

4. Сума розходжень ймовірності між частотою появи у певному інтервалі та ймовірності появи оціненою за функцією :

$$SSS = \sum_{i=1}^N |v_i - n p_i|, \quad (4.13)$$

Результат наближення навчальної вибірки до закону розподілу тим кращий чим менше значення коефіцієнта SSS отримано.

4.3.4 Модель класифікатора стану за значенням NSE

Під час польоту за маршрутом у режимі автоматичного пілотування ймовірністний розподіл та значення FTE залишаються сталими, оскільки визначаються параметрами системи автопілоту. У такому випадку для спрощення функції контролю за витримуванням характеристик RNP та забезпечення функції сигналізації, доцільно застосовувати класифікацію стану навігаційної системи за значеннями NSE. Граничні значення NSE

розраховуються виходячи з відомих значень TSE для зональної навігації та відомого значення для FTE (1.4):

$$NSE^2 = TSE^2 - FTE^2.$$

Прийняття рішення стосовно наявного стану системи виконаємо з використанням критерію Байєса (4.5), оскільки він забезпечує: оптимальне вирішальне правило; аналітичну залежність; простоту програмної реалізації; потребує мінімальних апаратних затрат при обчисленні; оцінювання апостеріорних ймовірностей, що є необхідною умовою контролю характеристик системи.

На практиці умовні ймовірності $P(b/A)$ у (4.5) записуються у вигляді умовних щільностей розподілу ймовірності $\rho(\sigma)$. У якості умовних щільностей приймемо Гаусовські щільності, що характеризують неточності у процесі оцінювання середнього значення σ . Таким чином, кожний стан системи характеризується відповідною Гаусівською щільністю $\rho(\sigma)$. Вона закріплюється у межах ознак стану за правилом «3 σ », щоб гарантувати 99,7% ймовірності появи певної ситуації.

Оскільки кожний стан системи A_k характеризується умовною щільністю розподілу ймовірності $\rho(\sigma)$, то його визначають параметрами математичного сподівання m_k та дисперсії σ_k^2 .

Параметр дисперсії вибирається з табл. 4.2.

Таблиця 4.2

Характеристики станів системи

Стан системи	Стан системи у термінах RNP	Межа класу стану	Формула для обчислення середньоквадратичного відхилення
A_1	RNP 0.3	NSE_1	$\sigma_1 = NSE_1/3$
A_2	RNP 1	NSE_2	$\sigma_2 = (NSE_2 - NSE_1)/6$
A_3	RNP 2	NSE_3	$\sigma_3 = (NSE_3 - NSE_2)/6$
A_4	RNP 5	NSE_4	$\sigma_4 = (NSE_4 - NSE_3)/6$
A_5	Не відповідає жодному	відсутня	$\sigma_5 = \sigma_4$

Точне налаштування класифікатора здійснюється шляхом налаштування параметра математичного сподівання умовних щільностей, таким чином, щоб на межі класів значення двох сусідніх умовних щільностей були рівними. Умовні щільності ймовірностей розміщуються у порядку від тоншої до пологішої чи зліва на право.

Математичне сподівання першої умовної щільності приймаємо рівним нулю $\mu_1=0$.

Параметр математичного сподівання обирається наступним чином:

$$\rho_i = \frac{1}{\sigma_i \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(NSE_i - \mu_i)}{2\sigma_i^2}\right), \quad i=1, N$$

$$\mu_{i+1} = NSE_i - \sigma_{i+1} \sqrt{2 \ln(\rho_i \sigma_{i+1} \sqrt{2\pi})}.$$

На рис. 4.27 наведено зображення умовних щільностей для випадку класифікації за NSE.

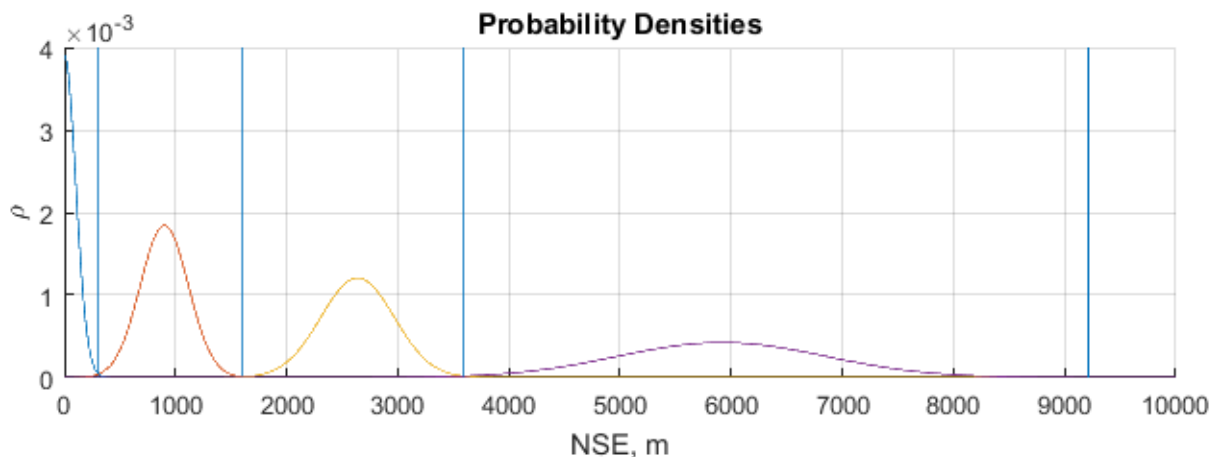


Рис. 4.27. Умовні щільності ймовірностей

Модель класифікатора за значенням апостеріорної ймовірності (4.5) можна записати наступним чином:

$$q_k(x) = \frac{P_k \rho_k(x)}{\sum_{j=1}^N P_j \rho_j(x)}, \quad k = \overline{1, N}. \quad (4.14)$$

Зовнішній вигляд апостеріорної ймовірності за (4.14) наведено на рис. 4.28.

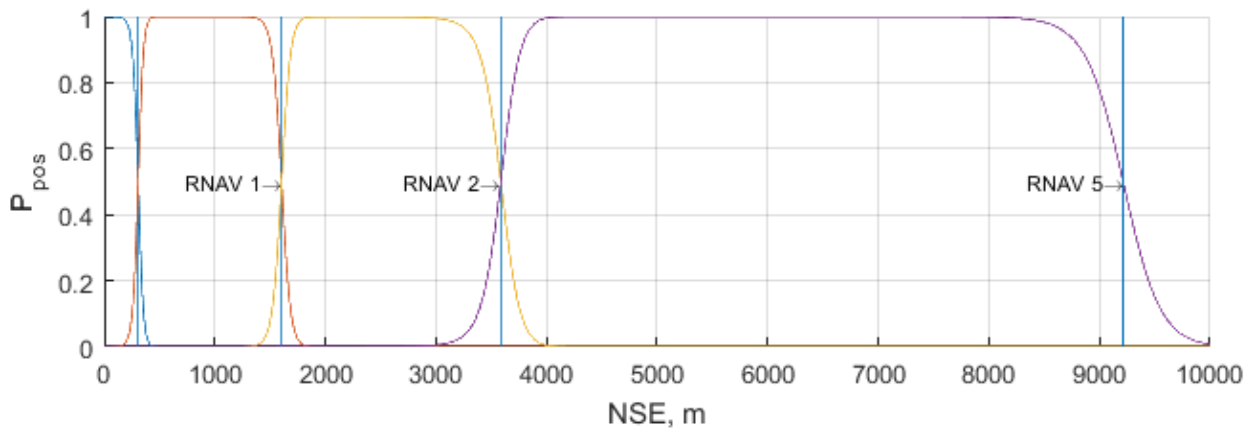


Рис. 4.28. Апостеріорні ймовірності

Нехай гіпотеза H_k полягає у належності параметра, що спостерігається, до певного стану A_k . Рішення на користь гіпотези H_k приймається за умови:

$$q_k(x) = \max\{q_j(x), j=1, N\}. \quad (4.15)$$

Тобто на користь класу A_k , у межах якого апостеріорна ймовірність має максимальне значення.

Якщо максимум (4.15) досягається на декількох значеннях $j=j_1, \dots, j_p$, ($p \geq 2$), то рішення приймається на користь будь-якої з гіпотез H_{j_1}, \dots, H_{j_p} . Наприклад, на користь попередньої гіпотези чи на користь гіпотези $H_{j_{\min}}$ де $j_{\min} = \min(j_1, \dots, j_p)$.

Крім того, за [192], система має визначати свої координати з ймовірністю $1-10^{-5}$ чи ризик невірної розпізнавання має бути меншим за 10^{-5} .

4.3.5 Модель класифікатора стану за повздовжнім та боковим відхиленням

Відповідно до [192], класифікація стану може ґрунтуватися за контролем значень бокового та повздовжнього TSE. У цьому випадку, вихід за встановлені межі одного з них є причиною переходу до наступного стану навігаційної системи. Розпізнавання наявного стану пропонується виконувати за рахунок багатопараметричного ймовірнісного класифікатора за формулою Байєса. У якості одного параметра виступатиме бокове TSE, а у якості іншого значення TSE для повздовжнього відхилення. Межі TSE наведено у табл. 1.5. Аналогічно

до п.п. 4.3.4, у якості моделі класифікатора виберемо формулу Байєса з використанням багатопараметричного розподілу Гауса:

$$q_k(x_{\bar{o}}, x_n) = \frac{p_k \rho_k(x_{\bar{o}}, x_n)}{\sum_{j=1}^N p_j \rho_j(x_{\bar{o}}, x_n)}, \quad k = \overline{1, N}. \quad (4.16)$$

Кожний стан системи характеризується певною умовною двохпараметричною щільністю розподілу Гауса:

$$\rho_k(x) = \frac{1}{(2\pi)^{K/2} |B_k|^{-1/2}} \exp\left[-\frac{1}{2} (B_k^{-1} (x - M_k)^T \times (x - M_k))\right], \quad (4.17)$$

де $M_k = (\mu_{\bar{o}}, \mu_n)$ – вектор математичних сподівань для кожного з параметрів, оцінюється за формулою; B_k – матриця середньоквадратичних відхилень похибок:

$$B_k = \begin{vmatrix} \sigma_{\bar{o}}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_n^2 \end{vmatrix}.$$

Оскільки граничні значення для бокового та повздовжнього відхилення є однаковими (табл. 4.3), то матриця B_k буде мати наступний вигляд:

$$B_k = \begin{vmatrix} \sigma_k & 0 \\ 0 & \sigma_k \end{vmatrix}$$

Таблиця 4.3

Межі TSE та формула для обчислення середньоквадратичного відхилення

Стан системи	Стан системи у термінах RNP	Межа TSE		Формула для обчислення середньоквадратичного відхилення
		бокове відхилення	повздовжнє відхилення	
A ₁	RNP 0.3	0.3	0.3	$\sigma_1 = TSE_1/6$
A ₂	RNP 1	1	1	$\sigma_2 = (TSE_2 + TSE_1)/6$
A ₃	RNP 2	2	2	$\sigma_3 = (TSE_3 + TSE_2)/6$
A ₄	RNP 5	5	5	$\sigma_4 = (TSE_4 + TSE_3)/6$
A ₅	Не відповідає жодному	відсутня		$\sigma_5 = \sigma_4$

На рис. 4.29 показано закріплення умовних двопараметричних щільностей розподілу ймовірностей у межах класів станів за граничними значеннями TSE. З рис. 4.29 видно, що умовні щільності вишиковуються по діагоналі у порядку збільшення значень B_k . Апостеріорні ймовірності у випадку двопараметричного розв'язку набувають хвилеподібної форми з фіксованим центром, як представлено на рис. 4.30.

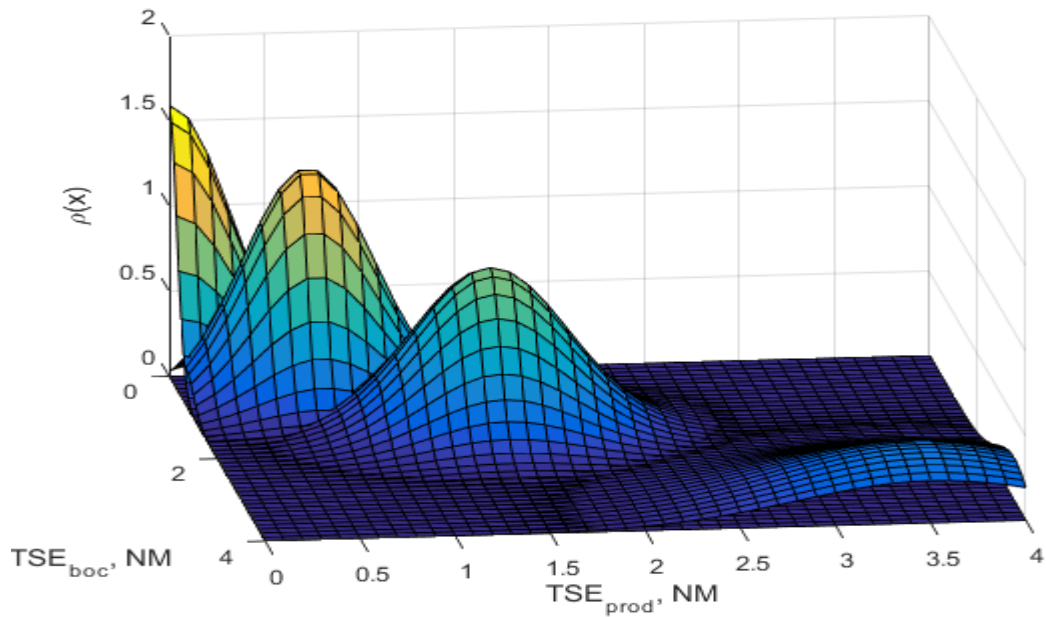


Рис. 4.29. Умовні щільності двопараметричної ймовірності

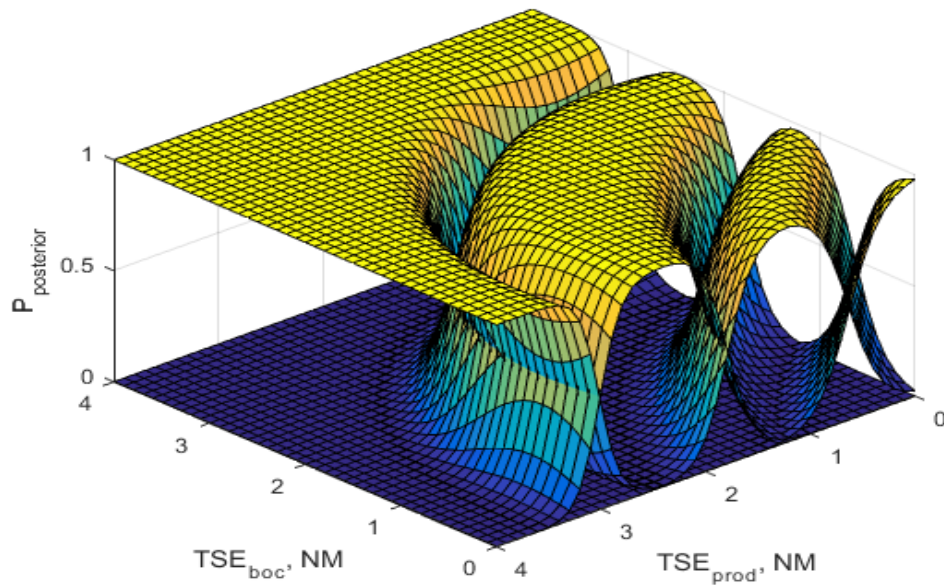


Рис. 4.30. Апостеріорні ймовірності розпізнавання стану системи

4.3.6 Модель класифікатора стану за компонентами-напрямами

Принципово іншою моделю класифікації стану може бути використання складових NSE у якості класифікаційних ознак. Зазвичай, у глобальних системах позиціонування, значення NSE оцінюється виходячи з складових компонентів у горизонтальній площині у північному та східному напрямках:

$$\text{NSE}^2 = 4(\sigma_x^2 + \sigma_y^2). \quad (4.18)$$

У випадку сталості розподілу FTE, значення TSE з урахуванням (4.18) можна представити наступним чином:

$$\text{TSE}^2 = \text{FTE}^2 + 4(\sigma_x^2 + \sigma_y^2). \quad (4.19)$$

Оскільки контроль стану системи можна виконувати за TSE, то доцільно використовувати один з параметрів (наприклад σ_x) у якості відомого та налаштувати модель класифікатора для розпізнавання за іншим параметром (σ_y). На рис. 4.31 наведено спектр можливих реалізацій умовної щільності для різних значень σ_x та σ_y .

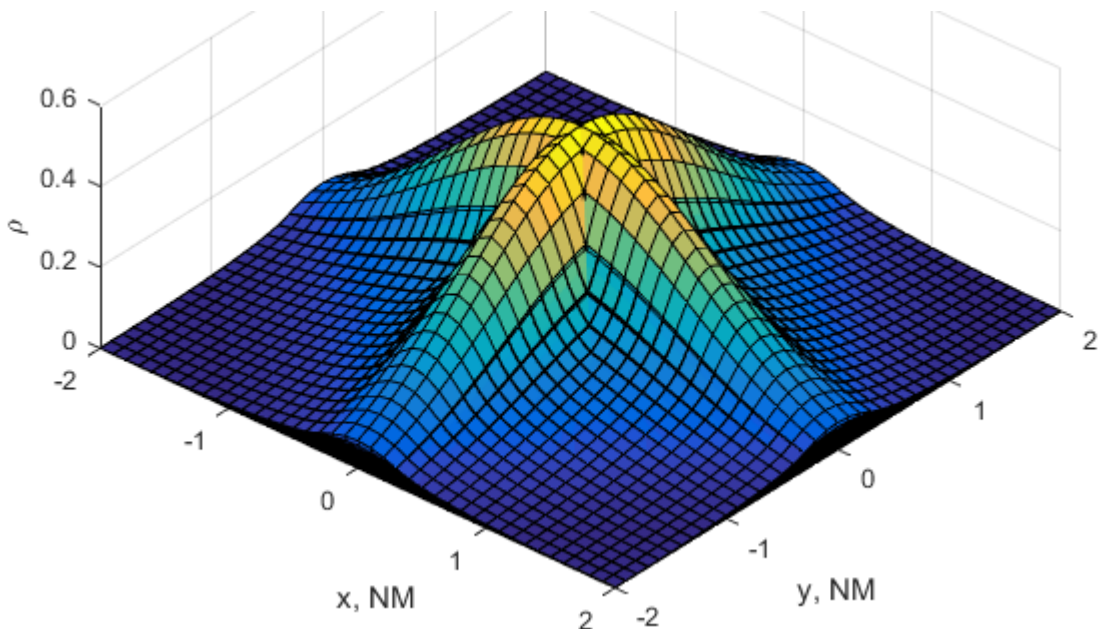


Рис. 4.31. Спектр можливих реалізацій умовної щільності ймовірності для RNP1

Для незначних значень σ_x умовна щільність витягується уздовж вісі y , і навпаки для малих значень σ_y відповідає широка щільність уздовж вісі x . При

поступовому зменшенні одного з значень σ_x чи σ_y , результуюча умовна щільність зменшується за своїм максимальним значенням доки не забезпечиться умова $\sigma_x = \sigma_y$, що відповідатиме круговим зонам довіри.

У випадку симетричних границь похибок σ_x та σ_y , межі RNP можна представити у вигляді прямих ліній, що з'єднують відповідні граничні значення як показано на рис. 4.32. Обмеження за специфікаціями RNP представляється у вигляді гіпотез відповідних прямокутників. На прикладі $\sigma_{pRNP0,3}$ показано спектр можливих реалізацій $\sigma_{xRNP0,3}$ та $\sigma_{yRNP0,3}$. Кожна з реалізацій положення $\sigma_{pRNP0,3}$ відповідає заявленій специфікації, проте залежить від внеску вибраної за основу $\sigma_{xRNP0,3}$.

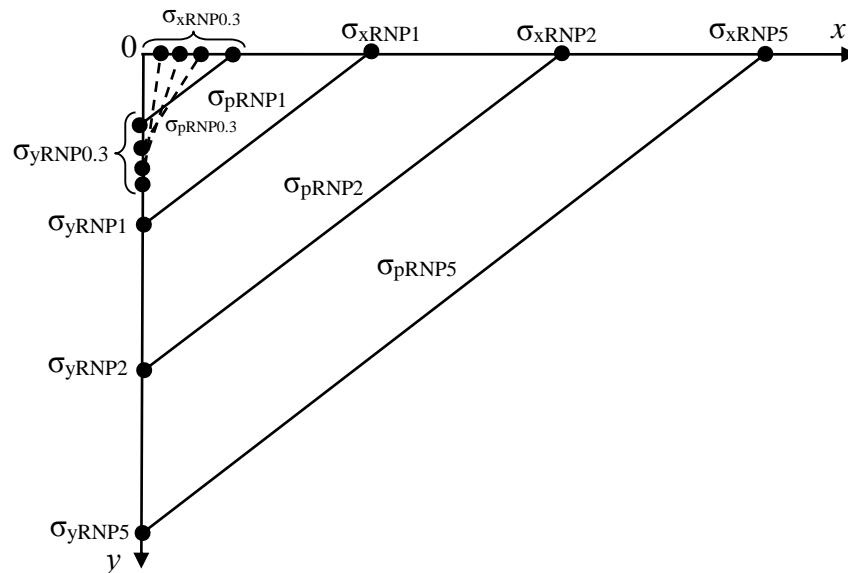


Рис. 4.32. Вибір порогових значень σ_x та σ_y

Задавшись певним значенням σ_x , порогові значення для σ_y , що відповідатимуть специфікаційним вимогам можуть бути обчисленими за (4.19). Як результат, задача розпізнавання відповідності зводиться до одномірних обчислень за параметрами σ_y . Прийняття рішення на рівні компонент σ_x та σ_y , на відміну від відомих класифікаторів дозволяє оперувати на рівні даних систем, що потребує менших апаратних затрат та підвищить швидкодію класифікатора.

4.4 Оптимізація мережі наземних радіонавігаційних засобів

Характеристики точності та доступності позиціонування за РНЗ повною мірою залежать від складу та характеристик наземної інфраструктури. Тип обладнання РНЗ, характеристики антенної системи, кількість та геометрія наземного місцерозташування визначають характеристики поля навігаційних сигналів у просторі для позиціонування. Одним з варіантів підвищення характеристик навігаційного поля є оптимізація наземної мережі РНЗ. Оптимізація розглядає питання раціонального розміщення наземного обладнання з метою підвищення характеристик поля сигналів радіонавігаційних систем. Процес оптимізації навігаційної інфраструктури є одним з основних завдань ANSP, що виконуються з метою забезпечення потреб постійно зростаючого рівня завантаженості повітряних трас та підвищення рівня безпеки авіаперевезень [23]. Національна мережа РНЗ України формувалася протягом багатьох років. Переважна її частина сформована з метою забезпечення польотів на маршруті та забезпечення схем руху ЛА у районі аеродрому. Така конфігурація наземної інфраструктури не є оптимальною з точки зору концепції PBN, що діє сьогодні у повітряному просторі України, оскільки має бути орієнтована на забезпечення необхідного рівня характеристик позиціонування.

4.4.1 Критерії оптимальності

Оптимізація поля навігаційних сигналів ґрунтується на забезпеченні необхідних характеристик відповідно до затверджених специфікаційних вимог. Проте, задача оптимізації ускладнюється тим, що повітряний простір є різним за своїм використанням і у різних його частинах діють різні специфікаційні вимоги. Відповідно до діючої класифікації повітряного простору, оптимізація поля характеристик навігаційних параметрів доцільно виконувати у маршрутному повітряному просторі (клас «С», що знаходиться у межах від FL 195 до FL 660, наведено на рис. 4.33) та термінальних диспетчерських районах (ТМА) одночасно для забезпечення вимог RNAV 1, що визначені для наведеного

повітряного простору відповідно до національного плану розвитку [331]. Багаторівневість повітряного простору переводить задачу оптимізації на площині певного ешелону польоту до просторового оцінювання у всьому діапазоні висот з обмеженнями геометричних розмірів зон ТМА, закріплених за місцезположенням аеропортів. Впровадження специфікаційних вимог для нижнього повітряного простору також є важливим завданням розвитку аеронавігаційного забезпечення, проте на сьогоднішній день вимоги для цього повітряного простору незатверджені.

Основною метою задачі оптимізації є оптимальне розміщення наземних РНЗ з метою їх ефективного використання для формування поля навігаційних сигналів з забезпеченням встановлених вимог до характеристик.

Впровадження концепції повітряного простору вільних маршрутів України (FRAU), визначеного між ешелонами FL 275 та FL660, вимагає дотримання навігаційних специфікацій не лише уздовж маршрутів, а й у всьому зазначеному просторі. Оскільки політ може визначатися певною бажаною траєкторією авіаперевізника, то висуваються особливо жорсткі вимоги до точності навігаційних засобів визначення місцезположення ЛА у просторі, що забезпечуються GNSS та альтернативними методами позиціонування.

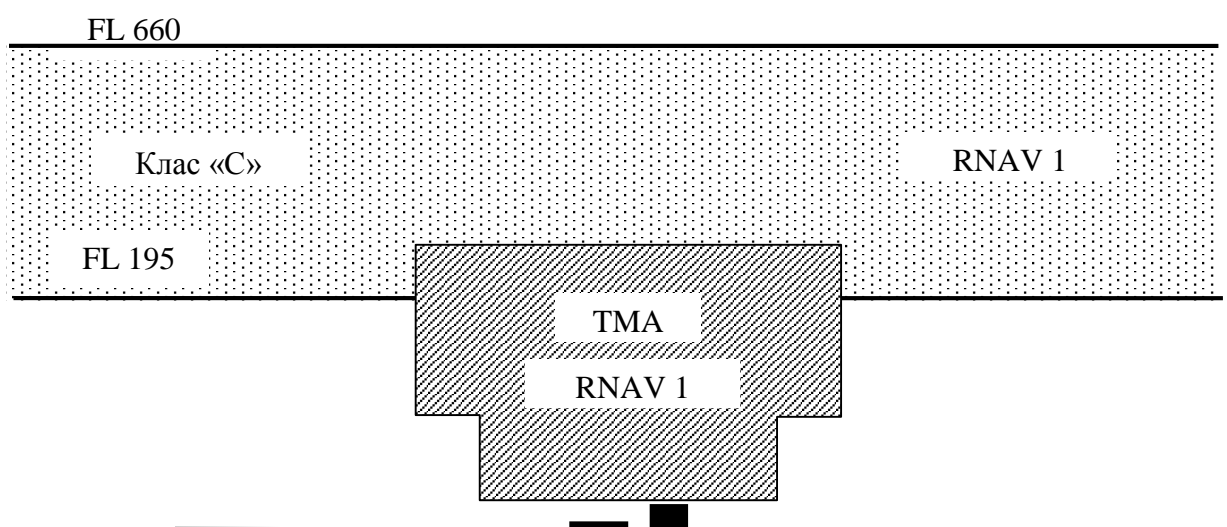


Рис. 4.33. Межі дії специфікаційних вимог

Оптимізація аеронавігаційного забезпечення є неодмінним компонентом розвитку аеронавігаційної інфраструктури, що має передувати впровадженню нових, більш точних специфікацій.

Задачу оптимізації доцільно розглядати з двох важливих сторін:

1. Оптимізацію існуючої мережі наземних РНЗ з метою ефективного використання технічних засобів, оскільки, наприклад, існуючі нагромадження РНЗ у певній частині простору забезпечують надлишковість ресурсів навігаційного поля, в той час як у деяких його частинах існує потреба у базисному забезпеченні.

2. Оптимізований вибір місць встановлення додаткових РНЗ для розширення зони дії та підвищення специфікаційних вимог (наприклад RNAV 0.3 у певних ТМА). Результати попередніх досліджень вказують на недосконалість існуючої аеронавігаційної системи відповідно до нових концепцій організації повітряного руху у частині засобів APNT. Зокрема це стосується північно-західної частини повітряного простору, півдня та східних регіонів.

Військовий конфлікт на сході України вніс свої корективи у аеронавігаційне забезпечення країни. Частина аеронавігаційного обладнання була виведена з експлуатації, що призвело до зміни навігаційних характеристик поля сигналів на значних відстанях від закритих для польотів зон. Ситуація, що склалася вимагає перегляду аеронавігаційної системи з метою її оптимізації в умовах сьогодення.

Іншим вагомим елементом оптимізації є те, що національна мережа РНЗ є частиною глобальної системи, а поле навігаційних параметрів – результатом використання РНЗ, розміщених у сусідніх країнах. Відповідно, оптимізаційні процеси мають відбуватися з урахуванням сталого поля навігаційних сигналів країн-сусідів.

У сучасних умовах функціонування національної аеронавігаційної системи, оптимізацію РНЗ доцільно проводити за критерієм відповідності специфікаційним вимогам у максимальному об'ємі простору, з урахуванням

конструктивних особливостей зон ТМА та технічних характеристик РНЗ, що експлуатуються. Слід враховувати той факт, що повітряний транспорт розвивається швидкими темпами і в майбутньому постане питання переходу до більш точних навігаційних специфікацій А-RNAV. Так наприклад, RNAV 0,3 застосовується у зонах ТМА для збільшення пропускної здатності повітряного простору.

4.4.2 Оптимальне розміщення наземної частини далекомірною обладнання

Задача оптимізації наземної частини РНЗ, на жаль, не може бути вирішена шляхом аналітичних перетворень, а розв'язується методом перебору усіх можливих комбінацій та пошуком оптимального розв'язку для кожного з них. Алгоритм оптимального розміщення РНЗ розглядає можливі комбінації з деякою роздільною здатністю.

Задача оптимізації формулюється у термінах цілочисленого лінійного програмування та розв'язується одним з методів теорії лінійного програмування. Розглянемо задачу забезпечення покриття повітряного простору полем навігаційних сигналів у відповідності до вимог RNAV 1. Вирішення поставленої задачі будемо досягати у межах існуючої наземної мережі РНЗ з додаванням нових РНЗ. У загальному випадку, задача оптимізації зводиться до пошуку оптимального місця розташування нових РНЗ для забезпечення вимог RNAV 1. Оптимізацію повітряного простору можна виконувати, ґрунтуючись на значеннях GDOP, що дещо спрощує задачу оптимізації. Проте, бортове обладнання, що експлуатується сьогодні функціонує за парним принципом. Відповідно, більш доцільним є аналіз з використанням характеристик оптимальної пари РНЗ у визначеній точці повітряного простору. Рішення будемо шукати лише для однієї РНЗ, що розміщуватиметься у точці, з оптимальним позитивним ефектом для поля сигналів.

Точки можливого місцеположення вибираються у межах ділянки поверхні, що знаходяться у вузлах сітки оцінювання. Геометричні розміри елемента сітки визначають роздільну здатність алгоритма, що обмежується обчислювальною здатністю обладнання. Для розв'язку задачі пропонується ітеративний алгоритм, що на кожному етапі забезпечує пошук розв'язку зі зменшенням зони пошуку оптимального місцеположення у поєднанні зі збільшенням роздільної здатності пошуку, тобто зменшенням відстані між вузлами оптимізаційної сітки (рис. 4.34). Ітеративний алгоритм є виправданим, оскільки, після виявлення оптимального місцеположення з грубою похибкою, межі можливого місцеположення окреслюються роздільною здатністю обчислень. З іншої сторони, оскільки моделі розповсюдження електромагнітних хвиль обмежують вплив нової потенційної РНЗ на поле навігаційних сигналів, то при детальному аналізі немає необхідності виконувати перерахунок для частини простору, що не знаходиться у зоні її дії. Таким чином, шляхом поступових ітерацій досягається необхідна точність розрахунків. Фізично вузли сітки будемо задавати у LLA системі координат з висотою рельєфа у певній точці, що відповідатиме розміщенню обладнання на земній поверхні.

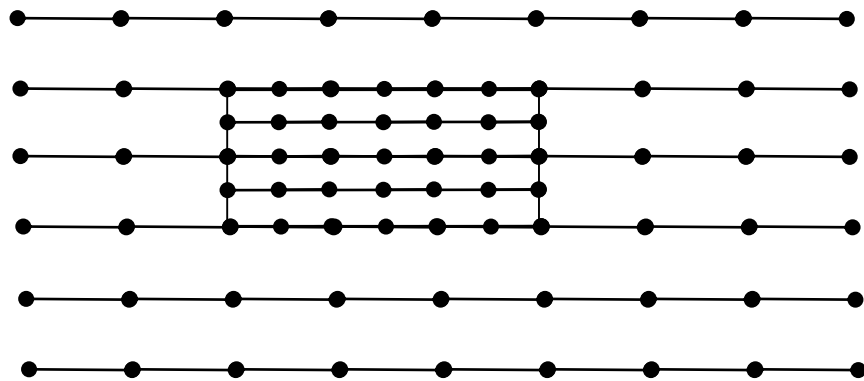


Рис. 4.34. Сітка можливого місцеположення на різних кроках ітерації

Нехай вектор $x = [x_1, x_2, x_3, \dots, x_n]$ буде відповідати індексам точок можливого місцеположення РНЗ, елементи якого можуть приймати значення $x_i = 1$ у випадку розміщення РНЗ чи $x_i = 0$, що відповідатиме неоптимальному місцеположенню РНЗ. Вектор x містить n вузлових точок сітки на певному кроці ітерації. Вектор

x поєднаємо з вектором індексів вже існуючих РНЗ (GS) у загальному векторі РНЗ: $X=[GS, x]$.

У термінах теорії лінійного програмування цільова функція, чи максимізуючий функціонал оптимізації можна записати наступним чином:

$$wx \Rightarrow \max,$$

де w – вектор вагових коефіцієнтів.

Вектор w містить вагові коефіцієнти вектора x і, чим більше її значення, тим більше оптимізаційне значення місцеположення кандидата РНЗ. У випадку оптимізації за максимумом займаного об'єму w містить загальний об'єм повітряного простору, що відповідає вимогам RNAV 1, за визначеного місцеположення певного РНЗ. У випадку оптимізації за площею для певного висотного рівня w містить значення площі території, що відповідає вимогам RNAV 1. Значення вагового коефіцієнта розраховуються за результатами оцінювання точності оптимальної пари РНЗ для визначеного об'єму повітряного простору з подальшим контурним аналізом зони простору, для якої задовільняються норми відповідної характеристики RNAV.

Іншою складовою постановки задачі лінійного програмування є встановлення обмежень до оптимізації. Спершу розглянемо обмеження, що встановлює доступність РНЗ, оскільки для позиціонування необхідним є одночасна взаємодія принаймні з двома РНЗ (N_{max}). Для цього, встановимо сітку можливого місцеположення ЛА, аналогічно як у випадку оцінювання доступності позиціонування та оцінемо матрицю доступності A . Рядки матриці A відповідають сітці місцеположення ЛА, а стовбчики – станції РНЗ. Кожний елемент матриці $a_{i,j}$ приймає значення 1 у випадку доступності певного РНЗ у визначеній точці місцеположення ЛА, та $a_{i,j}=0$ у випадку недоступності:

$$AX^T \geq N_{max}.$$

Наступні обмеження встановлюються вимогами до оптимальної пари РНЗ. Тут, для кожної точки простору оцінюється оптимальна комбінація РНЗ для $N_{max} > 2$. У випадку наявності лише однієї пари РНЗ, оцінюється її внесок у

оцінювання характеристик. Відповідно до вимог [192], висуваються жорсткі вимоги на внутрішній кут між напрямками на два різних РНЗ у випадку парного позиціонування. Відповідно, якщо внутрішній кут задовільняє вимогам РВН, відповідний елемент $b_{i,j}=1$ матриці B :

$$b_{i,j}=1, \text{ якщо } 30^\circ \leq \alpha \leq 150^\circ$$

$$b_{i,j}=0, \text{ якщо } 30^\circ \geq \alpha \geq 150^\circ.$$

Оскільки, принаймні дві станції у одній парі мають задовільняти вимогам за кутом обмеження, відповідно $B_{max}=2$:

$$BX^T \geq B_{max}.$$

Обмеження кількості допустимих РНЗ, що будуть додатково використано:

$$TX^T=1,$$

де T – індикаторна матриця, що вказує можливість вибору у межах нових варіантів: $t_i=0$, для встановлених РНЗ та $t_i=1$, для альтернативних засобів.

У загальному випадку, оптимізаційна задача може бути записана наступним чином:

$$wx \Rightarrow \max$$

$$AX^T \geq N_{max}.$$

$$BX^T \geq B_{max}.$$

$$TX^T=1.$$

4.5 Оцінювання відповідності повітряного простору вимогам зональної навігації за тернарними співвідношеннями

Відповідно до концепції РВН бортова система позиціонування повина задовільняти низку вимог щодо характеристик її функціонування наведених у навігаційних специфікаціях RNP/RNAV (табл 1.5). Відповідно кожному з методів позиціонування відповідає певна зона повітряного простору у межах якої задовільняються вимоги навігаційних специфікацій, що затверджені ANSP у межах визначеного повітряного простору. Оцінювання зони відповідності

повітряного простору вимогам зональної навігації є важливим етапом оцінювання безпеки польотів, що потребує розбиття повітряного простору на певну кількість елементарних частин у межах яких відповідність навігаційним специфікаціям вважається сталою. При цьому, застосуємо точковий підхід для кожного елементарного об'єму повітряного простору. Точність побудови зон у цьому випадку визначається роздільною здатністю чи геометричними розмірами елементарної частинки простору. У загальному випадку повітряний простір, що відповідає вимогам за точністю може бути представлений у вигляді множини точок, центрів елементарних об'ємів чи частин. Геометрія взаємного місцеположення та технічні характеристики мережі наземних РНЗ визначають множини простору у межах яких можливе їх використання для позиціонування та навігації. Зокрема кожному з методів позиціонування за парою та за сукупністю РНЗ відповідатиме множина відповідності навігаційним специфікаціям, як показано у табл. 4.3.

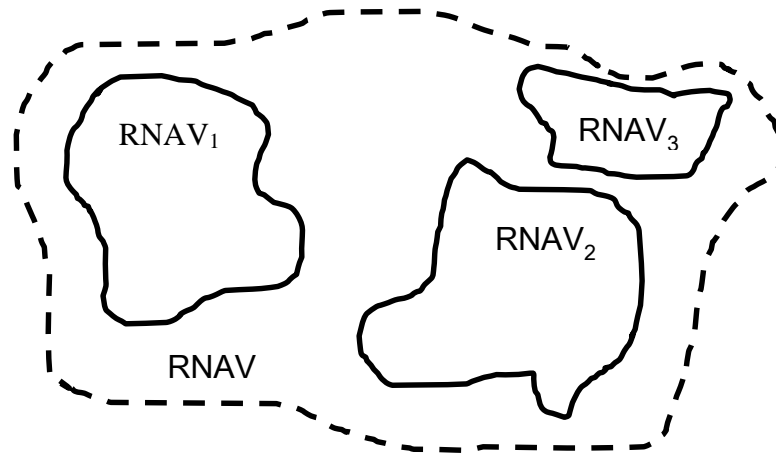
Таблиця 4.3

Множини відповідності навігаційним специфікаціям

Навігаційна специфікація	Методи позиціонування					
	За оптимальною парою РНЗ			За сукупністю РНЗ		
	DME/DME	VOR/DME	VOR/VOR	DMEs	VOR/DMEs	VORs
RNAV 1	$RNAV1_{DME/DME}$	$RNAV1_{VOR/DME}$	$RNAV1_{VOR/VOR}$	$RNAV1_{DMEs}$	$RNAV1_{VOR/DMEs}$	$RNAV1_{VORs}$
RNAV 2	$RNAV2_{DME/DME}$	$RNAV2_{VOR/DME}$	$RNAV2_{VOR/VOR}$	$RNAV2_{DMEs}$	$RNAV2_{VOR/DMEs}$	$RNAV2_{VORs}$
RNP 4	$RNP4_{DME/DME}$	$RNP4_{VOR/DME}$	$RNP4_{VOR/VOR}$	$RNP4_{DMEs}$	$RNP4_{VOR/DMEs}$	$RNP4_{VORs}$
RNAV 5	$RNAV5_{DME/DME}$	$RNAV5_{VOR/DME}$	$RNAV5_{VOR/VOR}$	$RNAV5_{DMEs}$	$RNAV5_{VOR/DMEs}$	$RNAV5_{VORs}$

У загальному випадку кожна з множин $RNAV$ визначається певною кількістю k підмножин $RNAV_i$ (рис. 4.35):

$$RNAV_i \subset RNAV, i=1, \dots, k.$$

Рис. 4.35. Підмножини $RNAV_i$

Множини $RNAV$ можуть розглядатися як бінарні відношення між множинами, що визначають координати центрів елементарних частинок у випадку проведення аналізу для певного повітряного рівня та утворюють модель відповідності повітряного простору вимогам $RNAV$. При цьому елементи простору задаються у певній системі координат, наприклад у геодезичній, через множини широт Φ , довгот Λ та висот H

$$\Phi = \{\varphi / \varphi_{min} \leq \varphi \leq \varphi_{max}\},$$

$$\Lambda = \{\lambda / \lambda_{min} \leq \lambda \leq \lambda_{max}\},$$

$$H = \{h / h_{min} \leq h \leq h_{max}\},$$

де φ_{min} , φ_{max} , λ_{min} , λ_{max} , h_{min} , h_{max} – граничні межі, що визначають досліджуваний повітряний простір.

Крім того, елементи простору можуть задаватися у декартовій системі координат наприклад у локальній NEU через множини X , Y , Z :

$$X = \{x / x_{min} \leq x \leq x_{max}\},$$

$$Y = \{y / y_{min} \leq y \leq y_{max}\},$$

$$Z = \{z / z_{min} \leq z \leq z_{max}\},$$

де x_{min} , x_{max} , y_{min} , y_{max} , z_{min} , z_{max} – граничні межі, що визначають досліджуваний повітряний простір у декартовій системі координат.

Будь-яка непорожня підмножина $RNAV_i$ може розглядатися як тернарні відношення між множинами, що задають координати елементів простору, що наприкладі NEU системи координат можна записати наступним чином:

$$RNAV_i \subseteq X \times Y \times Z. \quad (4.20)$$

У цьому випадку декартовий добуток множин X , Y , Z утворює множину упорядкованих кортежів координат $\langle x, y, z \rangle$, що складаються з елементів цих множин:

$$X \times Y \times Z = \{ \langle x, y, z \rangle \mid x \in X, y \in Y, z \in Z \}.$$

Частковим випадком для певного зафіксованого висотного рівня FL може розглядатися модель бінарного відношення:

$$\begin{aligned} RNAV_{FL,i} &\subseteq X \times Y, \\ X \times Y &= \{ \langle x, y \rangle \mid x \in X, y \in Y \}. \end{aligned} \quad (4.21)$$

З точки зору оцінювання відповідності характеристикам зональної навігації важливим є оцінювання загальної множини відповідності вимогам $RNAV$ для кожного з методів позиціонування за парами та за сукупністю РНЗ. Тобто, оцінювання моделі, що відповідає межах множини PBN для якої множини $RNAV_{DME/DME}$, $RNAV_{VOR/DME}$, $RNAV_{VOR/VOR}$, $RNAV_{DMEs}$, $RNAV_{VOR/DMEs}$, $RNAV_{VORs}$ можуть розглядатися як підмножини:

$$\begin{aligned} RNAV_{DME/DME} &\subset PBN; RNAV_{VOR/DME} \subset PBN; RNAV_{VOR/VOR} \subset PBN; \\ RNAV_{DMEs} &\subset PBN; RNAV_{VOR/DMEs} \subset PBN; RNAV_{VORs} \subset PBN. \end{aligned}$$

Як показано на рис. 4.36, множина PBN утворює множину координат центрів елементарних частинок у межах яких дозволяється навігація ЛА відповідно до певної специфікації. Таким чином, можна записати:

$$\begin{aligned} PBN &\subseteq RNAV_{DME/DME} \cup RNAV_{VOR/DME} \cup RNAV_{VOR/VOR} \cup \\ &\cup RNAV_{DMEs} \cup RNAV_{VOR/DMEs} \cup RNAV_{VORs} \end{aligned}$$

Обернена множина \overline{PBN} відповідає зоні простору у межах якого навігація за наземними РНЗ не може бути забезпечена:

$$\overline{PBN} = \{L_i \mid L_i \notin PBN\}. \quad (4.22)$$

Потужність множини PBN може визначати площу чи об'єм повітряного простору, що задовільняє певним специфікаційним вимогам.

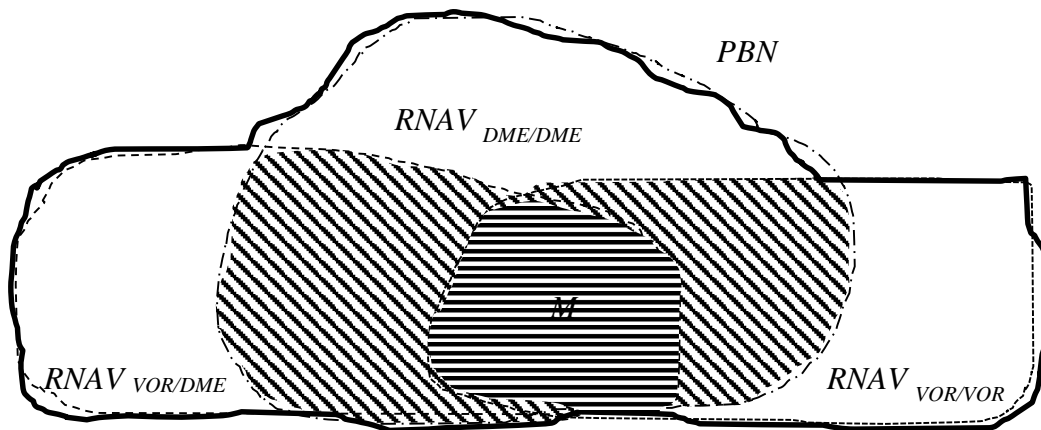


Рис. 4.36. Множина PBN

Площа відповідності певній специфікаційній вимозі для визначеного висотного рівня може бути обчислена наступним чином:

$$S_{FL,RNAV} = |PBN|/S_0, \quad (4.23)$$

$$S_0 = (x_{max} - x_{min})(y_{max} - y_{min})n^{-2}, \quad (4.24)$$

де S_0 – площа елементарної частини простору; n – загальна кількість елементів.

Підставляючи (4.24) у (4.23) з урахуванням: $n = |X| = |Y|$, матимемо:

$$S_{FL,RNAV} = (x_{max} - x_{min})(y_{max} - y_{min}) |PBN| / |X|^2. \quad (4.25)$$

Об'єм повітряного простору відповідності певним специфікаційним вимогам за умови, що у якості елемента простору використовуються кубічна фігура, можна записати наступним чином:

$$V_{RNAV} = |PBN|V_0, \quad (4.26)$$

$$V_0 = (x_{max} - x_{min})(y_{max} - y_{min})(z_{max} - z_{min})n^{-3}. \quad (4.27)$$

Аналогічно до (4.25) підставляючи (4.27) у (4.26) можна записати:

$$V_{RNAV} = (x_{max} - x_{min})(y_{max} - y_{min})(z_{max} - z_{min}) |PBN| / |X|^3. \quad (4.28)$$

Резервність методів навігації у кожній точці простору може бути формалізована через зв'язаність множин $RNAV_i$. Множину PBN можна вважати зв'язаною якщо підмножинам $RNAV$ відповідають підмножини перетину (рис. 4.36):

$$M = RNAV_{DME/DME} \cap RNAV_{VOR/DME} \cap RNAV_{VOR/VOR},$$

$$M \neq \emptyset.$$

Кількість зв'язаних підмножин відповідають кількості дозволених методів позиціонування ЛА у певній точці простору.

Зони доступності лише певного методу позиціонування можна визначити, як різницю множин кожного з методів:

$$PBN_{DME/DME} = (RNAV_{DME/DME} \setminus RNAV_{VOR/DME}) \setminus RNAV_{VOR/VOR},$$

$$PBN_{VOR/DME} = (RNAV_{VOR/DME} \setminus RNAV_{DME/DME}) \setminus RNAV_{VOR/VOR},$$

$$PBN_{VOR/VOR} = (RNAV_{VOR/VOR} \setminus RNAV_{VOR/DME}) \setminus RNAV_{DME/DME}.$$

Дослідження зон можливості використання певних методів позиціонування дозволяють провести аналіз повітряного простору на предмет забезпеченості вимогам певних навігаційних специфікаціям. Крім того, множинний аналіз дозволяє виявити зони простору за (4.22), що не відповідають вимогам PBN та розробити стратегію покращення послуг аеронавігаційного забезпечення.

4.6 Оцінювання ризику втрати позиціонування відповідно до категоріїв зональної навігації

Концепція навігації заснованої на характеристиках розглядає припущення про нормальний розподіл похибок навігації ЛА у просторі. Характер ймовірнісного закону розподілу похибок визначається параметром середньоквадратичного відхилення похибки, що залежить від геометрії взаємного розміщення у просторі та математичним сподіванням, що визначається координатами місцеположення у певній декартовій системі. Параметр середньоквадратичного відхилення характеризується величиною загальної

похибки витримування заданої траєкторії руху (TSE), що визначається за (1.4). Значення FTE та PDE у загальному випадку незалежать від місцеположення ПК у просторі та визначаються певним сталим значенням для певного типу ЛА. В той час як значення NSE для позиціонування за наземними радіомаяками залежить від координат місцеположення ЛА у просторі. Таким чином значення TSE буде варіюватися у просторі під дією NSE. TSE визначає теоретичний розподіл похибок витримування запланованої траєкторії руху (рис. 4.37). Також слід зауважити, що дотримання безпечного повітряного руху можливе за дотримання певного рівня точності затвердженого визначеною специфікаційною вимогою для повітряного простору [182]. Імовірність виходу за межі довірчого інтервалу, встановленого специфікаційними вимогами, може розглядатися як ймовірність втрати системи позиціонування. Відповідно ризик може бути визначений шляхом знаходження площі фігури обмеженої щільністю ймовірності та межами довірчого інтервалу.

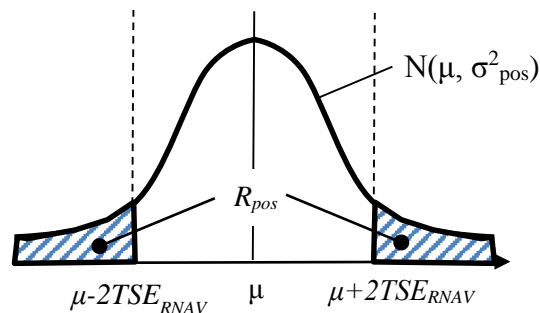


Рис. 4.37. Ризик втрати позиціонування

У більшості підходах при оцінюванні точності позиціонування у горизонтальній площині характер розподілу у продольному та боковому напрямі є різним. Тоді, слід використовувати двопараметричну щільність нормального розподілу (рис. 4.38).

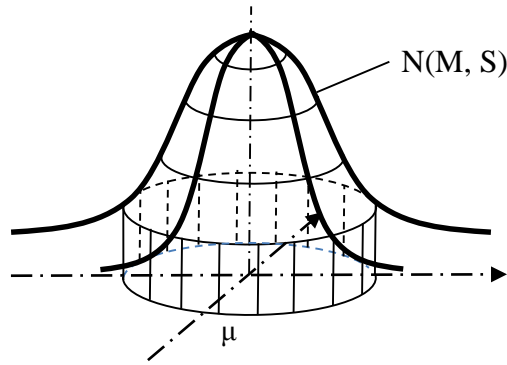


Рис. 4.38. Оцінювання ризику у випадку двопараметричної моделі

У якості умовної щільності ймовірності $\rho(x)$ використано щільність багатопараметричного нормального розподілу у вигляді:

$$\rho(x) = \frac{1}{2\pi|S|^{1/2}} \exp\left[-\frac{1}{2}(S^{-1}(x-M)^T \times (x-M))\right],$$

де x – вимірювання; $M = \{\mu_1, \mu_2\}$ – координати місцеположення ЛА у певній декартовій системі; S – діагональна матриця середньоквадратичних відхилень:

$$S = \begin{vmatrix} \sigma_{pos1}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{pos2}^2 \end{vmatrix}.$$

Оцінювання ризику втрати позиціонування тут може розглядатися як об'єм фігури обмежений щільністю розподілу та циліндром, що встановлює допустимі межі для зональної навігації:

$$R_{pos} = 1 - \iint_{2TSE_{RNAV}} \rho(x, y) dx dy.$$

4.7 Методологія інтегрованого позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів

Позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів можна розглядати у вигляді методології, що об'єднує існуючі та розроблені методи використання інформації від наземних радіонавігаційних засобів для визначення координат місцеположення ЛА. Методологія інтегрованого позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів складається з наступних етапів аналізу:

Етап 1. Аналіз вхідних даних. Аналізується мережа радіонавігаційних засобів, їх технічні характеристики. Встановлюються межі досліджуваної частини повітряного простору та аналізується можливість розбиття повітряного простору на елементарні частини.

Етап 2. Аналіз моделей РНЗ. Відповідно до тактико-технічних характеристик РНЗ будуються тривимірні моделі зон доступності РНЗ, у якості яких можуть використовуватись прості циліндричні моделі відповідно до типу РНЗ чи моделі, що враховують поширення радіохвиль.

Етап 3. Побудова моделей доступності РНЗ. За розробленими моделями РНЗ виконується оцінювання доступних РНЗ у межах кожної елементарної частини простору з урахуванням моделей затухання радіохвиль під час поширення у тропосфері, дифракції та впливу рельєфу місцевості.

Етап 4. Розробка моделей відповідності повітряного простору вимогам RNAV. Виконується побудова моделей відповідності повітряного простору вимогам RNAV на основі оцінених середньо-квадратичних відхилень похибки позиціонування у горизонтальній площині для кожного з методів у межах оцінених тривимірних моделей доступності.

Етап 5. Використання методів позиціонування за сукупністю РНЗ. На основі вектору вхідних параметрів, що включає дальномірну та кутомірну інформацію оцінюють координати місцеположення ЛА.

Етап 6. Аналіз моделей об'єднання координатної інформації. Аналізується використання моделей поєднання навігаційних даних на різних етапах обробки даних.

Етап 7. Аналіз моделей точності навігаційних визначень. Оцінюється точність навігаційних визначень за сукупністю РНЗ відповідно до розроблених моделей з урахуванням довірчих інтервалів на прогнозовані дані.

4.8 Система моніторингу повітряного руху за повідомленнями адресного цифрового зв'язку

Одним з найважливіших напрямків діяльності всіх систем і служб цивільної авіації є забезпечення безпеки польотів, особливо в умовах росту інтенсивності повітряного руху. У зв'язку із збільшенням обсягу авіаперевезень та збільшенням кількості літаків, що знаходяться в повітрі, склалася ситуація, при якій необхідно точно та своєчасно контролювати дотримання запланованих траєкторій руху ЛА під час польоту за маршрутом.

На сьогоднішній день застосовувані методи вторинної радіолокації не дають змогу забезпечити точне відслідковування траєкторії руху ЛА у глобальному масштабі, що призвело до пошуку та створення нових концепцій спостереження.

Концепція автоматичного залежного спостереження у широкомовному режимі (ADS-B – Automatic Dependant Surveillance - Broadcast) почала впроваджуватись починаючи з 2005 року у країнах членах FAA та Eurocontrol [141, 228]. Обладнання ADS-B дозволяє пілотам ЛА та диспетчерам отримати інформацію про повітряний рух навколо за допомогою спеціального обладнання. Точність місцеположення ЛА, у системі, забезпечується GNSS. Крім того, системи ADS-B дозволяють пілоту отримати доступ до іншої важливої для пілота інформації, такої як метеорологічної інформації, геодезичних і картографічних даних та інформації служб забезпечення польотів. Застосування концепції ADS-B у майбутньому вирішить питання пов'язані з моніторингом, проте, на сьогоднішній день лише окремі зони повітряного простору мають покриття наземними станціями ADS-B. Застосування сучасних супутникових ліній зв'язку чи систем глобального обміну даними на високих частотах значно підвищує вартість послуг, що надаються авіакомпаніями та є недоступними для певної кількості авіаперевізників.

Іншим підходом до моніторингу руху ЛА у повітряному просторі пропонується застосування сумісної обробки інформації в цифрових

повідомленнях системи адресного цифрового обміну даними між ЛА та наземним центром (ACARS – Aircraft Communications Addressing and Reporting System) [175, 318].

Функціонування ACARS забезпечує розгалужена наземна інфраструктура, до складу якої входить велика кількість приймально-передавальних центрів та комутаційних пунктів, що належно розгорнута у багатьох регіонах земної кулі. ACARS забезпечує двохсторонній зв'язок між авіакомпаніями та їхніми ЛА, що знаходяться у повітрі [352]. Проте, основною метою системи є інформування про наявний етап польоту та технічний стан обладнання. Крім того, пілоту надається можливість користуватися великою кількістю інформаційних сервісів, що доступні у цифровій мережі наземного електрозв'язку. Так, наприклад можуть завантажуватись дані про метеорологічні умови METAR чи TAF для будь-якого місця земної поверхні [352].

Узагальнена структурна схема отримання інформації, щодо руху ЛА через систему зв'язку ACARS наведена на рис. 4.39. Під час польоту за маршрутом бортове обладнання ACARS формує та періодично випромінює повідомлення, що містять інформацію щодо положення ЛА у повітряному просторі. Ці сигнали у VHF діапазоні приймаються приймачем, що входить до складу радіоприймального центру. Прийняті сигнали декодуються, а отримані повідомлення з борту ЛА зберігаються у спеціалізованій базі даних.

Доступ до повідомлень ACARS, збережених у базі даних, забезпечується через авіаційну наземну мережу цифрового обміну даними та через комп'ютерну мережу Інтернет [110]. Захист інформації забезпечується обладнанням обмеження доступу. В залежності від конфігурації приватності сервісного обладнання доступ до даних може бути вільним чи за аутентифікацією користувача. У загальному випадку, будь-який користувач через мережу Інтернет може отримати доступ до даних за допомогою спеціального клієнтського програмного забезпечення. Після збереження даних у локальній

базі її можна використовувати для відображення користувачу чи для проведення статистичної обробки.

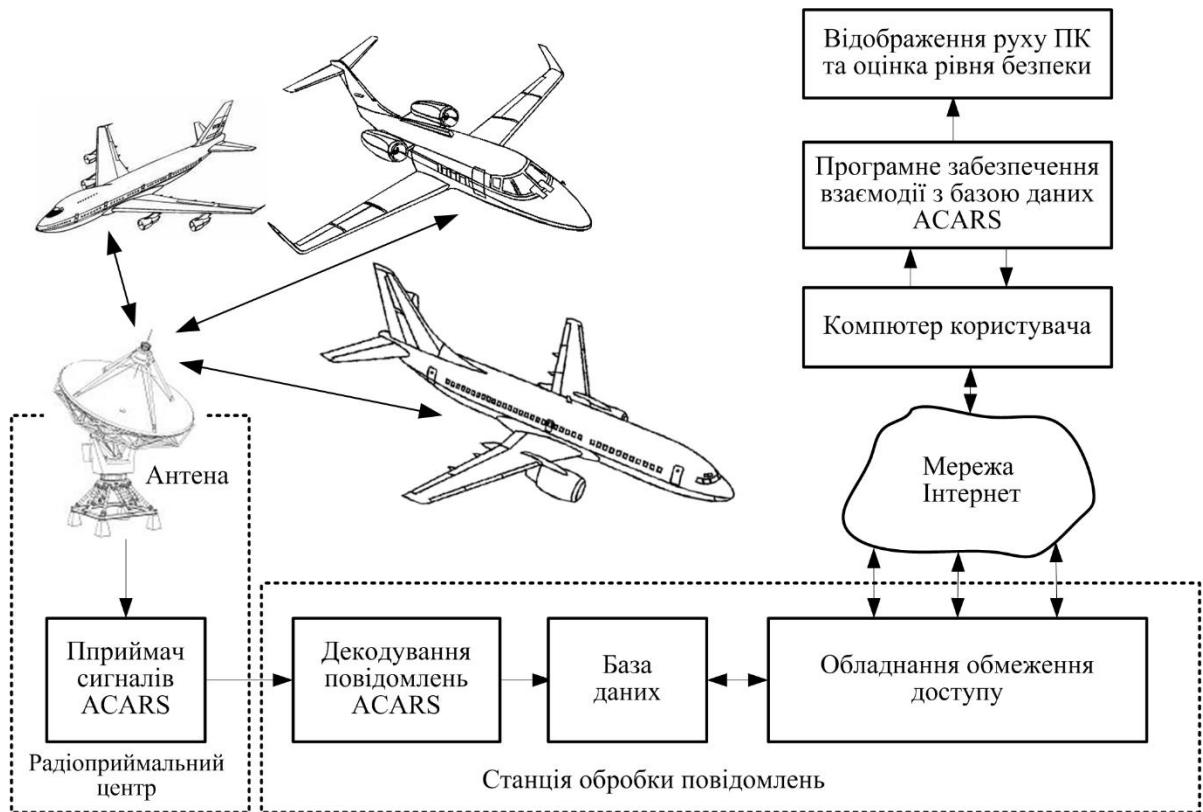


Рис. 4.39. Узагальнена структурна схема моніторингу повітряного руху

У повідомленнях ACARS передається інформація різного типу. Крім того, необхідно враховувати, що формат повідомлень теж відрізняється, оскільки більшість авіакомпаній застосовують свої власні формати для передачі лише тієї інформації, яка їм потрібна. Проте, структура повідомлення про місцеположення ЛА системи ACARS залишається єдиною. Це дає можливість створення програмного забезпечення для виділення повідомлень, пов'язаних з місцеположенням ЛА, та відображення їх для потреб моніторингу повітряного руху.

Типове повідомлення про місцеположення ЛА містить таку інформацію:

- тип повідомлення;
- географічна широта та довгота;
- ешелон польоту.

За допомогою спеціального програмного забезпечення повідомлення ACARS декодуються з подальшим вибором інформації, щодо місцеположення. Після перетворення координат отримане місце положення ЛА може бути відображене на карті земної поверхні. У якості картографічної інформації можливе використання картографічних серверів. При відстеженні руху окремого ЛА, ділянка карти автоматично вибирається таким чином, щоб відображуваний ЛА завжди знаходився у центрі та не виходив за задані допустимі межі.

Для зручності та наочності кожен ЛА відображається спеціальним символом з винесеним формуляром, що відображає реєстраційний номер ЛА та номер зайнятого ешелону польоту. Інформація, щодо місцеположення на карті оновлюється кожного разу, коли надходить нове повідомлення, при чому траєкторія руху ЛА зберігається на карті з відображенням точок попереднього місцеположення.

На рис. 4.40 наведено приклад моніторингу повітряного руху за розробленим програмним забезпеченням у повітряному просторі поблизу Ванкувера (Канада). Повідомлення ACARS отримані через сервер з відкритим доступом (адреса у мережі Інтернет: Ladysmith.no-ip.info).

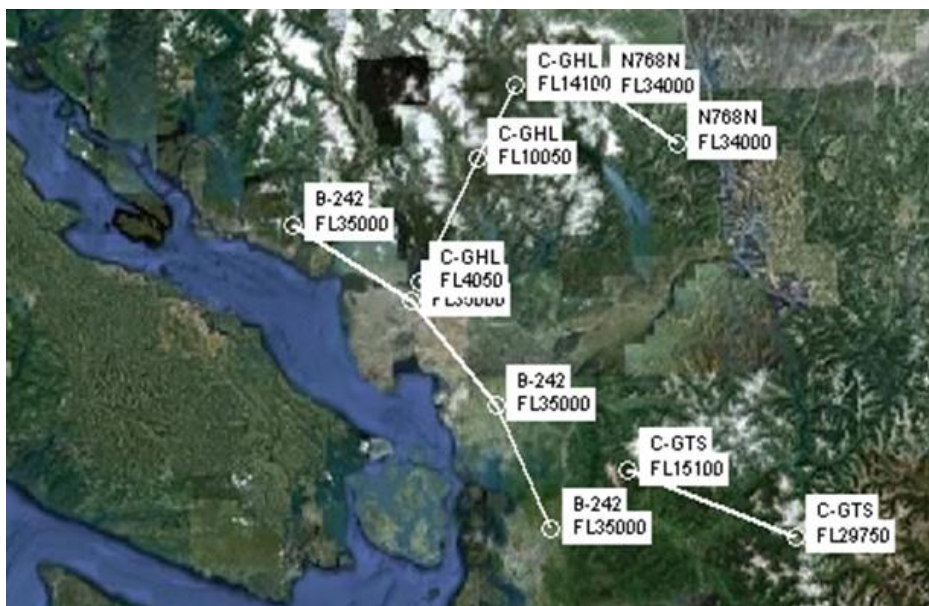


Рис. 4.40. Приклад відображення повітряного руху за повідомленнями ACARS

4.9 Контроль за рухом легкої авіації у межах концепції «Мобільне небо»

На сучасному етапі розвитку суспільства велика увага приділяється приватним засобам легкої авіації. Це стає можливим завдяки вільному використанню приземного неконтрольованого повітряного простору для виконання польотів. У зв'язку з цим, приватна авіація розвивається дуже швидкими темпами. Кількість зареєстрованих засобів легкої авіації швидко збільшується, особливо у розвинених країнах. Створюються нові зразки авіаційної техніки, що використовують сучасні принципи побудови та нові надлегкі і надміцні компоненти.

Відповідно до Положення про використання повітряного простору [329, 330], дозволяється не здійснювати запит про умови використання повітряного простору користувачами, у разі виконання польотів повітряними суднами поза межами контрольованого повітряного простору організації повітряного руху на висоті не більш як 1500 метрів над середнім рівнем моря, крім польотів, що виконуються в тимчасово зарезервованому повітряному просторі, повітряному просторі, де управління повітряним рухом здійснюють органи управління Повітряних Сил Збройних Сил та інших державних органів, а також в межах зони з особливим режимом використання повітряного простору. Крім того, відповідальність за виконання польотів у неконтрольованому повітряному просторі повністю покладається на екіпаж повітряного засобу.

Проте, наслідуючи сучасні тенденції розвитку світового авіатранспорту, існує значна загроза щодо безпеки польотів [12]. Крім того, небезпеці наражаються пересічні люди, оскільки польоти на низькій висоті, як показує сумний досвід розвинених країн, пов'язані з підвищеним ризиком виникнення авіаційних пригод [12].

Однією з найважливіших причин, що впливають на значне зниження безпеки польотів засобів легкої авіації є майже практична неможливість організації точного контролю за дотриманням правил виконання польотів у

приземній частині повітряного простору. Технічно майже неможливо забезпечити належний радіолокаційний контроль за польотами таких засобів у межах всієї країни. У цьому контексті, головна увага міжнародного авіаційного співтовариства приділяється проблемі контролю за польотами засобів легкої авіації поблизу меж, заборонених для польотів. Застосування існуючих засобів радіолокаційного огляду [282] та пеленгаційного виявлення низько літаючих цілей не завжди є ефективними у використанні, особливо в умовах гірського рельєфу місцевості, а застосування їх на всій території країни є досить складною та коштовною справою.

Одним з варіантів вирішення проблеми, пов'язаної з забезпеченням контролю за дотриманням правил виконання польотів у нижній частині повітряного простору, може бути застосування мереж мобільного зв'язку для контролю за польотами засобів легкої авіації [305].

На сьогоднішній день зона дії мобільного зв'язку покриває майже всю територію нашої країни. Постачальники послуг мобільного зв'язку постійно розширюють межі їх дії та покращують якість послуг, що надаються.

У основі концепції «Мобільне небо» покладена можливість використання засобів мобільного зв'язку, стільникового типу у приземній частині повітряного простору [305, 306] (рис. 4.41). Наявна зона дії дозволяє користуватися звичайними послугами мобільного зв'язку [272] на борту приватних засобів легкої авіації, що здійснюють польоти на невеликих висотах. Особливо важливими послуги зв'язку є на етапах зльоту та посадки у непередбачених для цього місцях.

В умовах, коли відповідальність за виконанням польотів у приземній частині повітряного простору (до 1500 м) покладається лише на пілотів літаючих засобів, актуальними стають питання відстеження траєкторії польоту та контроль за порушенням меж заборонених для польотів зон. Методи позиціонування абонентів у мережі мобільного зв'язку дозволяють частково вирішити ці питання.

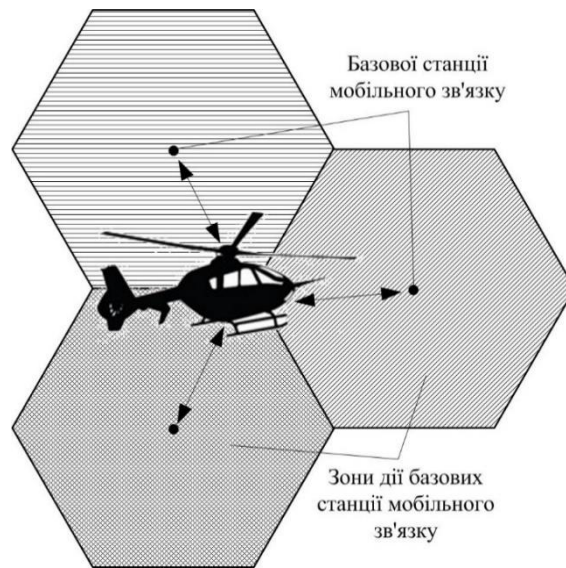


Рис. 4.41. Використання мережі базових станцій мобільного зв'язку для контролю за польотами засобів легкої авіації

У основі побудови мобільного зв'язку лежить «стільникова» структура організації мережі (рис. 4.41). Така будова дозволяє забезпечити користувача не тільки послугами зв'язку, а й навігаційною інформацією [272]. Сучасні методи визначення координат споживача, що застосовуються при цьому, дозволяють організувати загальний контроль за пересуванням у межах країни з необхідною для цього точністю. Розширення зони дії мобільного зв'язку на користувачів, що знаходяться у повітрі, дозволить забезпечити необхідний контроль за дотриманням правил виконання польотів у приземній частині повітряного простору та дозволить пілоту користуватися послугами сучасних інформаційних каналів передачі даних і зв'язку. Загальна структурна схема принципу забезпечення контролю за рухом засобів легкої авіації у межах запропонованої концепції представлена на рис. 4.42. Забезпечення контролю за вільним рухом засобів легкої авіації у приземній частині простору можливе за рахунок взаємодії спеціального бортового обладнання з мережею мобільного зв'язку. Ідентифікація конкретного літаючого об'єкта відбувається за допомогою унікального мобільного номера. Цей номер повинен присвоюватись кожному засобу легкої авіації при реєстрації.

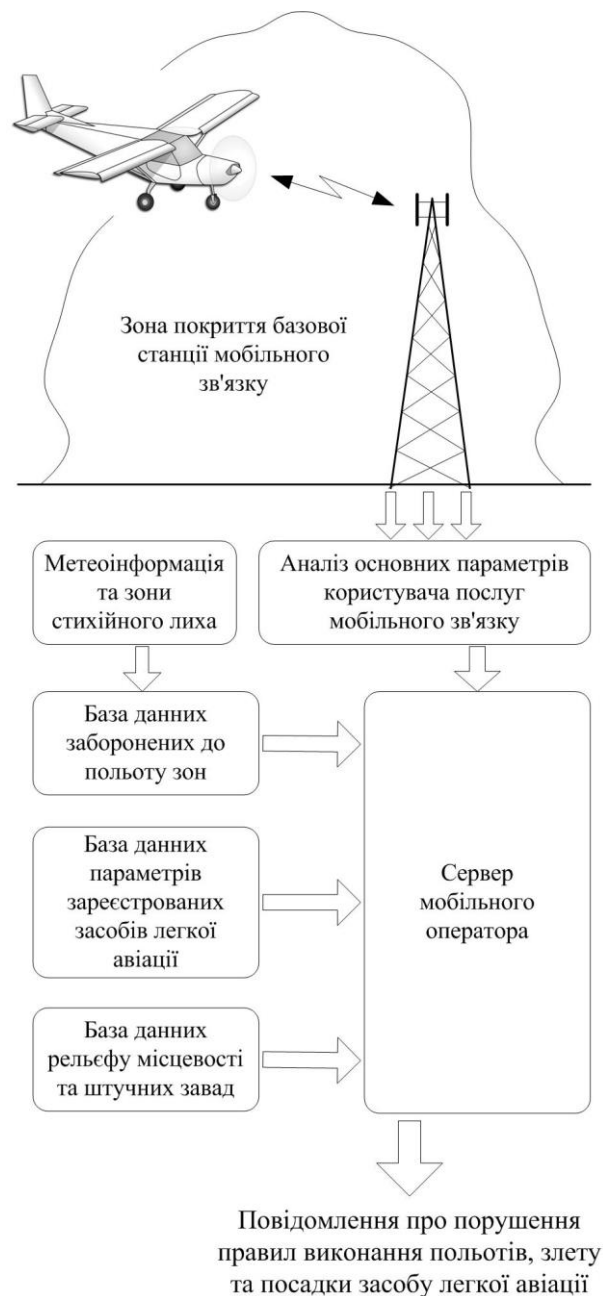


Рис. 4.42. Принцип організації контролю за порушеннями правил виконання польотів, злету та посадки засобів легкої авіації

База даних з інформацією про зареєстровані літаючі об'єкти, з присвоєними унікальними номерами, повинна бути доступна для усіх постачальників послуг мобільного зв'язку. Забезпечення широкої зони покриття може бути досягнуто за рахунок використання послуг не одного, а декількох операторів мобільного зв'язку, що покривають переважну більшість території країни. Для ідентифікації

користувача, у мережі мобільного зв'язку використовується спеціальний модуль ідентифікації абонента – SIM (Subscriber Identification Module) картка. У внутрішньому модулі пам'яті картки зберігається відповідні налаштування для обладнання користувача, що необхідні для взаємодії з мережею мобільного зв'язку. Унікальність картки забезпечується постачальником послуг мобільного зв'язку та забезпечує точну ідентифікацію зареєстрованого літаючого об'єкту.

Кожний зареєстрований засіб легкої авіації повинен бути обладнаний пристроєм взаємодії з мережею мобільного зв'язку. У будові бортового обладнання використовуються стандартні GSM (Global System for Mobile Communications) модулі, що дозволяють знизити вартість обладнання та зробити його доступним для більшості приватних користувачів. Структура бортового обладнання може відрізнитися в залежності від кількості сервісних послуг, що надаються пілоту. Видачу, облік та контроль наявності цих засобів на борту засобу легкої авіації повинно проводити державне підприємство з регулювання повітряного руху.

Під час польоту, у межах зони покриття, постачальник послуг стільникового зв'язку за допомогою власного обладнання оцінює положення об'єкту у повітрі та виконує спостереження за його координатами і швидкістю. Для визначення цих параметрів польоту застосовується один з методів позиціонування у мережах стільникового зв'язку (позиціонування за коміркою, позиціонування за рівнем сигналу, методика кута прибуття чи один з часових методів [349]). Загальний аналіз сучасних методів позиціонування вказує на можливість визначення координат рухомого користувача у мережах стільникового зв'язку з точністю від 20м до 50м, що є достатнім для забезпечення контролю за положенням [273,349, 337]. Крім того, можливе використання параметрів польоту, отриманих на борту засобу легкої авіації та переданих на сервер мобільного оператора за допомогою інформаційних каналів обміну даними. Це дозволить збільшити точність визначення місцезнаходження рухомого об'єкта та надасть змогу виконувати

польоти на меншій відстані від заборонених для використання зон повітряного простору.

Розташування споживача мобільних послуг у повітрі дозволяє отримати кращу точність визначення координат порівняно з наземним користувачем для кожного з існуючих методів, оскільки у повітрі відсутні завади на шляху розповсюдження радіохвиль та зменшується дія ефекту перевідбивання від штучних перешкод. Враховуючи особливості побудови мереж стільникового зв'язку, відповідно до яких взаємодіюча антенна система базових станцій розміщуються над поверхнею землі на штучній вежі, то зв'язок з користувачем послуг, що знаходиться у повітрі, встановлюється у межах прямого бачення, що позитивно впливає на дальність та якість зв'язку.

На серверному обладнанні мобільного оператора виконується аналіз інформації, щодо положення та траєкторії польоту користувача, прогнозується майбутнє його положення. Після чого виконується аналіз можливості порушення меж зон заборонених до польоту, перевіряється дозволеність виконання зльоту чи посадки у даній місцевості. При цьому, обов'язково враховуються інформація про тип та параметри певного засобу легкої авіації, рельєф підстилаючої поверхні та штучні завади, заборонені зони, з врахуванням тимчасово зачинених, у зв'язку з погіршенням метеоумов та зон стихійного лиха. Параметри заборонених для польотів зон повинні обов'язково враховувати похибки визначення місцеположення користувача.

У випадку виявлення порушення правил використання повітряного простору, інформація, стосовно цього випадку передається, у автоматичному режимі, до спеціалізованих державних структур, у компетенції яких розслідування подібних інцидентів. Зокрема, при розслідуванні таких випадків використовується інформація, щодо положення рухомого об'єкту та траєкторії його руху у межах зони дії мобільного зв'язку. Цієї інформації є достатньо для доказу факту порушення та притягнення власника засобу легкої авіації до відповідальності. Крім того, ця інформація є важливою у випадках доказу

несанкціонованого здійснення посадки та злету на приватній території. При порушенні меж заборонених для польотів зон, особливо повітряного простору над стратегічними об'єктами, можливим є негайне сповіщення про цей факт державних служб для створення перешкод для вільного польоту та подальшої затримки порушника.

Для забезпечення дієздатності наведеної концепції, неодмінною умовою є наявність певного обладнання на борту літака. Видача та перевірка наявності на борту цього обладнання повинні контролюватися з боку органів організації повітряного руху.

Однією з основних переваг застосування цієї концепції є можливість забезпечення контролю за злетом, посадкою та використанням приземного повітряного простору, контроль за яким неможливо забезпечити іншими методами [306]. Важливим є забезпечення контролю за зльотами та посадками приватних вертольотів, особливо у межах стратегічних, архітектурних, археологічних та інших об'єктів; у місцях великого скупчення людей; водоймах, сільськогосподарських угіддях та інших місцях.

Використання комбінованих методів визначення координат користувача у мережі мобільного зв'язку з системами супутникової навігації дозволяє значно підвищити точність визначення місцеположення та забезпечити більш точну навігацію засобу легкої авіації у приземному просторі.

У випадку аварійної ситуації, пілот завжди має змогу звернутися за допомогою до наземних служб підтримки. За результатами аналізу траєкторії руху наземне обладнання, на основі інформації про стан засобу легкої авіації та його тактико-технічних характеристик, здатне розпізнавати результати небезпечних зближень з земною поверхнею та спрямувати у потрібному напрямі кваліфіковану допомогу пілоту. У разі трагічних інцидентів можливо організувати швидкий пошук місця катастрофи та ліквідації її наслідків.

Застосування сучасних електронних карт Земної поверхні та бази даних штучних споруд у поєднанні з розгалуженою системою керування,

забороненими для виконання польотів зон, дозволить вводити тимчасові заборони на виконання польотів над певною територією (у місцях масового скупчення людей чи зон, що зазнали стихійного лиха). При цьому, використання динамічної метеоінформації дає змогу закривати та відкривати частини повітряного простору для польотів у зв'язку зі значним погіршенням метеоумов у автоматичному режимі.

Важливим і необхідним є контроль за виконанням польотів окремих засобів легкої авіації у темний час доби. Польоти у таких умовах є вкрай небезпечними і пов'язані з значним ризиком, особливо при використанні стандартного, простого навігаційного обладнання на борту. При таких польотах на низьких висотах обов'язково необхідно враховувати рельєф підстилюючої поверхні та наявність штучних споруд, інформація про які може бути надана пілотам. Крім того, у таких умовах важливим є значення істинної висоти польоту, оцінене на основі координат об'єкту та електронної карти місцевості, у випадку відсутності радіовисотоміра на борту засобу легкої авіації.

Використання сучасних технологій мобільного зв'язку (наприклад GPRS, EDGE, UMTS) на борту засобу легкої авіації дозволить пілоту користуватися великою кількістю переваг (використання звичайних послуг зв'язку, використання екстреного зв'язку у випадку надзвичайних обставин, доступу до мережі Інтернет для перегляду прогнозу погоди, необхідних навігаційних карт та іншої корисної інформації).

Аналізуючи отриману польотну інформацію та траєкторію польоту, можливим стає організація сервісів попередження небезпечних режимів польоту, у тому числі і небезпечних зближень з земною поверхнею та штучними перепонами.

Застосування методів мобільної навігації та електронної картографії дозволить забезпечити пілота потрібною інформацією про поверхню землі та наявність штучних завад, що є важливим при виконанні польотів в ускладнених метеоумовах.

На сьогоднішній день, оператори мобільного зв'язку здатні забезпечити свої послуги на переважній частині території України, крім того зона дії постійно розширюється, а наземне обладнання удосконалюється. В умовах використання мобільного зв'язку для потреб авіації частково можливим стає застосування нових конструкцій башт базових станцій та нових конструкцій антенних систем, що забезпечуватимуть більшу зону покриття у вертикальній площині.

Стеження за рухомими у повітрі об'єктами дозволить їх власнику контролювати їх пересування у межах країни та забезпечить інформацією про технічний стан літака.

Порівняно нескладна будова бортового обладнання взаємодії з мережею мобільного зв'язку забезпечить його доступність та можливість встановлення на різних засобах приватної авіації.

Загалом, можливість використання послуг мобільного зв'язку на засобах легкої авіації збільшить кількість користувачів GSM мережі та забезпечить постачальників послуг зв'язку додатковим прибутком.

4.10 Висновки за четвертим розділом

1. Розглянуто математичну модель поширення електромагнітних хвиль РНЗ у просторі, що враховує технічні характеристики передавача та напрямлені характеристики антенної системи. Запропоновану модель використано при моделюванні максимальної дальності дії далекомірних радіомаяків для різних моделей антен «dbs5100», «dbs510A», «dbs610» виробництва компанії «dB Systems».

2. Розглянуто процес впливу перевідбивання електромагнітних хвиль від Земної поверхні на формування зони доступності наземних радіонавігаційних маяків. Досліджено процес появи зон недоступності у радіусі максимальної дії, що є причиною впливу Земної поверхні на поширення хвиль для антенної системи «dbs5100» радіомаяка DME.

3. Досліджено існуючі моделі РНЗ для оцінювання гарантованої зони дії, виділено їх переваги та недоліки, що дозволяє оцінювати доступність послуг мережі наземних РНЗ.

4. Розроблено метод оцінювання доступності послуг РНЗ з урахування впливу Земної поверхні, представленій у вигляді цифрової карти рельєфу місцевості та ефекту дифракції радіохвиль, що дозволяє оцінити зону послуг радіомаяка у тривимірному просторі шляхом поелементового перебору елементарних частин простору.

5. Удосконалено модель поєднання координатної інформації у обчислювальній системі літаководіння, шляхом розширення вхідного об'єму даних та використання координатної інформації позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів, позиціонуванням за комбінованою інформацією ACAS та повідомлень ADS-B, пасивного використання сигналів далекомірного обладнання, що дозволить підвищити надлишковість та неперервність даних місцеположення ЛА.

6. Запропоновано ймовірністний підхід до класифікації стану відповідно норм навігації заснованої на характеристиках RNAV/RNP, що дозволяє розпізнати відповідність навігаційних характеристик до необхідних вимог, діючих у досліджуваному повітряному просторі та сигналізувати пілоту, у випадку виходу їх за встановлені межі RNP, задля забезпечення потреб безпеки повітряного руху.

7. Вперше запропоновано у якості щільності ймовірності розподілу відхилення ЛА від запланованої траєкторії руху використовувати потрійний багатопараметричну щільність розподілу похибок у загальному вигляді, що дозволяє більш точно описати розподіл похибок у порівнянні з нормальним та двокомпонентними розподілами за рахунок представлення ядра розподілу у вигляді двох частин пов'язаних з NSE та FTE.

8. Розроблено моделі класифікатора стану відповідності виморам RNP за значеннями NSE у горизонтальній площині; за одночасним спостереженням за

повздожнім та боковим відхиленнями; за компонентами-напрямами, що дозволяють сигналізувати відхилення за встановлені межі відповідно до поставлених вимог та технічним характеристикам обчислювального обладнання.

9. Виконано формулізацію задачі оцінювання відповідності визначеного повітряного простору до вимог зональної навігації за допомогою математичного апарату теорії множин. Виведено логічні залежності до оцінювання площі відповідності повітряного простору специфікаційним вимогам RNP/RNAV для певного висотного роівня (4.25) та об'єму у межах певного діапазону висот (4.28). Розроблено модель оцінювання характеристик поля навігаційних сигналів сформованих наземними радіонавігаційними засобами у тривимірному просторі, що дозволяє отримувати точну тривимірну модель просторових зон відповідності специфікаційним вимогам зональної навігації для задач планування повітряного руху.

10. Представлений підхід до моніторингу повітряного руху дозволяє забезпечити відслідковування польоту ЛА у глобальному масштабі. Наведене програмне забезпечення дозволяє моніторити рух ЛА та відображати відмітки ЛА на зображеннях підстилаючої поверхні.

11. Вперше запропоновано концепцію «Мобільне небо», що ґрунтується на використанні мережі цифрового зв'язку та передачі даних для забезпечення контролю за повітряним рухом на низьких висотах, а також для моніторингу зльоту та посадки засобів приватної легкої авіації з метою виявлення порушень повітряного законодавства. Крім того, у рамках запропонованої концепції, на борту засобу легкої авіації можливим є використання послуг доступу до сучасних інформаційних каналів обміну даними, послуг зв'язку та навігаційних послуг, що дозволить побудувати розгалуджену систему інформаційного сервісу та покращить навігацію і підвищить безпеку повітряного руху. Наведені основні переваги застосування нової концепції контролю за навколоземним повітряним простором вказують на доцільність її практичної реалізації у повітряному просторі України, особливо в сучасних умовах розвитку приватної авіації.

Список публікацій здобувача за матеріалами п'ятого розділу

1. Остроумов І. В. Концепція «Мобільне небо». *Вісник Національного Авіаційного Університету*. 2009. Т. 40. № 3. С. 91–95. DOI: 10.18372/2306-1472.40.1751
2. Остроумов І. В. Основні переваги застосування концепції «мобільне небо» для України. *Авіа-2009 : міжнародна науково-технічна конференція (Київ, 21–23 вересня 2009)*. К., 2009. С. 6.45–6.47.
3. Знаковська Є. А., Остроумов І. В., Чинченко Ю. В. Оцінка ризику втрати повітряних кораблів у повітряному просторі України за новими правилами ешелонування. *Вісник інженерної академії України*. 2011. № 1. С. 30–34.
4. Kuz'menko N. S., Ostroumov I. V. Information management in air traffic. *Problems of navigation and Air traffic management : International Scientific-Practical Conference of Researches and Students (Kyiv, 23 – 24 November 2010)*. Kyiv, 2010. P. 33.
5. Ostroumov I. V. Monitoring of private aviation flying. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Fourth World Congress*. Kyiv: NAU, 2010. Vol. 1. P. 329–338.
6. Kuz'menko N. S., Ostroumov I. V. Weather Web Service. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies : The Fourth World Congress*. Kyiv: NAU, 2010. Vo. 1. P. 329–338.
7. Ostroumov I. V. Monitoring of general aviation flights by ADS-B. *Polit. Challenges of science today: XI International Scientific and Practical Conference of Young Researchers and Students (Kyiv, 6 – 8 April 2011)*. К., 2011. P. 57.
8. Остроумов І. В. Підвищення рівня безпеки авіаперевезень за рахунок використання концепції ADS-B в Україні. *Новітні технології – для захисту повітряного простору: сьома наукова конференція Харківського університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба (Харків, 13 – 14 квітня 2011)*. Х.: ХУПС ім. І. Кожедуба, 2011. С. 39–40.

9. Остроумов І. В., Кузьменко Н. С. Моніторинг повітряного руху за повідомленнями ACARS. Авіа-2011 : міжнародна науково-технічна конференція (Київ, 19 – 21 квітня 2011). К., 2011. Т. 2. С. 7.44–7.47.
10. Кузьменко Н. С., Остроумов І. В. Всесвітня база даних відомостей про аеропорти. Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем : тези науково-практичного семінару (м. Житомир, 23 – 27 травня 2011 р.). Житомир, 2011. С. 17.
11. Ostroumov I. V., Kuz'menko N. S. ADS-B tracking in Ukrainian airspace. Problems of CNS/ATM development: International Scientific-Metodical Conference of Researches (Kyiv, 21 – 23 November 2011). К., 2011. P. 70.
12. Чинченко Ю. В., Знаковська Є. А., Остроумов І. В. Підтримка прийняття рішень щодо безпеки польотів за допомогою багатокрітеріального оцінювання альтернатив. *Проблеми інформатизації та управління: Збірник наукових праць*. К.:НАУ, 2011. № 1(33). С. 162–167.
13. Ostroumov I. V., Kuz'menko N. S. Application for aircraft tracking. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2011. Vol. 48. № 3. P. 43–48. DOI: 10.18372/2306-1472.48.44
14. Kharchenko V., Kuzmenko N., Kukush A., Ostroumov I. Multi-parametric data recovery for unmanned aerial vehicle navigation system. Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC 4th International Conference October 18-20). Kyiv, 2016. P. 295–299. DOI: 10.1109/MSNMC.2016.7783165. (Scopus)
15. Ostroumov I. V. Estimation of user location by data from different sources. Polit. Challenges of science today: XIV International Scientific and Practical Conference of Young Researchers and Students (Kyiv, 6 – 8 April 2016). К., 2016. P. 85.
16. Kharchenko V., Kukush A., Kuzmenko N., Ostroumov I. Probabilistic approach to object detection and recognition for videostream processing. *Proceedings of the National Aviation University*. NAU, 2017. Vol. 71. № 2. P. 8–14. DOI: 10.18372/2306-1472.71.11741

17. Kharchenko V., Kukush A., Kuzmenko N., Ostroumov I. Probability density estimation for object recognition in Unmanned Aerial Vehicle application. Actual problems of unmanned aerial vehicles development : APUAVD-2017 5th International Conference (Kyiv, 18 – 20 October 2017). Kyiv, 2017. P. 233–236. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308818. (Scopus)
18. Kuzmenko N. S., Kharchenko V. P., Ostroumov I. V. Identification of Unmanned Aerial Vehicle flight situation. Actual problems of unmanned aerial vehicles development : APUAVD-2017 5th International Conference IEEE, (Kyiv, 18-20 October 2017). Kyiv, 2017. P. 116–120. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308789. (Scopus)
19. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. An area navigation (RNAV) system performance monitoring and alerting. 2018 IEEE First International Conference on System Analysis & Intelligent Computing (SAIC) (Kyiv, 8 – 10 October 2018). Kyiv, 2018. P. 211–214. DOI: 10.1109/SAIC.2018.8516750. (Scopus)
20. Остроумов І. В. Поєднання координатної інформації за ймовірністним підходом. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2018. № 3(49). С. 3–8. DOI: 10.26906/SUNZ.2018.3.003
21. Ostroumov I. V., Kharchenko V. P., Kuzmenko N. S. Optimization task of navigational aids ground network. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2018. № 3(76). P. 16–22. DOI: 10.18372/2306-1472.76.13150.
22. Ostroumov I.V., Kharchenko V.P., Kuzmenko N.S. An airspace analysis according to area navigation requirements. *Aviation*. 2019. № 23(2). P. 36-42 DOI: 10.3846/aviation.2019.10302 (Scopus, Q3).
23. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Risk Analysis of Positioning by Navigational Aids. Signal Processing Symposium: SPSympo-2019, International Conference of IEEE. 2019. P. 92-95. DOI: 10.1109/SPS.2019.8882003. (Scopus)

РОЗДІЛ 5 МЕТОДОЛОГІЧНІ ЗАСАДИ ПРАКТИЧНОЇ РЕАЛІЗАЦІЇ КОМПЛЕКСНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ

5.1 Аніз стану повітряного простору України до вимог навігації заснованої на характеристиках

Впровадження концепції навігації застосованої на характеристиках є одним з пріоритетних напрямків розвитку аеронавігаційної інфраструктури. Поступовий перехід до вимог RNAV та вдосконалення точнісних характеристик наземної інфраструктури є важливим етапом розвитку аеронавігації в Україні.

Виходячи з рекомендації міжнародних організацій, концепція навігації, заснованої на характеристиках, у якості основної навігаційної системи розглядає GNSS, що зумовлено високими показниками точності та доступності даного підходу до вирішення навігаційних задач під час польоту.

Системи GNSS надають свої послуги у глобальному масштабі на безоплатній основі. Враховуючи, що більшість країн не є власниками систем GNSS, але визнають їх, як основний засіб навігації, то перед даними країнами постає задача моніторингу сигналів GNSS [64, 82]. Задача моніторингу полягає у записі і збереженні сигналів GNSS та їх параметрів для використання в розслідуваннях авіаційних подій. Записані дані також можуть використовуватись для проведення періодичного аналізу відповідності сигналів GNSS вимогам до характеристик сигналу в просторі, що вказані в [82].

Відповідно до концепції PBN, традиційні наземні засоби навігації розглядаються у якості альтернативних для резервування GNSS. Відповідно проаналізуємо характеристики поля навігаційних сигналів РНЗ DME/DME, VOR/DME, VOR/VOR для повітряного простору України.

5.1.1 Постановка дослідження

Дослідження можливостей альтернативних методів позиціонування для повітряного простору України доцільно починати з детального аналізу на певних висотних рівнях. Наприклад FL 105, FL 195, FL 490. Висотний рівень FL 105 (3200м AMSL) знаходиться нижче повітряного простору типу «D» та здебільшого використовується у ТМА. Крім того, FL 105 є найнижчим дозволеним крейсерським рівнем польоту в повітряному просторі України [295]. Відповідно до національного плану розвитку аеронавігаційної інфраструктури України, послуги RNAV 1 гарантуватимуться вище FL 195 (5950 м AMSL) [331], що знаходиться у повітряному просторі класу «C». У якості найвищого висотного рівня, обрано FL 490 (15240м AMSL). РНЗ повітряного простору України представлені типом «А» та «Е», опис яких наведено у п.п. 1.2.1.9 (стор. 82). З огляду на мережу наземних РНЗ України, найвищим РНЗ є «LIV» з висотою встановлення антенної системи 333.5 м WGS84. Початкова робоча висота для цих типів РНЗ складає 305 м чи обмежується рельєфом місцевості у межах їх робочих зон. Крім того, найнижчий рівень FL 105 не перетинається з рельєфом (найвища точка рельєфу на території України 2061м WGS84). Позитивний внесок у формування навігаційного поля сигналів у повітряному просторі України вносять РНЗ, розміщені на територіях сусідніх країн: Молдови (3), Румунії (47), Угорщини (26), Словатчина (10), Польщі (60), Білорусії (8), Росії (76), Турції. Певні з цих РНЗ належать до типу «Н», що для FL 195 мають найбільший робочий радіус. Це позитивно впливає на збільшення кількості доступних РНЗ за рахунок впливу РНЗ сусідніх країн. У якості рівня MSL, використано модель Геоїда [21, стор. 60]. Усі перерахунки висот між WGS84 та AMSL виконано за моделлю Геоїда є EGM96 (Earth Gravitation Model 1996), що використовує формулу полінома 360 порядку з 65338 коефіцієнтами. Результати оцінювання висоти Геоїда над еліптичною моделлю WGS84 для території повітряного простору України за умови використання параметрів стандартної атмосфери наведено на Рис. А. 1.

Дослідження стану навігаційних характеристик виконаємо шляхом комп'ютерного моделювання у програмному середовищі MATLAB. Точність отриманих результатів визначається розміром елементарної частинки повітряного простору, що становила $\Delta\varphi = 0.018168^\circ$, $\Delta\lambda = 0.018178^\circ$. Площа елементарної частинки становила 3 км^2 на рівні еліпсоїду WGS 84. Розбиття повітряного простору України, визначеного у [7], на елементарні частинки виконується за алгоритмом [80]. Кількість елементарних частинок при моделюванні у Східно-Західному напрямі становила 1000 шт, Північно-Південному – 534 шт. Загальна кількість елементарних частинок становила 534 тис. шт., з них у межах повітряного простору України розміщується 284168 шт. Межі повітряного простору України використано з [7] станом на 2018 р. Загальна площа повітряного простору, розрахована на основі елементарних частинок, становить $853412.1 \text{ тис км}^2$.

5.1.2 Позиціонування за далекомірним обладнанням

Виконаємо оцінювання доступності поля РНЗ за розробленим методом (п.п. 4.1.4, стор. 223) та оцінемо площі у відсотковому відношенні до загальної площі повітряного простору України. Результати комп'ютерного моделювання наведено у додатку А. Результати оцінювання зон доступності DME для FL 105, FL 195, FL 490 у вигляді контурної мапи наведено на рис. а.2, рис. а.3, рис. а.4 відповідно. Найкращі показники доступності на всіх висотних рівнях притаманні центральній частині країни. У відсотковому відношенні до загальної площі повітряного простору України доступність DME наведена на рис. 5.1.

Результати моделювання вказують, що послуги принаймні двох DME доступні:

- для FL 105 на 76.8 % повітряного простору (655.25 тис км^2);
- для FL 195 на 95 % повітряного простору (810.40 тис км^2);
- для FL 490 на 89.9 % повітряного простору (767.04 тис км^2).

Послуги принаймні десяти DME доступні:

- для FL 105 на 5.5 % повітряного простору (47.36 тис км²);
- для FL 195 на 22.4 % повітряного простору (191.59 тис км²);
- для FL 490 на 10.2 % повітряного простору (87.21 тис км²).

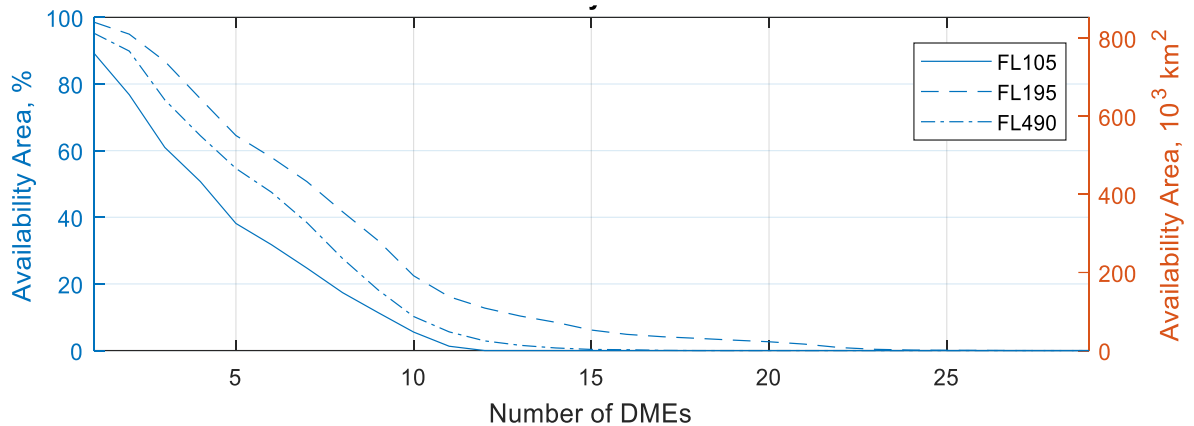


Рис. 5.1. Доступність DME у повітряному просторі України

Відповідно, послуги DME доступні майже у всьому повітряному просторі країни за виключенням зон над Чорним морем.

Результати оцінювання доступних пар DME/DME для використання у повітряному просторі країни з відповідністю умові до внутрішнього кута між напрямками на DME (2.25) наведено на рис. а.5, рис. а.6, рис. а.7, а результати у відсотковому співвідношенні до зони простору – на рис. 5.2.

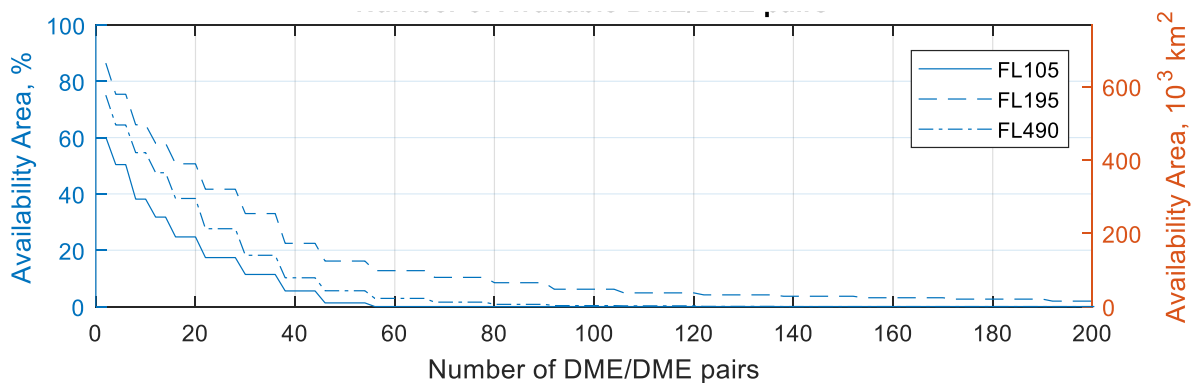


Рис. 5.2. Площа простору доступності пар DME/DME

Результати доступності пар DME/DME пов'язані з кількістю доступних DME у певній точці простору з впливом обмеження на внутрішній кут, що зменшує загальну кількість пар, обираючи пари що задовільняють умові (2.25). На основі оцінених пар доступних РНЗ, для кожної елементарної частинки

простору застосовано алгоритм вибору оптимальної пари DME/DME, наведений у п.п. 2.7.2 (стор. 137).

Результати розрахунку внутрішнього кута між напрямками на РНЗ за оптимальної пари DME/DME у вигляді контурного графіку наведені на Рис. А.8, Рис. А.9, Рис. А.10, а результати площі повітряного простору з 10° сіткою кутів наведено на рис. 5.3.

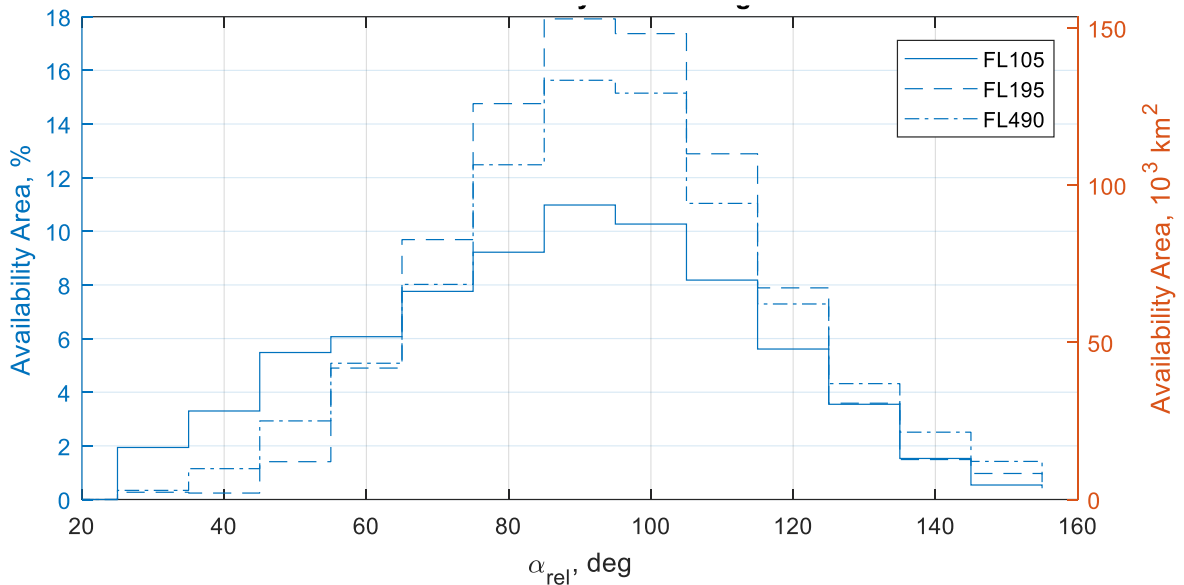


Рис. 5.3. Аналіз внутрішнього кута між напрямками на DME у повітряному просторі України

Результати моделювання показали, що задовільним значенням внутрішнього кута у парі DME/DME між 80° та 100° відповідають:

- для FL 105 на 21.3 % повітряного простору (181.43 тис км²);
- для FL 195 на 35.3 % повітряного простору (301.17 тис км²);
- для FL 490 на 30.8 % повітряного простору (262.68 тис км²).

З рис. 5.3 видно, що розподіл кута за площею має вид нормального розподілу з найкращими показниками на FL 195. Результати розрахунку внутрішнього кута використано при оцінюванні радіальної похибки за (2.8). Контурні графіки результатів розрахунку точності позиціонування за (2.8) для оптимальної пари DME/DME наведено на Рис. А.11, Рис. А.12, Рис. А.13. Тут синім кольором показано регіон з найвищою точністю позиціонування $\sigma_{\text{поз}} \approx 300\text{м}$, що

відповідає центральній та західній частинам простору. Результати оцінювання зони повітряного простору, що відповідає значенням точності позиціонування (не нижче) наведені на рис. 5.4.

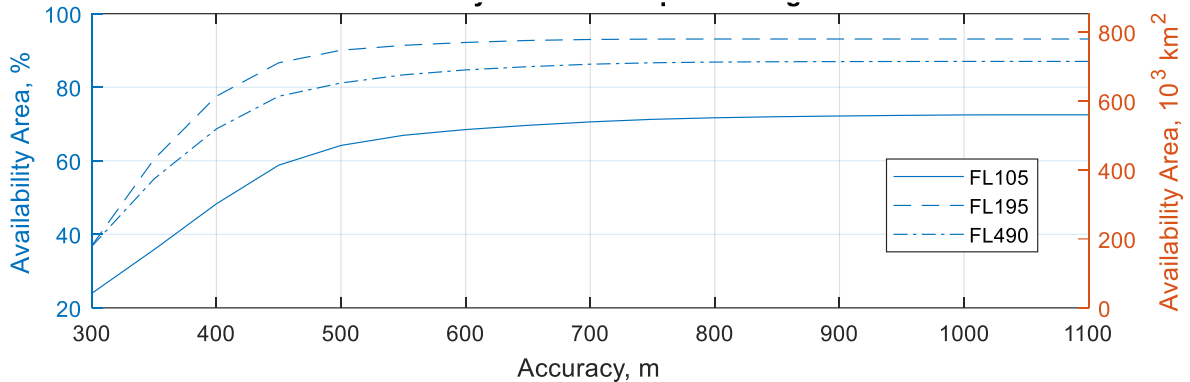


Рис. 5.4. Точність позиціонування за оптимальної пари DME/DME у повітряному просторі України

З рис. 5.4. видно, що найвища точність притамана FL 195. Крім того, значні зміни зони доступності позиціонування за РНЗ спостерігаються лише для $\sigma_{\text{поз}} < 600\text{м}$, подальшим збільшення точності залишається приблизно сталим для території країни.

Значенням точності нижче 500 м відповідають наступні зони простору:

- для FL 105 на 64.2 % повітряного простору (547.63 тис км²);
- для FL 195 на 90.1 % повітряного простору (768.58 тис км²);
- для FL 490 на 81.2 % повітряного простору (692.54 тис км²).

Результати розрахунку NSE у вигляді контурних графіків показано на Рис. А.14, Рис. А.15, Рис. А.16. Найнижчим значенням відповідають дугоподібні зони у центральній частині країни.

Зони забезпечення відповідних навігаційних характеристик RNP/RNAV наведено на Рис. А.17, Рис. А.18, Рис. А.19. Відповідно до отриманих контурів, переважна частина повітряного простору України задовільняє вимогам RNAV1. Проте, на FL 105 наявні зони у західній частині, східних територіях та західній частині Одеської області з недостатніми для RNAV1 характеристиками точності. На рис. 5.5 наведено порівняння площ відповідності вимогам RNAV для різних

висотних рівнів. З рис. 5.5 видно, що послуги RNAV 1 забезпечуються на переважній частині повітряного простору України, а саме

- для FL 105 на 72.50 % повітряного простору (618.72 тис км²);
- для FL 195 на 93.11 % повітряного простору (794.61 тис км²);
- для FL 490 на 87.02 % повітряного простору (742.64 тис км²).

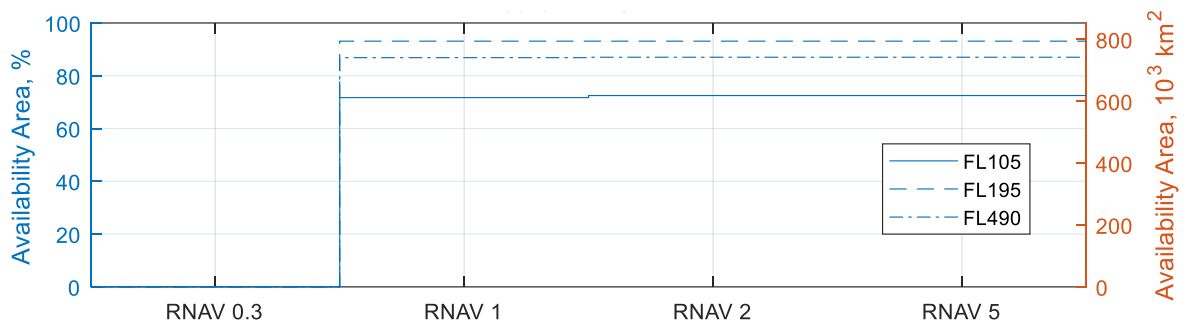


Рис. 5.5. Відповідність повітряного простору України до норм PBN

Час обчислень для різних висотних рівнів становив приблизно 70хв для кожного висотного рівня.

5.1.3 Позичіонування за кутомірно-далекомірного обладнанням

Наземна мережа РНЗ пропонує послуги лише восьми VOR/DME, основні характеристики яких наведено у табл.1.3 (стор. 84). Територіально VOR/DME розміщені рівномірно по території країни: пара на заході LIV-IVF, пара у центральній частині SLV-BRP, пара KHR-DNP у східних регіонах та пара ODS-KVN на півдні. При навігації за VOR/DME, використовується РНЗ територіально розміщені у одній навігаційній точці. Результати оцінювання зон доступності VOR/DME для FL 105, FL 195, FL 490 наведено на Рис. А.20, Рис. А.21, Рис. А.22 відповідно. Найкращі показники доступності притаманні зонам перетину навколо центральної частини країни. У відсотковому відношенні до загальної площі повітряного простору України, доступність VOR/DME наведена на рис. 5.6.

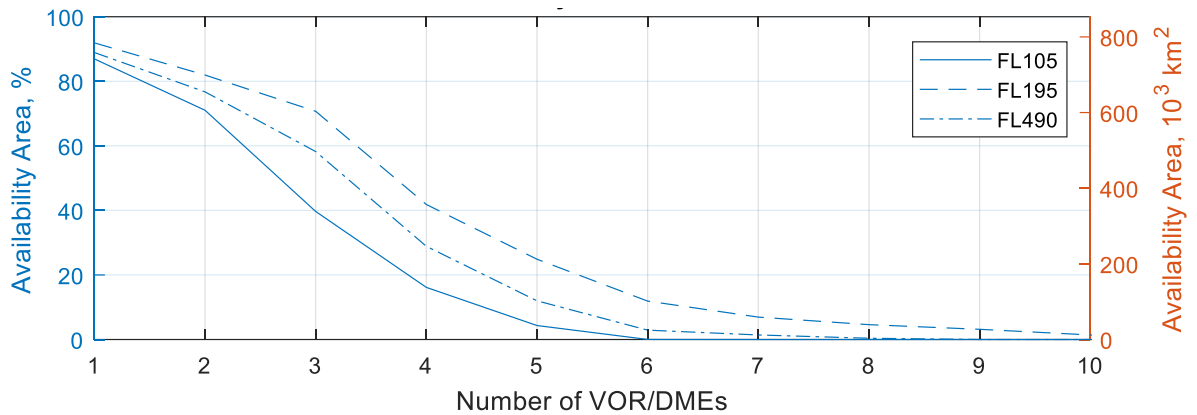


Рис. 5.6. Площа простору доступності послуг VOR/DME

Результати вказують, що послуги принаймні двох VOR/DME доступні на переважній частині повітряного простору України:

- для FL 105 на 71 % повітряного простору (606.1 тис км²);
- для FL 195 на 81.9 % повітряного простору (699.2 тис км²);
- для FL 490 на 76.7 % повітряного простору (654.7 тис км²).

Послуги принаймні чотирьох VOR/DME доступні:

- для FL 105 на 16.1 % повітряного простору (137.8 тис км²);
- для FL 195 на 41.8 % повітряного простору (357 тис км²);
- для FL 490 на 28.9 % повітряного простору (246.5 тис км²).

Результати оцінювання доступності VOR/DME використані при оцінюванні оптимальної пари для кожної елементарної частинки простору п.п. 2.7.2 (стор. 137). Важливою характеристикою точності є відстань до VOR/DME. На рис. 5.7 представлено результати оцінювання відстані до VOR/DME у відношенні до території повітряного простору країни. Тут спостерігається значна відмінність у значеннях займаної площі FL 105 від вищих рівнів для відстаней від 80 до 180 км.

Контурні графіки результатів розрахунку точності позиціонування за (2.21) для оптимальної пари VOR/DME наведено на Рис. А.23, Рис. А.24, Рис. А.25. З залежності (2.21) видно, що точність позиціонування значною мірою залежить від відстані, відповідно результати оцінювання точності представляються у вигляді концентричних кіл навколо місцерозташування VOR/DME.

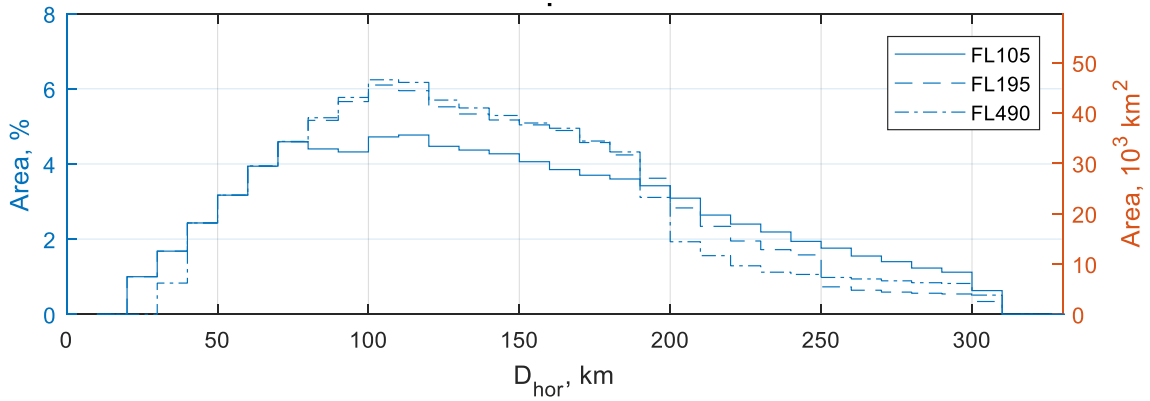


Рис. 5.7. Віддаленість оптимальної пари VOR/DME у просторі

Слід зауважити, що при аналізі зони дії VOR, кут місця, що складає конус «тиші» безпосередньо над радіомаяком становить 60° , що проявляється у вигляді колової зони недоступності, радіус якої збільшується з висотою. Результати оцінювання зони повітряного простору, що відповідає значенням точності (не нижче), наведені на рис. 5.4.

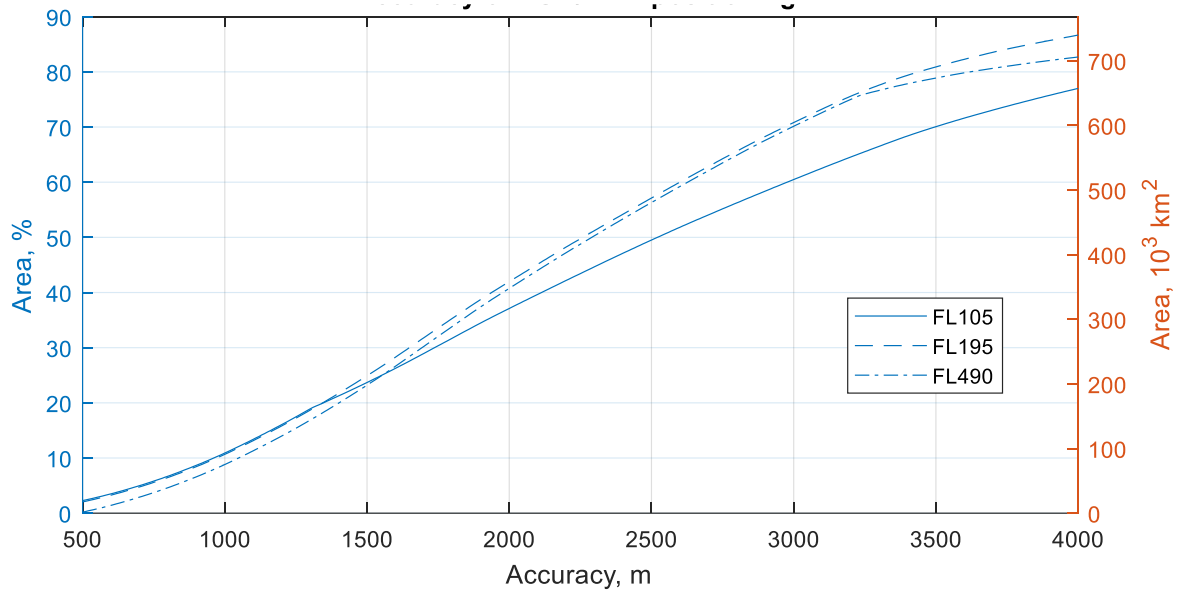


Рис. 5.8. Площа простору, відповідно до точності позиціонування за оптимальної пари VOR/DME

З рис. 5.8 видно, що площа зони простору поступово зростає зі збільшенням точності.

Значенням точності нижче 500 м відповідають наступні зони простору:

- для FL 105 на 2.3 % повітряного простору (19.5 тис км²);

- для FL 195 на 2 % повітряного простору (17.5 тис км²);
- для FL 490 на 0.2 % повітряного простору (1.53 тис км²).

Значенням точності нижче 1000 м відповідають наступні зони простору:

- для FL 105 на 10.9 % повітряного простору (93.1 тис км²);
- для FL 195 на 10.7 % повітряного простору (91.1 тис км²);
- для FL 490 на 8.8 % повітряного простору (75.3 тис км²).

Результати розрахунку NSE у вигляді контурних графіків показано на Рис. А.26, Рис. А.27, Рис. А.28. Зони забезпечення відповідних навігаційних характеристик RNP/RNAV наведено на Рис. А.29, Рис. А.30, Рис. А.31. Відповідно до отриманих результатів переважна частина повітряного простору України задовільняє вимогам RNAV 5. На рис. 5.9 наведено порівняння площ відповідності вимогам RNAV для різних висотних рівнів.

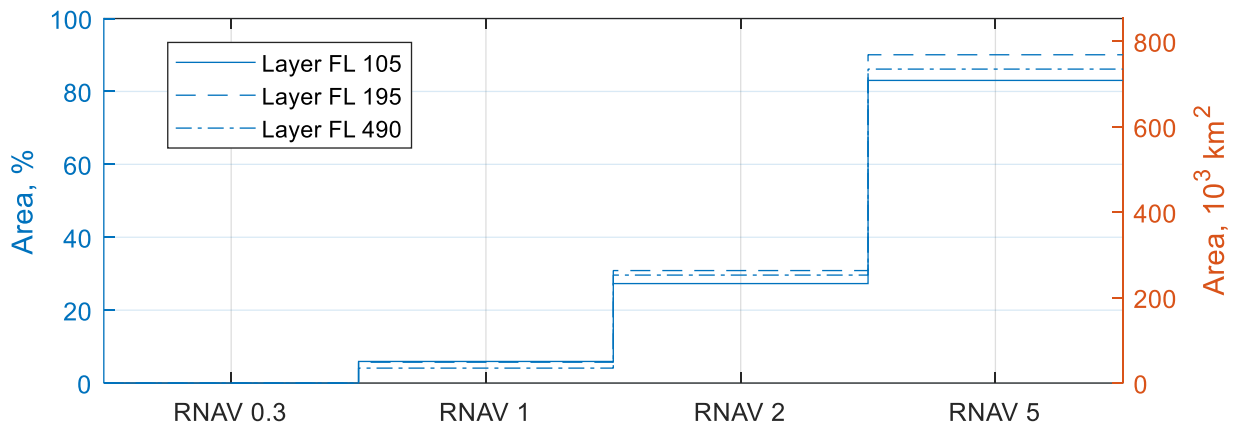


Рис. 5.9. Площа простору VOR/DME відповідно до вимог RNAV

З рис. 5.9 та табл 5.1 видно, що послуги RNAV 5 забезпечуються на переважній частині повітряного простору України.

Таблиця 5.1

Площа простору у відповідності до норм RNAV

Характеристика	FL 105	FL 195	FL 490
RNAV 1	6.73 % 57.4 тис км ²	6.5 % 55.5 тис км ²	4.65 % 39.7 тис км ²
RNAV 2	31.54 % 269.2 тис км ²	35.08 % 299.4 тис км ²	33.61 % 286.8 тис км ²
RNAV 5	83.02 % 708.50 тис км ²	90.06 % 768.58 тис км ²	86.13 % 735.04 тис км ²

Час обчислень для різних висотних рівнів становив 30хв для кожного висотного рівня.

5.1.4 Позичіонування за кутомірним обладнанням

Мережа навігаційних радіомаяків на території України містить 8 VOR, розміщених рівномірно по території країни. Основні характеристики наземних засобів наведені у табл.1.3 (стор. 84). Результати оцінювання зон доступності VOR для FL 105, FL 195, FL 490 у вигляді контурних мап наведено на Рис. А.32, Рис. А.33, Рис. А.34 відповідно. Оскільки мережа наземних радіомаяків складається виключно з засобів VOR/DME, то результати оцінювання доступності VOR повністю збігаються з результатами VOR/DME рис. 5.10.

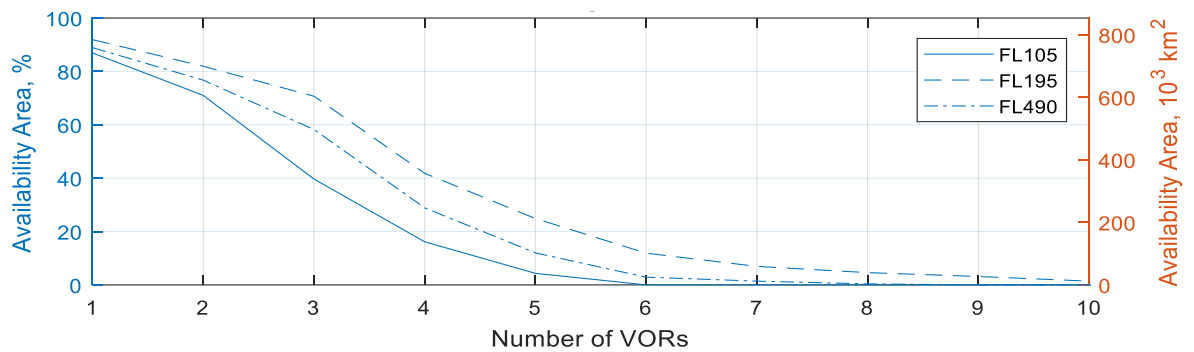


Рис. 5.10. Доступність VOR у повітряному просторі України

Доступні VOR у кожному елементі простору використовуються для формування комбінацій пар VOR/VOR, контурні графіки кількості яких наведені на Рис. А.35, Рис. А.36, Рис. А.37, а результати у відсотковому співвідношені до зони простору – на рис. 5.11.

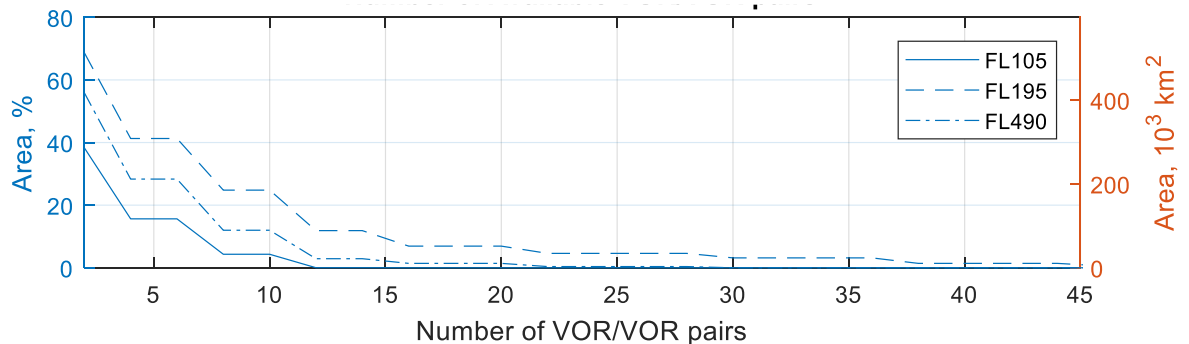


Рис. 5.11. Площа простору доступності пар VOR/VOR

Оптимальна пара VOR/VOR обирається за алгоритмом п.п. 2.7.2 (стор. 137) зі можливих комбінацій доступних радіомаяків VOR.

Результати розрахунку внутрішнього кута між напрямками на РНЗ за оптимальної пари VOR/VOR у вигляді контурного графіку наведені на Рис. А.38, Рис. А.39, Рис. А.40, а результати площі повітряного простору з 10° сіткою кутів наведено на рис. 5.12.

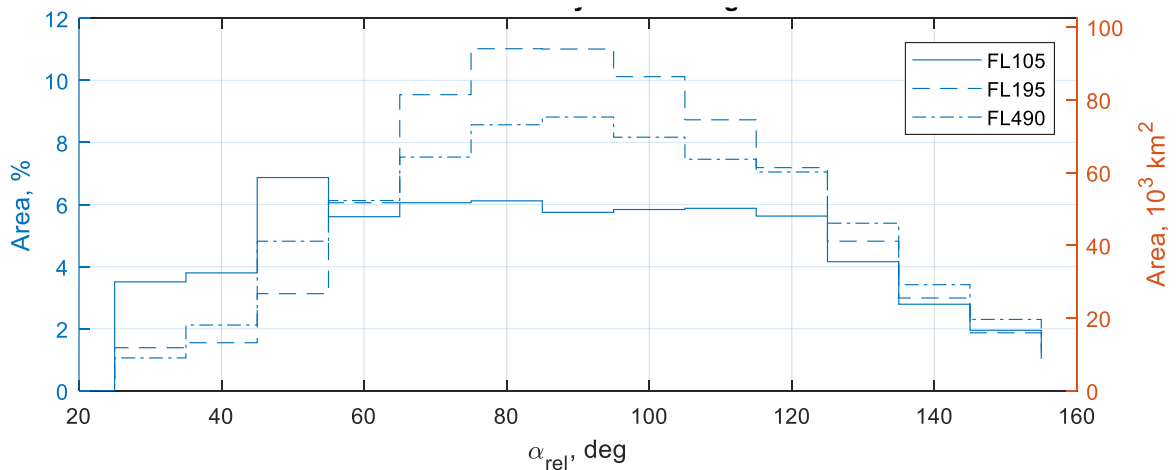


Рис. 5.12. Площа простору внутрішніх кутів за оптимальної пари VOR/VOR

З точки зору розподілу кутів за площею покриття, на FL 195 має більші значення для кутів від 60° до 120° , що позитивно впливає на точність позиціонування.

Результати розрахунку внутрішнього кута використано при оцінюванні радіальної похибки за (2.18). Контурні графіки результатів розрахунку точності позиціонування за (2.18) для оптимальної пари VOR/VOR наведено на Рис. А.41, Рис. А.42, Рис. А.43. Тут синім кольором показано регіон з найвищою точністю позиціонування $\sigma_{поз} \approx 1$ км, що утворюється дугами між парою VOR/VOR. Результати оцінювання зони повітряного простору, що відповідає значенням точності (не нижче), наведені на рис. 5.13.

З рис. 5.13 видно, що характер розподілу точності за площею простору зростає, причому на проміжку 1.5 – 2 км зони покриття є рівними для досліджуваних висотних рівнів. Для похибок більших за 2 км найбільше покриття забезпечується у верхній частині повітряного простору.

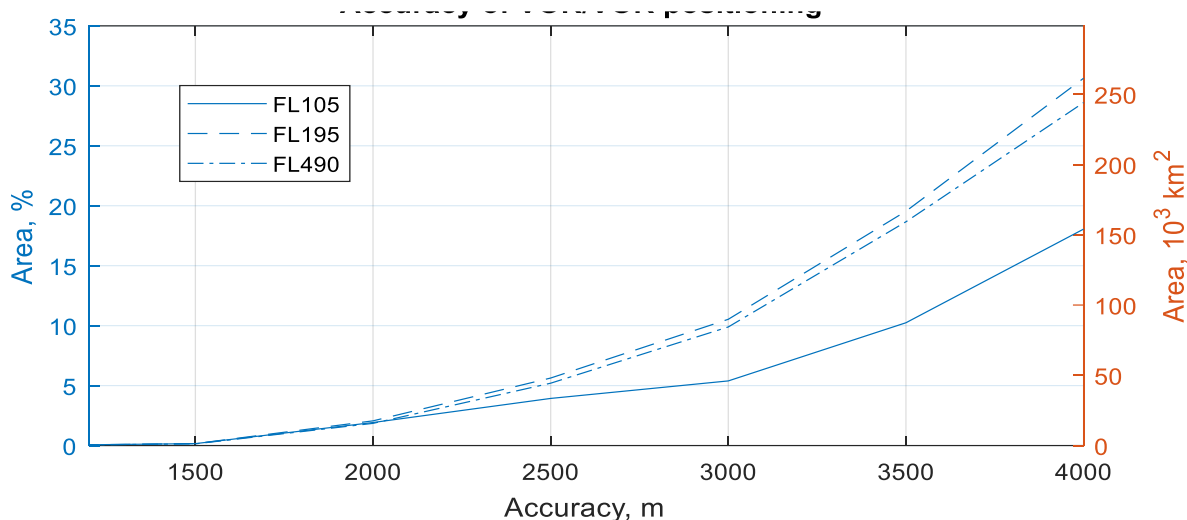


Рис. 5.13. Точність позиціонування за оптимальної пари VOR/VOR у повітряному просторі України

Результати розрахунку NSE у вигляді контурних графіків показано на Рис. А.44, Рис. А.45, Рис. А.46. Найнижчим значенням NSE відповідають дугоподібні зони між парами VOR/VOR.

Зони забезпечення відповідних навігаційних характеристик RNP/RNAV наведено на Рис. А.47, Рис. А.48, Рис. А.49. Нажаль, жодний елемент простору на досліджуваних висотних рівнях не відповідає мивогам RNAV1. Зона RNAV2 забезпечується між відповідними дугами радіомаяків SLV-BRP у центральній частині країни на всіх висотних рівнях. Зони RNAV5 доволі різняться для різних висотних рівнів. На рис. 5.14 наведено порівняння площ відповідності вимогам RNAV для різних висотних рівнів.

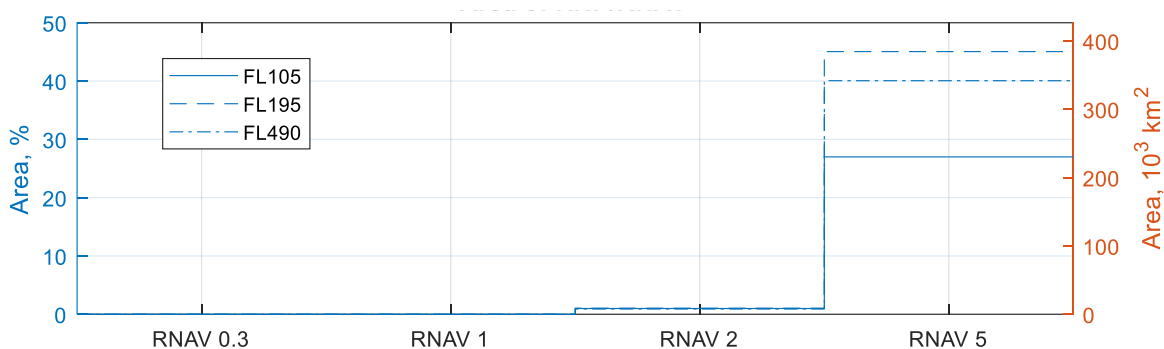


Рис. 5.14. Відповідність повітряного простору України до вимог PBN

З рис. 5.14 видно, що послуги RNAV 5 забезпечуються у значній частині повітряного простору України, а саме:

- для FL 105 на 26.99 % повітряного простору (230.3 тис км²);
- для FL 195 на 45.05 % повітряного простору (384.5 тис км²);
- для FL 490 на 40.06 % повітряного простору (341.9 тис км²).

Час обчислень для різних висотних рівнів становив приблизно 28хв для кожного висотного рівня.

5.1.5 Дослідження відповідності повітряного простору вимогам зональної навігації у вертикальній площині

Узагальнюючий аналіз відповідності певного повітряного простору може бути виконаний шляхом оцінювання площі зон відповідності вимогам RNAV для висотного діапазону досліджуваної частини повітряного простору. Оскільки організація повітряного руху забезпечується шляхом вертикального ешелонування, то доцільно розглядати відповідність повітряного простору певного висотного рівня вимогам RNAV, розглядаючи при цьому висотні рівні, що характерні досліджуваній частині повітряного простору. На рис. 5.15, рис. 5.16, рис. 5.17 представлені узагальнюючі результати оцінювання відповідності парних засобів позиціонування вимогам RNAV 1, RNAV 2 та RNAV 5 відповідно для повітряного простору України.

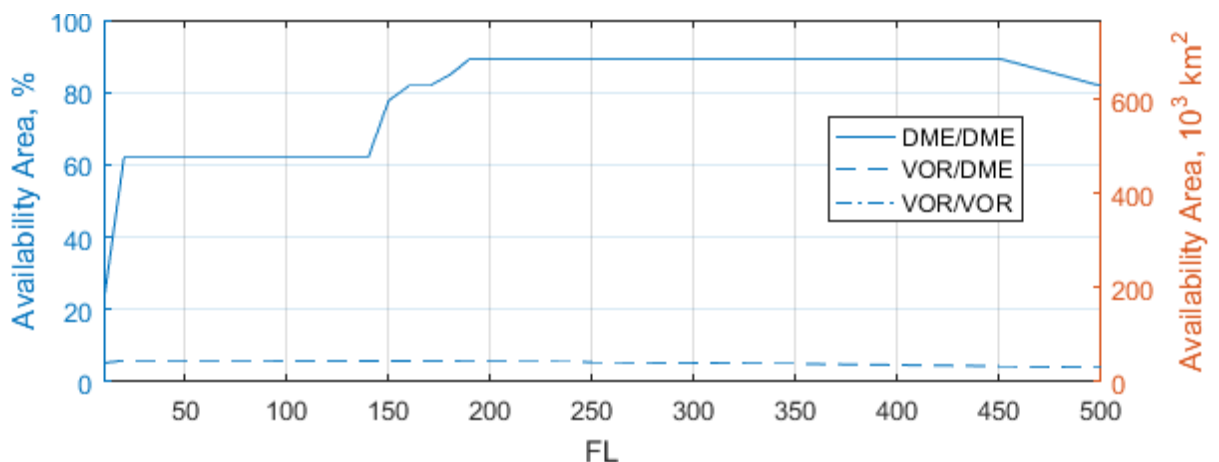


Рис. 5.15. Порівняльний аналіз парних РНЗ вимогам RNAV 1

Як видно з рис. 5.15, повітряний простір України у вертикальній площині у більшій частині відповідає вимогам RNAV 1, за DME/DME принципом позиціонування. Площа забезпеченості VOR/DME приблизно залишається сталою, не перевищуючи 6% простору. У той час, площа DME/DME значно змінюється з висотою, так з FL 20 до FL 140 площа відповідності складає 62%, а з FL 190 до FL 450 – 89.3%, забезпечуючи покриття майже всього повітряного простору. Цікавим є той факт, що, оскільки у оцінюванні площі DME/DME навігації використовувалось обмеження за внутрішніми кутами, то характер покриття для інших вимог RNAV 2 та RNAV 5 залишається однаковим. Чого не можна сказати про інші методи позиціонування. Так, наприклад, VOR/DME відіграє важливу роль у забезпеченні вимог RNAV 2, що показано на рис. 5.16.

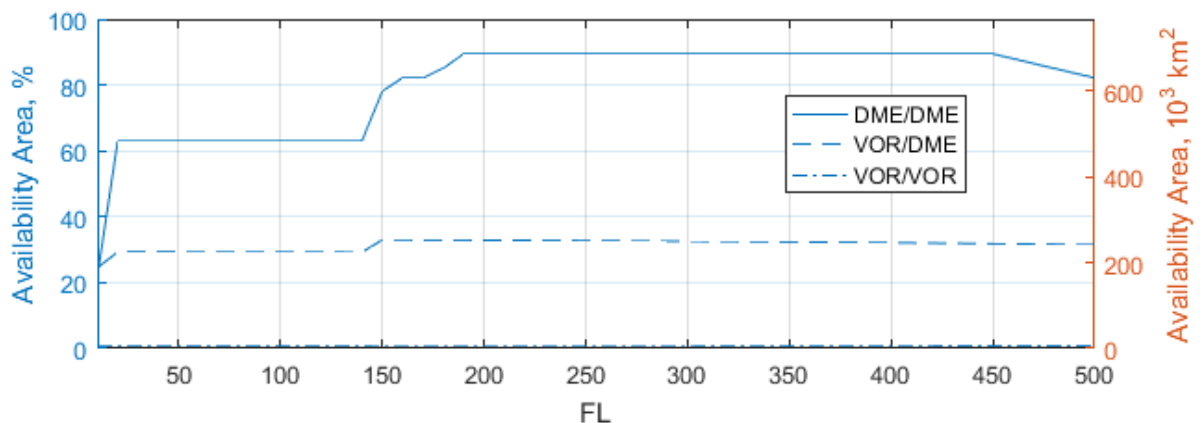


Рис. 5.16. Порівняльний аналіз парних РНЗ вимогам RNAV 2

Відповідність повітряного простору вимогам RNAV 2 при позиціонуванні за VOR/DME складає від 24 % до 33% для висотного перерізу. Розглядаючи вимоги RNAV 5 (рис. 5.17), слід відзначити, що починаючи з FL 20 до FL 170 VOR/DME ($\approx 82\%$) має кращу зону забезпеченості у порівнянні з DME/DME ($\approx 63\%$). Крім того, саме вимогам RNAV 5 відповідає кутомірний принцип позиціонування за VOR/VOR. Забезпеченість повітряного простору вимогам RNAV 5 за VOR/VOR для діапазону FL 20 – FL 140 становить 22%, а для FL 180 – FL 450 – 42%.

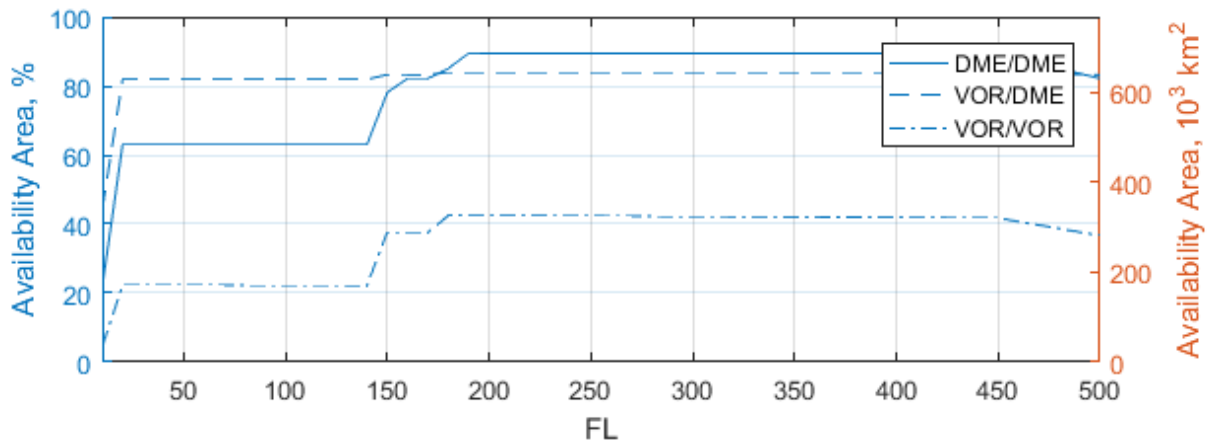


Рис. 5.17. Порівняльний аналіз відповідності парних РНЗ вимогам RNAV 5

5.1.6 Аналіз тривимірної моделі простору

Результати попередніх досліджень показали, що навігаційні характеристики повітряного простору різняться значною мірою на різних висотних рівнях. Відповідно, розробка стратегії покращення характеристик точності до повітряного простору можливе лише з використанням тривимірного моделювання. Численні фактори, такі як геометрія взаємного розташування РНЗ, висота встановлення антенної системи та її характеристики створюють унікальний тривимірний простір похибок позиціонування за парними РНЗ. Важливою для користувачів повітряного простору є тривимірна модель зони відповідності навігаційним характеристикам для кожного з доступних методів позиціонування. Врахування характеристик точності простору на етапі планування повітряного руху є ваговим фактором при виборі оптимальних траєкторій руху ЛА, особливо в умовах дії концепцій вільного польоту.

Нажаль, аналітичного методу дослідження характеристик тривимірних зон простору не існує, оскільки кожна з просторових складових зон дії РНЗ є унікальною. Єдиним можливим методом оцінювання тривимірних зон характеристик є ітераційний метод моделювання з розбиттям простору на елементарні частинки. Об'єднання результатів моделювання у єдину модель простору можливе трьома способами:

- побудова моделі простору у вигляді сукупності елементарних просторових частинок (зазвичай прямокутників). Основним недоліком цього методу представлення простору є великий об'єм елементарних частинок, що ускладнює та унеможлиблює дії над ними. Результати оцінювання відповідності повітряного простору вимогам RNAV 1 для DME/DME наведено на Рис. А. 62.
- виділення груп сусідніх елементарних частинок та апроксимація їх контуру площиною є найкращим способом, проте є доволі складним у програмній реалізації, оскільки при збільшенні точності обчислень виникають внутрішні пустоти, що складно відділити від контурних елементів простору.
- Побудова моделі простору методом контурних шарів є найбільш оптимальним методом тривимірного моделювання, що ґрунтується на пошаровому розгляді простору з виділенням контурних ліній, що відповідають певним умовам з послідувочою апроксимацією площиною групи контурних ліній.

Останній з наведених методів є найбільш вдалим з точки зору практичної реалізації, оскільки потребує мінімальних технічних засобів обчислення та дозволяє отримати контурну фігуру зони простору, що відповідає певним вимогам RNAV. У цьому випадку, розглядається множина номерів елементарних частинок простору v_h на кожному висотному рівні h , що утворюють загальну множину простору V , що описує досліджуваний об'єм повітряного простору:

$$V \ni v_h, h_{min} \leq h \leq h_{max}.$$

На кожному висотному рівні h обирається така замкнута лінія $C_{k,h}$, що містить всі елементарні частинки v_h , задовільняючі певній умові (наприклад, відповідності вимогам RNAV). Причому, кожному висотному рівню може відповідати певна кількість таких ліній k . Тоді, кожна k -та контурна лінія

утворюється об'єднанням елементарних частин простору, що задовільняють умові:

$$C_{k,h} = \bigcup_i v_h.$$

У своє чергу перетин множин контурних ліній на різних висотних рівнях утворюють множину повітряного простору W_k , що задовільняє умові:

$$W_k = \bigcap_h C_k.$$

Результати оцінювання контуру повітряного простору, що задовільняє вимогам RNAV 1 для DME/DME позиціонування наведено на рис. 5.18.

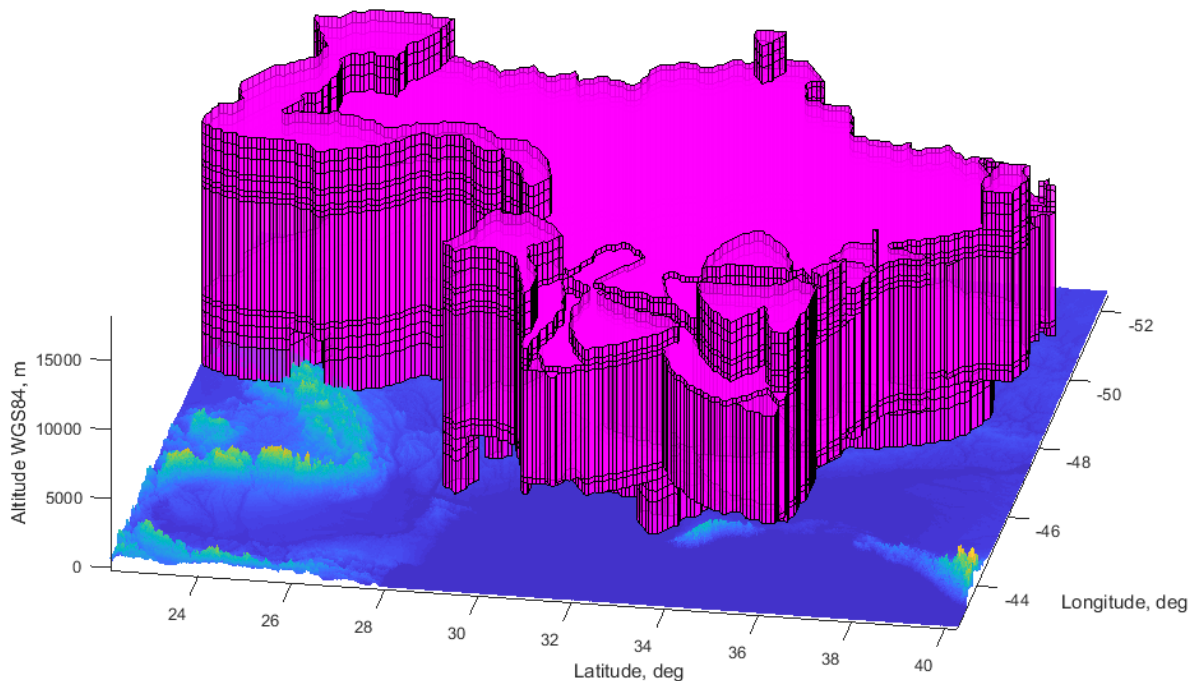


Рис. 5.18. Простір відповідності вимогам RNAV 1 для DME/DME позиціонування

Результати комп'ютерного моделювання тривимірних зон відповідності повітряного простору вимогам RNAV 1, RNAV 5 для VOR/DME та RNAV 5 для VOR/VOR наведено на Рис. А. 59, Рис. А. 60, Рис. А. 58 відповідно.

Точність оцінювання відповідності характеристикам визначається роздільною здатністю, що визначається геометричними розмірами елементарної частинки простору у межах якої відповідність характеристикам є сталою. У оцінюванні використані наступні розміри елементарної частинки: глибина: 6.77 км, ширина 4.97 км, висота 177 м. Горизонтальна площа вміщує 25354

елементарних частинок на 100 висотних рівнях у межах повітряного простору України. Загальна площа території повітряного простору України у дослідженні становила 8.5×10^5 км², що утворює об'єм у 1.5×10^7 км³.

Результати аналізу повітряного простору України до вимог зональної навігації для різних методів позиціонування за парами РНЗ у процентному співвідношенні до загального об'єму повітряного простору країни наведено у табл. 5.2.

Таблиця 5.2.

Об'єм простору відповідності до вимог зональної навігації для різних методів позиціонування за парами РНЗ у процентному співвідношенні до загального об'єму повітряного простору країни

RNAV	DME/DME	VOR/DME	VOR/VOR
RNAV 1	74.6%	4.58%	0%
RNAV 2	74.78%	26.64%	0.78%
RNAV 5	74.78%	70.38%	32.5%

Результати оцінювання відповідності повітряного простору України характеристикам зональної навігації у висотному інтервалі між рельєфом та FL610 показали 74.6% відповідність вимогам RNAV 1 для позиціонування за DME/DME, що свідчить про гарну геометрію розташування наземної мережі DME. Ці результати для DME/DME неможливо значно підвищити оскільки технічно складною задачею є забезпеченості послуг наземних РНЗ у повітряному просторі над Азовським та Чорним морями. Послуги VOR/DME задовільняють вимогам RNAV 1 тільки 4.58%, проте RNAV 5 доступні на 70.38% повітряного простору. Відповідно наземна мережа VOR не задовільняє вимогам RNAV 1 через низьку точність позиціонування. Проте характеристики RNAV 5 забезпечуються за VOR/VOR позиціонуванням у межах 32.5% повітряного простору України.

5.1.7 Оцінювання ризику відхилення літального апарату за межі норм ешелонування

Ризик в авіаційній безпеці оцінюється за різними підходами. Розглянемо ризик бічного відхилення літака від запланованої траєкторії руху ЛА у вигляді ймовірності незапланованого відхилення ЛА за визначені межі у горизонтальній площині. У випадку відомої щільності розподілу випадкової величини відхилення ЛА, ризик може бути оцінений як площа під кривою розподілу, обмежена межами вимог навігації в досліджуваному регіоні. Графічне представлення ризику наведено на рис. 5.19.

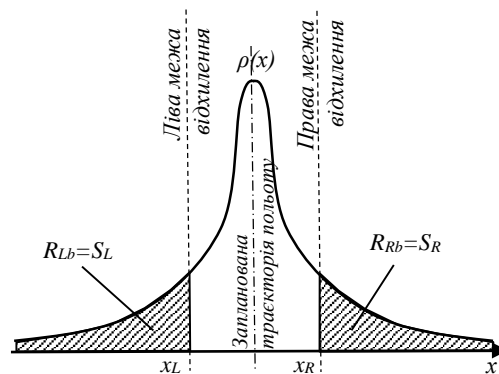


Рис. 5.19. Ризик відхилення ЛА за межі норм ешелонування

Викочування за межі злітно-посадкової смуги є однією з небезпечних подій в авіації, яку можна аналізувати та розглядати з точки зору рідкісних подій. Виконаємо оцінювання рівня ризику відхилення ЛА за межі злітно-посадкової смуги за моделлю TUGED (4.8). В якості вхідних даних ми використовуємо статистику руху літака на злітно-посадкових смугах аеропорту Університету Пурдью (LAF) під час зльоту та посадки. Більшість статистичних даних містять дані польоту від непрофесійних пілотів з високими значеннями FTE, що є хорошим прикладом незбалансованого рівнів FTE та NSE. Досліджувані ЛА використовували інтегровану систему навігації та візуалізації даних G1000, що містить GPS-приймач з підтримкою WAAS. Навчальна вибірка включає результати вимірювань координат центра мас ЛА у LLA з частотою 1 Гц. У

табл. 5.3 наведено опис навчальної вибірки та параметри злітно-посадкових смуг 10/28 (6600 × 150 футів) та 5/23 (4225 × 100 футів).

Таблиця 5.3

Характеристика навчальної вибірки

Ідентифікатор злітно-посадкової смуги	Ширина злітно-посадкової смуги, ft	Розмір навчальної вибірки	Кількість унікальних польотів	Середньоквадратичне відхилення, ft	Середнє значення, ft	Максимальне відхилення від центру у ліву сторону, ft	Максимальне відхилення від центру у праву сторону, ft	Інтервал ромаху даних (max-min), ft
5/23	100	8229	447	3.15994	-0.31643	-46.602	35.04986	46.60201
10/28	150	717	36	7.038563	-0.86115	-51.8364	19.19464	51.83587
10/28 and 5/23	–	8946	483	3.793449	-0.38248	-51.8364	35.04986	86.88628

Навчальна вибірка містила 447 унікальних польотів (8229) для 5/23 і лише 36 польотів (717) для 10/28. На рис. 5.20 показана гістограма відхилень ЛА від геометричного центру злітно-посадкової смуги, для всієї довжини навчальної вибірки.

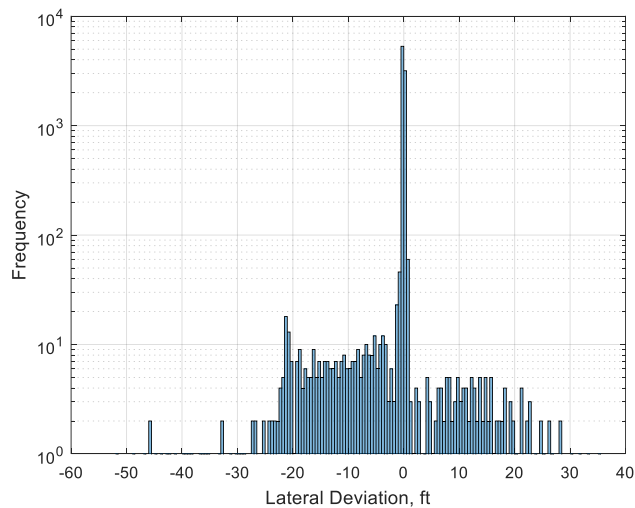


Рис. 5.20. Відхилення ЛА від геометричного центру злітно-посадкової смуги

При оцінюванні ризику відхилення ЛА є сенс розглянути спрощені моделі розподілу випадкової величини. Зокрема, розглянемо припущення про рух ЛА в центрі злітно-посадкової смуги, тобто $\mu_1 = \mu_2 = \mu_3 = 0$ в моделі (4.8):

$$TUGED_1 = \rho(\alpha, \beta, a_1, a_2, a_3, b_1, b_2, b_3, 0, 0, 0).$$

Крім того, розглянемо припущення, щодо компонентів суміші двох NDF та одного EDF в TD:

$$TUGED_2 = \rho(\alpha, \beta, a_1, a_2, a_3, 0.5, 0.5, 1, \mu_1, \mu_2, \mu_3).$$

Використаємо комбінацію властивостей $TUGED_1$ і $TUGED_2$:

$$TUGED_3 = \rho(\alpha, \beta, a_1, a_2, a_3, 0.5, 0.5, 1, 0, 0, 0).$$

Спрощені моделі $TUGED_1$, $TUGED_2$ і $TUGED_3$ дозволяють скоротити час обробки даних на етапі статистичного аналізу параметрів розподілу.

У табл. 5.4 наведені результати оцінки параметрів для всієї навчальної вибірки (10/28 та 5/23) для різних варіантів спрощення TUGED, включаючи порівняння з подвійним експоненціальним розподілом (рис. 5.21). Характеристики наближення даних оцінені за критеріями (4.10), (4.11), (4.12), (4.13) наведені у табл. 5.5.

Таблиця 5.4

Результати наближення параметрів TUGED

	α	β	μ_1	μ_2	μ_3	a_1	a_2	a_3	b_1	b_2	b_3
TUGED	0.1	0,19	1.2×10^{-3}	1.9×10^{-3}	2.0×10^{-3}	32	6	1	0.65	0.67	0.51
TUGED ₁	0.37	0.01	(0)	(0)	(0)	13	17	1	0.68	0.67	0.61
TUGED ₂	0.1	0.25	$-8.11 \cdot 10^{-5}$	1.3×10^{-3}	2.7×10^{-3}	31	12	1	(0.5)	(0.5)	(1)
TUGED ₃	0.14	0.04	(0)	(0)	(0)	71	10	1	(0.5)	(0.5)	(1)
Подвійний експоненціальний розподіл	0.74	–	4.9×10^{-3}	-1.1×10^{-4}	–	1	29	–	0.63	0.52	–

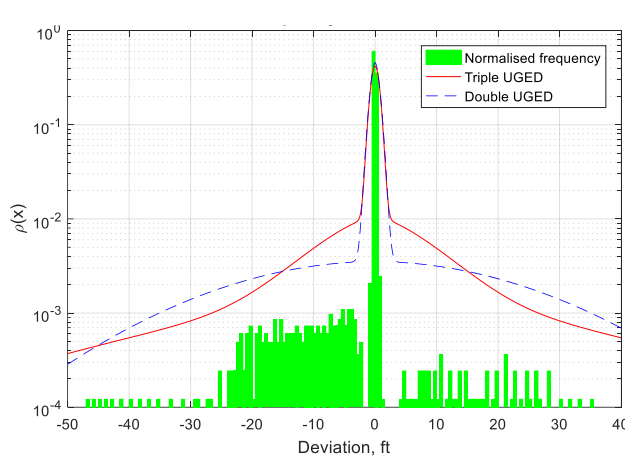
Результати використання моделі TUGED дають кращі показники порівняно з іншими моделями відповідно до критеріїв AIC, BIC, χ^2 та SPD. Але, TUGED вимагає більше часу на обчислення через складність обчислювальних операцій. Крім того, виконаємо оцінювання ризику втрати норм бічного ешелонування у межах повітряного простору України. Ми використовуємо дані спостереження,

отримані з мережі приймачів ADS-B, розташованих над досліджуваним повітряним простором для статистичної обробки даних.

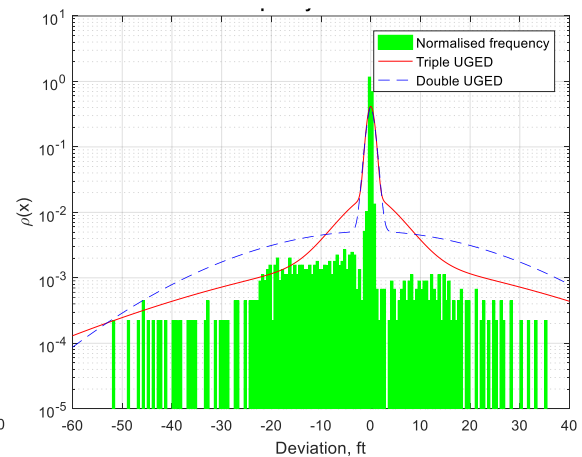
Таблиця 5.5

Характеристики наближення даних

	AIC	BIC	χ^2	SPD	Час обчислення, с	Кількість параметрів	R_{100}	R_{150}
TUGED	20412	10245	4714	5631	4.13	11	7.2×10^{-3}	1.1×10^{-3}
TUGED ₁	23264	11660	7764	7770	1.08	8	1.0×10^{-4}	5.4×10^{-7}
TUGED ₂	25615	12836	11165	9306	0.38	8	2.3×10^{-3}	6×10^{-5}
TUGED ₃	22266	11151	7063	7123	0.84	5	4×10^{-2}	1.8×10^{-2}
Подвійний експоненціальний розподіл	20509	10279	5494	6266	0.82	7	4.6×10^{-3}	1.1×10^{-4}



a) 5/23



b) 10/28

Рис. 5.21. TUGED для відхилення ЛА від запланованої траєкторії руху

Експеримент тривалістю 30 хвилин відбувся 23 квітня 2019 року. За результатами навчальна вибірка містила 2723 унікальних наборів координат місцеположення ЛА у LLA. На рис. 5.22 наведено результати статистичної обробки відхилень у бічному напрямі від національної мережі маршрутів у межах повітряного простору України.

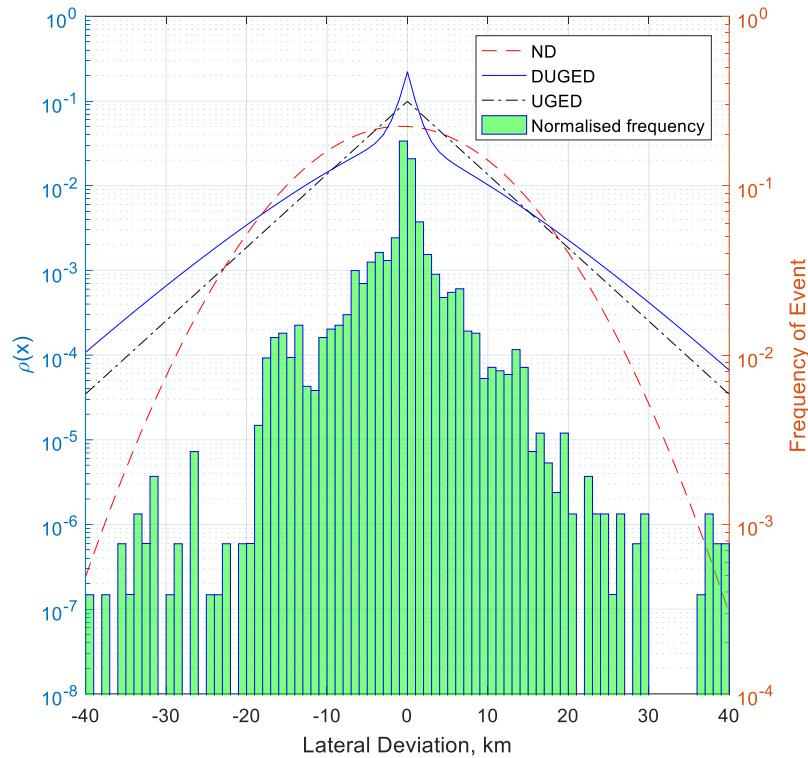


Рис. 5.22. Результати статистичної обробки відхилень користувачів повітряного простору в бічному напрямі для повітряного простору України

Результати оцінювання ризику втрати бічного ешелонування ЛА відповідно до вимог зональної навігації (табл. 1.5.) у повітряному просторі України наведено у табл. 5.6.

Таблиця 5.6

Результати оцінювання ризику втрати бічного ешелонування у повітряному просторі України

Навігаційна специфікація	Норми бічного ешелонування, км	Ризик		
		ND	UGED	DUGED
RNAV 10	93	2.5×10^{-14}	1.5×10^{-5}	2.6×10^{-7}
RNP 4	42.6	8.7×10^{-8}	1.9×10^{-4}	5.4×10^{-4}
RNP 2	27.8	4.8×10^{-4}	3.9×10^{-3}	8.7×10^{-3}
RNAV 1	13	0.1	0.075	0.1
RNP 1	9.3	0.24	0.15	0.18

Отримані значення ризику вказують на значні відхилення в межах національної мережі маршрутів, проте низький рівень завантаженості повітряного простору робить його значення прийнятними для забезпечення безпеки повітряного руху.

5.1.8 Аналіз завантаженості мережі наземних радіонавігаційних засобів

Вимірювання відстаней у DME ґрунтується на принципі запиту з активною відповіддю наземного радіомаяка. Одразу після детектування сигналу запиту (другого імпульсу у парі) у наземній частині обладнання, РНЗ закривається для усіх вхідних сигналів на час 60 мкс для генерування сигналу відповіді. Відповідно, наземна мережа DME має обмежений ресурс завантаженості, що розрахований на одночасне обслуговування до 100 ЛА, оскільки всі запити на вимірювання відстані, що поступають у період коли DME закритий будуть невдалими.

Розглядаючи DME як систему масового обслуговування з відмовами проведемо оцінювання ефективності радіомаяка DME за запитом, тобто відношення кількості оброблених до загального числа запитів (рис. 5.23).

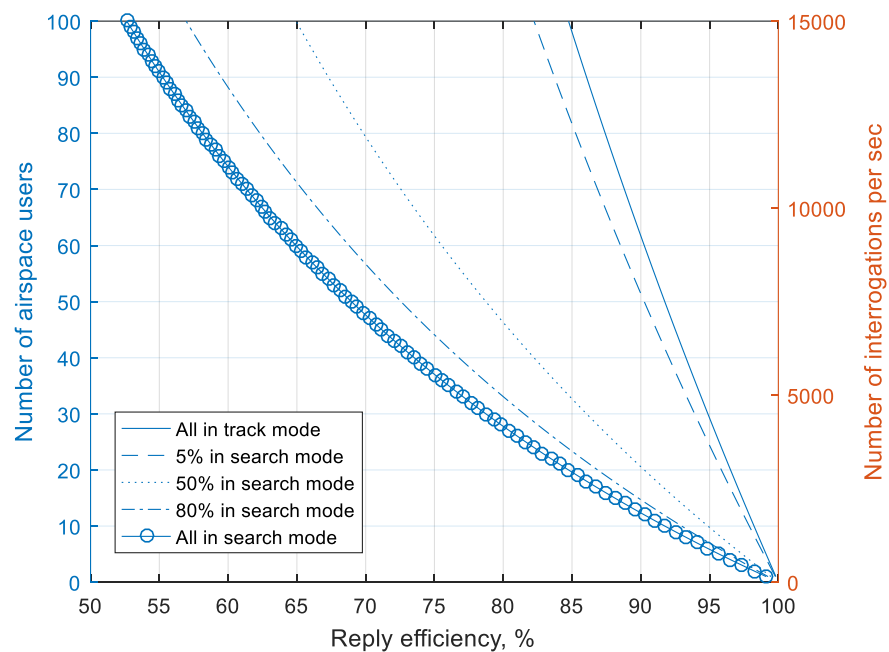


Рис. 5.23. Ефективність DME по відповіді

У процесі вимірювання бортове обладнання DME генерує запити з різною частотою в залежності до режиму функціонування: слідування – 30Гц, пошуку – 40 Гц, наземні операції – 5Гц, початковий етап заходу на посадку – 16Гц, фінальний етап заходу на посадку – 40Гц. Проте, розробники бортового обладнання можуть варіювати кількість запитів в залежності від рівня важливості навігаційних даних. Зокрема, у режимі пошуку дозволяється на короткий час підвищення частоти запитів до 150Гц.

З метою вимірювання завантаженості наземної мережі РНЗ, що створюється бортовим обладнанням користувачів повітряного простору, розроблено систему пасивного моніторингу запитів DME.

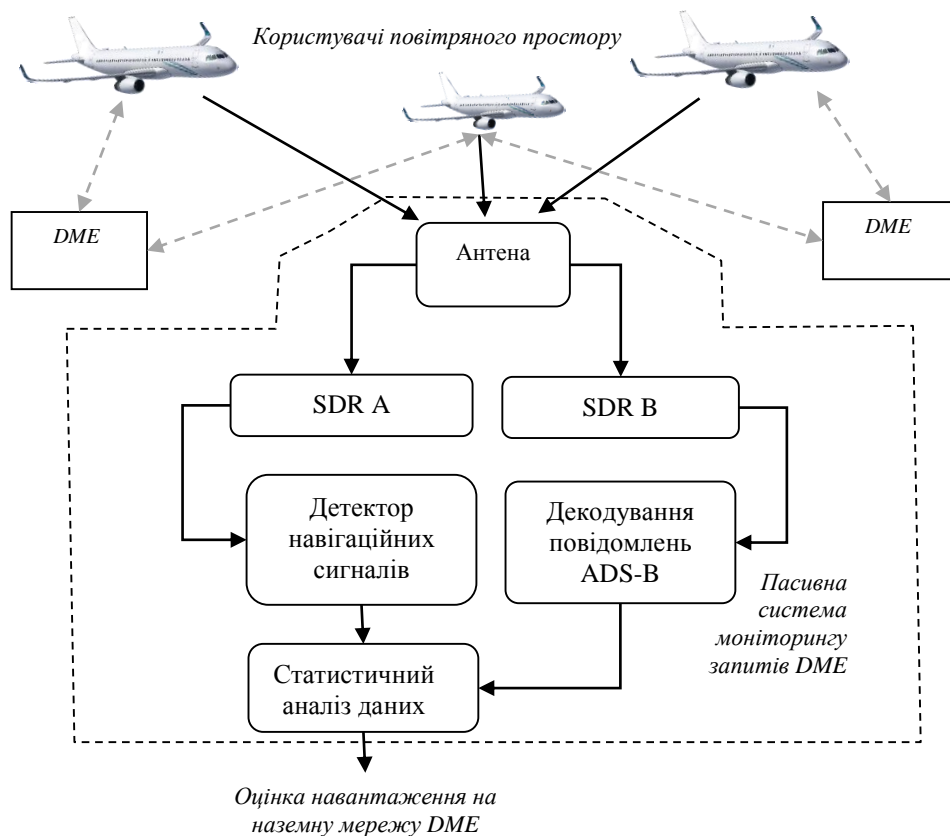


Рис. 5.24. Структурна схема системи моніторингу запитів DME

Система включає в себе один набір SDR для моніторингу каналів запиту DME. Сигнали запиту випромінюються через антену систему з всенапрямленою діаграмою спрямованості, тому навігаційні сигнали можуть прийматися незалежно від взаємно положення проте у межах зони прямої радіовидимості.

Оскільки діаграма спрямованості антенної системи маяка DME має експоненціальну форму у вертикальній площині на малих висотах, що дозволяє виконувати моніторинг сигналів відповіді тільки на близькій відстані від радіомаяка. Набір SDR або один SDR з ітеративною зміною частот може використовуватися для контролю частоти запитів усієї мережі РНЗ. Другий SDR використовується для фіксації повідомлень про місцеположення ЛА за повідомленнями ADS-B (режим 1090ES).

Зона дії системи обмежена максимальною лінією зв'язку і залежить від геометрії розташування ЛА, рельєфу та штучних споруд.

У експериментальних дослідженнях у структурі використано два SDR розроблених на чипсеті RTL2832U з належною всенаправленою антенною системою для частотного діапазону UHF. Застосовані SDR підтримують 3,2 мільйони вимірювань в секунду, що достатньо для обробки сигналів на мікросекундному рівні. Обидва SDR підключені до обчислювального кластеру у середовищі програмування MATLAB. Для оцінки навантаження на наземну мережу РНЗ використовуємо циклічні вимірювання сигналів у каналі запити кожного з 20 DME протягом одного часового періоду. Після кожного вимірювання SDR перелаштовується на наступний канал. На рис. 5.25 наведено результати вимірювання частоти запитів DME від семи ЛА у точці місцеположення антенної системи за координатами 50.43899 N, 30.43012 E.

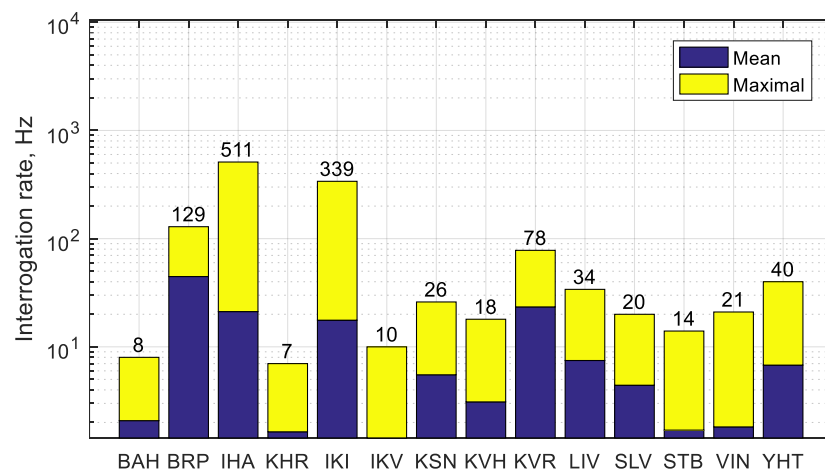


Рис. 5.25. Результати вимірювання частоти запитів DME

Результати дослідження показали значення завантаженості вище 300 Гц для DME ("ІНА", "ІКІ"), що можна пояснити їх використання у схемах SID / STAR під час польоту ЛА на невеликій висоті. Інші DME мережі показали низьке навантаження, що коливається між 7 і 129 Гц. Отримані дані на рис. 5.25 не вказують на фактичну частоту запитів радіомаяка, а частоту запитів у певній точці сформованою бортовим обладнанням. Це означає, що деяка частина прийнятих SDR запитів мають достатню величину для виявлення, проте низьке співвідношення сигнал/шум в DME, що унеможливило їх виявлення через довгу лінію зв'язку. Також певна частина запитів у місці DME можуть мати достатню потужність для виявлення, але невидимі для детектора в точці розташування SDR. Таким чином, дані на рис. 5.25 вказують лише на характеристику бортового обладнання.

Враховуючи геометрію взаємного місцеположення, метод оцінювання доступності під час експерименту було встановлено, що відповіді від DME «ІНА», «КНР» та «LIV» неможливо отримати з точки місцеположення SDR (рис. 5.26), що свідчить про невірність вибору DME бортовим обладнанням ЛА, чи помилки налаштування.

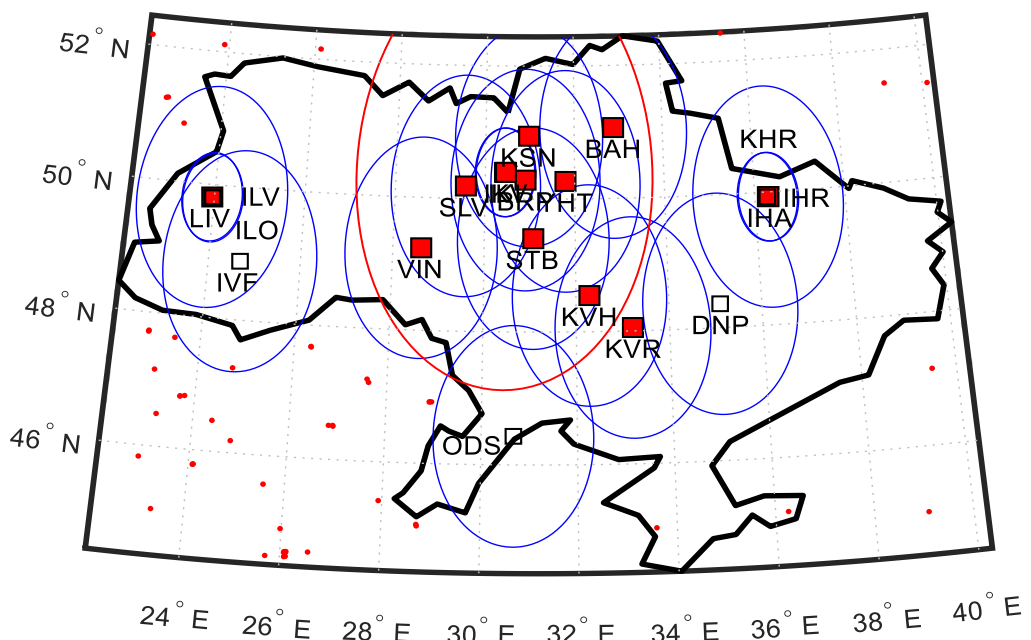


Рис. 5.26. Зони дії досліджуваної мережі РНЗ

Проводячи експеримент на незначній відстані від DME та застосовуючи два типи детекторів: грубий, що виявляє наявність корисного сигналу на фоні шуму та точного, що відслідковує форму навігаційного сигналу, можливо виконати оцінювання ефективності DME по відповіді. У цьому випадку визначаються відношення запитів що можуть бути обслуговані до кількості спрацювань грубого детектора. У цьому випадку враховуються спотворення сигналу під час передачі у каналі зв'язку, накладання корисних сигналів та відмова у момент обробки даних. Результати оцінювання ефективності DME по відповіді наведено на рис. 5.27. Зокрема для «BRP» DME середній показник ефективності склав 76%.

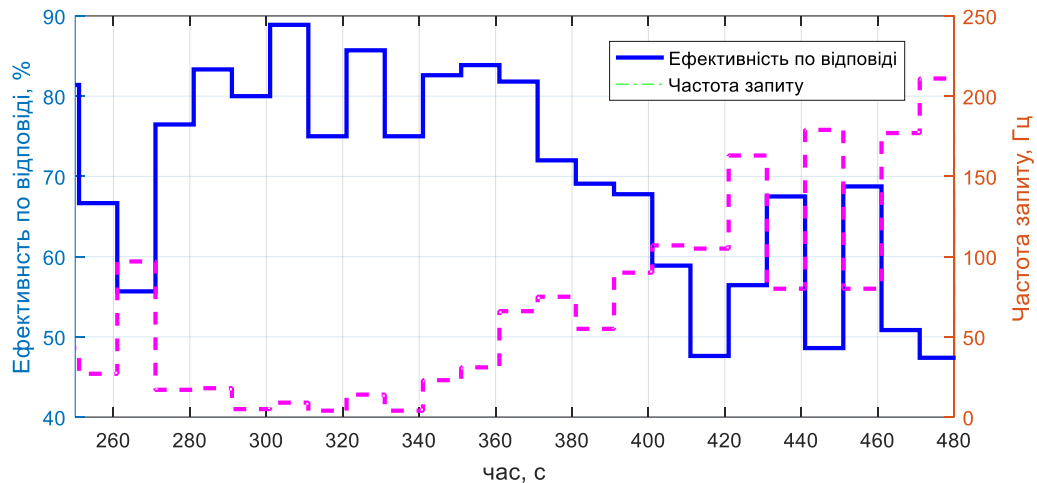


Рис. 5.27. Ефективність «BRP» DME по відповіді

5.2 Дослідження змін парних методів позиціонування у повітряному просторі України

Територіальний конфлікт на сході та півдні країни призвів до втрати обладнання двох VOR/DME (DON та SMF) та двох DME (MRP і KRH). Втрата чотирьох РНЗ негативно відбилася на показниках точності позиціонування парних навігаційних засобів у повітряному просторі країни. Виконаємо порівняльний аналіз сучасного стану мережі наземних радіомаяків на 2018 рік, станом на кінець 2013 року для висотного рівня FL 195. На Рис. А. 53 представлено результати оцінювання змін у доступності DME. З Рис. А. 53 видно, що робочі зони досліджуваних радіомаяків перетиналися більшою частиною території. Як результат, найбільших втрат у

доступності зазнала зона над Азовським морем, де всі втрачені РНЗ були доступними на 2013 рік.

Результати оцінювання змін у кількості доступних пар DME/DME для позиціонування наведені на Рис. А. 54 вказують на деградуючу зміну у доступності понад 20 пар у певних зонах повітряного простору (відмічено червоним кольором на Рис. А. 54). Втрата значної кількості пар у значній частині повітряного простору негативно відобразилася на показниках точності позиціонування за оптимальної пари DME/DME (Рис. А. 55). Зокрема, площа території похибкою меншою за 400 м скоротилася на 142 тис км², що становить 16.65% від загальної площі повітряного простору. Територія з похибкою меншою за 1 км зменшилась на 98.7 тис км² (11.57%).

Результати оцінювання змін зон відповідності навігаційним характеристикам RNAV 1 наведено на Рис. А. 56. У загальному випадку, зона RNAV 1 зменшилась з 95.49% (814.9 тис. км²) у 2013 р. до 83.28% (710.7 тис. км²) у 2018р. Загальне зменшення простору становить 12.21% (104.2 тис. км²). Втрати зони повітряного простору для характеристик RNAV 2 склали 11.53% (98.4 тис. км²).

На наступному етапі дослідження виконаємо аналіз змін розміру зон для різних методів позиціонування DME/DME, VOR/DME, VOR/VOR для FL 195. На рис. 5.28 наведено результати оцінки доступності РНЗ у повітряному просторі. Слід зауважити, що доступність VOR та VOR/DME є однаковою. Деградуючі зміни у доступності значно виражені від 2 до 10 РНЗ. На рис. 5.29 показано зміни у площі доступності РНЗ. Найбільшої втрати простору при позиціонуванні за DME у 19.81% зазнала доступність на рівні 5 DME, з іншого боку, найбільше зниження площі у 19.26% кутомірних РНЗ спостерігається для доступності більш як трьох VOR.

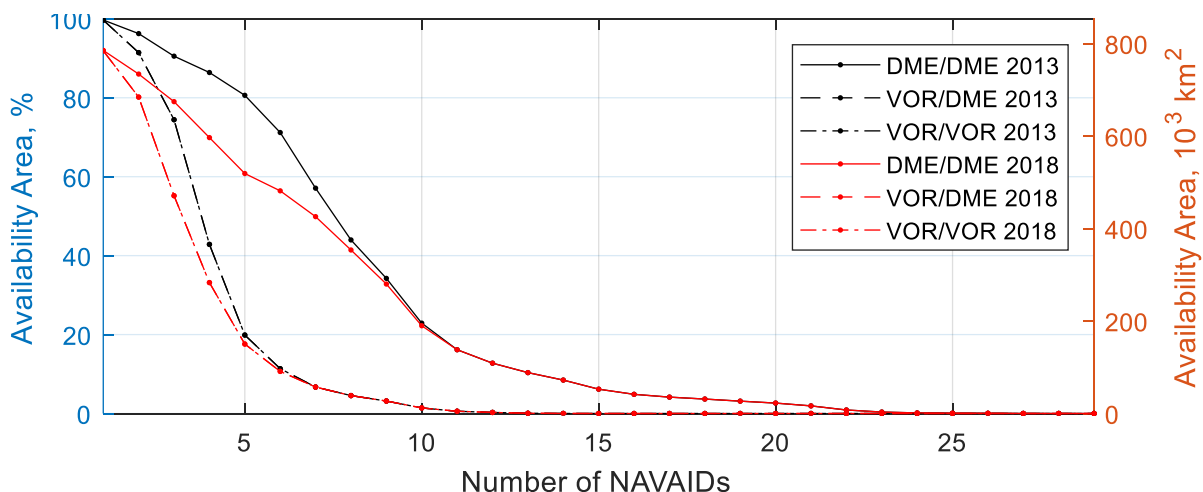


Рис. 5.28. Площа зон доступності радіомаяків у період 2013-2018 для FL 195

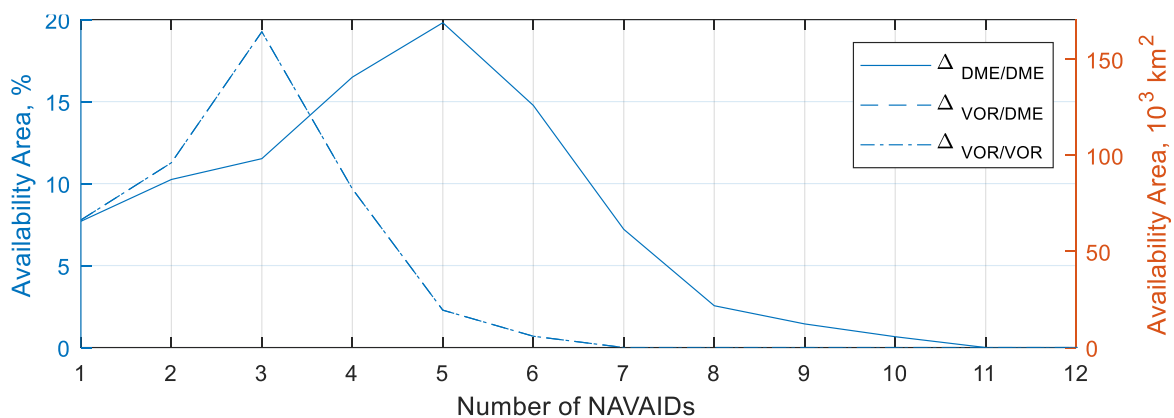


Рис. 5.29. Погіршення зон доступності радіомаяків у період 2013-2018
для FL 195

Результати оцінювання деградуючих змін доступності пар РНЗ наведено на рис. 5.30, а відповідне зменшення площі простору на рис. 5.31.

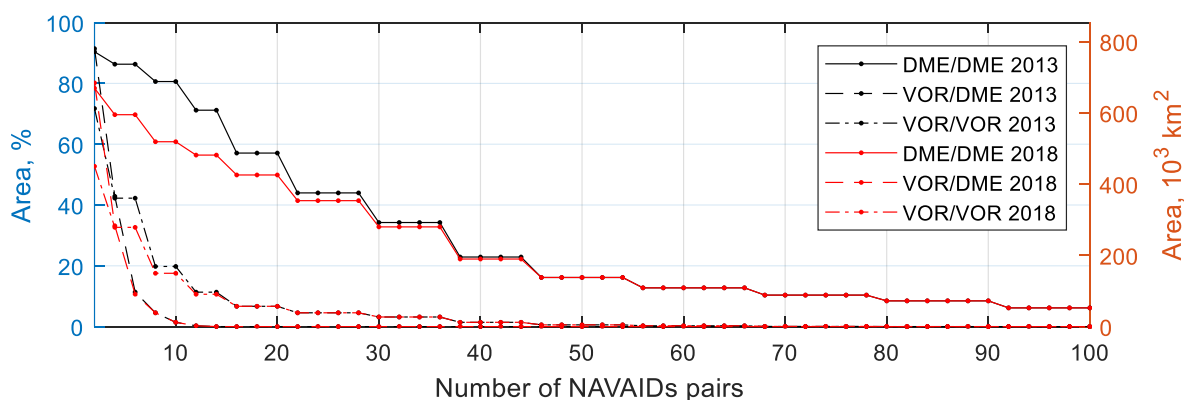


Рис. 5.30. Площа доступності пар РНЗ для позиціонування у 2013/2018
для FL 195

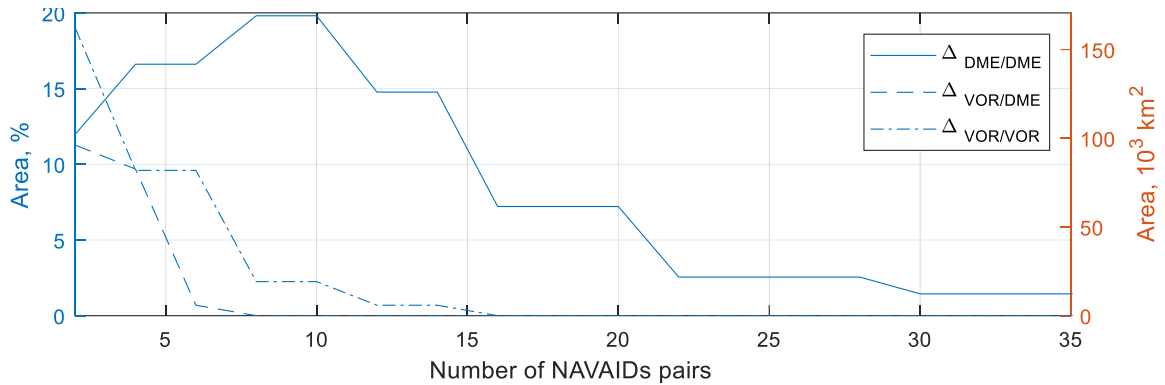


Рис. 5.31. Зменшення зон доступності пар РНЗ для позиціонування у 2013/2018 для FL 195

Важливою задачею є оцінювання змін у точності позиціонування, результати якого наведено на рис. 5.32. Як видно з рис. 5.33, площа зон покриття зменшилась значним чином для DME/DME значні зміни відбулися на територіях з точністю до 1 км (найбільші зміни для $\sigma=450\text{м}$ – 15.47% (132 тис км²)). Зміни у площі для VOR/DME та VOR/VOR мають наростаючу тенденцію зі зменшенням точності.

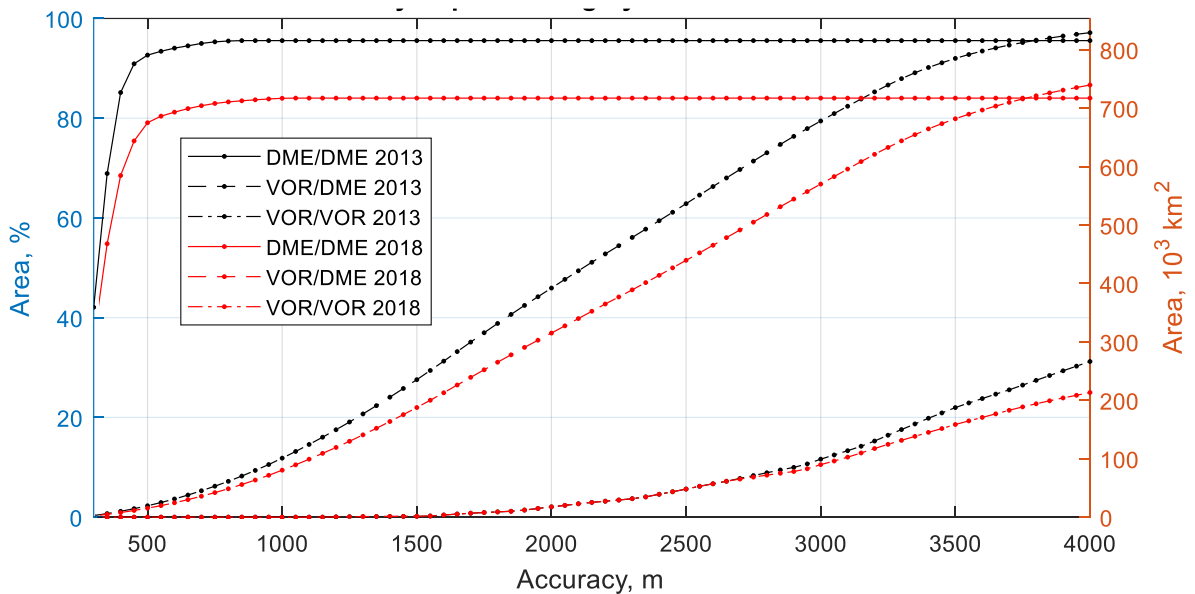


Рис. 5.32. Зміни у точності позиціонування за РНЗ у 2013-2018 рр. для FL 195

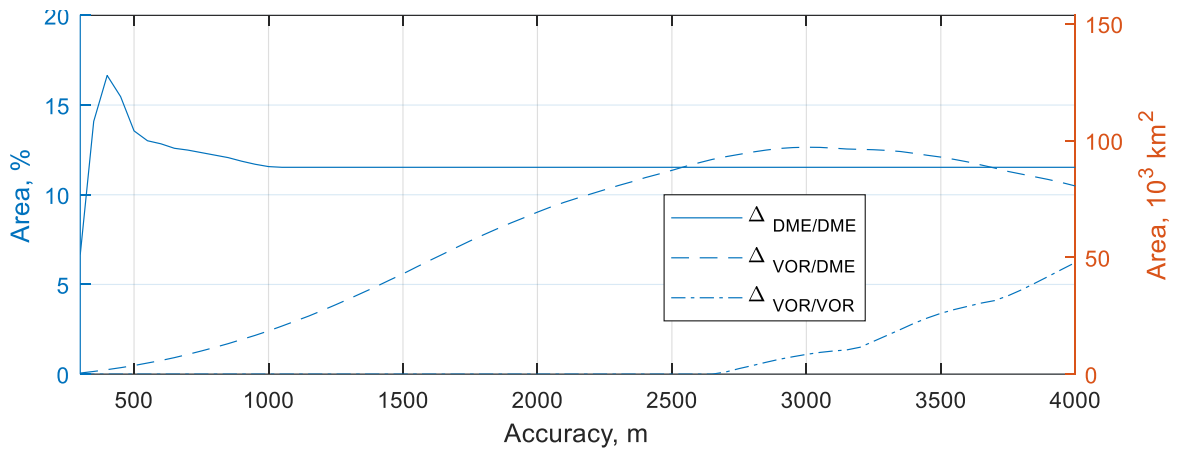


Рис. 5.33. Погіршення точності позиціонування за РНЗ у 2013-2018 рр.
для FL 195

Результати оцінювання змін у повітряному просторі відповідно до вимог RNAV наведено на рис. 5.34 та рис. 5.35. Проте, втрата 4 РНЗ позначилися лише на зменшенні зон RNAV лише для DME/DME позиціонування. У той час, втрата 2 VOR/DME у загальному підході не позначилась на розмірі зон доступності VOR/DME та VOR/VOR методів позиціонування.

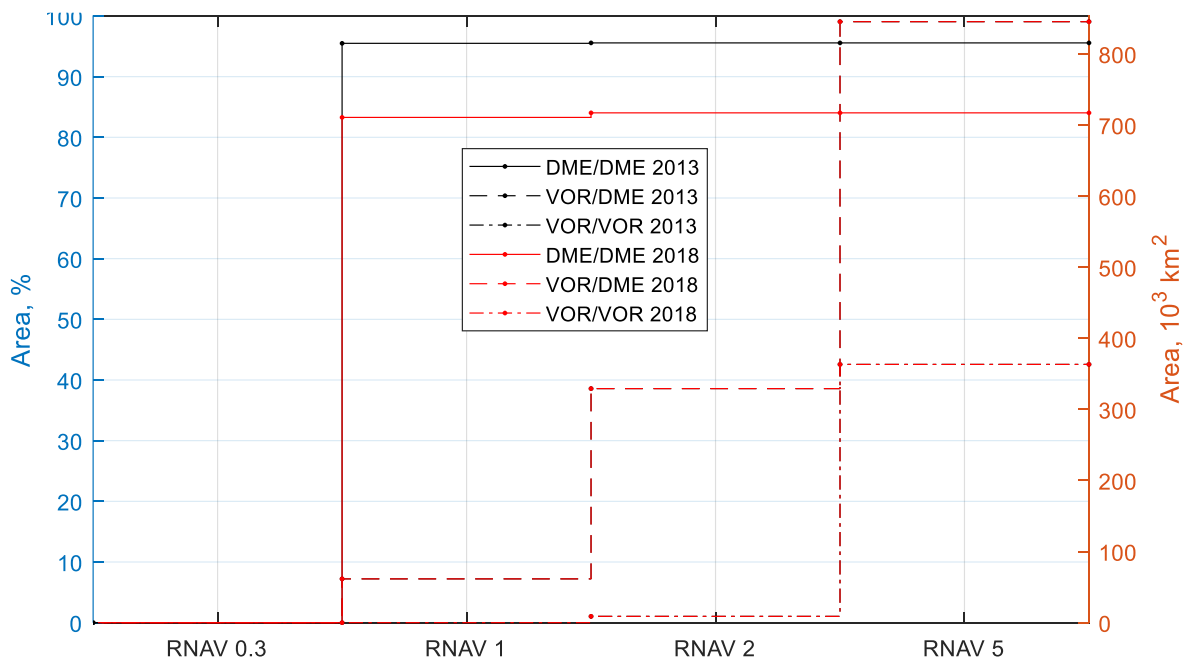


Рис. 5.34. Зміни у повітряному просторі за вимогами RNAV
протягом 2013-2018 рр. для FL 195

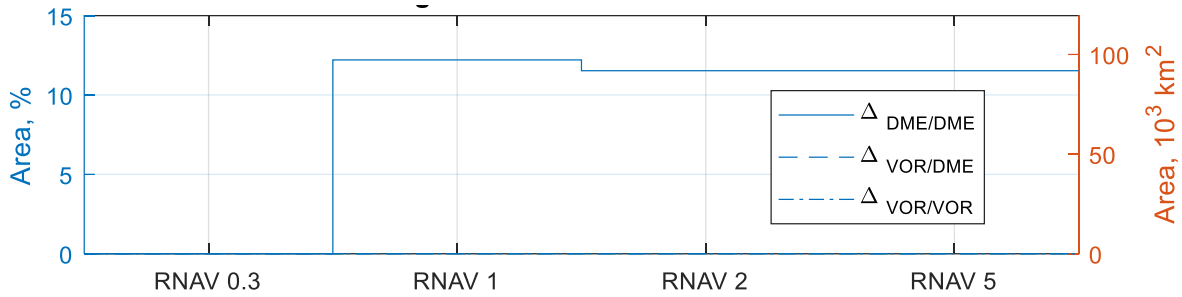


Рис. 5.35. Зменшення площі повітряного простору за вимогами RNAV протягом 2013-2018 рр. для FL 195

З рис. 5.35 видно, що площа RNAV 1 скоротилася з 95.49% (814.92 тис. км²) у 2013р. до 83.28% (710.72 тис. км²) у 2018. Зміни склали 12.21% (104.20 тис. км²). Площа повітряного простору, що відповідає вимогам RNAV 2 скоротилася на 11.53% (98.39 тис. км²).

5.3 Комп'ютерна реалізація алгоритму вибору оптимальної пари радіонавігаційних засобів

Верифікація запропонованого алгоритму вибору оптимальної пари радіонавігаційних засобів була проведена з використанням комп'ютерного імітаційного моделювання з використанням траєкторної інформації. У якості траєкторної інформації було використано польотні дані рейсу «AUI 25» за маршрутом Київ «УКВВ» – Харків «УКНН», що були зафіксовані наземною станцією прийому повідомлень у форматі ADS-B від літакового відповідача у режимі 1090ES 14 Травня 2018 р. Загальний час польоту склав 40 хв, довжина траєкторії 249 м. миль, задана висота польоту 27,000 фут. У моделюванні використано координати містоположення ЛА у форматі LLA разом з часовою відміткою їх вимірювання. Зафіксовані дані від літакових відповідачів у режимі 1090ES містили несинхронізовані за часом вимірювання. Для отримання траєкторної інформації з частотою 1 Гц та заповнення пропусків до результатів вимірювань застосовано метод інтерполяції даних за сплайн-функціями. Лінію шляху «AUI 25» у геодезичній системі координат наведено на рис. 5.36.

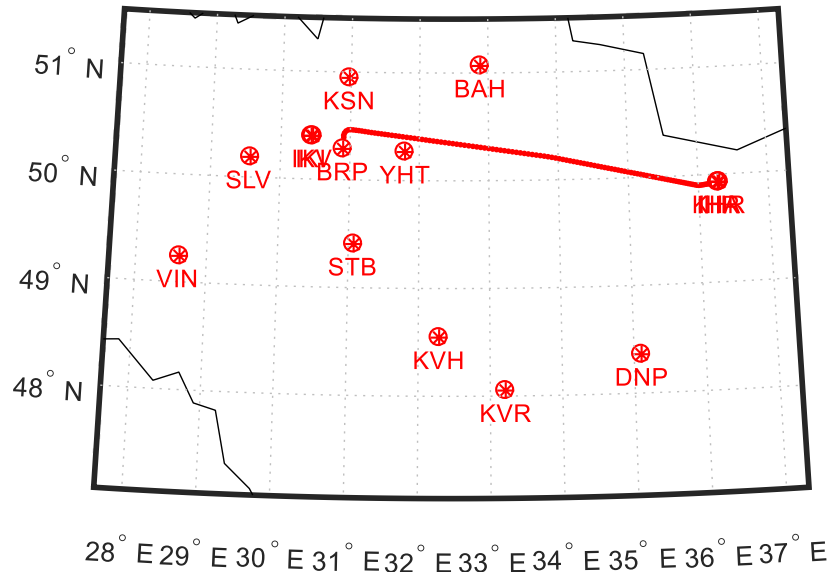


Рис. 5.36. Лінія шляху «AUI 25»

Оцінювання доступності виконаємо за методом, розробленим у п.п.4.1.4., з використанням відомостей про наземні РНЗ з табл 1.2 (стор. 83) та моделей РНЗ, наведених у п.п.4.1. На рис. 5.37 наведено результати оцінювання кількості доступних РНЗ та загальна кількість комбінації пар РНЗ, оцінена за (3.16), у кожний часовий відлік польотного завдання для кожного з методів позиціонування за парами РНЗ.

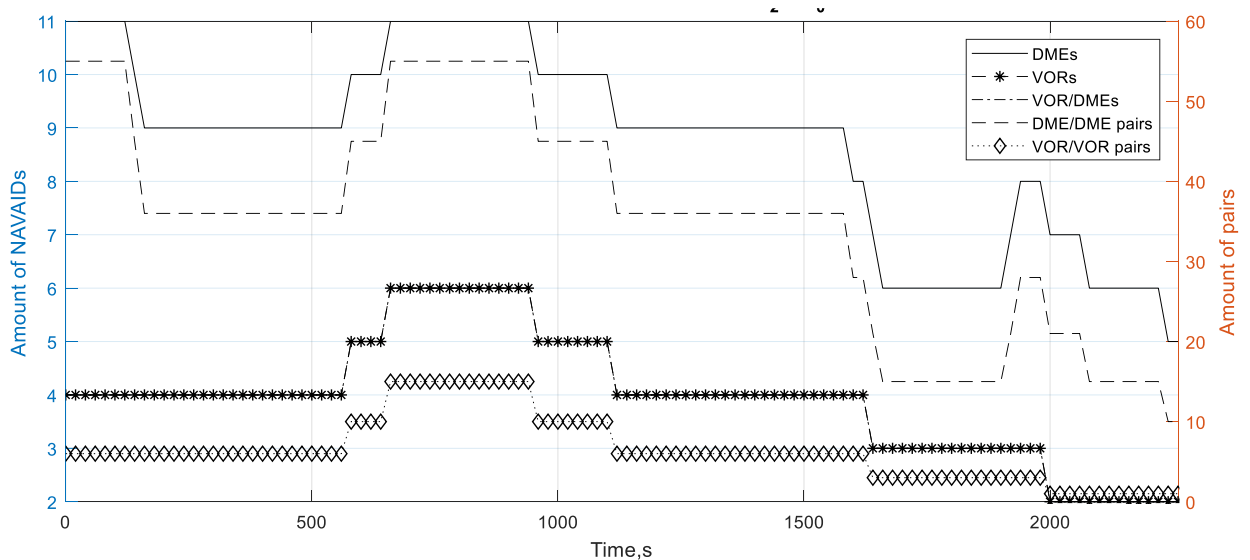


Рис. 5.37. Загальна кількість доступних РНЗ та кількість їх парних комбінацій

На рис. 5.38 показано результати визначення оптимальної пари DME/DME, а на рис. 5.39 показано перемикальну функцію вибору DME для обраного маршруту польоту за запропонованим алгоритмом.

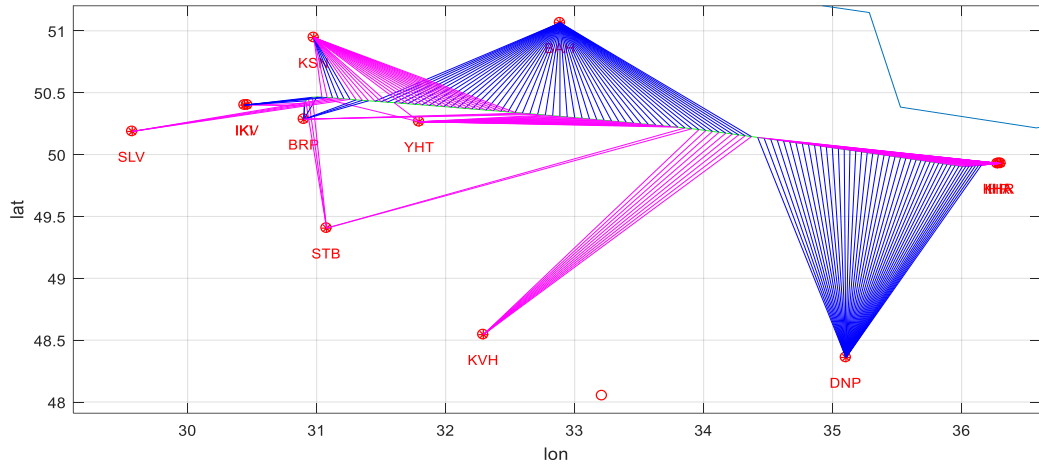


Рис. 5.38. Результат вибору оптимальної пари DME/DME за запропонованим алгоритмом

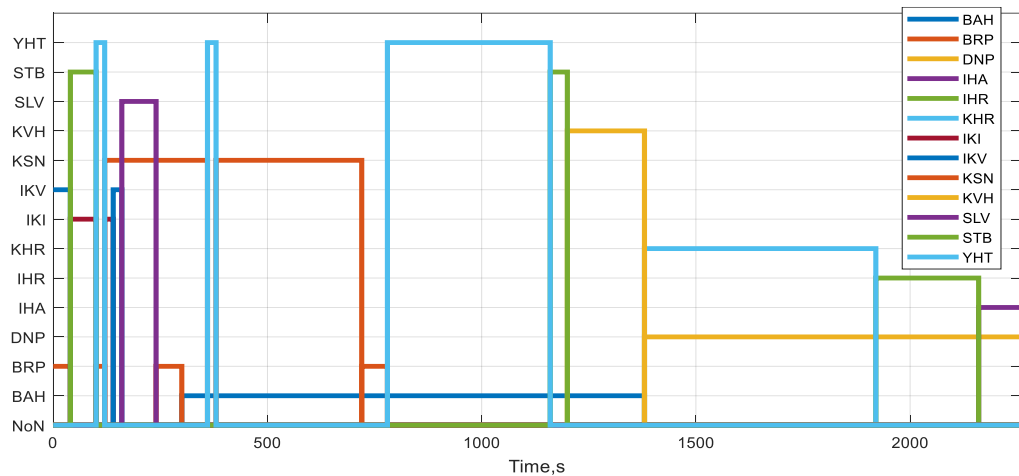


Рис. 5.39. Перемикальна функція використання DME

Візуально результат вибору оптимальної пари РНЗ з наявної кількості доступних варіантів можна представити у вигляді графу на рис. 5.40, рис. 5.41, рис. 5.42 для DME/DME, VOR/DME та VOR/VOR методів відповідно, на яких жирними точками відображено оптимальну пару, а червоною лінією – шлях зміни оптимальної пари. Відображення логіки вибору оптимальної пари РНЗ у вигляді графу дозволяє відслідковувати логіку перемикання у порівнянні з наявними парами РНЗ.

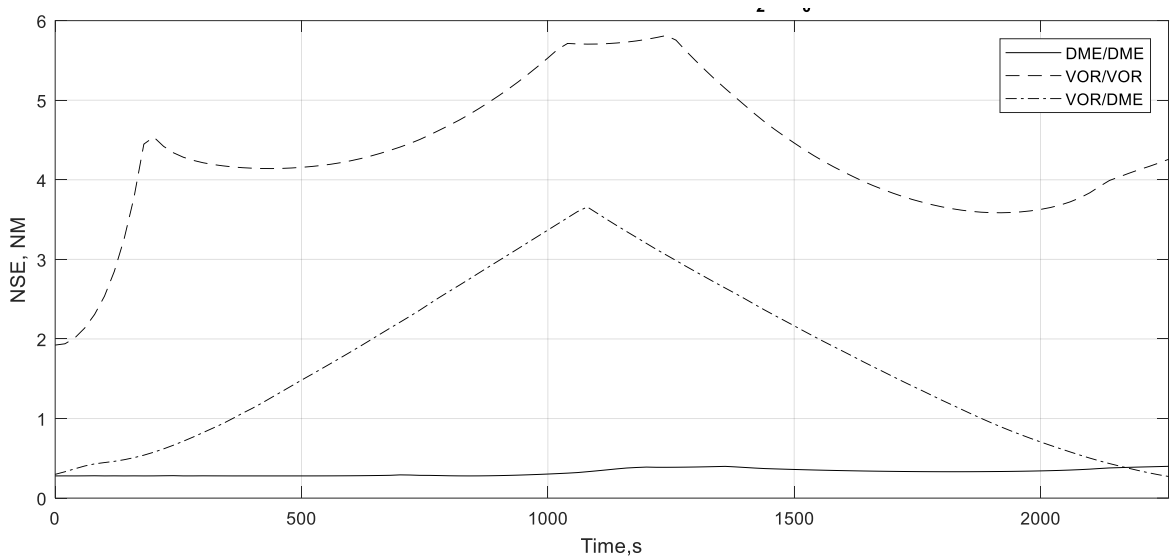


Рис. 5.43. Результат оцінювання точності витримування положення при оптимальній парі DME / DME

Протягом майже усього польотного часу «AUI 25» точність позиціонування за оптимальною парою DME/DME залишалася кращою у порівнянні з іншими методами. На рис. 5.44 візуалізовано « 2σ » довірчий інтервал при визначенні координат місцеположення ЛА за різними методами позиціонування.

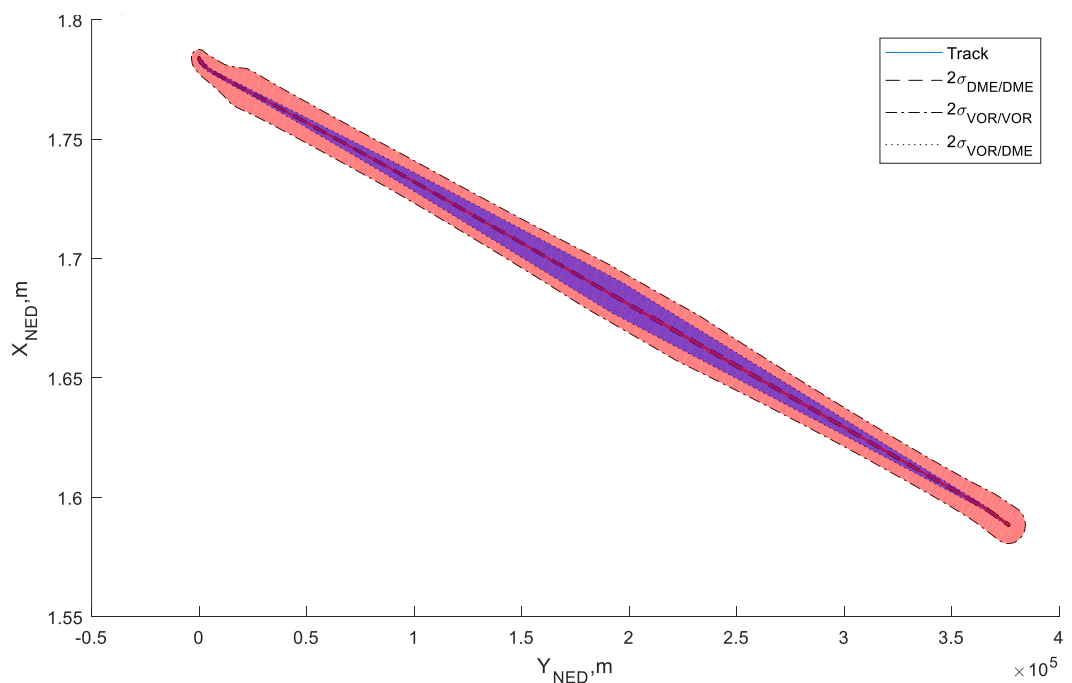


Рис. 5.44. Візуалізація зони невизначеності місцеположення ЛА за різними методами позиціонування.

Найбільша зона невизначенності притамана VOR/VOR методу позиціонування. Метод VOR/DME забезпечує порівнянно точне позиціонування у зонах аеропорту, проте при віддаленні точність різко погіршується і на середені маршруту досягає мінімуму.

5.4 Порівняльний аналіз методів оцінювання точності позиціонування

5.4.1 Розходження у методах оцінювання точності

Відповідно до концепції APNT, існуючі навігаційні засоби не задовільнятимуть вимогам майбутніх характеристик точності. Одним з дієвих засобів підвищення точності може бути досягнутий за рахунок одночасного використання багатьох сигналів радіонавігаційних маяків для позиціонування у просторі. Впровадження багатосигнального підходу вимагає повної сумісності з існуючими принципами навігації за парами наземних станцій. Відповідно до цього, виконано порівняльний аналіз підходу Тейлора до оцінювання NSE з класичним підходом за нормативними документами для випадку позиціонування за парами DME. Технічна сторона реалізації підходу Телора розглядає оцінювання NSE з використанням класичного HDOP, вагового HDOP та з використанням корекції похибки барометричного висотоміру. Оскільки значний вплив на NSE справляє геометрія взаємного місцеположення, то порівняльний аналіз виконано у межах визначеного повітряного простору з урахуванням технічних характеристик наземних станцій. Крім того, досліджено розбіжності у NSE при використанні різних граничних значень похибок вимірювального обладнання за ICAO DOC-9613 та RTCA DO-189.

5.4.2 Оцінювання точності за методом розкладу у ряд Тейлора

Розв'язок навігаційної задачі та оцінювання дисперсії похибки позиціонування виконується у локальній прямокутній системі координат у точці можливого місцеположення ЛА. Оскільки два радіомаяка DME можуть застосовуватись виключно для позиціонування у горизонтальній площині, то

розв'язок може бути отриманий відразу у горизонтальній площині з ігноруванням висоти чи виконуватись у тривимірному просторі без врахування висоти. Для горизонтальної площини матриця часткових похідних з ряду Тейлора має наступний вигляд:

$$G_{DME2D} = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПК} - x_{DME1}}{D_1} & \frac{y_{ПК} - y_{DME1}}{D_1} \\ \frac{x_{ПК} - x_{DME2}}{D_2} & \frac{y_{ПК} - y_{DME2}}{D_2} \end{bmatrix},$$

де D – відстань між місцеположенням ЛА та радіомаяком DME у горизонтальній площині:

$$D_1 = \sqrt{(x_{ПК} - x_{DME1})^2 + (y_{ПК} - y_{DME1})^2}, \quad D_2 = \sqrt{(x_{ПК} - x_{DME2})^2 + (y_{ПК} - y_{DME2})^2}.$$

Точність позиціонування у горизонтальній площині у такому випадку є сумою компонентів похибок за осями локальної системи координат та разом з коефіцієнт погіршення точності у горизонтальній площині для точки $x_{ПК}$ $y_{ПК}$ може бути обчислена наступним чином [25, 132]:

$$\begin{aligned} HDOP_1 &= \text{trace}(G_{DME2D}^T G_{DME2D})^{-1}, \\ \sigma_{pos1}^2 &= HDOP_1 \sigma_{sis}; \quad NSE_1 = 2\sigma_{pos1}. \end{aligned} \quad (5.1)$$

Коефіцієнт погіршення точності відображає наскільки точність позиціонування відрізняється від точності визначення дальності.

Для тривимірного простору

$$G_{DME3D} = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПК} - x_{DME1}}{D_1} & \frac{y_{ПК} - y_{DME1}}{D_1} & \frac{z_{ПК} - z_{DME1}}{D_1} \\ \frac{x_{ПК} - x_{DME2}}{D_2} & \frac{y_{ПК} - y_{DME2}}{D_2} & \frac{z_{ПК} - z_{DME2}}{D_2} \end{bmatrix},$$

де D – відстань між місцеположенням ЛА та радіомаяком DME у тривимірному просторі:

$$\begin{aligned} D_1 &= \sqrt{(x_{ПК} - x_{DME1})^2 + (y_{ПК} - y_{DME1})^2 + (z_{ПК} - z_{DME1})^2} \\ D_2 &= \sqrt{(x_{ПК} - x_{DME2})^2 + (y_{ПК} - y_{DME2})^2 + (z_{ПК} - z_{DME2})^2} \\ D_3 &= \sqrt{(x_{ПК} - x_{DME3})^2 + (y_{ПК} - y_{DME3})^2 + (z_{ПК} - z_{DME3})^2} \end{aligned}$$

Коефіцієнт погіршення точності у тривимірному просторі оцінюється наступним чином:

$$HDOP_2 = \text{trace}(G_{DME3D}^T G_{DME3D})^{-1},$$

$$\sigma_{pos2}^2 = HDOP_2 \sigma_{sis}; NSE_2 = 2\sigma_{pos2}. \quad (5.2)$$

Відповідно до [236], при оцінюванні σ_{pos}^2 можна враховувати похибки вимірювання висоти при позиціонуванні, що виконуються за барометричним висотоміром чи іншою системою, тоді:

$$G_{DME3DALT} = \begin{bmatrix} \frac{x_{ПК} - x_{DME1}}{D_1} & \frac{y_{ПК} - y_{DME1}}{D_1} & \frac{z_{ПК} - z_{DME1}}{D_1} \\ \frac{x_{ПК} - x_{DME2}}{D_2} & \frac{y_{ПК} - y_{DME2}}{D_2} & \frac{z_{ПК} - z_{DME2}}{D_2} \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$HDOP_3 = \text{trace}(G_{DME3DALT}^T G_{DME3DALT})^{-1},$$

$$\sigma_{pos3}^2 = HDOP_3 \sigma_{sis}; NSE_3 = 2\sigma_{pos3}. \quad (5.3)$$

Крім того, σ_{pos}^2 можна оцінити з урахуванням похибки вимірювання дальності, що є логічним, оскільки похибка вимірювань залежить від відстані, яку проходять радіохвилі під час вимірювання дальності. Похибки вимірювання дальності групуються у ваговій матриці W_{DME} :

$$W_{DME} = \begin{bmatrix} \sigma_{DME1}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{DME2}^2 \end{bmatrix} = S \times \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$S = \begin{bmatrix} \sigma_{DME1}^2 & \sigma_{DME2}^2 \end{bmatrix}.$$

Тоді, оцінювання σ_{pos}^2 за ваговою матрицею виконується наступним чином:

$$\sigma_{pos4}^2 = \text{trace}(G_{DME2D}^T W_{DME}^{-1} G_{DME2D})^{-1},$$

$$HDOP_4 = \sigma_{pos4} \sigma_{sis}^{-1}; NSE_4 = 2\sigma_{pos4}. \quad (5.4)$$

Для тривимірного простору

$$\sigma_{pos5}^2 = \text{trace}(G_{DME3D}^T W_{DME}^{-1} G_{DME3D})^{-1},$$

$$HDOP_5 = \sigma_{pos5} \sigma_{sis}^{-1}; NSE_5 = 2\sigma_{pos5}. \quad (5.5)$$

Аналогічно для тривимірного простору, з урахуванням похибки барометричного висотоміра маємо:

$$\begin{aligned}
W_{DME-ALT} &= \begin{bmatrix} \sigma_{DME1}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{DME2}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{BARO}^2 \end{bmatrix} = S \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \\
S &= \begin{bmatrix} \sigma_{DME1}^2 & \sigma_{DME2}^2 & \sigma_{BARO}^2 \end{bmatrix}, \\
\sigma_{pos6}^2 &= \text{trace}(G^T_{DME3D} W^{-1}_{DME-ALT} G_{DME3D})^{-1}, \\
HDOP_6 &= \sigma_{pos6} \sigma_{sis}^{-1}; NSE_6 = 2\sigma_{pos6}.
\end{aligned} \tag{5.6}$$

5.4.3 Результати оцінювання розходження методів для повітряного простору України

У рамках моніторингу наземної інфраструктури DME, оцінювання NSE є важливим етапом. На отримані значення значний вплив має геометрія взаємного розташування та технічні характеристики DME [177]. При комп'ютерному моделюванні, оцінювання NSE виконують у прямокутній локальній системі координат, центр якої розміщують у точці дослідження. Таким чином, отримані значення похибки σ_{pos} будуть відповідати похибкам позиціонування у горизонтальній площині для точки спостереження. Взагалі, вибір місцеположення локальної системи координат відіграє важливе значення, оскільки від цього залежить, яку площину вважати горизонтом та виконувати відповідні обчислення. Таким чином, похибки позиціонування для однієї геометрії та різних локальних систем будуть відрізнятися. Питання вибору точки місцеположення координатної системи є актуальними, оскільки під час вимірювань дальностей, у задачі маємо координати місцеположення ЛА та дві точки місцеположення DME.

Дослідження впливу геометрії взаємного місцерозташування наземної інфраструктури DME на точність позиціонування за різними підходами виконуємо на прикладі повітряного простору України та відповідної національної мережі навігаційних засобів, що складається з 6 термінальних та 14 трасових радіомаяків DME [7].

При оцінюванні доступності навігаційних засобів для позиціонування, використовується комп'ютерна модель DME, що визначається типом та технічними характеристиками [58] у поєднанні з моделлю розповсюдження радіохвиль у тропосфері та впливу рельєфу місцевості.

Оцінювання точності позиціонування виконується для кожної точки повітряного простору, закріпленій на певній висоті. При цьому, розглядається кожна пара навігаційних засобів DME/DME окремо з вибором оптимальної пари, що гарантуватиме найвищу точність позиціонування, тобто забезпечує мінімальну похибку σ_{pos} . Таким чином, результат оцінювання точності містить мінімальні значення похибок позиціонування для оптимальної пари DME/DME. Аналогічний принцип застосовується у FMS при виборі оптимальної пари для позиціонування. Результат оцінювання σ_{pos} за формулою (2.8) з використанням σ_{air} за ICAO Doc 9613 наведено на рис. 5.45.

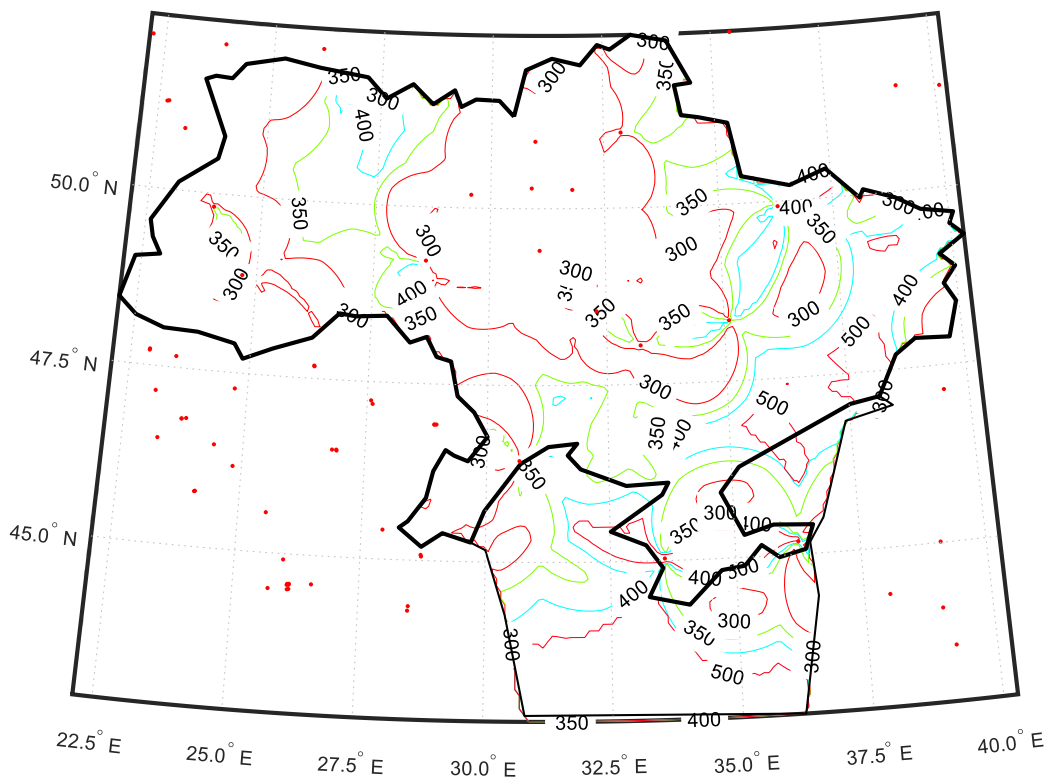


Рис. 5.45. Результат оцінювання σ_{pos} відповідно до ICAO Doc 9613 для FL195

З рис. 5.45, видно що 99 % повітряного простору забезпечує точність позиціонування з похибкою, що не перевищує 802м., що відповідає вимогам RNAV 1, за умови похибки пілотування $FTE=0.5NM$ [129].

При дослідженні точності позиціонування з використанням розкладу у ряд Тейлора важливою характеристикою є коефіцієнт погіршення точності, пов'язаний з геометрією розташування наземних станцій у горизонтальній площині HDOP. Для дослідження різних підходів до оцінювання коефіцієнта HDOP використаємо результати запису траєкторії руху ЛА за рейсом «AUI35» між 1427 та 1809 секундою польоту під час навігації за парою DME/DME «VIN» та «IVF» (рис. 5.46). З рис. 5.46 видно, що різні підходи забезпечують приблизно однакові результати обчислення HDOP, максимальна відмінність для цього маршруту склала 0,07 одиниць.

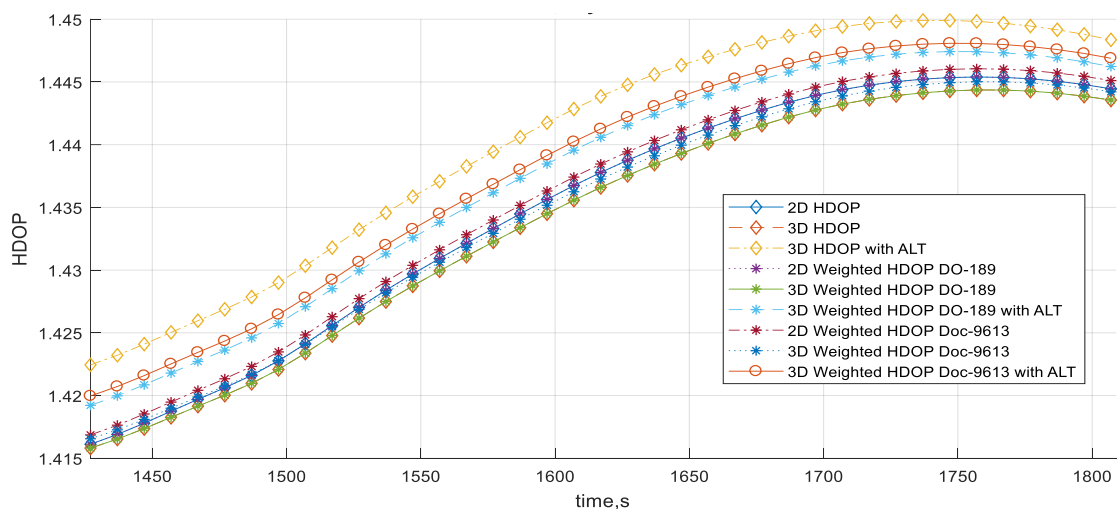


Рис. 5.46. Коефіцієнт HDOP для маршруту «AUI35»

На рис. 5.47 наведено результати оцінювання вагового HDOP для усього повітряного простору з використанням значень AC90-100A для σ_{air} . Результати оцінювання показали, що для переважної частини повітряного простору значення коефіцієнту HDOP коливались у межах від 1.4 до 1.7, що відповідає ідеальним показанням за критерієм для GNSS [221].

Результати оцінювання різниці між похибками позиціонування за формулою (2.8) для різних значень σ_{air} (за Doc 9613 та RTCA DO-189) для FL195

наведено на рис. 5.48. Аналогічно, порівняємо значення похибки за (2.8) для Дос 9613 з обчисленням за підходом розкладу Тейлора з урахуванням зваженої формули (5.5). Різниця між ними показана на рис. 5.49.

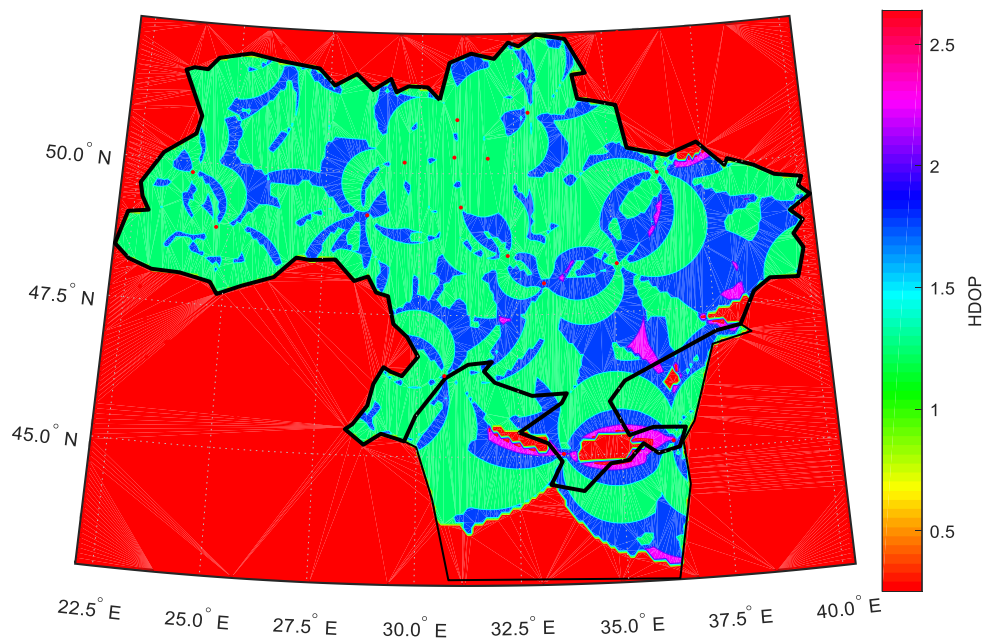


Рис. 5.47. Ваговий HDOP для FL 195

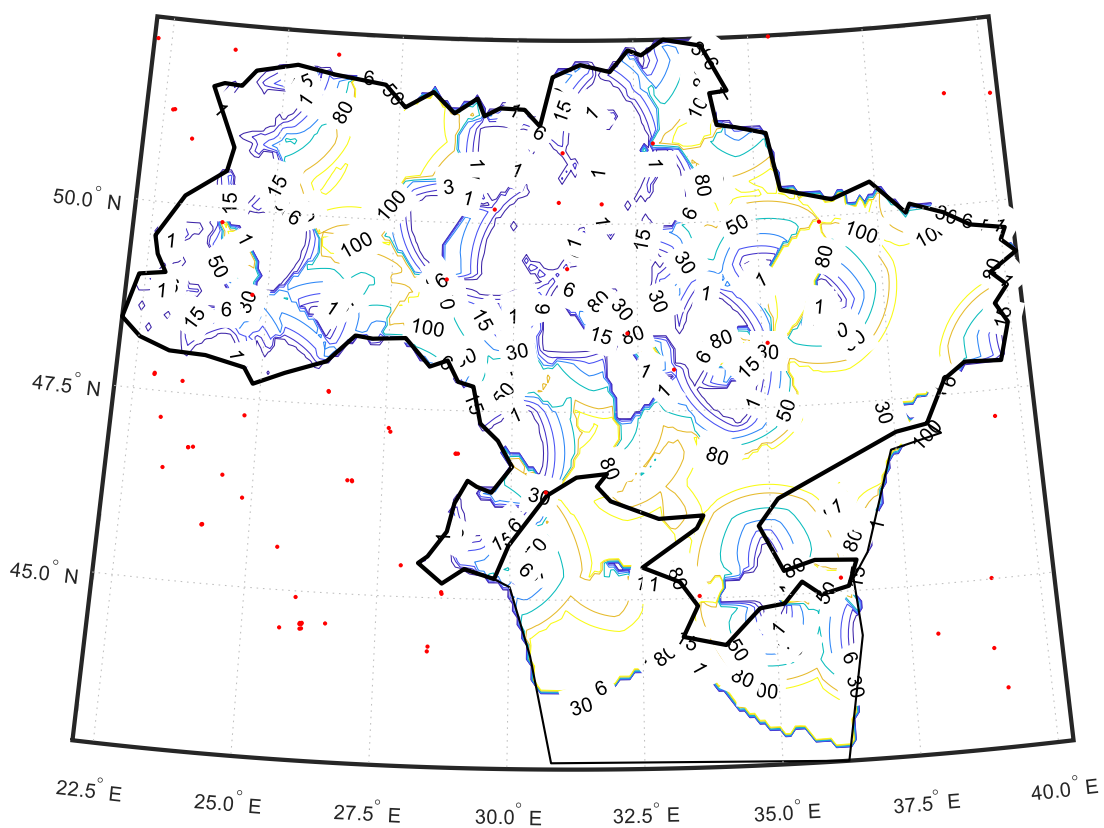


Рис. 5.48. Різниця у методах оцінювання σ_{pos} за Дос 9613 та за RTCA DO-189

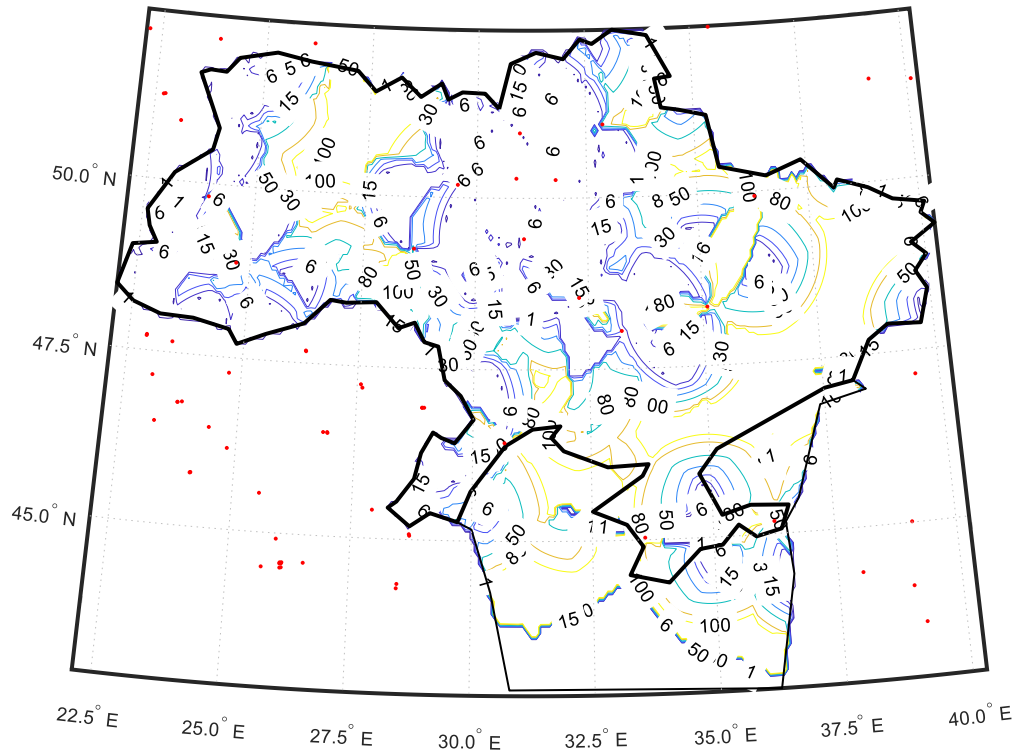


Рис. 5.49. Різниця у методах оцінювання σ_{pos} за Doc 9613 та ваговим NDOP

Результати, представлені на рис. 5.49, показують вплив відстаней до DME за ICAO DOC 9613 на оцінювання значень NSE. Проте, результати моделювання виділяють зони у повітряному просторі, у межах яких різниця між підходами значна (понад 100м), що пов'язано з використанням радіомаяків на великих відстанях.

Відмінності між оцінюванням за формулою ICAO DOC 9613 та Тейлоровим підходом теж значною мірою залежать від геометрії розташування. Так, для переважної частини повітряного простору різниця складала менше 10м.

Для визначення найбільш близької за своїми результатами альтернативної формули до класичного парного підходу визначимо три критерії: найменшої різниці між підходами, найменшого середнього значення різниці та найменшої площі покриття.

На рис. 5.50 наведено результати відхилень альтернативних методик від значень розрахунку NSE за класичним підходом (2.8). Найменше максимальне значення відхилення становить 218 м для формули NSE, обчислене за формулою

(5.3). У той час, найменше середнє значення відхилення відповідає формулі (5.4) на рівні 37 м.

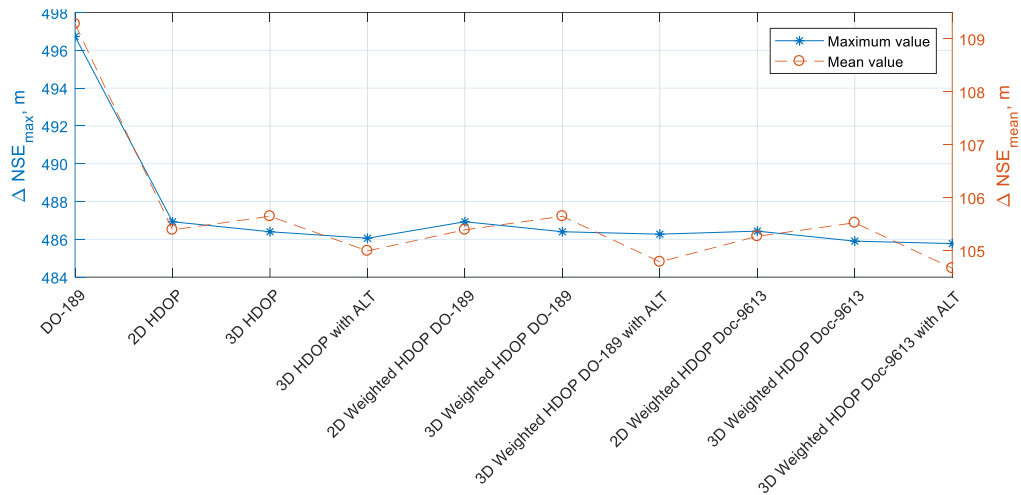


Рис. 5.50. Порівняльний аналіз розходження результатів за різними підходами

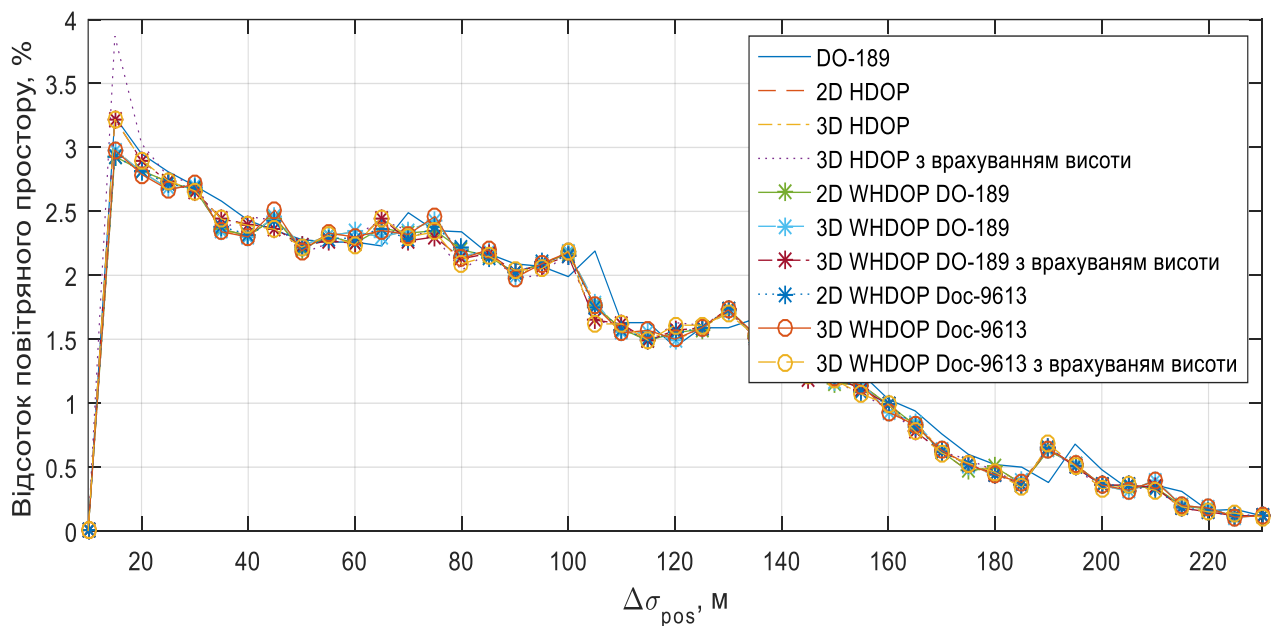


Рис. 5.51. Порівняльний аналіз підходів за площею повітряного простору

Геометрія відмінності у просторі різних підходів оцінюється за критерієм площі частини повітряного простору, для якої відмінність похибок має сталі значення. На рис. 5.51 показано порівняльний аналіз відхилення похибки позиціонування за ICAO DOC 9613 з альтернативними методами за відсотковим співвідношенням площі повітряного простору. З результатів видно, що різним

підходам властиве приблизно однакове відхилення від формули (2.8). Однозначно оптимальний підхід за таких отриманих результатів визначити важко. Проте, зменшуючи зону повітряного простору для дослідження, можливо виявити більш оптимальні підходи.

Сучасний розвиток аеронавігаційної інфраструктури вимагає пошуку нових засобів позиціонування і, як результат, нових підходів у оцінці точності позиціонування. Проте, запровадження нових принципів має проходити поступово у повній відповідності до сучасної аеронавігаційної інфраструктури.

Відомий підхід до оцінювання точності за розкладом Тейлора є універсальним засобом, що відповідає вимогам майбутньої аеронавігаційної системи. Різні підходи до технічної реалізації оцінювання величини похибки на практиці, як видно з рис. 5.50, дають приблизно однакові результати. Отримані значні розбіжності при оцінюванні відхилення між підходами пов'язуються з поганою геометрією розташування наземного сегменту та зонами з малою доступністю DME. У випадку вдалої геометрії та розташованих поблизу DME, розбіжність підходів незначна. Для таких зон повітряного простору вибір формули для оцінювання похибки виконується, виходячи з мінімальних апаратних затрат.

Крім того, встановлено відмінності у результатах оцінювання NSE за різного використання значень для похибки вимірювання відстані за ICAO DOC 9613 та RTCA DO-189. Відмінності набирають вагомих значень при збільшенні відстані до DME при моделюванні NSE.

5.5 Результати комп'ютерного моделювання

Верифікація запропонованих методів позиціонування виконаємо за допомогою імітаційного комп'ютерного моделювання з використанням польотних даних, зафіксованих наземною станцією моніторингу сигналів ADS-B (рис. 5.52). Сигнали ADS-B декодуються, а інформаційні повідомлення

розкладаються на складові та зберігаються у базі даних повідомлень за кожним параметром окремо. Основним джерелом сигналів у форматі за концепцією ADS-B у повітряному просторі України є модифіковані літакові відповідачі, що функціонують у режимі 1090ES. Цифрове повідомлення, окрім іншої аеронавігаційної інформації, містить координати місцеположення ЛА, барометричну висоту польоту (кодовану дискретністю у 25 футів), швидкість та унікальний ідентифікатор ЛА.

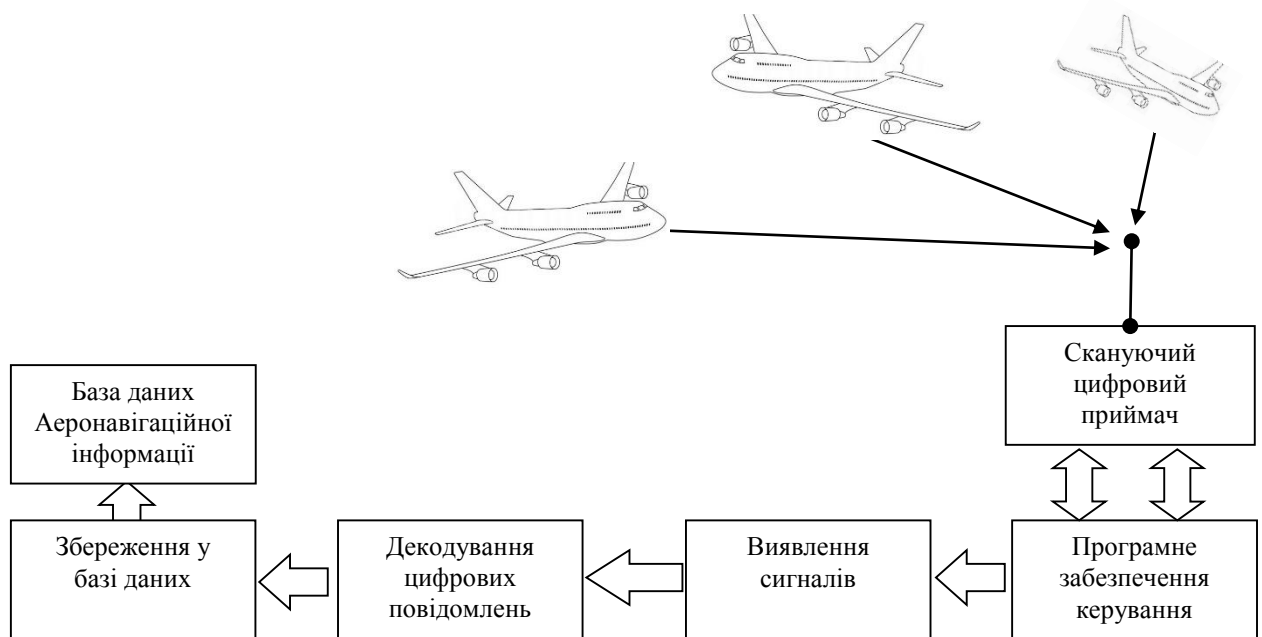


Рис. 5.52. Формування бази даних аеронавігаційної інформації

Унікальний номер ЛА дозволяє отримати траєкторію руху. За відомим часом фіксації повідомлення, що можна асоціювати з часом вимірювання, просторовими координатами місцеположення ЛА та відомою моделлю похибок GNSS, можливо провести аналіз характеристик точності щодо траєкторії руху ЛА. Кожний літаковий відповідач має власні налаштування характеристик роботи. Відповідно, період випромінювання цифрових повідомлень різниться у межах від 1 до 6 с.

Оскільки повідомлення ADS-B не синхронізовані за часом, то для створення упорядкованого часового ряду застосовано методи інтерполяції даних.

Відповідно до наведених переваг математичного апарату сплайнових функцій, інтерполяційні сплайни з неперервністю другого порядку були обрані для створення упорядкованого часового ряду. Упорядковані часові ряди кожного з параметрів застосовувались для аналізу потенційних можливостей кожного методу. Дані траєкторії руху використовувались у моделі дії РНЗ для моделювання радіонавігаційних сигналів для визначення аеронавігаційних параметрів, зокрема дальності для DME та кута QDR для VOR.

5.5.1 Позичіонування за розширеним вектором інформативних параметрів від далекомірного обладнання

Верифікація запропонованого методу позиціонування за сукупністю аеронавігаційної інформації від далекомірного обладнання DME (п.п. 3.1, стор. 149) була виконана з використанням повідомлень ADS-B на прикладі рейсу “UDN560” Бориспіль (UKBB) – Бухарест (LROP) авіакомпанії «Дніпроавіа», що мав місце 4 жовтня 2017р. На рис. 5.53 наведено лінію шляху ЛА у геодезичній системі координат для всього польоту. Для кожної точки лінії шляху виконано оцінювання доступності РНЗ з використанням моделей DME та моделей поширення радіохвиль у просторі. Вплив рельєфу місцевості не враховувався, оскільки переважна частина польоту проходила на маршруті на значній висоті у порівнянні з максимальними перепадами рельєфу, що дозволило значно облегшити процес обчислення. Доступні для позиціонування DME наведені на рис. 5.53 прямокутними позначками.

При моделюванні параметрів для прогнозування був обраний підхід А (п.п 3.1.2 стор. 153), що функціонує паралельно до парного принципу. Відповідно, наступним етапом у моделюванні стало задіювання алгоритму вибору оптимальної пари (п.п. 2.7.2, стор. 137) та моделювання вимірювань двох відстаней до обраних наземних DME. На рис. 5.54 наведено результат

оцінювання NSE для оптимальної пари DME/DME разом з загальною кількістю доступних пар DME/DME.

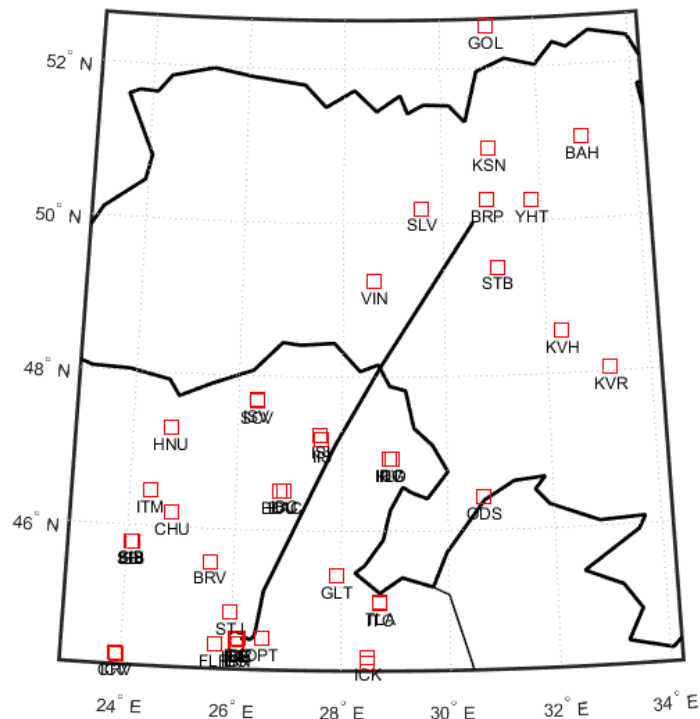


Рис. 5.53. Маршрут польоту «UDN560» у геодезичній системі координат

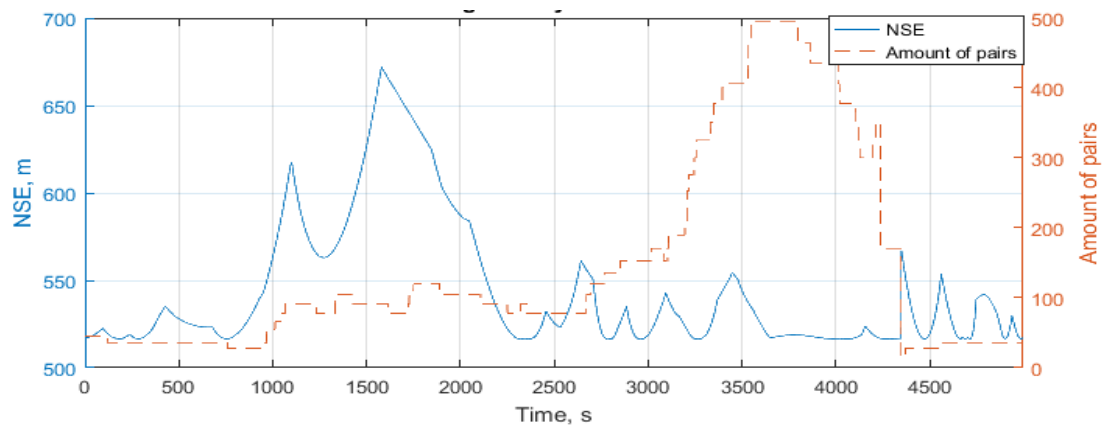


Рис. 5.54. NSE для оптимальної пари DME/DME разом з загальною кількістю доступних пар DME/DME

Оскільки побудова навчальної вибірки для прогнозу відбувалася за підходу А, то похибка прогнозу була обмежена величиною половини похибки вимірювання відстані у DME. Загальна кількість відстаней від DME, що була використана у навігаційному рівнянні, представлена на рис. 5.55, включала в себе змодельовані дані вимірювань та прогнозовані величини.

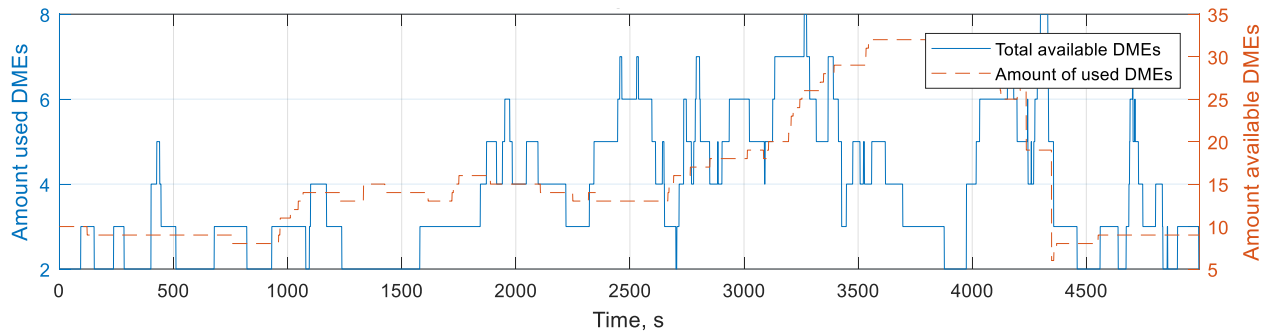


Рис. 5.55. Загальна кількість DME, що була використана при позиціонуванні

Результати вимірювань та їх прогнозовані значення для перших шести DME (BRP, KSN, SLV, STB, VIN, YHT) представлено на рис. 5.56. Для порівняння отриманих результатів прогнозування значень навігаційних параметрів виконано за лінійним фільтром Калмана та алгоритмом послідовних операцій.

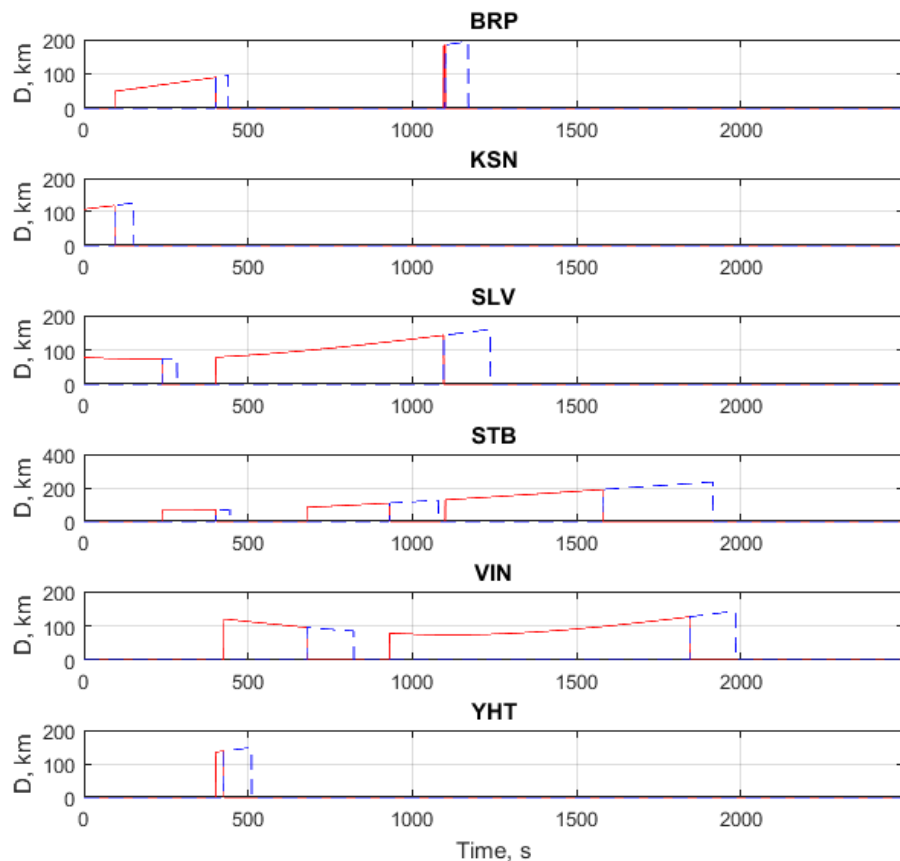


Рис. 5.56. Результати вимірювань та прогнозування відстані до DME

Результати вимірювань відстані до DME разом з прогнозованими значеннями були використані для оцінювання похибки позиціонування за () з використанням різних методів прогнозу (рис. 5.57).

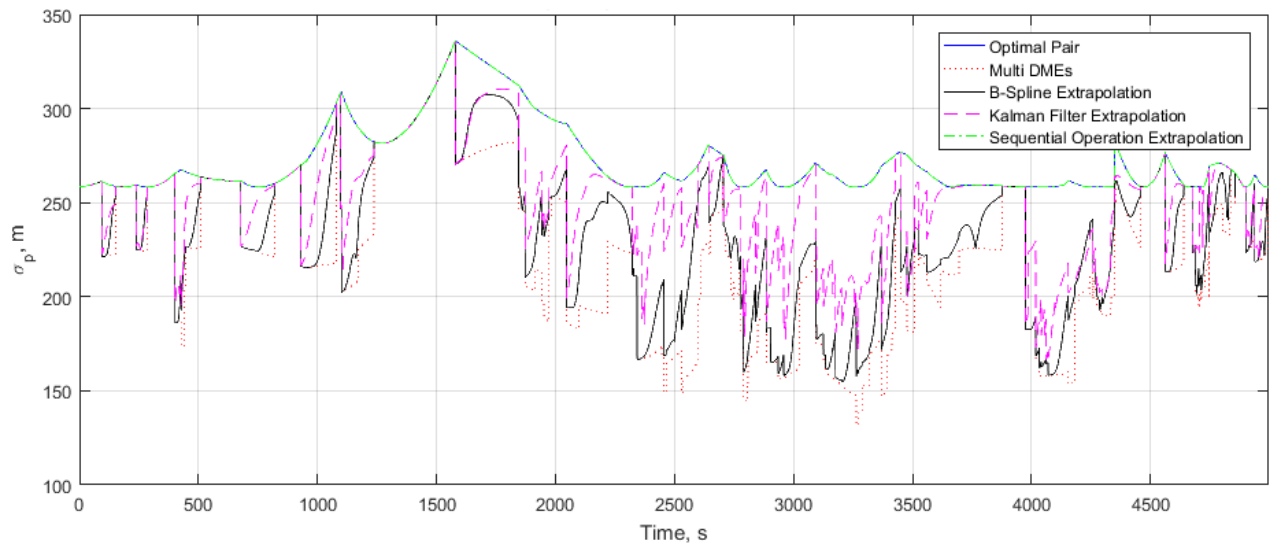


Рис. 5.57. Похибка позиціонування у горизонтальній площині

Збільшення кількості DME, що використовуються для позиціонування (з рис. 5.55) призводить до зменшення похибки позиціонування за рахунок вибору вдалої геометрії взаємного розміщення у порівнянні з результатами використання оптимальної пари DME/DME. Проте, з рис. 5.57 видно, що поступове збільшення похибки прогнозування з часом починає знижувати точність. Застосування регресійного підходу для прогнозування дозволяє отримати більш точні результати екстраполяції у порівнянні з лінійним фільтром Калмана чи послідовними операціями як показано на рис. 5.57.

Результати оцінювання коефіцієнту HDOP за (3.37) наведено на рис. 5.58. Протягом досліджуваного польоту, значення HDOP змінювались у межах від 1.6 до 3.5, що відповідно до класифікатора у GNSS [221], відповідає чудовим показникам.

На рис. 5.58 пунктирною лінією відображено значення коефіцієнту HDOP з урахуванням прогнозованих даних при сумісній обробці, проте без впливу похибки прогнозу. Крапками показано HDOP, що може бути отриманий за використання оптимальної пари DME/DME. Суцільна лінія показує результат оцінювання вагового HDOP при сумісній обробці даних за (3.37). Порівнюючи рис. 5.55 та рис. 5.58, видно, що у часові відліки недоступності прогнозу усі значення HDOP приймають одного значення. Проте, у випадку доступності

прогнозованих даних, тобто у моменти позиціонування за сукупністю відстаней, значення вагового HDOP значно зменшується.

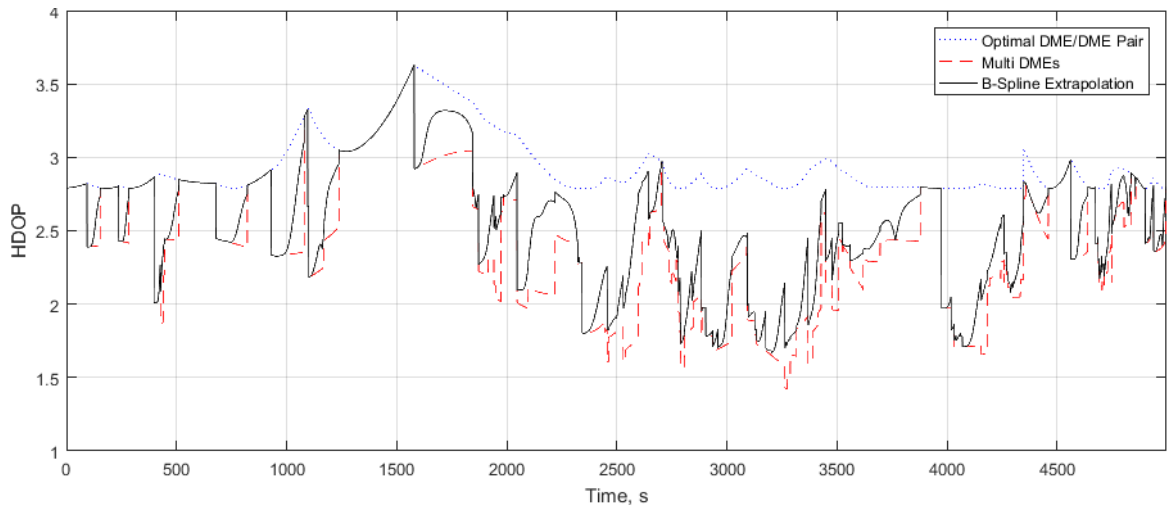


Рис. 5.58. Коефіцієнт HDOP при сумісному позиціонуванні

Початок прогнозування даних відзначається незначними похибками прогнозу, котрі через певний час починають поступово зростати, що відслідковується у розходженнях пунктирної та суцільної ліній на рис. 5.58. Похибка прогнозу на значних часових відстанях значно впливає на результат прогнозування. Відповідно, обмеження її значення є доречним елементом в управлінні точністю. Результат оцінювання HDOP прямо впливає на отримані значення для TSE, як показано на рис. 5.59.

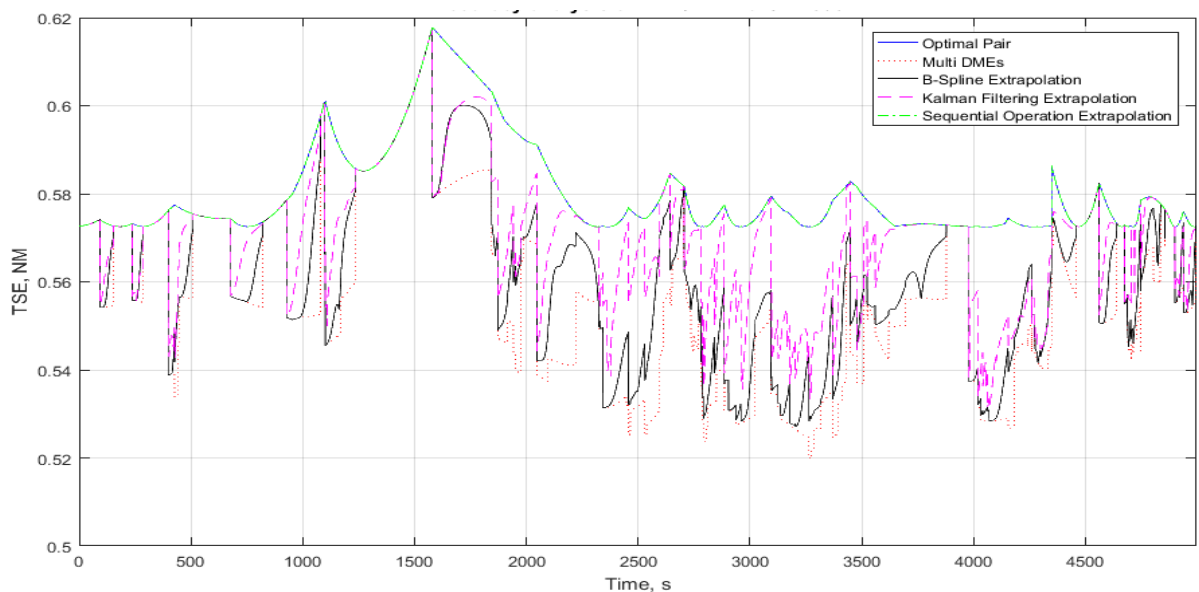


Рис. 5.59. Значення TSE

Результуюча оцінка TSE для значень $FTE = 0.5NM$, що відповідає виконанню польоту за RNAV 1 у ручному режимі (за *Таблиця 1.7*) наведено на рис. 5.59. Порівнюючи отримані результати TSE з кількістю задіяних РНЗ у позиціонуванні, то для обраної траєкторії руху ЛА прогнозування одного навігаційного параметру дає вигоду у покращенні точності приблизно у 50 метрів та більше ніж у 100 м, для випадку двох DME. У загальному випадку політ UDN560 виконувався повністю з дотриманням специфікаційних вимог RNAV1.

Результат оцінювання доступності позиціонування за DME у вигляді ймовірності забезпечення певного рівня точності позиціонування під час польоту наведено на рис. 5.60. Ефективність запропонованого методу у порівнянні з позиціонуванням за парою DME/DME може бути представлена у вигляді покращення доступності, чи підвищення точності позиціонування як показано на рис. 5.60. Результати показали, що ефективність використання сплайн функцій більша ніж прогнозування за фільтром Калмана на 10-20%.

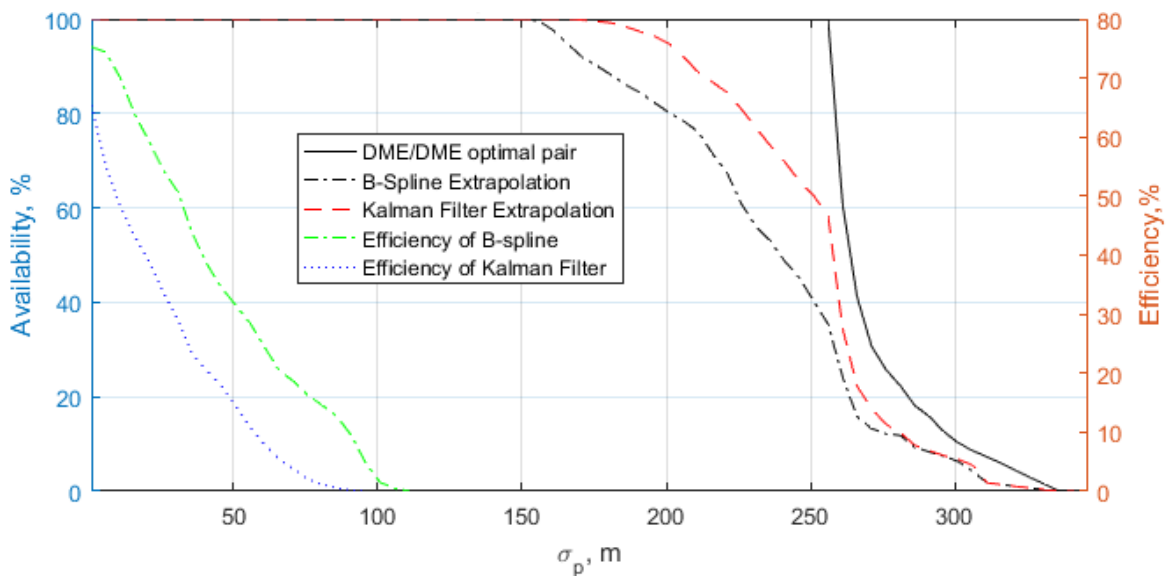


Рис. 5.60. Результат оцінювання доступності для UDN560

5.5.2 Позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірної системи

Виконаємо верифікацію запропонованого методу позиціонування за сукупністю сигналів від VOR з використанням траекторної інформації рейсу «BRU830» за маршрутом Київ (UKBB) – Мінськ (UMMS) від 21 вересня 2017. Траекторія польоту літака з наземною мережею радіомаяків VOR наведена на рис. 5.61. Загальний обсяг експериментальної вибірки склав 2546 вимірювань.

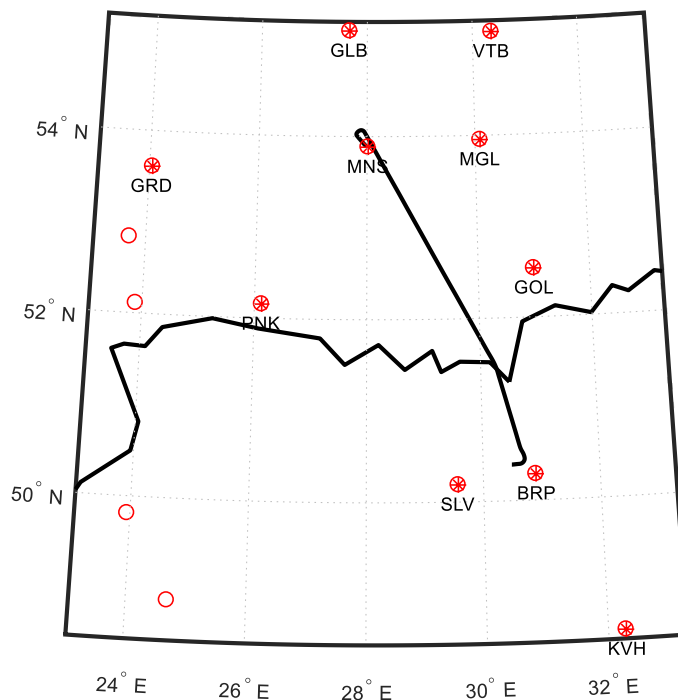


Рис. 5.61. Маршрут польоту рейсу «BRU830»

Результати оцінювання кількості доступних VOR для навігації (рис. 5.62) вказують на наявність більше ніж чотирьох VOR у переважній більшості часу польоту для позиціонування одночасно. На рис. 5.63 наведено результати моделювання вимірювань QDR кутів від перших п'яти VOR, що були використанні при позиціонуванні ЛА разом з їх прогнозованими значеннями за сплайн функціями.

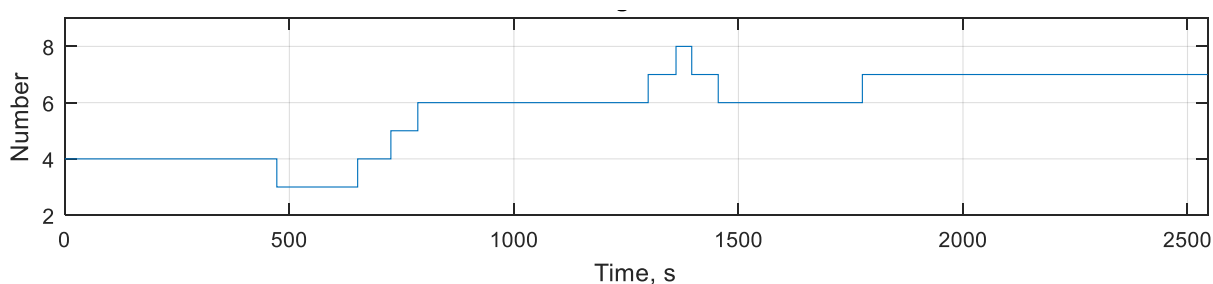


Рис. 5.62. Загальна кількість радіомаяків, доступних для навігації під час польоту

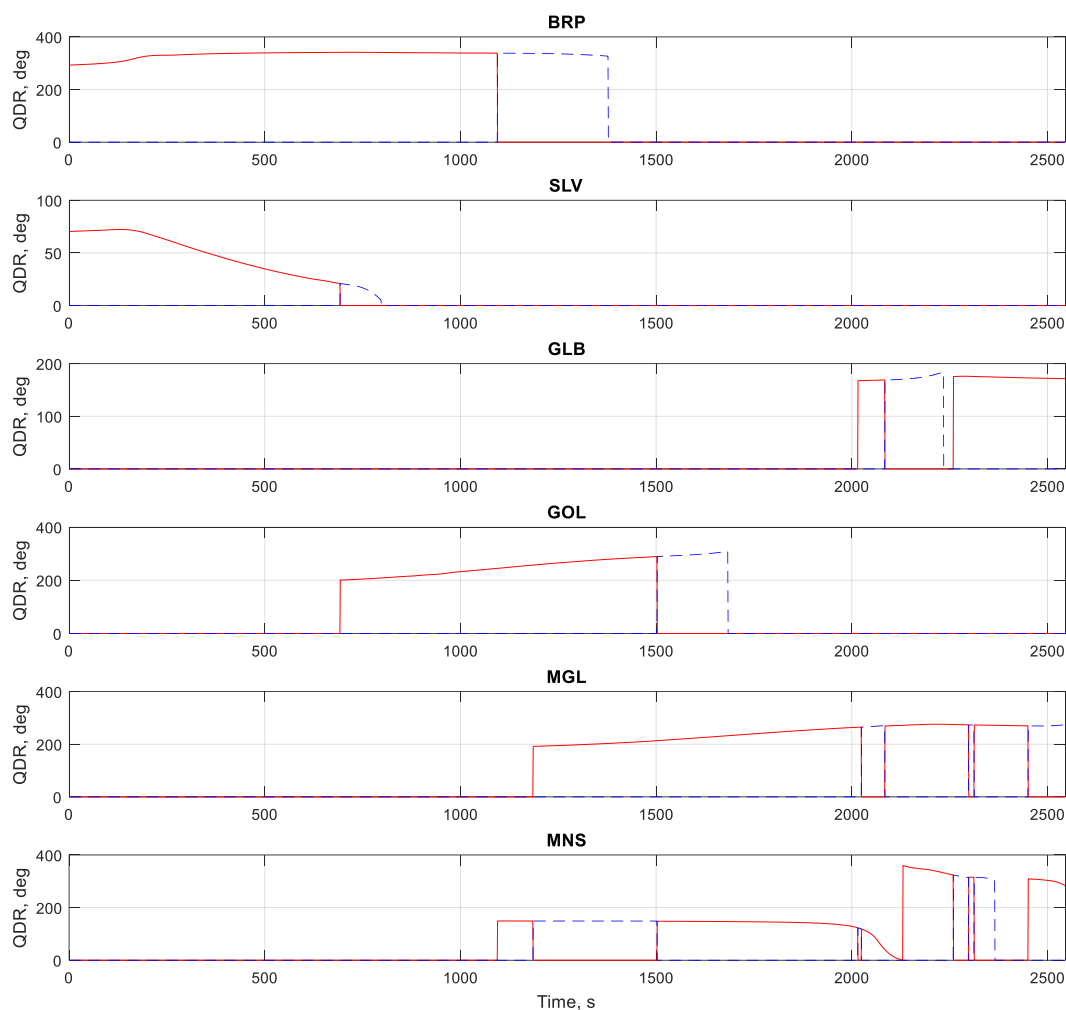


Рис. 5.63. QDR кути

Для досліджуваної траєкторії було використано запропонований підхід з прогнозуванням навігаційної інформації від попередньої пари VOR/VOR за регресією. Кількість окремих VOR, що були використані при позиціонуванні, наведено на рис. 5.64. Результати оцінювання HDOP за (3.43) наведено на рис. 5.65.

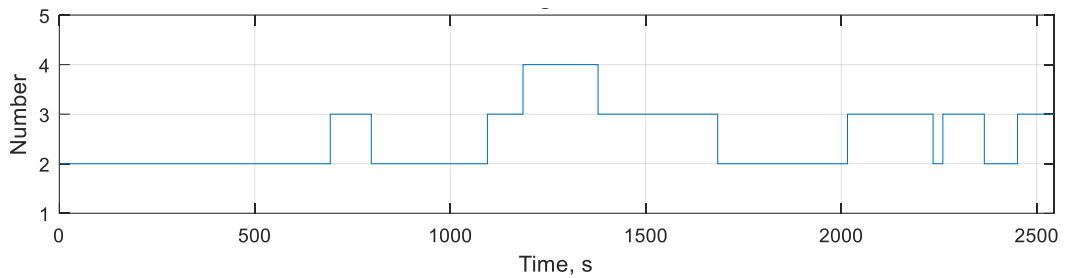


Рис. 5.64. Кількість VOR у розв'язку навігаційного рівняння

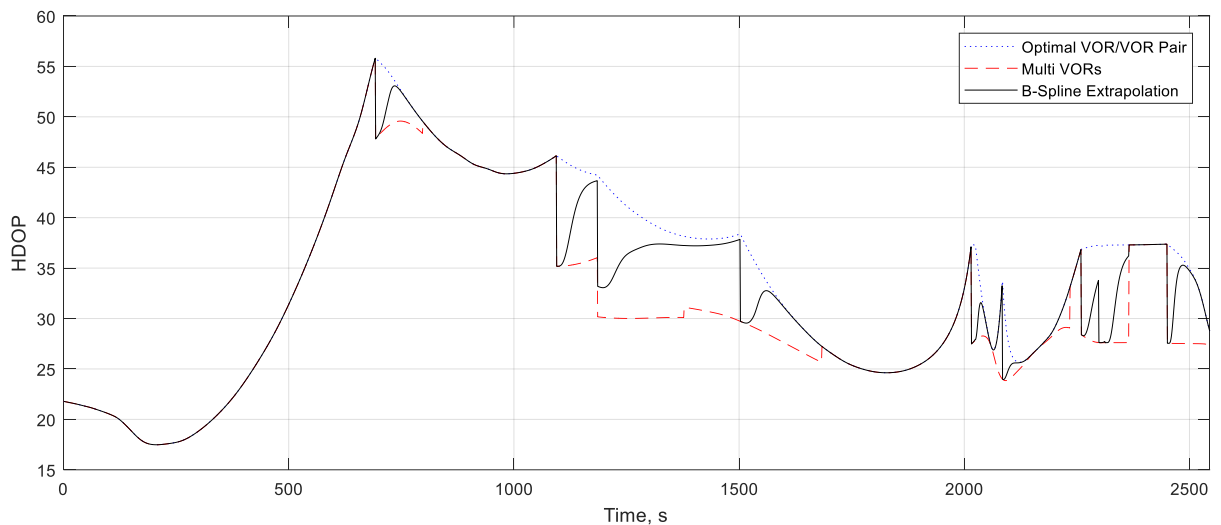


Рис. 5.65. HDOP

На відміну від часового методу позиціонування, для кутового методу HDOP приймає значні значення і швидко змінюється. Крива на рис. 5.65 вказує на значення коефіцієнту HDOP для випадку позиціонування виключно за оптимальною парою VOR/VOR. Ця лінія завжди має найбільші значення. Пунктирна лінія відображає максимальне значення HDOP, що може бути отримане за рахунок розширення системи навігаційних рівнянь. Суцільна лінія вказує на результат обчислення HDOP за ваговою формулою (3.43) з урахуванням похибки прогнозування. Як видно з рис. 5.65, покращення значень HDOP є результатом використання запропонованого підходу.

Результатом оцінювання точності позиціонування за сукупністю VOR/VOR наведено на рис. 5.66 у порівнянні з оптимальною парою різними підходами до прогнозування з використанням: послідовних операцій, фільтра Калмана та

Сплайн функцій. Отримані результати вказують на занадто великі похибки прогнозування з використанням послідовних операцій, що не дозволяє отримати покращення точності у порівнянні з позиціонуванням за оптимальною парою VOR/VOR.

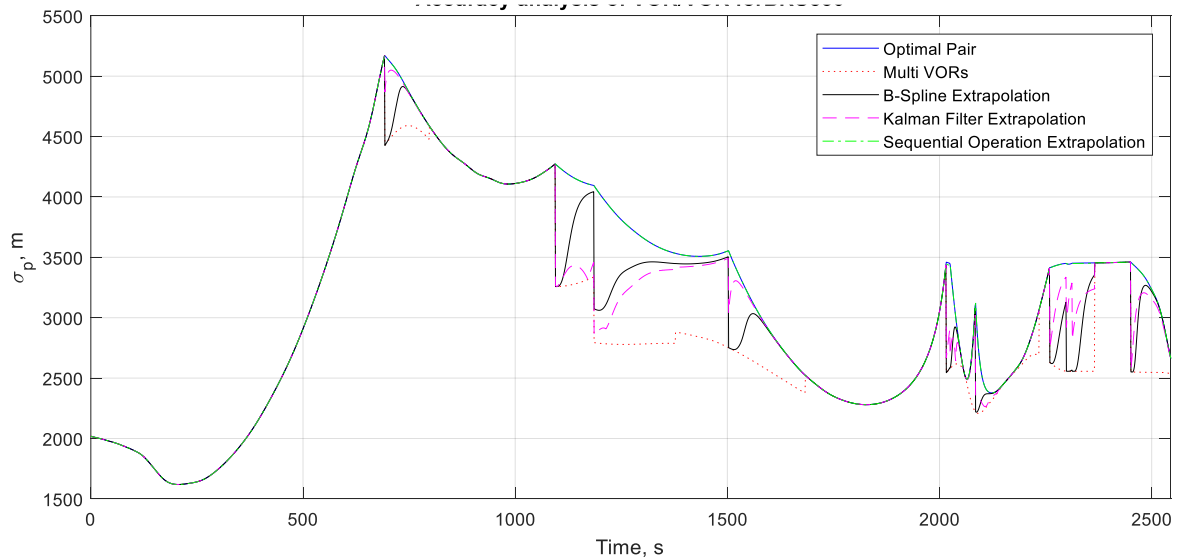


Рис. 5.66. Точність позиціонування за сукупністю VOR/VOR

Результати оцінювання TSE за формулою (1.4) представлені на рис. 5.67 у порівнянні з оціненими значеннями TSE для класичного підходу позиціонування за оптимальною парою VOR/VOR та різними підходами до прогнозування. При оцінюванні TSE значення $FTE=0.5$ м.м., що відповідає виконанню польоту за RNAV 1 у ручному режимі (за таб. 1.7).

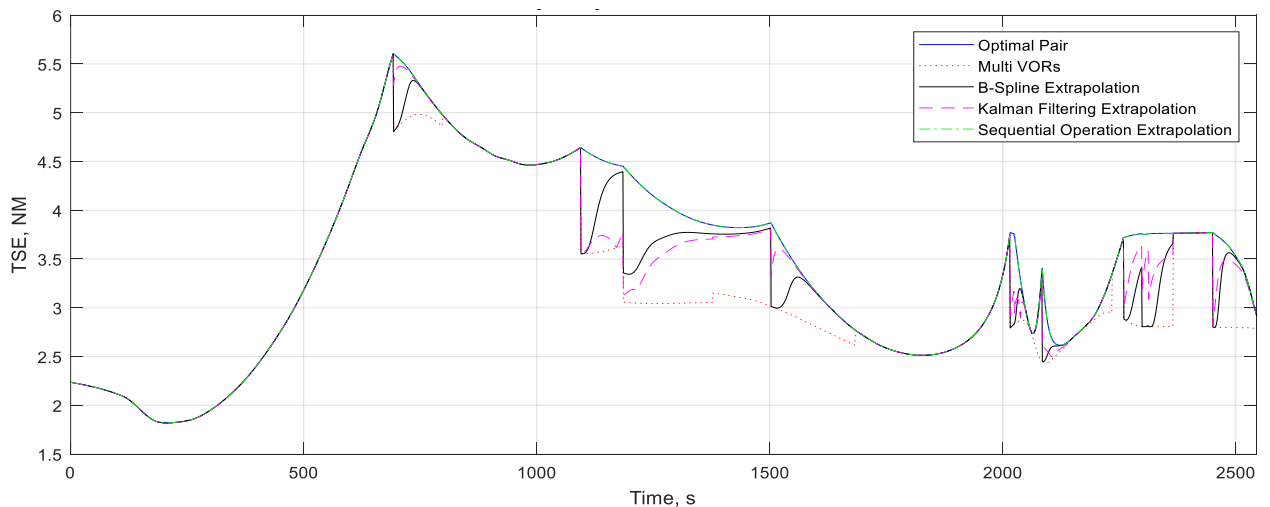


Рис. 5.67. TSE

Під час комп'ютерного моделювання було встановлено, що класичний кутомірний метод позиціонування за оптимальною парою радіомаяків VOR/VOR майже повністю задовільняв вимогам RNAV 5 за точністю позиціонування (95.4% від загального часу польоту).

Запропонований метод позиціонування дозволяє підвищити точність визначення місцеположення літака у порівнянні з традиційним підходом. Проте, застосування підходу можливе лише у випадку наявності достатньої кількості радіомаяків VOR у структурі наземної аеронавігаційної інфраструктури. Обмежена кількість радіомаяків VOR у теперішній конфігурації не дозволяє досягнути характеристик RNAV 1 для маршруту «BRU830», що був обраний для верифікації. Підвищення точності позиціонування є можливим лише за рахунок збільшення кількості кутової інформації у системі навігаційних рівнянь. Проте, збільшення часу прогнозу призводить до збільшення похибки прогнозування, що може повністю компенсувати вигоду від багато кутового підходу. Відповідно, важливим є оцінювання оптимального часу прогнозу, що забезпечуватиме максимальний вигоду у точності в порівнянні з традиційним підходом.

На рис. 5.68 наведено результати оцінювання доступності позиціонування за критерієм часу доступності позиціонування з певною похибкою до загального часу польоту.

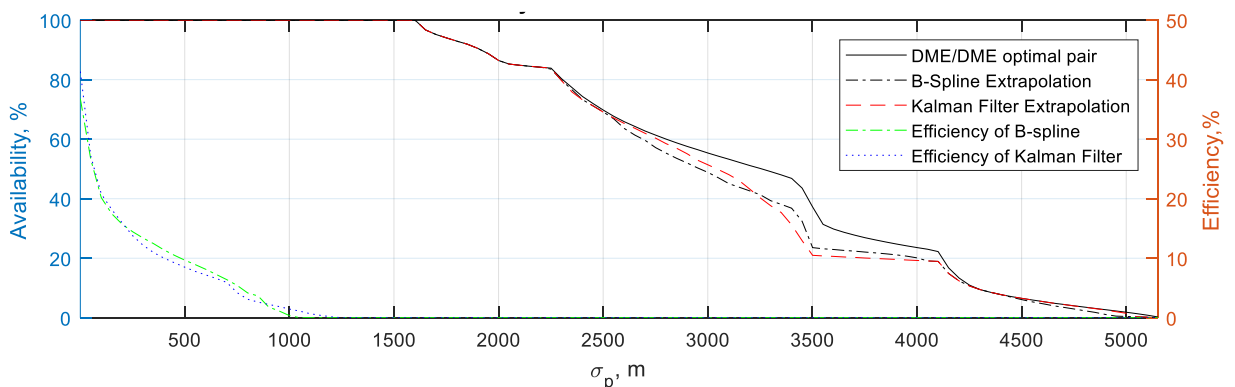


Рис. 5.68. Доступність позиціонування за VOR/VOR

Результати на рис. 5.68 вказують, що під час усього польоту значення σ_p були вищими за 1550м. Значне покращення доступності з використанням

запропонованого методу спостерігалось для значень σ_p від 2500м до 4100м. Ефективність застосування методу позиціонування за сукупністю VOR/VOR для польоту «BRU830» у порівнянні з по парним принципом позиціонування склала близько 500 м на 10% часу польоту.

5.5.3 Позиціонування за розширеним вектором інформативних параметрів від кутомірно-далекомірного обладнання

Для верифікації методу позиціонування за сукупністю сигналів від VOR/DME використано записи траєкторної інформації рейсу «AUI35», що виконувався Міжнародними Авіалініями України з сполученням «Бориспіль» (UKBB) – «Львів» (UKLL) від 10 квітня 2018р. На рис. 5.69 зображено маршрут польоту «AUI33».

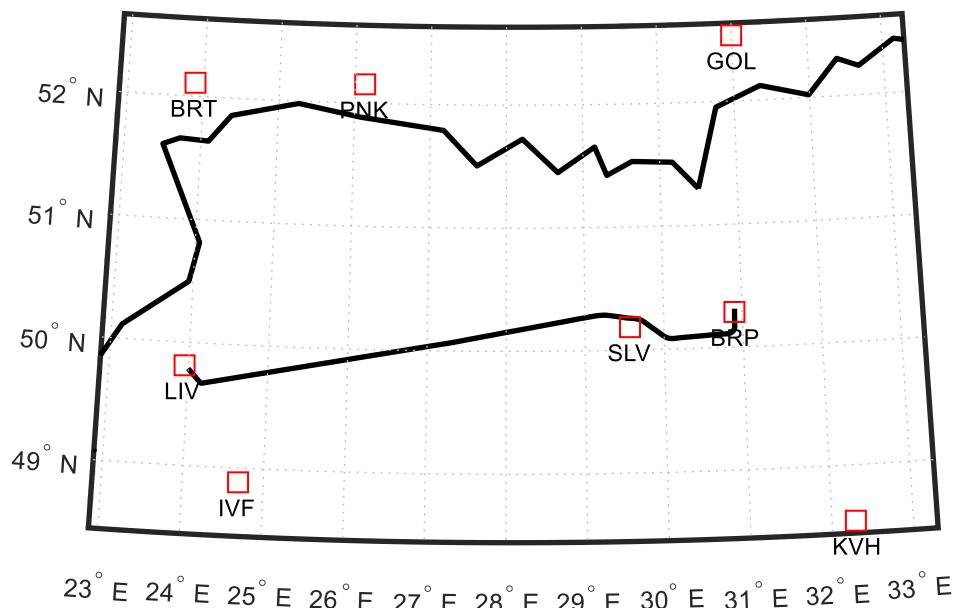


Рис. 5.69. Маршрут польоту «AUI33» та доступні для навігації VOR/DME

За алгоритмом пошуку доступних VOR/DME для кожної точки траєкторії руху виконано оцінювання переліку наземних станцій VOR/DME, сигнали яких можна теоретично прийняти. У алгоритмі математична модель сигналів VOR/DME, основана на їх технічних характеристиках, порівнюється з місцеположенням ЛА. Модель розповсюдження радіохвиль у тропосфері та

вплив рельєфу місцевості теж враховувався при оцінюванні. На рис. 5.70 наведено максимальну кількість VOR/DME, що можливо використати для позиціонування, а на рис. 5.71 представлено кількість VOR/DME, що була задіяна при позиціонуванні. Під час моделювання, вважалося, що на борту ЛА містилися два комплекти обладнання. Вимірювання від інших VOR/DME були отримані шляхом екстраполяції попередніх вимірювань навігаційних параметрів відстані та дальності за лінійною регресією.

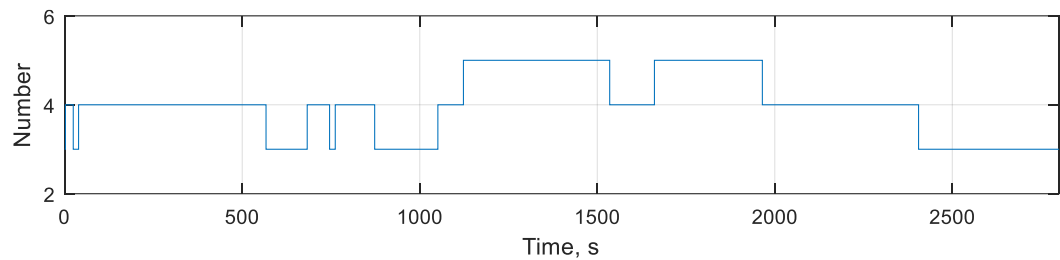


Рис. 5.70. Максимальна кількість доступних VOR/DME

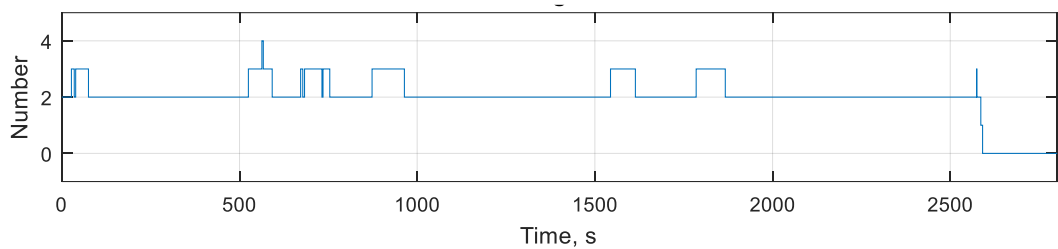


Рис. 5.71. Кількість використаних VOR/DME для позиціонування

Результат оцінювання похибки позиціонування у горизонтальній площині за (3.63), наведено на рис. 5.72. Як видно з отриманих результатів, використання лише однієї пари обладнання VOR/DME призводить до неточних результатів позиціонування, оскільки похибка визначення кутової інформації у 1° має значний деградуєчий вплив. Розширення навігаційної системи рівнянь навіть до двох пар VOR/DME може призводити до значного підвищення точності як це видно на рис. 5.72. Крім того, результати використання методу послідовних наближень для прогнозування навігаційних параметрів на певних часових відліках значно погіршують результати позиціонування, що вказує на низьку точність прогнозу та недоцільність його використання у даному випадку.

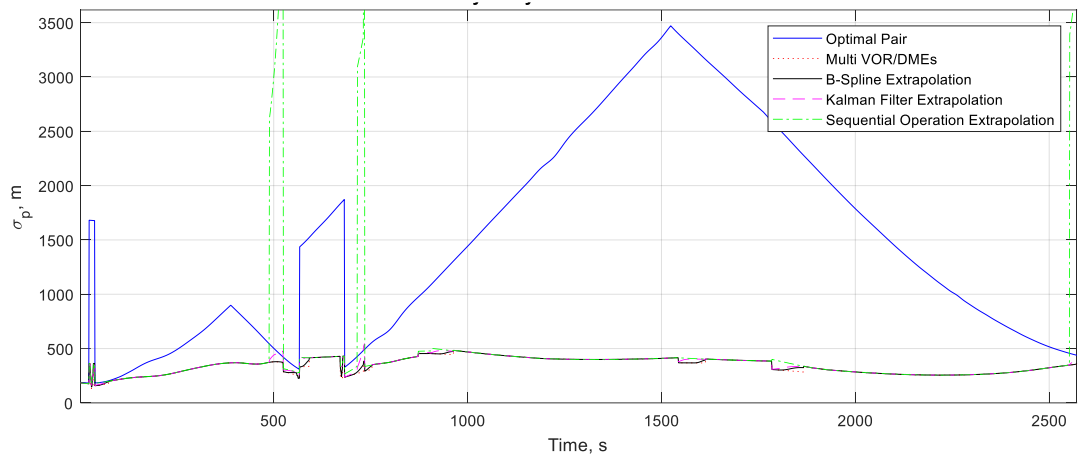


Рис. 5.72. Точність позиціонування за сукупністю VOR/DME для «AUI33»

На рис. 5.72 крапкова лінія вказує на значення σ_p , що можуть бути отримані від використання багатосигнального підходу, а суцільна лінія результати отримані з використанням запропонованого методу позиціонування за сукупністю VOR/DME з прогнозуванням за сплайн функціями.

На рис. 5.73 оціненені значення σ_p використані для оцінювання TSE за (3.64).

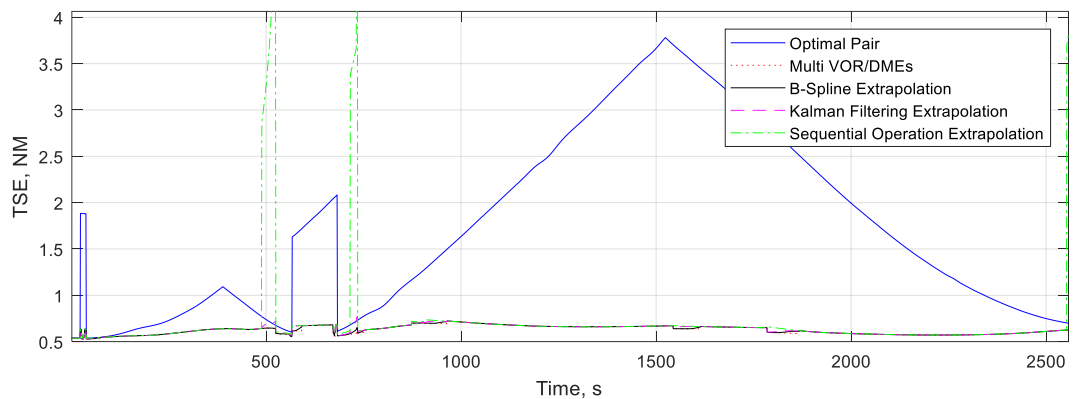


Рис. 5.73. TSE для позиціонування за сукупністю VOR/DME

Як видно з рис. 5.73, покращення точності позиціонування за рахунок використання сукупності VOR/DME, дозволило виконати політ повністю за вимогами RNAV 1 (у порівнянні з оптимальною парою час у межах RNAV 1 становив лише 16.7 хв), покращення забезпечилось на 32 хв польотного часу, що склало 65.74% від усього польотного часу.

На рис. 5.74 наведено результати оцінювання доступності позиціонування за VOR/DME для різної точності. Отримані результати вказують на поступове зниження доступності для значних значень похибок для позиціонування за парою VOR/DME, та на значне підвищення доступності та зниження похибок для позиціонування за сукупністю РНЗ. Результати застосування розробленого методу вказують на ефективність його застосування протягом усього польотного часу.

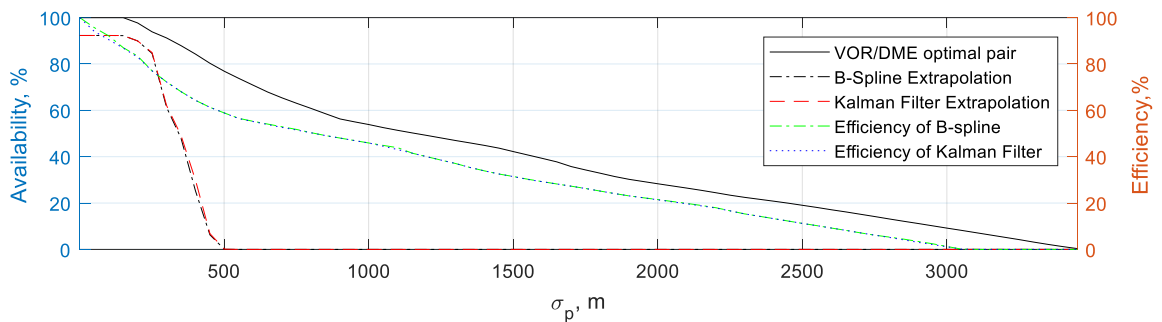


Рис. 5.74. Доступність позиціонування за VOR/DME

5.5.4 Позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків

Верифікацію запропонованого методу позиціонування за інформацією ACAS виконаємо з використанням даних про повітряний рух, зафіксованих наземним приймачем ADS-B сигналів. Декодовані повідомлення зберігалися у окремих матрицях за унікальним ідентифікатором ЛА. Після запису повідомлень про повітряний рух, що склав 30 хв, дані місцеположення користувачів повітряного руху були інтерпольовані на єдиний час вимірювання. У подальшому для моделювання запропонованого методу було використано ітеративний підхід для оцінювання точнісних характеристик на FL 195 для кожної точки можливого місцеположення ЛА у межах досліджуваного повітряного простору. На рис. 5.75 наведено результати оцінювання доступності ЛА для використання їх у якості РНТ. Як видно з рис. 5.75, для наведеного

часового відліку існує можливість одночасного використання до 18 ЛА у навігаційному рівнянні (3.23) при позиціонуванні.

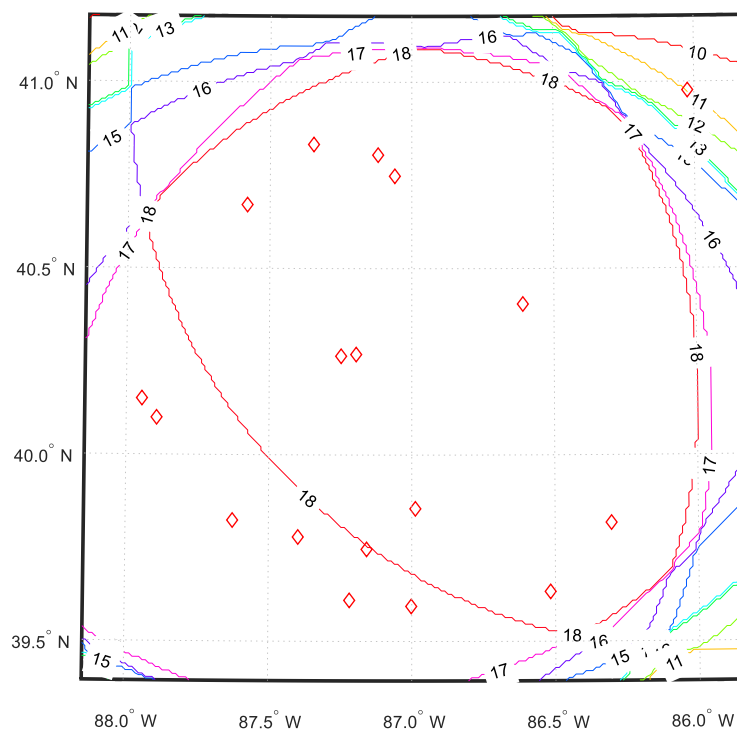


Рис. 5.75. Доступність ADS-B даних для позиціонування

Результати оцінювання HDOP для наведеної геометрії розташування ЛА наведено на рис. 5.76. Відповідно до класифікації [221], значення HDOP відповідають ідеальним показникам.

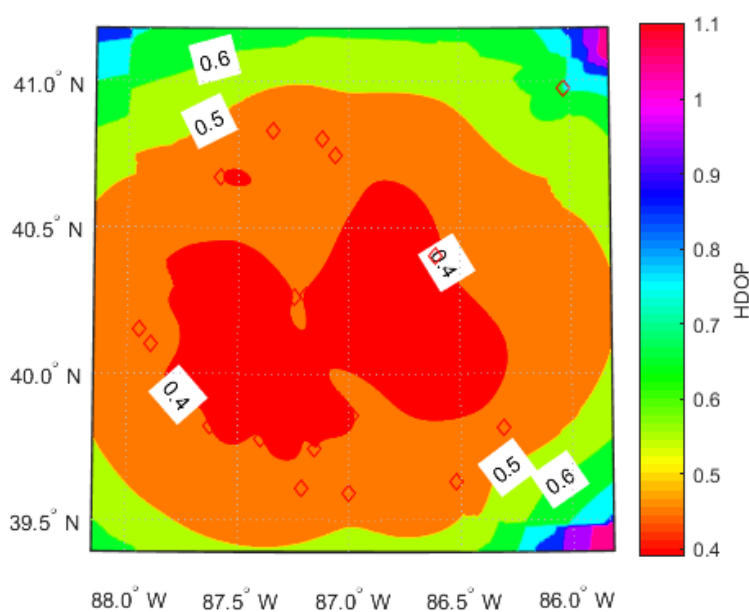


Рис. 5.76. HDOP

Результати оцінювання точності позиціонування за (3.66) представлено на рис. 5.77 з урахуванням (3.65). Для дослідження впливу похибок, пов'язаних з неточно відомим місцеположенням ЛА-РНТ, на рис. 5.78 наведено результати оцінювання точності позиціонування за (3.69). Різниця між оцінками за (3.68) представлена на рис. 5.79.

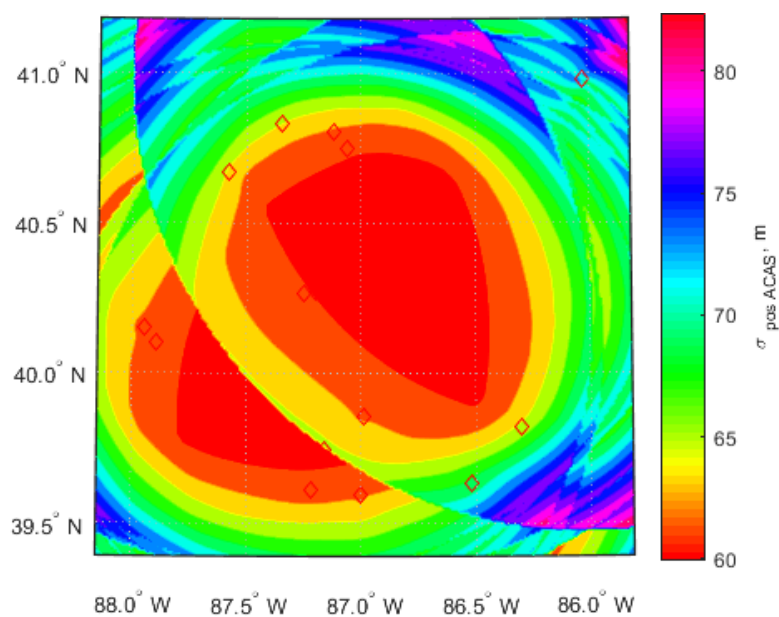


Рис. 5.77. Похибка позиціонування за (3.66)

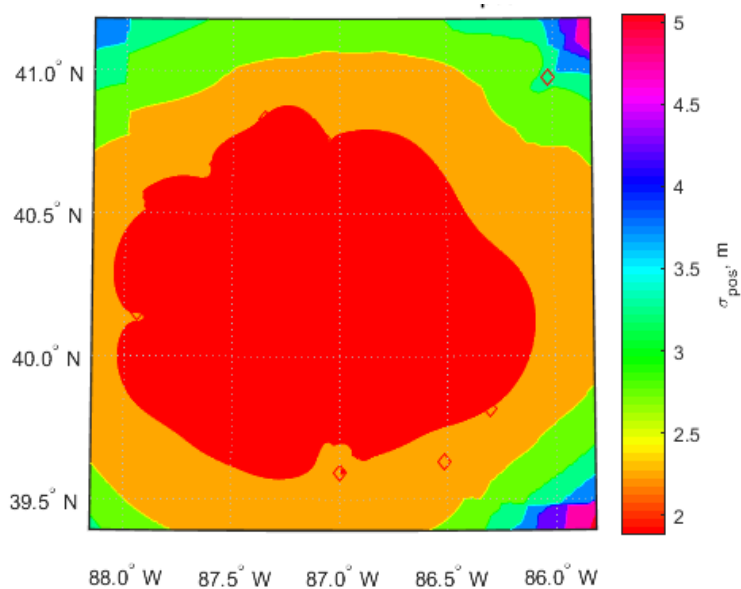


Рис. 5.78. Похибка позиціонування за (3.69)

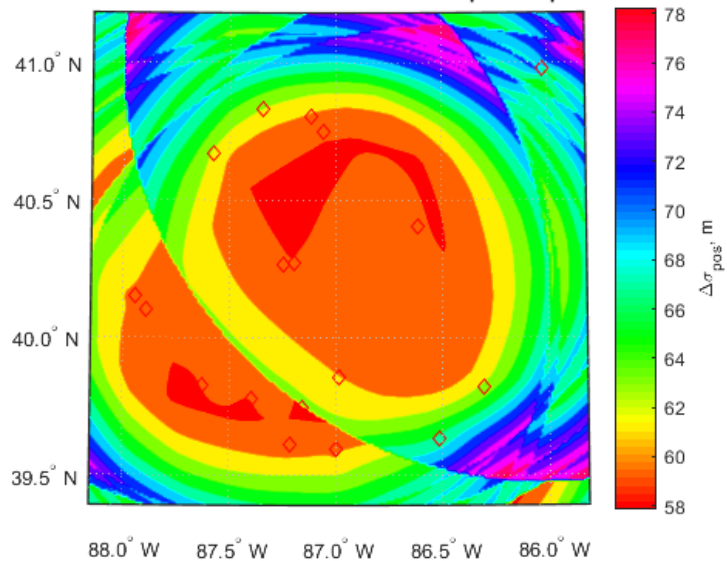


Рис. 5.79. Погіршення точності за рахунок похибок координатної інформації ADS-B

5.5.5 Позичіонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження

Верифікацію запропонованого методу пасивного позиціонування за комбінованою інформацією від DME та інформаційних повідомлень ADS-B виконано з використанням інформації про повітряний рух у межах певного повітряного простору та комп'ютерного моделювання навігаційних сигналів DME. Дані повітряного руху були прийняті та декодовані наземним приймачем повідомлень від літакових відповідачів режиму 1090ES. Експеримент з запису повідомлень ADS-B відбувся 24 квітня 2018 о 16:36 у м. Києві. Кожний з зафіксованих повідомлень містить унікальний ідентифікатор присвоєний ICAO. Під час експерименту ЛА Boeing 737-900ER з унікальним ідентифікатором «5082EF», що експлуатується авіакомпанією «Міжнародні Авіалінії України» був обраний у якості пасивного. Інший ЛА Airbus A320-200 з кодом «4BVC81», що експлуатується авіакомпанією «Onur Air» був обраний у якості активного запиту пари DME. Зафіксовані маршрути руху пасивного та активного ЛА разом з наземною мережею обладнання DME показано на рис. 5.80.

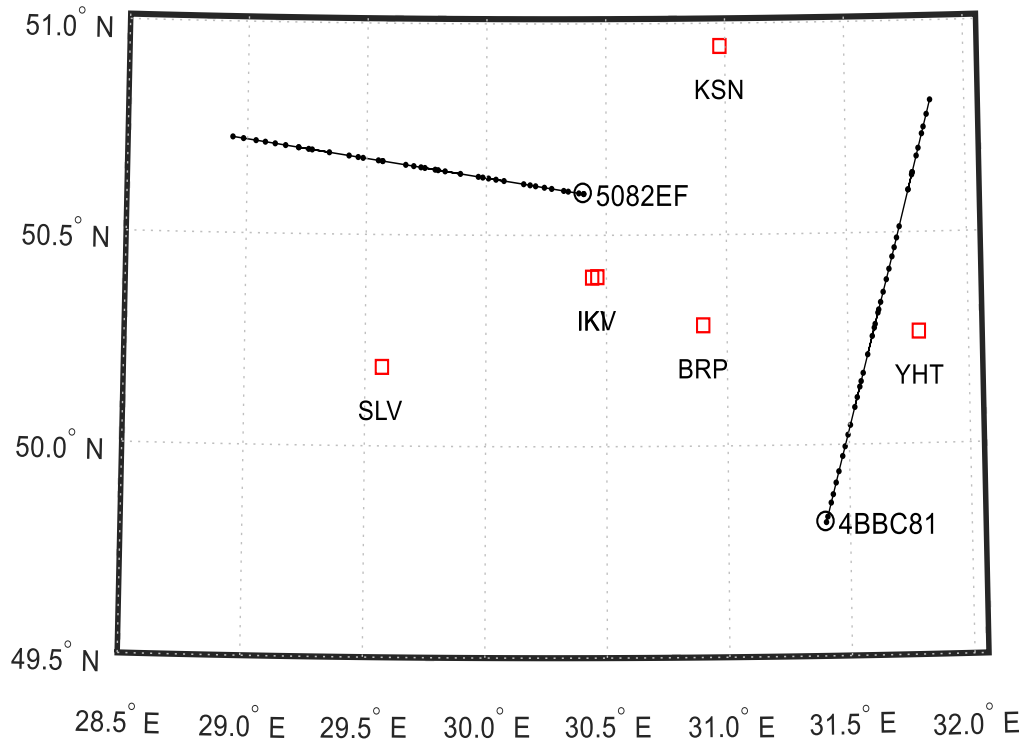


Рис. 5.80. Маршрути руху «508EF» та «4BBC81»

Під час проведення експерименту DME «KSN» та «BRP» були використані у для постійного вимірювання відстаней до ЛА «4BBC81». Відстані між пасивним спостерігачем та парою DME, «4BBC81» наведені на рис. 5.81.

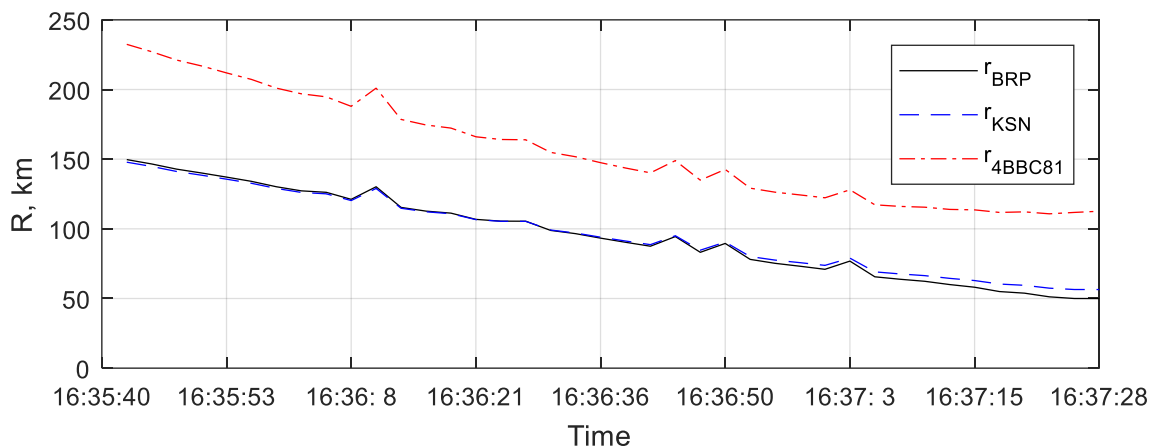


Рис. 5.81 Відстані від «5082EF» до РНЗ та активного ЛА

Визначення координат місцеположення ЛА виконано у локальній NED системі координат, центр якої розміщений у місцеположенні «BRP» DME за рівнянням (3.27). Результати оцінювання похибки визначення координат

місцеположення за (3.74) наведено на рис. 5.82 у порівнянні з точністю позиціонування за оптимальною парою DME/DME.

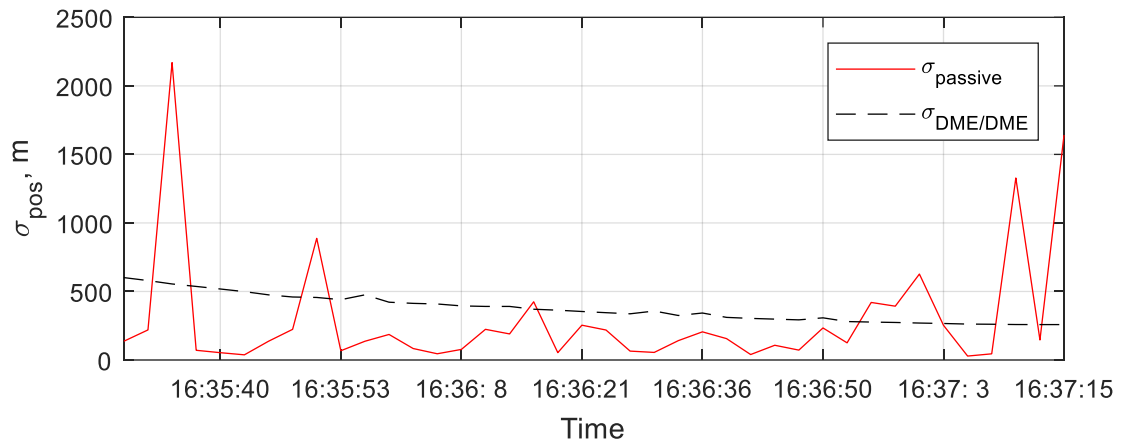


Рис. 5.82. Точність позиціонування пасивного методу позиціонування

Результати комп'ютерного моделювання довели можливість застосування запропонованого методу позиціонування за комбінацією пасивного використання сигналів DME та інформації ADS-B для визначення координат місцеположення ЛА у просторі. Точність визначення координат залежить від взаємної відстані між елементами пасивного спостереження. Основною перевагою запропонованого метода є зниження навантаженості на наземну мережу РНЗ.

5.5.6 Якість позиціонування за сукупністю радіонавігаційних засобів

Якість запропонованих методів позиціонування за сукупністю РНЗ оцінена за критерієм доступності, що відображає момент часу за якого певний рівень точності позиціонування є доступним для використання під час пілотування ЛА. Оцінка якості виконана у порівнянні з класичним принципом альтернативного позиціонування за оптимальною парою РНЗ для різних маршрутів, загальна характеристика яких наведена у табл. 5.7. Результати оцінювання якості для позиціонування за сукупністю DME/DME, VOR/DME та VOR/VOR наведено на рис. 5.83, рис. 5.84, рис. 5.85 відповідно.

Таблиця 5.7

Маршрути ЛА

Рейс	Аеропорт вильоту	Аеропорт призначення	Дата здійснення польоту	Загальний час польоту
AUI25	Бориспіль (UKBB)	Харків, (UKHH)	2017.09.22	42 хв 25 с
AUI33	Бориспіль, (UKBB)	Львів, (UKLL)	2018.04.10	48 хв 45 с
AUI58	Одеса, (UKOO)	Бориспіль, (UKBB)	2017.09.22	46 хв 20 с
BRU830	Київ, (UKKK)	Мінськ, (UMMS)	2017.09.21	42 хв 26 с
MSI202	Київ, (UKKK)	Запоріжжя, (UKDE)	2017.09.21	75 хв 32 с
UDN560	Бориспіль, (UKBB)	Бухарест, (LROP)	2017.10.04	83 хв 17 с

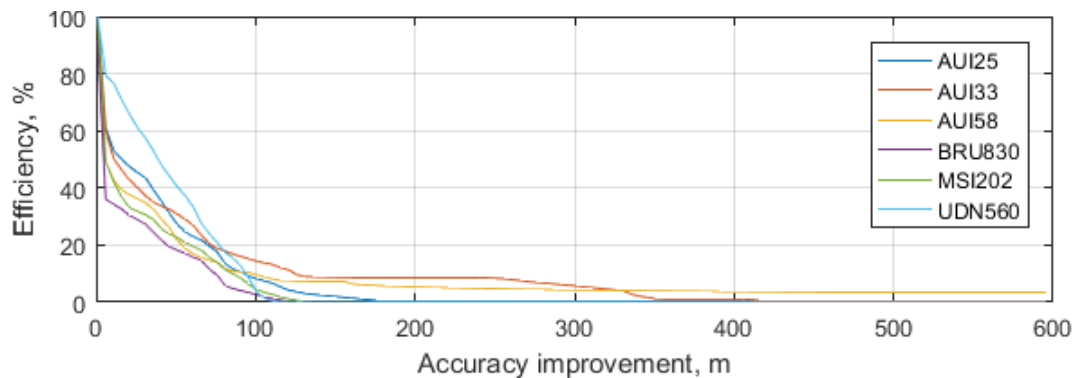


Рис. 5.83. Якість позиціонування за сукупністю DME/DME

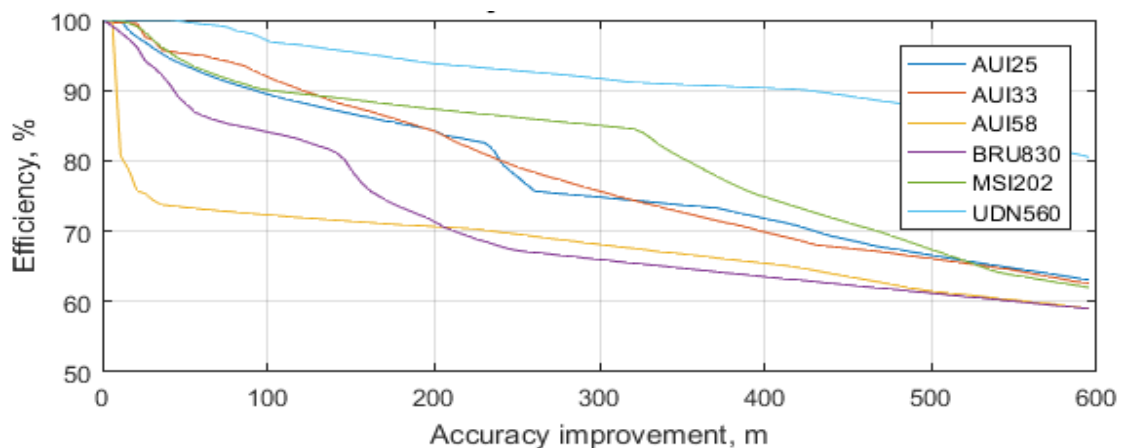


Рис. 5.84. Якість позиціонування за сукупністю VOR/DME

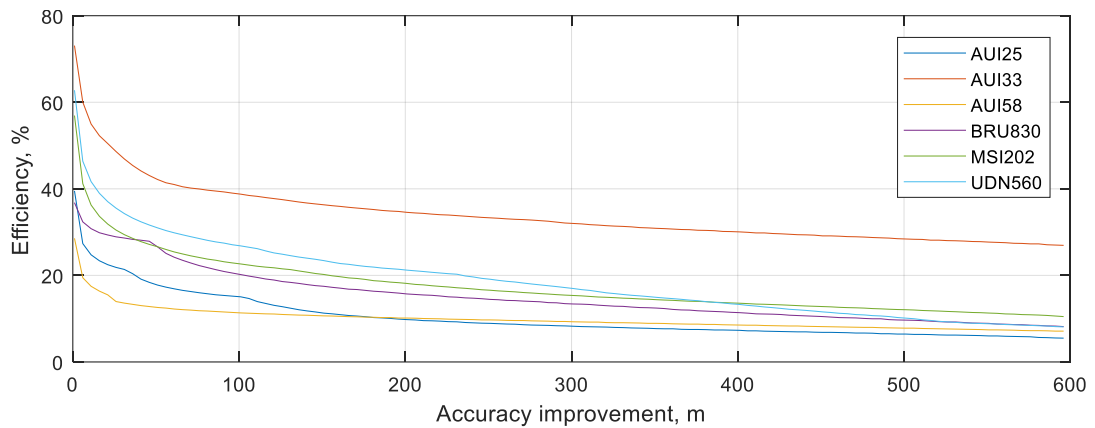


Рис. 5.85. Якість позиціонування за сукупністю VOR/VOR

Точність позиціонування за оптимальною парою DME/DME є набагато більшою у порівнянні з іншими існуючими методами, відповідно отримані низькі значення якості для позиціонування за сукупністю DME/DME є вагомішими, так точність позиціонування підвищилась приблизно на 50 м для 20% польотного часу та на 100 м для 10%. Для позиціонування за сукупністю VOR/VOR підвищення точності на 200 м мало місце від 10% до 35% польотного часу. Найбільш ефективним з запропонованих методів позиціонування є позиціонування за сукупністю VOR/DME, що підтверджується підвищення точності більш як на 500 м для 60% - 85% польотного часу.

Іншим критерієм якості може бути підвищення часу польоту за вимогами RNAV. Так для маршруту «AUI58» підвищення часу польоту за умовами RNAV 1 для DME/DME склало 3.4%, у той час як для VOR/DME – 60,68% від загальному часу польоту. Підвищення часу відповідності різним специфікаціям RNAV відповідно до методу навігації наведені у табл 5.8 у процентному співвідношенні до загального часу польоту.

Результати оцінювання якості розроблених методів вказують на доцільність їх імплементації у FMS, оскільки ґрунтується на використанні інформації класичного підходу. Таким чином, класичний та удосконалений методи можуть співіснувати окремо з використанням однакової вхідної інформації, що забезпечить підвищення точності позиціонування ЛА.

Таблиця 5.8

Якість у підвищені вимог RNAV

	RNAV 1			RNAV 2		RNAV5
	DME/DMEs	VOR/DMEs	VOR/VORs	VOR/DMEs	VOR/VORs	VOR/VORs
AUI25	0.47%	67.23%	0	37.17%	0	4.01%
AUI33	0.58%	65.74%	5.6%	32.68%	5.88%	15.49%
AUI58	3.4%	60.68%	0	23.74%	1.01%	0
BRU830	0	60.17%	0	31.23%	0	0.79%
MSI202	0	71.56%	0	11.72%	0	4.41%
UDN560	0	83.93%	0	28.12%	1.04%	2.27%

5.5.7 Об'єднання координатної інформації

Верифікацію запропонованої моделі поєднання координатної інформації у п.п. 4.2 (стор. 227) виконаємо за допомогою методу комп'ютерного моделювання з використанням записів польотних даних. Дані траєкторії руху ЛА, зафіксовані за допомогою приймача сигналів ADS-B у форматі 1090ES, декодуються та зберігаються у базі даних за кожним ЛА окремо. У якості прикладу, був обраний довільний маршрут польоту міжнародних авіаліній України AUI58 з сполученням Бориспіль (UKBB) – Одеса (UKOO). Зафіксовані дані місцеположення ЛА у форматі широта, довгота, висота містили несинхронізовані по часу вимірювання, що є результатом роботи бортового обладнання та похибок у розпізнаванні. Для зведення до єдиної системи часу виконаємо інтерполяцію даних на певний час. Таким чином, була отримана траєкторія руху ЛА через певні проміжки часу ($t_s=1c$).

Отримані дані траєкторії руху були використані у якості істинної траєкторії для моделювання вимірювань DME та VOR, на основі яких були задіяні алгоритми позиціонування за парами РНЗ. У процесі позиціонування задіявались алгоритми пошуку доступних радіонавігаційних засобів, вибору

оптимальної пари, моделювання вимірювань параметрів від оптимальних засобів, далекомірний та кутомірний метод позиціонування. На рис. 5.86 наведено структурну схему процесу моделювання вимірювань. Об'єднання координатної інформації виконано за Байєсівським підходом (4.3), середньоквадратичне відхилення оцінено за (4.4).

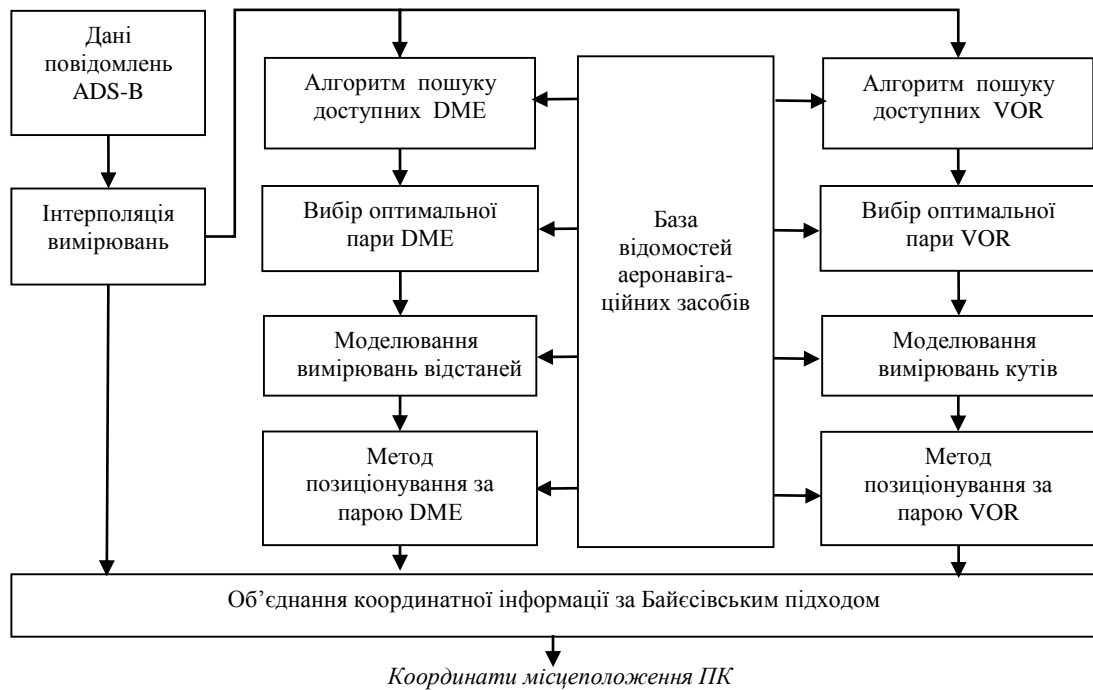


Рис. 5.86. Структурна схема моделювання отримання та об'єднання координатної інформації

Результати об'єднання координатної інформації для перших 303 с проміжку польотного часу наведено на рис. 5.87. Розмах даних GNSS визначається похибкою позиціонування у горизонтальній площині, що протягом досліджуваного часу знаходилась у межах 25 м. Похибки позиціонування за парою DME/DME, VOR/VOR, VOR/DME значно змінюються під час польоту, оскільки залежать від геометрії розташування наземних станцій та відстані до них (рис. 5.88). Похибки позиціонування за VOR/VOR значно перевищують значення для далекомірного методу позиціонування за DME, що пов'язано з малою кількістю доступних VOR для навігації у повітряному просторі України.

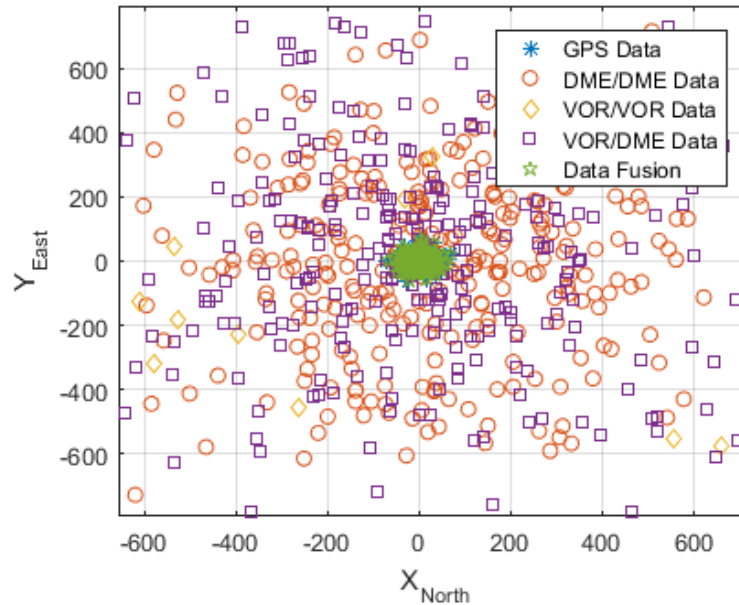


Рис. 5.87. Об'єднання координатної інформації

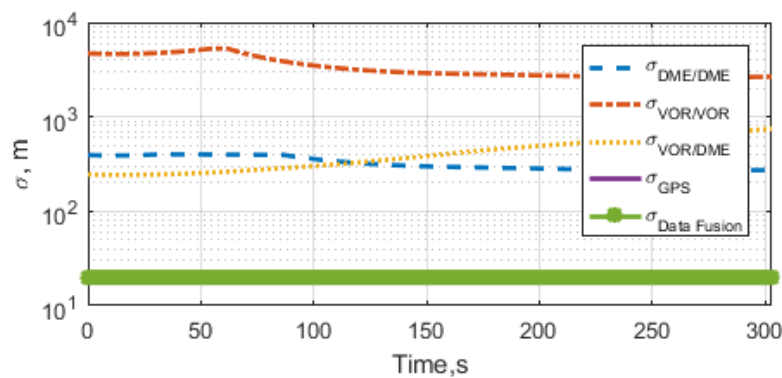


Рис. 5.88. Середньоквадратичні відхилення

З рис. 5.87 видно, що результат поєднання інформації наближається до значень найточнішого датчика, та практично співпадатиме з значеннями GPS для наведеного проміжку польоту. Цікавим є період зміни точності позиціонування, наприклад значного погіршення точності за GPS. У такому випадку, результат об'єднання буде змінюватись і наближатися до точнішого значення параметру.

5.6 Висновки за п'ятим розділом

1. За допомогою математичних моделей похибок позиціонування за парами РНЗ та методу оцінювання доступності РНЗ виконано аналіз стану повітряного простору України до вимог зональної навігації RNAV 1, RNAV 2, RNAV 5

різним методам позиціонування за оптимальними парами DME/DME, VOR/DME та VOR/VOR. Це дозволило уперше оцінити площі зон доступності, точності та відповідності даних методів позиціонування вимогам зональної навігації на певних висотних рівнях: FL 105, FL 195, FL 490 у межах повітряного простору України. Отримані уперше розподіли доступності є важливими узагальнюючими характеристиками якості аеронавігаційних послуг, що надаються у межах повітряного простору України, що дозволить на їх основі виконувати оцінювання безпеки авіаційних перевезень з урахуванням альтернативних методів позиціонування.

2. За допомогою ітеративного комп'ютерного моделювання вперше отримано узагальнюючі результати оцінювання відповідності парних засобів позиціонування вимогам RNAV 1, RNAV 2 та RNAV 5 у вертикальній площині у межах повітряного простору України. Результати показали, що застосування оптимальної пари DME/DME на висотах від FL 190 до FL 450 забезпечує навігацію ЛА відповідно вимогам RNAV 1 на 89.3% повітряного простору України. У той час використання VOR/VOR методу є найбільш неточним та виправданим при виконанні польоту відповідно до вимог RNAV 5. Отримані залежності дозволять оцінити висотний профіль зміни безпеки авіаперевезень у межах визначеного повітряного простору.

3. Уперше отримано оцінені тривимірні контурні моделі простору відповідності вимогам зональної навігації RNAV для кожного з методів позиціонування за парами наземних радіомаяків. Вперше виконано чисельне оцінювання відповідності повітряного простору певним вимогам PBN у відсотковому вигляді, що є новою характеристикою повітряного простору. Отримані результати є важливими для використання на етапі планування траєкторії руху ЛА та дозволяють візуалізувати доступні зони для виконання польоту, що особливо важливо при впровадженні нових концепцій польотів за довільними маршрутами. Крім того, оцінені моделі допоможуть користувачам повітряного простору та ANSP краще зрозуміти зони зі зниженою точністю

позиціонування та розробити стратегії покращення аеронавігаційних послуг за для гарантування необхідного рівня безпеки польотів.

4. Вперше науково досліджено зміни у точності та доступності позиціонування за парами наземних РНЗ у межах повітряного простору України, що стали результатом територіального конфлікту на сході та півдні країни у порівнянні характеристик аеронавігаційної системи 2013р з 2018р. Результати комп'ютерного моделювання дозволили встановити, що для FL 195 площа простору RNAV 1 скоротилася з 95.49% у 2013р. до 83.28% у 2018 для позиціонування за парами DME/DME. Зміни склали 12.21%. Площа повітряного простору, що відповідає вимогам RNAV 2 скоротилася на 11.53%. У той час, зміни у наземній мережі VOR у загальному випадку не позначилась на зміни зон доступності VOR/DME та VOR/VOR методів позиціонування.

5. Виконано оцінювання ризиків втрати альтернативних методів позиціонування ЛА за наземними РНЗ у повітряному просторі України. Досліджено величини ризиків відхилення ЛА за межі визначенні у специфікаціях зональної навігації на основі статистичного аналізу результатів спостереження за повітряним рухом у досліджуваному регіоні. Оцінено ризики викатки ЛА за межі злітно-посадкової смуги для аеропорту LAF оцінені за розробленою моделлю TUGED.

6. Розроблено систему для пасивного моніторингу навантаження на наземну мережу радіонавігаційних засобів. Під час експериментальних досліджень, виконано вимірювання сигналів запиту радіомаяків DME у повітряному просторі України. Оцінено частоту запитів та ефективність по запиту для мережі DME.

7. Розроблено спеціалізоване програмне забезпечення для вибору оптимальної пари РНЗ для різних методів позиціонування DME/DME, VOR/DME, VOR/VOR що використовує тривимірну траєкторію руху ЛА, базу відомостей про РНЗ та DEM для формулювання та розв'язку задачі у термінах лінійного програмування. Результати компютерного моделювання дозволяють

оцінювати характеристики різних методів позиціонування за парами РНЗ. Вперше запропоновано виконувати візуалізацію оптимальних пар РНЗ у вигляді графу з усіма можливими варіантами пар РНЗ, що дозволяє розглядати процес зміни пар РНЗ під час руху ЛА у термінах теорії графів. Розроблене програмне забезпечення застосовано для детального аналізу процесу вибору оптимальної пари на маршруті «BRU830».

8. Вперше проаналізовано розбіжність між моделями оцінювання точності позиціонування у горизонтальній площині за наземними дальномірними радіомаяками. Виконано порівняння результатів оцінювання точності позиціонування за оптимальною парою DME/DME за класичного підходу по формулі (2.8) та за розкладом у ряд Тейлора. Отримані результати комп'ютерного моделювання для повітряного простору України дозволили встановити залежність різниці між методами оцінювання точності у залежності від геометрії взаємного розміщення та відстані до DME, проте середнє значення розбіжності методів за всією територією повітряного простору не перевищувало 37 м, що вказує на незначну величину відхилення і можливість застосування Тейлорового підходу до оцінювання точності у випадку пар РНЗ.

9. Результати комп'ютерного моделювання запропонованих методів позиціонування за сукупністю сигналів від наземних кутомірних та дальномірних радіомаяків з їх прогнозованими значеннями за регресією показали більшу точність у порівнянні з позиціонуванням за оптимальною парою РНЗ для маршрутів «UDN560», «BRU830» та «AUI35». Крім того, результати оцінювання якості запропонованих методів у порівнянні з відповідними парними методами для різних маршрутів у межах повітряного простору довели їх працездатність та показали доцільність їх застосування на досліджуваних маршрутах (табл. 5.7).

10. Верифікація запропонованого методу позиціонування за інформацією ACAS з використанням даних про повітряний рух показала доцільність використання розробленого методу позиціонування у завантаженому

повітряному просторі. Під час експериментального моделювання, з використанням даних про повітряний рух, протягом 30 хв одночасного спостерігалось до 18 ЛА-РНТ, що дозволило отримати точність визначення координат місцеположення ЛА у горизонтальній площині до 60 м, що у порівнянні з позиціонуванням за оптимальною парою РНЗ є набагато точнішим методом.

11. Результати комп'ютерного моделювання довели можливість застосування запропонованого методу позиціонування за комбінацією пасивного використання сигналів DME та інформації ADS-B для визначення координат місцеположення ЛА у просторі. Точність визначення координат залежить від взаємної відстані між елементами пасивного спостереження. Крім того, основною перевагою запропонованого метода є зниження навантаженості на наземну мережу РНЗ.

12. Розроблене програмне забезпечення для поєднання координатної інформації ЛА від багатьох систем за ймовірнісним підходом показало, що результат наближається до значень найточнішого датчика, що доводить правильність обраного результату за критерієм максимальної достовірності та дозволяє за простою математичною залежністю (4.3) отримувати оптимальне рішення з мінімальними апаратними затратами.

Список публікацій здобувача за матеріалами п'ятого розділу

1. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Compatibility analysis of multi signal processing in APNT with current navigation infrastructure. *Telecommunications and Radio Engineering*. Begell, New York, 2018. № 77(3) P. 211–223. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v77.i3.30 (Scopus, Q3)

2. Kuzmenko N. S., Ostroumov I. V. Performance Analysis of Positioning System by Navigational Aids in Three Dimensional Space. 2018 IEEE First International Conference on System Analysis & Intelligent Computing (SAIC) (Kyiv,

8 – 10 October 2018). Kyiv, 2018. P. 101–104. DOI: 10.1109/SAIC.2018.8516790. (Scopus)

3. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Historical Changes in Performance of Positioning by Navigational Aids in Ukrainian Airspace. Ukraine Student, Young Professional and Women in Engineering Congress: UKRSYW of IEEE (Kyiv, 2 – 6 October 2018). Kyiv, 2018. P. 291–294.

ВИСНОВКИ

У науковій роботі вирішено актуальну науково-технічну проблему підвищення точності визначення координат місцеположення ЛА в умовах незапланованої відмови основної системи позиціонування з метою забезпечення виконання сучасних вимог навігації заснованої на характеристиках. Проблема вирішена за рахунок розроблення нових методів визначення координат місцеположення ЛА за сукупністю інформації від далекомірного обладнання, кутомірної інформації та комбінованої інформації від наземних радіомаяків, отриманої з результатів вимірювання пари бортового обладнання та екстрапольованих польотних даних за регресією; пасивного використання навігаційних сигналів у системі вимірювання дальності користувачів повітряного простору; поєднання інформації за концепцією автоматичного залежного спостереження з даними спостереження бортової системи попередження зіткнень літаків у повітрі в умовах дії перспективних концепцій зв'язку та спостереження для підвищення точності та доступності аеронавігаційної інформації в умовах впровадження новітніх концепцій аеронавігації. Підвищення ефективності запропонованих методів досягається шляхом раціоналізації використання наземної мережі радіонавігаційних засобів для покращення характеристик позиціонування у просторі. При цьому отримані такі наукові результати:

1. Запропоновано та обґрунтовано використання прогнозованих значень навігаційних параметрів у процесі позиціонування за сигналами систем зональної навігації. Досліджено різні підходи до формування послідовності вимірювань обмеженої кількості сенсорів бортового обладнання при формуванні навчальної вибірки для прогнозування значень навігаційних параметрів. Проаналізовано переваги та недоліки використання оптимальної сукупності радіонавігаційних засобів та циклічно повторюваного, послідовного вимірювання радіонавігаційних параметрів. Розроблено методи позиціонування літального апарату за сукупністю навігаційної інформації отриманої за результатами безпосередніх вимірювань датчиків літака та прогнозованих за

регресією значень на основі попередніх вимірювань. Зокрема розроблено методи позиціонування за сукупністю інформації від далекомірного обладнання, сукупністю кутової інформації від всенапрямлених радіомаяків, та їх комбінації. Розроблені та досліджені моделі дії похибок позиціонування, що враховують похибки прогнозування.

2. Розроблено та запатентовано метод позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків у повітрі та інформацією про повітряний рух навколо, отриманої за концепцією автоматичного залежного спостереження. Виведені та досліджені математичні залежності для оцінювання впливу неточно-відомих координат літаків-навігаційних точок при використанні їх для позиціонування.

3. Розроблено метод пасивного позиціонування за комбінацією інформаційних сигналів далекомірного обладнання та інформацією бортової системи приймання сигналів спостереження за концепцією автоматичного залежного спостереження, що дозволяє на основі обробки інформаційних повідомлень визначати власне місцеположення у просторі на основі різнісно-далекомірного принципу, без випромінювання електромагнітних хвиль.

4. Удосконалено метод оцінювання доступності радіонавігаційних засобів, що враховує індивідуальні особливості наземного обладнання, вплив тропосфери, рельєфу місцевості і штучних споруд на поширення сигналів радіонавігаційних засобів, що дозволяє більш точно визначати зону дії наземних радіонавігаційних засобів у повітряному просторі.

5. Одержано математичні моделі ймовірнісного класифікатора для контролю за витримуванням навігаційних характеристик з гарантуванням розпізнавання відповідності специфікаційним вимогам зональної навігації з максимальною ймовірністю. Розроблено модель класифікатора стану динамічної системи відповідно до норм зональної навігації за повздовжнім та боковим відхиленням літака від запланованої траєкторії руху та за компонентами-напрямами.

6. Математично сформульовано оптимізаційну задачу вибору оптимальної пари радіонавігаційних засобів, розв'язок якої запропоновано виконувати у термінах цілочисленного лінійного програмування, за парами кутомірних, далекомірних та кутомірно-далекомірних радіонавігаційних засобів.

7. Розроблено метод оцінювання характеристик поля навігаційних сигналів сформованих наземними РНЗ у тривимірному просторі, що дозволяє оцінювати тривимірну модель просторових зон відповідності специфікаційним вимогам зональної навігації для задач планування повітряного руху.

Запропоновані в дисертаційній роботі методи та моделі використанні в Державному підприємстві обслуговування повітряного руху України Міністерства інфраструктури України, Товаристві з обмеженою відповідальністю «Вертолітний тренувальний центр», Науково-навчальному центрі «Аерокосмічний центр» та у навчальному процесі Національного Авіаційного Університету, що підтверджено актами впровадження.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. AC 00-31A U.S. National Aviation Standard for the Very High Frequency Omnidirectional Radio Range (VOR) / Distance Measuring Equipment (DME) / Tactical Air Navigation (TACAN) Systems. FAA, 1982. 67 p.
2. AC 20-165 U.S. Airworthiness approval of ADS-B Out System. FAA, 2010. 113 p.
3. AC 90-100A U.S. Terminal and En Route Area Navigation (RNAV) Operations. FAA, 2007. 273 p.
4. ACAS Guide Airborne Collision Avoidance. EUROCONTROL, 2017. 92 p.
5. Accident Statistics. The integrated Safety Trend Analysis and Reporting System (iSTARS). Safety. ICAO, 2018. Доступно за посиланням: <https://www.icao.int/safety/iStars/Pages/Accident-Statistics.aspx>
6. Aeronautical Information Publication (AIP) of Russia. State Civil Aviation Authority of Russia, 2017.
7. Aeronautical Information Publication (AIP) of Ukraine. Ukrainian State Air Traffic Services Enterprise, 2017.
8. Airborne Collision Avoidance System (ACAS) Manual: Doc 9863. ICAO, 2006. 203 p.
9. Akaike H. Information Theory and an Extension of the Maximum Likelihood Principle. International Symposium on Information Theory. Budapest (1973). P. 267–281.
10. Ali A. M., Asgari S., Collier T. C., Allen M., Girod L., Hudson R. E., Yao K., Taylor C. E., Blumstein D. T. An empirical study of collaborative acoustic source localization. *Journal of Signal Processing Systems*. 2009. № 57(3). P. 415–436.
11. Altini M., Brunelli D., Farella E., Benini L. Bluetooth Indoor Localization with Multiple Neural Networks. Proceedings of the International Symposium on Wireless Pervasive Computing. (Modena, Italy, 5-7 May 2010). Modena. P. 295–300.

12. Annual Review of General Aviation Accident Data 2005 / National Transportation Safety Board. Publication Type NTSB/ARG-09/01. Washington, DC, 2009. 66 p.
13. ARINC 424-20. Navigation Systems Database. ARINC, 2011. 124 p.
14. Aviation Benefits report 2017. IHLG. 2017. 68 p.
15. Aviation Safety Reporting System. Database Online. NASA. [Электронный ресурс]. URL : <https://asrs.arc.nasa.gov/search/database.html>
16. Ayebo A., Kozubowski T. J. An asymmetric generalization of Gaussian and Laplace laws. *Journal of Probability and Statistical Science*. 2003. Vol.1(2). P.187–210.
17. Bancroft S. An algebraic solution of the GPS equations. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 1985. № 1. P. 56–59.
18. Bates D. M., Watts D. G. Nonlinear Regression Analysis and its Applications. New York: Wiley, 1988. 102 p.
19. Battista G., Kumar R., Osechas O., Belabbas B. New APNT ranging signals as an opportunity for rationalizing ground infrastructure. IEEE Integrated Communications, Navigation, Surveillance Conference (ICNS) (April, 2018,). USA, 2018. P. 4D1-1–4D11.
20. Becker K., Muller A., Hurrass K. Test and flight evaluation of precision distance measuring equipment. *Airport Forum*. 1986. Vol. 16. № 5. P. 376–383.
21. Bekir E. Introduction to modern navigation systems. World scientific publishing Co., 2007. 255 p.
22. Belabbas B., Felux M., Meurer M., Schneckenburger N., Schnell M. LDACS1 for an Alternate Positioning Navigation and Time Service. *GNSS Signals : Proceedings (Toulouse, 8–9 December 2011)*. 2011. P. 1–6.
23. Berz G. E., Bredemeyer J. Qualifying DME for RNAV use. 15th International Flight Inspection Symposium (Oklahoma city, 2008). 2008. P. 1–9.

24. Berz G. Guideline for P-RNAV Infrastructure Assessment. EUROCONTROL, 2008. 35 p.
25. Blanco-Delgado N., Nunes F.D., Seco-Granados G. Relation between GDOP and the geometry of the satellite constellation. Localization and GNSS (ICL-GNSS, International Conference on 2011 Jun 29). IEEE, 2011. P. 175–180.
26. Bryson A. E., Bobick J. C. Improved navigation by combining VOR/DME information and air data. *Journal of Aircraft*. 1972. № 9(6). P. 420–426.
27. Cai G., Chen B. M., Lee T. H. Unmanned rotorcraft systems. Springer Science & Business Media, 2011. 270 p.
28. Campos R. S., Lovisolo L. RF Positioning: Fundamentals, Applications, and Tools. Artech House, 2015. 339 p.
29. Cannon M. J., Hollaar L. A. Alternative approach to multisensor navigation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1980. № 3(5). P. 398–404.
30. Castanedo F. A review of data fusion techniques. *The Scientific World Journal*. 2013. 19p. DOI: <http://dx.doi.org/10.1155/2013/704504>
31. Catovic A., Sahinoglu Z. The Cramer-Rao bounds of hybrid TOA/RSS and TDOA/RSS location estimation schemes. *IEEE Communications Letters*. 2004. № 8(10). P. 626–628.
32. Chen C. S. Artificial neural network for location estimation in wireless communication systems. *Sensors*. 2012. № 12(3). P. 2798–2817.
33. Chen T. Y., Chiu C. C., Tu T. C. Mixing and combining with AOA and TOA for the enhanced accuracy of mobile location. 5th European personal mobile communications conference (22 – 25 April 2003) IEE, 2003. P. 276–280.
34. Chen Y. H., Lo S., Enge P., Jan S. S. Evaluation & Comparison of Ranging Using Universal Access Transceiver (UAT) and 1090 MHz Mode S Extended Squitter (Mode S ES). Position, Location and Navigation Symposium (PLANS-2014). IEEE/ION, 2014. P. 915–925.

35. Claudepierre L., Douvenot R., Chabory A., Morlaas C. A method for computing the VOR multipath error-comparisons with in-flight measurements. *Antennas and Propagation: EuCAP, 10th European Conference*. IEEE, 2016. P. 1–5.
36. Cochran M. V. The characteristics and potential of VOR/DME area coverage capability. *IEEE Transactions on Aerospace and Navigational Electronics*. 1965. № 12(1). P. 83–89.
37. Concept of operation for NextGen Alternative Positioning, Navigation and Timint (APNT). FAA, 2012. 208 p.
38. Cong L., Zhuang W. Hybrid TDOA/AOA mobile user location for wideband CDMA cellular systems. *IEEE Transactions on Wireless Communications*. 2002. № 1(3). P. 439–447.
39. Crespillo O. G., Grosch A., Nossek E., Osechas O., Belabbas B., Meurer M. Integrated Inertial Navigation System with multiple APNT ranges: Expected performance and considerations. *Integrated Communications Navigation and Surveillance (ICNS)*. IEEE, 2016. P. 3B3-1–3B3-11.
40. Czyżycki R. Using GED (Generalized Error Distribution) for modeling distribution of the rates of return. 2013. P. 1530-1535.
41. Dautermann T., Mollwitz V., Többen H. H., Altenscheidt M., Bürgers S., Bleeker O., Bock-Janning S. Design, implementation and flight testing of advanced RNP to SBAS LPV approaches in Germany. *Aerospace Science and Technology*. 2015. № 47. P. 280–290.
42. dB Systems Inc. Офіційний веб сайт компанії. [Електронний ресурс]. URL : <http://www.dbsant.com>
43. De Angelis M., Fantacci R., Menci S., Rinaldi C. Analysis of Air Traffic Control Systems Interference Impact On Galileo Aeronautics Receivers. Proceedings of the 2005 National Technical Meeting of The Institute of Navigation. San Diego, CA, 2005. P. 346–357.

44. De Boor C. A practical guide to splines. Number 27 in Applied Mathematical Sciences. New York, Springer, 1978. 325 p.
45. Deng P., Fan P. Z. An AOA assisted TOA positioning system. Communication Technology Proceedings (WCC-ICCT 2000. International Conference). IEEE, 2000. Vol. 2. P. 1501–1504.
46. Ding G., Tan Z., Zhang L., Zhang Z., Zhang J. Hybrid TOA/AOA cooperative localization in non-line-of-sight environments. Vehicular Technology Conference (75th VTC Spring 2012). IEEE, 2012. P. 1–5.
47. Dirk T., Singh T. Optimal design of alpha-beta-gamma filters. American Control Conference, 2000. Proceedings of the 2000, vol. 6, P. 4348–4352.
48. DME ground beacon. Distance measuring equipment. DME 415/435. Technical manual. Thales, 2004. 486 p.
49. DO-189. Minimum Operational Performance Standards for Airborne Distance Measuring Equipment (DME) Operating Within the Radio Frequency Range of 960-1215 Megahertz : Manual. RTCA, 1985. 308 p.
50. Drane C., Macnaughtan M., Scott C. Positioning GSM telephones. *IEEE Communications magazine*. 1998. № 36(4). P. 46–54.
51. Durrant-Whyte H., Bailey T. Simultaneous Localization and Mapping: Part 1 *IEEE Robotics & Automation Magazine*. 2006. P. 99–108.
52. Eldredge L., Enge P., Harrison M., Kenagy R., Lo S., Loh R., Lilly R., Narins M., Niles R. Alternative Positioning, Navigation & Timing (PNT) Study. International Civil Aviation Organisation Navigation Systems Panel (NSP). Working Group Meetings. Montreal, Canada, 2010. 19 p.
53. Enge P. Satellite navigation: Present and future. *URSI Radio Science Bulletin*. 2012. № 85(2). P. 5–9.
54. Epple U., Hofftmann F., Schmell M. Modeling DME interference impact on LDACS1. Integrated Communications Navigation and Surveillance (ICNS) Conference (24–26 April 2012) P. G7-1– G7-13.

55. Erhui W. A probability-based terrain-aided navigation approach and its relative terrain navigability analysis. *Industrial Technology: ICIT'96, Proceedings of The IEEE International Conference*. IEEE, 1996. P. 781–785.
56. European guidance material on managing building restricted areas. Tech. Rep. EUR DOC 015. ICAO, 2015. 15 p.
57. Evennou F., Marx F. Advanced integration of WiFi and inertial navigation systems for indoor mobile positioning. *Eurasip journal on applied signal processing*. 2006, P.164–164.
58. FAA-E-2996. Performance specification distance measuring equipment (DME). FAA, 2008. 80 p.
59. Federal NOTAM System. FAA. [Электронный ресурс]. URL : <https://notams.aim.faa.gov>
60. Fontan F. P., Marote D., Mayo A., Sanmartin B., Castro A., Navarro J. J. Assessing multipath induced errors in VOR systems using ray-tracing techniques in combination with detailed terrain databases. *International Flight Inspection Symposium (14th IFIS. 14th International Flight Inspection Symposium, June 2006)*. 2006. P. 91–96.
61. Frattasi S., Della Rosa F. *Mobile positioning and tracking: from conventional to cooperative techniques*. John Wiley & Sons, 2017. 396 p.
62. Giller G. L. A Generalized Error Distribution. *Guiller Investments Research Note: 20031222*. 2005. vol.1. P.1–7.
63. *Global Air Navigation Plan. 2016 – 2030. Capacity and efficiency*. ICAO, 2016. 142 p.
64. *Global Navigation Satellite System (GNSS) Manual. Doc 9849*. ICAO, 2012. 68 p.
65. *Global Positioning system: Theory and applications. Volume 1*. Edited by W. Bradford, James Parkinson, Jr. Spilker. Washington : American institute of aeronautics and astronautics inc., 1996. 794 p.

66. Gonzalez I., Lozano L., Gomez J., Tayebi A., Etayo I., Catedra M. Analysis of the scattering field of wind turbine using rigorous and asymptotic techniques. Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP). 2010. P. 1–4.
67. Grewal M. S., Weill L. R., Andrews A. P. Global positioning systems, inertial navigation, and integration. John Wiley & Sons, 2007. 554 p.
68. Guan S., Sun P. B. The Research & Modeling of Area Navigation System Simulation. *Advanced Materials Research*. Trans Tech Publications, 2012. Vol. 503. P. 1569–1574.
69. Gustafsson F., Gunnarsson F. Mobile positioning using wireless networks: possibilities and fundamental limitations based on available wireless network measurements. *IEEE Signal processing magazine*. 2005. № 22(4). P. 41–53.
70. Han S., Gong Z., Meng W., Li C., Gu X. Future Alternative Positioning, Navigation, and Timing Techniques: A Survey. *IEEE Wireless Communications*. 2016. № 23(6). P. 154–160.
71. Hastie T. J., Tibshirani R. J. Generalized Additive Models. New York: Chapman and Hall, 1990. 352 p.
72. Held L., Sabanes Bove D. Applied Statistical Inference. Likelihood and Bayes. Springer, 2014. 381 p.
73. Helfrick A. Question: Alternate position, navigation timing, APNT? Answer: ELORAN. Digital Avionics Systems Conference : 33rd DASC 2014, IEEE/AIAA. IEEE, 2014. P. 3C3-1–3C3-9.
74. Helfrick A. The centennial of avionics: Our 100-year trek to performance-based navigation. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*. 2015. № 30(9). P. 36–45.
75. Herndon A., Cramer M., Miller S., Rodriguez L. Analysis of advanced flight management systems (FMSS), Flight management computer (FMC) field observations trials: Performance based navigation to X landing system (PBN to xLS). Digital

Avionics Systems Conference (DASC): 2014 IEEE/AIAA 33rd. IEEE, 2014. P. 2D2-1–2D2-19.

76. Hightower J., Borriello G. Location systems for ubiquitous computing. *IEEE Computer*, 2001. P. 57–66.

77. Hirasawa K. Effects of finite wire scatterers in the field of VOR. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 1982. Vol. 5. P. 668–674.

78. Hirasawa K. VOR bearing errors due to scattering from conducting bodies. *Electromagnetic compatibility*. 1984. Vol. I8AC5. P. 688–692.

79. Hofmann-Wellenhof B., Legat K., Wieser M. Navigation: principles of positioning and guidance. Springer Science & Business Media, 2011. 448 p.

80. Hormann R., Agathos A. The point in polygon problem for arbitrary polygons. *Comput. Geom. Theory Appl.* Elsevier Science Publishers, 2001. Vol. 20. № 3. P. 131–144.

81. Huang J. Y., Wang P., Wan Q., Chiang L. P., Choo F. H. Dilution of precision for mobile location in Non-Line-of-Sight environments. Wireless Internet Conference (WICON) (March, 2010). IEEE 2010. P. 1–8.

82. International Standards and Recommended Practieces. Aeronautical Telecommunications. Radio navigation aids: Annex 10 to the convention on International Civil Aviation. Vol. 1. ICAO, 2006. 303 p.

83. International Standards and Recommended Practieces. Aeronautical Telecommunications. Survailance and collision avoidance system: Annex 10 to the convention on International Civil Aviation. Vol. 4. ICAO, 2007. 288 p.

84. Jain V. K., Tapaswi S., Shukla A. Distributed growing radial basis function neural networks for location estimation in indoor wireless networks. Wireless Communications Networking and Mobile Computing (WiCOM 2010 6th International Conference). IEEE, 2010. P. 1–6.

85. Jalloul T., Ajib W., Yeste-Ojeda O. A., Landry R., Thibeault C. DME/DME navigation using a single low-cost SDR and sequential operation. Digital Avionics Systems Conference : 33rd DASC 2014 IEEE/AIAA. IEEE, 2014. P. 3C2-1–3C2-9.
86. Jeong T., Njonjo A. W., Pan B. F. A study on the performance comparison of three optimal Alpha-Beta-Gamma filters and Alpha-Beta-Gamma-Eta filter for a high dynamic target. TransNav: International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation, vol. 11, issue 1, March 2017, P. 55–61.
87. Jiang L., Yan L., Xia Y., Guo Q., Fu M., Lu K. Asynchronous Multirate Multisensor Data Fusion over Unreliable Measurements with Correlated Noise. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2017. P. 2427–2437.
88. Jiang L., Yan L., Xia Y., Guo Q., Fu M., Xiao B. Event-triggered multisensor data fusion with correlated noise. Information Fusion : Fusion 2017 20th International Conference on IEEE. IEEE, 2017. P. 1–8.
89. Karimi H. A. Advanced location-based technologies and services. CRC Press, 2013. 317 p.
90. Kastelein M., Haag M. Preliminary analysis of ADS-B performance for use in ACAS systems. Digital Avionics Systems Conference (DASC). IEEE/AIAA, 2014. P. 7D3-1–7D3-10.
91. Kathryn K., Shepley J. An analysis of automation for monitoring area navigation (RNAV) and required navigation performance (RNP) terminal operations. 27th Digital Avionics Systems Conference (DASC) (October 2008). IEEE/AIAA, 2008. P. 2A2-1–2A2-12.
92. Kawamura K., Tanaka T. Study on the improvement of measurement accuracy in GPS. SICE-ICASE. International Joint Conference. (October, 2006). IEEE 2006. P. 1372–1375.
93. Kezuka A. Raytracing analysis of DME ranging error variation due to atmospheric change. Antennas and propagation (ISAP): International symposium. IEEE, 2017. P. 1–2.

94. Khan M. W., Salman N., Kemp A. H. Cooperative positioning using angle of arrival and time of arrival. *Sensor Signal Processing for Defence (SSPD)*. IEEE, 2014. P. 1–5.
95. Khan M. W., Salman N., Kemp A. H. Enhanced Hybrid positioning in wireless networks I: AoA-ToA. *International Conference on Telecommunications and Multimedia (TEMU)*, IEEE, 2014. P. 86–91.
96. Kharchenko V., Kukush A., Kuzmenko N., Ostroumov I. Probabilistic approach to object detection and recognition for videostream processing. *Proceedings of the National Aviation University*. NAU, 2017. Vol. 71. № 2. P. 8–14. DOI: 10.18372/2306-1472.71.11741
97. Kharchenko V., Kukush A., Kuzmenko N., Ostroumov I. Probability density estimation for object recognition in Unmanned Aerial Vehicle application. *Actual problems of unmanned aerial vehicles development : APUAVD-2017 5th International Conference (Kyiv, 18 – 20 October 2017)*. Kyiv, 2017. P. 233–236. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308818. (Scopus)
98. Kharchenko V., Kuzmenko N. Unmanned aerial vehicle flight data processing by spline approach. *Proceedings of the National Aviation University*. NAU, 2015. № 1. P. 21–25.
99. Kharchenko V., Kuzmenko N., Kukush A., Ostroumov I. Multi-parametric data recovery for unmanned aerial vehicle navigation system. *Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC 4th International Conference October 18-20)*. Kyiv, 2016. P. 295–299. DOI: 10.1109/MSNMC.2016.7783165. (Scopus)
100. Kim E. Alternative DME/N pulse shape for APNT. *Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. IEEE/AIAA, 2013. P. 4D2-1–4D2-10.
101. Kim E. Benefit analysis of a GA-based DME/N pulse on PBN. *Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS)*. IEEE, 2017. P. 4B1-1–4B1-7.

102. Kim E. Hybrid APNT architecture using DME/DME and multilateration. Digital Avionics Systems Conference (DASC). IEEE/AIAA, 2012. P. 71–83.
103. Kim E. Investigation of APNT optimized DME/DME network using current state-of-the-art DMEs: Ground station network, accuracy, and capacity. Position Location and Navigation Symposium (PLANS). IEEE/ION, 2012. P. 146–157.
104. Kim E., Cho H. High accuracy SFOL DME/N pulse and its recommended implementation in South Korea for alternative aircraft navigation. Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), 2018 IEEE/ION (April, 2018). P. 1039–1041.
105. Kim O. J., Kim C., Junesol S., Ho Y., Kim D., Kee C., Taikjin L. A New Concept of APNT: MOSAIC/DME 3D-Positioning with a Single DME. *Proceedings of ION ITM*. 2012. P. 142–150.
106. Kim O. J., Kim C., Song J., Kim Y., Kee C. The study of error sources for MOSAIC/DME system: A single station based positioning system for APNT. Position, Location and Navigation Symposium (PLANS 2014). IEEE/ION, 2014. P. 855–863.
107. Kim O., Kim C., Song J., Lee T., Park B., Kee C. A Single Distance Measuring Equipment (DME) Station-Based Positioning System for Alternative Position Navigation and Timing (APNT). *Navigation*. 2015. № 62(4). P. 313–327.
108. Klungmontri C., Nilkhamhang I. Acoustic underwater positioning system using fast fourier transform and trilateration algorithm. Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology : ECTI-CON 14th International Conference. IEEE, 2017. P. 521–524.
109. Kuz'menko N. S., Ostroumov I. V. Weather Web Service. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies : The Fourth World Congress. Kyiv: NAU, 2010. Vo. 1. P. 329–338.
110. Kuz'menko N. S., Ostroumov I. V. Information management in air traffic. Problems of navigation and Air traffic management : International Scientific-Practical Conference of Researches and Students (Kyiv, 23 – 24 November 2010). Kyiv, 2010. P. 33.

111. Kuzmenko N. S., Kharchenko V. P., Ostroumov I. V. An investigation of Aggregate Channel Features object detector for UAS application. *Proceedings of the National Aviation University*. 2019. № 78(1). P. 14-21 DOI: 10.18372/2306-1472.1.13651.
112. Kuzmenko N. S., Kharchenko V. P., Ostroumov I. V. Identification of Unmanned Aerial Vehicle flight situation. Actual problems of unmanned aerial vehicles development : APUAVD-2017 5th International Conference IEEE, (Kyiv, 18-20 October 2017). Kyiv, 2017. P. 116–120. DOI: 10.1109/APUAVD.2017.8308789. (Scopus)
113. Kuzmenko N. S., Ostroumov I. V. Performance Analysis of Positioning System by Navigational Aids in Three Dimensional Space. 2018 IEEE First International Conference on System Analysis & Intelligent Computing (SAIC) (Kyiv, 8 – 10 October 2018). Kyiv, 2018. P. 101–104. DOI: 10.1109/SAIC.2018.8516790. (Scopus)
114. Kuzmenko N. S., Ostroumov I. V., Marais K. 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 (Kyiv, 16 – 18 October 2018). Kyiv, 2018. P. 36–40. DOI: 10.1109/MSNMC.2018.8576276 (Scopus)
115. Kuzmenko N. S., Ostroumov I. V., Kharchenko V. P. Improving the Accuracy of Aircraft Positioning by Navigational Aids Using Kalman Filter. Signal Processing Symposium: SPSympo-2019, International Conference of IEEE. 2019. P. 109-114. DOI: 10.1109/SPS.2019.8882072. (Scopus)
116. Li J., Wu R., Hao Y., Wang X., Wang Y., Zhao A. DME interference suppression algorithm based on signal separation estimation theory for civil aviation system. *EURASIP Journal on Wireless Communications and Networking*. 2016. № 1. P. 247–255.

117. Li K. Enhanced Distance Measuring Equipment Carrier Phase / Doctoral dissertation, Ohio University. Ohio, 2014. 209 p.
118. Li S., Ni Y., Cai N. Optimal strategy of dme beacon distribution for dme/dme area navigation. *Signal Processing : ICSP 11th International Conference*. IEEE, 2012. Vol. 3. P. 2036–2039.
119. Li W., Liu P. 3D AOA/TDOA emitter location by integrated passive radar/GPS/INS systems. *VLSI Design and Video Technology : Proceedings of 2005 IEEE International Workshop*. IEEE, 2005. P. 121–124.
120. Liggins M. E., Hall D. L., Llinas J. *Handbook of multisensor data fusion: theory and practice*. CRC press, 2017. 872 p. ISBN 978-1-4200-5308-1
121. Lilley R.W., Erikson R. DME/DME for Alternate Position, Navigation, and Timing (APNT). APNT White Paper. 2012. 10 p.
122. Lim H., Kung L. C., Hou J. C., Luo H. Zero-configuration, robust indoor localization. *Theory and experimentation*. 2005. P. 1-13.
123. Liu H., Darabi H., Banerjee P., Liu J. Survey of Wireless Indoor Positioning Techniques and Systems. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*. Part C (Applications and Reviews). 2007. №37(6). P.1067–1080.
124. Lo S. C., Enge P. Assessing the capability of distance measuring equipment (DME) to support future air traffic capacity. *Navigation*. 2012. № 59(4). P. 249–261.
125. Lo S., Chen Y. H., Barrows A., Perkins A., Reid T., Enge P., Jan S. S. Using Traffic Information Services Broadcast (TIS-B) Signals for Aviation Navigation. Position, Location and Navigation Symposium (PLANS). IEEE/ION, 2016. P. 779–788.
126. Lo S., Chen Y. H., Enge P., Peterson B., Erikson R., Lilley R. Distance measuring equipment accuracy performance today and for future alternative position navigation and timing (APNT). *Proceedings of the 26th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2013)*. Nashville, TN, 2013. P. 711–721.

127. Lo S., Chen Y. H., Segal B., Peterson B., Enge P., Erikson R., Lilley R. Containing a difficult target: Techniques for mitigating DME multipath to Alternative Position Navigation and Timing (APNT). ION ITM, San Diego, CA, USA, 2014. P. 413–423.
128. Lo S., Enge P. Signal structure study for passive ranging system using existing distance measuring equipment (DME). Proceedings of the Institute of Navigation International Technical Meeting. Newport Beach, CA. 2012. 11 p.
129. Lo S., Enge P., Niles F., Loh R., Eldredge L., Narins M. Preliminary assessment of alternative navigation means for civil aviation. Proceedings of the ION ITM (January 2010). ION, 2010. P. 314–322.
130. Lo S., Peterson B., Akos D., Narins M., Loh R., Enge P. Alternative Position Navigation & Timing (APNT) Based on Existing DME and UAT Ground Signals. Proceedings of the Institute of Navigation GNSS Conference. Portland, OR, 2011. P. 1–9.
131. Lubbers B., Mildner S., Onincx P., Scheele A. A study on the accuracy of GPS positioning during jamming. Navigation World Congress : IAIN International Association of Institutes. IEEE, 2015. P. 1–6.
132. Lv X., Liu K., Hu P. Geometry influence on GDOP in TOA and AOA positioning systems. Networks Security Wireless Communications and Trusted Computing : NSWCTC 2010 Second International Conference. IEEE, 2010. Vol. 2. P. 58–61.
133. Mafi M., Azizi H., Alborz H. Y. A new Model of Free Global Positioning System using Triple DME. *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*. 2017. Vol. 4. Is. 8. P. 1815–1819.
134. Mailaender L. Comparing geo-location bounds for TOA, TDOA, and round-trip TOA. IEEE International Symposium on Personal, Indoor and Mobile Radio Communications. Athens, 2007. P. 1–5.

135. Manolakis D. E., Dounis A. I. Advances in aircraft-height estimation using distance-measuring equipment. *IEE Proceedings-Radar, Sonar and Navigation*. 1996. № 143(1). P.47–52.
136. Matsuda T., Maki T., Sato Y., Sakamaki T. Accurate and efficient survey of the seafloor by multiple AUVs using alternating landmark navigation – Sea experiments using three AUVs. OCEANS. IEEE, Aberdeen, 2017. P. 1–10.
137. Melkumyan V. G., Maliutenko T. L., Ostroumov I. O. Models of consideration of degradation and regenerative processes during the service technological systems design. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2015. Vol. 62. № 1. P. 30–35. DOI: 10.18372/2306-1472.62.7767.
138. Melkumyan V. G., Ostroumov I. O., Maliutenko T. L. Problem formalization of polyergatic transport technological systems design. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2014. Vol. 61. № 4. P. 21–27. DOI: 10.18372/2306-1472.61.7582
139. Minimum Operational Performance Standards for Airborne Supplemental Navigation Equipment Using Global Positioning System(GPS). RTCA/DO-208. RTCA, inc., 1993. 24 p.
140. Mironyuk O. O., Nychak M. V., Zaporozhets V. I., Ostroumov I. V. Tablet location tracking by inertial sensors. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics : III National Scientific Conference (Kyiv, 23 – 24 October 2014). Kyiv, 2014. P. 13.
141. Moir I., Seabridge A. Civil avionics systems. John Wiley & Sons, 2006. 396 p.
142. Mori R. Identifying the ratio of aircraft applying SLOP by statistical modeling of lateral deviation. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2011. Vol. 54, № 183, P. 30–36.
143. Morlaas C., Chabory A., Souny B. Propagation model for estimating VOR bearing error in the presence of windturbines – hybridation of parabolic equation with

physical optics. Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP). 2010. P. 1–5.

144. Muhammad J., Hussain A., Ahmed W. M. New neural network based mobile location estimation in urban propagation models. Multi Topic Conference : INMIC 2003 7th International. IEEE, 2003. P. 146–150.

145. Musumeci L., Samson J., Dovic F. Experimental assessment of distance measuring equipment and tactical air navigation interference on GPS L5 and Galileo E5a frequency bands. Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing : NAVITEC, 2012 6th ESA Workshop. IEEE, 2012. P. 1–8.

146. Nagaoka S. A model for estimating the lateral overlap probability of aircraft with RNP alerting capability in parallel RNAV routes. ICAS Secretariat - 26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences 2008, ICAS 2008, 1, P. 3590–3597.

147. Narins M. A holistic approach to the provision of resilient and secure communications, navigation, and surveillance for the 21st century national airspace system through-improved L-band utilization. Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS). IEEE, 2017. P. 1–46.

148. Narins M., Eldredge L., Enge P., Harrison M., Kenagy R., Lo S. Alternative Position, Navigation, and Timing – The Need for Robust Radionavigation. Global Navigation Satellite Systems: Report of a Joint Workshop of the National Academy of Engineering and the Chinese Academy of Engineering. The National Academies Press, 2012. P. 119–136.

149. Narins M., Enge P., Lo S., Chen Y. H., Harrison M. The Need for Robust and Resilient Position, Navigation, and Timing for the US National Airspace System. ENCGNSS. ION, 2015. P. 1–10.

150. Ng T., Zhang H. Towards global network positioning. Workshop on Internet Measurement : Proceedings of the 1st ACM SIGCOMM. ACM, 2001. P. 25-29.

151. Nguyen A. Q., Amrhar A., Landry R. In-flight performance of a multi-mode software defined radio architecture for universal avionic radios. IEEE Integrated Communications, Navigation, Surveillance Conference (ICNS) (April, 2018). P. 4B4-1–4B4-17.
152. Nguyen A. Q., Kisomi A. A., Landry R. New architecture of Direct RF Sampling for avionic systems applied to VOR and ILS. Radar Conference (RadarConf). IEEE, 2017. P. 1622–1627.
153. Niculescu D., Nath B. Ad hoc positioning system (APS) using AOA. Twenty-Second Annual Joint Conference of the IEEE Computer and Communications. IEEE Societies (INFOCOM 2003). IEEE, 2003. Vol. 3. P. 1734–1743.
154. Nychak M. V., Ostroumov I. V. Mobile device data fixing systems analysis. Polit. Challenges of science today : XIV International Scientific and Practical Conference of Young Researchers (Kyiv, 2–3 April 2014). K., 2014. P. 34.
155. Nychak M. V., Zaporozhets V. I., Ostroumov I. V. Real time sensors data processing. Polit. Challenges of science today : XIV International Scientific and Practical Conference of Young Researchers (Kyiv, 2–3 April 2014). K., 2014. P. 35.
156. Odunaiya S., Quinet D. Calculations and analysis of signal processing by various navigation receivers architectures: The 23rd Digital Avionics Systems Conference. 2004. Vol. 1. P. 1.D.1-11–1.D.1-13.
157. Ostroumov I. Passive positioning method using distance measuring equipment and automatic dependent surveillance-broadcast data. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2018. № 2(75). P. 19–25. DOI: 10.18372/2306-1472.75.13113.
158. Ostroumov I. V. Analysis of DME/DME positioning facility for Ukrainian airspace. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Seventh World Congress. Kyiv: NAU, 2016. Vol. 2. P. 3.6.1–3.6.4.
159. Ostroumov I. V. eLearning development. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2016. № 1. P. 85–90. DOI: 10.18372/2306-1472.66.9938.

160. Ostroumov I. V. Error of positioning by DME/DME and VOR/DME pairs. *Systems of control, navigation and communication*. 2018. №1(47). P. 12–16. DOI: 10.26906/SUNZ.2018.1.012.
161. Ostroumov I. V. Estimation of user location by data from different sources. *Polit. Challenges of science today: XIV International Scientific and Practical Conference of Young Researchers and Students (Kyiv, 6 – 8 April 2016)*. K., 2016. P. 85.
162. Ostroumov I. V. Features of position detection by distance measurement equipment. *Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: III National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 23 – 24 October 2014)*. Kyiv, 2014. P. 15.
163. Ostroumov I. V. Monitoring of general aviation flights by ADS-B. *Polit. Challenges of science today: XI International Scientific and Practical Conference of Young Researchers and Students (Kyiv, 6 – 8 April 2011)*. K., 2011. P. 57.
164. Ostroumov I. V. Monitoring of private aviation flying. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Fourth World Congress*. Kyiv: NAU, 2010. Vol. 1. P. 329–338.
165. Ostroumov I. V. Nav aids facility for aircraft positioning. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Sixth World Congress*. Kyiv: NAU, 2014. Vol. 2. P. 3.2.1–3.2.5.
166. Ostroumov I. V. Position detection by angular method in air navigation. *Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies : The Fifth World Congress*. Kiev: NAU, 2012. Vol. 2. P. 3.2.51–3.2.53.
167. Ostroumov I. V. Positioning by VOR signals in Ukraine region. *Problems of CNS/ATM development and ATM: International Scientific-Metodical Conference of Researches (Kyiv, 28 – 30 November, 2012)*. K., 2012. P. 74.
168. Ostroumov I. V. Reducing of GPS positioning error by real time ionosphere activity monitoring. *Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: IV*

National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 28 – 29 October 2015). Kyiv, 2015. P. 4.

169. Ostroumov I. V. Timing problem of multi DME/DME approach. Aviation in the XXI-st century – Safety in Aviation and Space Technologies: The Seventh World Congress. Kyiv: NAU, 2016. Vol. 2. P. 3.6.5–3.6.7.

170. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. An area navigation (RNAV) system performance monitoring and alerting. 2018 IEEE First International Conference on System Analysis & Intelligent Computing (SAIC) (Kyiv, 8 – 10 October 2018). Kyiv, 2018. P. 211–214. DOI: 10.1109/SAIC.2018.8516750. (Scopus)

171. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Historical Changes in Performance of Positioning by Navigational Aids in Ukrainian Airspace. Ukraine Student, Young Professional and Women in Engineering Congress: UKRSYW of IEEE (Kyiv, 2 – 6 October 2018). Kyiv, 2018. P. 291–294.

172. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S., Marais K. Optimal Pair of Navigational Aids Selection. Methods and Systems of Navigation and Motion Control: MSNMC 2018 5th International Conference of IEEE (Kyiv, 16 – 18 October 2018). Kyiv, 2018. P. 32–35. DOI: 10.1109/MSNMC.2018.8576293 (Scopus)

173. Ostroumov I. V., Hanzha T. S. Synthetic vision system in general aviation. Problems of navigation and traffic control: Ukrainian scientific and practical conference of young scientists and students (Kyiv, 28 – 29 November 2012). K., 2012. P. 27.

174. Ostroumov I. V., Kuz'menko N. S. ADS-B tracking in Ukrainian airspace. Problems of CNS/ATM development: International Scientific-Metodical Conference of Researches (Kyiv, 21 – 23 November 2011). K., 2011. P. 70.

175. Ostroumov I. V., Kuz'menko N. S. Application for aircraft tracking. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2011. Vol. 48. № 3. P. 43–48. DOI: 10.18372/2306-1472.48.44

176. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Accuracy assessment of aircraft positioning by multiple Radio Navigational aids. *Telecommunications and Radio Engineering*. Begell, New York, 2018. № 77(8) P. 705–715. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v77.i8.40 (Scopus, Q3)
177. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Accuracy estimation of alternative positioning in navigation. *Methods and Systems of Navigation and Motion Control: MSNMC 2016 4th International Conference of IEEE* (Kyiv, 18 – 20 October 2016). Kyiv, 2016. P. 291–294. DOI: 10.1109/MSNMC.2016.7783164. (Scopus)
178. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Accuracy improvement of VOR/VOR navigation with angle extrapolation by linear regression. *Telecommunications and Radio Engineering*. Begell, New York, 2019. № 78(15) P. 1399–1412. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v78.i15.90 (Scopus)
179. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Applications of Artificial Intelligence in Flight Management Systems. In T. Shmelova, Y. Sikirda, & A. Sterenharz (Eds.), *Handbook of Research on Artificial Intelligence Applications in the Aviation and Aerospace Industries*, Hershey, PA: IGI Global. doi:10.4018/978-1-7998-1415-3.ch007, 2019. P.180-192. ISBN: 978-179-981-415-3.
180. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Classroom support service in learning process. *Smart-education: sources and prospects: International Scientific and Methodical Conference* (Kyiv, 17 – 18 October 2014). K., 2014. P. 21–23.
181. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Compatibility analysis of multi signal processing in APNT with current navigation infrastructure. *Telecommunications and Radio Engineering*. Begell, New York, 2018. № 77(3) P. 211–223. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v77.i3.30 (Scopus, Q3)
182. Ostroumov I. V., Kuzmenko N. S. Risk Analysis of Positioning by Navigational Aids. *Signal Processing Symposium: SPSympo-2019, International Conference of IEEE*. 2019. P. 92-95. DOI: 10.1109/SPS.2019.8882003. (Scopus)

183. Ostroumov I. V., Mironyuk O. O., Nychak M. V. Interpolation of magnetic field characteristics by spline functions. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: IV National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 28 – 29 October 2015). Kyiv, 2015. P. 5.
184. Ostroumov I. V., Mironyuk O. O., Nychak M. V. Local magnetic field data processing. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2015. Vol. 62. № 1. P. 23–28. DOI: 10.18372/2306-1472.62.7761
185. Ostroumov I. V., Kharchenko V. P., Kuzmenko N. S. Optimization task of navigational aids ground network. *Proceedings of the National Aviation University*. Kyiv, 2018. № 3(76). P. 16–22. DOI: 10.18372/2306-1472.76.13150.
186. Ostroumov I.V., Kharchenko V.P., Kuzmenko N.S. An airspace analysis according to area navigation requirements. *Aviation*. 2019. № 23(2). P. 36-42 DOI: 10.3846/aviation.2019.10302 (Scopus, Q3).
187. Ostroumov I.V., Protsenko E., Rudenko M. Application of pocket device sensors for moving object positioning in air space. *Proceedings of the National Aviation University*. 2019. № 79(2). P. 12-18 DOI: 10.18372/2306-1472.79.13826.
188. Owusu R. K. Particle filtering and information fusion of innovative location and tracking device targeting GPS hostile environments. Applied Sciences on Biomedical and Communication Technologies. ISABEL'08. First International Symposium on IEEE (Oct 25, 2008). P. 1–7.
189. Pahlavan K., Li X., Makela J. P. Indoor geolocation science and technology. *IEEE Communications Magazine*. 2002. № 40(2). P. 112–118.
190. Panicker M., Mitha T., Oak K., Deshpande A. M., Ganguly C. Multisensor data fusion for an autonomous ground vehicle. *Advances in Signal Processing*. IEEE, 2017. P. 507–512.
191. Performance-Based Navigation. Navigation strategy. FAA, 2016. 37 p.
192. Performance-Based Navigation (PBN) Manual. Doc 9613. ICAO, 2008. 304 p.

193. Procedures for air navigation services. Air Traffic Management. Doc. 4444. ICAO, 2016. 464 p.
194. Procedures for Air Navigation Services. Aircraft Operation. Construction of Visual and Instrumental Flight Procedures. Doc. 8168. Vol. 2. ICAO, 2006. 701 p.
195. Protsenko E., Rudenko M., Ostroumov I.V. Unmanned Aerial Vehicle Positioning by data from Pocket Device Sensors . Actual problems of unmanned aerial vehicles development: APUAVD-2019 6th International Conference of IEEE. 2019. P. 161-164. DOI: 10.1109/APUAVD47061.2019.8943882. (Scopus)
196. Rice J. Bandwidth choice for nonparametric regression. *The Annals of Statistics*. 1984. Vol. 12. P. 1215–1230.
197. Roadmap for the integration of civil Remotely-Piloted Aircraft Systems into the European Aviation System. Final report from the European RPAS Steering Group. 2013. 16 p.
198. Rong P., Sichitiu M. L. Angle of arrival localization for wireless sensor networks. *Sensor and Ad Hoc Communications and Networks : 3rd Annual IEEE Communications Society SECON'06*. IEEE, 2006. Vol. 1. P. 374–382.
199. Ruhnnow W. B., Goemaat M. L. VOR/DME Automated station Selection Algoritm. *Navigation: Journal of the Institute of Navigation*. 1982. Vol. 29. № 4. P. 289–299.
200. Safety report 2017. 54th Edition. International Air Transport Association. Montreal-Geneva, 2018. 248 p.
201. Safety Report 2017. International Civil Aviation Organization. Montreal, Canada, 2017. 28 p.
202. Sairo H., Akopian D., Takala J. Weighted dilution of precision as quality measure in satellite positioning. *IEE Proceedings-Radar, Sonar and Navigation*. 2003. № 150(6). P. 430–436.

203. Sajatovic M., Haindl B., Ehammer M., Gräupl Th., Schnell M., Epple U., Brandes S. LDACS1 System Definition Proposal: Deliverable D2. Eurocontrol Study Report. Edition 1.0. Eurocontrol, 2009. 176 p.
204. Schmidt G. T. Navigation sensors and systems in GNSS degraded and denied environments. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2015. Vol. 28. P. 1–10.
205. Schneckenburger N., Elwischger B., Belabbas B., Shutin D., Circiu M. S., Suess M., Schnell M., Furthner J., Meurer M. Navigation performance using the aeronautical communication system LDACS1 by flight trials. European Navigation Conference (April 2013). 2013. P. 1–9.
206. Schneckenburger N., Shutin D., Schnell M. Precise aeronautical ground based navigation using LDACS1. Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS) (24–26 April 2012). IEEE, 2012. P. B1-1–B1-10.
207. Schwarz G. Estimating the Dimension of a Model. *The Annals of Statistics*. 1978. vol.6. P. 461–464.
208. Sengupta D. L. Theory of Scalloping Amplitude Errors in Standard VOR Bearing Indications. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. IEEE, 1975. Vol. AES-1 1. N. 1. P. 86–93.
209. SESAR. European ATM Master plan. The roadmap for sustainable air traffic management. Second Edition. Eurocontrol, 2012. 100p.
210. Shareef A., Zhu Y., Musavi M. Localization Using Neural Networks in Wireless Sensor Networks. Proceedings of the International Conference on MOBILE Wireless MiddleWARE, Operating Systems, and Applications (London, UK, 22–24 June, 2007). London, 2007. P. 1–7.
211. Shimin F., Murray-Smith R. Fusing Kinect sensor and inertial sensors with multi-rate Kalman filter. 2014. 192 p. DOI: 10.1049/cp.2014.0527, ISBN: 978-1-84919-863-9.
212. Shin B. J., Lee K. W., Choi S. H., Kim J. Y., Lee W. J., Kim H. S. Indoor WiFi positioning system for Android-based smartphone. Information and

Communication Technology Convergence (ICTC): International Conference. IEEE, 2010. P. 319–320.

213. Shin D., Sung T. Analysis of Positioning Errors in Radionavigation Systems. IEEE Intelligent Transportation Systems Conference Proceedings (Oakland, August 25-29, 2001). USA, 2001. P. 156–159.

214. Shulimov O. S., Ostroumov I. V. Analysis of DME/DME positioning capabilities for borispil airspace region. Problems and prospects of Aeronautics and Astronautics: II National Scientific Conference of young scientists and students (Kyiv, 23 – 24 October, 2013). Kyiv, 2013. P. 21.

215. Shutin D., Schneckenburger N., Walter M., Schnell M. LDACS1 ranging performance – an analysis of flight measurement results. Digital Avionics Systems Conference (DASC). IEEE/AIAA, 2013. P. 3C6-1–3C6-10.

216. Solomina N. O., Ostroumov I. V. Positioning methods for GSM networks. Polit modern problems of science: X International Scientific-Practical Conference of Researches and Students (Kyiv, 7–9 April, 2010). K., 2010. P. 53.

217. Solomina N. O., Ostroumov I. V. TCAS modeling software for support education process. AVIA-2011: The Tenth International Conference of Science and Technology (Kyiv, 19–21 April 2011). K.:NAU, 2011. Vol. 2. P. 7.16–7.19.

218. Solomina N. O., Ostroumov I. V. Modeling of navigational parameters measuring. Modern problems of airspace technology and systems (Zutomir, 23 –27 May 2011). Zutomir, 2011. P. 24.

219. Solomina N. O., Ostroumov I. V. E-learning software of TCAS. Problems of navigation and Air traffic management: International Scientific-Practical Conference of Researches and Students (Kyiv, 23 – 24 November, 2010). K., 2010. P. 36.

220. Solomina N. O., Ostroumov I. V. EFIS modeling software. Polit. Challenges of science today: XI International Scientific and Practical Conference of Young Researchers and Students (Kyiv, 6–8 April 2011). K., 2011. P. 62.

221. Tahsin M., Sultana S., Reza T., Hossam-E-Haider M. Analysis of DOP and its preciseness in GNSS position estimation. *Electrical Engineering and Information Communication Technology (ICEEICT) : 2015 International Conference*. IEEE, 2015. P. 1–6.
222. Tang H., Park Y., Qiu T. A TOA-AOA-based NLOS error mitigation method for location estimation. *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. 2008. Vol. 8. № 1. P. 1–14.
223. Thiasiriphet T., Schneckenburger N., Schnell M. Impact of the DME interference on the LDACS1 ranging performance. *Proceedings of the 28th International Technical Meeteng of the Satellite Devision of the Institute of Navigation*. Florida, ION, 2015. P. 1446–1467.
224. Thiasiriphet T., Schneckenburger N., Shutin D. Application of Bayesian Filtering for Multipath Mitigation in LDACS1-based APNT Applications. *Proceedings of the 27th International Technical Meeteng of the Satellite Devision of the Institute of Navigation*. Florida, ION, 2014. P. 3065–3075.
225. Thomas N. J., Cruickshank D. G. M., Laurenson D. I. Performance of a TDOA-AOA hybrid mobile location system. *3G Mobile Communication Technologies (26–28 March 2001)*. IEE, 2001. P. 216–220.
226. Tian A., Dong D., Ning D., Fu C. GPS single point positioning algorithm based on least squares. *Computational Intelligence and Design (ISCID) : Sixth International Symposium*. 2013. Vol. 2. P. 16–19.
227. Ting-En L., Su J., Yu K., Hsia K. Design of Adaptive Alpha-Beta-Gamma Filters with Fuzzy Systems. *The 17th National Conference on Fuzzy Theory and Its Applications*, (2009), P. 910–915.
228. Tooley M. *Aircraft digital electronic and computer systems: principles, operation and maintenance*. Butterworth-Heinemann: Technology & Engineering, 2007. 198 p.

229. Tooley M., Wyatt D. Aircraft communications and navigation systems. Routledge. 2017. 345 p.
230. Torrieri D. J. Statistical Theory of Passive Location System. *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*. AES, 1984. Vol. 20. № 2. P. 183–198.
231. TSO-C66c. Distance Neasurement Equipment (DME) operating within the radio frequency range of 960-1215 megahertz. FAA. Washigton, 1991. 4 p.
232. Tuncer S., Tuncer T. Indoor localization with bluetooth technology using artificial neural networks. In *Intelligent Engineering Systems (INES): 19th International Conference on IEEE*. IEEE, 2015. P. 213–217.
233. Venkatraman S., Caffery J. Hybrid TOA/AOA techniques for mobile location in non-line-of-sight environments. *Wireless Communications and Networking Conference (WCNC)*. IEEE, 2004. Vol. 1. P. 274–278.
234. Verma N., Haque M. DME-DME Network and Future Air Traffic Capacity. *Journal of Modern Science and Technology*. 2013. № 1. P. 45–51.
235. Vitan V., Berz G., Saini L., Arethens J., Belabbas B., Hotmar P. Research on alternative positioning navigation and timing in Europe. *IEEE Integrated Communications, Navigation, Surveillance Conference (ICNS)* (April, 2018). P. 4D2-1–4D2-17.
236. Vitan V., Berz G., Solomina N. Assessment of current DME performance and the potential to support a future APNT solution. *Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. IEEE/AIAA, 2015. P. 2A2-1–2A2-17.
237. Vossiek M., Wiebking L., Gulden P., Wieghardt J., Hoffmann C., Heide P. *Wireless local positioning*. *IEEE microwave magazine*. 2003. № 4(4). P. 77–86.
238. Wagner B., Timmermann D. Classification of User Positioning Techniques and Systems for Intelligent Environments. *GI-Jahrestagung*. 2012. P. 537–548.

239. Wang Z., Luo J. A., Zhang X. P. A novel location-penalized maximum likelihood estimator for bearing-only target localization. *IEEE Transactions on Signal Processing*. 2012. № 60(12). P. 6166–6181.
240. Wei X., Palleit N., Weber T. AOD/AOA/TOA-based 3D positioning in NLOS multipath environments. Personal Indoor and Mobile Radio Communications (PIMRC): IEEE 22nd International Symposium on IEEE. IEEE, 2011. P. 1289–1293.
241. Wenxin M., Zhao L. H. Free-knot polynomial splines with confidence intervals. *J. R. Statist. Soc. B*. 2003. № 65 (4). P. 901–919.
242. Werner M. Indoor location-based services: Prerequisites and foundations. Springer, 2014. 233 p.
243. White R. A., Clarke R. N., Sc B., Yell R. W., Eng. B. VOR waveform synthesis and calibration. *Communications Radar and signal Processing*. IEE, 1981. Vol. 128. № 7. P. 443–450.
244. Winick A. B., Brandewie D. M. VOR/DME system improvements. *Proceedings of the IEEE*. IEEE, 1970. № 58(3). P. 430–437.
245. Won D. H., Ahn J., Lee S. W., Lee J., Sung S., Park H. W., Park J. P. , Lee Y. J. Weighted DOP with consideration on elevation-dependent range errors of GNSS satellites. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*. 2012. № 61(12). P. 41–50.
246. Won D. H., Lee E., Heo M., Lee S. W., Lee J., Kim J., Sung S., Lee Y. J. Selective Integration of GNSS, Vision Sensor, and INS Using Weighted DOP Under GNSS-Challenged Environments. *IEEE Transactions on instrumentation and measurement*. 2014. №63(9). P. 2288–2298.
247. Wu R. H. Alternative terminal navigation based on modified airport multilateration system. Digital Avionics Systems Conference (DASC). IEEE/AIAA, 2012. P. 5B4-1–5B4-13.

248. Wu R. H., Davidson S. A. An Alternative Positioning Navigation and Timing concept based on Diverse Ranging. Position, Location and Navigation Symposium (PLANS 2014). IEEE/ION, 2014. P. 886–914.
249. Xing Z., Xia Y. Comparison of centralised scaled unscented Kalman filter and extended Kalman filter for multisensor data fusion architectures. *IET Signal Processing*. 2016. №10(4). P. 359–365.
250. Xiong L. A selective model to suppress NLOS signals in angle-of-arrival (AOA) location estimation. Personal, Indoor and Mobile Radio Communications: The Ninth IEEE International Symposium. IEEE, 1998. Vol. 1. P. 461–465.
251. Yang C., Shao H. R. WiFi-based indoor positioning. *IEEE Communications Magazine*. 2015. № 53(3). P. 150–157.
252. Yassin M., Rachid E. A survey of positioning techniques and location based services in wireless networks. Signal Processing, Informatics, Communication and Energy Systems (SPICES): IEEE International Conference. IEEE, 2015. P. 1–5.
253. Yeste-Ojeda O. A., Landry R. Software defined radio approach to distance measuring equipment. Position, Location and Navigation Symposium (PLANS 2014). IEEE/ION, 2014. P. 680–685.
254. Yu K., Guo Y. J. Statistical NLOS identification based on AOA, TOA, and signal strength. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*. 2009. № 58(1). P. 274–286.
255. Zhang C., Pang K. Navigation with the broadband mimo-nci-OFDM air-to-ground communications network. Digital Avionics Systems Conference (DASC) (6–10 October 2013). IEEE/AIAA, 2013. P. 3C1-1–3C1-10.
256. Zhang X., Wan Q. Accurate localization using biased estimation. Natural Computation (ICNC) : Sixth International Conference. IEEE, 2010. Vol. 7. P. 3558–3561.
257. Zhao Y. Standardization of mobile phone positioning for 3G systems. *IEEE Communications magazine*. 2002. № 40(7). P. 108–116.

258. А. с. 29030 Україна. Програмний продукт «Електронний підручник для ВНЗ «Основи теорії прийняття рішень в системі обслуговування повітряного руху» / В. П. Харченко, Ю. В. Чинченко, І. В. Остроумов; заявка від 02.04.09; опубл. 02.06.09.

259. А. с. 36674 Україна. Комп'ютерна програма «Електронний словник авіаційних термінів» / В. П. Харченко, І. В. Остроумов, Ю. В. Чинченко; заявка від 25.01.11; опубл. 25.01.11.

260. А. с. 37584 Україна. Комп'ютерна програма «Електронний навчальний комплекс системи попередження зіткнень літаків у повітрі» / І. В. Остроумов, В. П. Харченко; заявка від 25.01.11; опубл. 24.03.11.

261. А. с. 37871 Україна. Комп'ютерна програма «Курс дистанційного навчання для ВНЗ «Безпека аеронавігації» / В. П. Харченко, Ю. В. Чинченко, І. В. Остроумов; заявка від 11.02.11; опубл. 11.04.11.

262. А. с. 44055 Україна. Комп'ютерна програма «Електронний посібник «Автоматизована система мінімізації людського фактору з англійською складовою» / О. П. Петрашук, І. В. Остроумов; заявка від 29.03.12; опубл. 30.05.12.

263. А. с. 52015 Україна. Комп'ютерна програма «Позиціонування за системою попередження зіткнень літаків у повітрі з оцінкою точності («TCAS-Positioning»))» / І. В. Остроумов, Д. В. Чаплінський; заявка від 04.09.13; опубл. 04.11.13.

264. А. с. 53899 Україна. Науковий твір «Навчально-методичний комплекс Авіоніка» / І. В. Остроумов; заявка від 26.12.13; опубл. 03.03.14.

265. А. с. 54979 Україна. Комп'ютерна програма «Оцінювання точності позиціонування за далекомірними радіомаяками» / І. В. Остроумов, Т. Б. Лопатко; заявка від 20.03.14; опубл. 23.05.14.

266. А. с. 56816 Україна. Комп'ютерна програма «Оцінювання характеристик магнітного поля Землі» / І. В. Остроумов, О. О. Миронюк, М. В. Ничак; заявка від 12.08.14; опубл. 09.10.14.

267. А. с. 72049 Україна. комп'ютерної програми «Оцінювання точності позиціонування за парою далекомірного обладнання» / І. В. Остроумов; заявка від 20.03.2017; опубл. 18.05.2017.

268. А. с. 72050 Україна. Комп'ютерна програма «Розрахунок доступності та оцінювання точності витримування ліній положення за кутимірним обладнанням для частини повітряного простору» / І. В. Остроумов; заявка від 20.03.2017; опубл. 18.05.2017.

269. А. с. 72051 Україна. Комп'ютерна програма «Оцінювання зони дії радіолокаційних станцій аеронавігаційного обслуговування певного повітряного простору» / І. В. Остроумов; заявка від 20.03.2017; опубл. 18.05.2017.

270. А. с. 58314 Україна. Комп'ютерна програма «Позиціонування за обладнанням VOR/DME» / І. В. Остроумов, Л. В. Супрун; заявка від 28.11.14; опубл. 27.01.15.

271. Алешин Б., Афонин А., Времеенко К. Ориентация и навигация подвижных объектов. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 424 с.

272. Бабков В. Ю., Вознюк М. А. Сети мобильной связи. Частотно-территориальное планирование. 2-е издание. М. : Горячая линия-Телеком, 2006. 220 с.

273. Бабков В., Степутин А. Позиционирование абонентов в системах мобильной связи третьего поколения. *Мобильные телекоммуникации*. 2008. №3. С. 8–15.

274. Баклицкий В. К. Корреляционно-экстремальные методы навигации и наведения. Тверь.: ТО «Книжный клуб», 2009. 360 с.

275. Бакулев П. А. Радиолокационные системы. Учебник для вузов. М.: Радиотехника, 2004. 320 с.

276. Беляевский Л. С., Новиков В. С. Олянюк П. В. Основы радионавигации: Учебник для вузов гражд. авиации. М.: Транспорт, 1982. 288 с.
277. Большаков А. А. Методы обработки многомерных данных и временных рядов. М., 2007. 521 с.
278. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. М.: Высш. Шк., 1998. 576 с.
279. Воздушная навигация и элементы самолётовождения: Учеб. пособие / В. Я. Мамаев, А. Н. Синяков, К. К. Петров, Д. А. Горбунов. СПб., 2002. 256 с.
280. Воздушная навигация: справочник. Москва: Транспорт, 1988. 303 с.
281. Волкогон В. О., Остроумов І. В. Використання випромінювань Bluetooth пристроїв для навігації у приміщенні. Політ-2010. Сучасні проблеми науки: міжнародна науково-практична конференція молодих учених і студентів, (Київ, 7–9 квітня 2010). К., 2010. С. 11.
282. Гандурин В. А., Кирсанов А. П. Особенности зоны обнаружения низколетящих воздушных объектов доплеровской радиолокационной станции. *Радиотехника*. 2007. №10. С. 42–46.
283. Горбачёв О.А. Радиотехнические системы ближней навигации и посадки: Учебное пособие. И., 2006. 185 с.
284. Горяинов В. Т., Журавлёв А. Г., Тихонов В. И. Статистическая радиотехника. Примеры и задачи: учеб. пособие для вузов. М.: Сов. радио, 1980. 544 с.
285. Державне Підприємство Украрорух, офіційний сайт. [Електронний ресурс]. URL : <http://www.ukrsatse.ua>
286. Знаковська Є. А., Остроумов І. В., Чинченко Ю. В. Оцінка ризику втрати повітряних кораблів у повітряному просторі України за новими правилами ешелонування. *Вісник інженерної академії України*. 2011. № 1. С. 30–34.
287. Клашанов Ф. К. Дискретный анализ информационных систем: учебное пособие. Москва : НИУ МГСУ, 2015. 209 с.

288. Конин В. В., Харченко В. П. Системы спутниковой радионавигации. К.: Холтех, 2010. 520 с.
289. Кузьменко Н. С., Остроумов І. В. Всесвітня база даних відомостей про аеропорти. Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем : тези науково-практичного семінару (м. Житомир, 23 – 27 травня 2011 р.). Житомир, 2011. С. 17.
290. Кузьменко Н. С., Остроумов І. В. Основні тенденції розвитку безпілотних авіаційних систем. Авіа-2015 : міжнародна науково-технічна конференція (Київ, 28 – 29 квітня 2015). К., 2015. С. 8.35–8.38.
291. Лопатко Т. Б., Остроумов І. В. Аналіз методів позиціонування обчислювальної системи літаководіння. Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики: II Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів (Київ, 23 – 24 жовтня 2013). Київ, 2013. С. 7.
292. Мелкумян В. Г., Остроумов І. В., Малютенко Т. Л. Навігаційні системи. Методи навігаційних визначень із використанням характеристик природних явищ: лабораторний практикум. К.: НАУ, 2016. 70 с.
293. Міщенко В. В., Остроумов І. В. Основи теорії математичного моделювання: методичні рекомендації до виконання лабораторних робіт. К.: НАУ, 2010. 64 с.
294. Мухіна М. П. Методологія комплексної кореляційно-екстремальної навігації безпілотних авіаційних систем в умовах ризику: дисертація д-р. наук із навігації та управління рухом: 05.22.13 / НАУ. Київ, 2016.
295. Наказ про затвердження Правил ешелонування під час обслуговування повітряного руху: від 29 вересня 2010 р. № 714 / Міністерство транспорту та зв'язку України. Офіц. вид. К. : Парлам. вид-во, 2010.
296. Осадший В. И. Воздушная навигация. М.: Транспорт, 1972. 288с.

297. Остроумов І.В. Аналіз перспективних систем зональної навігації. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2018. № 52(6). С. 14-19 DOI: 10.26906/SUNZ.2018.6.014.
298. Остроумов И. В. Алгоритм выбора оптимальной пары радионавигационных средств при определении местоположения летательного аппарата. *Электроника, Радиофизика, Радиотехника, Информатика. Доклады Белорусского Государственного Университета Информатики и Радиоэлектроники*. 2018, Минск. №3(113). С. 72–79.
299. Остроумов І. В. Авіоніка: лабораторний практикум. К. : НАУ, 2015. 58 с.
300. Остроумов І. В. Використанням мультимедійних технологій при побудові електронних тренажерних комплексів. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті: Матеріали III Міжнародної науково-практичної конференції. Херсон: Видавництво Херсонського державного морського інституту, 2011. Т.2. С. 59–60.
301. Остроумов І. В. Віртуальне середовище відображення навігаційних даних. Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики: тези доповідей I Всеукраїнської науково-практичної конференції студентів та молодих учених (Київ, 24 – 25 жовтня 2012). К. : НАУ, 2012. С. 43.
302. Остроумов І. В. Електронний тренажер системи попередження зіткнень літаків. *Вісник Національного Авіаційного Університету*. 2011. Т. 46. № 1. С. 46–51. DOI: 10.18372/2306-1472.46.2082
303. Остроумов І. В. Застосування методів позиціонування у мережі мобільного зв'язку для навігації рухомих об'єктів. Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті: Матеріали Міжнародної науково-практичної конференції. Херсон: Видавництво Херсонського державного морського інституту, 2010. Т. 2. С. 57–59.

304. Остроумов І. В. Інтеграція координатної інформації у обчислювальній системі літаководіння. Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем: тези науково-практичного семінару (Житомир, 17 – 23 червня 2013). Житомир, 2013. С. 19.
305. Остроумов І. В. Концепція «Мобільне небо». *Вісник Національного Авіаційного Університету*. 2009. Т. 40. № 3. С. 91–95. DOI: 10.18372/2306-1472.40.1751
306. Остроумов І. В. Основні переваги застосування концепції «мобільне небо» для України. Авіа-2009 : міжнародна науково-технічна конференція (Київ, 21–23 вересня 2009). К., 2009. С. 6.45–6.47.
307. Остроумов І. В. Оцінка перспектив розвитку систем попередження зближень літаків у повітрі. Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем : тези науково-практичного семінару (Житомир, 23–27 травня 2012). Житомир, 2012. С. 11.
308. Остроумов І. В. Оцінка точності позиціонування за сигналами радіомаяків VOR. *Проблеми інформатизації та управління*: Збірник наукових праць. К.:НАУ, 2012. № 3(39). С. 102–107.
309. Остроумов І. В. Оцінювання доступності наземних радіонавігаційних засобів. *Вісник НТУУ «КПІ». Серія Радіотехніка. Радіоапаратобудування*. 2017. № 69. С. 35–40. DOI: 10.20535/RADAR.2017.69.35-40.
310. Остроумов І. В. Оцінювання максимальної дальності дії радіонавігаційних засобів. *Вісник інженерної академії України*. 2016. № 4. С. 30–35.
311. Остроумов І. В. Оцінювання точності DME/DME позиціонування для повітряного простору України. *Проблеми інформатизації та управління*: Збірник наукових праць. К.:НАУ, 2013. № 3(43). С. 61–67.

312. Остроумов І. В. Оцінювання точності визначення лінії положення за парою далекомірного обладнання DME при вирішенні навігаційних задач. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2017. № 2(42). С. 8–12.
313. Остроумов І. В. Оцінювання точності вимірювань дальномірного обладнання. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2018. №2(146). С. 71–75. DOI: 10.32620/aktt.2018.2.10.
314. Остроумов І. В. Підвищення рівня безпеки авіап перевезень за рахунок використання концепції ADS-B в Україні. Новітні технології – для захисту повітряного простору: сьома наукова конференція Харківського університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба (Харків, 13 – 14 квітня 2011). Х.: ХУПС ім. І. Кожедуба, 2011. С. 39–40.
315. Остроумов І. В. Поєднання координатної інформації за ймовірністним підходом. *Системи управління, навігації та зв'язку*. 2018. № 3(49). С. 3–8. DOI: 10.26906/SUNZ.2018.3.003
316. Остроумов І. В., Браун І. М. Особливості побудови авіаційних радіоелектронних засобів та систем літальних апаратів: методичні рекомендації до виконання курсової роботи. К. : НАУ, 2015. 24 с.
317. Остроумов І. В., Ковальчук О. В., Гавриленко А. М., Низяєва К. М. Доступність радіолокаційних станцій у повітряному просторі. *Вісник інженерної академії України*. 2017. № 1. С. 21–25.
318. Остроумов І. В., Кузьменко Н. С. Моніторинг повітряного руху за повідомленнями ACARS. Авіа-2011 : міжнародна науково-технічна конференція (Київ, 19 – 21 квітня 2011). К., 2011. Т. 2. С. 7.44–7.47.
319. Остроумов І. В., Лопатко Т. Б. Використання радіомаяків DME для визначення місцеположення у повітряному просторі України. *Вісник інженерної академії України*. 2013. № 4. С. 300–305.

320. Остроумов І. В., Чаплінський Д. В. Позичіонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків. *Вісник інженерної академії України*. 2014. № 1. С. 32–36.

321. Остроумов І. В., Чинченко Ю. В. Електронний навчальний комплекс системи попередження зіткнень літаків у повітрі. Сучасні інформаційні технології в управлінні та професійній підготовці операторів складних систем : Міжнародна науково-практична конференція (Кіровоград, 27 – 28 жовтня 2010). Кіровоград, 2010. С. 19–22.

322. Пат. на КМ 134058 Україна. Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від дальномірного обладнання / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 25.04.2019. Бюл. №8.

323. Пат. на КМ 134569 Україна. Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від всенапрямлених кутомірних радіомаяків та прогнозованої інформації / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 27.05.2019. Бюл. №10.

324. Пат. на КМ 134570 Україна. Спосіб пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження / І.В. Остроумов, В.П. Харченко, Н.С. Кузьменко. Опубл. 27.05.2019. Бюл. №10.

325. Пат. на КМ 136412 Україна. Спосіб визначення координат літального апарата / І. В. Остроумов, В. П. Харченко, Н. С. Кузьменко. Опубл.27.08.2019. Бюл. №16.

326. Пат. на КМ 98724 Україна. МПК (2015.01). Спосіб позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків / І. В. Остроумов, Н. С. Кузьменко; Власник Національний авіаційний університет. № u 2014 10941; заявл.07.10.2014; опубл. 12.05.2015. Бюл. № 9.

327. Перов А. И., Харисов В. Н. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. М.: Радиотехника, 2005. 688 с.

328. Петрашук О. П., Остроумов І. В. Програмне забезпечення автоматизованої системи мінімізації негативної дії людського фактору з англійською складовою. *Вісник інженерної академії України*. 2012. № 3. С. 146–150.
329. Постанова про використання повітряного простору України: від 29 березня 2002 р. № 401 / Кабінет міністрів України. Офіц. вид. К. : Парлам. вид-во, 2002.
330. Постанова про внесення змін до Положення про використання повітряного простору України: від 1 липня 2009 р. № 980 / Кабінет міністрів України. Офіц. вид. К. : Парлам. вид-во, 2009.
331. Проект розвитку навігаційної інфраструктури Украероруху до 2015 року для забезпечення навігації, заснованої на характеристиках. *Украерорух*, 2017. 162 с.
332. Радионавигационные системы летательных аппаратов. Учебник для вузов гражданской авиации / П. С. Давыдов, В. В. Кривицкий, И. Н. Хресин, Г. В. Кащеев, В. Г. Уваров; под ред. П. С. Давыдова. М.: Транспорт, 1980. 448 с.
333. Радиотехнические системы: Основы построения и теория. Справочник / Я. Д. Ширман, Ю. И. Лосев и др.; под ред. Я. Д. Ширмана. М.: ЗАО “МАКВИС”, 1998. 828 с.
334. Сайбель А. Г. Основы теории точности радиотехнических методов местоопределения. М.: Оборонгиз, 1958. 560 с.
335. Себер Дж. Линейный регрессионный анализ. М.: Мир, 1980. 456 с.
336. Селезнёв В. П. Навигационные устройства : учебное пособие для вузов. М.: Машиностроение, 1974. 600 с.
337. Смоленцев С. В. Определение координат мобильных абонентов в сетях сотовой связи стандарта GSM. *Гироскопия и навигация*. 2006. № 4. С. 41–54.

338. Соломіна Н. О., Остроумов І. В. Програмне забезпечення для моделювання системи електронної індикації. *Наука і молодь*. Прикладна серія : Збірник наукових праць. К.: НАУ, 2012. С. 65–68.
339. Сосулин Ю. Г. Теоретические основы радиолокации и радионавигации. М.: Радио и связь, 1992. 480 с.
340. Сосулин Ю. Г., Фишман М. Н. Теория последовательных решений и её применения. М.: Радио и связь, 1985. 320 с.
341. Сплайни в цифровій обробці даних і сигналів / І. В. Шелевицкий, М. О. Шутко, В. М. Шутко, О. О. Колганова. Кривий Ріг: Видавничий дім, 2008. 232 с.
342. Справочник пилота штурмана гражданской авиации / В. А. Русол, В. Ф. Киселёв, Г. О. Крылов и др.; под ред. И. Ф. Васина. М.: Транспорт, 1986. 192 с.
343. Справочник по радиоэлектронике в трех томах. Под общей ред. А. А. Куликовского. Том 1, Энергия 1967. 639с.
344. Столярчук Т. М., Остроумов І. В. Електронний тренажер системи попередження зіткнення літаків у повітрі. Політ-2010. Сучасні проблеми науки : міжнародна науково-практична конференція молодих учених і студентів (Київ, 7 – 9 квітня 2010). К., 2010. С. 34.
345. Тихонов Э. Е.. Методы прогнозирования в условиях рынка: учебное пособие. Невинномысск, 2006. 221 с.
346. Третьяк Л. Н. Обработка результатов наблюдений. Оренбург: ГОУ ОГУ, 2004. 171 с.
347. Фёрстер Э., Ренц Б. Методы корреляционного и регрессионного анализа. М.: Финансы и статистика, 1983. 302 с.
348. Финкельштейн М. И. Основы радиолокации. Учебник для вузов. М.: Сов радио. 1973. 496 с.
349. Финогеев А. Г., Маслов В. А. Сравнительный анализ методов позиционирования в беспроводных системах связи. Телематика 2009 : XVI

Всероссийская научно-методическая конференция (Санкт Петербург, 23 – 25 июня 2009). Санкт Петербург, 2009. С. 283–284.

350. Харисов В. Н., Перов А. И., Болдин В. А. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. М.: ИПРЖР, 1998. 400 с.

351. Харченко В. П., Мелкумян В. Г., Сушич О. П. Радіомаячні системи ближньої аеронавігації: навч. посіб. К.:НАУ, 2011. 208 с.

352. Харченко В. П., Остроумов І. В. Авіоніка: навч. посіб. К.: НАУ, 2012. 281 с.

353. Чаплінський Д. В., Остроумов І. В. Оцінювання точності позиціонування за інформацією системи TCAS. Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики : II Всеукраїнська науково-практична конференція молодих учених і студентів (Київ, 23 – 24 жовтня 2013). Київ, 2013. С. 12.

354. Чёрный М. А., Кораблин В. И. Воздушная навигация: учеб. для сред. спец. учеб. заведений. М.: Транспорт, 1991. 432 с.

355. Чинченко Ю. В., Знаковська Є. А., Остроумов І. В. Підтримка прийняття рішень щодо безпеки польотів за допомогою багатокрітеріального оцінювання альтернатив. *Проблеми інформатизації та управління*: Збірник наукових праць. К.:НАУ, 2011. № 1(33). С. 162–167.

356. Чинченко Ю. В., Остроумов І. В. Застосування електронних підручників для підготовки диспетчерів. Сучасні інформаційні технології в управлінні та професійній підготовці операторів складних систем : Міжнародна науково-практична конференція (Кіровоград, 28 – 29 жовтня 2009). Кіровоград, 2009. С. 201–204.

357. Энциклопедия безопасности авиации / [Кулик Н. С., Харченко В. П., Луцкий М. Г. и др.]: под ред. Н. С. Кулика. К.: Техніка, 2008. 1000 с.

358. Ярлыков М. С. Статистическая теория радионавигации. М.: Радио и связь, 1985. 384 с.

359. Ярлыков М. С., Болдин В. А., Богачев В. С. Авиационные радионавигационные устройства и системы. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1980. 245 с.

Додаток А.

Результати комп'ютерного моделювання

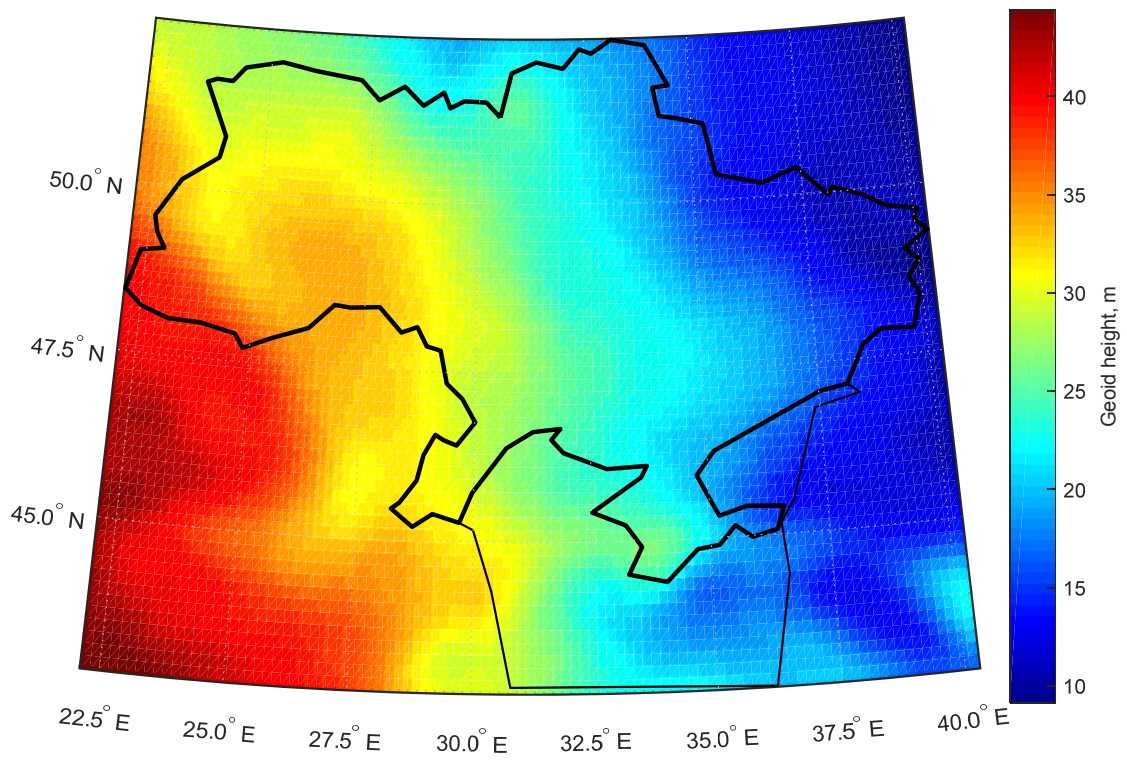


Рис. А. 1. Висота Геоїда EGM96 над еліпсоїдом WGS84

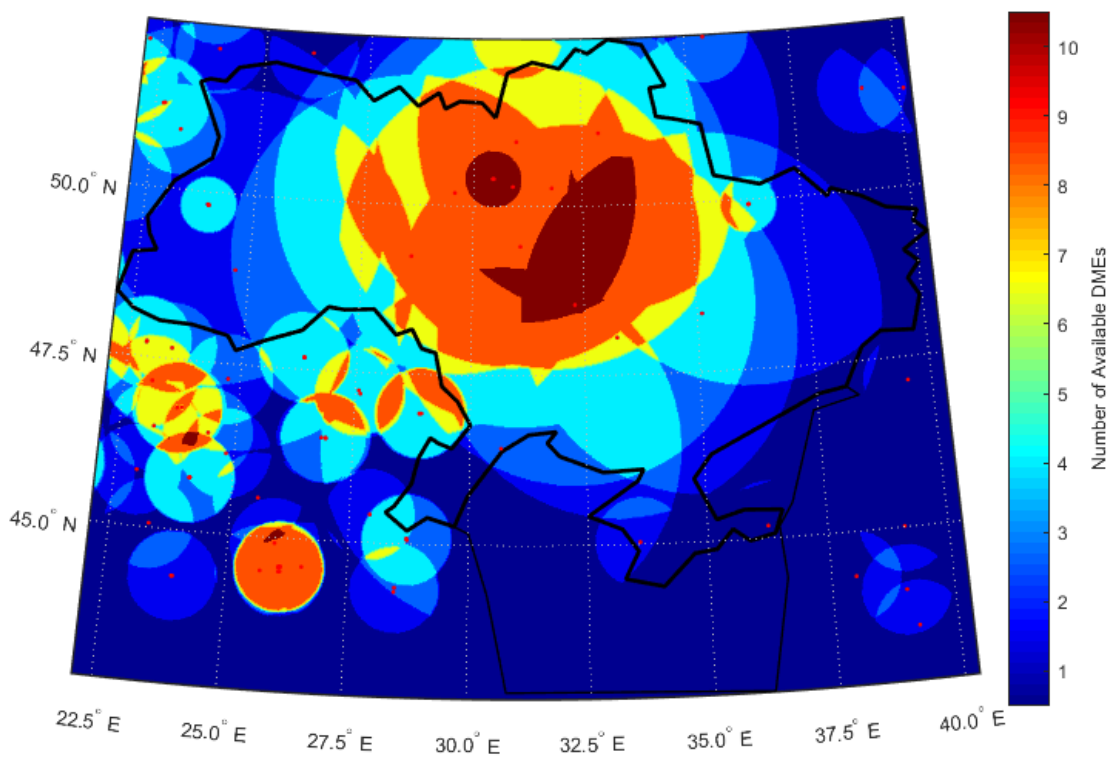


Рис. А.2. Кількість доступних DME на висоті FL 105

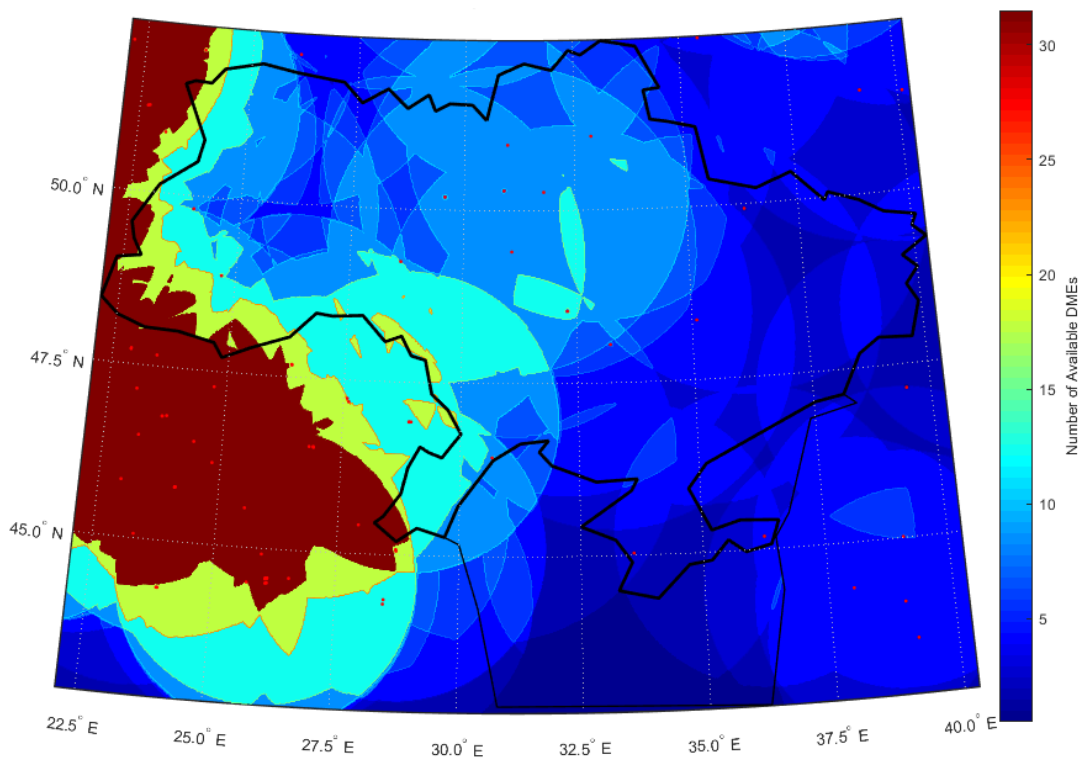


Рис. А.3. Кількість доступних DME на FL 195

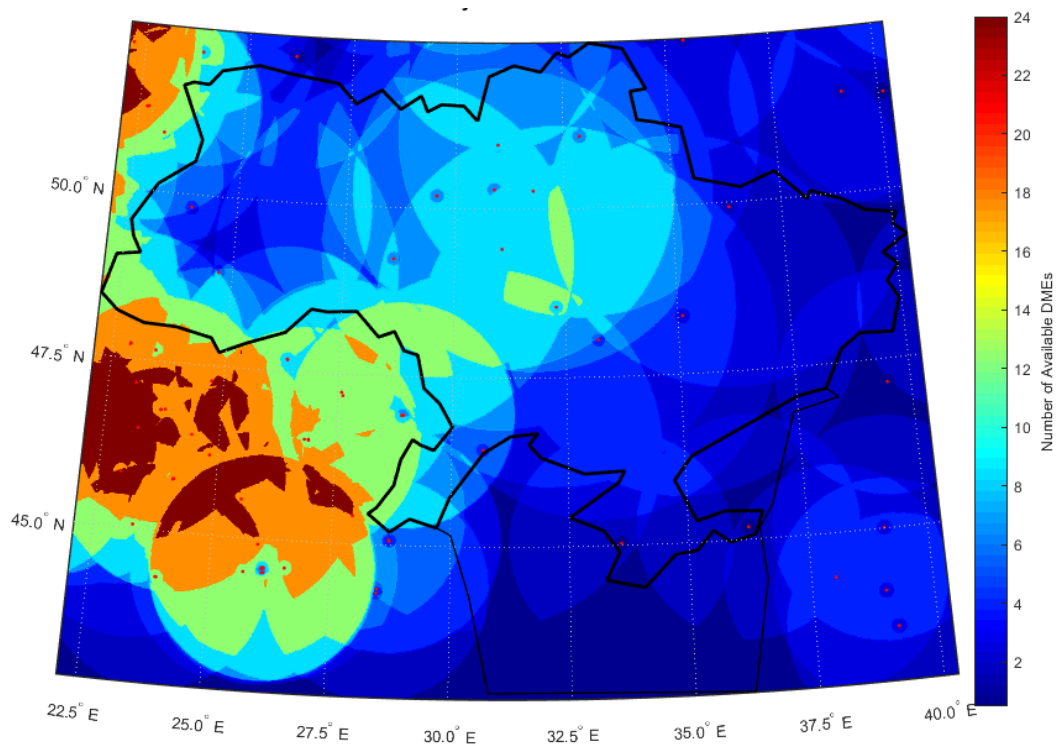


Рис. А.4. Кількість доступних DME на FL 490

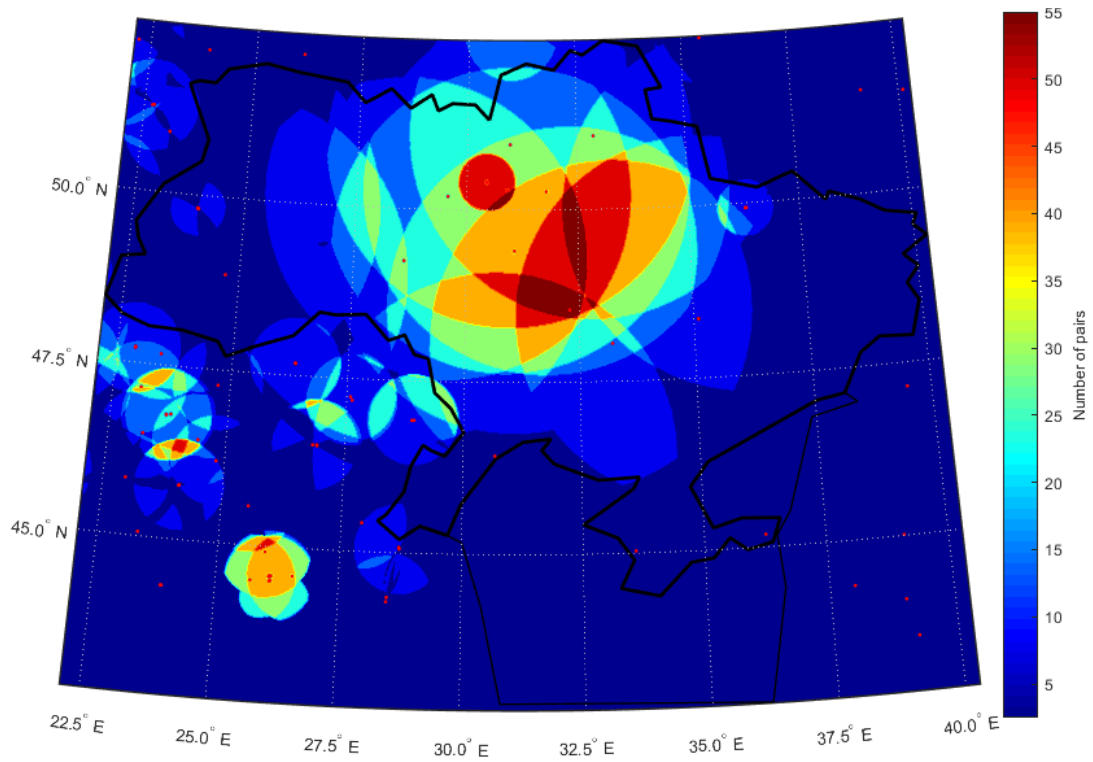


Рис. А.5. Кількість доступних пар DME/DME на FL 105

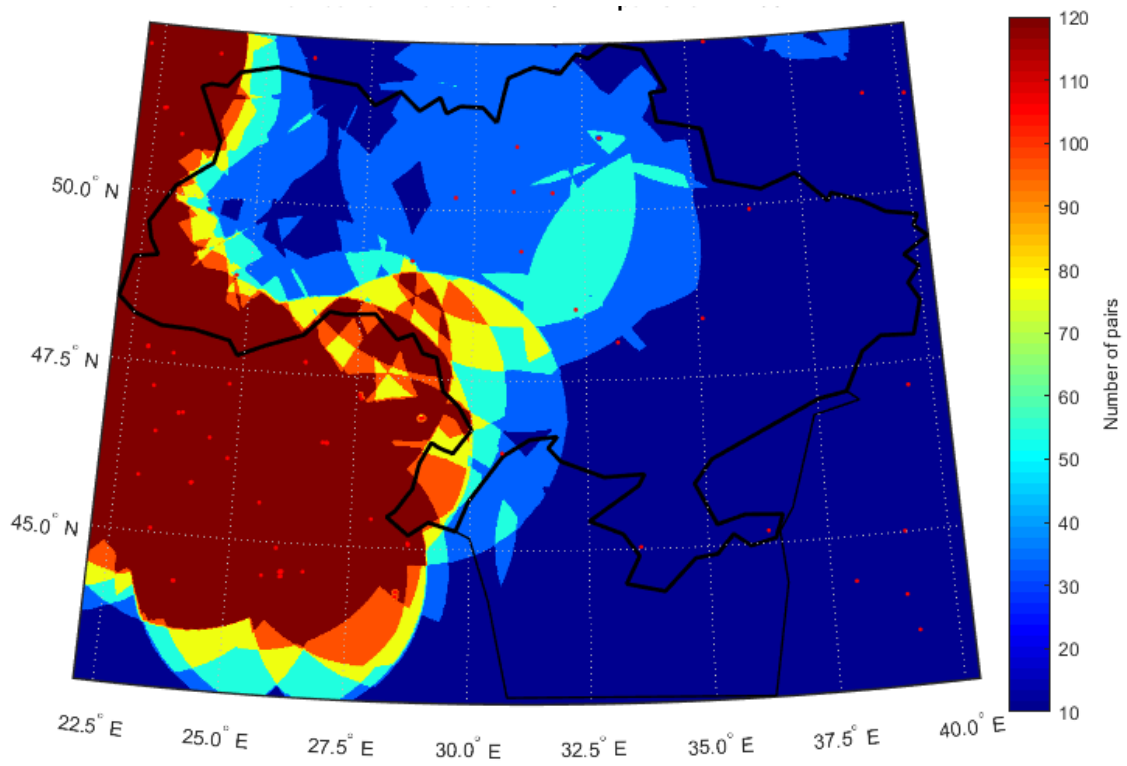


Рис. А.6. Кількість доступних пар DME/DME на FL 195

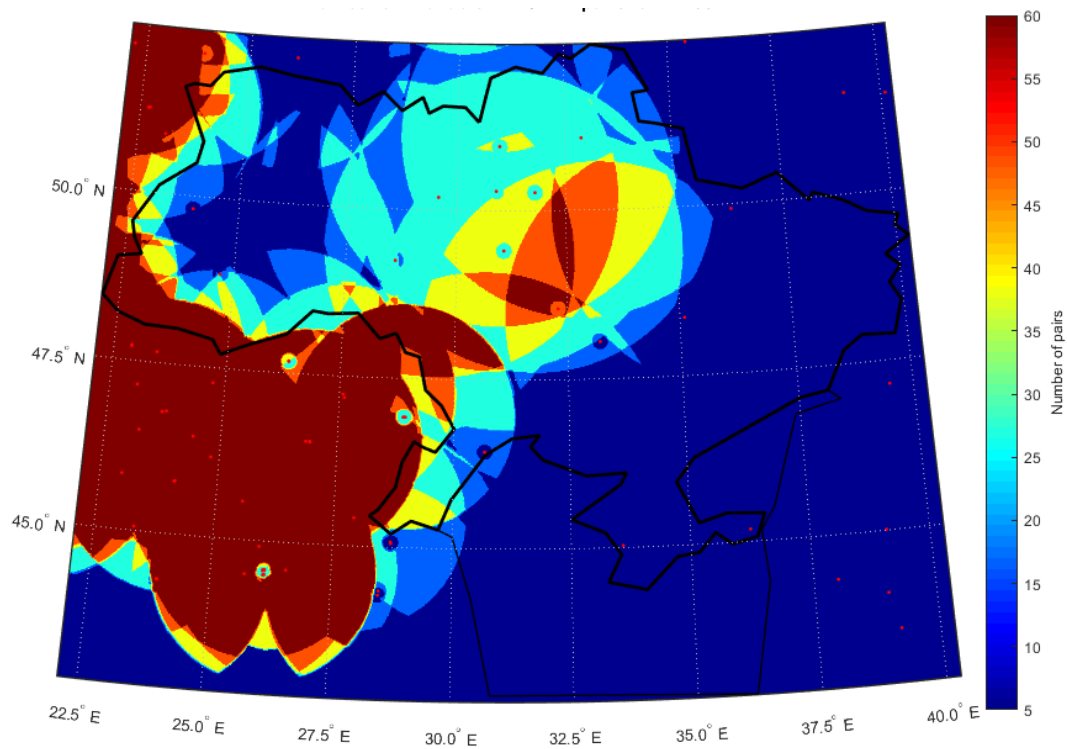


Рис. А.7. Кількість доступних пар DME/DME на FL 490

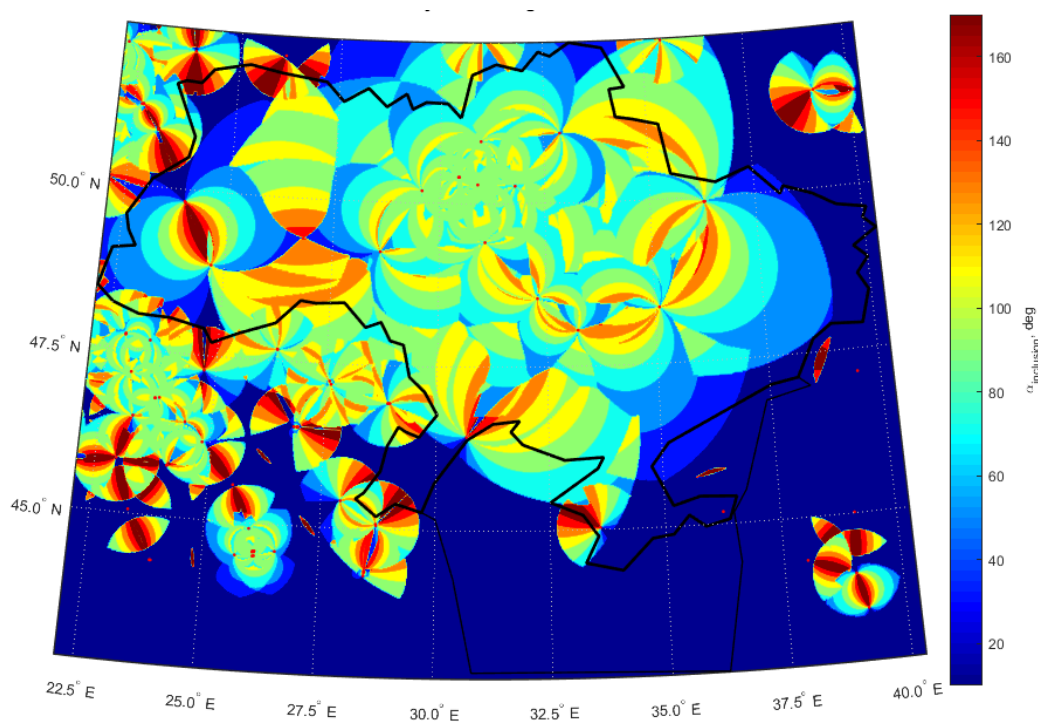


Рис. А.8. Внутрішній кут між напрямками на DME за оптимальної пари на FL 105

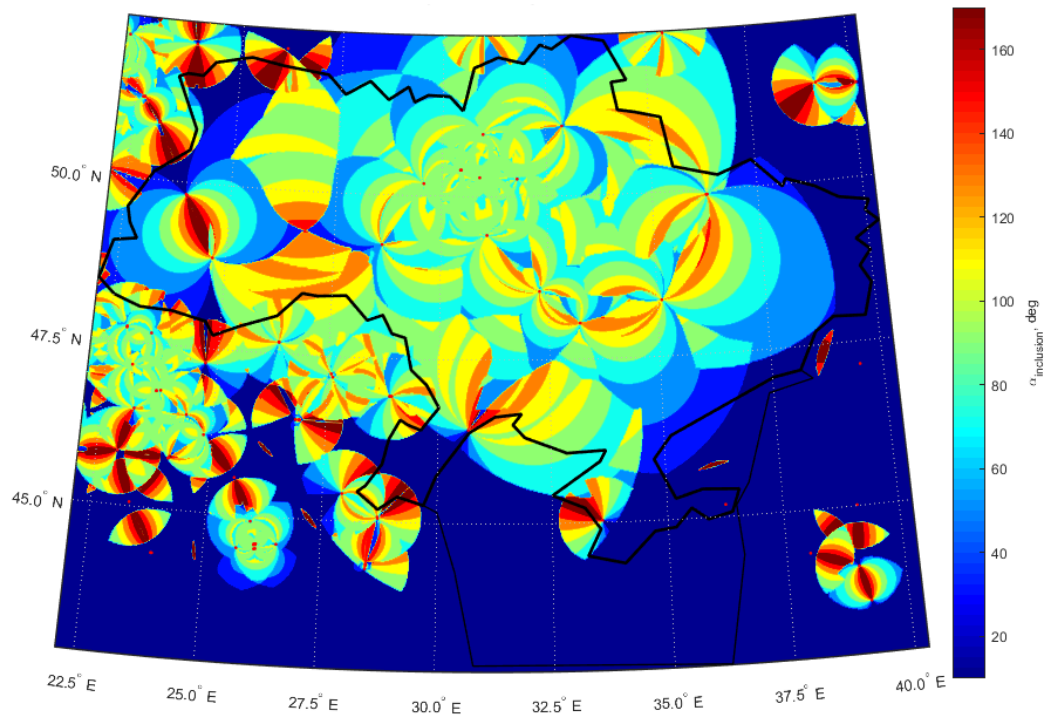


Рис. А.9. Внутрішній кут між напрямками на DME за оптимальної пари на FL 195

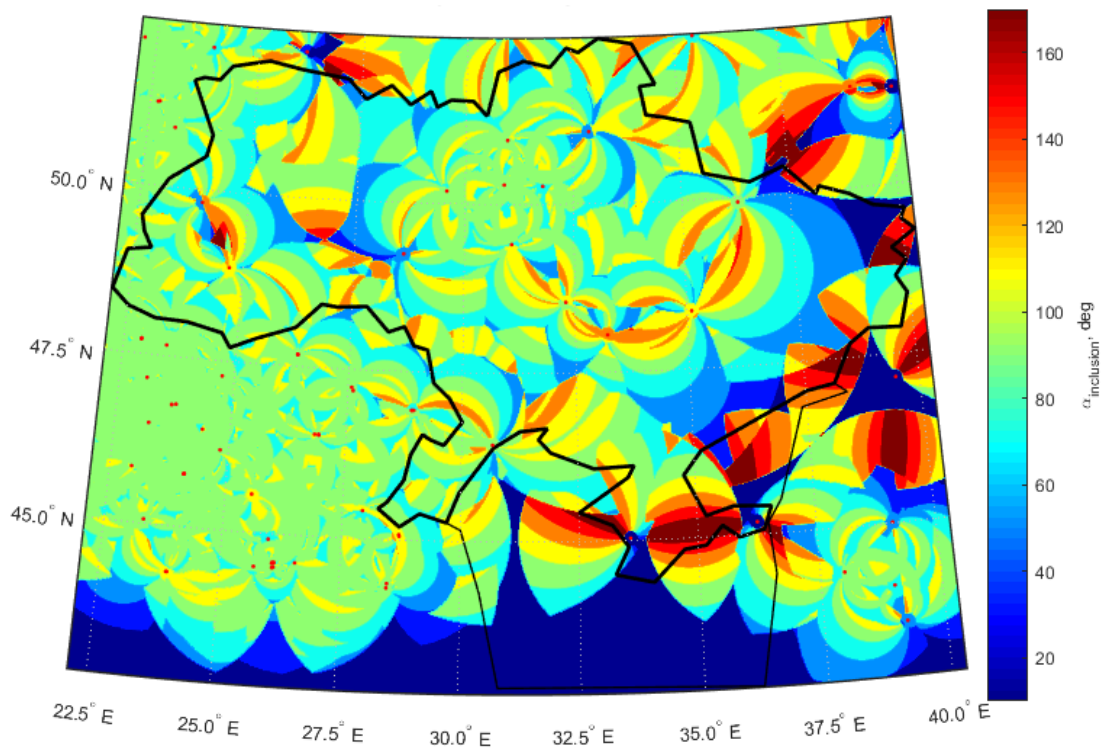


Рис. А.10. Внутрішній кут між напрямками на DME за оптимальної пари на FL 490

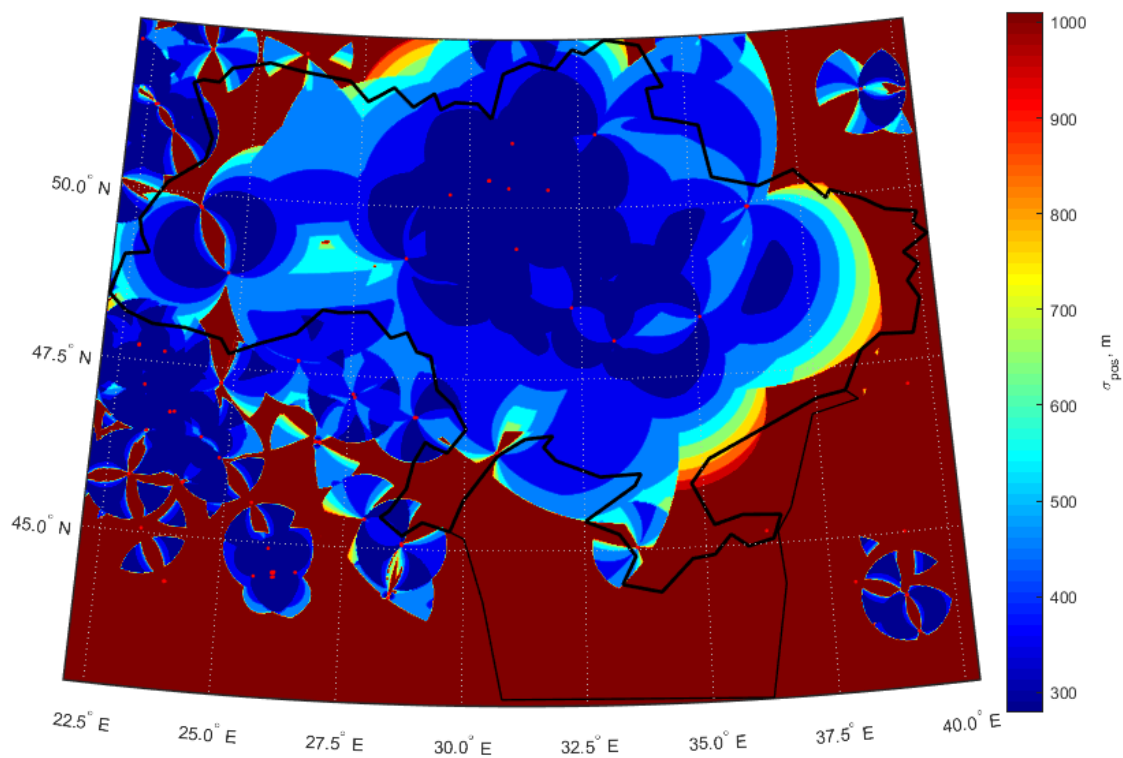


Рис. А.11. Точність позиціонування за оптимальної пари DME/DME на FL 105

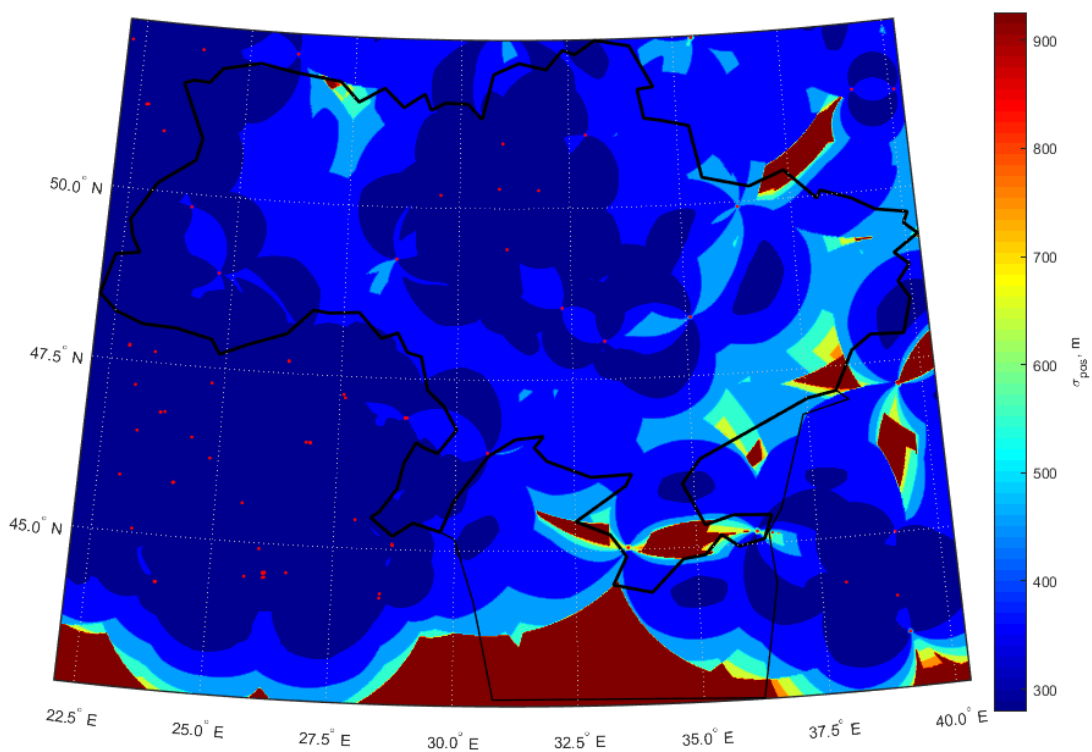


Рис. А.12. Точність позиціонування за оптимальної пари DME/DME на FL 195

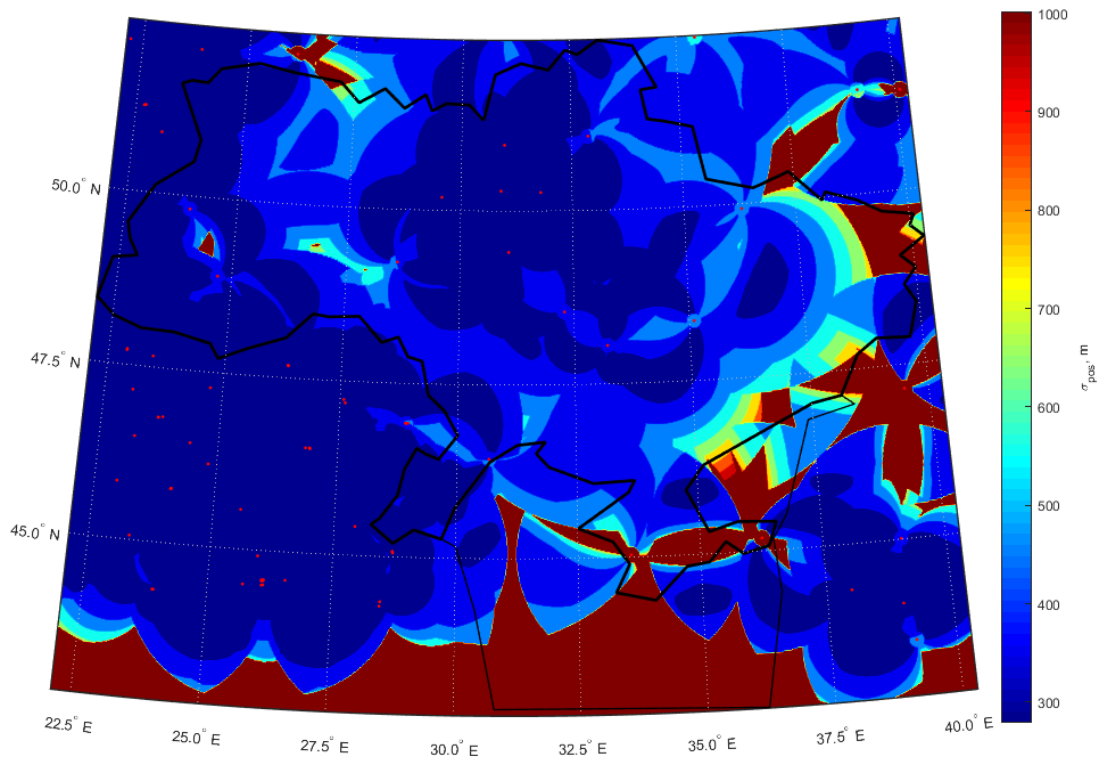


Рис. А.13. Точність позиціонування за оптимальної пари DME/DME на FL 490

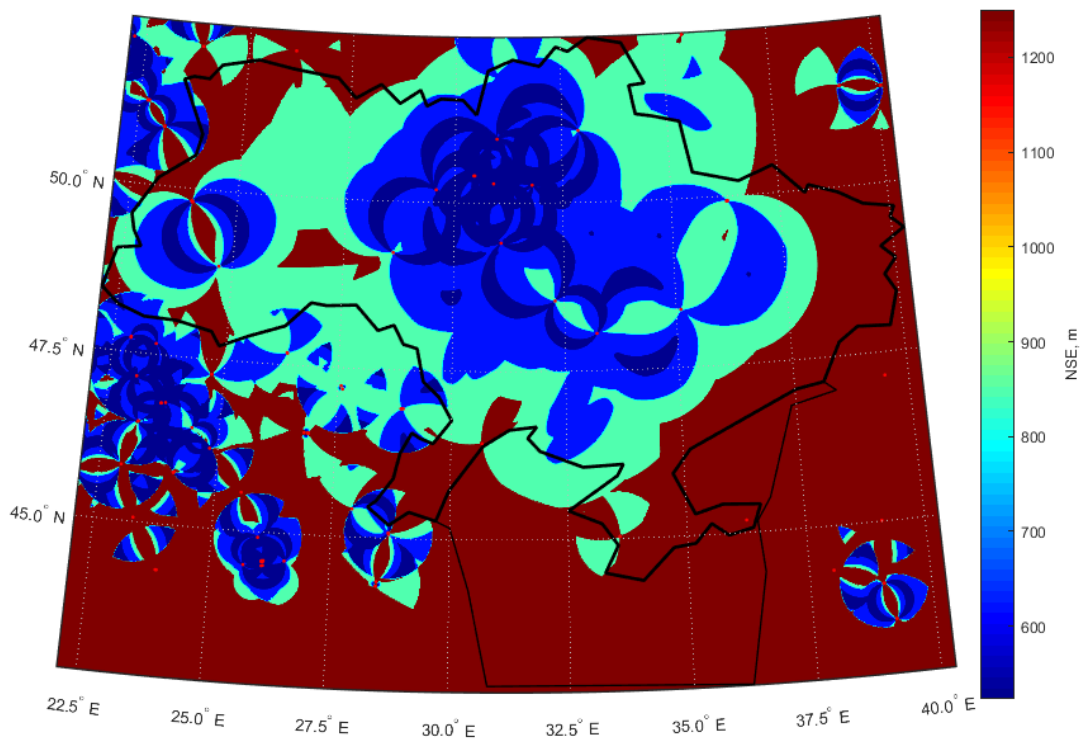


Рис. А.14. NSE за оптимальної пари DME/DME на FL 105

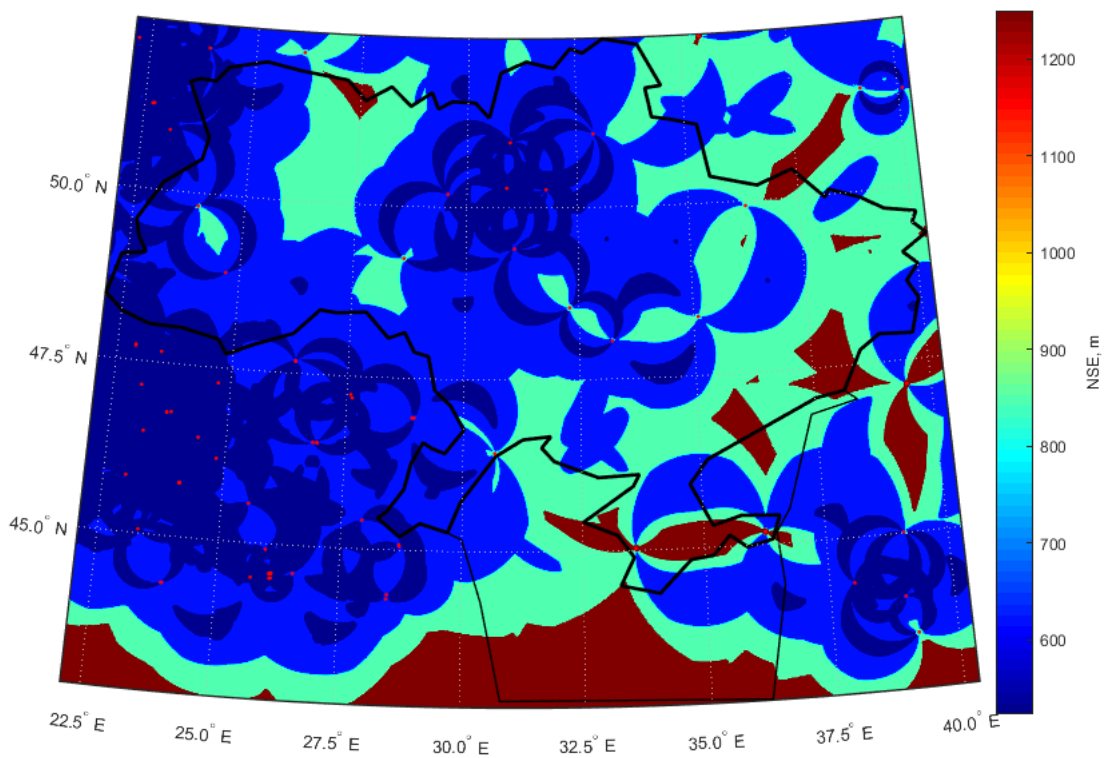


Рис. А.15. NSE за оптимальної пари DME/DME на FL 195

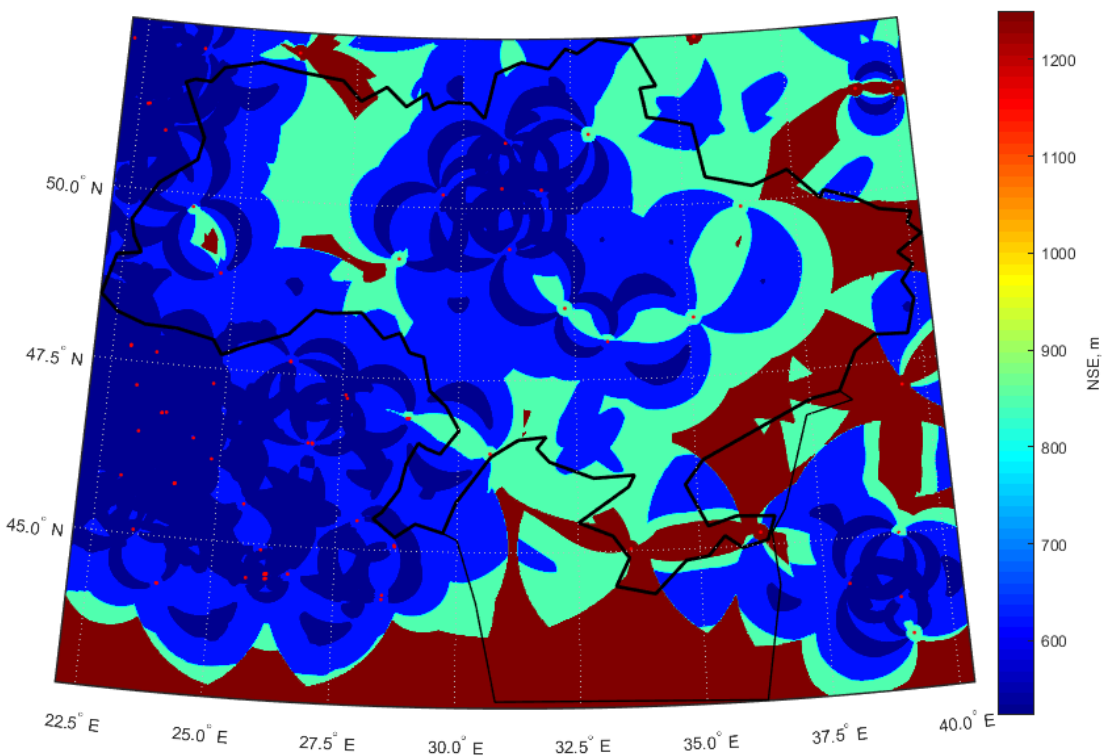


Рис. А.16. NSE за оптимальної пари DME/DME на FL 490

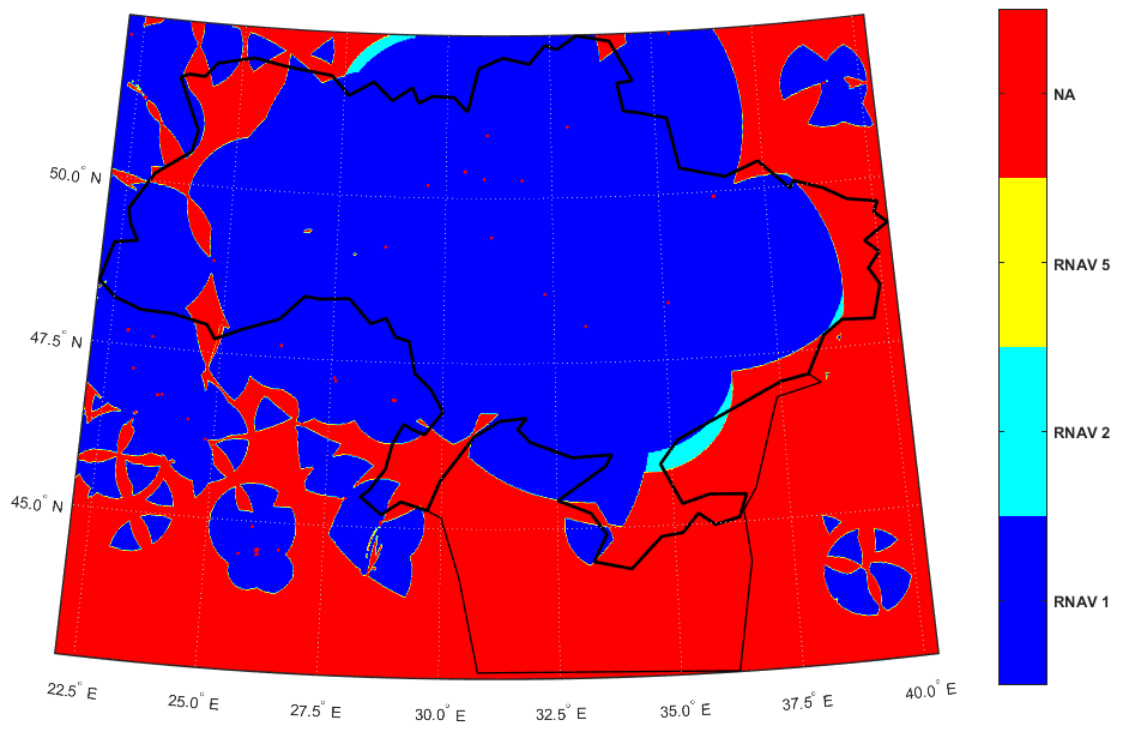


Рис. А.17. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні DME/DME навігації на FL 105

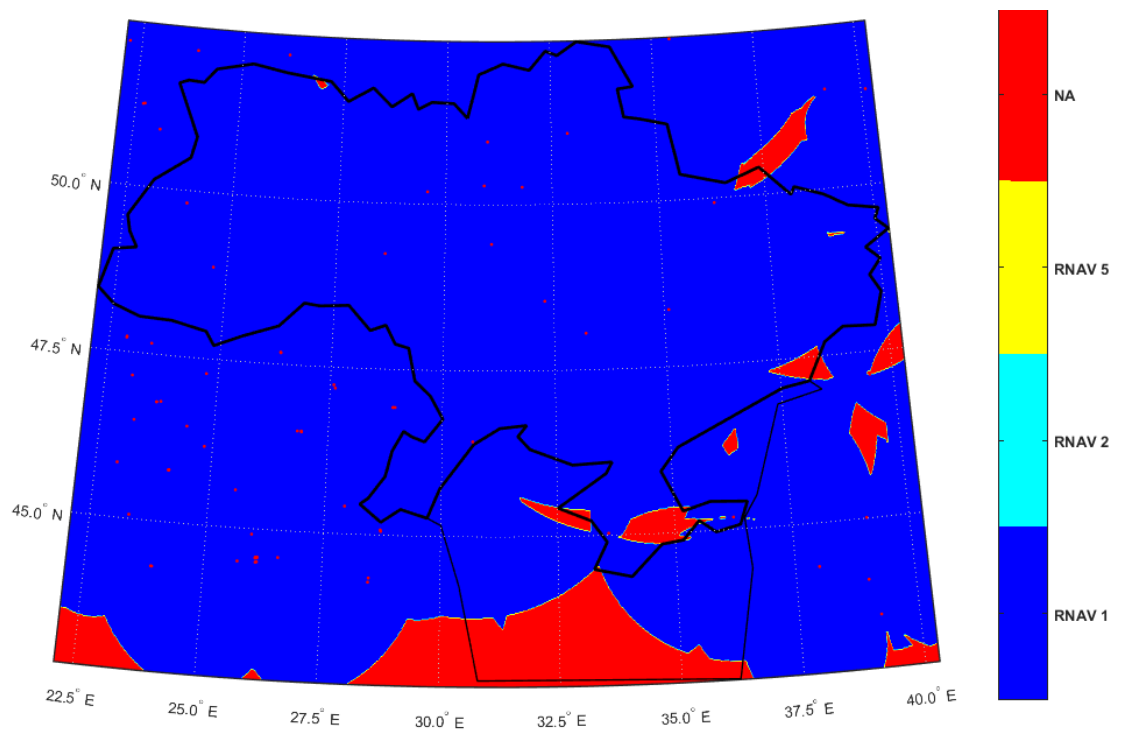


Рис. А.18. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні DME/DME навігації на FL 195

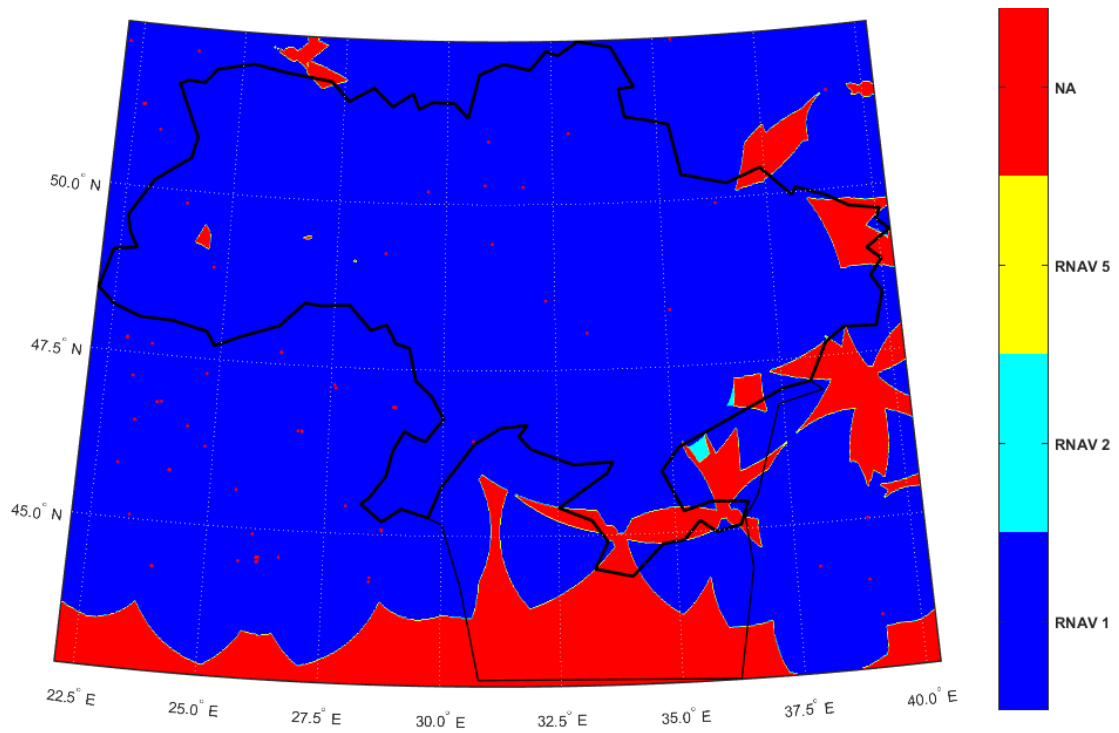


Рис. А.19. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні DME/DME навігації на FL 490

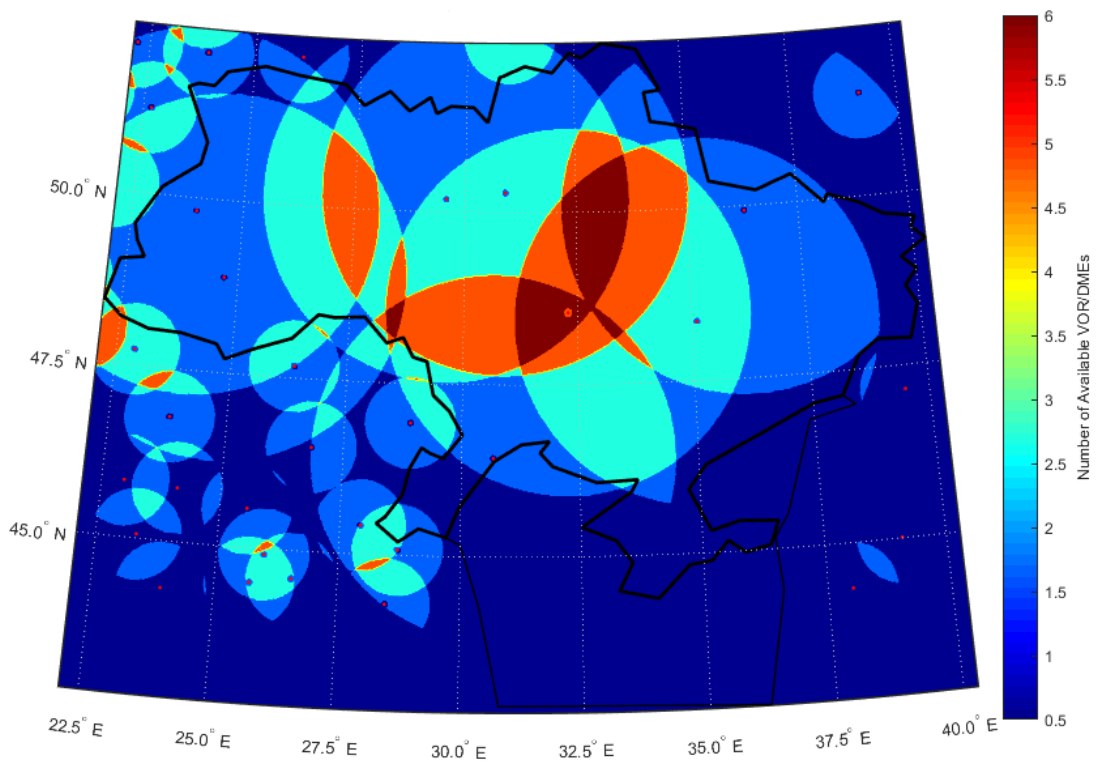


Рис. А.20. Кількість доступних VOR/DME на FL 105

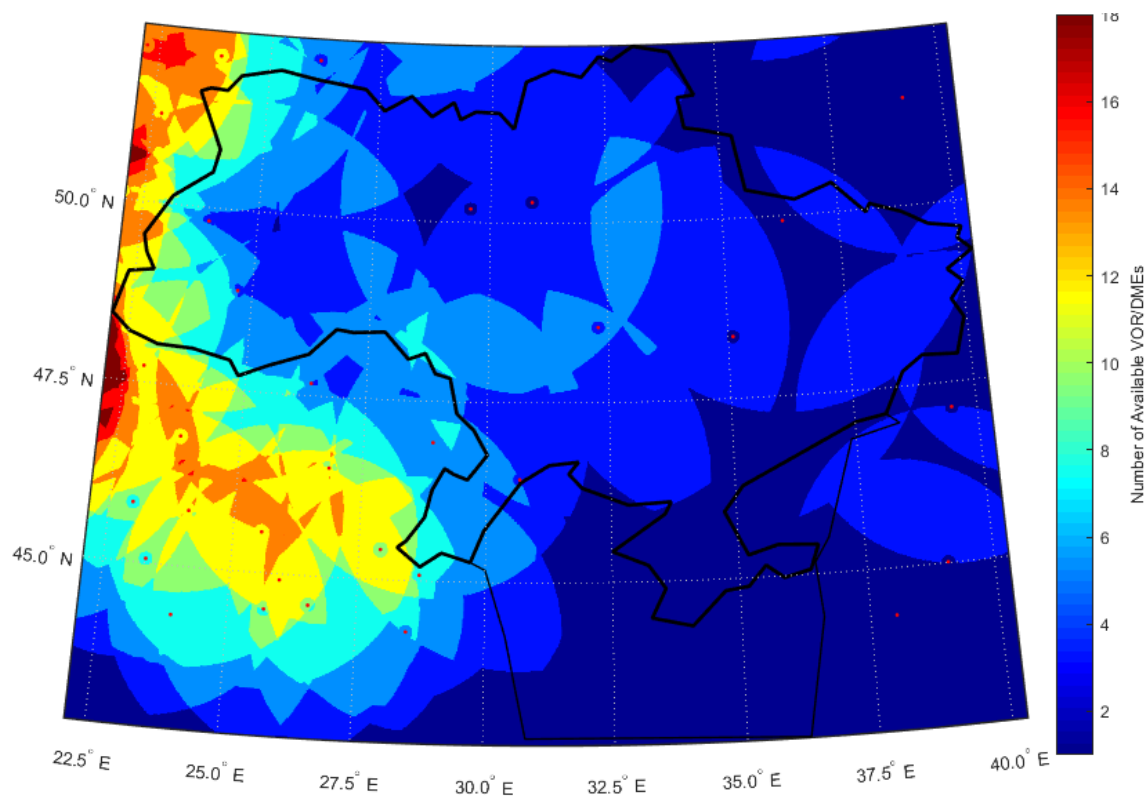


Рис. А.21. Кількість доступних VOR/DME на FL 195

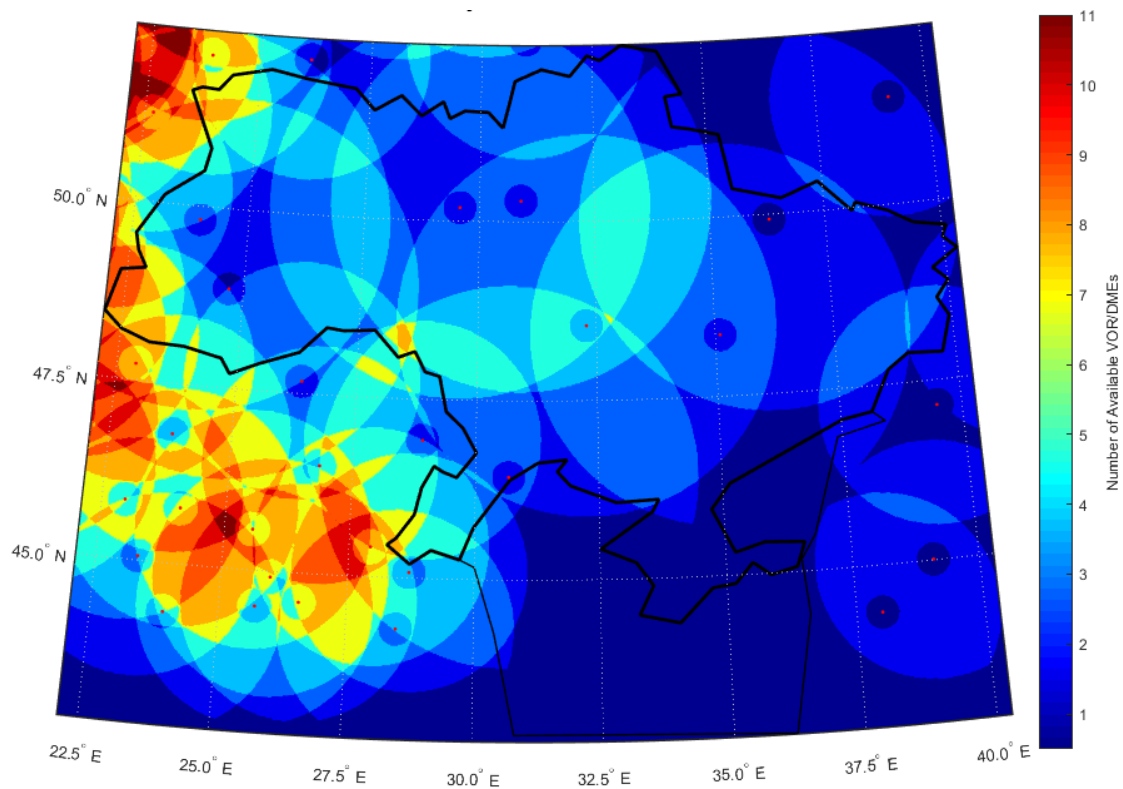


Рис. А.22. Кількість доступних VOR/DME на FL 490

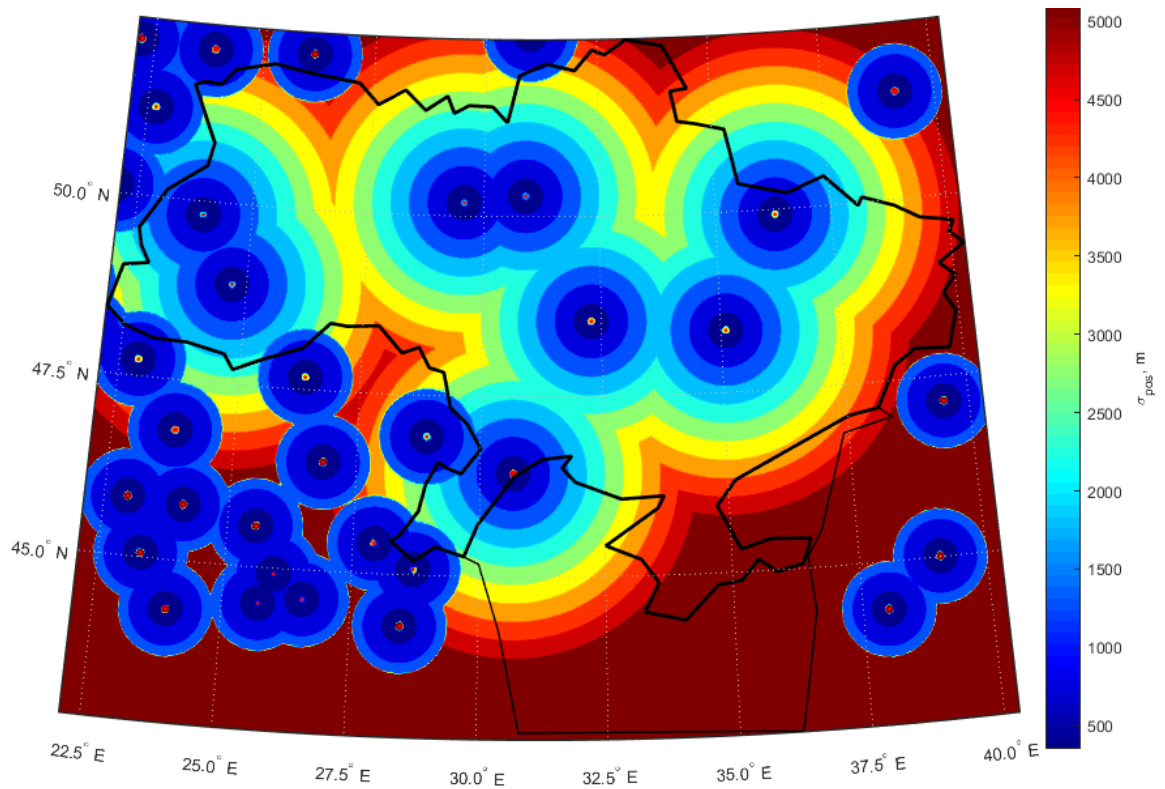


Рис. А.23. Точність позиціонування за оптимальної пари VOR/DME на FL 105

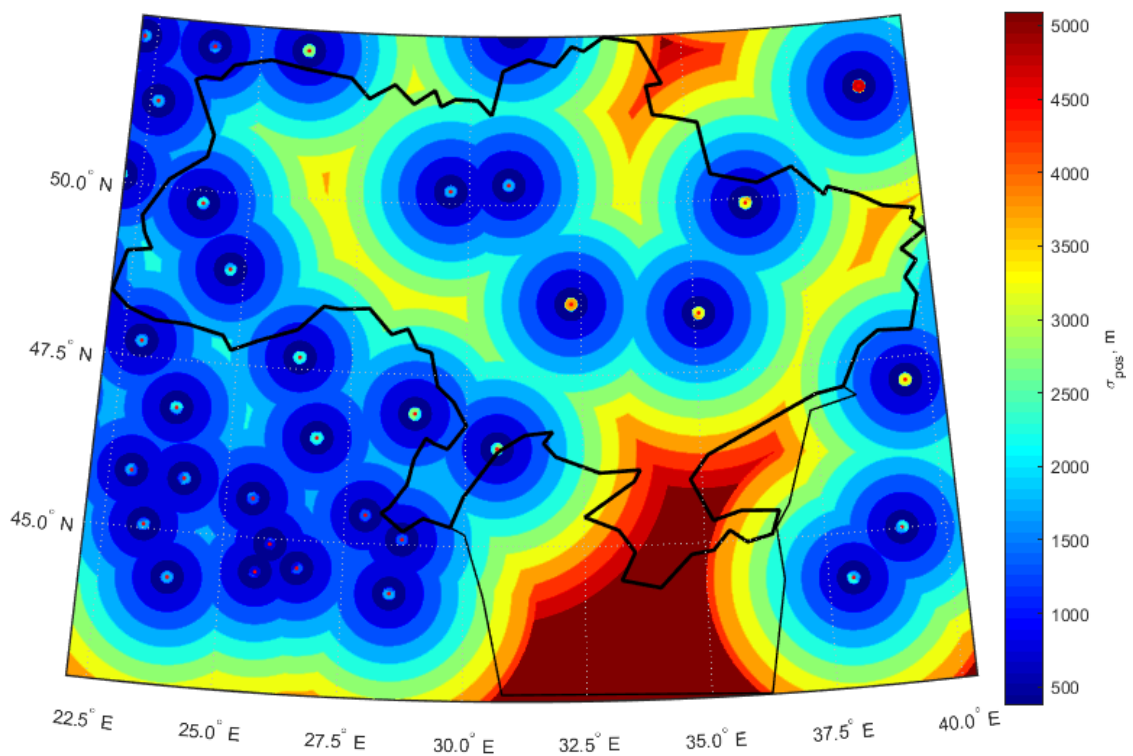


Рис. А.24. Точність позиціонування за оптимальної пари VOR/DME на FL 195

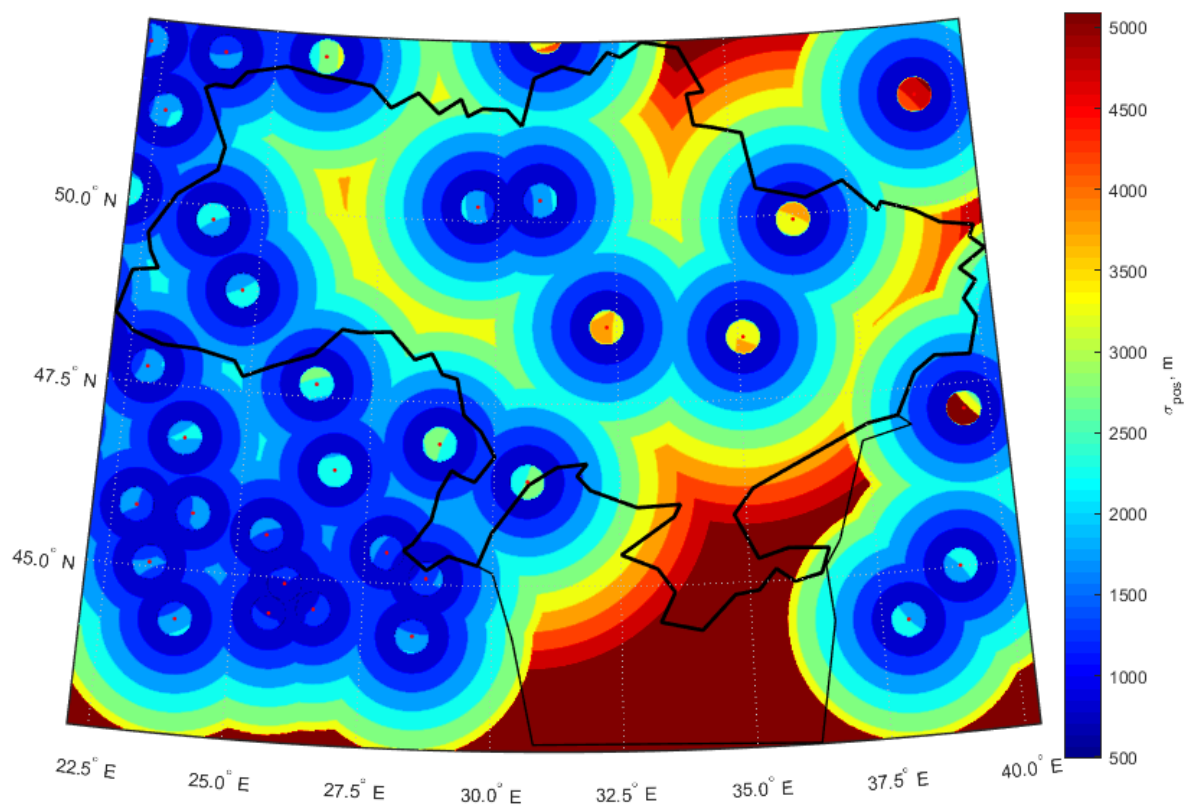


Рис. А.25. Точність позиціонування за оптимальної пари VOR/DME на FL 490

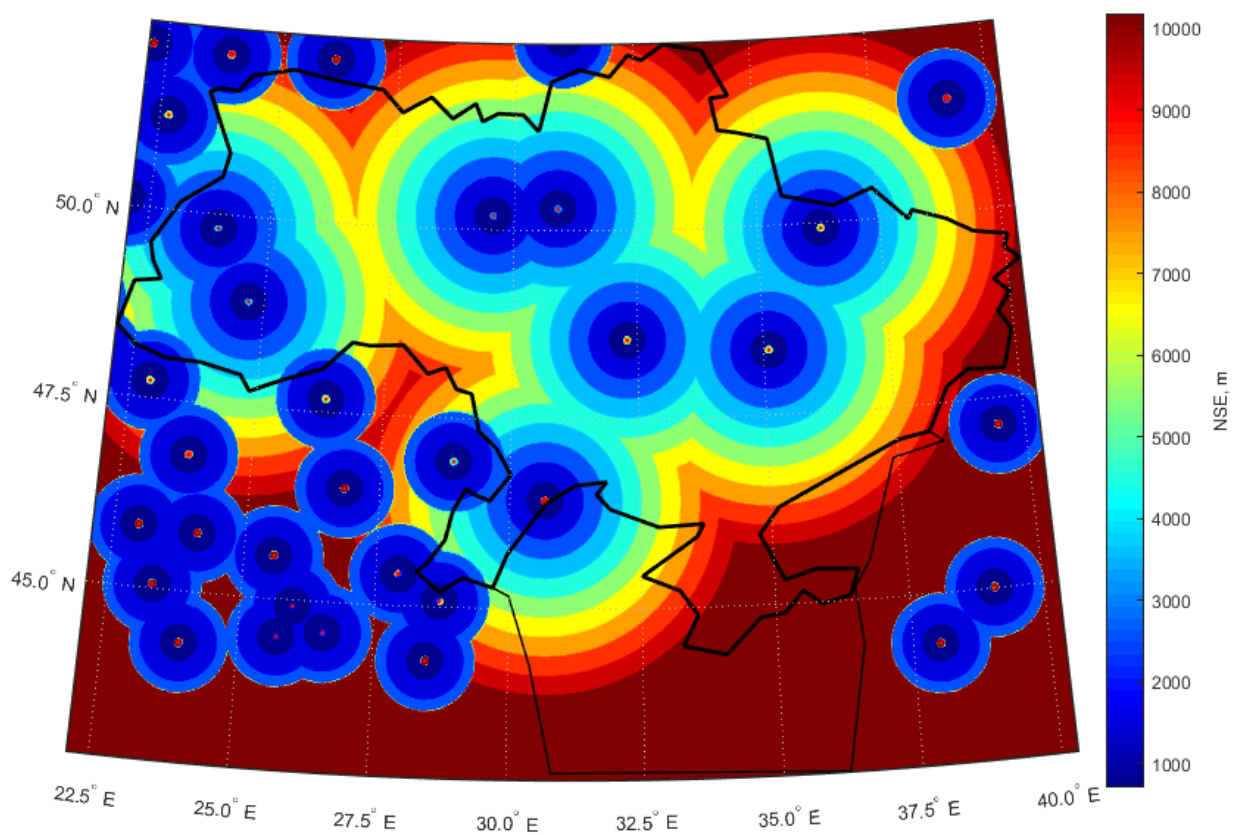


Рис. А.26. NSE за оптимальної пари VOR/DME на FL 105

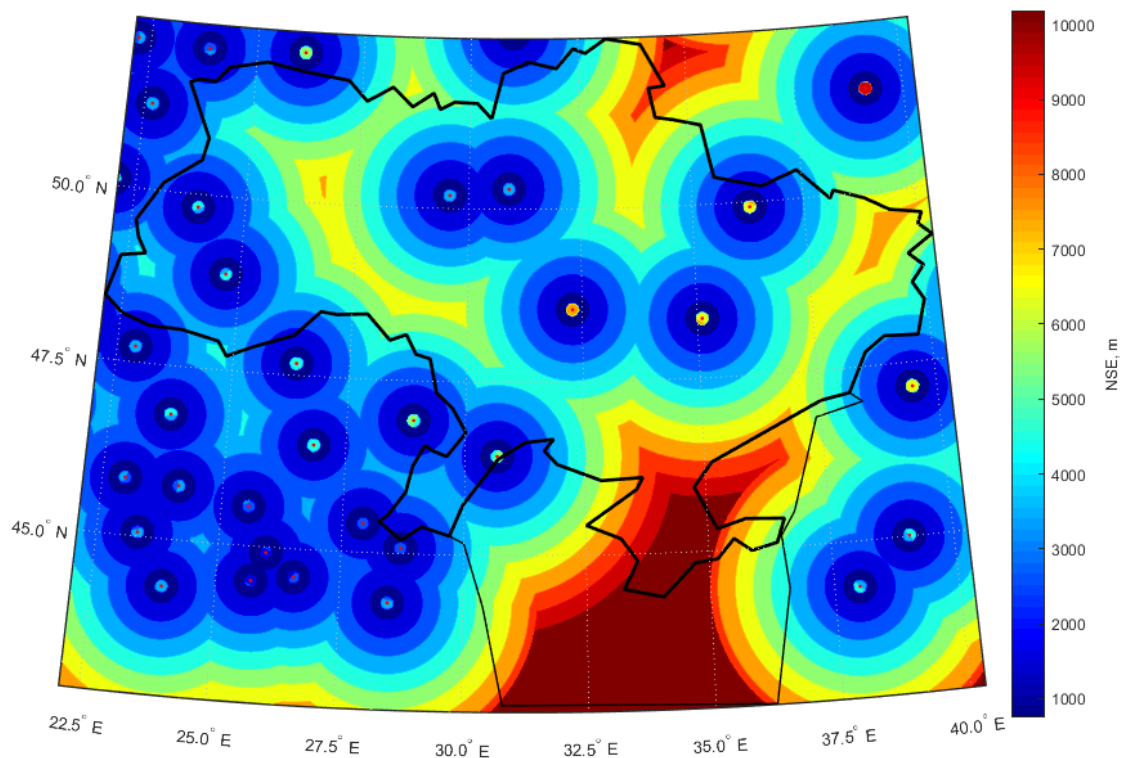


Рис. А.27. NSE за оптимальної пари VOR/DME на FL 195

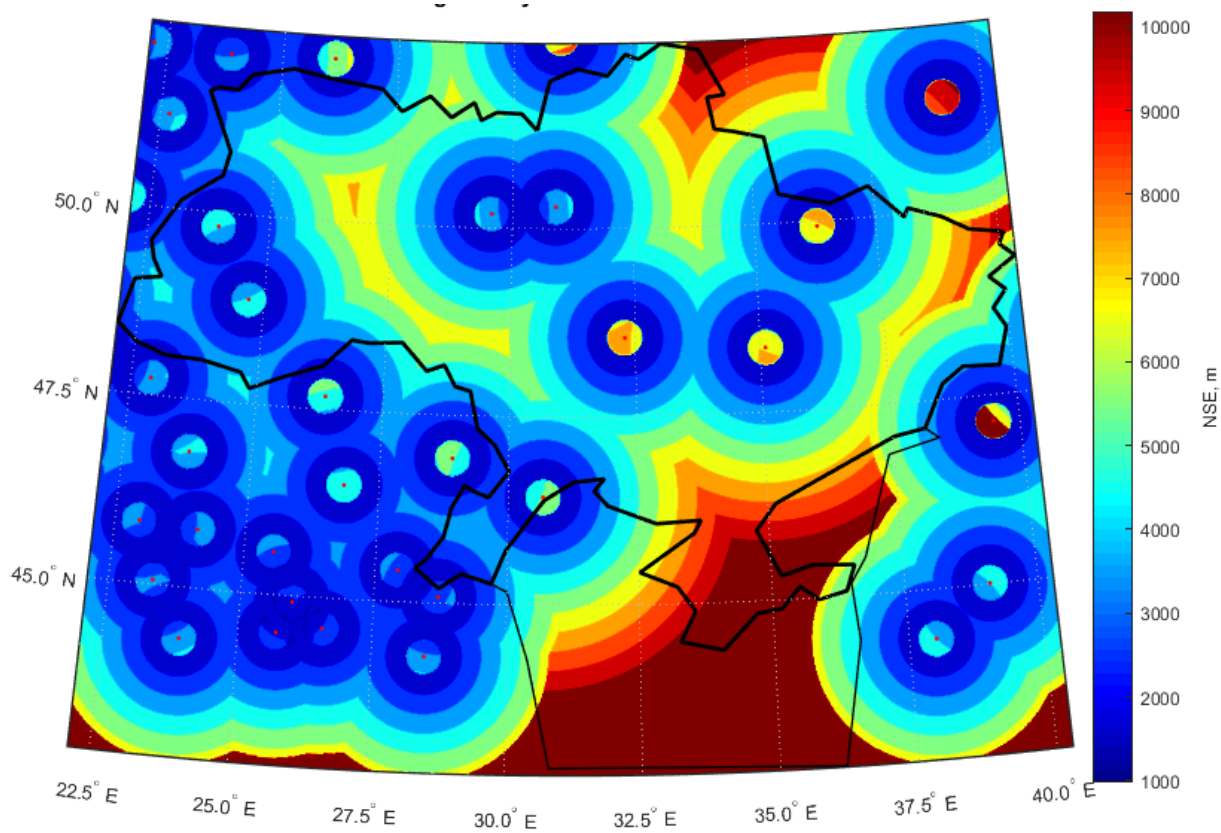


Рис. А.28. NSE за оптимальної пари VOR/DME на FL 490

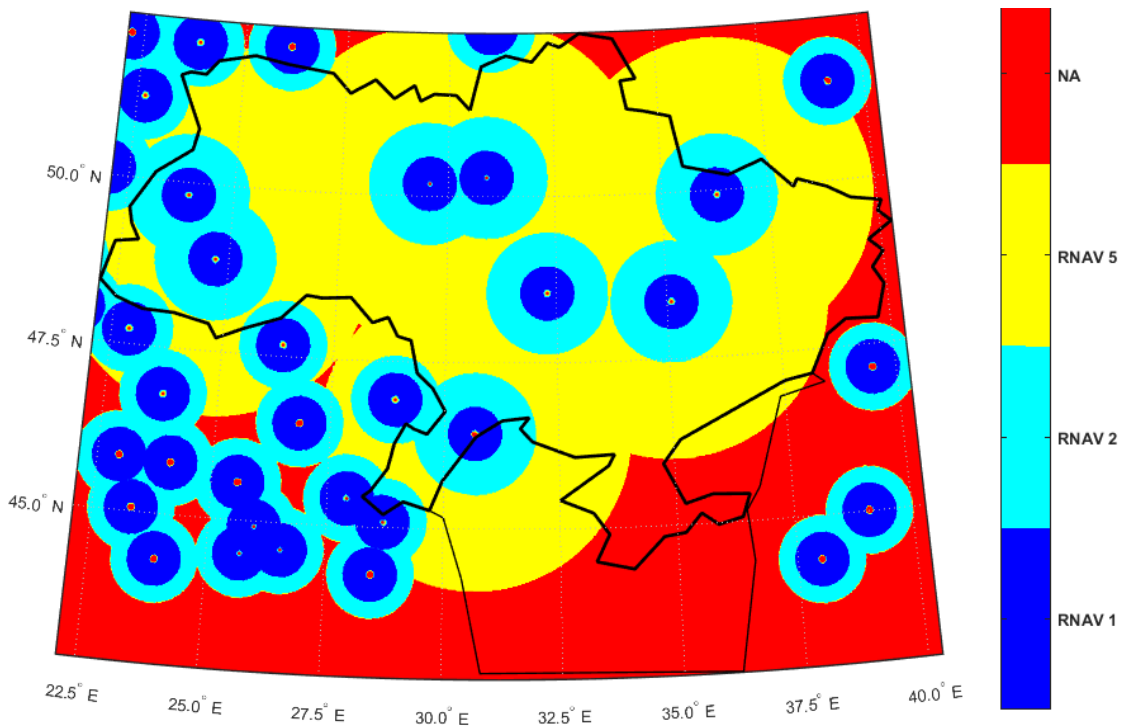


Рис. А.29. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні VOR/DME навігації на FL 105

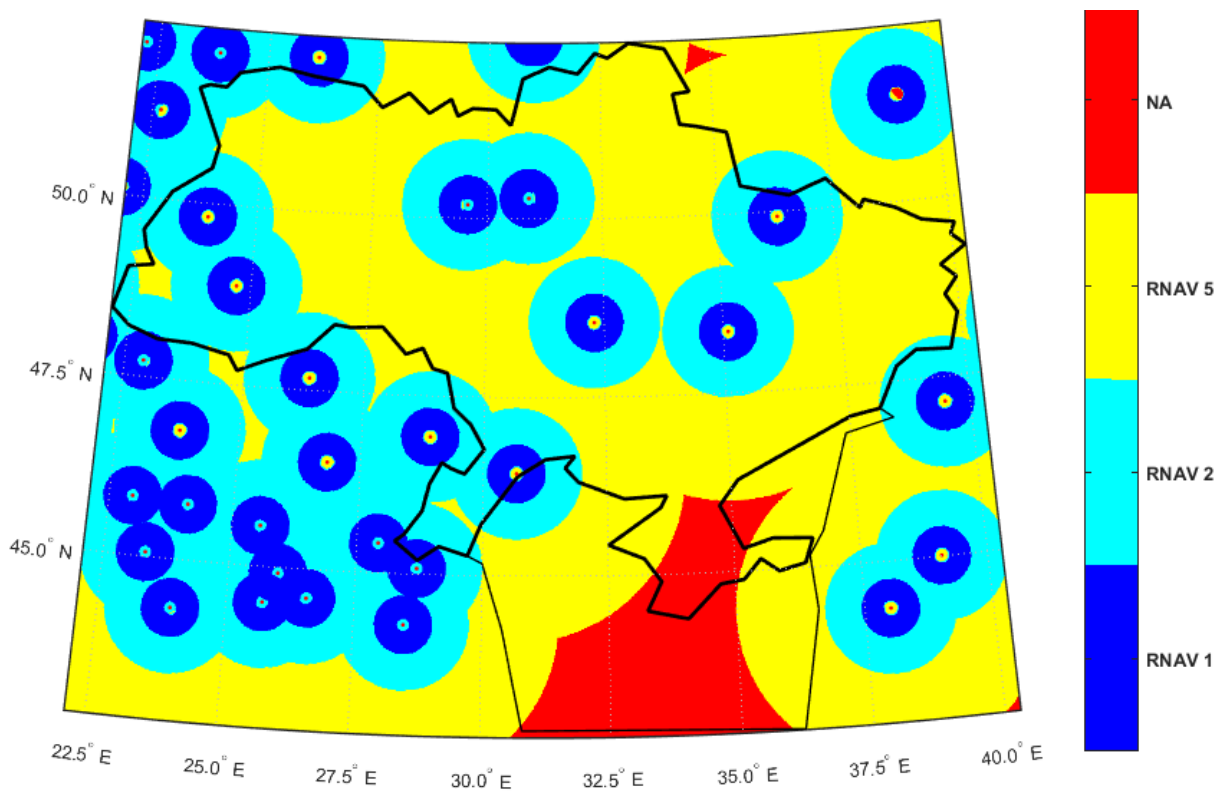


Рис. А.30. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні VOR/DME навігації на FL 195

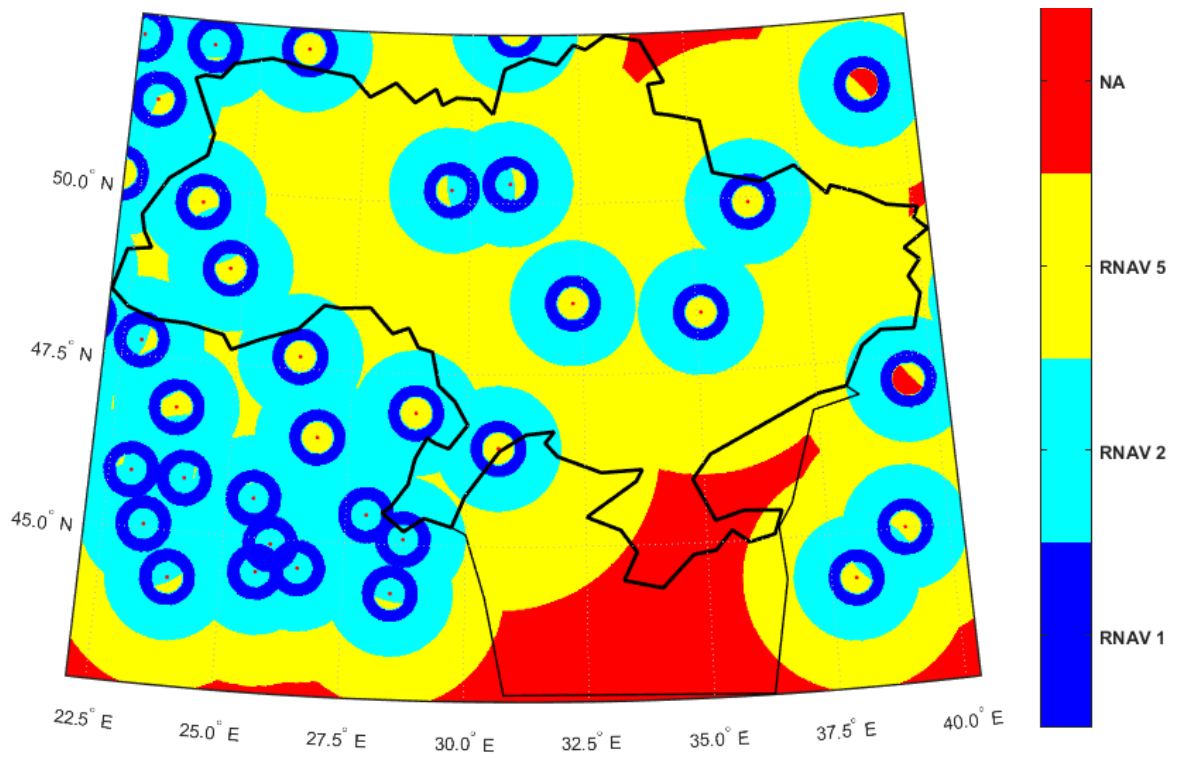


Рис. А.31. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні VOR/DME навігації на FL 490

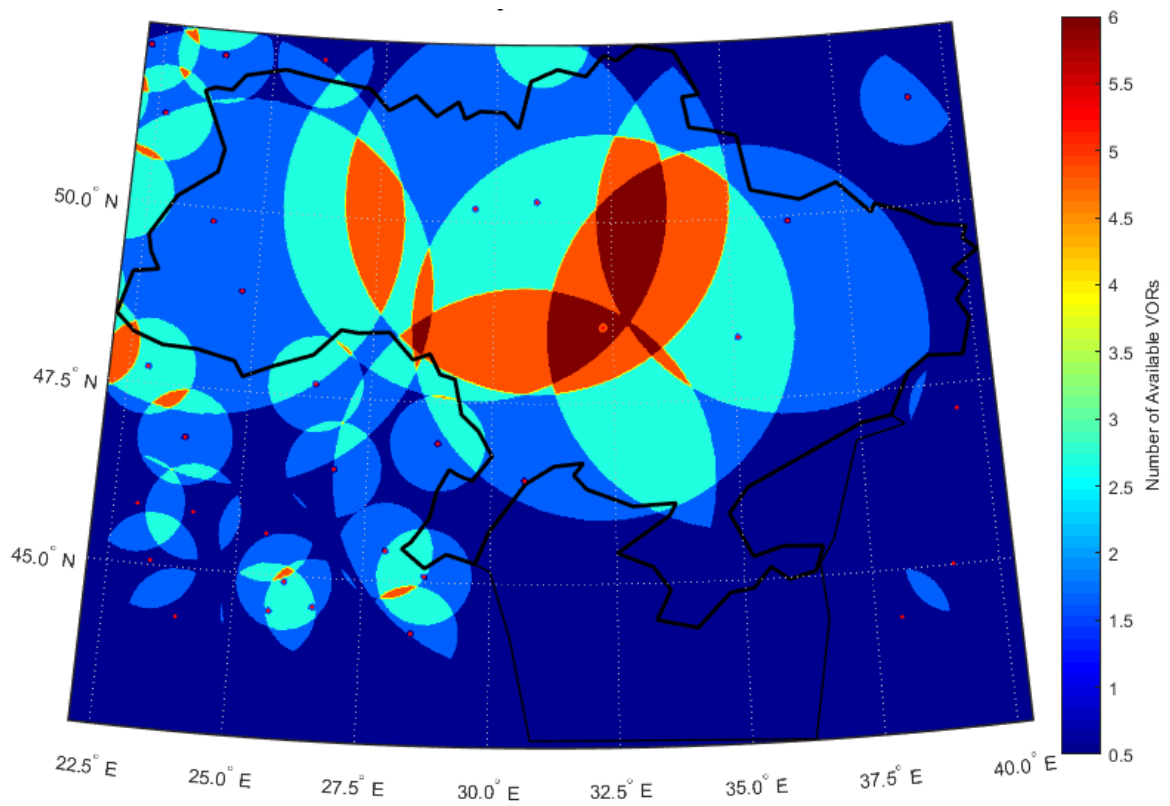


Рис. А.32. Кількість доступних радіомаяків VOR на FL 105

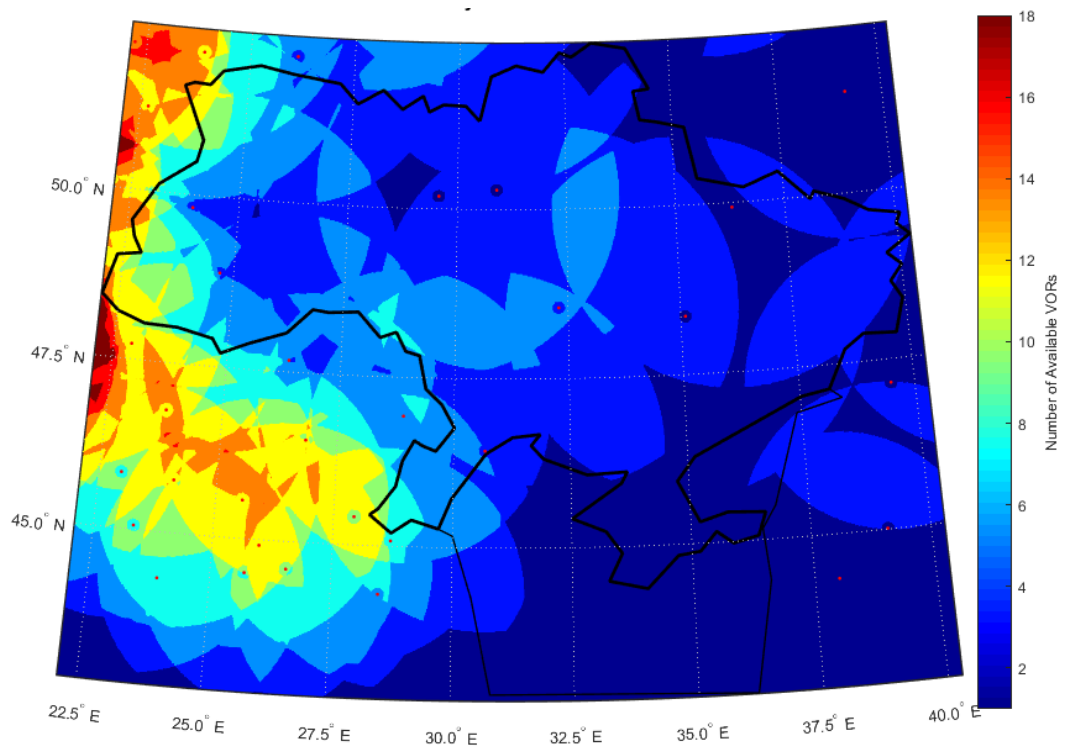


Рис. А.33. Кількість доступних радіомаяків VOR на FL 195

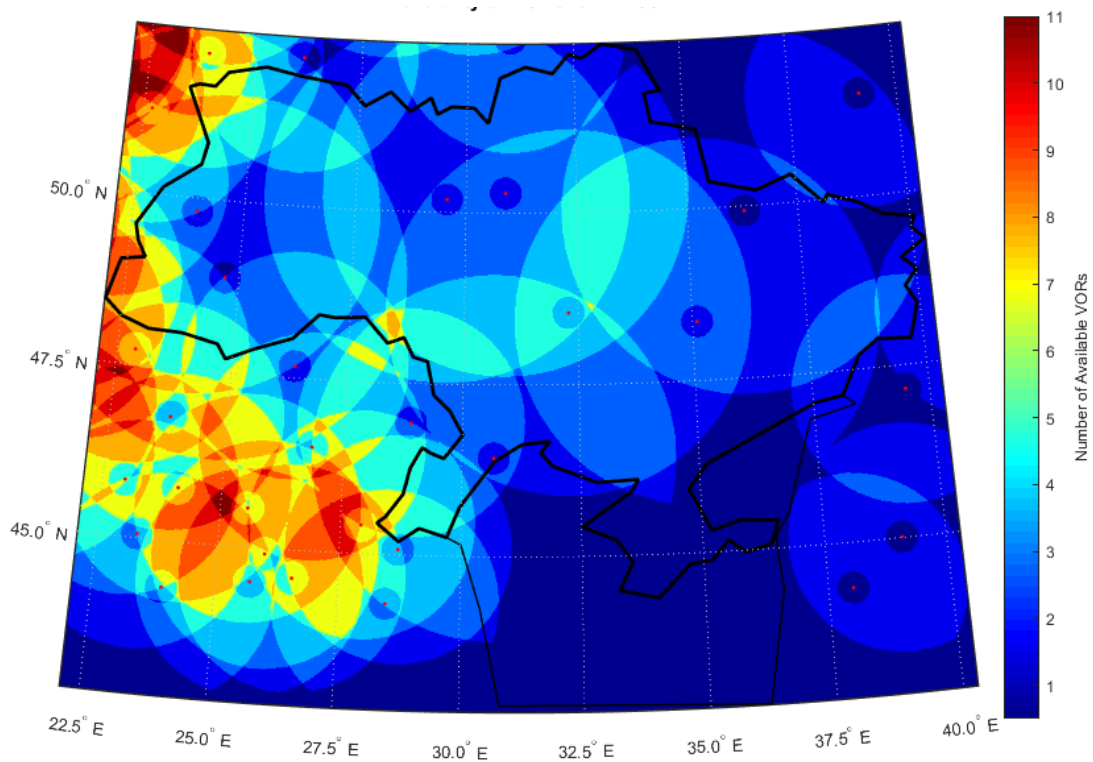


Рис. А.34. Кількість доступних радіомаяків VOR на FL 490

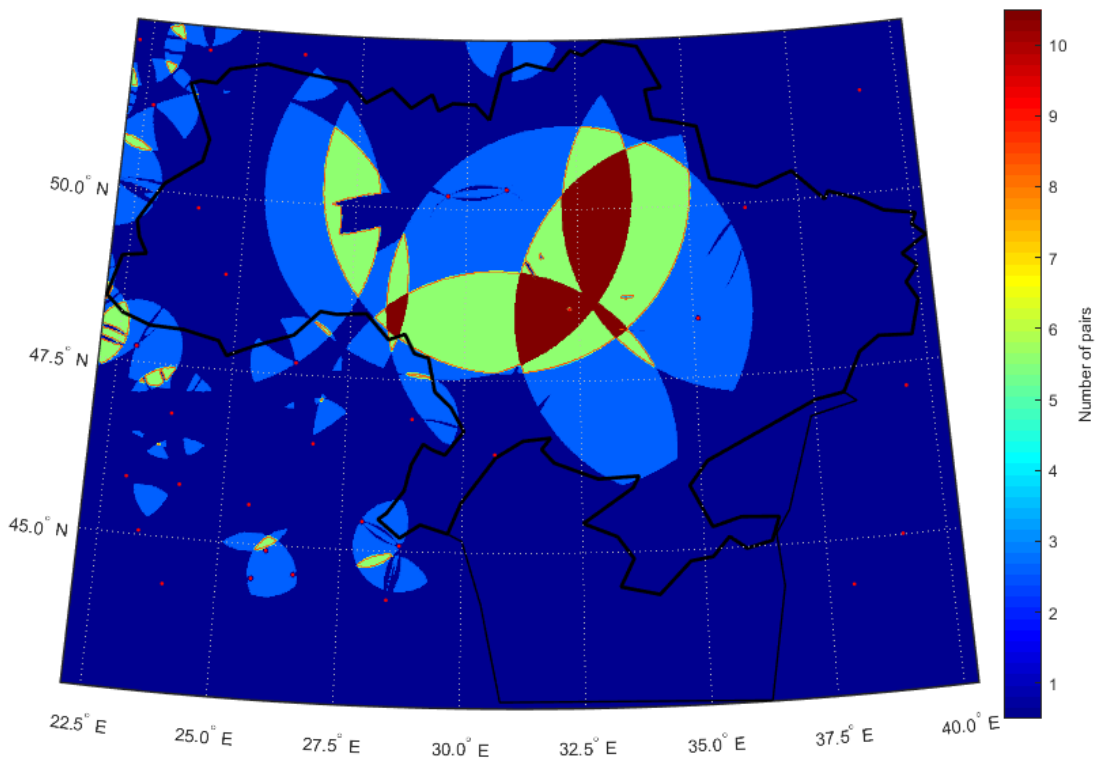


Рис. А.35. Кількість доступних пар VOR/VOR на FL 105

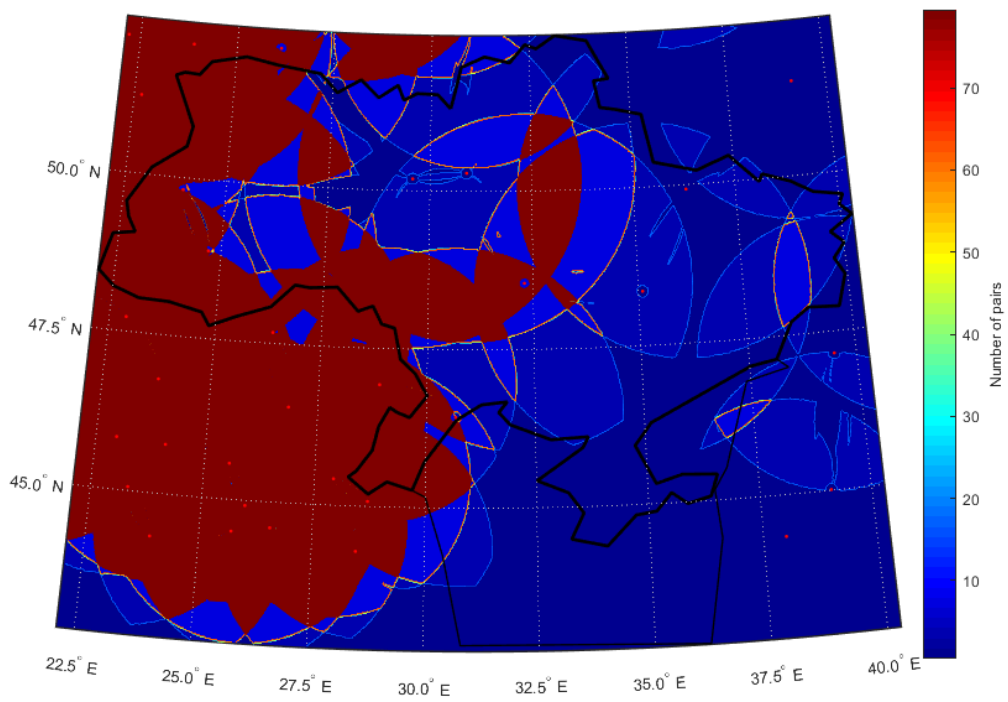


Рис. А.36. Кількість доступних пар VOR/VOR на FL 195

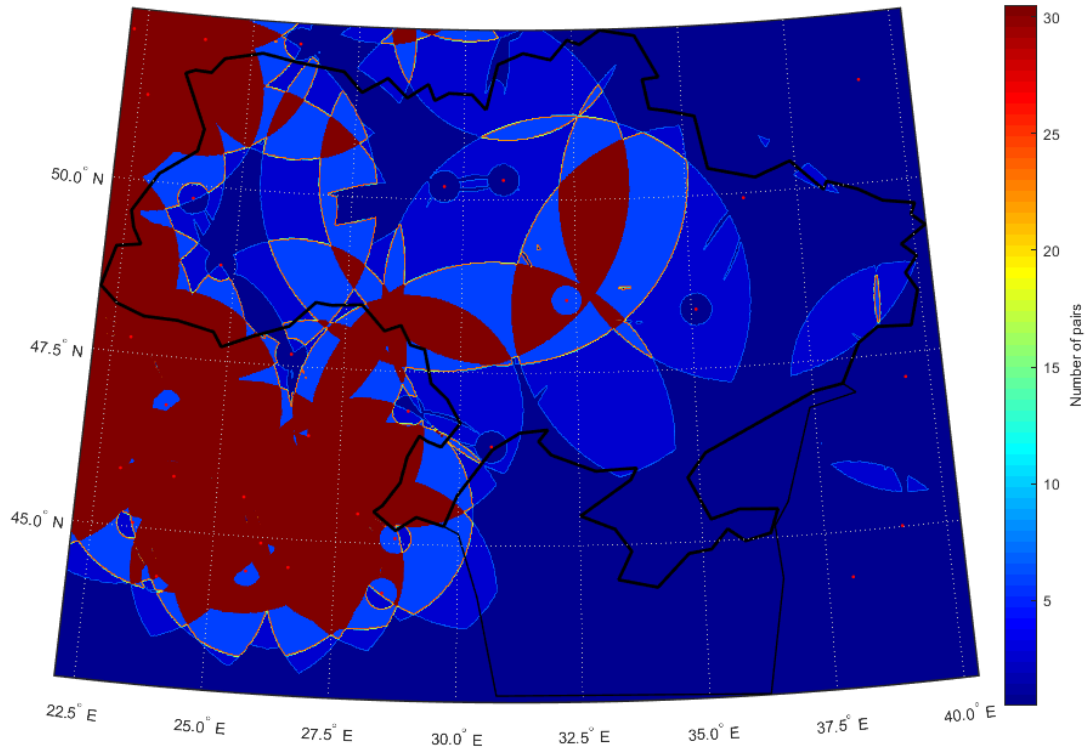


Рис. А.37. Кількість доступних пар VOR/VOR на FL 490

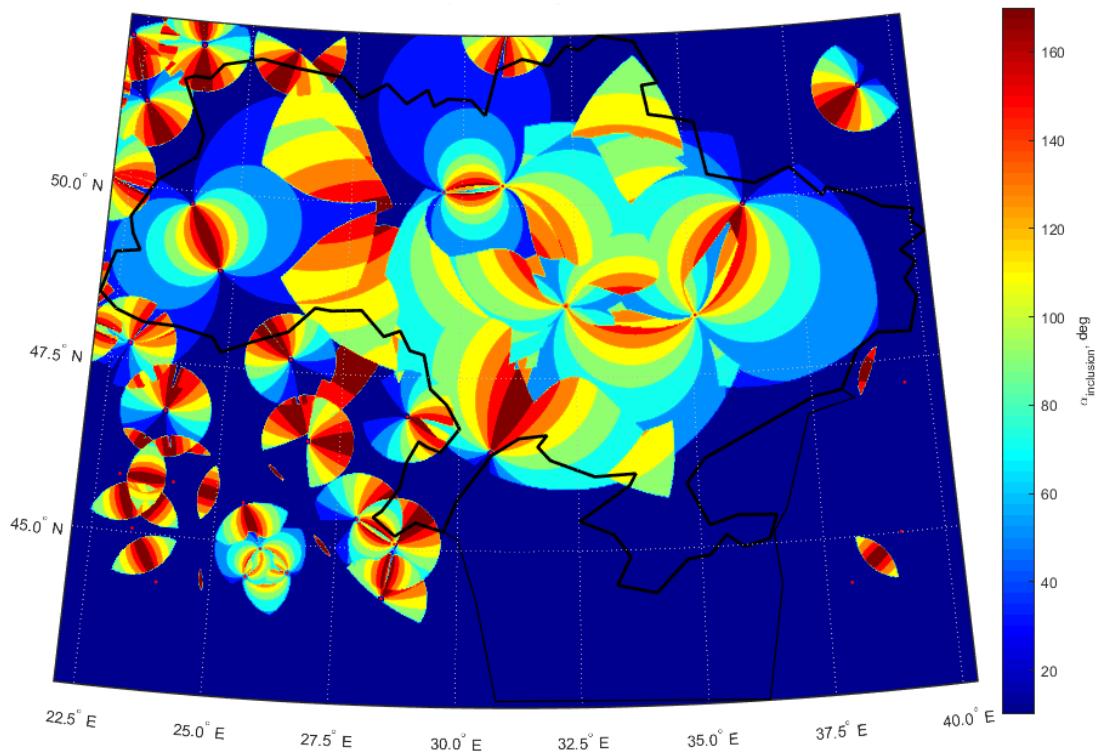


Рис. А.38. Внутрішній кут між напрямками на радіомаяки за оптимальної пари VOR/VOR на FL 105

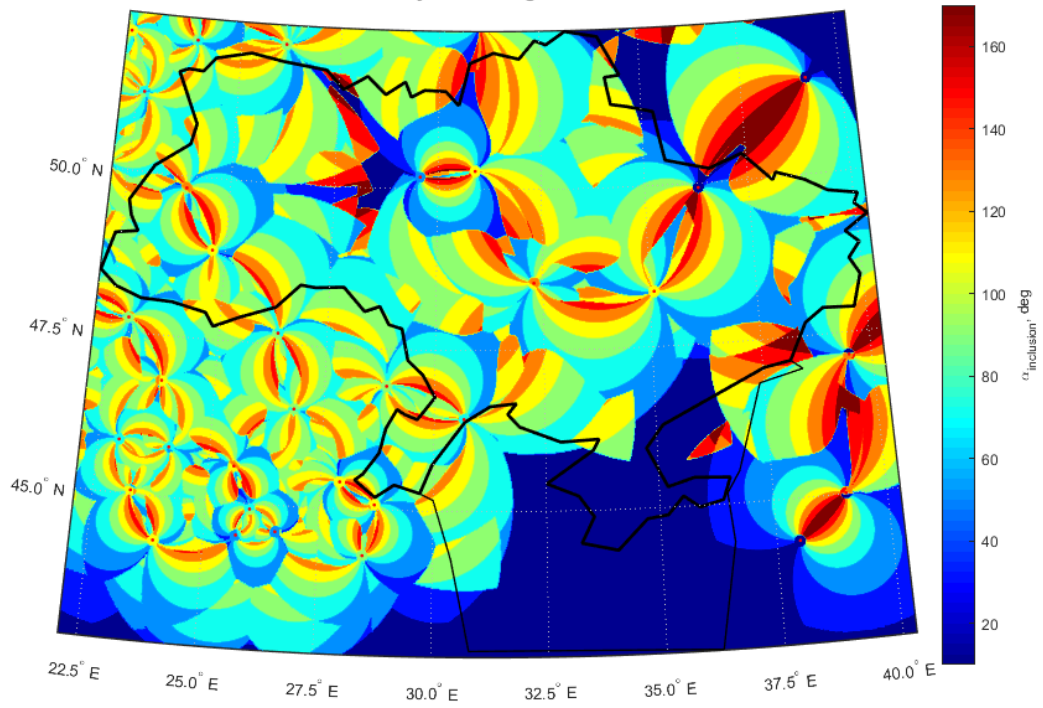


Рис. А.39. Внутрішній кут між напрямками на радіомаяки за оптимальної пари VOR/VOR на FL 195

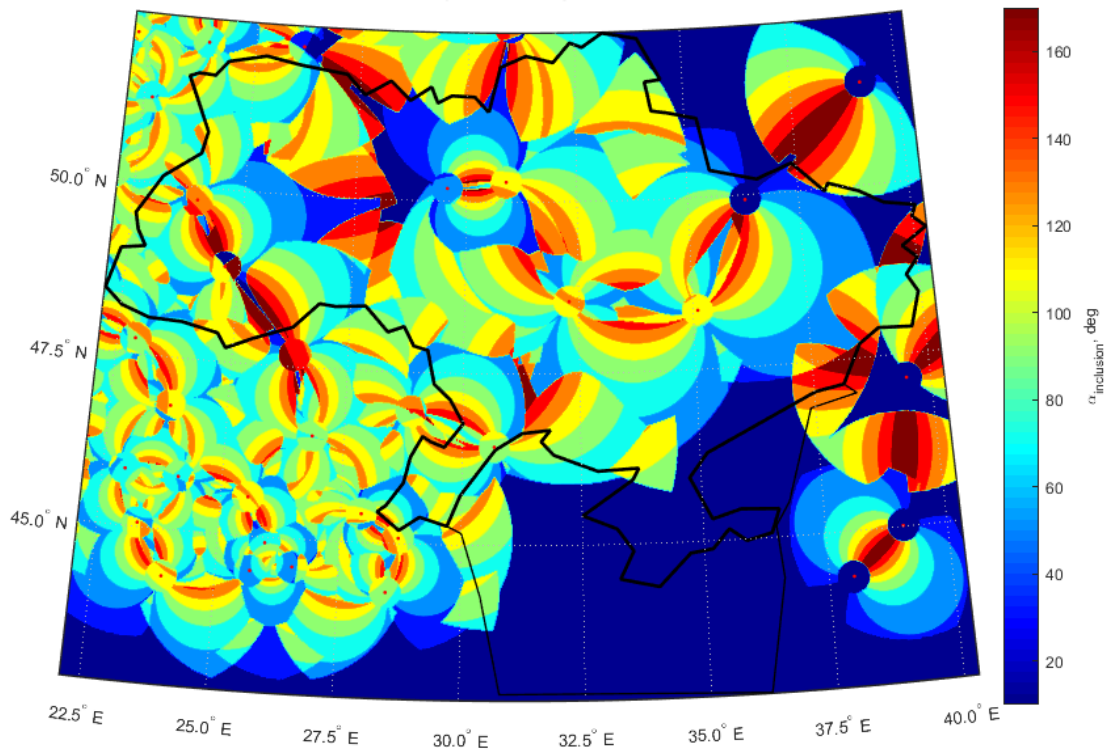


Рис. А.40. Внутрішній кут між напрямками на радіомаяки за оптимальної пари VOR/VOR на FL 490

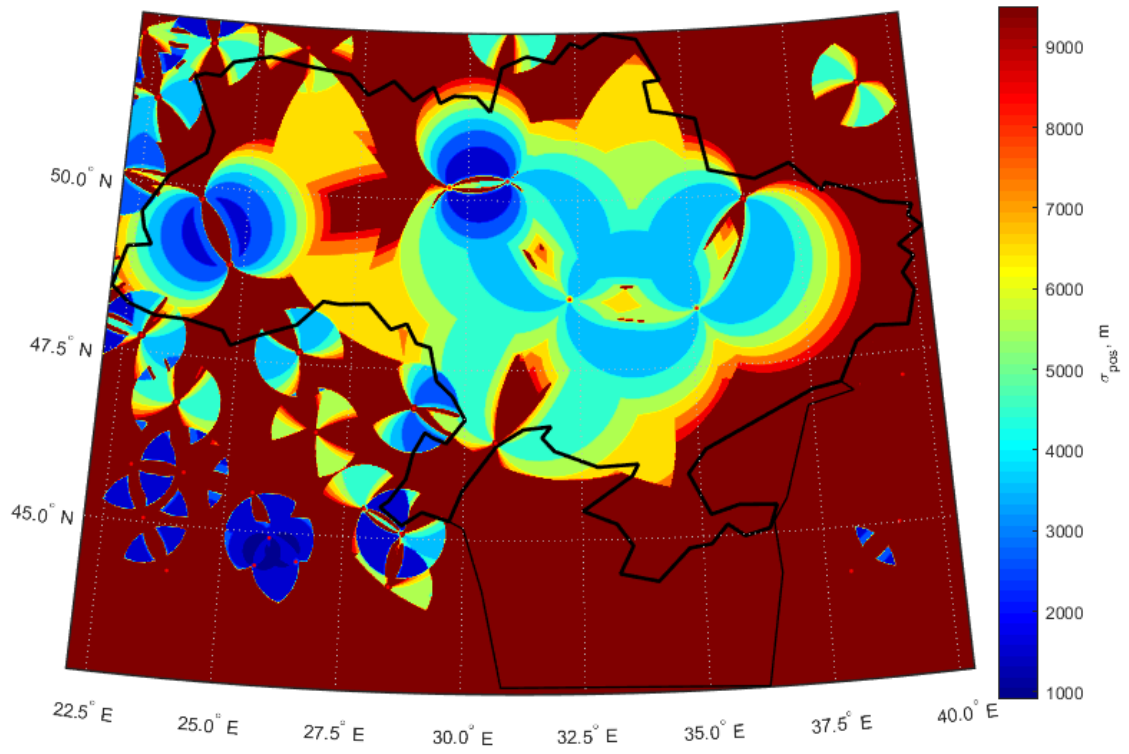


Рис. А.41. Точність позиціонування за оптимальної пари VOR/VOR на FL 105

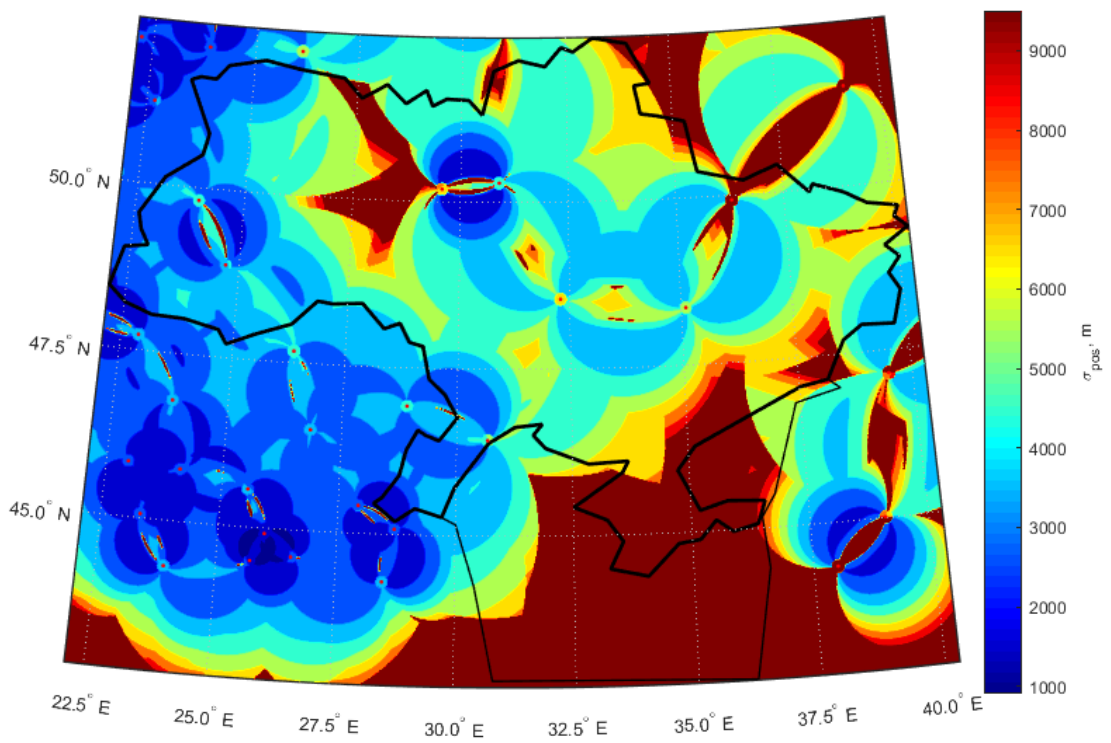


Рис. А.42. Точність позиціонування за оптимальної пари VOR/VOR на FL 195

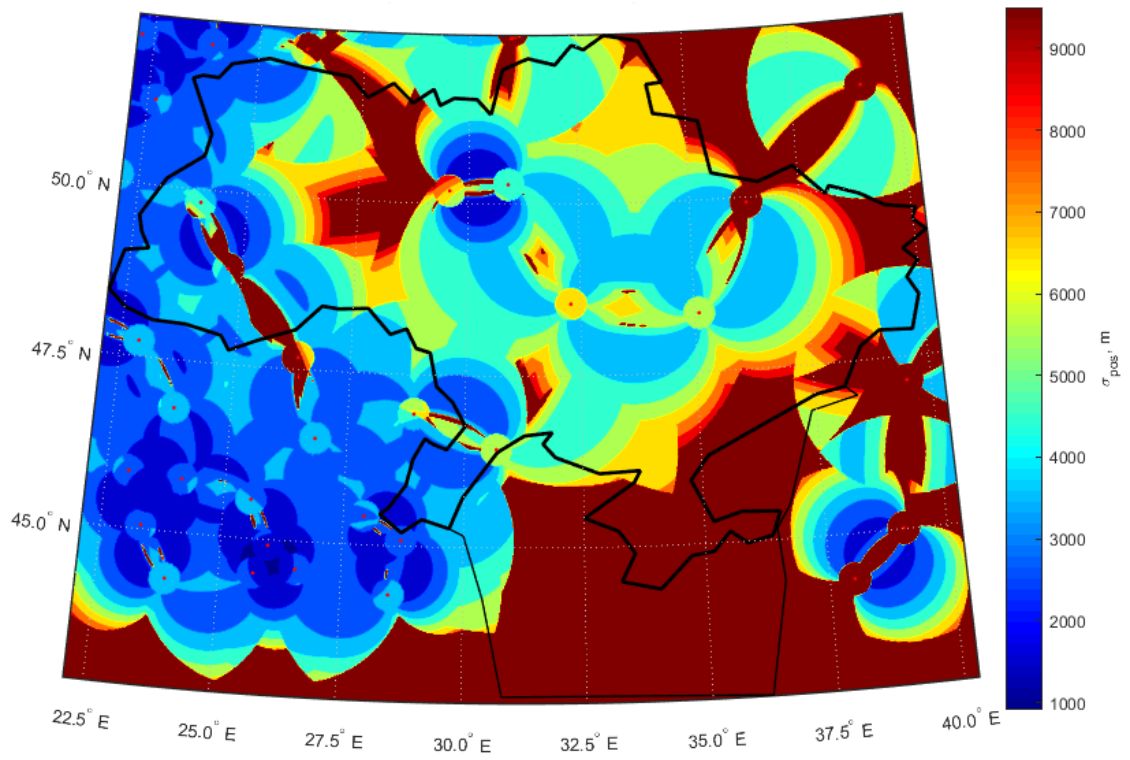


Рис. А.43. Точність позионування за оптимальної пари VOR/VOR на FL 490

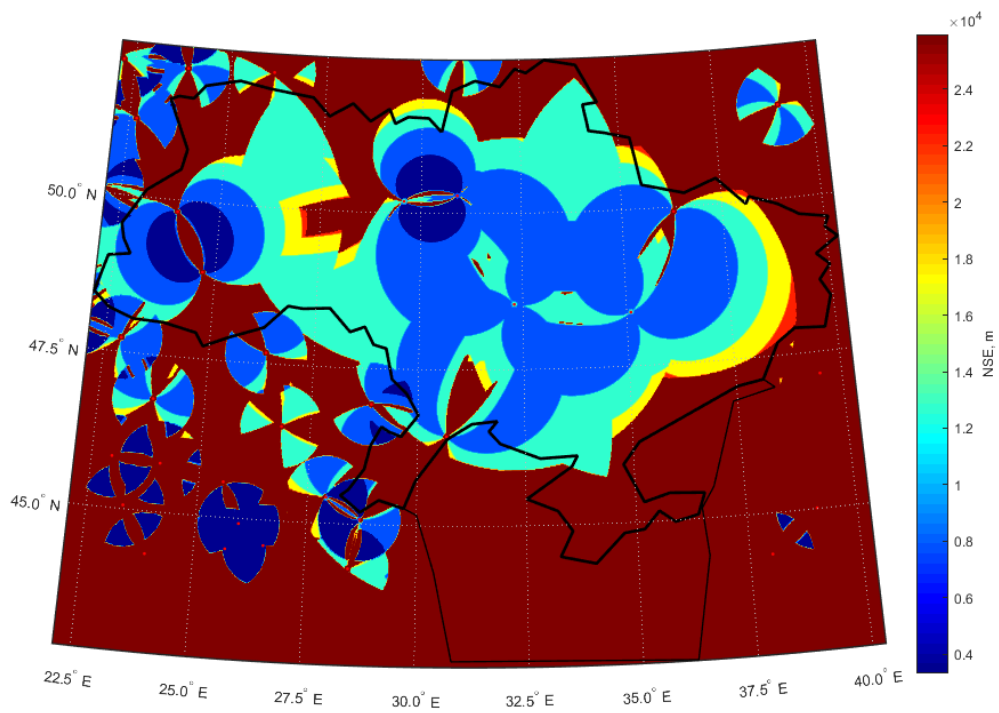


Рис. А.44. NSE за оптимальної пари VOR/VOR на FL 105

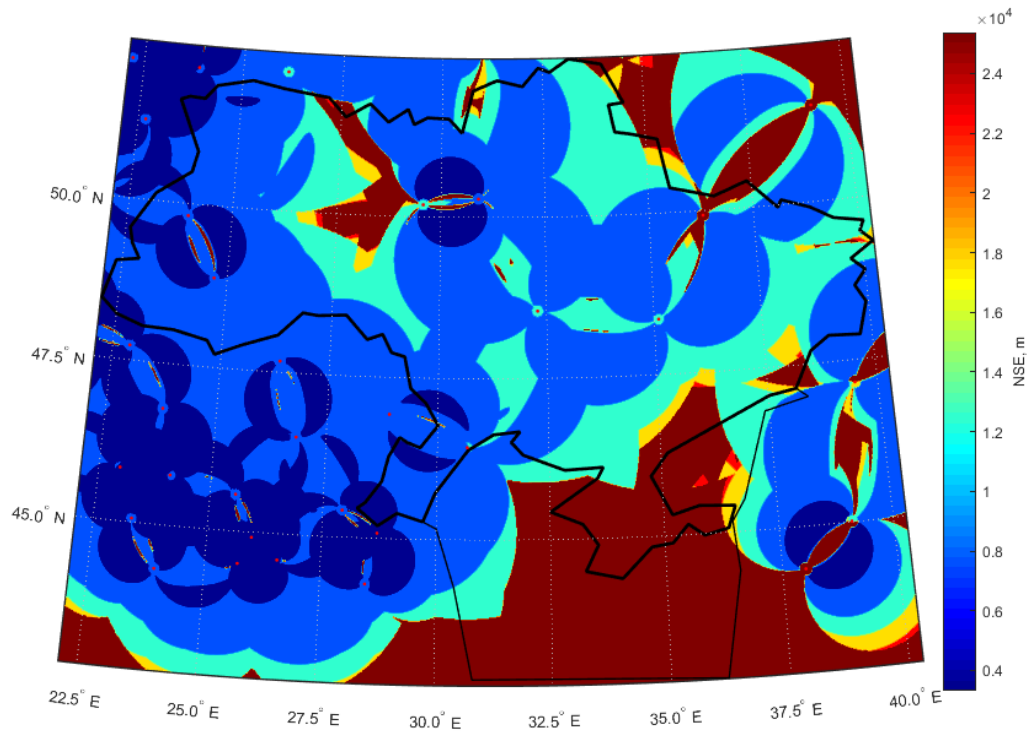


Рис. А.45. NSE за оптимальної пари VOR/VOR на висоті FL 195

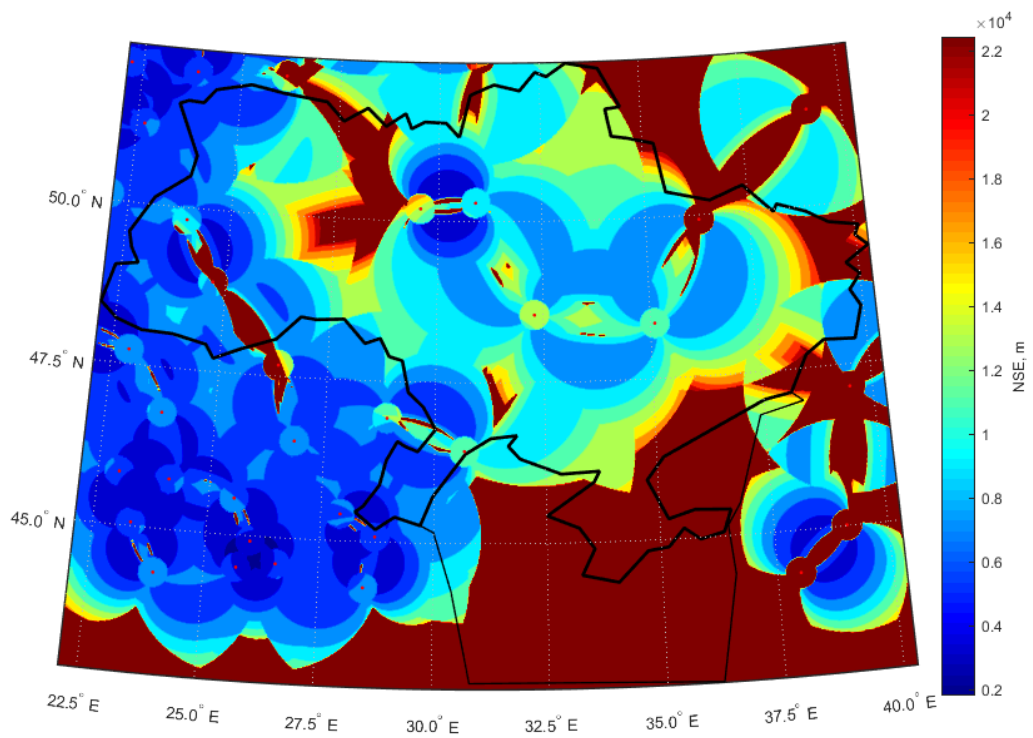


Рис. А.46. NSE за оптимальної пари VOR/VOR на висоті FL 490

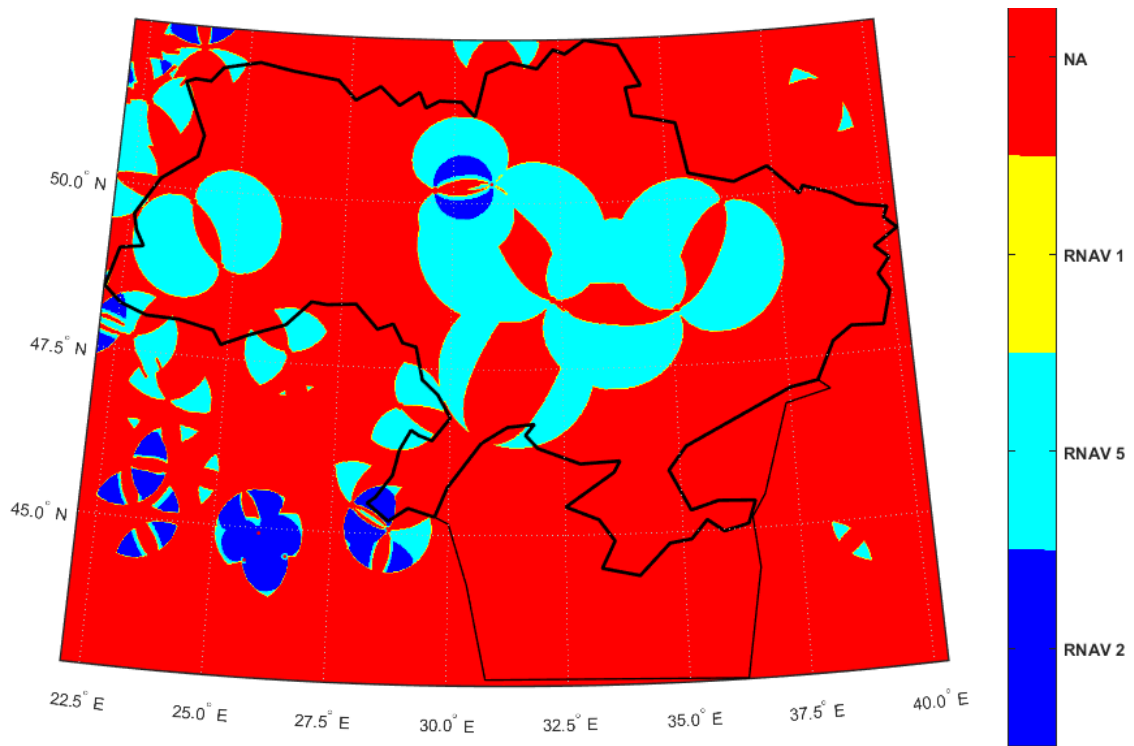


Рис. А.47. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні VOR/ VOR навігації на FL 105

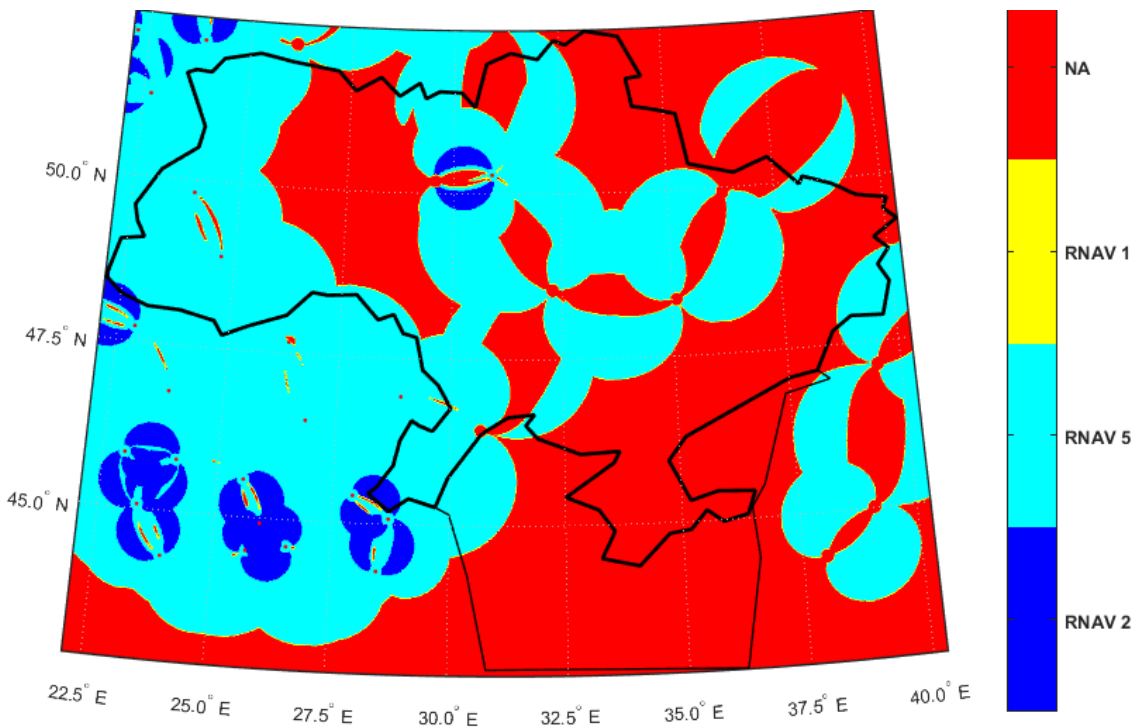


Рис. А.48. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні VOR/ VOR навігації на FL 195

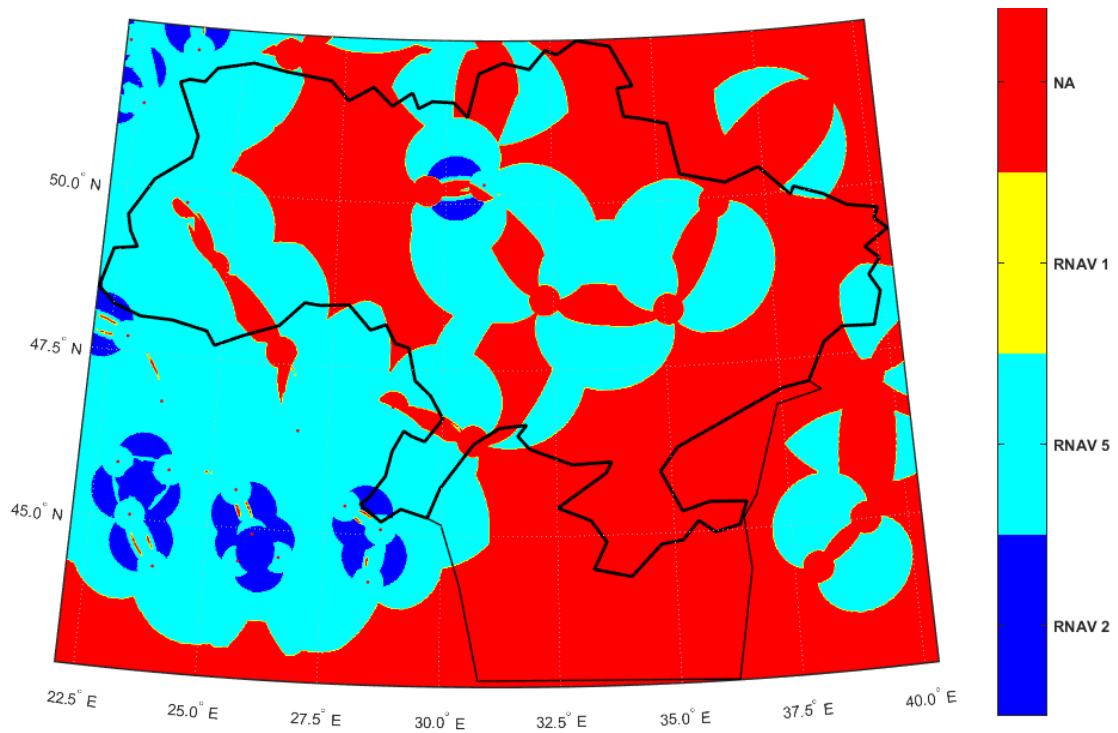


Рис. А.49. Зони повітряного простору відповідності вимогам RNAV при застосуванні VOR/ VOR навігації на висоті FL 490

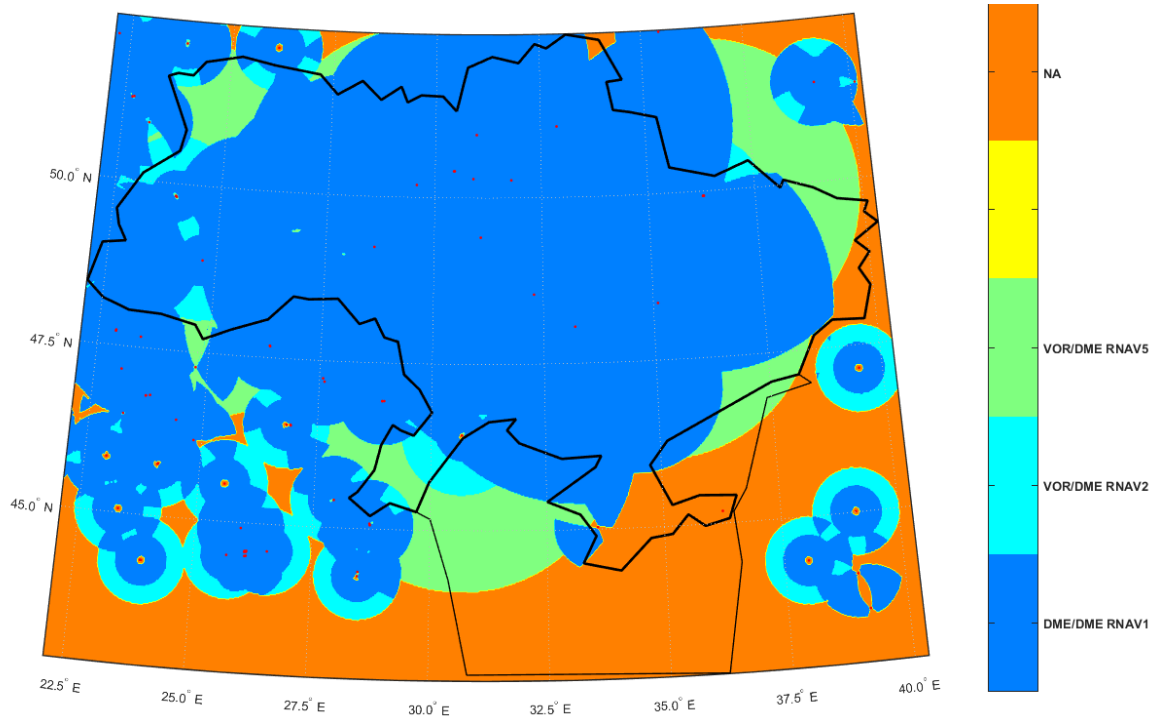


Рис. А. 50. Відповідність повітряного простору на FL 105 вимогам RNAV

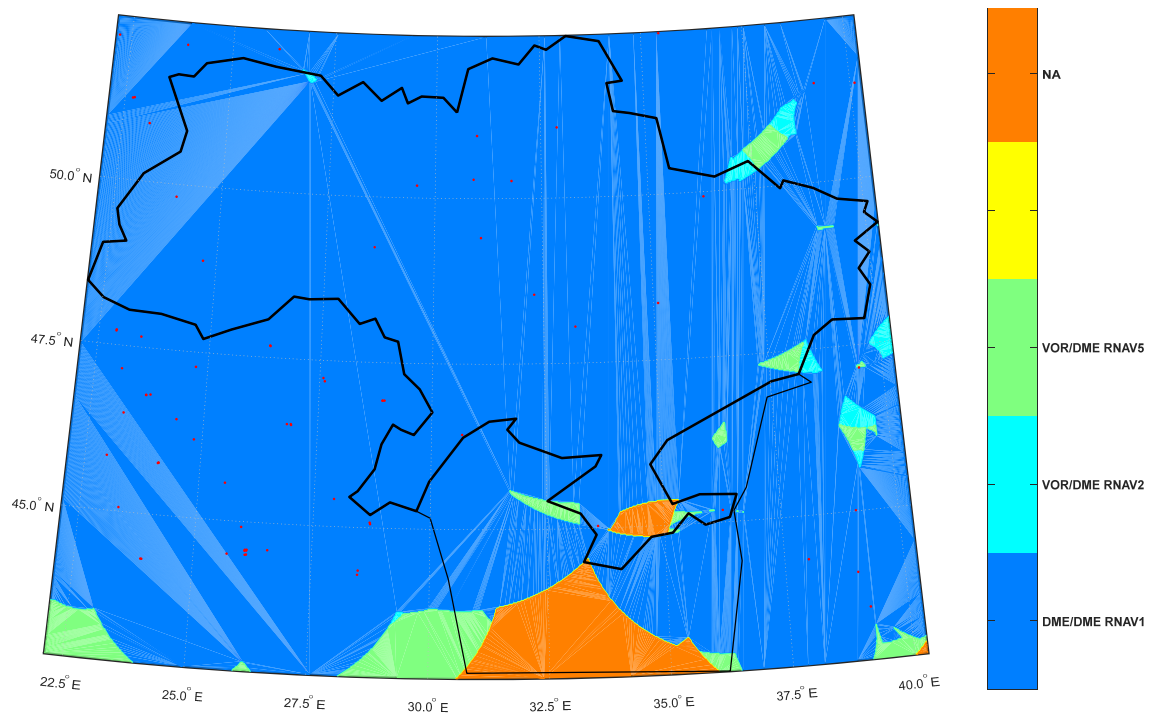


Рис. А. 51. Відповідність повітряного простору на FL 195 вимогам RNAV

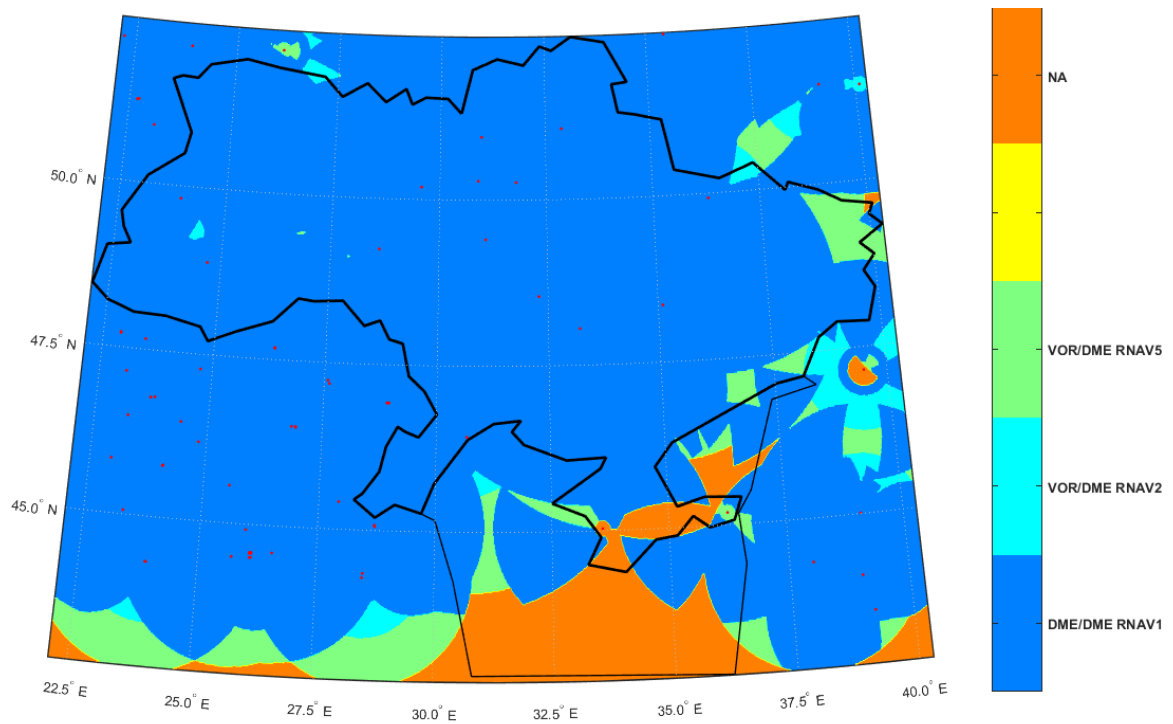


Рис. А. 52. Відповідність повітряного простору на FL 490 вимогам RNAV

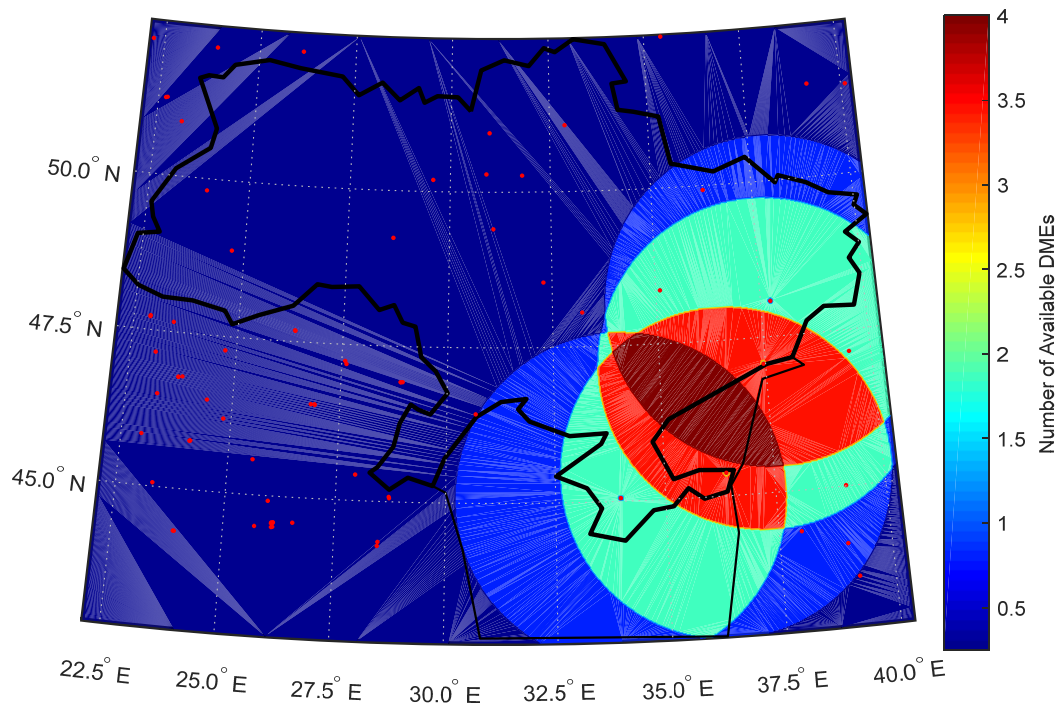


Рис. А. 53. Зміни у доступності DME у період 2013/2018 на FL 195

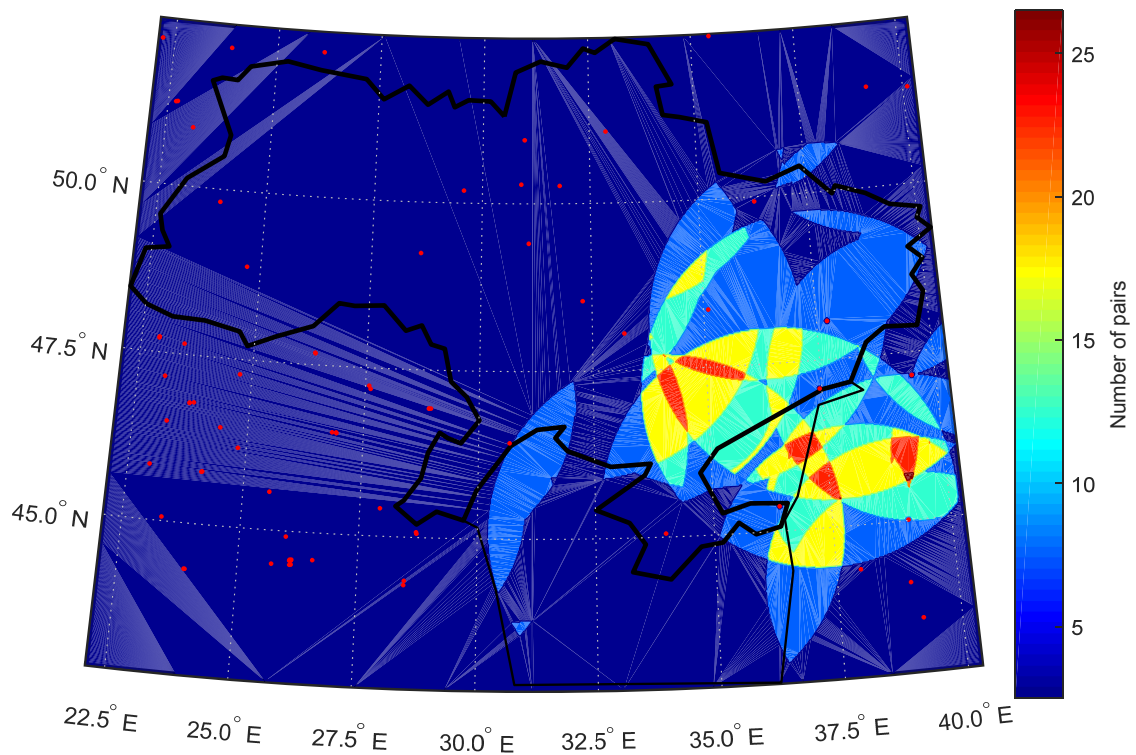


Рис. А. 54. Зміни у кількості пар DME/DME доступних для навігації у період 2013/2018 на FL 195

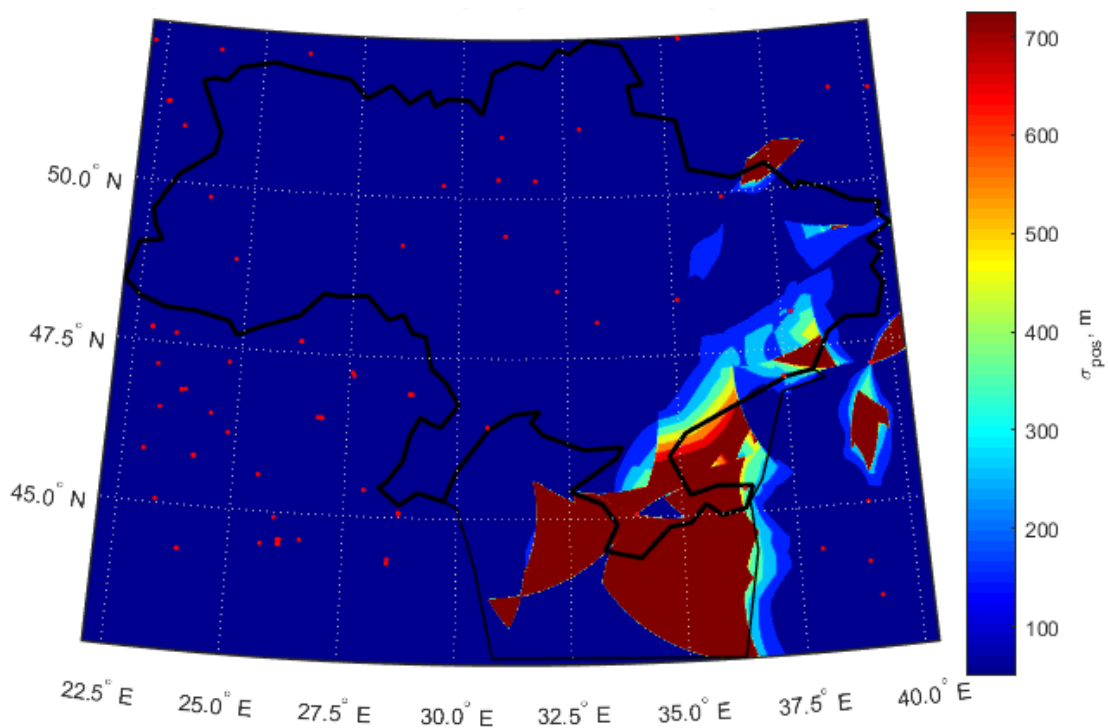


Рис. А. 55. Зона погіршення точності DME/DME позиціонування у період 2013/2018 на FL 195

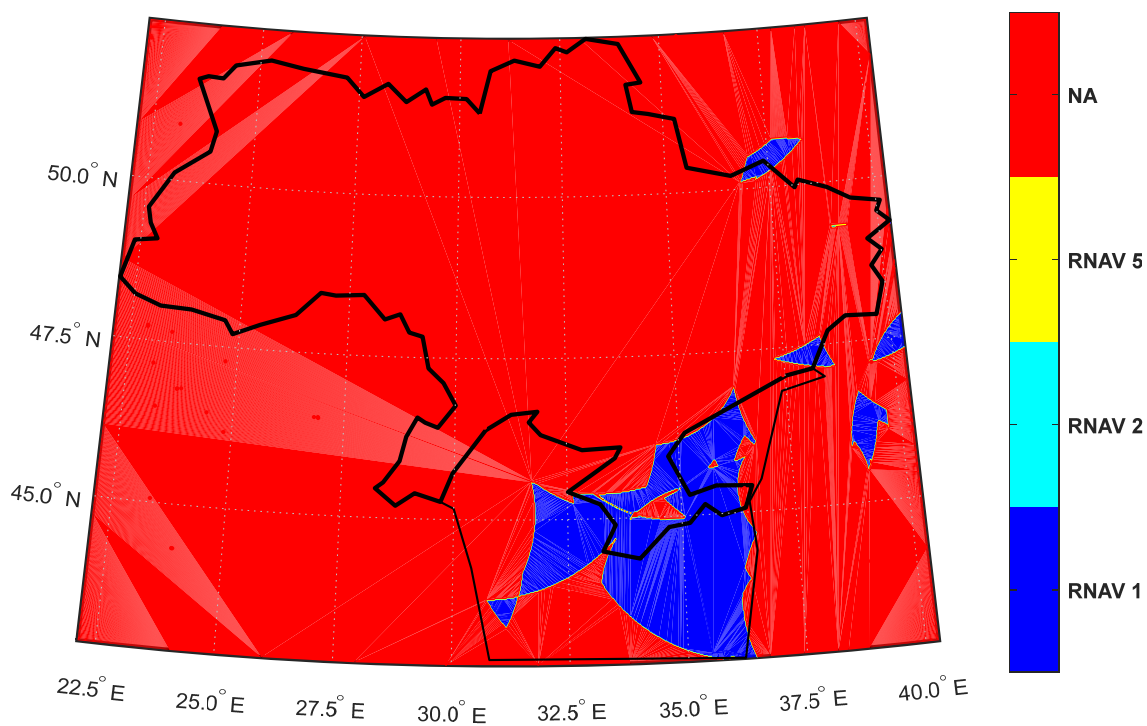


Рис. А. 56. Зона погіршення характеристик RNAV при DME/DME позиціонуванні у період 2013/2018 на FL 195

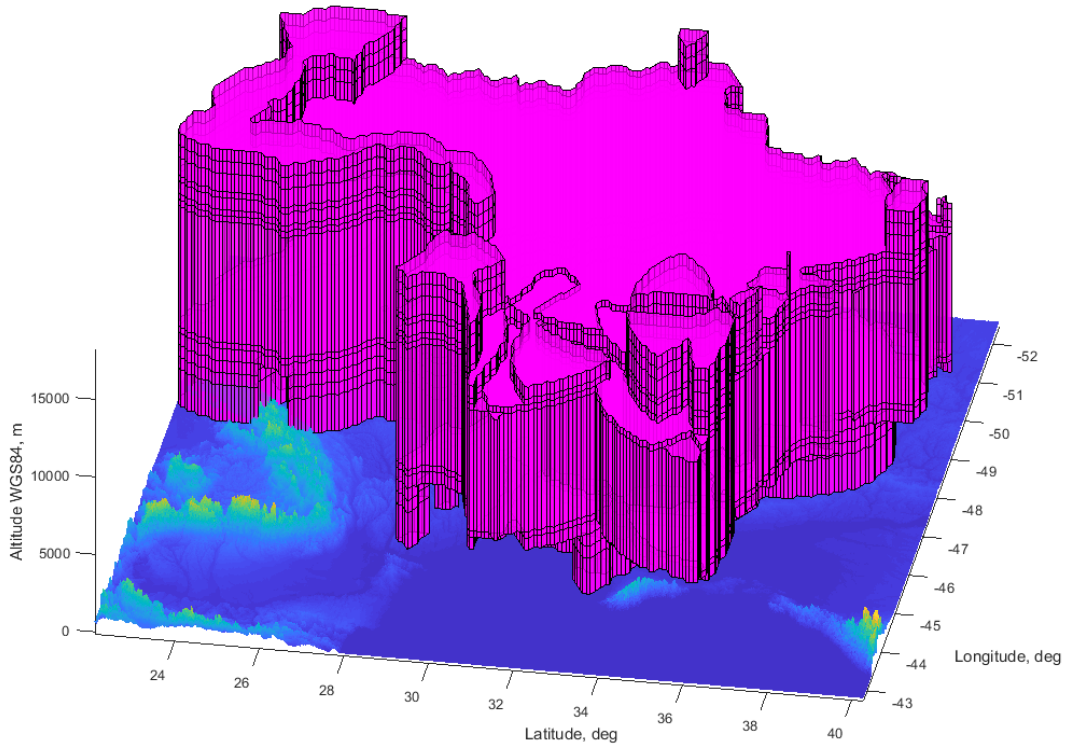


Рис. А. 57. Тривимірне зображення повітряного простору відповідності DME/DME позиціонування вимогам RNAV 1

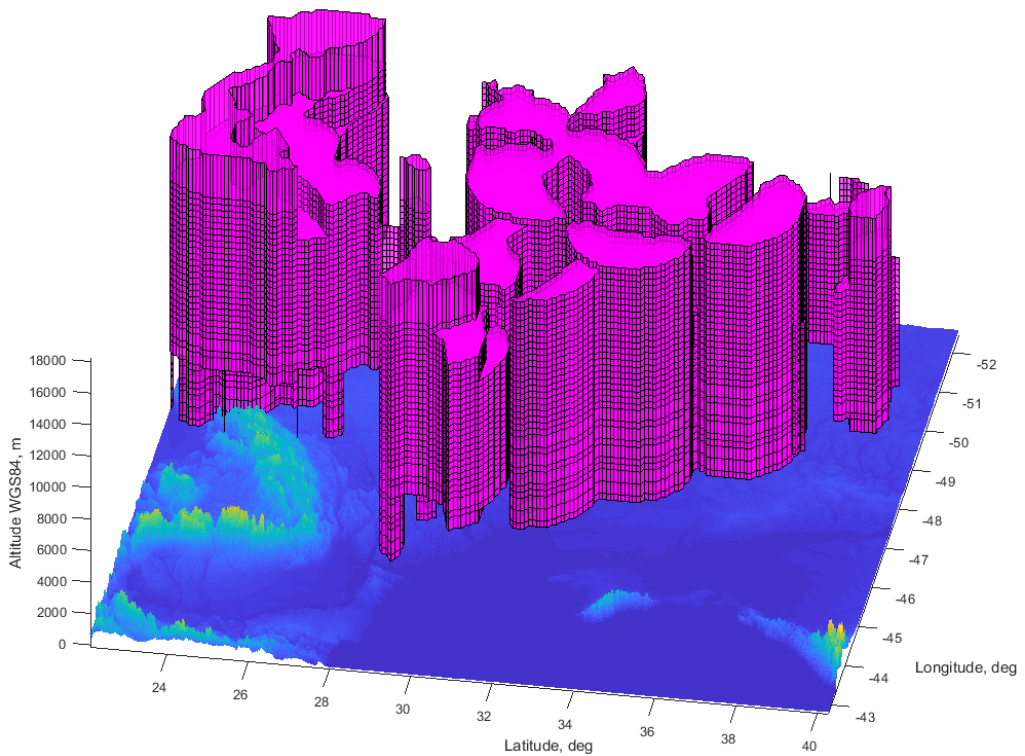


Рис. А. 58. Тривимірне зображення повітряного простору відповідності VOR/VOR позиціонування вимогам RNAV 5

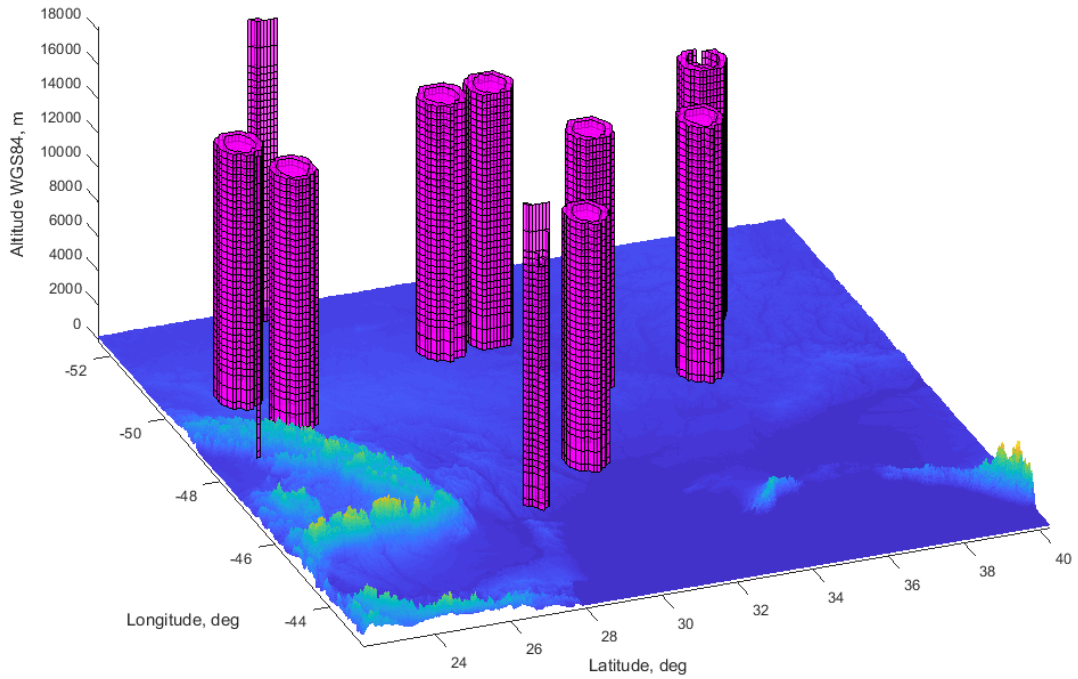


Рис. А. 59. Тривимірне зображення повітряного простору відповідності VOR/DME позиціонування вимогам RNAV 1

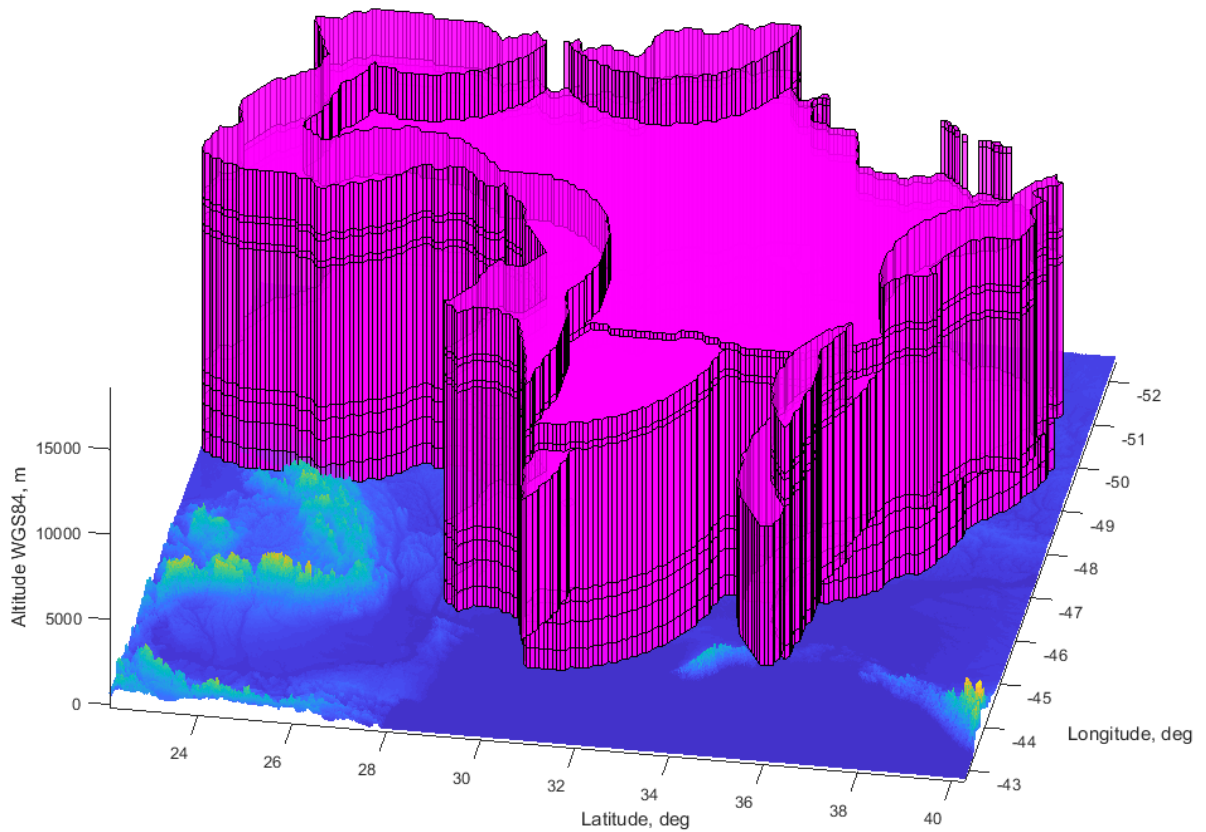


Рис. А. 60. Тривимірне зображення повітряного простору відповідності VOR/DME позиціонування вимогам RNAV 5

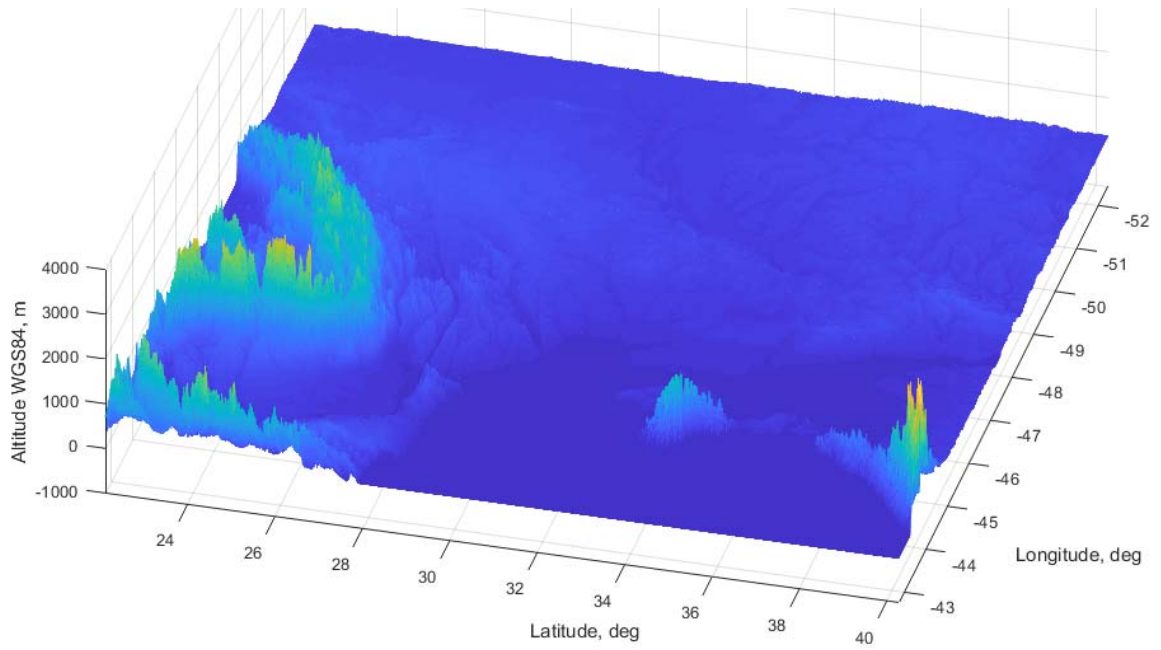


Рис. А. 61. Рельєф місцевості для території України SRTM30

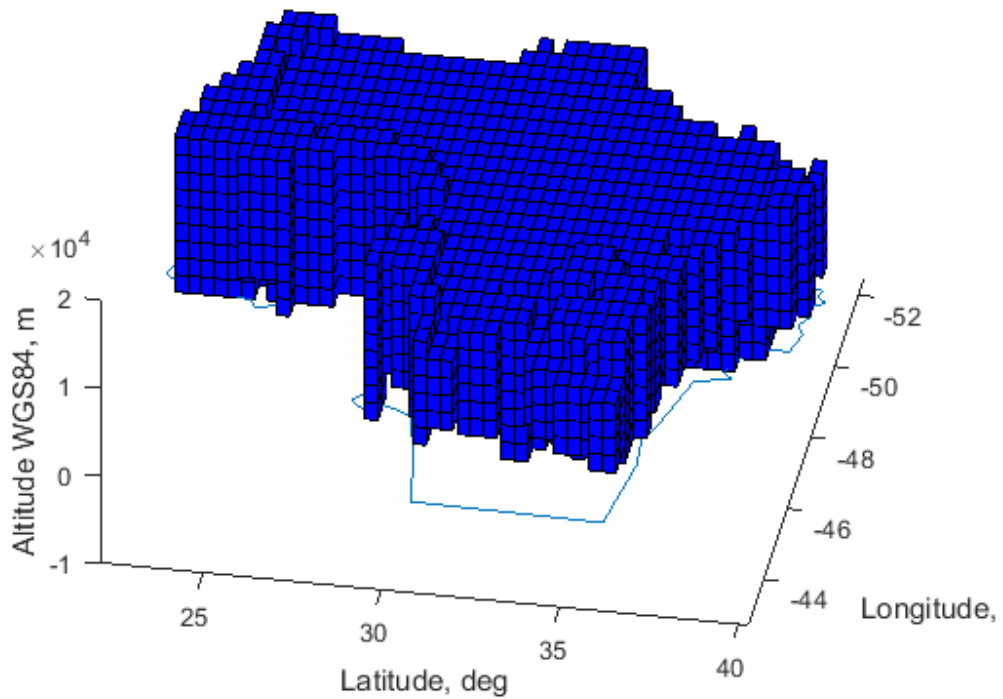


Рис. А. 62. Тривимірне зображення повітряного простору відповідності DME/DME позиціонування вимогам RNAV 1 побудоване шляхом відображення елементарних частин

Додаток Б.

Акти впровадження результатів дисертаційної роботи

Національний авіаційний університет
Доценту кафедри аеронавігаційних систем
І. Остроумову

Про впровадження результатів
дисертаційної роботи

ВІДЗИВ
про впровадження результатів дисертаційної роботи
Остроумова Івана Вікторовича

Цей відзив підтверджує, що результати дисертаційної роботи на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук докторанта кафедри Аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету Остроумова Івана Вікторовича на тему «Методологічні засади комплексного позиціонування літальних апаратів за сукупністю навігаційних засобів в умовах ризику» впроваджені та використані в департаменті з розвитку Украероруху.

1. Вид впроваджених результатів:

- модель оцінювання характеристик поля навігаційних сигналів сформованих наземними радіонавігаційними засобами у тривимірному просторі;
- результати аналізу стану аеронавігаційного забезпечення у повітряному просторі України відповідно до вимог навігації, заснованої на характеристиках (PBN);
- результати оцінювання ризику втрати позиціонування за наземними радіонавігаційними засобами у повітряному просторі України;
- результати дослідження змін у розподілі поля характеристик радіонавігаційних засобів для повітряного простору України, що стали результатом втрати частини наземного обладнання внаслідок територіального конфлікту на сході та півдні країни.

2. Форма впровадження: у вигляді моделей та рекомендацій для оцінювання показників доступності навігаційних сигналів.

4. Новизна результатів роботи:

Модель оцінювання характеристик поля навігаційних сигналів, сформованих наземними радіонавігаційними засобами у тривимірному просторі, дозволяє отримувати точну тривимірну модель просторових зон відповідності до вимог PBN. Результати аналізу стану аеронавігаційного забезпечення у повітряному просторі України відповідно до вимог PBN дозволяють візуалізувати та дослідити характеристики наземної мережі радіонавігаційних засобів у межах визначеного повітряного простору у термінах доступності певного рівня точності та ризиків.

Відзив не є основою для виплат винагороди за впровадження та будь-яких авторських винагород і призначений для пред'явлення в спеціалізовану вчену раду.

Начальник департаменту з розвитку

РМК

Украерорух

1-14.8.2/1476/20 від 17.02.2020

Лазарев 351 57 59

арк.1



О. Жуков



ТОВАРИСТВО З ОБМЕЖЕНОЮ ВІДПОВІДАЛЬНІСТЮ
«ВЕРТОЛІТНИЙ
ТРЕНУВАЛЬНИЙ ЦЕНТР»

вул. Кирилівська 12, Київ, 04080, Україна
тел. +38 (098) 117-37-92
e-mail: ato@ukrcopter.com

33/20 від 03.02.2020

Акт
впровадження наукових результатів доцента Остроумова І.В.

Результати дисертаційної роботи на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук докторанта кафедри Аеронавігаційних систем, Національного авіаційного університету Остроумова Івана Вікторовича на тему «Методологічні засади комплексного позиціонування літальних апаратів за сукупністю навігаційних засобів в умовах ризику» впроваджені та використовуються в Товаристві з обмеженою відповідальністю «Вертолітний тренувальний центр» під час проведення занять теоретичної підготовки авіаційних фахівців.

Зокрема, у якості наочних матеріалів в учбовому процесі застосовуються: методи альтернативної навігації за наземними далекомірними та кутомірними радіомаяками, що дозволяють визначати власне місцеположення у випадку відсутності можливості навігації за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи; метод оцінювання доступності радіонавігаційних засобів, що на відміну від існуючих методів, враховує індивідуальні особливості наземного обладнання, вплив тропосфери, рельєфу місцевості і штучних споруд, що дозволяє більш точно визначати зону дії наземних радіонавігаційних засобів у повітряному просторі; алгоритми визначення ризиків відхилення літальних апаратів від запланованої траєкторії руху та показників доступності далекомірних і кутомірних радіонавігаційних засобів на маршруті польоту; алгоритми оцінювання характеристик позиціонування за парами радіонавігаційних засобів на основі записів тривимірної траєкторії руху літального апарату, що дозволяє виконувати дослідження відповідності польотного завдання вимогам зональної навігації; програмне забезпечення моделювання алгоритмів роботи бортової системи попередження зіткнень літаків у повітрі.

Результати впровадження наукової роботи доцента Остроумова І.В. засвідчують їх практичну цінність.

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

Директор ТОВ «ВТЦ»



Ю.О. Стороженко



06.53/58 № 18.12.2019

АКТ
впровадження результатів дисертаційної роботи
Остроумова Івана Вікторовича

Комісія у складі:

Кондратюк В.М. – директора ННЦ «Аерокосмічний центр» – голова комісії; Ларіна В.Ю. – доктора технічних наук, професора – член комісії; Куценко О.В. – молодшого наукового співробітника – член комісії,

склали цей акт про те, що результати дисертаційної роботи на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук докторанта кафедри Аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету Остроумова Івана Вікторовича на тему «Методологічні засади комплексного позиціонування літальних апаратів за сукупністю навігаційних засобів в умовах ризику» використані при виконанні НДР № 133-ДБ7 «Система моніторингу доступності радіонавігаційного поля при заходах на посадку літальних апаратів за сигналами GNSS» впроваджені у ННЦ «Аерокосмічний центр», а саме:

1. Метод пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірною обладнання та автоматичного залежного спостереження, що дозволяє на основі обробки інформаційних повідомлень визначати власне місцеположення у просторі, без випромінювання електромагнітних хвиль.

2. Моделі ймовірнісного класифікатора для контролю за витримуванням навігаційних характеристик, що гарантує розпізнавання відповідності специфікаційним вимогам RNP/RNAV з максимальною ймовірністю. Зокрема моделі за значенням навігаційної похибки, апостеріорної ймовірності, за повздожнім та боковим відхиленням, та компонентами-напрямами.

3. Узагальнено структуру поєднання координатної інформації на борту літального апарату, що на відміну від існуючої, використовує дані від систем позиціонування за багатьма навігаційними засобами, що дозволяє підвищити надійність та точність навігаційних параметрів.

Характеристика та форма впровадження: у вигляді програмного забезпечення на мові програмування MATLAB для визначення координат місцеположення літального апарату.

Новизна результатів роботи: Розроблений метод пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірною обладнання та автоматичного залежного спостереження, дозволяє здійснювати позиціонування літального апарату за обробкою прийнятих повідомлень у каналі зв'язку далекомірною обладнання інших користувачів повітряного руху. Крім того, у роботі запропоновано математичну залежність для оцінювання матриці похибок з урахуванням складових похибок позиціонування джерел далекомірних сигналів, що дозволяє оцінити точність місцеположення.

Запропонований у роботі підхід до класифікації стану відповідно до норм навігації заснованої на характеристиках дозволяє розпізнати відповідність навігаційних характеристик до необхідних вимог, діючих у досліджуваному повітряному просторі та сигналізувати у випадку виходу їх за встановлені межі RNP, задля забезпечення потреб безпеки повітряного руху.

Розроблена модель поєднання координатної інформації у обчислювальній системі літаководіння, шляхом розширення вхідного об'єму даних та використання координатної інформації позиціонування за сукупністю аеронавігаційних засобів, позиціонуванням за комбінованою інформацією системи попередження зіткнень літаків та повідомлень залежного спостереження, пасивного використання сигналів далекомірною обладнання, дозволяє підвищити надлишковість та неперервність даних місцеположення літального апарату.

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

Голова комісії

Члени комісії

 Кондратюк В.М.

 Ларіна В.Ю.

 Куценко О.В.



ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор Національного Авіаційного
Університету з наукової роботи
Харченко В.П.

[Signature]
02.20

**впровадження результатів дисертаційної роботи
Остроумова Івана Вікторовича**

Ми, що підписалися нижче, науковий керівник НДР № 131-ДБ17, доктора технічних наук, професор Харченко В.П., відповідальний виконавець НДР № 131-ДБ17, кандидат технічних наук Кузьменко Н.С. та виконавець НДР докторант Остроумов І.В., склали цей акт про те, що результати дисертаційної роботи на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук докторанта кафедри Аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету Остроумова Івана Вікторовича на тему «Методологічні засади комплексного позиціонування літальних апаратів за сукупністю навігаційних засобів в умовах ризику», зокрема матеріали її досліджень, що викладені у звіті з НДР № 131-ДБ17 «Методологія розроблення високоточних динамічних модульних систем багатоальтернативного виявлення, розпізнавання та класифікації об'єктів» впроваджені у експериментальному макеті безпілотної авіаційної системи на основі комплексу малого безпілотного повітряного судна модульного типу із покращеними аеродинамічними характеристикам.

№	Назва впровадженого результату	Назва документу	Досягнутий ефект
1	Модель оцінювання класу польотної ситуації	Звіт номер державної реєстрації 0117U004333, 2019, розд. 3.4-3.5	Розширення функціональних можливостей системи розпізнавання класу наявної польотної ситуації з урахуванням апріорної інформації.

науковий керівник НДР,
доктор технічних наук, професор

[Signature]

Харченко В.П.

відповідальний виконавець НДР,
кандидат технічних наук

[Signature]

Кузьменко Н.С.

докторант

[Signature]

Остроумов І.В.

ПОГОДЖЕНО

Проректор НАУ з
навчальної роботи

 Гудманян А.Г.

«05» 02 2020

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор НАУ з
наукової роботи

 Харченко В.П.

«05» 02 2020



АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ
результатів дисертаційної роботи
Івана Вікторовича ОСТРОУМОВА

Комісія у складі:

Мачаліна І.О. – директора Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій, професора кафедри ТКС, доктора технічних наук – голова комісії; Ларіна В.Ю. – завідувача кафедри АНС, доктора технічних наук, професора, – член комісії; Шмельової Т.Ф. – доктора технічних наук – член комісії,

склали цей акт про те, що результати дисертаційної роботи на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук докторанта кафедри Аеронавігаційних систем Національного авіаційного університету Остроумова Івана Вікторовича на тему «Методологічні засади комплексного позиціонування літальних апаратів за сукупністю навігаційних засобів в умовах ризику» впроваджені та використовуються на кафедрі Аеронавігаційних Систем, Факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікацій при проведенні навчального процесу:

– за дисципліною «Авіоніка (обладнання повітряних кораблів)» (в курс лекцій впроваджено алгоритм оптимального вибору пари навігаційних засобів Обчислювальної системи літаководіння (FMS) за критерієм максимальної точності позиціонування для далекомірного, кутомірного та кутомірно-далекомірного методів з урахуванням неточно відомих координат літального апарату, що гарантують найвищу точність позиціонування)(Модуль 1, лекція 1.6 відповідно до робочої навчальної програми дисципліни);

– за дисципліною «Навігаційні системи» (в курс лекцій впроваджено методи позиціонування літального апарату за розширеним вектором інформаційних параметрів від наземних аеронавігаційних засобів з використанням прогнозованих параметрів за регресією від далекомірного обладнання та кутової інформації від всенаправлених радіомаяків)(Модуль 3, лекція 3.1 відповідно до робочої навчальної програми дисципліни);

для спеціальності 272 «Авіаційний транспорт» за освітньо-професійною програмою: «Системи аеронавігаційного обслуговування».

Голова комісії

 Мачалін І.О.

Члени комісії

 Ларін В.Ю.

 Шмельова Т.Ф.

Додаток В.

Патенти та свідоцтва про реєстрацію авторського права на твір

УКРАЇНА



ПАТЕНТ

НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

№ 98724

**СПОСІБ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА ІНФОРМАЦІЄЮ СИСТЕМИ
ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗІТКНЕНЬ ЛІТАКІВ**

Видано відповідно до Закону України "Про охорону прав на винаходи і корисні моделі".

Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на корисні моделі **12.05.2015**.

Голова Державної служби
інтелектуальної власності України

А.Г. Жарінова



(21) Номер заявки: **u 2014 10941**

(22) Дата подання заявки: **07.10.2014**

(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: **12.05.2015**

(46) Дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня: **12.05.2015, Бюл. № 9**

(72) Винахідники:
Остроумов Іван Вікторович, UA,
Кузьменко Наталія Сергіївна, UA

(73) Власник:
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ,
пр. Комарова, 1, м. Київ,
03680, UA

(54) Назва корисної моделі:

СПОСІБ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА ІНФОРМАЦІЄЮ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗІТКНЕНЬ ЛІТАКІВ

(57) Формула корисної моделі:

Спосіб позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків, що полягає у розрахунку координат місцеположення повітряного корабля, який **відрізняється** тим, що координати місцеположення оточуючих літаків та відстані до них отримують від системи попередження зіткнень літаків у повітрі і від приймача автоматичного залежного спостереження режиму "ES" та розв'язують систему навігаційних рівнянь за допомогою лінеаризації.

УКРАЇНА



ПАТЕНТ

НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

№ 134058

СПОСІБ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СУКУПНІСТЮ СИГНАЛІВ
ВІД ДАЛЬНОМІРНОГО ОБЛАДНАННЯ

Видано відповідно до Закону України "Про охорону прав на винаходи і корисні моделі".

Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на корисні моделі 25.04.2019.

Заступник Міністра економічного розвитку і торгівлі України

Ю.П. Бровченко



(19) UA

(51) МПК (2019.01)
G01C 21/00

(21) Номер заявки: **u 2018 12434**

(22) Дата подання заявки: **14.12.2018**

(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: **25.04.2019**

(46) Дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня: **25.04.2019, Бюл. № 8**

(72) Винахідники:
**Остроумов Іван Вікторович, UA,
Харченко Володимир Петрович, UA,
Кузьменко Наталія Сергіївна, UA**

(73) Власник:
**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ,
просп. Комарова, 1, м. Київ,
03058, UA**

(54) Назва корисної моделі:

СПОСІБ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СУКУПНІСТЮ СИГНАЛІВ ВІД ДАЛЬНОМІРНОГО ОБЛАДНАННЯ

(57) Формула корисної моделі:

Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від дальномірного обладнання, що включає вимірювання відстаней між повітряним кораблем та далекомірними радіомаяками, який **відрізняється** тим, що прогнозують відстані на основі попередніх спостережень та одночасно вимірюють дві відстані до радіомаяків, та на підставі отриманих даних визначають координати місцеположення повітряного корабля, розв'язуючи систему навігаційних рівнянь з урахуванням похибки прогнозування.

УКРАЇНА



ПАТЕНТ

НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

№ 134569

**СПОСІБ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СУКУПНІСТЮ СИГНАЛІВ
ВІД ВСЕНАПРЯМЛЕНИХ КУТОМІРНИХ РАДІОМАЯКІВ ТА
ПРОГНОЗОВАНОЇ ІНФОРМАЦІЇ**

Видано відповідно до Закону України "Про охорону прав на винаходи і корисні моделі".

Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на корисні моделі **27.05.2019.**

Заступник Міністра економічного розвитку і торгівлі України

Ю.П. Бровченко



(21) Номер заявки: **u 2018 12431**

(22) Дата подання заявки: **14.12.2018**

(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: **27.05.2019**

(46) Дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня: **27.05.2019, Бюл. № 10**

(72) Винахідники:
Остроумов Іван Вікторович, UA,
Харченко Володимир Петрович, UA,
Кузьменко Наталія Сергіївна, UA

(73) Власник:
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ,
просп. Комарова, 1, м. Київ,
03058, UA

(54) Назва корисної моделі:

СПОСІБ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА СУКУПНІСТЮ СИГНАЛІВ ВІД ВСЕНАПРЯМЛЕНИХ КУТОМІРНИХ РАДІОМАЯКІВ ТА ПРОГНОЗОВАНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

(57) Формула корисної моделі:

Спосіб позиціонування за сукупністю сигналів від всенапрямлених кутомірних радіомаяків та прогнозованої інформації, що включає вимірювання кутів між напрямом на північ і наземними радіомаяками та визначення координат радіомаяка, який **відрізняється** тим, що одночасно вимірюють два пеленги та прогнозують значення кутів за попередніми вимірюваннями та на підставі отриманих даних визначають широту і довготу повітряного корабля розв'язанням системи навігаційних рівнянь.

УКРАЇНА



ПАТЕНТ

НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ № 134570

СПОСІБ ПАСИВНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА КОМБІНОВАНОЮ ІНФОРМАЦІЄЮ ДАЛЕКОМІРНОГО ОБЛАДНАННЯ ТА АВТОМАТИЧНОГО ЗАЛЕЖНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ

Видано відповідно до Закону України "Про охорону прав на винаходи і корисні моделі".

Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на корисні моделі **27.05.2019.**

Заступник Міністра економічного розвитку і торгівлі України

Ю.П. Бровченко



(11) 134570

(19) UA

(51) МПК (2019.01)
G01C 21/00
G01C 21/20 (2006.01)

-
- (21) Номер заявки: **u 2018 12432**
- (22) Дата подання заявки: **14.12.2018**
- (24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: **27.05.2019**
- (46) Дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня: **27.05.2019, Бюл. № 10**
- (72) Винахідники:
Остроумов Іван Вікторович, UA,
Харченко Володимир Петрович, UA,
Кузьменко Наталія Сергіївна, UA
- (73) Власник:
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ,
просп. Комарова, 1, м. Київ,
03058, UA
-

(54) Назва корисної моделі:

СПОСІБ ПАСИВНОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА КОМБІНОВАНОЮ ІНФОРМАЦІЄЮ ДАЛЕКОМІРНОГО ОБЛАДНАННЯ ТА АВТОМАТИЧНОГО ЗАЛЕЖНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ

(57) Формула корисної моделі:

Спосіб пасивного позиціонування за комбінованою інформацією далекомірного обладнання та автоматичного залежного спостереження, при якому визначають координати точного місцеположення наземних станцій, приймають сигнал запиту від обладнання вимірювання відстаней літального апарата та приймають сигнали відповідей від двох наземних радіомаяків та здійснюють фіксацію різниці їх часових відліків, на підставі отриманих даних визначають місцеположення літального апарата у горизонтальній площині.

УКРАЇНА



ПАТЕНТ

НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

№ 136412

СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ КООРДИНАТ ЛІТАЛЬНОГО
АПАРАТА

Видано відповідно до Закону України "Про охорону прав на винаходи і корисні моделі".

Зареєстровано в Державному реєстрі патентів України на корисні моделі **27.08.2019**.

Заступник Міністра економічного розвитку і торгівлі України

Ю.П. Бровченко



(19) UA

(51) МПК
G01C 21/04 (2006.01)

(21) Номер заявки: а 2019 00474

(22) Дата подання заявки: 17.01.2019

(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: 27.08.2019

(46) Дата публікації відомостей про видачу патенту та номер бюлетеня: 27.08.2019, Бюл. № 16

(72) Винахідники:

Остроумов Іван Вікторович,
UA,
Харченко Володимир
Петрович, UA,
Кузьменко Наталія Сергіївна,
UA

(73) Власник:

НАЦІОНАЛЬНИЙ
АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ,
проспект Комарова, 1, м. Київ,
03680, UA

(54) Назва корисної моделі:

СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ КООРДИНАТ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

(57) Формула корисної моделі:

1. Спосіб визначення координат літального апарата, при якому вимірюють сигнали від двох кутомірно-далекомірних радіомаяків і визначають відстані та кути між напрямом на північ і на радіомаяк, на підставі яких розраховують значення параметрів на поточний час, отримують уточнені параметри широти та довготи літального апарата.
2. Спосіб визначення координат літального апарата за п. 1, який відрізняється тим, що кут між напрямом на північ і на радіомаяк визначають бортовим обладнанням прийому сигналів всенапрявленого надвисокочастотного радіомаяка.

УКРАЇНА



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА

ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 72051

Комп'ютерна програма "Оцінювання зони дії радіолокаційних станцій аеронавігаційного обслуговування певного повітряного простору" ("Radar Operational Volume")

(вид, назва твору)

Автор(и) **Остроумов Іван Вікторович**

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Дата реєстрації

18.05.2017



Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України

В.о. Голови А.А. Малиш

УКРАЇНА



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА

ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 72050

Комп'ютерна програма "Розрахунок доступності та оцінювання точності витримування ліній положення за кутомірним обладнанням для частини повітряного простору" ("VOR/VORpair")

(вид, назва твору)

Автор(и) **Остроумов Іван Вікторович**

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Дата реєстрації

18.05.2017



Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України

В.о. Голови А.А. Малиш

УКРАЇНА



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА

ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 72049

Комп'ютерна програма "Оцінювання точності позиціонування за парою
далекомірного обладнання" ("DME/DMEpair")

(вид, назва твору)

Автор(и) **Остроумов Іван Вікторович**

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Дата реєстрації

18.05.2017



Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України

В.о. Голови А.А. Малиш

УКРАЇНА



УКРАЇНА • U

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА

ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

• УКРАЇНА

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 58314

Комп'ютерна програма "Позиціонування за обладнанням VOR/DME"
("VORDME")

(вид, назва службового твору)

Автор(и) **Остроумов Іван Вікторович, Супрун Лариса Вячеславівна**

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать **Національний авіаційний університет, пр-т
Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680**

(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

27.01.2015

Дата реєстрації



Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України
А.Г.Жарінова

УКРАЇНА • UKRAINE • УКРАЇНА • UKRAINE • UKRAЇНА • UKRAINE • UKRAЇНА • UKRAINE • UKRAЇНА • UKRAINE • UKRAЇНА

УКРАЇНА



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА

ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 56816

Комп'ютерна програма "Оцінювання характеристик магнітного поля Землі"
("LocalMag")

(вид, назва службового твору)

Автор(и) **Остроумов Іван Вікторович, Миронюк Олена Олександрівна, Ничак Михайло Васильович**

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать **Національний авіаційний університет, пр-т Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680**

(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

09.10.2014

Дата реєстрації



Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України
М.В. Ковіня

УКРАЇНА



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА

ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 54979

Комп'ютерна програма "Оцінювання точності позиціонування за
далекомірними радіомаяками"

(вид, назва службового твору)

Автор(и) **Остроумов Іван Вікторович, Лопатко Тетяна Богданівна**

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать **Національний авіаційний університет, пр-т
Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680**

(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

23.05.2014

Дата реєстрації



Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України
М.В. Ковіня

УКРАЇНА



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА

ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 53899

Науковий твір "Навчально-методичний комплекс Авіоніка"

(вид, назва службового твору)

Автор(и) **Остроумов Іван Вікторович**

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать **Національний авіаційний університет, пр-т Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680**

(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

03.03.2014

Дата реєстрації



Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України
М.В. Ковіня

УКРАЇНА



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА

ВЛАСНОСТІ УКРАЇНИ

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 52015

Комп'ютерна програма "Позиціонування за системою попередження зіткнень літаків у повітрі з оцінкою точності" ("TCAS-Positioning")

(вид, назва службового твору)

Автор(и) **Остроумов Іван Вікторович, Чаплінський Денис Валерійович**

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать **Національний авіаційний університет, пр-т Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680**

(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

04.11.2013

Дата реєстрації



Голова Державної служби
інтелектуальної
власності України
М.В. Ковіня



УКРАЇНА
Міністерство освіти і науки України
Державний департамент інтелектуальної власності

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 37871

Комп'ютерна програма "Курс дистанційного навчання для ВНЗ "Безпека аеронавігації"

(вид, назва службового твору)

Автор(и) Харченко Володимир Петрович, Чинченко Юрій Володимирович,
Остроумов Іван Вікторович

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать Національний авіаційний університет, пр-т
Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680

(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

Дата реєстрації

11.04.2011

Голова Державного департаменту
інтелектуальної власності

М.В.Паладій





УКРАЇНА
Міністерство освіти і науки України
Державний департамент інтелектуальної власності

СВІДОЦТВО

про реєстрацію авторського права на твір

№ 37584

Комп'ютерна програма "Електронний навчальний комплекс системи попередження зіткнень літаків у повітрі"

(вид, назва службового твору)

Автор(и) Остроумов Іван Вікторович, Харченко Володимир Петрович

(повне ім'я, псевдонім (за наявності))

Авторські майнові права належать Національний авіаційний університет, пр-т Космонавта Комарова, 1, м. Київ, 03680

(повне ім'я фізичної та/або повне офіційне найменування юридичної особи, адреса)

Дата реєстрації

24.03.2011

Голова Державного департаменту
інтелектуальної власності



М.В.Паладій