

ПОЗИЦІОНУВАННЯ ЗА ІНФОРМАЦІЄЮ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗІТКНЕНЬ ЛІТАКІВ

Національний авіаційний університет, м. Київ
e-mail: ostroumovv@ukr.net

Розглянуто проблеми сучасних систем визначення місцеположення літака у повітрі. Запропоновано нову методику позиціонування за інформацією від системи попередження зіткнень літаків у повітрі та літакового відповідача. Оцінено вплив геометричного фактору взаємного розташування літаків та точність позиціонування

Ключові слова: система попередження зіткнень літаків у повітрі, позиціонування, літаковий відповідач, геометричний фактор, фактори погіршення точності.

Вступ

Точне визначення координат літака у повітря є одним з найголовніших завдань сучасних навігаційних систем. На сьогоднішній день глобальні супутникові навігаційні системи (GPS, ГЛОНАСС) разом з їх функціональними доповненнями (EGNOS, WAAS, MSAS) відіграють основну роль у визначенні координат літака. Це зумовлено доступністю до використання у глобальному масштабі та високою точністю позиціонування порівняно з іншими наявними методами. Проте супутниковим системам навігації (GNSS) властиві певні недоліки, такі як: невдала геометрія розташування супутникового сегменту у певний момент часу, що знижує точність позиціонування та дуже сильна залежність від штучних завад, що призводить до повної неможливості позиціонування.

Сучасні обчислювальні системи літаководіння (FMS) використовують різні алгоритми фільтрації для інтеграції координатної інформації від різних систем позиціонування в залежності від різних факторів. Наприклад у випадку недоступності GNSS для позиціонування може бути використано позиціонування за сигналами від декількох далекомірних чи кутомірних радіомаяків у якості резервних методів визначення координат. У загальному випадку типова FMS використовує такі методи визначення координат літака[2], наведені відповідно до зменшення точності:

- супутникові навігаційні системи;
- 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.

Кожному з наведених методів притаманні певні обмеження та різні значення точності визначення місцеположення літака[4,5].

Аналіз останніх досліджень та публікацій

Одними з альтернативних методів позиціонування є використання наземних радіомаяків. Визначення координат за наземними радіомаяками ґрунтується на одночасному використанні двох комплектів бортового обладнання (DME, VOR чи АРК) 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 тільки два радіомаяки для визначення координат, що не може задовольнити вимогам точності позиціонування[7,8]. Крім того результати позиціонування за радіомаяками залежать від типу наземного і бортового навігаційного обладнання та геометрії їх розташування у просторі[5].

Постановка завдання

Точність позиціонування літаків ґрунтується на вимогах концепції «Навігації заснованої

на характеристиках»(PBN). PBN базується на використанні систем зональної навігації Area Navigation (RNAV). Застосування RNAV висуває низку вимог до характеристик бортових та наземних систем. Відповідно до цього питання альтернативних методів позиціонування певною мірою залишається відкритим, адже ще не прийнято чіткий план дій в цьому напрямку.

Одним з підходів до визначення координат місцеположення є використання об'єднаної далекомірної та координатної інформації від системи попередження зіткнень літаків та літакового відповідача.

Мета статті

Метою статті є розробка методики позиціонування за інформацією системи попередження зіткнень літаків у повітрі та літакового відповідача з оцінюванням точності для різної геометрії взаємного розташування літаків.

Система попередження зіткнень літаків у повітрі

Системи попередження небезпечних зближень літаків у повітрі (TCAS) призначені для допомоги пілоту повітряного корабля (ПК) у запобіганні конфліктних ситуацій, що можуть мати місце у повітряному просторі[3]. Використання TCAS на міжнародному рівні під час виконання польотів затверджено документами ICAO, FAA та Eurocontrol. Відповідно вимогам до складу обладнання авіоніки ПК, TCAS II є обов'язковою системою для літаків цивільної авіації, а TCAS I – для засобів легкої авіації у США.

TCAS I – повідомляє пілота ПК про повітряний рух навколо (ТА).

TCAS II – забезпечує огляд навколишнього повітряного простору на випадок виявлення інших ПК з відображенням їх на дисплеї (ТА). Крім того, TCAS II оцінює потенційну можливість зіткнення у повітрі з іншими ПК і у випадку наявності такої загрози формує повідомлення (RA) для обох пілотів, що дозволяє розвести ПК у вертикальній площині й уникнути зіткнення.

Система TCAS це повністю автономна система, що містить алгоритм визначення місцеположення сусідніх літаків за допомогою пеленгівального обладнання у вигляді напрямленої антени. 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 дві антени, розміщені зверху й знизу ПК. Ці сигнали приймаються на іншому ПК, що перебуває у зоні дії TCAS, за допомогою антен літакового відповідача режиму "S". Літаковий відповідач формує сигнал відповіді та випромінює його на частоті 1090 МГц. Антени TCAS приймають сигнал-відповідь і визначають дальність до сусіднього ПК, за часом проходження сигналу у повітрі та напрямом його надходження, за властивостями напрямленої антени[6]. При цьому, точність визначення відстані не перевищує 14 м. Визначення напрямку на сусідній ПК виконується за напрямленою антеною з досить високою помилкою, що залежить від геометрії взаємного розташування літаків.

Сигнал відповіді від літакового відповідача містить інформацію про: бортовий номер ПК, позивний, абсолютну висоту польоту за барометричним висотоміром, швидкість та координати місцеположення за системою супутникової навігації. Для функціонування алгоритмів виявлення конфліктної ситуації, між ПК, та попередження її розвитку TCAS використовує лише барометричну висоту, з отриманої відповіді за режимом "S".

Позиціонування

Визначення власних координат місцеположення ПК за TCAS можливо за використанням дальності до сусідніх ПК та їх координат отриманих за відповідями у режимі "S". Крім того, джерелом координатної інформації може служити приймач сигналів ADS-B.

Розглянемо випадок взаємодії TCAS з двома ПК. Слід зауважити, що алгоритми позиціонування TCAS I та TCAS II (TCAS I для малих літаків, TCAS II для великих літаків) є однаковими та ґрунтуються на співпраці з літаковими відповідачами режиму "S"(рис.1). При цьому обладнання TCAS формує сигнали запиту та сканує повітряний простір навколо за допомогою направлених властивостей антени. Літакові відповідачі сусідніх літаків. Що знаходяться у зоні дії TCAS приймають сигнали запиту та формують відповідь. У сигналах відповіді міститься інформація, що до положення ПК у повітряному просторі, отримана за інформацією глобальної супутникової системи навігації.

За отриманими даними будується система навігаційних рівнянь:

$$\begin{cases} D_A^2 = (x_A - x_0)^2 + (y_A - y_0)^2 + (z_A - z_0)^2 \\ D_B^2 = (x_B - x_0)^2 + (y_B - y_0)^2 + (z_B - z_0)^2 \end{cases}$$

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_0, y_0, z_0 – невідоме місцеположення TCAS.

Розв'язком цієї системи рівнянь будуть координати місцеположення власного ПК. У випадку використання двох літаків – матимемо два розв'язки. Вірний варіант вибереться за близькістю розташування до попередніх координат ПК, а інший відкинеться.

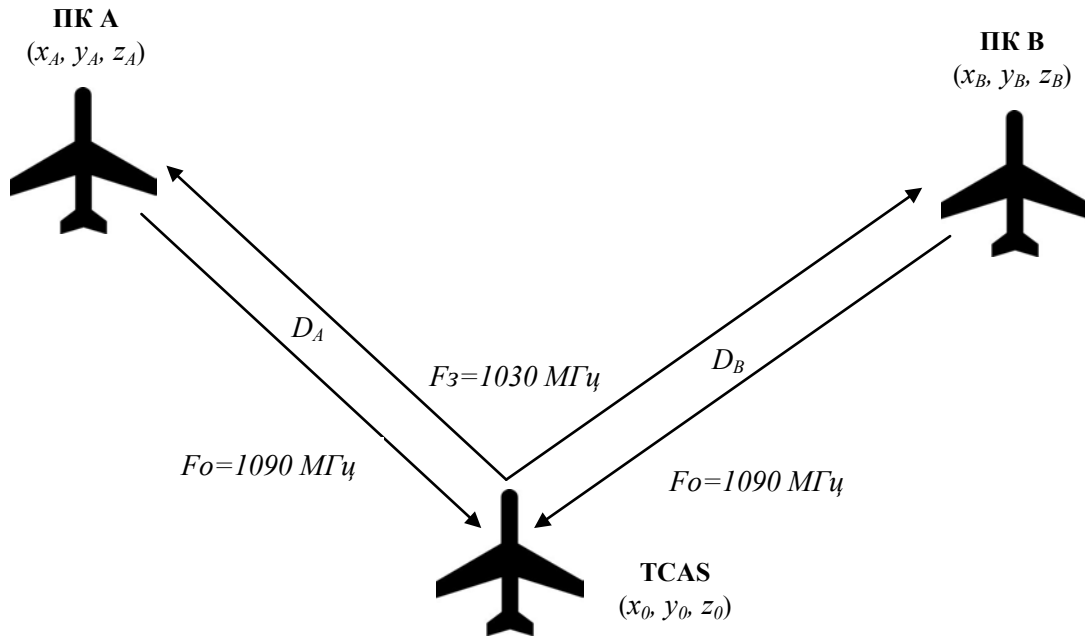


Рис. 1. Позичонування за інформацією системи TCAS

У загальному випадку систему навігаційних рівнянь можна представити у наступному вигляді:

$$D_i^2 = (x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + (z_i - z_0)^2,$$

де i – індекс ПК.

Розв'язок системи нелінійних навігаційних рівнянь отримується за допомогою лінеаризації системи рівнянь з застосуванням методу найменших квадратів для пошуку невідомих величин. Для цього вводиться низка допоміжних величин:

$$\begin{aligned} \Delta D_i &= \hat{D}_i - D_i, \\ \Delta x_i &= \hat{x}_i - x_0, \\ \Delta y_i &= \hat{y}_i - y_0, \\ \Delta z_i &= \hat{z}_i - z_0, \\ \hat{r}_i^2 &= (x_0 - \hat{x}_i)^2 + (y_0 - \hat{y}_i)^2 + (z_0 - \hat{z}_i)^2, \\ a_{xi} &= \frac{x_0 - \hat{x}_i}{\hat{r}_i^2}, \quad a_{yi} = \frac{y_0 - \hat{y}_i}{\hat{r}_i^2}, \quad a_{zi} = \frac{z_0 - \hat{z}_i}{\hat{r}_i^2} \end{aligned}$$

де $\hat{x}_i, \hat{y}_i, \hat{z}_i$ – координати літаків, ΔD – відстань від літаків, координати яких відомі, до літака з невідомою позицією.

З урахуванням цього навігаційне рівняння можна записати у матричному лінеаризованому вигляді:

$$\Delta D = H \Delta X,$$

де

$$\Delta D = \begin{pmatrix} \Delta D_1 \\ \Delta D_2 \\ \vdots \\ \Delta D_N \end{pmatrix}, H = \begin{pmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{xN} & a_{yN} & a_{zN} \end{pmatrix}, \Delta X = \begin{pmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \end{pmatrix}, i = 1 \dots N.$$

Розв'язок лінійної системи рівнянь для трьох систем може бути отриманий у вигляді:

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

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

$$\Delta X = (H^T H)^{-1} H^T \Delta D.$$

Точність позиціонування

Точність позиціонування за запропонованим методом залежить від точності позиціонування супутникової навігаційної системи у даному повітряному просторі та геометрії взаємного розташування літаків. Вплив геометрії взаємного розташування оцінюється за допомогою коефіцієнта погіршення точності (DOP).

Оцінка впливу коефіцієнта погіршення точності позиціонування, пов'язаного з геометрією розташування обладнання відносно один одного (самих літаків), виконується з використанням матриці H. Для оцінки складових H використовуються координати літаків та точки повітряного простору, для яких розраховуються коефіцієнти DOP.

Розрізняють різні складові зміни точності позиціонування:

EDOP (East DOP) – коефіцієнт зміни точності у східному напрямку,

NDOP (North DOP) – коефіцієнт зміни точності у північному напрямку,

HDOP (Horizontal DOP) – коефіцієнт зміни точності у горизонтальній площині,

VDOP (Vertical DOP) – коефіцієнт зміни точності у вертикальній площині,

PDOP (Position DOP) – загальний коефіцієнт зміни точності позиціонування.

Коефіцієнти DOP оцінюються з рівнянь:

$$(H^T H)^{-1} = \begin{pmatrix} EDOP^2 & \sigma_{xy}^2 & \sigma_{xz}^2 \\ \sigma_{yx}^2 & NDOP^2 & \sigma_{yz}^2 \\ \sigma_{zx}^2 & \sigma_{zy}^2 & VDOP^2 \end{pmatrix},$$

$$HDOP = \sqrt{EDOP^2 + NDOP^2},$$

$$PDOP = \sqrt{EDOP^2 + NDOP^2 + VDOP^2}.$$

Для моделювання запропонованої методики визначення координат власного місцеположення ПК розроблено програмне забезпечення[1]. Результати визначення оцінки точності наведено на рис. 2-4. Зони контурного рисунку вказують на відповідні коефіцієнти DOP, у відповідному повітряному просторі для чотирьох літаків.

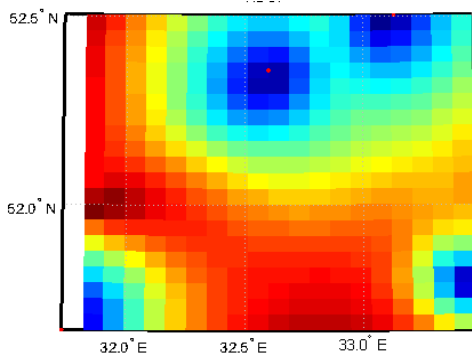


Рис. 2. HDOP

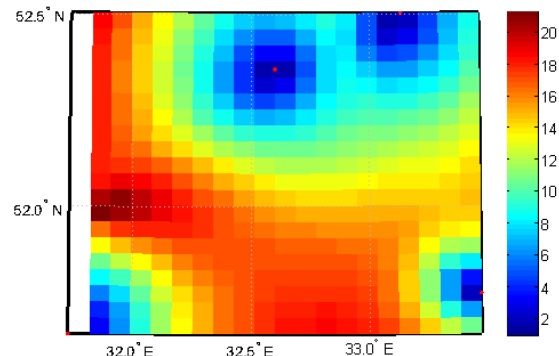


Рис. 3. VDOP

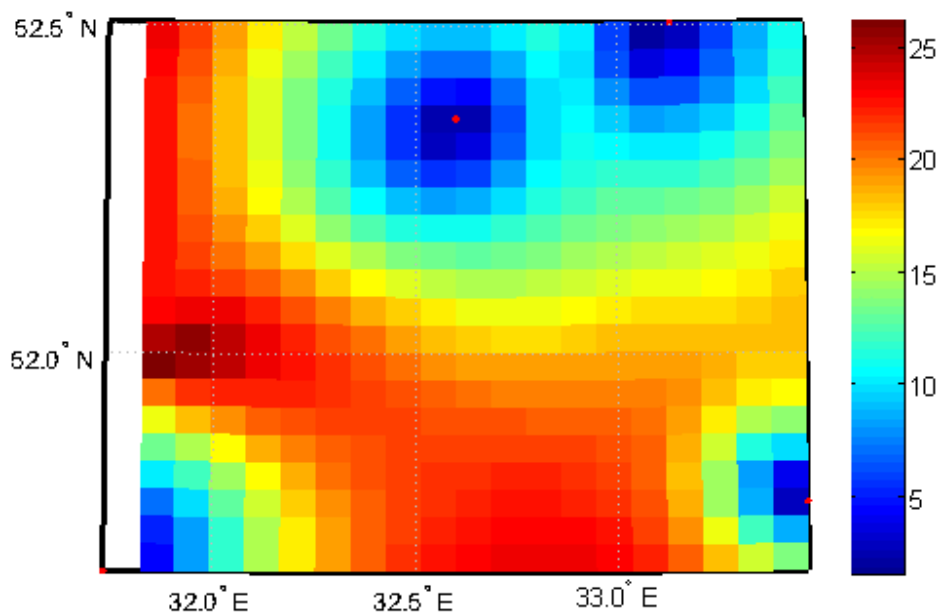


Рис. 4. PDOP

Висновки

Запропоновано використовувати інформацію системи попередження зіткнень літаків у повітрі у поєднанні з координатною інформацією літакових відповідачів режиму “S” для позиціонування. Достовірність запропонованої методики перевірено шляхом комп’ютерного моделювання. Результати оцінювання точності даного методу позиціонування вказують на високі значення коефіцієнтів DOP у порівнянні з супутниковими методами позиціонування, що свідчить про значно більші похибки визначення координат ПК. Проте цілком можливим є використання даної методики у випадку недоступності інших методів позиціонування.

Список літературних джерел

1. А. с. 52015 України. Комп’ютерна програма «Позиціонування за системою попередження зіткнень літаків у повітрі з оцінкою точності («TCAS-Positioning»)» / І.В. Остроумов, Д.В. Чаплінський. — заявл. 04.11.13; опубл. 04.09.13.
2. Остроумов І.В. Інтеграція координатної інформації у обчислювальній системі літаководіння / І.В. Остроумов // тези науково-практичного семінару Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем 17-23 червня 2013 року - Житомир. — 2013. — 19 с.
3. Остроумов І.В. Оцінка перспектив розвитку систем попередження зближень літаків у повітрі / І.В. Остроумов // тези науково-практичного семінару «Сучасні проблеми авіакосмічних технологій та систем» 23-27 травня 2012 року. — 2012. — 11 с.
4. Остроумов І.В. Оцінка точності позиціонування за сигналами радіомаяків VOR / Остроумов І.В. // Проблеми інформатизації та управління: Збірник наукових праць: Випуск 3(39). — К.:НАУ, 2012.— С. 102-107.
5. Остроумов І.В. Оцінювання точності DME/DME позиціонування для повітряного простору України / Остроумов І.В. // Проблеми інформатизації та управління: Збірник наукових праць: Випуск 3(43). — К.:НАУ, 2013.— С. 61-67.
6. Харченко В.П. Авіоніка / В.П. Харченко, І.В. Остроумов. — К.: НАУ, 2013. — 281 с.
7. Ostroumov I. Positioning by VOR signals in Ukraine region // I. Ostroumov // Problems of CNS/ATM development and ATM. International Scientific-Metodical Conference of Researches, November 28 – 30, 2012 : theses. — К., 2012. — 74р.
8. Ostroumov I.V. Position detection by angular method in air navigation./ I.V. Ostroumov // The Fifth World Congress 'AVIATION IN THE XXI-st CENTURY' - 'Safety in Aviation and Space Technologies'. Volume 2. — Kiev: NAU, 2012. — 3.2.51-3.2.53 pp.