

УДК 656.052.1(045)

¹Касем Аббуд Махди, асп.,
²Ю. М. Барабанов, канд. техн. наук,
³О. Г. Гуйда, асп.,
⁴А. М. Негода, асп.

АНАЛІЗ СИСТЕМАТИЧНИХ ПОХИБОК У СИСТЕМАХ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗІТКНЕНЬ

¹Національний авіаційний університет, e-mail: abbood_kasem@yahoo.com

²Національний авіаційний університет

³Національний авіаційний університет, e-mail: avropa1@ukr.net

⁴Національний авіаційний університет, e-mail: negoda@nevo.com.ua

Виконано аналіз основних систематичних похибок комплексних радіонавігаційних систем, що використовують штучні супутники Землі, розглянуто диференціальний метод і метод автоматичних залежних спостережень у системах міжлітакової навігації й попередження зіткнень літаків у повітрі.

Ключові слова: супутникова навігація, систематичні похибки радіонавігаційних систем, системи міжлітакової навігації й попередження зіткнень літаків у повітрі.

Вступ. Перші концептуальні ідеї розроблення технічних засобів попередження зіткнень літаків виникли й була сформульована у 1956 р. доктором Джоном С. Мореллом. У 1978 р. було розпочато реалізацію бортових систем попередження зіткнень (БСПЗ), у 1986 р. – їх систематичне впровадження у США, а в 1996 р. процес поширився у світовому масштабі. У Європі впровадження було поетапним. На першому етапі до 2001 р. системою було обладнано близько 10 тисяч повітряних кораблів (ПК). Другий етап реалізації БСПЗ II завершено у березні 2006 р. оснащенням близько 900 літаків.

Із широким впровадженням БСПЗ слід було б очікувати вирішення проблеми зіткнень. Однак, як показала практика, проблема охоплює дуже широкий спектр питань, що стосуються різних аспектів льотної діяльності. У праці [1] зазначається, що проблема в цілому ще не усвідомлена й вирішується на рівні часткового бачення окремих завдань. Так, у проблемі зіткнень вирішальним є людський фактор. Усунення людського фактора потенційно дозволяє знизити ризик удвічі. За оцінками сучасні БСПЗ у Європі знижують ризик у 5 разів, а якщо усунути людський фактор, – то в 10 разів.

Аналіз літературних джерел. Натепер близько 11000 літаків у Європі використовують БСПЗ TCAS-II (Traffic Collision Avoidance System). Аналіз експлуатації БСПЗ показав, що потенційні можливості концепцій 70-х років майже вичерпано. Ефект від ускладнення алгоритмів вирішення конфліктів, наприклад у горизонтальній площині, який планувалося реалізувати у TCAS-III, визнано незначним й економічно недоцільним [2].

Натомість основна увага звертається на принципово нові системи навігації, які ґрунтуються на сучасних системах супутникової навігації та сучасних системах телекомунікацій. Нову технологію названо ADS-B (Automatic Dependent Surveillance – Broadcast). Ідея ґрунтується на постійному цифровому обміні між ПК та наземними комунікаційними пунктами, навігаційною інформацією, отриманою від системи супутникової навігації та бортових систем. Завдяки постійному моніторингу стає можливою навігація по оптимальних «вільних» траєкторіях. Окрім того, безрадарне спостереження дешевше від класичного радарного у десять разів. Завдяки цьому технологія дає значний економічний ефект та дозволяє більш ефективно реалізовувати БСПЗ як частину загальної технології. Система ADS-B інтенсивно впроваджується в Європі, США, Австралії [3].

У роботі виконано аналіз потенційних можливостей БСПЗ як складової ADS-B. Зокрема проаналізовано систематичні похибки супутникових навігаційних систем та можливості їх компенсації, оцінено потенційну точність визначення положення ПК.

Постановка завдання. Комплексні радіонавігаційні системи, що ґрунтуються на використанні штучних супутників Землі (ШСЗ), – це супутникові навігаційні системи (СНС) GPS, ГЛОНАСС, GNSS, EGNOS, Галілео й інші, які завдяки своїй високій ефективності стали в останні роки одним з основних елементів інтегрованих навігаційних комплексів (ІНК) рухомих об'єктів різного призначення.

Сучасні СНС – це складні радіоелектронні комплекси, що ґрунтуються на останніх досягненнях математики, радіотехніки, електроніки й обчислювальної техніки.

Основними перевагами СНС порівняно з іншими видами навігаційних систем (НС) є: глобальність, тобто здатність обслуговувати більші території аж до всього довколаземного простору; незалежність від метеоумов, часу доби й року; висока точність навігаційних обсервацій та швидкодія; доступність, безперервність, цілісність і необмежена пропускну здатність.

Аналіз систематичних похибок комплексних радіонавігаційних систем. Застосування СНС невинно розширюється. Натепер вони включаються як одна з основних систем майже в усі ІНК ПК і морських суден, використовуються в системах керування повітряним рухом, на мобільних наземних об'єктах. Нарешті добре відоме широке застосування СНС для потреб геодезії, картографії й у військових цілях.

В основу методу диференціальної навігації покладено відносну стабільність значної частини похибок НС у часі й просторі. Необхідність використання диференціального режиму в СНС визначається бажанням задовольнити найбільш жорсткі вимоги навігаційного забезпечення таких завдань: політ на малих висотах з огинанням рельєфу місцевості, посадки ПК за категоріями ІКАО, межлітакової навігації і попередження зіткнень літаків (ПЗЛ) у повітрі та із Землею (ПЗЗ), мореплавання у вузьких місцях, шлюзування і т. ін.

Перші дослідження [4; 5] показали можливість зменшення похибок середньоквадратичних значень визначення координат за системою GPS з 20 до 5 м і висоти з 40 до 5 м. Диференціальний режим СНС передбачає наявність щонайменше двох приймачів-вимірювачів: контрольно-коригувальної станції П1 й споживача П2 у двох точках простору. Причому П1 геодезично точно прив'язана до прийнятої системи координат (ПЗ-90 або WGS-84). Різниця між виміряним П1 й розрахованими в ньому значеннями псевдодальностей «видимих» ШСЗ, а також різниця відповідних псевдошвидкостей по лінії передавання даних (ЛПД) передаються П2, у якому вони віднімаються від виміряних. Застосування ЛПД по суті приводить до методу автоматичних залежних спостережень (ADS) для визначення відносних координат між П1 й П2.

Автоматичне залежне спостереження – метод спостереження, за якого ПК автоматично по ЛПД видає (отримує) інформацію з бортової системи навігації й визначення місцеперебування, включаючи розпізнавальний індекс ПК, а також відповідні додаткові дані, у тому числі й диференціальні виправлення. Якщо похибки визначення псевдодальності слабо змінюються в часі та просторі, то вони істотно компенсуються переданими по ЛПД виправленнями. Основними похибками, які слабо змінюються, є: похибки синхронізації; похибки за рахунок помилок ефемеридного забезпечення; некомпенсовані іоносферні похибки та абераційні похибки, які рідко згадують у літературі, похибки, пов'язані з обертанням Землі. У разі використання ШСЗ для навігаційних визначень на поверхні Землі або поблизу її, на ПК знання параметрів руху ШСЗ у площині орбіти недостатні, оскільки Земля безупинно обертається відносно цієї площини. Видимі траси (рис. 1) виявляються зміщеними відносно справжніх на 0,05...1 кутових секунд для різних висот орбіт $H_{\text{орб}} = 1000 \dots 20000$ км відповідно до пропорційної залежності:

$$\lambda_a = 5 \cdot 10^{-5} H_{\text{орб}}.$$

Похибки синхронізації постійні й досить стабільні на розглянутих часових інтервалах. Нестабільність бортового еталона частоти й часу ШСЗ порядку 10^{-14} або 10^{-13} за годину змінює похибку псевдодальності дуже мало – від 0,01 до 0,1 м. Ефемеридні похибки навігаційно-часових обсервацій спричинено неточністю визначення й прогнозування параметрів орбіт ШСЗ. Їх значення становлять 0,6...2 м.

Для GPS інша група похибок викликана неоднорідністю умов поширення радіохвиль в атмосфері (тропосфері й іоносфері). Додаткова затримка сигналу в тропосфері може досягати 8...80 нс. (експериментальні дані про GPS). Урахування іоносферних похибок дозволяє зменшити їх до одиниць метрів. Інформація від СНС і радіообміну становить основу принципу дії систем міжлітакової навігації і попередження зіткнень літаків у повітрі, що полягає в обчисленні відносних координат і швидкостей між взаємодійними (конфліктуючими) ПК за навігаційними даними СНС ГЛОНАСС/GPS, переданими з борта на борт один одному по ЛПД, утвореній штатними радіостанціями метрових-дециметрових діапазонів [6].

Так утілюється ADS – метод для вирішення завдань міжлітакової навігації і попередження зіткнень.

ADS-метод і диференційний режим (ДР) навігаційних систем для відносної навігації майже еквівалентні. Це обумовлено тим, що взаємодійні (конфліктуючі) ПК, що перебувають в обмеженій за розмірами ділянці повітряного простору, мають похибки, які мало відрізняються й повільно змінюються у часі та просторі. Як і у ДР, вони істотно компенсуються переданими по ЛПД однойменними координатами за ADS-методом спостережень.

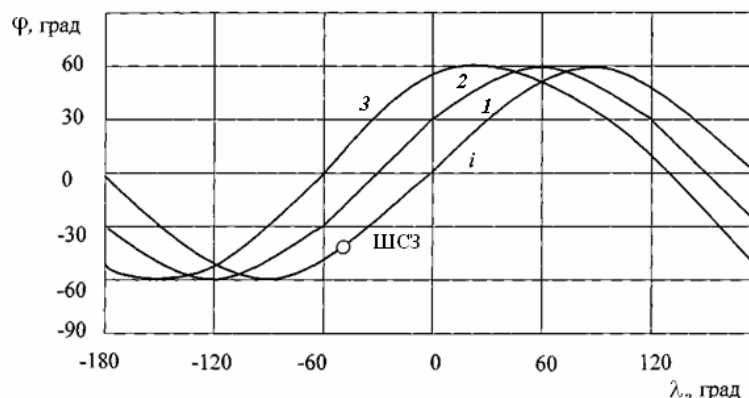


Рис. 1. Траси ШСЗ на низькій коловій орбіті з кутом нахилу 60° за нерухокої Землі

Блок-схему взаємодії двох ПК й утворення ІНК показано на рис. 2. Для визначення відносних координат передбачається наявність двох приймально-вимірювальних пристроїв в ІНК. Комплекс призначено для визначення трьох змінних у різних системах координат і складової швидкості ПК за даними вимірювань дальностей, або псевдодальностей між ШСЗ і ПК. Крім ПК, до споживачів комплексу належать морські та наземні об'єкти (рухомі й нерухомі). Залежно від типу споживача вимоги до характеристик точності, вимірюваних координат і складових швидкостей, припустимого часу входження в синхронізм, масових й габаритних показників, а також вартості апаратури споживачів коливаються в широких межах. Для наземних і морських об'єктів досить обмежитися вимірюванням двох координат, двох складових швидкості і їх обміном. Для літальних апаратів кількість координат і складових швидкостей, що підлягають обміну, збільшується до шести, або й восьми. При цьому застосовуються алгоритми статистичного згладжування похибок, що швидко змінюються, та випадкових на основі відомої інформації про моделі динаміки споживача й спостережень. Зазвичай для цього використовують метод найменших квадратів, різні різновиди фільтра Калмана. Розмірність вектора стану ПК, як правило, не менше восьми –

три координати, три складові швидкості, систематичні похибки фази й частоти опорного генератора. Становить інтерес додаткове розширення вектора стану ПК за рахунок вимірювання трьох складових прискорення, а також похибок параметрів бортових навігаційно-пілотажних комплексів. Позитивний ефект досягається у разі врахування в моделі результатів доплерівських вимірів [6].

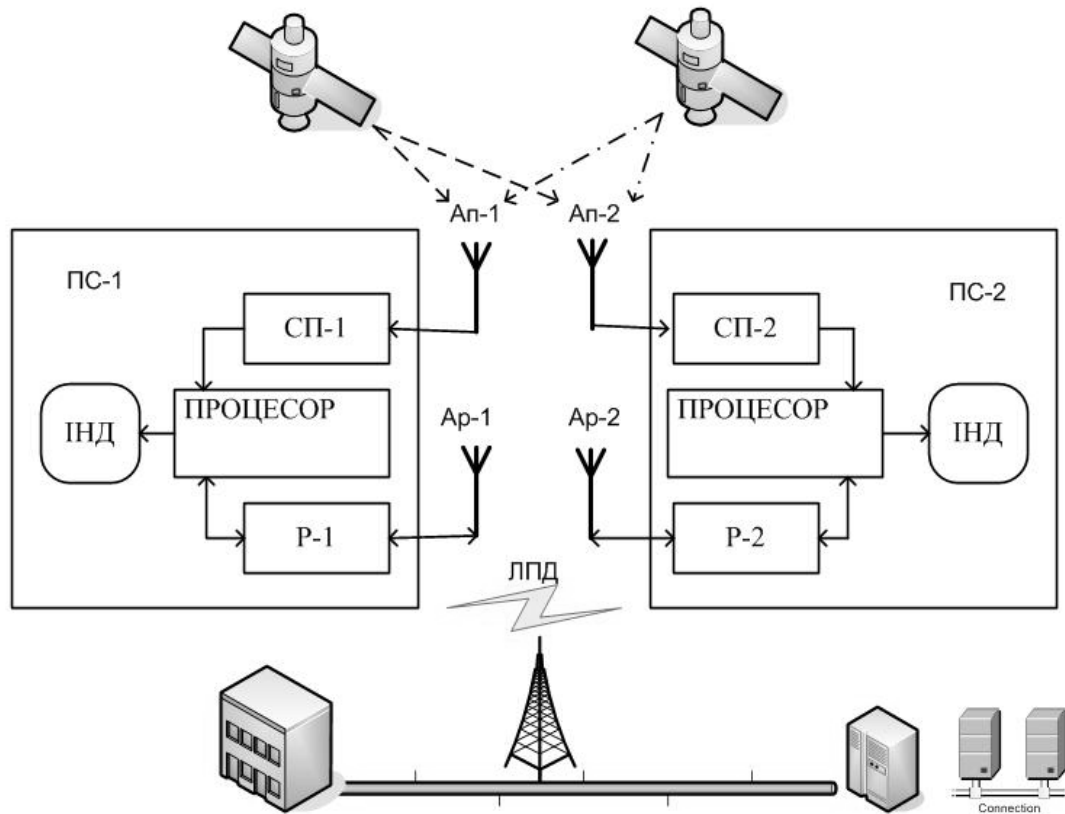


Рис. 2. Блок-схема взаємодії двох ПК: Ап – антена приймальна; Ар – антена радіостанції (р); СП – супутниковий приймач; ІНД – індикатор

З борта кожного ШСЗ системи ГЛОНАСС/GPS випромінюються два взаємно когерентні фазоманіпульовані (ФМ) коливання на несучих частотах 1575,42 й 1227,6 МГц. Використання двох несучих частот має на меті можливість обчислення й врахування виправлень на поширення радіохвиль в іоносфері. У СНС ГЛОНАСС/GPS застосовують два далекомірні сигнали: сигнал високої точності (ВТ) і сигнал низької точності (НТ).

Сигнал ВТ формується маніпуляцією фази несучої частоти (1575,42 МГц) на $\pm 90^\circ$, а сигнал НТ – маніпуляцією тієї ж несучої на 0° й 180° . Ортогональність (квадратура) сигналів ВТ і НТ забезпечує можливість їх повного розділення на борту споживача. На частоті 1227,6 МГц випромінюється тільки ВТ-сигнал. Тому усунути іоносферну рефракційну похибку можна тільки для споживачів, що мають апаратуру для оброблення ВТ-сигналу.

Для простоти зупинимося на сигналі НТ. Сигнал НТ, що випромінюється i -м ШСЗ на частоті $J_0 = 1575,42$ МГц, можна подати у вигляді

$$s_j(t) = XG_j(t)D_a(t)\sin(2\pi f_0 t),$$

де $XG_j(t)$ – далекомірний код у вигляді двійкової ФМ-послідовності (тривалість символу далекомірного коду $T_0 \sim 1$ мкс); $D_a(t)$ – код даних (інформаційне повідомлення), що набуває значення ± 1 за швидкості передавання 50 біт/с (тривалість символу коду даних дорівнює 20 мс). Код $XG_j(t)$ є послідовністю Голда. Кожна така послідовність утворюється шляхом множення

двох спеціально підібраних двійкових M -послідовностей однієї й тієї ж довжини N ($N = 1023$). За різних часових зміщень M -послідовностей, що перемножуються, виходять різні послідовності Голда. Кожному ШСЗ у системі присвоєно індивідуальну послідовність Голда.

Основні завдання, які вирішує апаратура споживача:

- вибір робочого сузір'я ШСЗ;
- уведення в синхронізм систем спостереження за часом затримки й фази несучої частоти далекомірних сигналів;
- вимірювання часу запізнення й доплерівського зміщення частоти;
- виділення й розшифровка змісту навігаційного (інформаційного) повідомлення;
- розрахунок координат ШСЗ на момент навігаційних вимірів;
- вирішення навігаційного завдання (визначення координат і складових вектора швидкості споживача);
- внесення виправлень до зміщення шкал часу й частот;
- відображення обчислених даних на інформаційному табло.

У результаті радіообміну навігаційною інформацією про просторове положення й рух кожного ПК визначаються взаємні (відносні) координати. За допомогою ІНК визначається насамперед просторове положення ПК. Маючи інформацію про координати ПК, обчислюються елементи руху – шляхова швидкість, кути орієнтації ПК у просторі й навколо центра мас. Просторове положення ПК вимірюється з використанням бортових процесорів.

Для обчислення відносних координат $i, d, \Delta h$ і швидкостей $V_i, V_d, V_{\Delta h}$ на кожному ПК визначають різниці координат і складових векторів швидкості:

$$\begin{aligned} i_j &= x_{c1} - x_{c2}, \quad V_{ij} = V_{ic1} - V_{ic2}, \\ d_j &= y_{c1} - y_{c2}, \quad V_{dj} = V_{dc1} - V_{dc2}, \\ \Delta h_j &= z_{c1} - z_{c2}, \quad V_{\Delta hj} = V_{\Delta hc1} - V_{\Delta hc2}, \quad j = \overline{1, 2}. \end{aligned}$$

Алгоритм обчислення відносних координат і швидкостей буде мати такий вигляд:

$$\begin{aligned} \left| (D_{ic1} + \Delta D_{c1})^2 - (D_{ic2} + \Delta D_{c2})^2 \right| &= \left| (x_{ni} - x_{c1})^2 + (y_{ni} - y_{c1})^2 + (z_{ni} - z_{c1})^2 - \right. \\ &\left. - (x_{ni+4} - x_{c2})^2 - (y_{ni+4} - y_{c2})^2 - (z_{ni+4} - z_{c2})^2 \right|, \quad i = \overline{1, 4}. \\ \left| (D'_{ic1} - D'_{ic2}) + (\Delta D'_{c1} - \Delta D'_{c2}) \right| &= \left| (D_{ic1} + \Delta D_{c1})^{-1} \left[(x_{ni} - x_{c1})(x'_{ni} - x'_{c1}) + \right. \right. \\ &\left. (y_{ni} - y_{c1})(y'_{ni} - y'_{c1}) + (z_{ni} - z_{c1})(z'_{ni} - z'_{c1}) \right] - \left| (D_{ic2} + \Delta D_{c2})^{-1} \left[(x_{ni+4} - x_{c2})(x'_{ni+4} - x'_{c2}) + \right. \right. \\ &\left. \left. + (y_{ni+4} - y_{c2})(y'_{ni+4} - y'_{c2}) + (z_{ni+4} - z_{c2})(z'_{ni+4} - z'_{c2}) \right] \right|, \quad i = \overline{1, 4}. \end{aligned} \quad (1)$$

Штучні супутники Землі із сузір'я $i = 1, 4$ одного ПК можуть збігатися з ШСЗ із сузір'я $i + 4 = 1, 4$ іншого ПК. Значення виправлень до координат АДс, і АДс₂, а також – виправлень до радіальних швидкостей ВК-1 і ВК-2 відповідно АД'с, і АД'с₂ можуть бути рівними й радіообмін здійснюватиметься трьома дальностями й радіальними швидкостями. Крім того, ліві частини виразів (1) спрощуються до вигляду

$$\begin{aligned} \left| (D_{ic1} + \Delta D_{c1})^2 - (D_{ic2} + \Delta D_{c2})^2 \right| &= \left| (D_{ic1} - D_{ic2})(D_{ic1} + D_{ic2} - 2\Delta D) \right|, \quad i = \overline{1, 3}; \\ \left| (D'_{ic1} - D'_{ic2}) + (\Delta D'_{c1} - \Delta D'_{c2}) \right| &= |D'_{ic1} - D'_{ic2}|, \quad i = \overline{1, 3}. \end{aligned}$$

Таким чином, ІНК дозволяє робити пошук, виявляти й керувати взаємодійними (конфліктуючими) ПК з метою запобігання зіткненням за даними радіообміну. Радіус дії системи дорівнює 400 км, і завдяки її високій точності мінімальна відстань між найближчими літаками може становити до 50 м. Точність визначення відносних координат становить 0,2...0,5 м, а відносної швидкості – не менше 0,005...0,01 м/с.

Висновки. Визначені параметри показують на порядок вищу точність, ніж в існуючих БСПЗ, що дозволяє скоротити час для вирішення конфлікту та запобігати зіткненню аж до десятих частин секунди. Але за таких умов людина-пілот та людина-диспетчер не в змозі вчасно приймати рішення та адекватно реагувати на загрози зіткнення. Однак автоматична система дозволяє знизити рівень тривоги, усуває людський фактор й тим самим знижує ризик принаймні удвічі. Тому особливої актуальності набуває розроблення методів та алгоритмів прогнозування траєкторій з високою точністю та автоматичного вирішення конфліктів.

Список літератури

1. Barry Kirwan «Mid-air collisions, elephants, and systems approaches». The Briefing Room – Learning from Experience. HINDSIGHT N°6. January 2008. – P. 28 – 30. http://www.eurocontrol.int/safety/gallery/content/public/library/HindSight%20Magazine/n6/HINDSIGHT_n6_LR.pdf.
2. Airborne Collision Avoidance System (ACAS). EUROCONTROL – European Organisation for the Safety of Air Navigation. http://www.eurocontrol.int/msa/public/standard_page/ACAS_Startpage.html
3. The CASCADE Programme. EUROCONTROL – European Organisation for the Safety of Air Navigation. http://www.eurocontrol.int/cascade/public/subsite_homepage/homepage.html
4. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / под ред. В. Н. Харисова, А. И. Перова, В. А. Болдина. – М.: ИПРЖР, 1998. – 400 с.
5. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования/ под ред. А. И. Перова, В.Н.Харисова. – Изд.3-е, перераб. – М.: Радиотехника, 2005. – 688 с.
6. Белкин В. В. // Системы предотвращения столкновений, основанные на использовании информации от СРНС и радиообмена / В. В. Белкин, Н. А. Михалочкин, В. П. Харченко // Вісник НАУ, 2006. – III. – С. 86 – 92.

Касем Аббуд Махди, Ю. М. Барабанов, О. Г. Гуйда, А. Н. Негода

Анализ систематических погрешностей в системах предупреждения столкновений

Выполнен анализ основных систематических погрешностей комплексных радионавигационных систем, которые используют искусственные спутники Земли, рассмотрены дифференциальный метод и метод автоматических зависимых наблюдений в системах межсамолетной навигации и предупреждения столкновений самолетов в воздухе.

Qasim Mehdi Abbood, Yu. N. Barabanov, O. G. Guyda, A. N. Negoda

Analysis of systematic errors in the collision avoidance systems

The analysis of the main systematic errors in the integrated navigation systems that use artificial Earth's satellite executed, examined the differential method and the method of automatic dependent surveillance systems interplane navigation and collision avoidance planes in the air.