

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

ОЛЕВІНСЬКА ТЕТЯНА ІГОРІВНА

УДК 629.3.072:629.052.9:629.7.087(043.3)

**ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ НАВІГАЦІЇ ЗА СИГНАЛАМИ
СУПУТНИКОВИХ СИСТЕМ НА ЕТАПІ ПОСАДКИ
ПОВІТРЯНОГО СУДНА**

Спеціальність 05.22.13 - Навігація та управління рухом

Автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ 2018

Дисертація є рукописом.

Роботу виконано в Національному авіаційному університеті Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник доктор технічних наук, с.н.с.
КОНІН Валерій Вікторович,
Національний авіаційний університет,
професор кафедри аеронавігаційних систем

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор,
КОЗЕЛКОВ Сергій Вікторович,
Державний університет телекомунікацій,
директор Навчально-наукового інституту
телекомунікацій та інформатизації

кандидат технічних наук,
ВАСИЛЬЄВ Денис Володимирович,
Навчально-сертифікаційний центр Украероруху,
старший викладач відділу підготовки персоналу
із зв'язку, навігації та спостереження

Захист відбудеться « 16 » жовтня 2018 року о 15³⁰ год. на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.03 при Національному авіаційному університеті за адресою: 03058, м. Київ, просп. Космонавта Комарова, 1, НАУ.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці НАУ за адресою: 03058, м. Київ, просп. Космонавта Комарова, 1.

Автореферат розіслано « ___ » вересня 2018 року.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради,
д.т.н., проф., с.н.с



С. В. Павлова

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. В наш час повітряні судна (ПС) малої авіації, до яких відносять пілотовані та безпілотні літальні апарати (ЛА), що мають максимальну злітну масу до 21 т, вирішують широкий спектр задач. Вони використовуються для початкової льотної підготовки пілотів, а також для виконання ряду авіаційних робіт: патрулювання лісових та водних об'єктів, проведення аерофотозйомки, обробки полів, моніторингу нафтогазових об'єктів тощо. Для зльоту та посадки ПС малої авіації, як правило, використовують аеродроми, що не обладнані радіотехнічними засобами, а також посадкові майданчики (наприклад, ПС Ан-2 може використовувати для зльоту та посадки довільно вибраний ґрунтовий майданчик довжиною 200 м). Сам політ при цьому відбувається за правилами візуальних польотів (ПВП) в неконтрольованому повітряному просторі класу G.

Посадка на необладнаний майданчик дозволяє суттєво розширити географію польотів ПС малої авіації, спростити бюрократичні процедури та здешевити експлуатацію. Однак посадка за ПВП пов'язана з суттєвими метеорологічними обмеженнями. Так, мінімальна горизонтальна видимість в зоні зльоту та посадки повинна складати 2000 м для рівнинної місцевості та 5000 м – для гірської. В той же час, для інструментального заходу на посадку за I категорією ІСАО достатньо горизонтальної видимості 800 м, а візуальний захід на посадку згідно з правилами польотів за приладами (ППП) не має суворо визначених мінімумів та виконується на розсуд екіпажу ПС. Перейти від польотів та посадки за ПВП до польотів та посадки за ППП можна, встановивши аеродромне та відповідне бортове обладнання, яке забезпечує горизонтальне та вертикальне наведення. Найбільш відомими системами інструментальної посадки наразі є ILS (Instrument Landing System) та GLS (GNSS Landing System). Висока вартість встановлення та подальшого обслуговування таких систем не дозволяє обладнувати ними регіональні аеродроми та посадкові майданчики. Це є однією з причин того, що повітряний флот та інфраструктура аеродромів використовуються неефективно, а в більшості регіонів України послуги авіаційного транспорту недоступні (так, в 2017 році 90 % авіаперевезень припали на долю 4 найбільших аеропортів). Таким чином, науково-технічна задача розробки моделі процесу посадки на аеродроми та посадкові майданчики, що не обладнані стаціонарними радіотехнічними засобами, за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи є актуальною та своєчасною, оскільки її вирішення дозволить підвищити ефективність використання ПС малої авіації.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Робота виконана в рамках теми: шифр 781-ДБ12 (2012–2013) – тема

«Комплексна робота зі створення дослідного зразка безпілотної авіаційної системи «Україна» на базі двомоторного безпілотного повітряного судна» (номер державної реєстрації: 0112U002050).

Мета і завдання дослідження. Метою роботи є підвищення ефективності навігації ЛА на етапі заходу на посадку за рахунок розробки системи забезпечення вертикального та горизонтального наведення ПС на синтетичну глісаду за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи (ГНСС) з наземним контролем цілісності навігаційного поля.

Для досягнення поставленої мети поставлено та розв'язано такі завдання:

- дослідження наявних методів навігації ПС малої авіації на етапі посадки, аналіз основних проблем та сучасних підходів до посадки, а також сучасних методів організації інструментального заходу на посадку з горизонтальним та вертикальним наведенням ПС транспортної авіації;

- розробка моделі оцінки лінійного та кутового відхилення ЛА від синтетичної глісади в горизонтальній та вертикальній площинах, її експериментальне дослідження;

- аналіз сучасних методів забезпечення навігаційних характеристик. Розробка моделі оцінки цілісності навігаційного поля за наявності в зоні видимості приймача чотирьох навігаційних супутників;

- розробка моделі визначення приладової швидкості ЛА на випадок відмови системи повітряних сигналів (СПС), її експериментальне дослідження;

- експериментальне дослідження можливості використання технології підвищення точності супутникової системи Precise Point Positioning для посадки ПС малої авіації з метою задоволення вимог, що висуваються до точності наведення на етапі посадки;

- обґрунтування потенційного підвищення ефективності навігації від запровадження вищезгаданих моделей.

Об'єктом дослідження є процес посадки літального апарата за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи.

Предметом дослідження є моделі, процедури та алгоритми формування параметрів наведення, інформації щодо цілісності навігаційного поля та інформації щодо приладової швидкості ЛА.

Методи дослідження. Теоретичні методи базуються на методі аналізу та узагальнення результатів досліджень, присвячених моделі наведення ЛА, моделі контролю цілісності навігаційного поля та моделі визначення приладової швидкості. Під час проведення експериментальних досліджень застосовувались методи планування експерименту, методи математичної статистики, матричного аналізу, лінійної алгебри, аналітичної геометрії.

Наукова новизна одержаних результатів:

1. Вперше для посадки повітряних суден малої авіації розроблено модель розрахунку параметрів наведення (лінійних та кутових відхилень) за сигналами ГНСС із застосуванням в якості опорних поверхонь віртуальних площин, кожна з яких побудована у просторі за координатами трьох точок на злітно-посадковій смугі (ЗПС) – на відміну від наявних методів GLS (GNSS Landing System), в яких опорними поверхнями виступають перегорнутий конус або гіперboloїд. Запропонована модель дозволяє спростити розрахункові операції та зменшити кількість параметрів, що визначають положення ЗПС, на яку виконується посадка, у просторі.

2. Удосконалено модель контролю цілісності навігаційного поля під час посадки повітряного судна малої авіації на необладнаний аеродром. На відміну від наявних способів контролю цілісності, запропонована модель дозволяє контролювати цілісність навігаційного поля за наявності у полі зору приймача чотирьох навігаційних супутників, що підвищує ефективність навігації за ГНСС за рахунок можливості вибору супутників, що забезпечують необхідні цілісність та точність.

3. Вперше розроблено модель розрахунку приладової швидкості літального апарату на основі даних про шляхову швидкість, отриманих від ГНСС, та прогностичних метеорологічних даних. Запропонована модель може використовуватись у разі відмови системи повітряних сигналів на всіх етапах польоту ЛА, в тому числі на етапі заходу на посадку. На відміну від наявних способів витримування безпечної приладової швидкості за рахунок витримування експериментально визначених значень кута тангажу та тяги у разі відмови системи повітряних сигналів, запропонована модель дозволяє більш точно кількісно визначити приладову швидкість, що забезпечує можливість маневрування для виконання заходу на посадку.

Практичне значення одержаних результатів полягає в комплексному вирішенні задачі підвищення ефективності навігації ПС малої авіації під час посадки на регіональний аеродром або посадковий майданчик за сигналами ГНСС.

Розроблені моделі дозволяють:

- суттєво скоротити кількість нелітних за метеоумовами днів для ПС малої авіації;
- забезпечити курсантам льотних навчальних закладів можливість відпрацьовувати захід на посадку та посадку за приладами, орієнтуючись на директорні планки, на аеродромах, які наразі не обладнані засобами горизонтального та вертикального наведення;

- виконувати автоматичне вирівнювання ЛА, в тому числі безпілотних, на кінцевому етапі посадки;
- зменшити мінімально необхідну для визначення місцеположення з цілісністю кількість навігаційних супутників до 4-х, а отже, знизити частоту відмов ГНСС через недостатню кількість видимих супутників;
- забезпечити розрахунок приладової швидкості ЛА у випадку відмови СВС та зменшити таким чином ризик авіакатастрофи при обмерзанні та інших дефектах приймача повітряного тиску (ППТ).

Створено програмне забезпечення для завдання в просторі синтетичної глісади, утворюваної перетином двох площин, та для обчислення відхилення літального апарату від глісади.

Результати досліджень упроваджено в науково-дослідну роботу Навчально-наукового інституту аеронавігації, електроніки та телекомунікацій Національного авіаційного університету, що підтверджено відповідним актом впровадження.

Особистий внесок здобувача. Основні результати наукових та практичних дисертаційних досліджень отримано здобувачем самостійно. В роботах, що опубліковані із співавторами, особистий внесок здобувача полягає в наступному: в роботі [1] розроблено принцип обчислення відхилень ЛА від похилої площини; в роботі [2] запропоновано принцип вирівнювання ЛА з урахуванням зміни кута тангажу та кута нахилу траєкторії; в роботі [3] розроблено спосіб обчислення приладової швидкості ЛА за даними від ГНСС та прогностичними метеорологічними даними, проведено експеримент та обробку його результатів; в роботі [4] проведено оцінку точності вимірювання координат ПС при використанні високоточних технологій; в роботі [6] дана оцінка підвищення ефективності навігації внаслідок запровадження нових принципів формування параметрів наведення.

Апробація результатів дисертації. Основні результати дисертаційної роботи доповідались та обговорювались на: V Всесвітньому конгресі «Авіація у XXI столітті», (м. Київ, НАУ, 2012, 2016 роки), науково-технічній конференції «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху» (м. Київ, НАУ, 2014, 2016 роки).

Публікації. За темою дисертації опубліковано 10 друкованих робіт [1–10]. Основний зміст та результати досліджень викладені у 6 друкованих роботах в наукових виданнях, з яких 5 рекомендовано МОН України як фахові, з яких 3 індексуються у міжнародних наукометричних базах, та 1 стаття у зарубіжному фаховому виданні, 4 тезах доповідей.

Структура і обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається з вступу, п'яти розділів, висновків, використаних джерел та додатків. Загальний обсяг роботи становить 152 сторінки, в тому числі 133 сторінки основного тексту, ілюстровані 83 рисунками та 12 таблицями. Список використаних джерел містить 97 найменувань на 7 сторінках. Додатки розміщені на 12 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ

У **вступі** до дисертації міститься обґрунтування актуальності теми досліджень, зв'язок роботи з науковими темами, визначено об'єкт та предмет досліджень, сформульовано мету та завдання дисертаційної роботи, подані основні результати, що відображають наукову новизну, та описано їх практичне значення, а також наведено апробації основних положень дисертації, публікацій, особистий внесок здобувача, структуру та обсяг дисертації.

У **першому розділі** визначено роль ПС малої авіації у сьогоденні. Проаналізовані основні проблеми, з якими пов'язане використання такими ПС необладнаних аеродромів категорій Д та Е, некатегорованих аеродромів та посадкових майданчиків – зокрема, високий ступінь залежності від погодних умов. Наведено експертну оцінку впливу різних метеорологічних чинників на виконання польотів. Показано, що одним з найбільш суттєвих чинників є туман, що погіршує видимість.

Проведено аналіз видимості в аеропорту Бориспіль за 2016 рік за даними метеозведень METAR. Показано, що в окремі місяці кількість періодів по 30 хвилин, в які не виконувались умови, необхідні для візуальної посадки на необладнаний аеродром або посадковий майданчик, досягали 9 % (для рівнинної місцевості) та 21 % (для гірської місцевості). Показано, що такі обмеження призводять до довгих простоїв ПС в справному стані, знижується коефіцієнт використання ПС за нальотом годин та за погодинною продуктивністю.

Проаналізовано основні сучасні підходи до підвищення ефективності навігації ПС на етапі посадки, які передбачають встановлення стаціонарного аеродромного обладнання, висока вартість встановлення і обслуговування котрих робить їх нерентабельними для використання на аеродромах малої авіації.

Сформульовано наукову задачу, яка полягає в розробці моделі посадки з горизонтальним та вертикальним наведенням на синтетичну глісаду, утворену у просторі перетином площин курсу та глісади, кожна з

яких задана за попередньо виміряними координатами трьох точок у просторі. Модель посадки включає також модель автономної оцінки цілісності навігаційного поля в зоні посадки за наявності чотирьох та більше видимих супутників за допомогою стаціонарного наземного приймача ГНСС та модель автономного обчислення приладової швидкості за даними від ГНСС та прогностичними метеорологічними даними.

У **другому розділі** розроблено нову комплексну модель посадки ПС, яка включає модель наведення ПС на глісаду, модель контролю цілісності навігаційного поля та модель обчислення приладової швидкості без даних від системи повітряних сигналів.

Структурну схему моделі наведення ПС на глісаду зображено на рис. 1.



Рис. 1. Структурна схема моделі наведення ПС на синтетичну глісаду

На першому етапі проводиться вимірювання координат чотирьох опорних точок на злітно-посадковій смузі (ЗПС), схема розташування яких наведена на рис. 2.

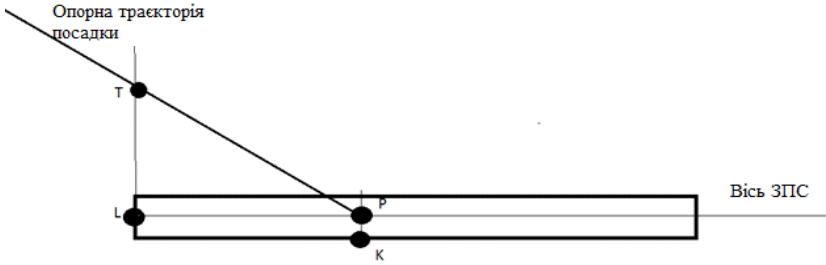


Рис. 2. Схема розташування опорних точок на ЗПС

Точки L , P , T містяться в блоці даних FAS (Final Approach Segment), який транслюється наземними станціями сучасних систем GLS (GNSS Landing System) на борт ПС. Особливістю моделі, розробленої в даній дисертації, є внесення до блоку даних FAS точки K , розташованої таким чином, щоб відрізок PK був перпендикулярним до вісі ЗПС та паралельним до її торців. Це дозволяє завдати опорну площину для обчислення відхилень по каналу глісади у вигляді площини, сформованої за координатами точок T , P та K (1):

$$\begin{aligned} \det(A_{glideslope}) = & (x - x(K))(y(T) - y(K))(z(P) - z(K)) + (x(T) - x(K))(y(P) - \\ & - y(K))(z - z(K)) + (y - y(K))(z(T) - z(K))(x(P) - x(K)) - (z - z(K))(y(T) - \\ & - y(K))(x(P) - x(K)) - (z(T) - z(K))(y(P) - y(K))(x - x(K)) - (y - y(K))(x(T) - \\ & - x(K))(z(P) - z(K)). \end{aligned} \quad (1)$$

Аналогічним чином за координатами точок L , P та T завдається у просторі опорна площина для обчислень відхилень по каналу курсу (2):

$$\begin{aligned} \det(A_{course}) = & (x - x(L))(y(T) - y(L))(z(P) - z(L)) + (x(T) - x(L))(y(P) - \\ & - y(L))(z - z(L)) + (y - y(L))(z(T) - z(L))(x(P) - x(L)) - (z - z(L))(y(T) - \\ & - y(L))(x(P) - x(L)) - (z(T) - z(L))(y(P) - y(L))(x - x(L)) - (y - y(L))(x(T) - \\ & - x(L))(z(P) - z(L)). \end{aligned} \quad (2)$$

Бортовий приймач ГНСС, виконавши вимірювання поточних координат, передає їх в обчислюваний блок, де виконується обчислення поточного лінійного відхилення ПС від опорних площин. Для каналу глісади відхилення обчислюється за формулою (3):

$$\begin{aligned}
GSDefl = & (a_{11}[X] - x(K))(y(T) - y(K))(z(P) - z(K)) + (x(T) - \\
& - x(K))(y(P) - y(K))(a_{31}[X] - z(K)) + (a_{21}[X] - y(K))(z(T) - \\
& - z(K))(x(P) - x(K)) - (a_{31}[X] - z(K))(y(T) - y(K))(x(P) - \\
& - x(K)) - (z(T) - z(K))(y(P) - y(K))(a_{11}[X] - x(K)) - \\
& - (a_{21}[X] - y(K))(x(T) - x(K))(z(P) - z(K)).
\end{aligned} \tag{3}$$

Для каналу курсу відхилення обчислюються за формулою (4):

$$\begin{aligned}
CourseDefl = & (a_{11}[X] - x(L))(y(T) - y(L))(z(P) - z(L)) + (x(T) - \\
& - x(L))(y(P) - y(L))(a_{31}[X] - z(L)) + (a_{21}[X] - y(L))(z(T) - \\
& - z(L))(x(P) - x(L)) - (a_{31}[X] - z(L))(y(T) - y(L))(x(P) - \\
& - x(L)) - (z(T) - z(L))(y(P) - y(L))(a_{11}[X] - x(L)) - (a_{21}[X] - \\
& - y(L))(x(T) - x(L))(z(P) - z(L)).
\end{aligned} \tag{4}$$

У формулах (3) та (4) $a_{11}[X]$, $a_{21}[X]$, $a_{31}[X]$ – поточні координати ПС. Для обчислення кутових відхилень використовується наступна формула (5):

$$\sin \alpha = \frac{|A \times l + B \times m + C \times n|}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2} \times \sqrt{l^2 + m^2 + n^2}}. \tag{5}$$

У формулі (5) A , B , C – коефіцієнти рівняння опорної площини, l , m , n – коефіцієнти направляючого вектора прямої, що з'єднує точки M (поточні координати ПС) та P .

Також розроблено модель оцінки цілісності навігаційного поля за умов динамічної зміни кількості видимих супутників.

Наразі в транспортній авіації для автономного контролю цілісності використовуються алгоритми RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring), які вимагають надлишкових вимірювань, тобто кількість видимих супутників повинна бути не менше 5. Разом з тим, при посадці ПС малої авіації імовірно зниження кількості видимих супутників до 4-х внаслідок особливостей рельєфу та затінення приймача ГНСС елементами конструкції ПС. Дослідження, проведені в рамках дисертаційної роботи, показали, що приблизно в 12 % випадків наявності лише 4-х супутників у полі зору приймача геометричний фактор видимих супутників дозволяє продовжувати навігацію з необхідною для посадки точністю. Для таких випадків була розроблена модель оцінки цілісності, схема якої наведена на рис. 3.

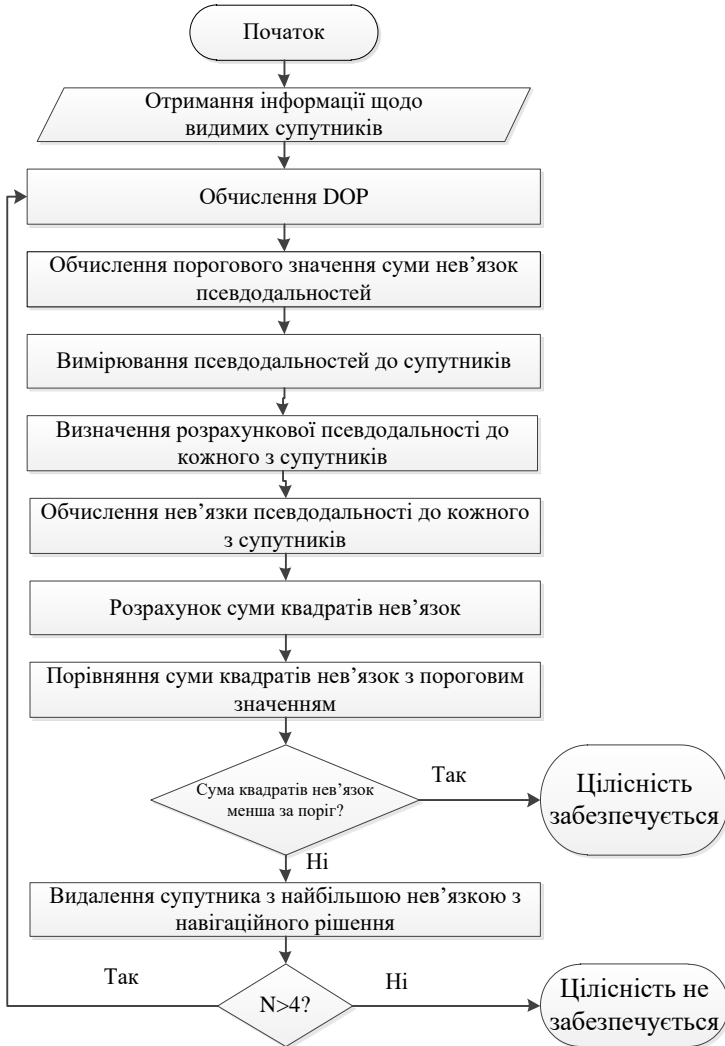


Рис. 3. Схема моделі оцінки цілісності при динамічній зміні кількості видимих супутників

На першому етапі обчислюється геометричний фактор зниження точності для групи видимих супутників. Для цього формується матриця направляючих косинусів G_0 , кожний рядок якої відповідає одному з супутників (6):

$$[G_0] = \begin{bmatrix} \frac{-(x_1 - x_0)}{PR_1^{\text{розр}}} & \frac{-(y_1 - y_0)}{PR_1^{\text{розр}}} & \frac{-(z_1 - z_0)}{PR_1^{\text{розр}}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \frac{-(x_i - x_0)}{PR_i^{\text{розр}}} & \frac{-(y_i - y_0)}{PR_i^{\text{розр}}} & \frac{-(z_i - z_0)}{PR_i^{\text{розр}}} & 1 \\ \dots & \dots & \dots & 1 \\ \frac{-(x_n - x_0)}{PR_n^{\text{розр}}} & \frac{-(y_n - y_0)}{PR_n^{\text{розр}}} & \frac{-(z_n - z_0)}{PR_n^{\text{розр}}} & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

На другому етапі вираховується порогове значення припустимої суми квадратів нев'язок псевдодальностей за формулою (7):

$$\sigma_i = \sigma_0 \times \text{DOP}, \quad (7)$$

де σ_i – стандартна похибка, що характеризує точність вимірювання координат в плані або по висоті, σ_0 – стандартна похибка, що характеризує точність вимірювання псевдодальності. Фактичні значення нев'язок псевдодальностей розраховуються наземною станцією на основі апріорних даних про координати базового приймача. При перевищенні фактичною сумою квадратів нев'язок порогового значення з навігаційного рішення виключається супутник з найбільшою нев'язкою, після чого цикл повторюється.

Також розроблено математичну модель розрахунку приладової швидкості ПС за умов відсутності даних від системи повітряних сигналів. Модель призначена для використання в аварійних випадках у разі обмерзання датчиків СПС – трубок Піто. Схема моделі зображена на рис. 4.

На першому етапі обчислювальний блок знаходить істинну повітряну швидкість за формулою (8):

$$V = \frac{W - \cos(\hat{E}\hat{A})}{\cos(\hat{E}\hat{Q})}, \quad (8)$$

де W – шляхова швидкість, U – швидкість вітру, KB – кут вітру, $KЗ$ – кут зносу. На другому етапі обчислюється власне приладова швидкість за формулою (9):

$$V_{\text{пр}} = \frac{V}{\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}}, \quad (9)$$

де $V_{пр}$ – приладова швидкість, V – істинна повітряна швидкість, ρ_0 – щільність повітря у земної поверхні, ρ_H – щільність повітря на заданій висоті польоту.



Рис. 4. Структурна схема моделі розрахунку приладової швидкості

У **третьому розділі** проведено напівнатурне випробування розробленої моделі наведення ПС на синтетичну глісаду за допомогою пакету прикладних програм Matlab.

Метою випробування, в ході якого було виконано 20000 вимірювань координат приймача, було дослідження правомірності використання в якості опорної поверхні лінії глісади, а не площин, які її утворюють. Випробування показали, що різниця між відхиленнями від глісади та площини курсу досягала 3,75 м та 2,8° (рис. 5). За результатами випробування було зроблено висновок щодо неприпустимості використання в якості опорної поверхні лінії глісади.

Також для 1000 вимірювань відхилення було проведено моделювання процесу компенсування відхилень шляхом керування рулями висоти за формулою: $\delta_a = k_g (\vartheta - \vartheta_{зад}) + k_{\omega_z} \omega_z$, де ϑ – поточне значення кута тангажу, $\vartheta_{зад}$ – задане значення кута тангажу, ω_z – кутова швидкість тангажу, k_g ,

k_{0z} – відповідно передаточні коефіцієнти по тангажу та кутовій швидкості тангажу.

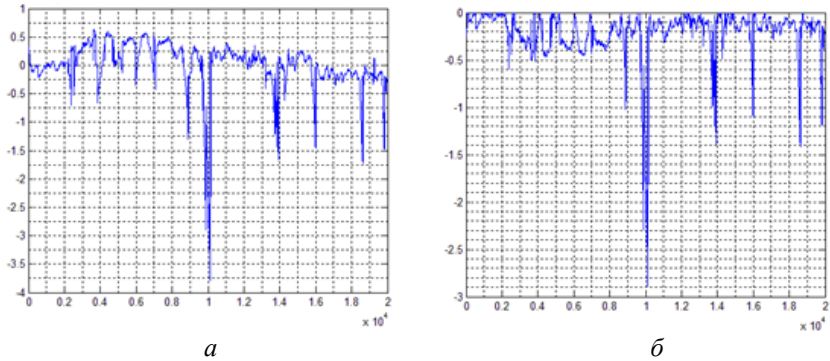


Рис. 5. Графічне зображення різниці між відхиленням від площини та від глісади: в метрах (а) та в градусах (б)

Параметр $\vartheta_{\text{сдд}}$ розраховується за формулою: $\vartheta_{\text{сдд}} = -\frac{i\xi}{L} \cdot \Delta H$, де $i\xi = \Delta\vartheta \cdot \xi$, а ξ – поточне кутове відхилення ЛА від глісади. Графік кутів відхилення рулів висоти наведено на рис. 6.

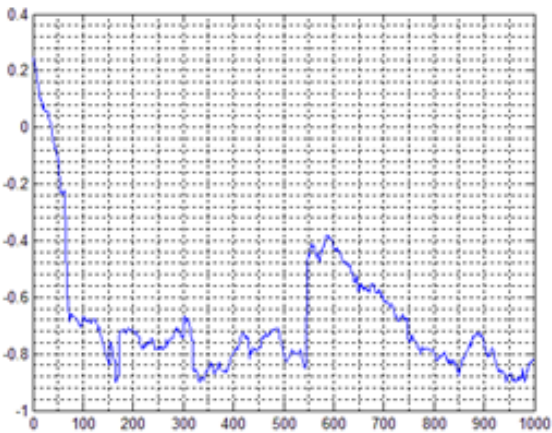


Рис. 6. Кути відхилення руля висоти, необхідні для повернення ПС на глісаду при початковому куті тангажу 1° для 1000 вимірювань відхилення ПС від площини глісади

Крім того, було проведено напівнатурне випробування моделі контролю цілісності навігаційного поля. Випробування проводились окремо для систем GPS та ГЛОНАСС. В ході випробування виявлялись підкомбінації з n супутників по $n-1$, $n-2$, $n-3$... до $n=4$ і досліджувалась можливість продовження навігації за критерієм точності визначення місцезнаходження. В таблиці 1 наведені результати випробувань для системи ГЛОНАСС, повне сузір'я якої на початку випробування складалось з 5 супутників, а отже, були вірогідними 5 підкомбінацій по 4 супутника.

Таблиця 1

Можливі підкомбінації з 5 супутників по 4 та їх геометричні фактори

№	Номер SV				HDOP _i	PDOP _i	deltH
	2	3	4	5			
1	39	40	41	55	3.72076216	4.25105502	3.02069358
2	39	40	41	56	2.56300610	3.39772904	1.35997020
3	39	40	55	56	2.66478000	5.18493057	1.54323398
4	39	41	55	56	2.66754164	4.04199460	1.54799777
5	40	41	55	56	33.01188118	35.49608245	32.94032207

Як випливає з табл. 1, непринятною для подальшої навігації є лише одна підкомбінація з 4 супутників із 5 можливих. Випробування для систем GPS та ГЛОНАСС показали, що із 715 можливих підкомбінацій із 13 супутників по 4 прийнятне значення DOP мали 89, тобто близько 12 %. Випробування показали принципову користь від впровадження системи автономного контролю цілісності навігаційного поля, запропоновану в дисертації.

У **четвертому розділі** виконано експериментальне дослідження моделі наведення ПС на синтетичну глісаду. Для цього було створено макет ЗПС довжиною 46 м, шириною 2 м та з кутом нахилу глісади 5°. Експериментальні координати опорних точок для завдання в просторі площин курсу та глісади були наступними: точка *L* [59°56'58.88863"N, 30°16'36.67707"E, 18.642], точка *P* [59°56'59.56987"N, 30°16'37.25880"E, 18.893], точка *R* [59°56'58.87817"N, 30°16'36.73029"E, 18.649], точка *K* [59°56'59.55853"N, 30°16'37.31310"E, 18.887], точка *T* [59°56'58.88880"N, 30°16'36.67760"E, 20.663]. На наступному етапі було проведено вимірювання 24 точок, результати якого наведені на рис. 7.

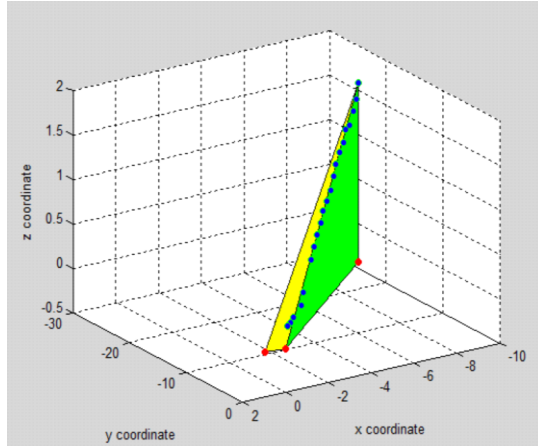


Рис. 7. Результат вимірювання координат бортового приймача ГНСС

Для кожної точки було обчислено кутове відхилення від опорних поверхонь у три способи: за алгоритмом, запропонованим в даній дисертації, методом компанії The Boeing Company та методом компанії The Rockwell Collins, які використовують в якості опорних поверхонь складні фігури: перегорнутий конус або гіперболоїд. Результати порівняння отриманих відхилень наведені на рис. 8-10.

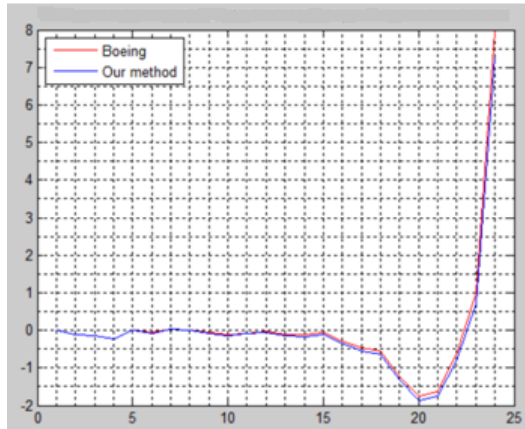


Рис. 8. Результат порівняння відхилень від площини глісади, отриманих запропонованим в дисертації способом та методом, запатентованим компанією The Boeing Company

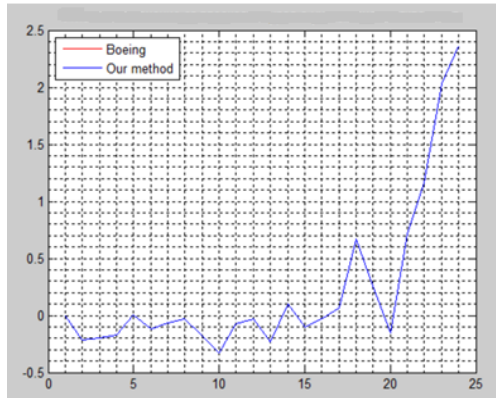


Рис. 9. Результат порівняння відхилень від площини курсу, отриманих запропонованим в дисертації способом та методом, запатентованим компанією The Boeing Company

Максимальна величина розбіжності склала $0,28^\circ$ за каналом глісади та $0,0013^\circ$ за каналом курсу.

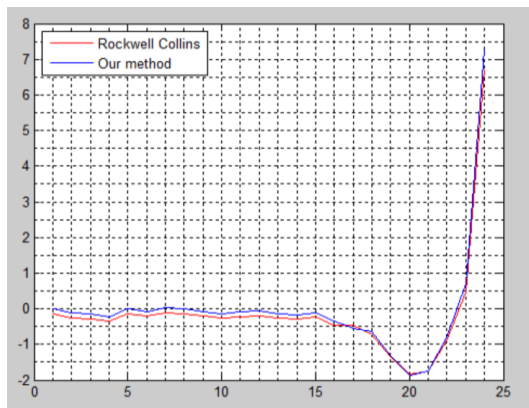


Рис. 10. Результат порівняння відхилень від площини глісади, отриманих запропонованим в дисертації способом та методом, запатентованим компанією The Rockwell Collins

Максимальна величина розбіжності склала $0,1445^\circ$. Таким чином, за результатами експерименту можна зробити висновок, що для ділянки, на якій проводиться посадка ПС малої авіації, еліпсоїдність Землі є несуттєвою, і можна користуватись для наведення ПС запропонованою в

даній дисертації моделлю, основною перевагою якої є відносна простота розрахунків.

Також було проведено експериментальне дослідження моделі автономного обчислення приладової швидкості ПС. Метою експерименту була оцінка похибки запропонованого алгоритму шляхом порівняння обчисленої та реальної приладової швидкості ПС. Були використані дані, отримані під час рейсу ПС А-320 у вересні 2013 року. Фрагмент метеозведення SITA, отриманого перед початком рейсу, наведено на рис. 11.

SENAR			ETP1			METAT		
FL350	352/37	M54	FL350	357/36	M52	FL350	357/36	M52
FL370	354/30	M52	FL370	358/28	M51	FL370	358/28	M51
FL390	356/23	M50	FL390	000/22	M49	FL390	000/22	M49
SANUL			KTL			ODOMI		
FL350	005/29	M50	FL350	028/18	M48	FL350	033/16	M48
FL370	006/24	M49	FL370	022/16	M48	FL370	025/15	M47
FL390	008/19	M48	FL390	015/15	M47	FL390	017/14	M47
ADISA			SONIB			BUKET		
FL350	041/15	M48	FL350	069/11	M49	FL350	143/15	M49
FL370	032/13	M48	FL370	061/9	M48	FL370	147/12	M48
FL390	023/11	M47	FL390	051/7	M47	FL390	152/10	M47

Рис. 11. Фрагмент метеозведення SITA

Вимірювання реальних параметрів (рис. 12) були проведені під час польоту над точкою SANUL.



Рис. 12. Параметри польоту над точкою SANUL

За даними від магнітного компасу (кут курсу склав 59°), системи ГНСС (шляхова швидкість – 434 вузли, шляховий кут – 62°, ешелон польоту – FL350) та метеорологічних прогнозів METAR та SITA (температура у земній поверхні – +3°C, на ешелоні польоту – -50°C, тиск у земній поверхні – 760 мм.рт.ст., метеорологічний напрямок вітру – 5°, швидкість вітру – 10 вузлів) була обчислена прогностична приладова

швидкість, яка склала 247,25 вузлів. При цьому фактична приладова швидкість, відображена на Primary Flight Display, складала приблизно 259 вузлів. Похибка, таким чином, склала приблизно 12 вузлів. Ряд аналогічних експериментальних вимірювань показав похибку в діапазоні від 1 до 16 вузлів, що дозволяє зробити висновок про правомірність використання запропонованої моделі визначення приладової швидкості у аварійному випадку, а саме в разі виходу з ладу приймачів повітряного тиску.

Також виконано експериментальне дослідження можливості використання сучасних технологій підвищення точності для забезпечення посадки ПС. Розглядалась технологія PPP (Precise Point Positioning), заявлена точність якої складає 4 см. Для проведення експериментального дослідження застосовувався багаторежимний приймач GNSS OEM719 фірми Novatel та корегувальна інформація фірми TerraStar, що надходить з геостационарного супутника 25E. Експерименти було виконано в два етапи. На першому етапі досліджувались точності в статичному режимі з різними комбінаціями супутників чотирьох систем: GPS, ГЛОНАСС, Galileo, BEIDOU. На другому етапі вимірювальна апаратура була встановлена на квадрокоптер, і точнісні характеристики оцінювались в динаміці при підйомі та зниженні квадрокоптера. Експеримент показав, що після періоду накопичення даних, що триває кілька хвилин, технологія TerraStar дозволяє утримувати точність вимірювання місцезнаходження у межах кількох десятків сантиметрів протягом кількох хвилин після різкого зменшення кількості видимих супутників внаслідок збільшення куту маски (рис. 13).

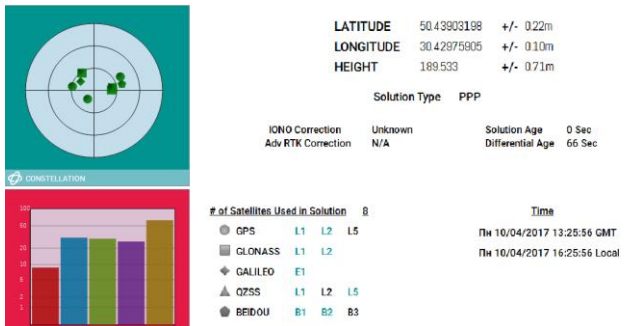


Рис. 13. Діаграма видимості супутників та характеристики точності в момент завдання куту маски 50°

У **п'ятому розділі** наведено обґрунтування потенційного підвищення ефективності навігації на етапі посадки та ефективності використання повітряного флоту, аеродромів та повітряного простору внаслідок

упровадження розглянутих у попередніх розділах моделей. Показано, що встановлення на аеродромі або посадковому майданчику, призначеному для малої авіації, системи забезпечення наведення на синтетичну глісаду, дозволило б на 2–5 % (для рівнинної місцевості) та на 5–20 % (для гірської місцевості) збільшити кількість льотних періодів у денний час, а також зробити можливими нічні польоти згідно з правилами польотів за приладами. Це дало б можливість пропорційно скоротити відсоток затриманих та скасованих авіарейсів. Виконано порівняння способів формування блоку даних FAS при використанні сучасних методів та запропонованого в дисертації алгоритму. Показано, що в останньому випадку можна суттєво скоротити кількість розрахунків. Проаналізовано потенційний вплив на підвищення ефективності навігації ПС малої авіації на етапі посадки внаслідок впровадження запропонованої в дисертації моделі автономного контролю цілісності навігаційного поля. Показано, що така модель допомогла б на 12 % скоротити кількість відмов супутникової навігаційної системи у разі зменшення кількості видимих супутників до чотирьох. Результат експериментального дослідження можливості виникнення такої ситуації зображено на рис. 14.

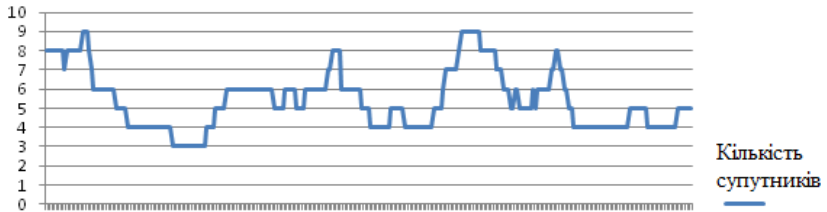


Рис. 14. Зміна кількості видимих супутників з часом

Експериментально доведена висока вірогідність такого сценарію під час посадки на необладнаний аеродром (для сузір'я Galileo імовірність зниження кількості видимих супутників до 4-х оцінена у 10–29 % в залежності від географічних координат місця вимірювання).

ВИСНОВКИ

В дисертаційній роботі вирішено актуальну науково-технічну задачу розробки моделі процесу посадки на аеродроми та посадкові майданчики, що не обладнані стаціонарними радіотехнічними засобами, за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи.

Основні наукові і практичні результати дисертаційної роботи зводяться до наступного:

1. Розроблено модель обчислення лінійного та кутового відхилень ПС від бажаної траєкторії – синтетичної глісади. На відміну від сучасних

методів наведення ПС за GLS, запропонована модель передбачає використання в якості опорних поверхонь площин курсу та глісади, перетин яких утворює глісаду. Це дозволяє спростити процес формування блоку даних FAS, який визначає положення ЗПС у просторі, а також мінімізувати кількість параметрів FAS та спростити розрахунок відхилень. Експериментальне дослідження запропонованої моделі підтвердило високу точність розрахунку відхилень ПС. Показано, що встановлення на аеродромі або посадковому майданчику, призначеному для малої авіації, системи забезпечення наведення на синтетичну глісаду, дозволило б на 2–5 % (для рівнинної місцевості) та на 5–20 % (для гірської місцевості) збільшити кількість льотних періодів.

2. Запропоновано спосіб формування траєкторії вирівнювання ПС на заключному етапі посадки з поетапною зміною кута нахилу траєкторії та вертикальної швидкості в залежності від висоти. В якості вихідних даних запропонована модель використовує серед іншого дані, отримані від ГНСС.

3. Проаналізовано особливості використання супутникової навігації для ПС малої авіації. Аналіз показав, що імовірність зменшення кількості навігаційних супутників в зоні видимості бортового приймача до 4-х для ПС малої авіації значно вище, ніж для ПС транспортної авіації. Розроблено модель автономного контролю цілісності навігаційного поля в зоні посадки, засновану на розрахунку геометричного фактора видимих супутників та максимально допустимої суми квадратів нев'язок до всіх супутників з подальшим виключенням супутника з найбільшою нев'язкою в разі необхідності. Комп'ютерне моделювання розрахунку геометричних факторів показало, що в 12 % випадків при зменшенні кількості видимих супутників до 4-х параметр DOP буде мати прийнятне значення для операції посадки ПС. Експериментально доведено, що імовірність зазначеного сценарію складає від 10 до 29 % для системи Galileo. Таким чином, впровадження запропонованої моделі дозволить скоротити кількість відмов супутникової системи на 1,2–3,5 %.

4. Розроблено модель розрахунку приладової швидкості ПС без даних від системи повітряних сигналів. Запропонована модель може використовуватись у випадку відмови приймача повітряного тиску (трубки Піто). Розрахунок проводиться на основі даних, отриманих від системи ГНСС (шляхова швидкість, шляховий кут), даних магнітного компаса (курс) та прогностичних метеорологічних даних (атмосферний тиск та температура повітря у землі та на ешелоні, напрямок та швидкість вітру). На відміну від сучасного алгоритму дій у випадку відмови трубки Піто, екапіж ПС, САУ або оператор БПЛА отримують кількісну інформацію щодо приладової швидкості, обчислену з похибкою, що дозволяє утримувати швидкість в безпечному інтервалі. При цьому немає

необхідності утримувати у певних рамках кут тангажу, тобто забезпечується можливість маневрування. Встановлено, що по мірі зниження ПС похибка зменшується. Таким чином, розроблена модель дозволяє забезпечити безпеку на всіх етапах польоту.

5. Проведено експериментальне дослідження можливості використання сучасної технології підвищення точності Precise Point Positioning для етапу посадки ПС. Результати експерименту показали, що технологія PPP дозволяє утримувати прийнятну точність визначення місцезнаходження протягом декількох хвилин після підвищення показника DOP до значень, які за звичайних умов призводять до неприйнятної для заходу на посадку похибки. Таким чином, використання зазначеної технології дозволить дотримуватись вимог щодо точності наведення літального апарату під час посадки, що містяться в нормативних документах.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Konin, V. GNSS technology determination of flying machine guidance parameters / V. Konin, E. Kovalevskiy, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2013. – № 3. – P. 18–21.

2. Konin, V. Aircraft Landing Flare / V. Konin, E. Kovalevskiy, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2014. – № 2. – P. 15–18.

3. Конин В. В. Определение приборной скорости самолета без системы воздушных сигналов / В. В. Конин, Т. И. Олевинская // Вісник Інженерної академії України. – 2016. – № 3. – С. 15–18.

4. Конин В. В. Экспериментальная оценка применения высокоточных технологий GNSS для посадки воздушных судов малой авиации / В. В. Конин, А. В. Куценко, Т. И. Олевинская // Вісник Інженерної академії України. – 2017. – № 1. – С. 8–13.

5. Kharchenko, V. Aircraft navigation efficiency improving during landing using satellite navigation system / V. Kharchenko, V. Konin, T. Olevinska // Proceedings of the National Aviation University. – 2017. – № 4. – P. 8–17.

6. Олевинская Т. И. Использование виртуальной глиссады для вычисления отклонений летательного аппарата на конечном участке посадки / Т. И. Олевинская // Известия Петербургского университета путей сообщения – 2017. – № 2. – С. 381–391.

7. Konin V, Kovalevskiy E, Olevinska T. GNSS technology landing system option for flying machine. Proceedings Fifth World Congress “Aviation in the XXI– st Century”. “Safety in Aviation and Space Technologies”. – V. 2, September 25–27 2012. – К. : NAU, Ukraine. – P. 3.2.21–3.2.24.

8. Kovalevskiy E.O, Konin V.V., Olevinska T. I. Aircraft landing flare. Proceedings, Sixth World Congress “Aviation in the XXI– st Century”. “Safety

in Aviation and Space Technologies”. – V. 2, September 23–25 2014. – К. : NAU, Ukraine. – P. 3.2.10–3.2.14.

9. Konin V, Olevinska T. Determination of the indicated air speed without data from pitot tubes. Proceedings Seventh World Congress “Aviation in the XXI–st Century”. “Safety in Aviation and Space Technologies”. – V. 2, September 19–21 2016. – К. : NAU, Ukraine. – P. 2.22–2.26.

10. Олевінська Т. І. Метод автономного контролю цілісності для безпілотних літальних апаратів. Тези доповідей науково-технічної конференції «Проблеми розвитку глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження та організації повітряного руху CNS/ATM», м. Київ, 21–23.11.2016. – С. 49.

АНОТАЦІЯ

Олевінська Т. І. Підвищення ефективності навігації за сигналами супутникових систем на етапі посадки повітряного судна. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.22.13 «Навігація та управління рухом». – Інститут аеронавігації, електроніки та телекомунікацій НАУ України, Київ, 2018.

Дисертаційне дослідження присвячене комплексному вирішенню задачі розробки моделі процесу посадки на аеродроми та посадкові майданчики, що не обладнані стаціонарними радіотехнічними засобами, за сигналами глобальної навігаційної супутникової системи. Основними науковими результатами дисертаційної роботи є: розроблена модель обчислення відхилень літального апарату від лінії посадкового курсу, в якій опорними поверхнями виступають віртуальні площини курсу та глісади, рівняння кожної з яких задане за координатами трьох точок на злітно-посадковій смузі; удосконалена модель автономного контролю цілісності навігаційного поля в зоні посадки, що дозволяє здійснювати навігацію за наявності в зоні видимості бортового приймача чотирьох навігаційних супутників; розроблена модель автономного обчислення приладової швидкості літального апарату за даними від глобальної навігаційної супутникової системи та прогностичними метеорологічними даними.

Перша модель дозволяє спростити формування блоку даних кінцевої ділянки посадки та розрахунок відхилень літального апарату від глісади у порівнянні з сучасними методами заходу на посадку за супутниковими навігаційними системами. Проведене експериментальне дослідження показало незначну розбіжність результатів розрахунку відхилень за запропонованим алгоритмом та за алгоритмами, що наразі використовуються.

Друга модель дозволяє забезпечувати продовження супутникової навігації в зоні посадки за умови зменшення кількості видимих супутників до чотирьох при збереженні їх сприятливого геометричного розташування. Це зменшує кількість перерваних заходів на посадку при використанні посадкових майданчиків, розташованих поруч з об'єктами, що можуть зумовити великий кут маски.

Третя модель дозволяє виконувати автономне обчислення приладової швидкості літака у разі відмови системи повітряних сигналів. На відміну від чинного алгоритму дій забезпечує кількісне визначення поточної приладової швидкості, точність якого збільшується зі зменшенням висоти польоту.

Підвищення ефективності навігації за сигналами супутникових систем на етапі посадки повітряного судна сприятиме зниженню кількості нелітних за метеоумовами днів для повітряних суден малої та безпілотної авіації, що, в свою чергу, дозволить збільшити погодинну ефективність повітряного флоту та регулярність авіаперевезень та авіаційних робіт.

Ключові слова: глобальна навігаційна супутникова система, ефективність, приладова швидкість, точний захід на посадку, цілісність навігаційного поля.

АННОТАЦІЯ

Олевинская Т. И. Повышение эффективности навигации по сигналам спутниковых систем на этапе посадки воздушного судна — Квалификационный научный труд на правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук (доктора философии) по специальности 05.22.13 — «Навигация и управление движением» — Институт аэронавигации, электроники и телекоммуникаций НАУ Украины, Киев, 2018.

Диссертационное исследование посвящено комплексному решению задачи разработки модели процесса посадки воздушных судов малой авиации на региональный аэродром или посадочную площадку, не оборудованную радиомаячными средствами обеспечения точного захода на посадку, по сигналам глобальной навигационной спутниковой системы. Основные научные результаты диссертационной работы сводятся к следующему: разработана модель вычисления отклонений летательного аппарата от линии посадочного курса, в которой опорными поверхностями выступают виртуальные плоскости курса и глиссады, уравнение каждой из которых в пространстве задано по координатам трех точек на взлетно-посадочной полосе; усовершенствована модель автономного контроля целостности навигационного поля в зоне посадки, что позволяет осуществлять навигацию при наличии в зоне видимости бортового приемника четырех и более навигационных спутников; разработана модель автономного вычисления приборной скорости

летательного аппарата по данным от глобальной навигационной спутниковой системы и прогностическим метеорологическим данным.

Первая модель позволяет упростить формирование блока данных конечного участка посадки и расчет отклонений летательного аппарата от глissады по сравнению с современными методами захода на посадку по сигналам спутниковых навигационных систем. Проведенное экспериментальное исследование показало незначительное расхождение результатов расчета отклонений по предложенному алгоритму и по алгоритмам, которые применяются в настоящее время.

Вторая модель позволяет обеспечивать продолжение спутниковой навигации в зоне посадки при уменьшении количества видимых спутников до четырех при условии их благоприятного геометрического расположения. Это уменьшает количество прерванных заходов на посадку при использовании посадочных площадок, расположенных вблизи объектов, которые могут увеличить угол маски спутников.

Третья модель позволяет выполнять автономное вычисление приборной скорости самолета в случае отказа системы воздушных сигналов. В отличие от действующего алгоритма действий позволяет количественно вычислить текущую приборную скорость, причем точность вычисления увеличивается по мере уменьшения высоты полета.

Повышение эффективности навигации по сигналам спутниковых систем будет способствовать уменьшению количества нелетных по метеоусловиям дней для воздушных судов малой и беспилотной авиации, что, в свою очередь, позволит увеличить часовую эффективность воздушного флота и повысить регулярность авиаперевозок и авиационных работ.

Ключевые слова: глобальная навигационная спутниковая система, приборная скорость, точный заход на посадку, целостность навигационного поля, эффективность.

ABSTRACT

Olevinska T. I. Satellite system navigation efficiency increasing during aircraft landing. – Qualification scientific work as a manuscript.

Thesis for the degree of Candidate of Technical Sciences (Ph.D.) in specialty 05.22.13- Navigation and traffic management - Institute of air navigation, electronics and telecommunications NAU, Kyiv, Ukraine, 2018.

The thesis is devoted to the complex solving of the task of developing the model of small aircraft landing by the Global Navigation Satellite System on the regional aerodrome which is not equipped with radio beacon system for precise landing.

The main scientific results of the thesis are: the model of calculation of aircraft deviation from the glide slope which uses virtual course and glide slope planes built in space by coordinates of three dots on the runway as reference

surfaces; improved model of autonomous integrity monitoring which allows to navigate the aircraft in case of visibility of only four satellites; the model of indicated air speed autonomous calculation using data from global navigation satellite system and meteorological forecast.

The first model allows to simplify the Final Approach Segment data block formation and aircraft deviations calculation compared with available methods of landing by Global Navigation Satellite System signals. The conducted experimental study showed a slight difference in the results of the calculation of deviations by the proposed algorithm and the algorithms that are currently being used.

The second model allows continuing satellite navigation in the landing area in a case when the number of visible satellites is reduced to four while maintaining their favorable geometric location. This reduces the number of interrupted landing operations when using landing sites located next to objects that can cause a large mask angle.

The third model allows to carry out the aircraft indicated air speed calculation in a case of the Air Data System failure. Unlike the current algorithm of action this model provides a quantitative determination of the current speed and its accuracy increases with the decrease of flight attitude.

The satellite navigation efficiency increasing during landing will contribute in reducing the number of non-flying by meteorological conditions days for small and unmanned aircrafts. This in turn will increase an air fleet hourly performance and the regularity of different kinds of aviation work.

Key words: efficiency, Global Navigation Satellite System, indicated air speed, integrity, precise landing.

Підп. до друку 13.09.2018. Формат 60x84/16. Папір офс.
Офс. друк. Ум. друк. арк. 1,40. Обл.-вид. арк. 1,5.
Тираж 100 пр. Замовлення № 131-1.

Видавець і виготівник
Національний авіаційний університет
03680. Київ – 58, проспект Космонавта Комарова, 1

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07.2002