

**ІНФОРМАЦІЙНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АВТОМАТИЗОВАНОГО КЕРУВАННЯ
ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ З ВИКОРИСТАННЯМ СИСТЕМИ GNSS**

Національний авіаційний університет
просп. Космонавта Комарова, 1, Київ, Україна, 03680
E-mails: ¹asc@nau.edu.ua; ²kon_vm@ukr.net

Розглянуто варіант інформаційного забезпечення автоматизованого керування літальним апаратом з використанням супутникової навігаційної системи для забезпечення заходу на посадку і посадки. Наведено розрахункові співвідношення для визначення відхилень від курсу. Досліджено статистику помилок визначення відхилень.

Ключові слова: автоматизоване керування; забезпечення інформації; літальний апарат; GNSS.

Постановка проблеми

Для забезпечення вирішення завдань навігації і керування літальним апаратом (ЛА) потрібна інформація про параметри руху центра мас ЛА, руху ЛА відносно центра мас, руху ЛА відносно наземних орієнтирів.

Датчиками необхідної інформації є радіонавігаційні, інерціальні системи і в останні десятиліття – системи супутникової радіонавігації.

Інструментальна система посадки (наприклад, ILS) припускає наявність в аеропорту комплексу наземного устаткування, до складу якого входять курсовий (КРМ) і глісадний (ГРМ) радіомаяки, а на борту відповідно курсовий (КРП) і глісадний (ГРП) радіоприймачі. Наземні курсоглісадні радіомаяки задають незбурену траєкторію польоту, утворену перетином радіосигнальних зон КРМ і ГРМ у просторі. Відхилення ЛА від траєкторії фіксується КРП і КРМ.

Нині регламентовано процедури точного заходу на посадку за I категорією за наявності відповідного устаткування GNSS.

Процедура точного заходу на посадку за GNSS позначається як процедура заходу за GLS. Траєкторія польоту за GLS визначається інакше, ніж за ILS. Дані, що визначають траєкторію польоту, передаються GBAS на борт по цифровій лінії зв'язку у вигляді блока даних FAS (кінцевої ділянки заходу на посадку). Бортове устаткування GNSS на основі геометричних співвідношень обчислює параметри траєкторії і визначає характеристики наведення, аналогічні іншим системам заходу на посадку, наприклад ILS.

Мета роботи – розглянути варіант наведення ЛА в точку прийняття рішення про посадку (задану точку) шляховим способом [1] з використанням бортової апаратури в GNSS і оцінити похибки обчислення параметрів відхилення ЛА від заданої точки.

Побудова інформаційного забезпечення

Припускаємо, що на борту ЛА є навігаційний приймач GNSS, який забезпечує задання:

- координат X_s, Y_s, Z_s центра мас ЛА (у геоцентричній системі X, Y, Z);
- його еліпсоїдних географічних координат: широту θ і довготу λ ;
- вектор шляхової швидкості $VG[VG_x, VG_y, VG_z]$.

З наземного пункту зовнішнього пілота передаються на борт координати заданої точки X_z, Y_z, Z_z у геоцентричній системі. Можливий варіант, коли на борту апіорі відомі координати X_z, Y_z, Z_z .

Розглянемо варіант інформаційного забезпечення для організації автоматизованого керування ЛА. За основу припускаємо шляховий спосіб виведення ЛА в задану точку (ЗТ), схему якого показано на рисунку [1].

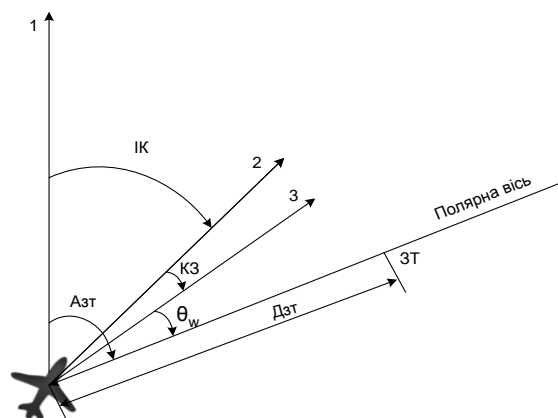


Схема шляхового способу виведення ЛА в ЗТ:

- 1 – напрям на північ (N);
- 2 – вектор повітряної швидкості ЛА;
- 3 – проекція вектора W шляхової швидкості ЛА – V ;
- ІК – істинний курс;
- КЗ – кут зносу;
- Д_{зт} – дальність від центра мас ЛА до ЗТ;
- А_{зт} – азимут полярної осі;
- θ_w – кут між полярною віссю та W

Для визначення кутового відхилення θ_w у топоцентричній системі координат O_t, X_t, Y_t, Z_t з початком у центрі мас ЛА перенесемо лінію між точками (X_s, Y_s, Z_s) і (X_z, Y_z, Z_z) з геоцентричної в топоцентричну систему координат шляхом перенесення центра геоцентричної системи в точку O_t і трьох обертань координатних осей навколо осей X_t, Y_t, Z_t [1].

Координати перенесеної лінії (як вектора) знаходимо з виразів:

$$R_x = \sin \theta \cos \lambda r_x + \sin \theta \sin \lambda r_y - \cos \theta r_z;$$

$$R_y = -\sin \lambda r_x + \cos \lambda r_y;$$

$$R_z = \cos \theta \cos \lambda r_x + \cos \theta \sin \lambda r_y + \sin \theta r_z,$$

де

$$[r_x, r_y, r_z] = [X_s - X_z, Y_s - Y_z, Z_s - Z_z].$$

Для перенесення вектора W досить трьох обертань, щоб отримати компоненти перенесеного вектора:

$$V_x = \sin \theta \cos \lambda W_x + \sin \theta \sin \lambda W_y - \cos \theta W_z;$$

$$V_y = -\sin \lambda W_x + \cos \lambda W_y;$$

$$V_z = \cos \theta \cos \lambda W_x + \cos \theta \sin \lambda W_y + \sin \theta W_z.$$

Азимут, кут місця і кут α , що дорівнює сумі ІК і КЗ, знаходимо з виразів:

$$A_{zt} = \arctg \left(-\frac{R_y}{R_x} \right);$$

$$U_m = \arcsin \left(\frac{R_z}{R} \right);$$

$$\alpha = \arctg \left(-\frac{V_y}{V_x} \right),$$

де

$$R = \sqrt{R_x^2 + R_y^2 + R_z^2}.$$

Кут θ_w дорівнює:

$$\theta_w = A_{zt} - \alpha,$$

дальність

$$D_{zt} = \sqrt{(X_s - X_z)^2 + (Y_s - Y_z)^2 + (Z_s - Z_z)^2}.$$

Керування рухом здійснюється наведеним ЛА, який витримує рівність $\theta_w = 0$ за умови, що $D_{zt} \neq 0$, а $\theta_w < 90^\circ$.

Математичне моделювання

Для обчислення похибок визначення параметрів A_{zt} і D_{zt} проведено математичне моделювання з координатами X_z, Y_z, Z_z і $X_s, Y_s, Z_s, \theta_s, \lambda_s$.

Літальний апарат перебуває на одній довготі з наземним пунктом керування на відстані 30 км під кутом 3° . Задаємо похибки визначення координат, розподілені за нормальним законом, з параметрами для декартових – md, sd , сферичних – ms, ss , координат. Обчислюємо математичні сподівання mD, mA і середньоквадратичні відхилення sD, sA дальності та азимута відповідно за усереднення по 50 000 реалізацій. Припускаємо, що $ms = md = 0$. Результати моделювання наведено в табл. 1, 2.

Середній квадрат похибки обчислення дальності прямо пропорційний середньоквадратичній похибці вимірювання декартових координат за допомогою GNSS.

Середній квадрат похибок обчислення азимуту залежить від похибок обчислення полярних координат і майже не залежить від похибки вимірювання декартових координат.

При похибках вимірювання декартових координат $sd = 3$ м і обчислення полярних координат $ss = 0,005$ рад середньоквадратичні похибки обчислення відстані між ЗТ і ЛА дорівнює 4,2 м, азимуту – $2 \cdot 10^{-3}$ рад, що дозволяє розглядати застосування цього способу автоматизованого керування для вирішення завдання посадки ЛА.

Таблиця 1. Статистики похибок параметрів A_{zt} і D_{zt}

sd , м	20	10	5	5	3	3	1
ss , рад	0,05	0,05	0,05	$5 \cdot 10^{-3}$	0,05	0,005	0,005
mA , рад	$3 \cdot 10^{-5}$	$-3 \cdot 10^{-4}$	$-3 \cdot 10^{-4}$	-10^{-5}	$-2 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-6}$
sA , рад	$2 \cdot 10^{-2}$	$2 \cdot 10^{-2}$	$2 \cdot 10^{-2}$	$2 \cdot 10^{-3}$	$2 \cdot 10^{-2}$	$2 \cdot 10^{-3}$	$2 \cdot 10^{-3}$
mD , м	-0,2	-0,2	0,01	0,03	0,02	0,04	0,01
sD , м	28	14	7	7	4,2	4,2	1,4

Таблиця 2. Статистики похибок обчислення висоти

sd , м	5	5	5	3	3	1	1
ss , рад	$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-5}$	$5 \cdot 10^{-10}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-6}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$5 \cdot 10^{-6}$
mH , м	0,02	-0,08	-0,03	0,02	-0,02	0,02	0,02
sH , м	15,4	7,3	7,2	15,4	4,2	13,7	1,4

Примітка. mH – математичне сподівання, sH – середньоквадратичне значення похибок обчислення H , м.

Обумовлена точність визначення координат досягається використанням сучасних навігаційних приймачів у стандартному режимі. Використання диференціального режиму навігаційних визначень дозволить забезпечити підвищену точність, що відповідає останньому стовпчику табл. 1. Як видно з наведених розрахункових виразів, похибка обчислення кута θ_w в 1,4 раза більша ніж похибка обчислення азимуту.

Таке керування можна використати для автоматизованої системи посадки ЛА. У передбачуваному місці посадки розташовується контрольно-коригувальна станція, яка видає по лінії зв'язку на борт координати X_s , Y_s , Z_s (точка посадки або прийняття рішення) і диференціальні поправки. На ЛА розраховуються параметри θ_w і D_{zt} та подаються в систему автоматичного керування, що включає необхідні для цього типу ЛА ланки коригування динамічної системи, сервоприводи і зворотні зв'язки.

У разі досягнення ЛА точки прийняття рішення керування передається наземному оператору або програмі керування приземленням.

Програму керування приземленням можна побудувати, наприклад, за методом автоматичного керування посадкою по експоненціальній траєкторії вирівнювання [2]. Траєкторія приземлення описується диференціальним рівнянням:

$$T\dot{H} + H = H_{ac},$$

де T – стала;

H – висота ЛА над площиною приземлення;

H_{ac} – асимптота експоненти.

Для реалізації методу істотною є точність визначення висоти. Досліджуємо за допомогою моделювання точність обчислення висоти згідно з виразом:

$$H = R \sin(U_m).$$

Як видно з результатів моделювання, наведених в табл. 2, для отримання точності обчислення

висоти, що дорівнює 1,4 м, необхідно забезпечити точність навігаційних визначень системою GNSS не менше 1 м по всіх координатах. Це зумовлює застосування диференціального режиму.

Для отримання більш високих характеристик точності, завадостійкості, безперервності і надійності доцільно інтегрувати GNSS з інерціальною навігаційною системою.

Висновки

Інформаційне забезпечення автоматизованої системи керування ЛА на базі стандартного бортового навігаційного устаткування і диференціального режиму GNSS за точнісними характеристиками дозволяє вирішувати завдання заходу на посадку, особливо для безпілотних повітряних суден.

Література

1. *Автоматизация самолетовождения и управления воздушным движением* / П.А. Агаджанов, В.Г. Воробьев, А.А. Кузнецов, Е.Д. Маркович. – Москва: Транспорт, 1980. – 357 с.

2. *Рогожин В.О.* Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: підручник / В.О. Рогожин, В.М. Синеглазов, М.К. Філикон. – К.: НАУ, 2005. – 316 с.

3. *Конин В.В.* Системы спутниковой радионавигации / В.В. Конин, В.П. Харченко. – К.: Холтех, 2010. – 520 с.

References

1. Agadzhanov, P.A.; Vorobyev, V.G.; Kuznetsov, A.A.; Markovich, E.D. 1980. *Automation of pilotage and control of air traffic*. Moscow, Transport. 357 p. (in Russian).

2. Rogozhin, V.O.; Sineglazov, V.M.; Filikon, M.K. 2005. *Pilotage-navigation complexes of air transport*. Textbook. Kyiv, National Aviation University. 316 p. (in Ukrainian).

3. Konin, V.V.; Kharchenko, V.P. 2010. *Systems of satellite radionavigation*. Kyiv, Holteh. 520 p. (in Russian).

Ковалевський Едуард Олександрович. Кандидат технічних наук. Старший науковий співробітник.
Кафедра аеронавігаційних систем, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Київський політехнічний інститут, Київ, Україна (1959).
Напрямок наукової діяльності: аналіз та синтез радіоелектронних систем.
Кількість публікацій: 70.
E-mail: asc@nau.edu.ua

Кондратюк Василь Михайлович. Старший науковий співробітник.
Директор Науково-навчального центру «Аерокосмічний центр», Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Київський політехнічний інститут, Київ, Україна. (1985).
Напрямок наукової діяльності: методи обробки даних в GNSS.
Кількість публікацій: 30.
E-mail: kon_vm@ukr.net

E. Kovalevsky¹, V. Kondratyuk². Information maintenance of aircraft's automatic control using GNSS system

National Aviation University, Kosmonavta Komarova avenue, 1, Kyiv, Ukraine, 03680

E-mails: ¹asc@nau.edu.ua; ²kon_vm@ukr.net

The variant of information maintenance of aircraft's automatic control using satellite navigation system for providing landing approach and landing has been considered in this research. Calculation ratios for definition of coarse deviations have been given. Error statistics of determination of deviations have been investigated.

Keywords: aircraft; automatic control; GNSS; information maintenance.

Eduard Kovalevsky. Candidate of Engineering. Senior Researcher.
Department of Air Navigation Systems, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: Polytechnic Institute, Kyiv, Ukraine (1959).
Research area: the analysis and the synthesis of radio-electronic systems.
Publications: 70.
E-mail: asc@nau.edu.ua

Vasyliy Kondratyuk. Senior Researcher.
Head of Scientific Education Center "Aerospace Center", National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: Kyiv Polytechnic Institute, Kyiv, Ukraine (1985).
Research area: methods of data processing in GNSS.
Publications: 30.
E-mail: kon_vm@ukr.net

Э.А. Ковалевский¹, В.М. Кондратюк². Информационное обеспечение автоматизированного управления летательным аппаратом с использованием системы GNSS

Национальный авиационный университет, просп. Космонавта Комарова, 1, Киев, Украина, 03680

E-mails: ¹asc@nau.edu.ua; ²kon_vm@ukr.net

Рассмотрен вариант информационного обеспечения автоматизированного управления летательным аппаратом с использованием спутниковой навигационной системы для обеспечения захода на посадку и посадки. Приведены расчетные соотношения для определения отклонений от курса. Исследована статистика ошибок определения отклонений.

Ключевые слова: автоматизированное управление; летательный аппарат; обеспечение информации; GNSS.

Ковалевский Эдуард Александрович. Кандидат технических наук. Старший научный сотрудник.
Кафедра аэронавигационных систем, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.
Образование: Киевский политехнический институт, Киев, Украина (1959).
Направление научной деятельности: анализ и синтез радиоэлектронных систем.
Количество публикаций: 70.
E-mail: asc@nau.edu.ua

Кондратюк Василий Михайлович. Старший научный сотрудник.
Директор Научно-учебного центра «Аэрокосмический центр», Национальный авиационный университет, Киев, Украина.
Образование: Киевский политехнический институт, Киев, Украина (1985).
Направление научной деятельности: методы обработки данных в GNSS.
Количество публикаций: 30.
E-mail: kon_vm@ukr.net