

КОМП'ЮТЕРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІКИ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НЕТРАДИЦІЙНОЇ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ

Фірсов С. М., Нгуєн Ван Тхінь, Данченко О. В., Кописов О. Е.

Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського "ХАІ"

Розглядається один з можливих варіантів схеми безпілотного літального апарату та описується спосіб отримання математичної моделі, законів керування такого класу об'єктів.

Постановка проблеми. Створення безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є перспективною тенденцією розвитку сучасної авіаційної техніки світу. БПЛА мають безліч переваг у порівнянні з пілотованими літальними апаратами. Практика показує, що створення малогабаритного БПЛА, який має можливість автономної роботи, вертикального зльоту і посадки з будь-якої горизонтальної поверхні і за будь-яких погодних умов, є актуальним завданням [1]. БПЛА є об'єктом регулювання в системі автоматичного управління (САУ) польотом [2].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Будівництво малогабаритних безпілотних літальних апаратів є актуальним напрямком розвитку сучасної безпілотної авіаційної техніки [1]. Аналіз існуючих прототипів БПЛА показав, що сучасна тенденція розвитку БПЛА спрямована не тільки на зменшення їх масогабаритних характеристик, але й на інтелектуалізацію бортового обладнання [2].

Першим етапом проектування САУ є визначення коефіцієнтів передатної функції БПЛА. Для цього використовуються сучасні технології комп'ютерного моделювання, такі як SolidWorks, Flowvision, MATLAB.

Мета статті. Пропонується один з можливих варіантів схеми безпілотного літального апарату та описується спосіб отримання математичної моделі, законів керування такого класу об'єктів. Розроблені та представлені машинні моделі алгоритмів стабілізації та результати комп'ютерного моделювання динаміки літального апарату.

Основні матеріали дослідження. Усе зазначене визначає структуру БПЛА, представленого на рис. 1.

Особливість запропонованого конструювання БПЛА полягає в наступному. Швидкість повітряного потоку регулюється частотою обертання двигуна, що забезпечує вертикальний зліт і посадку. У режимах зльоту, посадки і зависання БПЛА принцип польоту аналогічний звичайній гелікоптерній схемі. Для компенсації обертального моменту гвинта в конструкції БПЛА передбачені протидіючі лопатки 4 (рис.1), відхилення яких парює обертальний момент і управляє положенням корпусу літального апарату відносно поздовжньої осі. Рухомі крила 5 також можуть відхилити повітряний потік, одночасно створюючи підйомну силу і протидіючий момент, що прикладається до корпусу БПЛА. Для переводу БПЛА з вертикального польоту (зависання) до горизонтального і виконання стабілізації кута тангажу передбачений інший набір аеродинамічних поверхонь.



Рисунок 1 - Зовнішній вигляд перспективного БПЛА

Одним з найбільш важливих елементів БПЛА є система автоматичного управління, яка забезпечує необхідні показники якості та розширює діапазон застосування літального апарату. До складу САУ, окрім традиційних елементів, входять безплатформна інерціальна навігаційна система (БІНС) і GPS-приймач. Переміщення всіх керуючих поверхонь БПЛА здійснюється за допомогою електричних сервоприводів, керованих бортовим регулятором.

Система рівнянь, яка описує ізольовано поздовжній і бічний рухи БПЛА, зводиться до вигляду [2]:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V} &= P \cos \alpha - X_a - mg \sin \Theta; \\
 mV\dot{\Theta} &= P \sin \alpha + Y_a - mg \cos \Theta; \\
 mV\dot{\Psi} &= -P \sin \beta \cos \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a; \quad (1) \\
 I_z \dot{\omega}_z &= M_z; \quad I_x \dot{\omega}_x = M_x; \\
 I_y \dot{\omega}_y &= M_y; \quad \alpha = \nu - \Theta; \\
 \beta &= \psi - \Psi; \quad H = V \sin \Theta,
 \end{aligned}$$

де m – маса БПЛА;

V_x, V_y, V_z – проекції вектора повітряної швидкості на осі зв'язаної з літальним апаратом системи координат;

R_x, R_y, R_z – проекції вектора зовнішніх сил, що діють на БПЛА;

I_x, I_y, I_z – осьові моменти інерції;

M_x, M_y, M_z – проекції моменту зовнішніх сил на осі зв'язаної системи координат;

$$mg = G;$$

g – прискорення вільного падіння.

Лінеаризована система рівнянь, яка описує рух безпілотного літального апарату, має вигляд:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\Theta} + a_y^\alpha \Delta \alpha &= 0; \quad \Delta \dot{\Psi} - a_z^\beta \Delta \beta - a_z^\beta \Delta \gamma = 0; \\ \Delta \dot{\omega}_x + a_{m_x}^{\omega_x} \Delta \omega_x + a_{m_x}^{\omega_y} \Delta \omega_y + a_{m_x}^\beta \Delta \beta &= \\ &= \frac{\delta H}{m_x} \Delta \delta H + a_{m_x}^{\delta e} \Delta \delta e; \\ \Delta \dot{\omega}_y + a_{m_y}^{\omega_x} \Delta \omega_x + a_{m_y}^{\omega_y} \Delta \omega_y + a_{m_y}^\beta \Delta \beta &= \\ &= \frac{\delta H}{m_y} \Delta \delta H + a_{m_y}^{\delta e} \Delta \delta e; \\ \Delta \dot{\Psi} = \Delta \omega_y; \quad \Delta \dot{\gamma} = \Delta \omega_x; \quad \Delta \dot{\beta} = \Delta \psi - \Delta \Psi. \end{aligned} \quad (2)$$

Коефіцієнти лінеаризованої системи рівнянь (2) мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_z^\beta &= \frac{P}{mV} - \frac{\rho V S}{2m} c_{z\beta}; \quad a_z^\gamma = -\frac{Y_z}{mV} \\ (\text{при } Y_z = mg \quad a_z^\gamma &= -\frac{g}{V}); \quad a_{m_x}^{\omega_x} = -K_x m_x^{\omega_x}; \\ a_{m_x}^{\omega_y} &= -K_x m_x^{\omega_y}; \quad a_{m_x}^\beta = -K_x m_x^\beta; \\ a_{m_x}^{\delta e} &= K_x m_x^{\delta e}; \quad a_{m_x}^{\delta H} = K_x m_x^{\delta H}; \\ a_{m_y}^{\omega_x} &= -K_y m_y^{\omega_x}; \quad a_{m_y}^{\omega_y} = -K_y m_y^{\omega_y}; \\ a_{m_y}^\beta &= -K_y m_y^\beta; \quad a_{m_y}^{\delta e} = K_y m_y^{\delta e}; \\ a_{m_y}^{\delta H} &= K_y m_y^{\delta H}; \quad a_{m_z}^{\omega_z} = -K_z m_z^{\omega_z}; \\ a_{m_z}^\alpha &= -K_z m_z^\alpha; \quad a_{m_z}^{\delta B} = -K_z m_z^{\delta B}, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\text{де } K_x = \frac{\rho V^2}{2I_x} Sl, \quad K_y = \frac{\rho V^2}{2I_y} Sl, \quad K_z = \frac{\rho V^2}{2I_z} Sl.$$

Системі рівнянь, яка описує періодичний рух літального апарату, відповідають такі передатні функції:

$$\begin{aligned} \omega_z(s) &= \frac{a_{m_z}^{\delta B} (s - a_y^\alpha)}{s^2 + a_1 s + a_0} \delta_B(s); \\ \alpha(s) &= \frac{a_{m_z}^{\delta B}}{s^2 + a_1 s + a_0} \delta_B(s), \end{aligned} \quad (4)$$

де $s^2 + a_1 s + a_0$ – характеристичний поліном з коефіцієнтами:

$$a_1 = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha; \quad a_0 = a_{m_z}^\alpha - a_{m_z}^{\omega_z} a_y^\alpha.$$

Рівнянням математичної моделі бокового руху відповідають передатні функції:

$$\begin{aligned} W_{\dot{\gamma}}^e(s) &= -\frac{\omega_x(s)}{\delta_e(s)} = \frac{a_{m_x}^{\delta e}}{s + a_{m_x}^{\omega_x}} = \frac{K_{m_x}^{\delta e}}{T_\gamma s + 1}; \\ W_\psi^e(s) &= \frac{W_{\dot{\gamma}}^e(s)}{\lambda(s)} = \frac{K_\gamma^e}{s(T_\gamma s + 1)}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\text{де } T_\gamma = \frac{1}{a_{m_x}^{\omega_x}}; \quad K_\gamma^e = \frac{a_{m_x}^{\delta e}}{a_{m_x}^{\omega_x}}.$$

Досліджуваний БПЛА має симетричний профіль крил. Моменти інерції можуть бути визначені за допомогою пакету твердотілого моделювання SolidWorks [1].

На рис.2 представлена модель проектного БПЛА. Розміри, маса літального апарату збігаються з реальними. Для визначення аеродинамічних коефіцієнтів досліджуваного БПЛА може бути використаний пакет CosmosFlowworks, який дозволяє здійснити "віртуальне продування" моделі БПЛА. Моделювання було проведено для крейсерської швидкості руху 15 м/с з урахуванням потоку, який створюється гвинтом.

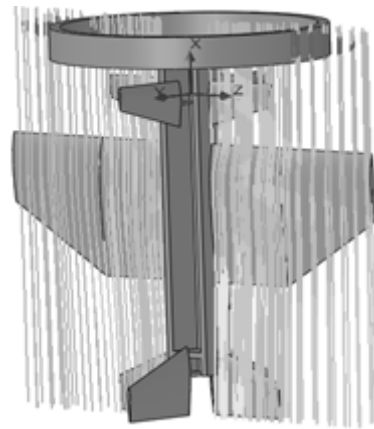


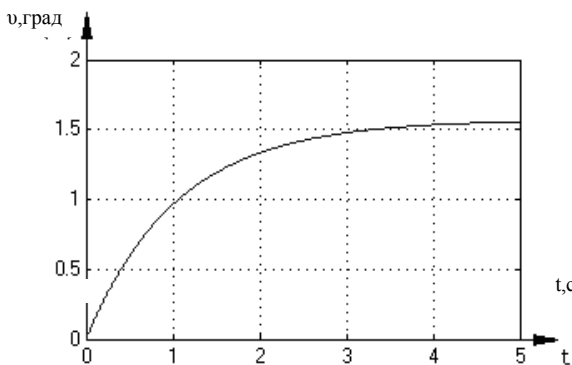
Рисунок 2 - Тривимірна модель БПЛА при комп'ютерному моделюванні обтікання

На підставі результатів чисельного моделювання були отримані наступні значення коефіцієнтів рівнянь

(4):

$$a_{m_z}^{\delta_e} = 508,22; \quad a_0 = a_z^{\alpha} - a_z^{\omega_z} a_y^{\alpha} = 243,3;$$
$$a_1 = a_z^{\omega_z} - a_y^{\alpha} = 52,88; \quad K_{m_x}^{\delta_e} = \frac{a_{m_x}^{\delta_e}}{a_{m_x}^{\omega_x}} = -7,209;$$
$$T_{\gamma} = \frac{1}{a_{m_x}^{\omega_x}} = 0,197.$$

Типові закони керування кермом висоти і елеронами на етапі стабілізації кутів тангажу і крену мають вигляд:



$$\delta_B = K_{\psi} \Delta \psi + K_{\psi} \omega_z;$$
$$\delta_e = K_{\gamma} \Delta \gamma + K_{\gamma} \omega_x. \quad (6)$$

Для дослідження різних режимів роботи БПЛА може бути використано середовище MATLAB/Simulink. Результати моделювання наведені на рис. 2.

Час перехідного процесу при стабілізації кута тангажу становить 4,2 с, при стабілізації кута крену – 1,8 с.

Результати дослідження можуть бути використані під час проектування САУ БПЛА.

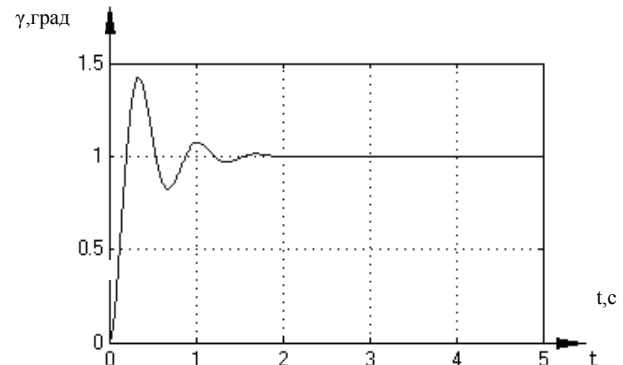


Рисунок 3 - Перехідні процеси при стабілізації кутів тангажу та крену

Висновки. Математична модель БПЛА необхідна для дослідження динамічних властивостей об'єкта керування, проведення аналізу та визначення запасів стійкості, синтезу законів керування. Використання сучасних інженерних програмних продуктів, таких як модуль CosmosFloworks пакету SolidWork, дозволяє здійснювати параметричний синтез САУ безпілотного літального апарату.

Список використаних джерел

1. Фіров С.М. Система управління ЛА нетрадиційної аеродинамічної схеми вертикального зльоту та посадки / С.М. Фіров // Міжнар. наук-техн. конф. "Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ 2009": Тези доповідей. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харьк. авиаци. ин-т", 2009. – Т.3. – С. 124-125 с.
2. Коломиец Н.В. Алгоритм бесплатформенной навигационной системы / Н.В. Коломиец // X Міжнар. молодіжна наук-техн. конф. "Людина і космос": Збірник тез. – Дніпропетровськ, 2008. – С. 135.
3. Биньковская А.Б. Измерение координат подвижного объекта с помощью инерциальной навигационной системы / А.Б. Биньковская // XIII Міжнар. конф. з автоматичного управління "Автоматика – 2006": Тези доповідей. – Вінниця: УНІВЕРСУМ, 2006. – С. 265.

Аннотация

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

ДИНАМИКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НЕТРАДИЦИОННОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ

Фіров С. Н., Нгуен Ван Тхін, Данченко А. В.,
Копысов О. Э.

В статье рассматривается один из возможных вариантов схемы беспилотного летательного аппарата и описывается способ получения математической модели, законов управления такого класса объектов. Разработаны и представлены машинные модели алгоритмов стабилизации и результаты компьютерного моделирования динамики летательного аппарата.

Abstract

COMPUTER SIMULATION OF THE NONTRADITIONAL AERODYNAMIC SCHEME UNMANNED AERIAL VEHICLE DY- NAMICS

S. Firsov, Nhuen Van Thin, A. Danchenko,
O. Kopysov

The article discusses one possible unmanned aerial vehicle scheme and explains how to obtain the mathematical model and control laws for this type of objects. Computer models of stabilization algorithms have been developed and presented in the article.