

УДК 681.865.8

Єфіменко.М.В.¹, Бойко.Е.О.²

¹ д-р техн. наук, проф. НУ «Запорізька політехніка»

² студ. гр. БК-612м НУ «Запорізька політехніка»

УПРАВЛІННЯ ТРАЄКТОРІЄЮ ПОЛЬОТУ КВАДРОКОПТЕРА

Отримано математичну модель квадрокоптера як об'єкта управління. Модель має наступний вигляд:

$$\begin{aligned} m\ddot{r}_E &= F_E, & F_E &= P_E + G_E \\ P_E &= k_p(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)n_E & n_E &= \tilde{\Lambda}_{BE} \circ n_B \circ \Lambda_{BE} \\ n_B &= \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} & G_E &= mg \begin{pmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \end{pmatrix} \\ J\dot{\omega}_B^{BE} &= -\omega_B^{BE} \times J\omega_B^{BE} + M_u & 2\dot{\Lambda}_{EB} &= \Lambda_{EB} \circ \omega_B^{BE}, \\ M_u &= \begin{pmatrix} \omega_{Bz}^{BE} \\ 0 \\ -\omega_{Bx}^{BE} \end{pmatrix} (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) + R \begin{pmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{pmatrix}, \\ R &= \begin{pmatrix} k_p l & 0 & -k_p l & 0 \\ -k_m & k_m & -k_m & k_m \\ 0 & k_p l & 0 & -k_p l \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

В моделі E – земна система координат, B – жорстко зв'язана з ЛА система координат, Λ_{EB} – кватерніон переходу від земного базису E до зв'язаного базису B , r_E – вектор r , що задає положення центру мас квадрокоптера проєкціями на осі базису E ; ω_B^{BE} – вектор кутової швидкості обертання базису B відносно базису E , заданий проєкціями на осі базису B ; J – тензор інерції рами квадрокоптера; $\circ$ – символ кватерніонного множення; $\sim$ – позначення сполученого кватерніону; m – маса квадрокоптера; ω_i , $i=1,2,3,4$ – кутові швидкості обертання повітряних гвинтів, l , k_m – задані постійні коефіцієнти, $g=9.81 \text{ м/с}^2$ – прискорення сили тяжіння на Землі.

На основі розробленої моделі отримані алгоритми управління просторовим рухом квадрокоптера а саме алгоритм визначення необхідного напрямку сили тяги гвинтів для переведення квадрокоптера з поточного положення в задане та алгоритми управління кутовим рухом квадрокоптера,

які забезпечують збіг реального напрямку сили тяги гвинтів з розрахунковим та стабілізацію кута нищпорення. Розрахунковий напрям сили тяги гвинтів $\vec{n}_g$ за рахунок наявності збурюючих сил може відрізняється від реального напрямку $\vec{n}_g$. Для усунення цього явища у відомий аналітичний алгоритм рішення двоточної крайової задачі [1] додано стабілізуючу складову у вигляді зворотного зв'язку за станом. Це значно покращало точність наведення квадрокоптера у задане положення. На основі динамічного рівняння для кватерніона [2] запропоновано оригінальні алгоритми управління кутовим рухом квадрокоптера, які забезпечують збіг реального напрямку сили тяги гвинтів з розрахунковим і стабілізацію з відносно земної системи координат. Розроблені алгоритми дозволяють реалізувати всі основні режими автономного польоту: режим стабілізації в якому літальний апарат автоматично підтримує нульовий крен, тангаж та стабілізує кут курсу; режим утримання заданого положення в якому апарат автоматично зависає над заданою точкою земної поверхні; режим автоматичного польоту за точками; режим автоматичного зльоту та посадки. Результати моделювання показали працездатність розроблених алгоритму та можливість їх реалізації.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. О.К. Новіков, Синтез оптимальных управлений на основе аналитического решения линейной стационарной двухточечной краевой задачи *Радіоелектроніка Інформатика Управління*, 2006, № 2. С. 133–156.
2. N. Yefymenko , R. Kudermetov , Quaternion models of a rigid body rotation motion and application for spacecraft attitude control , *Acta Astronautica* , 194 (2022) 76-82.