

THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN VỊ TRÍ THIẾT BỊ BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI QUADROTOR BẰNG PHƯƠNG PHÁP TUYẾN TÍNH HÓA PHẢN HỒI

DESIGN OF A QUADROTOR POSITION CONTROLLER USING FEEDBACK LINEARIZED METHOD

Hoàng Văn Huy^{1,*}

DOI: <http://doi.org/10.57001/huih5804.2024.262>

TÓM TẮT

Bài báo trình bày phương pháp thiết kế bộ điều khiển thiết bị bay không người lái (UAV) quadrotor phi tuyến, dựa trên sự phân chia mô hình động lực học của quadrotor thành các hệ con có cấu trúc phụ thuộc nhau và sử dụng tuyến tính hóa phản hồi. Trên cơ sở các bộ điều khiển tổng hợp được, tiến hành mô phỏng hệ điều khiển vị trí quadrotor bằng Matlab-Simulink. Các kết quả mô phỏng chứng minh tính đúng đắn của thuật toán và cách tiếp cận khi tổng hợp bộ điều khiển phức tạp của quadrotor.

Từ khóa: Mô hình quadrotor, điều khiển, mô hình động học, tuyến tính hóa phản hồi.

ABSTRACT

This article presents a method for designing a nonlinear quadrotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) controller, based on dividing the quadrotor's dynamic model into structurally dependent subsystems and using routes. feedback calculation. Based on the synthesized controllers, simulate the quadrotor position control system using Matlab-Simulink. The simulation results demonstrate the correctness of the algorithm and approach when synthesizing the complex controller of the quadrotor.

Keywords: Model quadrotor, control, dynamic model, feedback linearization.

¹Trường Đại học Công nghiệp Hà Nội

*Email: huyhv@hauai.edu.vn

Ngày nhận bài: 08/3/2024

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 25/4/2024

Ngày chấp nhận đăng: 27/8/2024

CHỮ VIẾT TẮT

UAV Unmanned Aerial Vehicle
(Máy bay không người lái)

PID Proportional Integral Derivative
(Vi tích phân tỷ lệ)
LQR linear quadratic regulator
(Điều khiển tối ưu tuyến tính bậc hai)

1. GIỚI THIỆU

Trong những năm gần đây, việc nghiên cứu các thiết bị bay không người lái UAV đặc biệt được quan tâm của nhiều nhà khoa học trong và ngoài nước, do thiết bị này có thể thay thế con người trong những công việc nguy hiểm như do thám, khảo sát địa hình địa vật, chụp ảnh, giám sát hoặc quan trắc, giám sát núi lửa, cháy rừng, kiểm tra đường dây điện, tìm kiếm người thất lạc, cứu hộ thiên tai,... Một trong các thiết bị có thể đáp ứng được các nhiệm vụ trên là quadrotor, bởi các ưu điểm nổi bật là cất và hạ cánh thẳng đứng dễ dàng, kích thước nhỏ gọn, kết cấu cơ khí đơn giản [6, 7]. Tuy nhiên, quadrotor với mô hình động lực học có tính phi tuyến mạnh, tải trọng nhỏ và khả năng xử lý của các thiết bị điện tử trên thiết bị này cũng bị hạn chế. Vì vậy, việc điều khiển ổn định và chính xác vị trí quadrotor vẫn là một trong những lĩnh vực nghiên cứu quan trọng [8]. Cho đến nay, nhiều nhà nghiên cứu đã phát triển một số lượng đáng kể các phương pháp điều khiển quadrotor, bao gồm bộ điều khiển vi tích phân tỷ lệ (PID), bộ điều khiển LQR [9], bộ điều khiển chế độ trượt phi tuyến [10, 11], bộ điều khiển logic mờ, mạng nơ ron [12, 13],... Tuy nhiên, các bộ điều khiển được đề xuất trong các công trình nghiên cứu đòi hỏi mức độ tính toán lớn.

Vì vậy, bài báo này trình bày phương pháp tổng hợp bộ điều khiển vị trí quadrotor bằng phương pháp phân

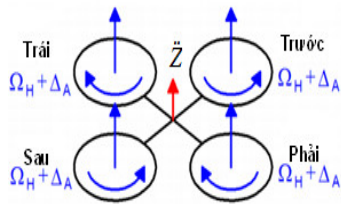
chia chuyển động. Cụ thể, phân chia cấu trúc hệ điều khiển quadrotor thành 3 vòng. Vòng trong là vòng điều khiển và ổn định trạng thái các góc Euler, vòng thứ 2 là vòng điều khiển tốc độ, vòng ngoài cùng là vòng điều khiển vị trí và sử dụng phương pháp tổng hợp hệ thống nhiều vòng với các vòng điều khiển lệ thuộc để tổng hợp hệ thống. Bằng cách phân chia chuyển động này, cho phép việc tổng hợp bộ điều khiển sẽ đơn giản đi rất nhiều.

2. MÔ HÌNH ĐỘNG HỌC CỦA QUADROTOR

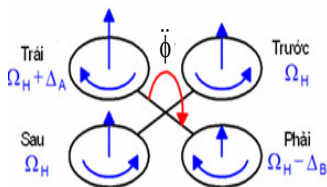
Cấu trúc đơn giản của quadrotor gồm bốn động cơ gắn trong một cấu trúc hình chữ thập với 04 cánh quạt: Cánh quạt **“trước - sau”** quay ngược chiều kim đồng hồ; cánh quạt **“phải - trái”** quay cùng chiều kim đồng hồ. Điều này là cần thiết để tạo sự làm việc ổn định cho quadrotor [7].

* Thay đổi độ cao (U_1 [N])

Điều khiển thay đổi độ cao của quadrotor thực hiện bằng cách tăng hoặc giảm tốc độ của tất cả các cánh quạt cùng một lượng ΔA . Quá trình này được điều khiển bởi đại lượng U_1 . Hình 1 biểu diễn sự điều khiển thay đổi độ cao của quadrotor.



Hình 1. Thay đổi độ cao của quadrotor



Hình 2. Thay đổi góc roll

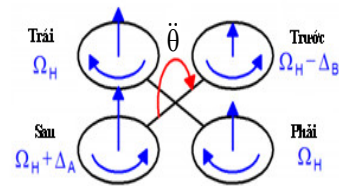
* Thay đổi góc roll (U_2 [Nm])

Điều khiển thay đổi góc roll của quadrotor được thực hiện bằng cách tăng (hoặc giảm) tốc độ cánh quạt **“trái”** đồng thời giảm (hoặc tăng) tốc độ cánh quạt **“phải”**. Tốc độ cánh quạt **“trước”** và **“sau”** giữ không đổi. Quá trình này được điều khiển bởi đại lượng U_2 . Hình 2 biểu diễn sự thay đổi của góc roll.

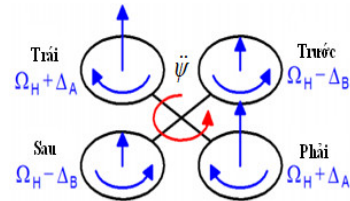
* Thay đổi góc pitch (U_3 [Nm])

Điều khiển thay đổi góc pitch của quadrotor được thực hiện bằng cách tăng (hoặc giảm) tốc độ cánh quạt **“sau”** đồng thời giảm (hoặc tăng) tốc độ cánh quạt

“trước”. Tốc độ cánh quạt **“trái”** và **“phải”** giữ không đổi. Quá trình này được điều khiển bởi đại lượng U_3 . Hình 3 biểu diễn sự thay đổi góc pitch.



Hình 3. Thay đổi góc pitch



Hình 4. Thay đổi góc yaw

* Thay đổi góc yaw (U_4 [Nm])

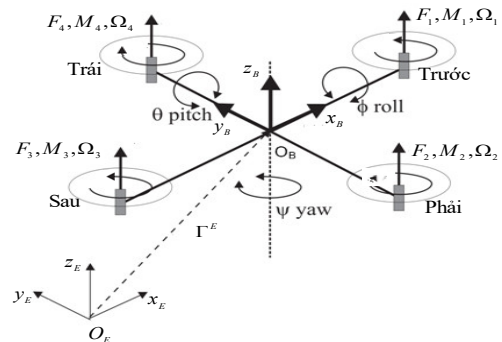
Điều khiển thay đổi góc yaw của quadrotor được thực hiện bằng tăng (hoặc giảm) tốc độ của cặp cánh quạt **“trái”** và **“phải”** đồng thời giảm (hoặc tăng) tốc độ của cặp cánh quạt trước và sau, quá này được điều khiển bởi đại lượng U_4 . Hình 4 biểu diễn sự thay đổi góc yaw.

Cấu trúc của quadrotor với các hệ tọa độ như hình 5. Trong đó, hệ quy chiếu gắn với trái đất có hệ tọa độ $O_E x_E y_E z_E$ và hệ quy chiếu gắn với vật (quadroto) có tọa độ $O_B x_B y_B z_B$, gốc tọa độ được chọn trùng với trọng tâm của quadrotor. F_i, M_i, Ω_i là các lực, mô men và tốc độ tương ứng được tạo ra từ các cánh quạt [5, 6, 7].

Vị trí chuyển động của khối tâm quadrotor Γ^E [m] được xác định bởi vector tọa độ giữa gốc của hệ tọa độ O_B và gốc của hệ tọa độ O_E [7] theo biểu thức (1).

$$\Gamma^E = [X \ Y \ Z] \tag{1}$$

Trong đó: X [m], Y [m], Z [m] vị trí chuyển động của khối tâm quadrotor dọc theo các trục x_E, y_E, z_E của hệ quy chiếu O_E .



Hình 5. Mô hình cấu trúc của quadrotor

Vị trí góc của quadrotor Θ^E được xác định bởi hướng của hệ tọa độ O_B so với hệ quy chiếu O_E . Điều này được thực hiện bởi ba phép quay liên tiếp xung quanh các trục x_B, y_B, z_B .

$$\Theta^E = [\phi \ \theta \ \psi] \tag{2}$$

Trong đó: ϕ là góc quay quanh trục x_B (góc roll); θ là góc quay quanh trục y_B (góc pitch); ψ là góc quay quanh trục z_B (góc yaw).

Các góc này được giới hạn như sau: $-90^\circ < \phi < 90^\circ$; $-90^\circ < \theta < 90^\circ$; $-180^\circ < \psi < 90^\circ$

Mỗi động cơ Δ_i ($i = 1, 2, 3$ và 4) của quadrotor sẽ tạo ra một lực F_i tỷ lệ với bình phương tốc độ cánh quạt Ω và luôn có giá trị dương.

Hướng của quadrotor được tạo ra bởi ma trận quay $\mathfrak{R}_O : O_E \rightarrow O_B$ phụ thuộc vào các góc Euler (ϕ, θ, ψ) và được xác định như sau:

$$\mathfrak{R}_O = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\theta + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\theta + c_\psi s_\theta c_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\theta + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \tag{3}$$

Trong đó: $c_n = \cos n, s_n = \sin n$

Khi bay, quadrotor phải chịu các lực tác động từ bên ngoài như: Lực hấp dẫn, ma sát nhớt, lực cản không khí và các lực khác (lực đẩy, lực kéo).

Lực tạo ra bởi các cánh quạt i_{th} :

$$F_i = 0.5\rho\Lambda C_T r^2 \Omega_i^2 = b\Omega_i^2 \tag{4}$$

Trong đó: ρ là mật độ không khí; r và Λ là bán kính và thiết diện của cánh quạt, C_T là hệ số lực đẩy khí động lực học.

Mô men cản của khí động học, gây ra bởi lực cản tại các cánh quạt:

$$\delta_i = 0.5\rho\Lambda C_D r^2 \Omega_i^2 = d\Omega_i^2 \tag{5}$$

Trong đó: C_D là hệ số lực cản của khí động học.

Mô men tạo ra góc pitch tỷ lệ thuận với hiệu của hai lực $(F_3 - F_1)$, mô men tạo ra góc roll tỷ lệ thuận với hiệu của hai lực $(F_4 - F_2)$ và góc yaw là tổng của các cặp lực đối nhau tạo ra bởi bốn cánh quạt. Mô men tạo ra các góc roll, pitch và yaw được xác định như sau:

$$M_\theta = l(F_3 - F_1) \tag{6}$$

$$M_\phi = l(F_4 - F_2) \tag{7}$$

$$M_\psi = c(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \tag{8}$$

Trong đó: c là một hằng số không đổi và l là khoảng cách từ khối tâm của quadrotor đến tâm của động cơ lai cánh quạt.

Hai mô men được tạo ra do sự hồi chuyển là: Sự chuyển động của các cánh quạt và hình dáng của quadrotor.

$$M_p = \sum_{i=1}^4 \dot{\Theta}^E \wedge [0, 0, J_p (-1)^{i+1} \Omega_i]^T \tag{9}$$

$$M_b = \dot{\Theta}^E \wedge I \dot{\Theta}^E \tag{10}$$

Trong đó: $\dot{\Theta}^E$ là vector tốc độ góc trong hệ quy chiếu O_E và $I = \text{diag}[I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}]$ ma trận quán tính của quadrotor; I_{xx}, I_{yy} và I_{zz} mô men quán tính của quadrotor quanh trục X, Y và Z ; $J_p [Nms^2]$ mô men quán tính của rotor quay quanh trục của cánh quạt.

Đầu vào điều khiển quadrotor được xác định như sau:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ M_\phi \\ M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \tag{11}$$

Trong đó: $b > 0$ và $d > 0$ là hai tham số phụ thuộc vào mật độ không khí, hình dạng cánh quạt. Hệ số lực đẩy, hệ số lực cản của cánh quạt được đưa ra trong phương trình (4), (5). $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ là tốc độ của bốn cánh quạt.

Từ phương trình (11), ta thấy đầu vào U_1 là tổng lực đẩy tác động lên khung quadrotor dọc theo trục Z , đầu vào U_2, U_3 và U_4 là mô men của góc roll, góc pitch và góc yaw.

Sử dụng phương pháp Newton - Euler ta có được các phương trình chuyển động của quadrotor [6, 7], như phương trình (12).

$$\begin{cases} m\ddot{I}^E = F_t - F_d - F_g \\ I\ddot{\Theta}^E = M - M_p - M_b - M_c \end{cases} \tag{12}$$

Ở đây: $F_t = R_\Theta(\phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} 0, 0 \\ \sum_{i=1}^4 F_i \end{bmatrix}^T$ tổng lực đẩy các cánh quạt; $F_d = \text{diag}(n_1, n_2, n_3) \dot{I}^T$ lực cản không khí chống lại sự chuyển động của quadrotor; $F_g = [0, 0, mg]^T$ lực hấp dẫn; $M = [M_\phi, M_\theta, M_\psi]^T$ tổng mô men của các góc roll, pitch và yaw; M_p và M_b các mô men hồi chuyển; $M_c = \text{diag}(n_4, n_5, n_6) \begin{bmatrix} \dot{\phi}^2, \dot{\theta}^2, \dot{\psi}^2 \end{bmatrix}^T$ mô men sinh ra từ ma sát khí động học; n_1, n_2, \dots, n_6 các hệ số lực cản và dương.

Thay thế vector vị trí và các thành phần lực vào phương trình 1 của (12), ta có được phương trình động lực học chuyển động tịnh tiến của quadrotor như sau:

$$\begin{cases} \ddot{X} = (\cos\phi \cos\psi \sin\theta + \sin\phi \sin\psi)U_1 / m \\ \ddot{Y} = (\cos\phi \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \sin\phi)U_1 / m \\ \ddot{Z} = (-g + \cos\phi \cos\theta)U_1 / m \end{cases} \quad (13)$$

Thay thế các thành phần mô men vào phương trình 2 của (12), ta được phương trình động lực học chuyển động quay của quadrotor như sau [6, 7]:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dot{\psi}\dot{\theta}(I_{YY} - I_{ZZ})/I_{XX} - J_p\dot{\theta}\Omega_{\Sigma}/I_{XX} + U_2/I_{XX} - n_4\dot{\phi}^2/I_{XX} \\ \ddot{\theta} = \dot{\psi}\dot{\phi}(I_{ZZ} - I_{XX})/I_{YY} - J_p\dot{\phi}\Omega_{\Sigma}/I_{YY} + U_3/I_{YY} - n_5\dot{\theta}^2/I_{YY} \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{XX} - I_{YY})/I_{ZZ} + U_4/I_{ZZ} - n_6\dot{\psi}^2/I_{ZZ} \end{cases} \quad (14)$$

Đầu vào là tốc độ cánh quạt được đưa ra theo phương trình (15):

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \Omega_{\Sigma} = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \end{cases} \quad (15)$$

Mô hình này có thể viết dưới dạng dạng không gian trạng thái với biến trạng thái:

$x^T = (\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi})$ có dạng như sau:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = (\cos x_4 \cos x_6 \sin x_5 + \sin x_4 \sin x_6)U_1 / m \\ \dot{x}_2 = (\cos x_4 \sin x_5 \sin x_6 - \cos x_6 \sin x_4)U_1 / m \\ \dot{x}_3 = (-g + \cos x_4 \cos x_5)U_1 / m \\ \dot{x}_4 = x_7 \\ \dot{x}_5 = x_8 \\ \dot{x}_6 = x_9 \\ \dot{x}_7 = x_8 x_9 (I_{YY} - I_{ZZ}) / I_{XX} - x_8 J_p \Omega_{\Sigma} / I_{XX} + U_2 / I_{XX} \\ \dot{x}_8 = x_7 x_9 (I_{ZZ} - I_{XX}) / I_{YY} - x_7 J_p \Omega_{\Sigma} / I_{YY} + U_3 / I_{YY} \\ \dot{x}_9 = x_7 x_8 (I_{XX} - I_{YY}) / I_{ZZ} + U_4 / I_{ZZ} \end{cases} \quad (16)$$

Phương trình không gian trạng thái này có thể tách thành các hệ con [5, 6], bao gồm:

- Hệ con thứ nhất (S1): Mô tả động lực học trạng thái các góc Euler với các biến đầu vào U_2, U_3, U_4 được thể hiện thông qua hệ phương trình vi phân (17).

$$\begin{cases} \dot{x}_7 = x_8 x_9 (I_{YY} - I_{ZZ}) / I_{XX} - x_8 J_p \Omega_{\Sigma} / I_{XX} + U_2 / I_{XX} \\ \dot{x}_8 = x_7 x_9 (I_{ZZ} - I_{XX}) / I_{YY} - x_7 J_p \Omega_{\Sigma} / I_{YY} + U_3 / I_{YY} \\ \dot{x}_9 = x_7 x_8 (I_{XX} - I_{YY}) / I_{ZZ} + U_4 / I_{ZZ} \end{cases} \quad (17)$$

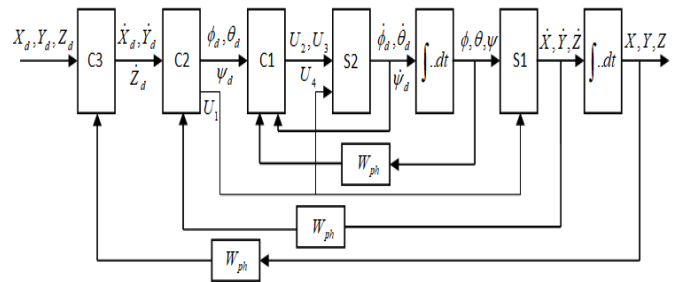
- Hệ con thứ 2 (S2) gồm các phương trình vi phân mô tả động lực học điều khiển chuyển động tịnh tiến của quadrotor với các thông tin đầu vào là các góc Euler và biến U_1 .

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = (\cos x_4 \cos x_6 \sin x_5 + \sin x_4 \sin x_6)U_1 / m \\ \dot{x}_2 = (\cos x_4 \sin x_5 \sin x_6 - \cos x_6 \sin x_4)U_1 / m \\ \dot{x}_3 = (-g + \cos x_4 \cos x_5)U_1 / m \end{cases} \quad (18)$$

Việc phân chia chuyển động sẽ giúp cho việc tổng hợp bộ điều khiển sẽ đơn giản rất nhiều.

3. THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN

Dựa trên việc phân chia chuyển động như đã trình bày ở phần trên, bài báo này trình bày việc sử dụng phương pháp tổng hợp hệ thống nhiều vòng điều khiển lệ thuộc để tổng hợp hệ thống điều khiển quadrotor. Hệ thống điều khiển quadrotor theo cấu trúc phân chia chuyển động bao gồm 3 vòng. Vòng trong là vòng điều khiển và ổn định trạng thái các góc Euler; vòng thứ 2 là vòng điều khiển tốc độ; vòng ngoài cùng là vòng điều khiển vị trí X, Y, Z của quadrotor. Với cấu trúc này thì vòng bên trong phải có tính tác động nhanh hơn so với vòng ngoài. Cấu trúc phân chia chuyển động được biểu diễn trong hình 6.



Hình 6. Sơ đồ khối các vòng điều khiển quadrotor

a) Tổng hợp Bộ điều khiển và ổn định các góc Euler C1

Để tổng hợp bộ điều khiển và ổn định các góc Euler, trong bài báo sử dụng phương pháp tuyến tính hóa phản hồi [5, 6]. Nội dung của phương pháp này là chuyển đổi một hệ thống phi tuyến thành hoặc xấp xỉ một hệ thống tuyến tính theo các phép biến đổi.

Hệ con S1 là các phương trình vi phân mô tả động lực học trạng thái các góc Euler với các biến đầu vào U_2, U_3, U_4 .

$$\begin{cases} \dot{x}_7 = x_8 x_9 (I_{YY} - I_{ZZ}) / I_{XX} - x_8 J_p \Omega_{\Sigma} / I_{XX} + U_2 / I_{XX} \\ \dot{x}_8 = x_7 x_9 (I_{ZZ} - I_{XX}) / I_{YY} - x_7 J_p \Omega_{\Sigma} / I_{YY} + U_3 / I_{YY} \\ \dot{x}_9 = x_7 x_8 (I_{XX} - I_{YY}) / I_{ZZ} + U_4 / I_{ZZ} \end{cases} \quad (19)$$

Sử dụng phương pháp tuyến tính hóa phản hồi, các biến đầu vào điều khiển U_2, U_3, U_4 sẽ được biến đổi thành các biến đầu vào điều khiển mới $\tilde{U}_2, \tilde{U}_3, \tilde{U}_4$.

$$\begin{cases} \tilde{U}_2 = U_2 - x_8 x_9 (I_{YY} - I_{ZZ}) / I_{XX} - x_8 J_p \Omega_\Sigma / I_{XX} \\ \tilde{U}_3 = U_3 - x_7 x_9 (I_{ZZ} - I_{XX}) / I_{YY} - x_7 J_p \Omega_\Sigma / I_{YY} \\ \tilde{U}_4 = U_4 - x_7 x_8 (I_{XX} - I_{YY}) / I_{ZZ} \end{cases}$$

$$\text{hay } \begin{cases} \tilde{U}_2 = U_2 - \lambda_{20} - \lambda_{21} = U_2 - \lambda_2 \\ \tilde{U}_3 = U_3 - \lambda_{30} - \lambda_{31} = U_3 - \lambda_3 \\ \tilde{U}_4 = U_4 - \lambda_{40} - \lambda_{41} = U_4 - \lambda_4 \end{cases} \quad (20)$$

Khi đó phương trình (20) được viết lại như sau:

$$\begin{cases} U_2 = \tilde{U}_2 + \lambda_2 \\ U_3 = \tilde{U}_3 + \lambda_3 \\ U_4 = \tilde{U}_4 + \lambda_4 \end{cases} \quad (21)$$

Như vậy, với biến đầu vào điều khiển mới $\tilde{U}_2, \tilde{U}_3, \tilde{U}_4$. Để có được một hệ tuyến tính cần phải thỏa mãn điều kiện sau:

$$\begin{cases} \beta_2 x_7 = x_8 x_9 (I_{YY} - I_{ZZ}) / I_{XX} - J_p x_8 \Omega_\Sigma / I_{XX} + \lambda_2 / I_{XX} \\ \beta_3 x_8 = x_7 x_9 (I_{ZZ} - I_{XX}) / I_{YY} + J_p x_7 \Omega_\Sigma / I_{YY} + \lambda_3 / I_{YY} \\ \beta_4 x_9 = x_7 x_8 (I_{XX} - I_{YY}) / I_{ZZ} + d\lambda_4 / I_{ZZ} \end{cases} \quad (22)$$

Trong đó: $\beta_2, \beta_3, \beta_4$ là các hằng số chưa biết cần xác định. Ta rút $\lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ trong phương trình (22), sử dụng phương trình (21) và thay vào phương trình (19), sau khi biến đổi ta thu được:

$$\begin{cases} \dot{x}_7 = \beta_2 x_7 + \tilde{U}_2 / I_{XX} \\ \dot{x}_8 = \beta_3 x_8 + \text{lb} \tilde{U}_3 / I_{YY} \\ \dot{x}_9 = \beta_4 x_9 + d\tilde{U}_4 / I_{ZZ} \end{cases} \quad (23)$$

Để xác định các hệ số $\beta_2, \beta_3, \beta_4$, ta sử dụng hàm Lyapunov. Lựa chọn hàm Lyapunov có dạng [4], như sau:

$$V = 0,5(x_7^2 + x_8^2 + x_9^2) \quad (24)$$

Lấy đạo hàm \dot{V} ta thu được:

$$\dot{V} = (x_7 \dot{x}_7 + x_8 \dot{x}_8 + x_9 \dot{x}_9) = \beta_2 x_7^2 + \beta_3 x_8^2 + \beta_4 x_9^2$$

$\dot{V} < 0$ nếu $\beta_2, \beta_3, \beta_4 < 0$, khi đó hệ thống tuyến tính hóa phản hồi ổn định tiệm cận.

Từ phương trình (23), ta có $\phi = x_4$. Do đó, ta có được hàm truyền đạt kênh điều khiển góc ϕ khi có tính đến cơ cấu phản hồi là:

$$W_\phi = x_4 / \tilde{U}_2 = W_{\text{ph}\phi} / T_{2\phi} s (T_{1\phi} s + 1) \quad (25)$$

Trong đó: $T_{1\phi} = -1 / \beta_2$; $T_{2\phi} = -\beta_2 I_{XX}$

Sử dụng tiêu chuẩn tối ưu modul [3], ta tổng hợp được bộ điều khiển góc ϕ có dạng PI:

$$W_{\text{đk}\phi} = 0,5\beta_2^2 W_{\text{ph}\phi} I_{XX} - 0,5\beta_2^3 W_{\text{ph}\phi} I_{XX} / s \quad (26)$$

Bằng cách tổng hợp tương tự, ta có được hàm truyền điều khiển các góc θ và ψ như phương trình (27), (28).

$$W_{\text{đk}\theta} = 0,5\beta_3^2 W_{\text{ph}\theta} I_{YY} - 0,5\beta_3^3 W_{\text{ph}\theta} I_{YY} / s \quad (27)$$

$$W_{\text{đk}\psi} = 0,5\beta_4^2 W_{\text{ph}\psi} I_{ZZ} - 0,5\beta_4^3 W_{\text{ph}\psi} I_{ZZ} / s \quad (28)$$

b) Tổng hợp Bộ điều khiển tốc độ của quadrotor C2

Với giả thiết, vòng điều khiển và ổn định các góc Euler bên trong là đủ nhanh so với vòng điều khiển tốc độ dài quadrotor bên ngoài [6]. Khi ấy, giá trị mong muốn của các góc roll, pitch và yaw x_{4d}, x_{5d}, x_{6d} xác lập và gửi tới hệ con S_2 . Hệ phương trình động lực học của quadrotor theo 3 tọa độ X, Y, Z có dạng như sau:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = (\sin x_{4d} \sin x_{6d} + \cos x_{4d} \sin x_{5d} \cos x_{6d}) U_1 / m \\ \dot{x}_2 = (\cos x_{4d} \sin x_{5d} \sin x_{6d} - \sin x_{4d} \cos x_{6d}) U_1 / m \\ \dot{x}_3 = -g + (\cos x_{4d} \cos x_{5d}) U_1 / m \end{cases} \quad (29)$$

Ở đây, các góc x_{4d}, x_{5d}, x_{6d} và U_1 là các biến điều khiển. Với giả thiết tồn tại ba biến đầu vào mới $\hat{U}_1, \hat{U}_2, \hat{U}_3$ độc lập, khi đó phương trình (29) được viết dưới dạng sau:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \gamma_1(x_{4d}, x_{5d}, x_{6d}, U_1) = \hat{U}_1 \\ \dot{x}_2 = \gamma_2(x_{4d}, x_{5d}, x_{6d}, U_1) = \hat{U}_2 \\ \dot{x}_3 = \gamma_3(x_{4d}, x_{5d}, U_1) = \hat{U}_3 \end{cases} \quad (30)$$

Với các biến đầu vào mới $\hat{U}_1, \hat{U}_2, \hat{U}_3$ thì việc điều khiển sẽ đơn giản hơn rất nhiều, có thể lựa chọn bộ điều khiển dưới dạng tỷ lệ.

$$\begin{cases} \hat{U}_1 = n_1(x_{1d} - x_1) = (\dot{X}_d - \dot{X}) \\ \hat{U}_2 = n_2(x_{2d} - x_2) = (\dot{Y}_d - \dot{Y}) \\ \hat{U}_3 = n_3(x_{3d} - x_3) = (\dot{Z}_d - \dot{Z}) \end{cases}$$

Trong đó, n_1, n_2, n_3 là tham số bộ điều khiển và được chọn sao cho vòng trong nhanh hơn vòng ngoài. Từ các biến đầu vào $\hat{U}_1, \hat{U}_2, \hat{U}_3$, việc xác định các biến đầu vào thực x_{4d}, x_{5d} và U_1 được thực hiện bằng cách giải phương trình (29) với $x_{6d} = \psi_d = 0$.

$$\begin{cases} \hat{U}_1 = \cos x_{4d} \sin x_{5d} U_1 / m \\ \hat{U}_2 = \sin x_{4d} U_1 / m \\ \hat{U}_3 = -g + \cos x_{4d} \cos x_{5d} U_1 / m \end{cases} \quad (31)$$

Ta thu được các nghiệm như sau:

$$U_1 = m \sqrt{(\hat{U}_1^2 / (-\hat{U}_3 m)^2) + \hat{U}_2^2} \quad (32)$$

$$x_{4d} = \phi_d = \arcsin(\hat{U}_2 m / U_1); \quad (33)$$

$$-90^\circ \leq \phi_d \leq 90^\circ \tag{34}$$

$$x_{sd} = \theta_d = \arcsin(1/\sqrt{(\hat{U}_3 + g/\hat{U}_1)^2 + 1});$$

$$-90^\circ \leq \theta_d \leq 90^\circ \tag{35}$$

$$x_{6d} = \psi_d = 0 \tag{36}$$

c) Tổng hợp Bộ điều khiển vị trí của quadrotor C3

Bộ điều khiển vị trí C3 được tổng hợp theo phương pháp nhận dạng [1]. Hàm truyền bộ điều khiển có dạng tỷ lệ vi phân PD.

4. MÔ PHỎNG HỆ ĐIỀU KHIỂN QUADROTOR

Các thông số của quadrotor được cho trong bảng 1.

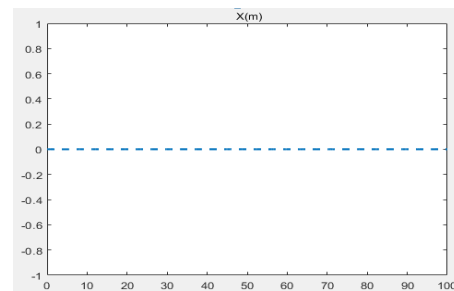
Bảng 1. Thông số của của quadrotor và của bộ điều khiển

Thông số	Ký hiệu	Giá trị	Đơn vị
Hệ số nâng	b	54,2.10 ⁶	Ns ²
Hệ số kéo	d	1,1.10 ⁻⁶	Ns ²
Mô men quán tính	J	0,089	Nms ²
Khối lượng quadrotor	m	1	kg
Mômen quán tính trục x	I _{xx}	0,0081	Nms ²
Mômen quán tính trục y	I _{yy}	0,0081	Nms ²
Mômen quán tính trục z	I _{zz}	0,0142	Nms ²
Gia tốc trọng trường	g	9.81	m/s ⁻²
KC từ tâm quadrotor đến tâm của ĐC	l	0.24	m

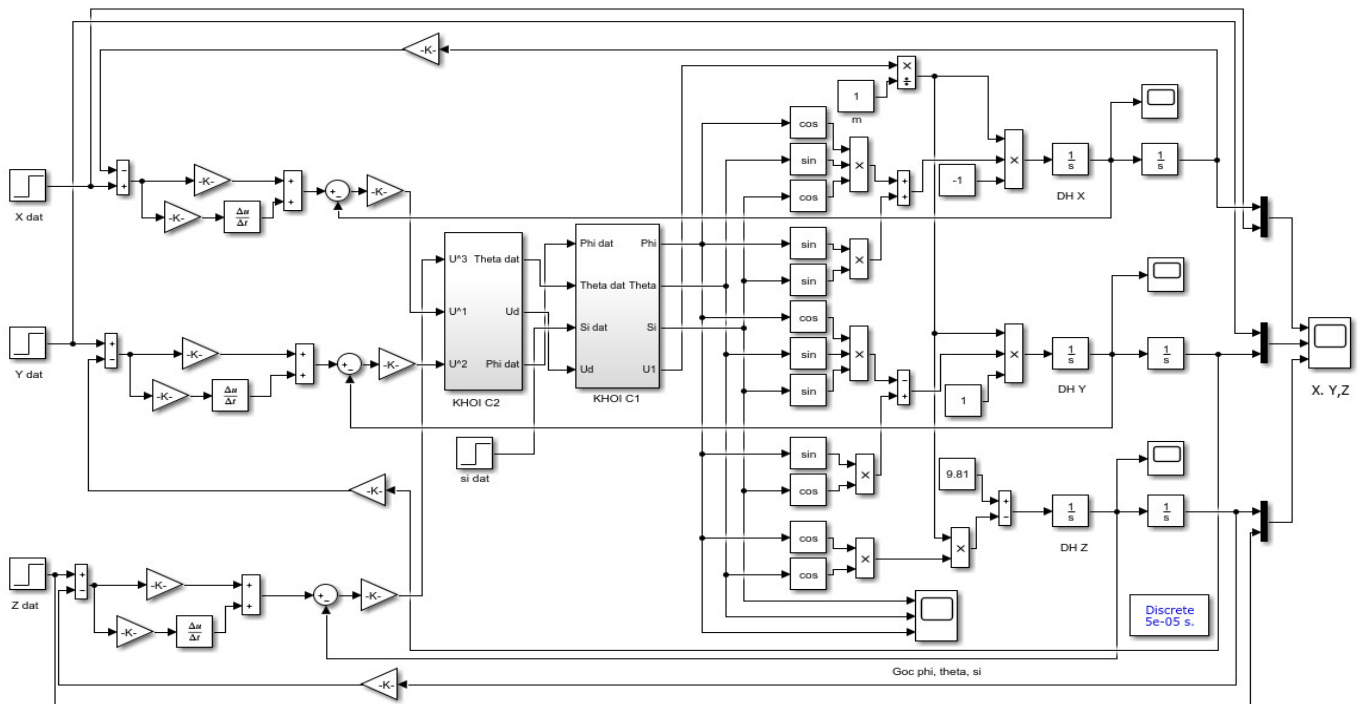
Các hằng số của bộ điều khiển và ổn định các góc Euler $\beta_2, \beta_3, \beta_4$ được chọn theo tiêu chuẩn Lyapunov với các giá trị $\beta_2 = -65$; $\beta_3 = -80$; $\beta_4 = -95$; hàm truyền của cơ cấu đo chọn bằng $W_{ph} = 1$; Tham số của bộ điều khiển tốc độ được tính toán và lựa chọn như sau: $n_1 = 1,4$; $n_2 = n_3 = 0,6$. Khi đó bộ điều khiển tốc độ dài của quadrotor có dạng $\hat{U}_1 = 1,4(x_{1d} - x_1)$; $\hat{U}_2 = 0,6(x_{2d} - x_2)$; $\hat{U}_3 = 0,6(x_{3d} - x_3)$. Các tham số của bộ điều khiển vị trí được tính toán và lựa chọn với các giá trị $K_p = 0,5$; $K_D = 0,1$.

* Kết quả mô phỏng:

Trường hợp 1: Khảo sát hệ thống điều khiển quadrotor trong trường hợp quadrotor cất cánh theo phương thẳng đứng. Vị trí chuyển động dài của quadrotor theo phương X, Y và Z được đặt tại các giá trị: $X_d = 0$ [m]; $Y_d = 0$ [m]; $Z_d = 37$ [m]

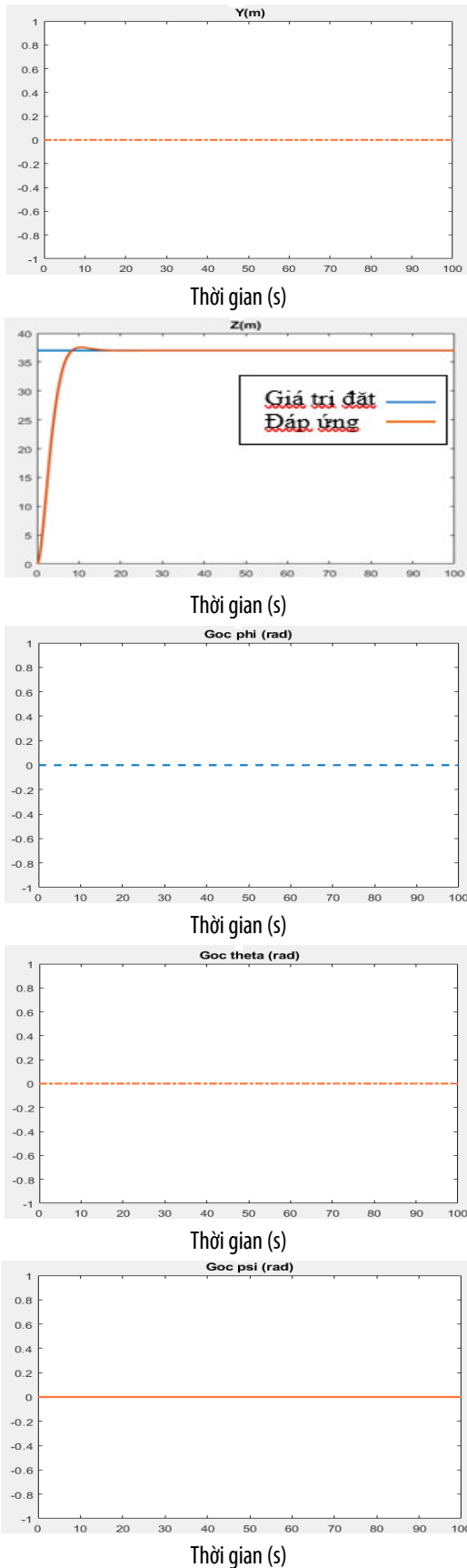


Thời gian (s)

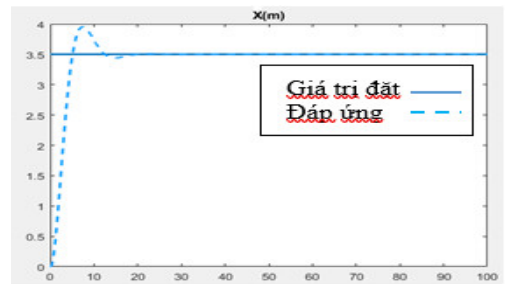


Hình 7. Mô hình mô phỏng hệ thống điều khiển quadrotor

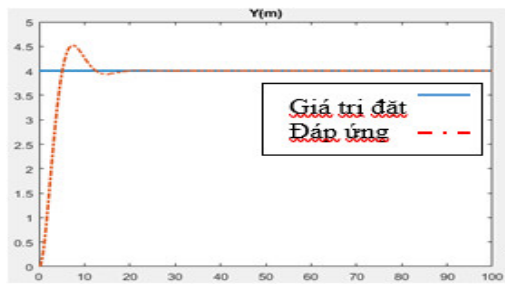
Trường hợp 2: Khảo sát hệ thống điều khiển quadrotor trong trường hợp quadrotor thực hiện di chuyển theo phương X, Y ($X_d = 3,5[m]$, $Y_d = 4 [m]$), kết hợp cất cánh đến độ cao $Z_d = 15 [m]$.



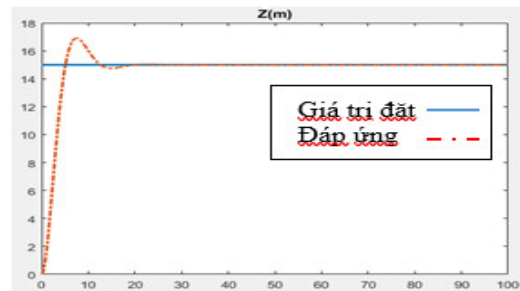
Hình 8. Vị trí và các góc Euler trong trường hợp quadrotor cất cánh thẳng đứng



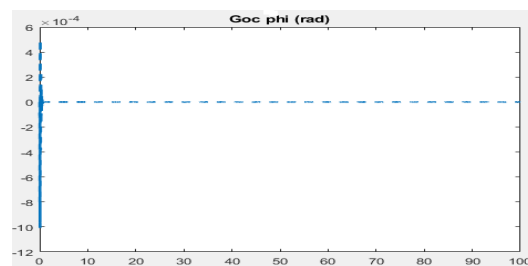
Thời gian (s)



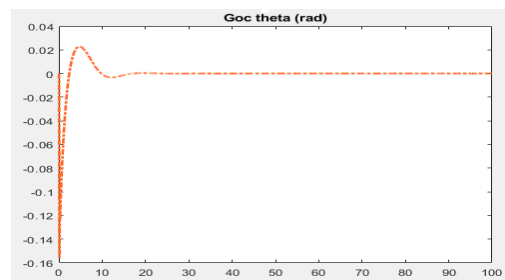
Thời gian (s)



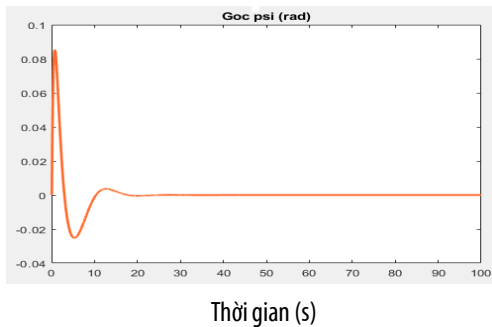
Thời gian (s)



Thời gian (s)



Thời gian (s)



Hình 9. Vị trí và các góc Euler trong trường hợp quadrotor di chuyển

5. KẾT LUẬN

Bài báo này tập trung nghiên cứu xây dựng và tổng hợp bộ điều khiển vị trí quadrotor với mô hình phi tuyến bằng phương pháp tuyến tính hóa phản hồi. Để chứng minh tính đúng đắn của phương pháp tiếp cận, tác giả đã mô phỏng hệ điều khiển vị trí của quadrotor bằng công cụ Matlab - Simulink với hai trường hợp: Trường hợp 1, quadrotor thực hiện cất cánh thẳng đứng và trường hợp 2, quadrotor di chuyển kết hợp cất cánh. Kết quả thu được cho thấy quadrotor đã di chuyển đến đúng các vị trí đặt mong muốn, các góc Euler đổi rất ít, điều đó chứng tỏ quadrotor không bị dung lắc trong quá trình cất cánh và di chuyển. Điều này chứng tỏ bộ điều khiển tổng hợp được đã đáp ứng tốt với các đầu vào mong muốn.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Nguyen Doan Phuoc, *Fundamentals of linear control theory*. Bach khoa Publishing House, Hanoi, 2016. (in Vietnamese)
- [2]. Nguyen Phung Quang, *Matlab & Simulink for automatic control engineers*. Science and Technics Publishing House, Hanoi, 2006.
- [3]. Dao Hoa Viet, *Example exercises and practice of automatic control of electric drives*. Military Technical Academy, Hanoi, 2011.
- [4]. Utkin V. I., *Sliding Modes in control Optimization*. Springer Verlag, New York, 1992.
- [5]. H. Voos, "Nonlinear State-Dependent Riccati Equation Control of a Quadrotor UAV," in *Proc. of the IEEE Conference on Control Applications*, Munich, Germany, 2006.
- [6]. H. Voos, "Nonlinear and Neural Network-based Control of a Small Four-Rotor Aerial Robot," in *Proc. of the IEEE/ASME Int. Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, Zurich, CH, 2007.
- [7]. Bresciani T., *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Department of Automatic Control, Lund University, 2008.
- [8]. Mo H., Farid G., "Nonlinear and adaptive intelligent control techniques for quadrotor uav-A survey," *Asian J. Control*, 21, 989-1008, 2019.

[9]. Farrell M., Jackson J., Nielsen J., Bidstrup C., McLain T., "Error-State LQR Control of a Multirotor UAV," In *Proceedings of the 2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Atlanta, GA, USA, 704-711, 11-14 June 2019.

[10]. Guerrero-Sánchez M., Lozano R., Castillo P., Hernández-González O., García-Beltrán C., Valencia-Palomo G., "Nonlinear control strategies for a UAV carrying a load with swing attenuation," *Appl. Math. Model.*, 91, 709-722, 2021.

[11]. Xiong J. J., Zheng E. H., "Position and attitude tracking control for a quadrotor UAV," *ISA Trans.*, 53, 725-731, 2014.

[12]. Gu W., Alavanis K. P., Rutherford M. J., Rizzo A., "UAV Model-based Flight Control with Artificial Neural Networks: A Survey," *J. Intell. Robot. Syst.*, 100, 1469-1491, 2020.

[13]. Jinjun Rao, Bo Li, Zhen Zhang, Dongdong Chen, Wojciech Giernacki, "Position Control of Quadrotor UAV Based on Cascade Fuzzy Neural Network," *Energies*, 15, 1763, 2022.

AUTHOR INFORMATION

Hoang Van Huy

Hanoi University of Industry, Vietnam