

ĐIỀU KHIỂN CHẾ ĐỘ TRƯỢT MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI QUADROTOR

SLIDING MODE CONTROL OF A QUADROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLE

Hoàng Văn Huy^{1,*}

DOI: <http://doi.org/10.57001/huih5804.2024.291>

TÓM TẮT

Bài báo trình bày việc xây dựng một mô hình toán học mô tả động lực học của UAV quadrotor và tập trung vào điều khiển vị trí và ổn định các góc Euler của quadrotor. Các lực, mô men tác động lên UAV quadrotor được xác định trong hệ trục tọa độ quán tính (Hệ tọa độ gắn với trái đất). Các phương trình chuyển động của quadrotor được xác định bằng việc sử dụng phương pháp Lagrange. Bộ điều khiển theo mô hình trượt (Sliding Mode Control) SMC phi tuyến đã được thiết kế để điều khiển độ cao Z kết hợp di chuyển tịnh tiến dọc theo phương X, Y của quadrotor. Để chứng minh tính hiệu quả của thuật toán đã tổng hợp, hệ thống được mô phỏng bằng phần mềm Matlab-Simulink.

Từ khóa: Mô hình quadrotor, điều khiển, điều khiển trượt, Lagrange.

ABSTRACT

This article presents the construction of a mathematical model that describes the dynamics of a quadrotor UAV and focuses on position control and stabilization of the quadrotor's Euler angles. The forces and moments acting on the UAV quadrotor are determined in the inertial coordinate system (Coordinate system attached to the earth). The quadrotor's equations of motion are determined using the Lagrange method. The nonlinear Sliding Mode Control (SMC) has been designed to control the height Z combined with translational movement in the X and Y directions of the quadrotor. To demonstrate the effectiveness of the synthesized algorithm, the system is simulated using Matlab-Simulink software.

Keywords: Model quadrotor, control, sliding mode control, Lagrange.

¹Trường Đại học Công nghiệp Hà Nội

*Email: huyhv@hauai.edu.vn

Ngày nhận bài: 15/4/2024

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 05/6/2024

Ngày chấp nhận đăng: 27/9/2024

CHỮ VIẾT TẮT

UAV Unmanned Aerial Vehicle
(Máy bay không người lái)

SMC	Sliding Mode Control (Điều khiển theo mô hình trượt)
LQR	linear quadratic regulator (Điều khiển tối ưu tuyến tính)
PID	Proportional Integral Derivative (Vi tích phân tỷ lệ)

1. GIỚI THIỆU

UAV quadrotor là phương tiện bay không có người lái [1, 2, 4, 6, 9] ngày càng được dùng trong nhiều lĩnh vực như: dân sự, quân sự, đặc biệt là giám sát an ninh, cứu hộ giao thông, thiên tai, nghiên cứu môi trường,...

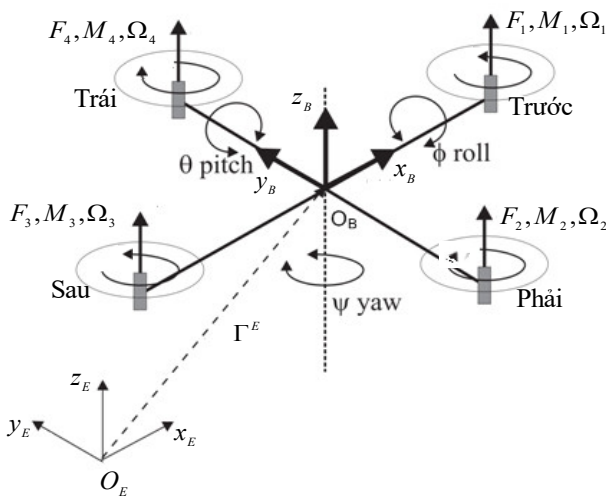
Nhiều nhà nghiên cứu đã đưa ra các phương pháp thiết kế bộ điều khiển (BĐK) cho loại máy bay này. Bởi vì, loại máy bay không người lái UAV quadrotor này có khả năng cất/hạ cánh thẳng đứng, khả năng cơ động cao, kích thước nhỏ, gọn. Tuy nhiên, sự phức tạp về cấu trúc cơ khí, tính phi tuyến mạnh, tải trọng nhỏ và khả năng xử lý của các thiết bị điện trên thiết bị này cũng bị hạn chế, nhiều đầu vào/ra nên khó khăn trong việc quan sát các trạng thái chuyển động của quadrotor. Vì vậy, việc điều khiển chính xác vị trí quadrotor cần quan tâm nghiên cứu.

Một số các phương pháp đã được sử dụng để điều khiển UAV quadrotor như: BĐK PID, LQR được áp dụng để ổn định trạng thái và/hoặc giám sát độ cao của quadrotor [5, 7, 14]. Tuy nhiên, các BĐK này vẫn còn tồn tại một số những nhược điểm khi áp dụng đối với quadrotor trong một số hoạt động diễn tập mà yêu cầu có nhiều mạnh, khi đó hệ thống không còn tuyến tính nữa. Hơn nữa, việc ổn định các vòng kín của hệ thống chỉ có thể đạt được đối với các vùng nhỏ xung quanh điểm cân bằng và khó cho việc tính toán. Ngoài ra, hiệu quả của việc bám quỹ đạo của các luật điều khiển này chưa đủ khả năng so với các phương pháp tiên tiến khác.

Để khắc phục các hạn chế trên, một số phương pháp điều khiển (PPĐK) đã được đề xuất trong việc điều khiển quadrotor, chẳng hạn như: PPĐK tuyến tính hóa phản hồi [8], SMC [3, 9, 11] và Backstepping [13]. BĐK H_∞ cũng đã được áp dụng bởi G.V. Raffo và cộng sự [12], BĐK logic mờ, mạng nơ ron [15, 16],... Tuy nhiên, các BĐK trên đó đòi hỏi mức độ tính toán lớn và phức tạp. Trong bài báo đã đề xuất PPĐK SMC phi tuyến được thiết kế dựa trên hàm Lyapunov để điều khiển vị trí và giữ ổn định được các góc Euler. Mô hình động lực học phi tuyến của UAV quadrotor xây dựng theo phương pháp Lagrange.

2. MÔ HÌNH ĐỘNG LỰC HỌC QUADROTOR

Mô hình đơn giản và các hệ trục tọa độ gắn với quadrotor (hình 1). Trong đó, $O_E x_E y_E z_E$ là hệ trục tọa độ quán tính, $O_B x_B y_B z_B$ là hệ trục tọa độ gắn trên vật (Quadrotor). Gốc của hệ trục tọa độ $O_B x_B y_B z_B$ được đặt đúng trọng tâm quadrotor. F_i lực, M_i mô men và Ω_i là tốc độ sinh ra bởi bốn cánh quạt [5, 7, 9].



Hình 1. Mô hình đơn giản của quadrotor

Vị trí quadrotor Γ^E được tạo thành bởi gốc gốc O_B của hệ trục tọa độ $O_B x_B y_B z_B$ và gốc O_E của hệ trục tọa độ $O_E x_E y_E z_E$ [2].

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

Trong đó:

X, Y và Z là vị trí của quadrotor

θ^E là vị trí góc quadrotor được tạo bởi hướng của hệ trục tọa độ O_B so với hệ trục tọa độ quán tính O_E .

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

Trong đó: ϕ, θ, ψ lần lượt là các góc quay quanh các trục tọa độ x_B, y_B, z_B và có giới hạn là:

$$\begin{aligned} -90^\circ < \phi < 90^\circ; \quad -90^\circ < \theta < 90^\circ; \\ -180^\circ < \psi < 90^\circ \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned} R_{(x,\phi)} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} & R_{(y,\theta)} &= \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \\ R_{(z,\psi)} &= \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{4}$$

Hướng quadrotor được xác định bởi ma trận quay $R_o: O_E \rightarrow O_B$ và các góc Euler ϕ, θ và ψ .

$$R_o = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\theta + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\theta + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\theta + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\theta + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \tag{5}$$

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

Lực của các cánh quạt: $F = \sum_{i=1}^4 F_i$

Trong đó: $F_i = 0,5\rho\Lambda C_T r^2 \Omega_i^2 = b\Omega_i^2$; Λ và r là thiết diện và bán kính cánh quạt và; ρ mật độ của không khí; C_T là hệ số của lực đẩy khí động học.

Tổng của các lực đẩy của bốn cánh quạt:

$$F_t = R_o(\phi, \theta, \psi)[0, 0 \ \sum_{i=1}^4 F_i]^T$$

Lực cản của không khí: $F_d = \text{diag}(h_1, h_2, h_3)\dot{\Gamma}^T$

Lực hấp dẫn: $F_g = [0, 0, mg]^T$

Hiệu cặp lực $(F_3 - F_1)$ sinh ra mô men của góc θ (góc pitch); hiệu cặp lực $(F_4 - F_2)$ sinh ra mô men của góc ϕ (góc roll); tổng hai cặp lực đối nhau $(F_1 - F_2)$ và $(F_3 - F_4)$ sinh ra mô men của góc ψ (góc yaw).

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

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

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

Trong đó: c hằng số dương không đổi; l là khoảng cách giữa tâm quadrotor và tâm động cơ lai cánh quạt; h_1, h_2, h_3 các hệ số lực kéo.

Mô men hồi chuyển: Hai mô men hồi chuyển sinh ra do chuyển động và cấu trúc của bốn cánh quạt quadrotor: (M_{gp}) và (M_{gb}) .

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

$$M_{gb} = \dot{\theta}^E \wedge I\dot{\theta}^E \tag{10}$$

Trong đó: $\dot{\theta}^E$ là vector tốc độ góc; I_X, I_Y, I_Z là các mô men quán tính; $I = \text{diag}[I_X, I_Y, I_Z]$ là ma trận quán tính; $r; J_p[N \ m \ s^2]$ mô men quán tính của rotor động cơ.

Mô men tổng của các góc Euler $(\phi, \theta$ và $\psi)$ là:

$$M = [M_\phi, M_\theta, M_\psi]^T$$

Khí động học sinh ra mô men cản cho quadrotor được xác định theo (11), như sau:

$$M_a = \text{diag}(h_4, h_5, h_6)(\dot{\phi}^2 \ \dot{\theta}^2 \ \dot{\psi}^2)^T \tag{11}$$

Trong đó: h_4, h_5, h_6 là các hệ số ma sát khí động học
 Để xác định được các phương trình chuyển động (PTCĐ) của quadrotor, ta sử dụng phương trình Lagrange.

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial L}{\partial q} = F \quad (12)$$

Ở đây: $F = (F_\xi, M)$

Các PTCĐ của quadrotor sẽ được xác định từ phương trình (13) và (14).

$$\mathcal{R}_o \left[\sum_{i=1}^4 F_i \right] - \begin{bmatrix} h_1 \dot{X} \\ h_2 \dot{Y} \\ h_3 \dot{Z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = F_\xi \quad (13)$$

$$= \begin{bmatrix} (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\psi \sin\phi)U_1 - h_1 \dot{X} \\ (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\theta \cos\psi)U_1 - h_2 \dot{Y} \\ (\cos\phi \cos\theta)U_1 - mg - h_3 \dot{Z} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_\phi \\ M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} - M_a - M_{gp} - M_{gb} = M \quad (14)$$

$$= \begin{bmatrix} M_\phi - J_p \Omega_\Sigma \dot{\theta} - (I_Z - I_Y) \dot{\theta} \dot{\psi} - h_4 \dot{\phi}^2 \\ M_\theta + J_p \Omega_\Sigma \dot{\phi} - (I_X - I_Z) \dot{\phi} \dot{\psi} - h_5 \dot{\theta}^2 \\ M_\psi - (I_Y - I_X) \dot{\theta} \dot{\phi} - h_6 \dot{\psi}^2 \end{bmatrix}$$

Tính đạo hàm riêng phương trình Lagrange theo 6 sáu tọa độ, ta có:

- PTCĐ tịnh tiến:

$$\begin{cases} \ddot{X} = (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\psi \sin\phi) \frac{U_1}{m} - \frac{h_1}{m} \dot{X} \\ \ddot{Y} = (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\theta \cos\psi) \frac{U_2}{m} - \frac{h_2}{m} \dot{Y} \\ \ddot{Z} = \frac{(\cos\phi \cos\theta)U_1}{m} - g - \frac{h_3}{m} \dot{Z} \end{cases} \quad (15)$$

- PTCĐ quay:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{M_\phi}{I_X} - \frac{J_p \Omega_\Sigma}{I_X} \dot{\theta} - \frac{(I_Z - I_Y)}{I_X} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{h_4}{I_X} \dot{\phi}^2 \\ \ddot{\theta} = \frac{M_\theta}{I_Y} - \frac{J_p \Omega_\Sigma}{I_Y} \dot{\phi} - \frac{(I_X - I_Z)}{I_Y} \dot{\phi} \dot{\psi} - \frac{h_5}{I_X} \dot{\theta}^2 \\ \ddot{\psi} = \frac{M_\psi}{I_Z} - \frac{(I_Y - I_X)}{I_Z} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{h_6}{I_Z} \dot{\psi}^2 \end{cases} \quad (16)$$

$$\text{Hay} \begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{(I_Y - I_Z)}{I_X} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_p \Omega_\Sigma}{I_X} \dot{\theta} - \frac{h_4}{I_X} \dot{\phi}^2 + \frac{U_2}{I_X} \\ \ddot{\theta} = \frac{(I_Z - I_X)}{I_Y} \dot{\phi} \dot{\psi} - \frac{J_p \Omega_\Sigma}{I_Y} \dot{\phi} - \frac{h_5}{I_Y} \dot{\theta}^2 + \frac{U_3}{I_Y} \\ \ddot{\psi} = \frac{(I_X - I_Y)}{I_Z} \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{h_6}{I_Z} \dot{\psi}^2 + \frac{U_4}{I_Z} \end{cases} \quad (17)$$

Trong đó: Các tín hiệu điều khiển U_1, U_2, U_3 và U_4 được xác định theo (18).

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ M_\phi \\ M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -lb & 0 & lb & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (18)$$

Trong đó: $d > 0$ là hệ số của lực cản tác động lên quadrotor; $b > 0$ là hệ số lực đẩy; $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ và Ω_4 là tốc độ bốn cánh quạt.

Từ (18), ta thấy U_1 là tổng các lực đẩy của quadrotor; U_2, U_3 và U_4 là mô men tạo ra các góc ϕ, θ và ψ .

Các đầu vào U_1, U_2, U_3 và U_4 được xác định như sau:

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \Omega_\Sigma = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \end{cases} \quad (19)$$

Phương trình này có thể viết dưới dạng dạng không gian trạng thái với các biến.

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

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{x_4 x_6 (I_Y - I_Z)}{I_X} - \frac{J_p x_4 \Omega_\Sigma}{I_X} - (k_4 / I_X) x_2^2 + U_2 / I_X \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = x_2 x_6 (I_Z - I_X) / I_Y - J_p x_2 \Omega_\Sigma / I_Y - (h_5 / I_Y) x_4^2 + U_3 / I_Y \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = x_2 x_4 (I_X - I_Y) / I_Z - (h_6 / I_Z) x_6^2 + U_4 / I_Z \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = (\cos x_1 \cos x_5 \sin x_3 + \sin x_1 \sin x_5) U_1 / m - (h_1 / m) x_8 \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = (\cos x_1 \sin x_3 \sin x_5 - \cos x_5 \sin x_1) U_1 / m - (h_2 / m) x_{10} \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = -g + (\cos x_1 \cos x_3) U_1 / m - (h_3 / m) x_{12} \end{cases} \quad (20)$$

3. ĐIỀU KHIỂN CHẾ ĐỘ TRƯỢT QUADROTOR

3.1. Khái niệm cơ bản về SMC

SMC là một loại điều khiển có cấu trúc biến đổi. Ý tưởng của PPDK này là đưa các trạng thái của hệ thống về phía một bề mặt, gọi là bề mặt trượt. Mặt trượt được lựa chọn phù hợp và từ đó ta thiết kế được một luật điều khiển để giữ ổn định các trạng thái của hệ thống trên bề mặt đó. Bề mặt trượt có dạng tổng quát được cho như phương trình (21).

$$S(x) = \left(\frac{d}{dt} + \beta_x \right)^{n-1} e(x) \quad (21)$$

Trong đó: x là biến điều khiển (Trạng thái); $e(x)$ là sai lệch được xác định $e(x) = x - x_d$; β_x là hằng số dương biểu diễn động lực học của bề mặt trượt; n là bậc của bộ điều khiển trượt.

Để quỹ đạo trạng thái chạm tới bề mặt trượt, ta sử dụng hàm Lyapunov vô hướng và dương, được cho bởi phương trình (22).

$$\dot{V}(x) < 0, \text{ với } V(x) > 0 \quad (22)$$

Trong trường hợp này, hàm Lyapunov được chọn là:

$$V(x) = 0,5S(x)^2 \tag{23}$$

Đạo hàm của hàm Lyapunov âm khi

$$S(x)\dot{S}(x) < 0 \tag{24}$$

Với mục đích là để các quỹ đạo trạng thái của hệ thống chạm tới bề mặt trượt khi có sự bất định của các tham số. Luật điều khiển trượt bao gồm hai thành phần:

$$u(t) = u_{en}(t) + u_D(t) \tag{25}$$

Trong đó:

- $u_{en}(t)$ là đại lượng điều khiển đặt, tương ứng với trạng thái của hệ thống khi thiết lập ở chế độ trượt lý tưởng. Nó được xác định từ điều kiện bất định của bề mặt trượt:

$$\begin{cases} S(x, t) = 0 \\ \dot{S}(x, t) = 0 \end{cases} \tag{26}$$

- $u_D(t)$ là hàm gián đoạn được xác định bằng cách kiểm tra điều kiện trượt

$$u_D(t) = -K\text{sign}(S(t)) \tag{27}$$

Trong đó: K là tham số điều khiển dương và dấu $\text{sign}(\cdot)$ là toán tử dấu hiệu

3.2. Thiết kế BDK SMC cho quadrotor

Để có thể điều khiển được quỹ đạo trạng thái, ta sử dụng phương trình (17) và (15) để thiết kế BDK vị trí quadrotor và xét đến phương trình vectơ trạng thái trong (20).

Chúng ta định nghĩa sai số quỹ đạo giữa giá trị thực và giá trị đặt của trạng thái:

$$\begin{cases} e_{i+1} = \dot{e}_i \\ e_i = x_i - x_{id}, \quad i = 1, 2, \dots, 12 \end{cases} \tag{28}$$

Các mặt trượt được chọn dựa trên các sai số:

$$\begin{cases} S_\phi = (x_2 - x_{2d}) + \gamma_1(x_1 - x_{1d}) = e_2 + \gamma_1 e_1 \\ S_\theta = (x_4 - x_{4d}) + \gamma_2(x_3 - x_{3d}) = e_4 + \gamma_2 e_3 \\ S_\psi = (x_6 - x_{6d}) + \gamma_3(x_5 - x_{5d}) = e_6 + \gamma_3 e_5 \\ S_X = (x_8 - x_{8d}) + \gamma_4(x_7 - x_{7d}) = e_8 + \gamma_4 e_7 \\ S_Y = (x_{10} - x_{10d}) + \gamma_5(x_9 - x_{9d}) = e_{10} + \gamma_5 e_9 \\ S_Z = (x_{12} - x_{12d}) + \gamma_6(x_{11} - x_{11d}) = e_{12} + \gamma_6 e_{11} \end{cases} \tag{29}$$

Bộ điều khiển chế độ trượt được thiết kế để ổn định góc ϕ (góc roll) với hàm Lyapunov có dạng:

$$V(S_\phi) = 0,5S_\phi^2 \tag{30}$$

Khi đề cập đến phương trình (19) và phương trình (21), ta suy ra biểu thức đạo hàm của mặt trượt góc ϕ (góc roll) như sau:

$$\dot{S}_\phi = -h_1 \text{sign}(S_\phi) \tag{31}$$

Từ phương trình (29) ta có:

$$S_\phi = e_2 + \gamma_1 e_1 = \dot{e}_1 + \gamma_1 e_1 = (\dot{x}_1 - \dot{x}_{1d}) + \gamma_1 e_1 \tag{32}$$

$$\Rightarrow \dot{S}_\phi = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} + \gamma_1 \dot{e}_1 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{1d} + \gamma_1 \dot{e}_1$$

Thay \dot{x}_2 trong biểu thức (20) và (31) vào biểu thức (32), ta thu được luật điều khiển U_2 như sau:

$$\begin{aligned} -h_1 \text{sign}(S_\phi) &= \frac{x_4 x_6 (I_Y - I_Z)}{I_X} - \frac{J_p x_4 \Omega_\Sigma}{I_X} \\ &- (h_4 / I_X) x_2^2 + U_2 / I_X - \dot{x}_{1d} + \gamma_1 \dot{e}_1 \\ \Rightarrow U_2 &= \left(\frac{-x_4 x_6 (I_Y - I_Z)}{I_X} + \frac{J_p x_4 \Omega_\Sigma}{I_X} + \left(\frac{h_4}{I_X} \right) x_2^2 \right. \\ &\left. + \dot{x}_{1d} - \gamma_1 \dot{e}_1 - h_1 \text{sign}(S_\phi) \right) I_X \end{aligned} \tag{33}$$

Bằng cách thực hiện tương tự, ta xác định được các đầu vào điều khiển U_3, U_4 và giữ ổn định góc θ, ψ như sau:

$$U_3 = \left(\frac{-x_2 x_6 (I_Z - I_X)}{I_Y} + \frac{J_p x_2 \Omega_\Sigma}{I_Y} + \left(\frac{h_5}{I_Y} \right) x_4^2 \right. \\ \left. + \dot{x}_{3d} - \gamma_2 \dot{e}_3 - h_2 \text{sign}(S_\theta) \right) I_Y \tag{34}$$

$$U_4 = \left(\frac{-x_2 x_4 (I_X - I_Y)}{I_Z} + \left(\frac{h_6}{I_Z} \right) x_6^2 \right. \\ \left. + \dot{x}_{5d} - \gamma_3 \dot{e}_5 - h_3 \text{sign}(S_\psi) \right) I_Z \tag{35}$$

Xác định các luật điều khiển U_1, U_X và U_Y để ổn định các vị trí Z, X và Y của Quadrotor được xác định như sau:

$$\begin{aligned} S_Z &= e_{12} + \gamma_6 e_{11} = \dot{e}_{11} + \gamma_6 e_{11} \\ &= (\dot{x}_{11} - \dot{x}_{11d}) + \gamma_6 e_{11} \\ \dot{S}_Z &= \ddot{x}_{11} - \ddot{x}_{11d} + \gamma_6 \dot{e}_{11} = \dot{x}_{12} - \dot{x}_{11d} + \gamma_6 \dot{e}_{11} \\ &= -h_6 \text{sign}(S_Z) \\ \Rightarrow \dot{x}_{12} &= \dot{x}_{11d} - \gamma_6 \dot{e}_{11} - h_6 \text{sign}(S_Z) \end{aligned} \tag{36}$$

Thay \dot{x}_{12} trong phương trình (20) vào phương trình (36) ta thu được:

$$U_1 = m \left(\left(\frac{k_3}{m} \right) x_{12} + \ddot{x}_{11d} \right. \\ \left. - \gamma_6 \dot{e}_{11} - h_6 \text{sign}(S_Z) + g \right) \cos x_1 \cos x_3 \tag{37}$$

Bằng cách thực hiện tương tự ta xác định được các đầu vào điều khiển U_X và U_Y như sau:

$$U_X = m / U_1 \left(\left(\frac{k_1}{m} \right) x_8 + \ddot{x}_{7d} \right. \\ \left. - \gamma_4 \dot{e}_7 - h_4 \text{sign}(S_X) \right) \tag{38}$$

$$U_Y = m / U_1 \left(\left(\frac{k_2}{m} \right) x_{10} + \ddot{x}_{9d} \right. \\ \left. - \gamma_5 \dot{e}_9 - h_5 \text{sign}(S_Y) \right) \tag{39}$$

4. MÔ PHỎNG HỆ ĐIỀU KHIỂN

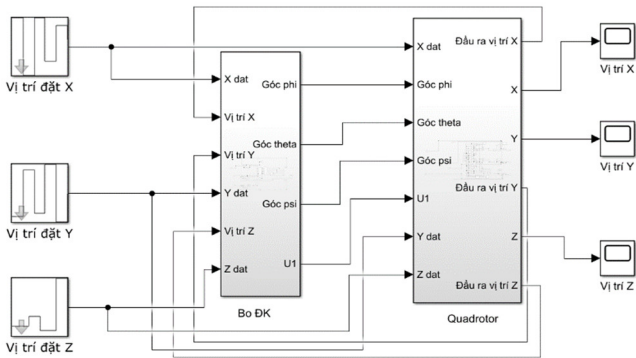
Sử dụng BDK SMC vừa thiết kế trên, kết hợp với các thông số vật lý của quadrotor (bảng 1) và sử dụng Matlab - Simulink để mô phỏng hệ điều khiển vị trí của quadrotor.

Bảng 1. Thông số quadrotor

Thông số	Ký hiệu	Giá trị	Đơn vị
Hệ số lực đẩy	b	54,2.10 ⁶	N s ²
Hệ số lực cản	d	1,1.10 ⁻⁶	N s ²
Mô men quán tính	J _p	0,089	Nms ²

Khối lượng quadrotor	m	1,0	kg
Mômen quán tính trục X, Y, Z	I_x, I_y, I_z	diag (0,008; 0,008; 0,010)	Nms ²
Gia tốc trọng trường	g	9,81	m/s ²
Khoảng cách từ tâm quadrotor đến tâm của động cơ	l	0,5	m
Hệ số lực kéo	h_1, h_2, h_3	0,3729	
Hệ số ma sát khí động học	h_4, h_5, h_6	5,56 e-4	

Mô hình mô phỏng hệ thống điều khiển vị trí quadrotor được thể hiện trên hình 2.

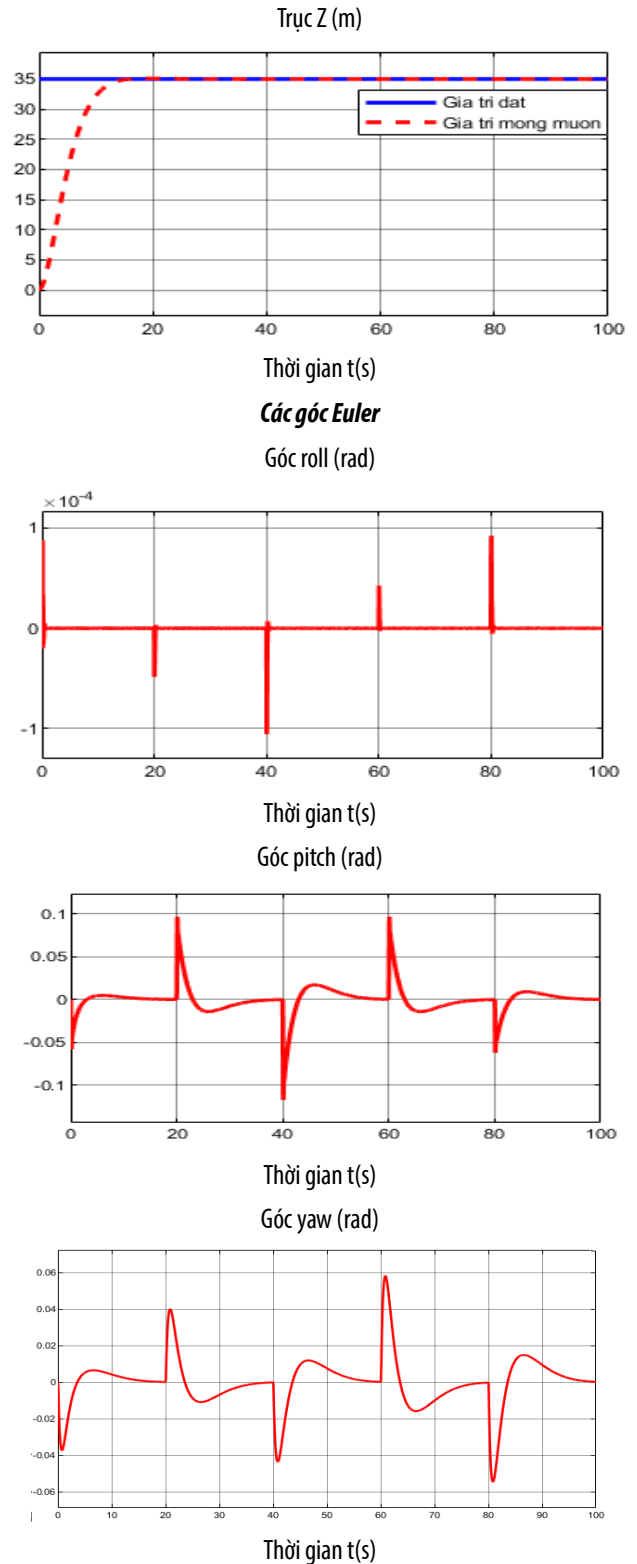
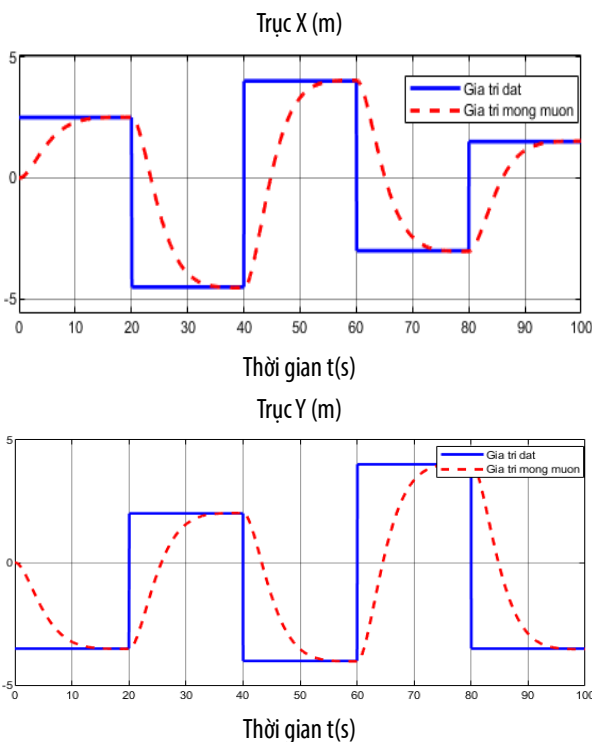


Hình 2. Mô hình mô phỏng hệ thống điều khiển vị trí quadrotor

Kết quả mô phỏng:

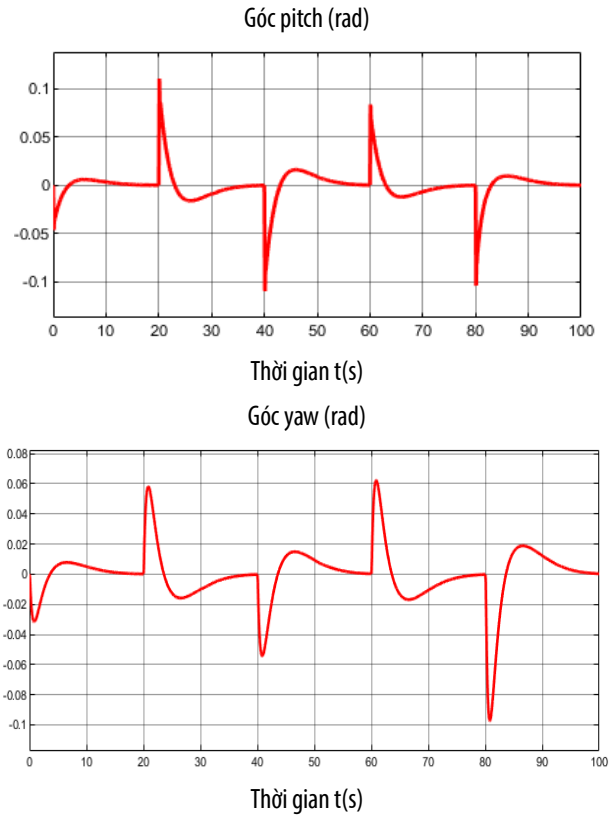
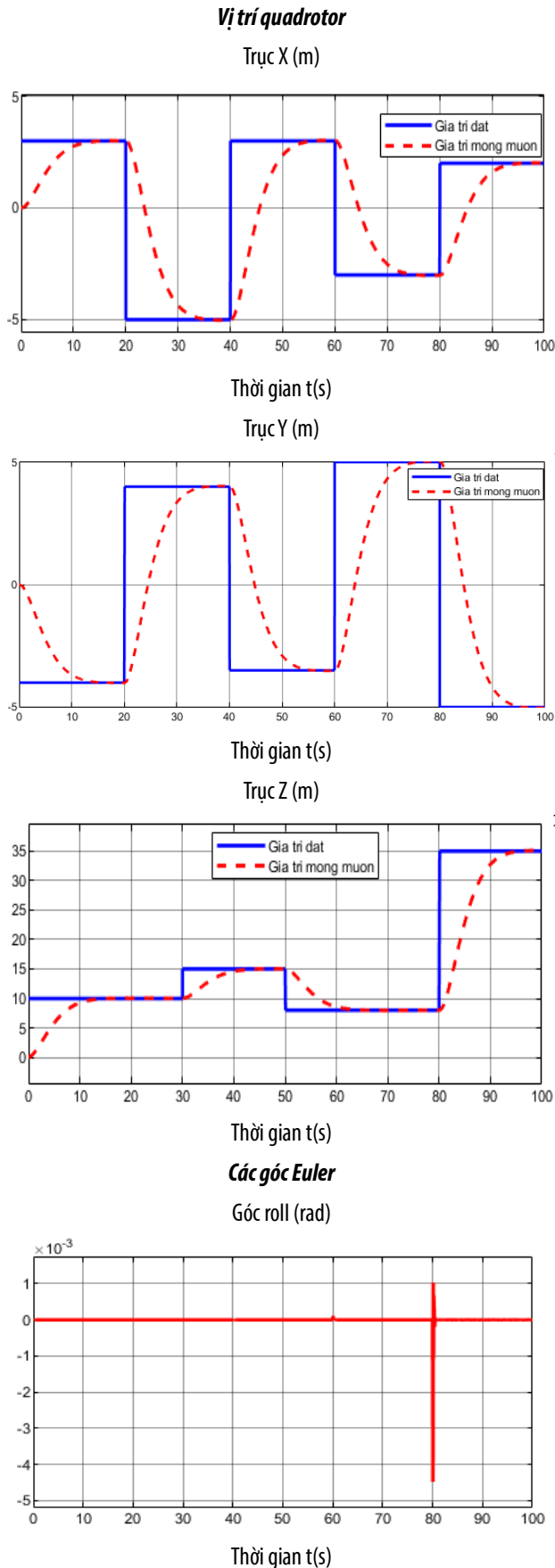
Trường hợp 1: Điều khiển quadrotor di chuyển tịnh tiến dọc theo trục Z kết hợp di chuyển tịnh tiến theo phương X và Y với giá trị đặt: $X_d = [2,5 \ -4,5 \ 4 \ -3 \ 1,5 \ 0] [m]$; $Y_d = [-3,5 \ 2 \ -4 \ 4 \ -3,5 \ 0] [m]$; $Z_d = 35 [m]$:

Vị trí quadrotor



Hình 3. Vị trí quadrotor, các góc Euler với trường hợp 1

Trường hợp 2: Điều khiển quadrotor di chuyển tịnh tiến dọc theo trục Z với các độ cao khác nhau kết hợp di chuyển tịnh tiến theo phương X và Y với các giá trị đặt: $X_d = [3 \ -5 \ 3 \ -3 \ 2 \ 0] [m]$; $Y_d = [-4 \ 4 \ -3,5 \ 5 \ -5 \ 0] [m]$; $Z_d = [10 \ 15 \ 8 \ 35 \ 5] [m]$.



Hình 4. Vị trí quadrotor, các góc Euler với trường hợp 2

5. KẾT LUẬN

Bài báo đã xây dựng được một mô hình động lực học phi tuyến của quadrotor khi kể đến các lực, khí động học bằng phương pháp Lagrange. Một bộ điều khiển chế độ trượt đã được thiết kế dựa trên lý thuyết Lyapunov để điều khiển giữ ổn định vị trí của quadrotor. Để chứng minh tính đúng đắn của thuật toán đã thiết kế, bài báo thực hiện mô phỏng hệ thống bằng công cụ Matlab - Simulink với hai trường hợp: Trường hợp 1, điều khiển quadrotor di chuyển tịnh tiến dọc theo trục Z kết hợp di chuyển tịnh tiến theo phương X và Y. Trường hợp 2, điều khiển quadrotor di chuyển tịnh tiến dọc theo trục Z với các độ cao khác nhau kết hợp di chuyển tịnh tiến theo phương X và Y. Kết quả cho thấy quadrotor đã di chuyển đến đúng các vị trí đặt mong muốn, các góc Euler thay đổi rất nhỏ, chứng tỏ quadrotor di chuyển êm, không dung lắc khi thực hiện di chuyển. Điều này cho thấy bộ điều khiển đáp ứng tốt với các đầu vào mong muốn.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. R. Lozano (Ed.), *Unmanned aerial vehicles: Embedded control*. John Wiley & Sons, 2013.

- [2]. T. Bresciani, *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Master Thesis, Department of Automatic Control, Lund University, Sweden, 2008.
- [3]. L. Besnard, Y.B. Shtessel, B. Landrum, "Quadrotor Vehicle Control via Sliding Mode Controller Driven by Sliding Mode Disturbance Observer," *Journal of the Franklin Institute*, 349, 658-684, 2012.
- [4]. R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment*. John Wiley & Sons, UK, 2010.
- [5]. S. Bouabdallah, A. Noth, R. Siegwart, "PID vs. LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor," in *Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2451-2456, Sendai, Japan, October 2004.
- [6]. K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, D. Nakazawa, *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. Springer, New York, 2010.
- [7]. S. Khatoon, D. Gupta, L.K. Das, "PID and LQR control for a Quadrotor: Modeling and simulation," in *Proceedings of the 2014 International Conference on Advances in Computing, Communications and Informatics*, 796-802, New Delhi, September 2014.
- [8]. S. Islam, J. Dias, L.D. Seneviratne, "Adaptive tracking control for Quadrotor unmanned flying vehicle," in *Proceedings of the 2014 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM)*, 441-445, Besancon, France, July 2014.
- [9]. J.A. Guerrero, R. Lozano (Eds.), *Flight Formation Control*. WileyISTE, UK, USA, 2012.
- [10]. V.G. Adr, A.M. Stoica, J.F. Whidborne, "Sliding mode control of a 4Y octorotor," *UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering Journal*, 74, 4, 37-52, 2012.
- [11]. E. H. Zheng, J. J. Xiong, J. L. Luo, "Second Order Sliding Mode Control for a Quadrotor UAV," *ISA Transactions*, 53, 4, 1350-1356, 2014.
- [12]. G.V. Raffo, M.G. Ortega, F.R. Rubio, "An Integral Predictive/Nonlinear $H1$ Control Structure for a Quadrotor Helicopter," *Automatica*, 46, 1, 29-39, 2010.
- [13]. J.J.E. Slotine, W. Li, *Applied nonlinear control*. Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, 1991
- [14]. 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
- [15]. 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.
- [16]. 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