THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT CHO UAV KIỂU QUADROTOR

DESIGN OF SLIDING MODE CONTROLLER FOR UAV STYLE QUADROTOR

Nguyễn Ngọc Tuấn[1], Trần Xuân Tình[2,*], Trần Hồng Phú[2], Nguyễn Văn Dương[2]

DOI: http://doi.org/10.57001/huih5804.2024.261

TÓM TẮT

Bài báo trình bày kết quả tổng hợp mô hình của UAV Quadrotor, có tính đến các ràng buộc phi tuyến hình học, cũng như các hiện tượng vật lý ảnh hưởng đến động học của thiết bị bay. Từ đó sử dụng bộ điều khiển trượt để đảm bảo tính ổn định, bền vững với nhiễu. Kết quả của bài báo được đánh giá thông qua mô phỏng trên phần mềm Matlab-Simulink cho thấy bộ điều khiển đã đạt được các yêu cầu chất lượng bay.

Từ khóa: *Thiết bị bay; điều khiển trượt; phi tuyến; bất định.*

ABSTRACT

The article presents the results of synthesizing the model of the Quadrotor, taking into account geometric nonlinear constraints, as well as physical phenomena affecting the kinematics of the flying device. From there, use the sliding mode controller to ensure stability and sustainability against noise. The results of the article are evaluated through simulation on Matlab-Simulink software, showing that the controller has achieved flight quality requirements.

Keywords: *Unmanned Aerial Vehicle; sliding mode control; nonlinear; uncertain.*

[1]Học viện Kỹ thuật Quân sự

[2]Học viện Phòng không - Không quân

[*]Email: tinhpk79@gmail.com

Ngày nhận bài: 05/7/2024

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 10/8/2024

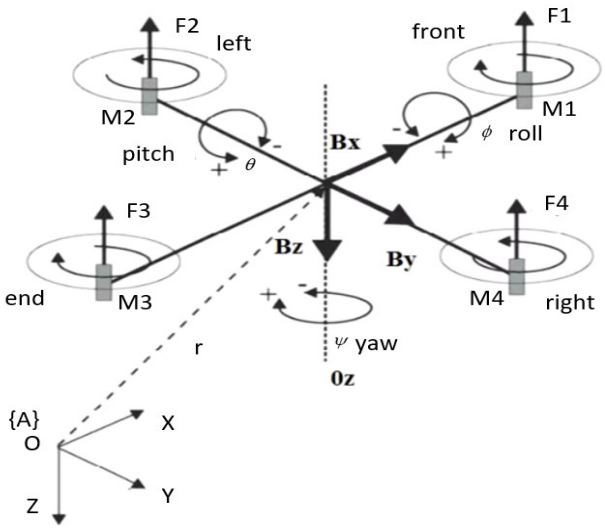
Ngày chấp nhận đăng: 27/8/2024

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Dưới tác động của cuộc cách mạng khoa học và công nghệ, đặc biệt là cuộc Cách mạng công nghiệp lần thứ tư, máy bay không người lái (UAV) ngày càng được cải tiến, cho phép vừa tiến hành các hoạt động quân sự với hiệu quả cao hơn, vừa giảm thiểu thương vong cho người điều khiển. Thực tiễn các cuộc xung đột quân sự gần đây đang chứng tỏ sẽ có một cuộc cách mạng về nghệ thuật tác chiến của loại phương tiện bay này và kéo theo đó là những tác động rất lớn tới chiến lược quân sự của nhiều quốc gia trong tương lai gần. Việc điều khiển UAV Quadrotor phải tính đến các ảnh hưởng của trọng lực và lực khí động học [1]. Đã có nhiều phương pháp điều khiển khác nhau được công bố như: luật điều khiển dựa trên việc lựa chọn một hàm Lyapunov đảm bảo ổn định các quỹ đạo mong muốn dọc theo trục (X, Z) và góc nghiêng [2], phát triển một bộ điều khiển PID để ổn định độ cao [3], bộ điều khiển trượt và trượt bậc cao kết hợp bộ quan sát [4] và [5] để ước lượng biến trạng thái chưa đo được và các tác động của nhiễu loạn bên ngoài như gió và tiếng ồn. Trong bài báo này, đã mô hình hóa UAV Quadrotor có tính đến các thông số ảnh hưởng đến động lực học của thiết bị bay như ma sát do mô men khí động, lực cản dọc theo trục (X, Y, Z) và các hiệu ứng con quay hồi chuyển, các ràng buộc phi tuyến bậc cao từ đó tổng hợp bộ điều khiển trượt ổn định quỹ đạo bay.

2. MÔ HÌNH TOÁN

Quadrotor có bốn cánh quạt xếp chéo, hai cặp cánh quạt (1, 3) và (2, 4) như mô tả trong hình 2, quay theo hướng ngược nhau. Bằng cách thay đổi tốc độ cánh quạt, có thể thay đổi lực nâng và tạo ra chuyển động. Do đó, việc tăng hoặc giảm tốc độ của bốn cánh quạt cùng nhau tạo ra chuyển động thẳng đứng. Ngược lại, việc thay đổi tốc độ của cánh quạt thứ 2 và thứ 4 tạo ra chuyển động quay tròn kết hợp với chuyển động ngang. Điều chỉnh tốc độ của cánh quạt thứ 1 và thứ 3 cho chuyển động ngược lại.



Hình 1. UAV kiểu Quadrotor

Xét hệ quy chiếu quán tính có gốc tại A(O, X, Y, Z) và hệ tọa độ có gốc tại trọng tâm Quadrotor B(o, x, y, z) như hình 1.

Từ các giả định: cấu trúc Quadrotor là cứng và đối xứng; lực đẩy và lực cản tỷ lệ thuận với bình phương của tốc độ của cánh quạt. Sử dụng công thức của Newton-Euler, các phương trình động lực học được viết dưới dạng sau:

$$\begin{cases} \dot{\xi} = v \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_t + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + \Gamma_f - \Gamma_a - \Gamma_g \end{cases} \quad (1)$$

Trong đó, ξ là vị trí của khối tâm Quadrotor so với hệ quy chiếu quán tính, m là khối lượng, $J \in R^{3\times3}$ là ma trận quán tính hằng số xác định dương đối xứng của Quadrotor.

$$J = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \quad (2)$$

Ω là vận tốc góc của Quadrotor so với điểm B:

$$\Omega = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

R là phép biến đổi ma trận đồng nhất:

$$R = \begin{pmatrix} \cos\theta.\cos\psi & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \cos\theta.\sin\psi & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix} \quad (4)$$

S(Ω) là ma trận đối xứng lệch; đối với một vectơ cho trước $\Omega = [\Omega_1 \quad \Omega_2 \quad \Omega_3]$ được định nghĩa như sau:

$$S(\Omega) = \begin{pmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (5)$$

F_f là lực nâng tạo ra bởi bốn rotor

$$F_f = \begin{pmatrix} +\sin\phi\sin\psi \\ \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix} \sum_{i=1}^{4} F_i \quad (6)$$

Với $F_i = K_p\omega_i^2$; K_p là hệ số nâng và ω_i là tốc độ góc của rôto. F_t là tổng hợp của lực cản dọc theo trục (X, Y, Z).

$$F_t = \begin{pmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fty} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{pmatrix} \quad (7)$$

K_{ftx}, K_{fty}, K_{ftz} là hệ số cản chuyển dịch theo 3 trục x, y, z.

F_g là lực hấp dẫn, $F_g = [0 \quad 0 \quad -mg]^T$; Γ_f là mô men do Quadrotor sinh ra được biểu thị như sau:

$$\Gamma_f = \begin{bmatrix} d(F_3 - F_1) \\ d(F_4 - F_2) \\ K_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (8)$$

Trong đó, d là khoảng cách giữa tâm khối lượng của Quadrotor và trục quay của cánh quạt và K_d là hệ số cản.

Γ_a là mô men xoắn do ma sát khí động học:

$$\Gamma_a = \begin{bmatrix} K_{fax} & 0 & 0 \\ 0 & K_{fay} & 0 \\ 0 & 0 & K_{faz} \end{bmatrix} \quad (9)$$

Với K_{fax}, K_{fay}, K_{faz} là hệ số khí động học ma sát theo 3 trục x, y, z.

Γ_g là kết quả của mô men xoắn do hiệu ứng con quay hồi chuyển.

$$\Gamma_g = \sum_{i=1}^{4} \Omega \wedge J_r \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^{i+1}\omega_i \end{bmatrix} \quad (10)$$

Với J_r là mômen quán tính của Quadrotor.

Suy ra mô hình động lực học hoàn chỉnh của Quadrotor như sau:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{1}{I_x}\left\{\dot{\theta}\dot{\psi}\left(I_y - I_z\right) - K_{fax}\dot{\phi}^2 - J_r\bar{\Omega}\dot{\theta} + dU_2\right\} \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_y}\left\{\dot{\phi}\dot{\psi}\left(I_z - I_x\right) - K_{fay}\dot{\theta}^2 + J_r\bar{\Omega}\dot{\phi} + dU_3\right\} \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_z}\left\{\dot{\theta}\dot{\phi}\left(I_x - I_y\right) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + K_dU_4\right\} \\ \ddot{x} = \frac{1}{m}\left\{\left(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi\right)U_1 - K_{ftx}\dot{x}\right\} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}\left\{\left(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi\right)U_1 - K_{fty}\dot{y}\right\} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}\left\{\cos\phi\cos\theta U_1 - K_{ftz}\dot{z}\right\} - g \end{cases} \quad (11)$$

U_1 đến U_4 là các đầu vào điều khiển cho bốn động cơ như sau:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} K_p & K_p & K_p & K_p \\ -K_p & 0 & K_p & 0 \\ 0 & -K_p & 0 & K_p \\ K_p & -K_p & K_p & -K_p \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

Và $\bar{\Omega} = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$

Động cơ DC truyền động cho cánh quạt thông qua bộ giảm tốc, phương trình trạng thái của động cơ:

$$\begin{cases} V = ri + L\frac{di}{dt} + k_e\omega \\ k_m i = J_r\frac{d\omega}{dt} + C_s + k_r\omega^2 \end{cases} \quad (13)$$

Trong đó, V là điện áp đầu vào động cơ ; k_e, k_m là hằng số mômen điện và cơ; k_r là hằng số mômen tải; r là điện trở trong của động cơ; J_r là mômen quán tính; C_s là mômen ma sát.

Rút ra, mô hình động cơ:

$$\dot{\omega}_i = bV_i - \beta_0 - \beta_1\omega_i - \beta_2\omega_i^2 \quad i \in [1,4] \quad (14)$$

Với $\beta_0 = \frac{C_s}{J_r}, \beta_1 = \frac{k_ek_m}{rJ_r}, \beta_2 = \frac{k_r}{J_r}, b = \frac{k_m}{rJ_r}$

3. BỘ ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT CHO QUADROTOR

Đưa phương trình (11) về dạng không gian trạng thái:

$$\dot{X} = f(X) + g(X,U) + \delta \quad (15)$$

Với $X = \left[\varnothing, \dot{\varnothing}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}\right]^T$

Từ (11) và (15) ta thu được biểu diễn trạng thái sau:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1x_4x_6 + a_2x_2^2 + a_3\bar{\Omega}x_4 + b_1U_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_4x_2x_6 + a_5x_4^2 + a_6\bar{\Omega}x_2 + b_2U_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_7x_2x_4 + a_8x_6^2 + b_3U_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = a_9x_8 + U_x\frac{U_1}{m} \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = a_{10}x_{10} + U_y\frac{U_1}{m} \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = a_{11}x_{12} + \frac{Cx_1Cx_3}{m}U_1 - g \end{cases} \quad (16)$$

Trong đó:

$$a_1 = \left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right), a_2 = \frac{-K_{fax}}{I_x}, a_3 = \frac{-J_r}{I_x},$$

$$a_4 = \left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right), a_5 = \frac{-K_{fay}}{I_y}, a_6 = \frac{J_r}{I_y},$$

$$a_7 = \left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right), a_8 = \frac{-K_{faz}}{I_z}, a_9 = \frac{-K_{fix}}{m}, a_{10} = \frac{-K_{fiy}}{m}, a_{11} = \frac{-K_{fiz}}{m},$$

$$b_1 = \frac{d}{I_x}, b_2 = \frac{d}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z}$$

$$U_x = \cos x_1 \sin x_3 \cos x_5 + \sin x_1 \sin x_5,$$

$$U_y = \cos x_1 \sin x_3 \sin x_5 - \sin x_1 \cos x_5$$

Sử dụng phương pháp Backstepping như một thuật toán đệ quy cho tổng hợp luật điều khiển, đặt biến sai số:

$$z_i = \begin{cases} x_{id} - x_i \,/\, i \in \{1,3,5,7,9,11\} \\ x_i - \dot{x}_{(i-1)d} - \alpha_{(i-1)}z_{(i-1)} \,/\, i \in \{2,4,6,8,10,12\} \end{cases} \quad (17)$$

Với $\alpha_i > 0$. Chọn hàm Lyapunov như sau:

$$V_i = \begin{cases} \frac{1}{2}z_i^2 \,/\, i \in \{1,3,5,7,9,11\} \\ \frac{1}{2}\left(V_{i-1} + z_i^2\right) / i \in \{2,4,6,8,10,12\} \end{cases} \quad (18)$$

Mặt trượt cho các biến như sau:

$$\begin{cases} S_\phi = z_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - \alpha_1z_1 \\ S_\theta = z_4 = x_4 - \dot{x}_{3d} - \alpha_3z_3 \\ S_\psi = z_6 = x_6 - \dot{x}_{5d} - \alpha_5z_5 \\ S_x = z_8 = x_8 - \dot{x}_{7d} - \alpha_7z_7 \\ S_y = z_{10} = x_{10} - \dot{x}_{9d} - \alpha_9z_9 \\ S_z = z_{12} = x_{12} - \dot{x}_{11d} - \alpha_{11}z_{11} \end{cases} \quad (19)$$

Để hệ ổn định theo tiêu chuẩn Lyapunov thì điều kiện trượt cần thiết $S.\dot{S} < 0$ do đó, luật điều khiển được tổng hợp như sau:

$$\begin{cases} U_2 = \frac{1}{b_1}\left\{-q_1 sign(S_\phi) - k_1 S_\phi - a_1 x_4 x_6 - a_2 x_2^2 - a_3 \bar{\Omega} x_4 + \ddot{\phi}_d + \alpha_1(\dot{\phi}_d - x_2)\right\} \\ U_3 = \frac{1}{b_2}\left\{-q_2 sign(S_\theta) - k_2 S_\theta - a_4 x_2 x_6 - a_5 x_4^2 - a_6 \bar{\Omega} x_2 + \ddot{\theta}_d + \alpha_3(\dot{\theta}_d - x_4)\right\} \\ U_4 = \frac{1}{b_3}\left\{-q_3 sign(S_\psi) - k_3 S_\psi - a_8 x_6^2 + \ddot{\psi}_d + \alpha_5(\dot{\psi}_d - x_6)\right\} \\ U_x = \frac{m}{U_1}\left\{-q_4 sign(S_x) - k_4 S_x - a_9 x_8 + \ddot{x}_d + \alpha_7(\dot{x}_d - x_8)\right\}/U_1 \neq 0 \\ U_y = \frac{m}{U_1}\left\{-q_5 sign(S_y) - k_5 S_y - a_{10} x_{10} + \ddot{y}_d + \alpha_9(\dot{y}_d - y_{10})\right\}/U_1 \neq 0 \\ U_1 = \frac{m}{C\phi C\theta}\left\{-q_6 sign(S_z) - k_6 S_z - a_{11} x_{12} + \ddot{z}_d + \alpha_{11}(\dot{z}_d - x_{12}) + g\right\} \end{cases} \quad (20)$$

Với $(q_i, k_i) \in \mathbb{R}^2$

Chứng minh:

Từ (17) và (18) có:

$$\begin{cases} V_2 = \frac{1}{2}z_1^2 + \frac{1}{2}z_2^2 \\ z_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - \alpha_1 z_1 \end{cases} \quad (21)$$

Theo (19) có:

$$S_\phi = z_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - \alpha_1 z_1 \quad (22)$$

Thay (22) vào (21) có:

$$V_2 = \frac{1}{2}z_1^2 + \frac{1}{2}S_\phi^2 \quad (23)$$

Đạo hàm hai vế (23) có:

$$\dot{V}_2 = z_1\dot{z}_1 + S_\phi \dot{S}_\phi$$

$$\Rightarrow \dot{V}_2 = z_1\dot{z}_1 + S\begin{Bmatrix} a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 x_4 \bar{\Omega} \\ + b_1 U_2 - \ddot{\phi}_d - \alpha_1(\dot{\phi}_d - x_2) \end{Bmatrix} \quad (24)$$

Đạo hàm mặt trượt (22) có:

$$\begin{aligned} \dot{S}_\phi &= -q_1 sign(S_\phi) - k_1 S_\phi \\ &= \dot{x}_2 - \ddot{x}_{1d} - \alpha_1 \dot{z}_1 \\ &= a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \bar{\Omega} x_4 + b_1 U_2 - \ddot{\phi}_d - \alpha_1(\dot{\phi}_d - x_2) \end{aligned} \quad (25)$$

Từ (24) và (25) để hệ ổn định theo Lyapunov, luật điều khiển U_2 được chọn là:

$$U_2 = \frac{1}{b_1}\begin{Bmatrix} -q_1 sign(S) - k_1 S - a_1 x_4 x_6 \\ -a_2 x_2^2 - a_3 \bar{\Omega} x_4 + \ddot{\phi}_d + \alpha_1(\dot{\phi}_d - x_2) \end{Bmatrix} \quad (26)$$

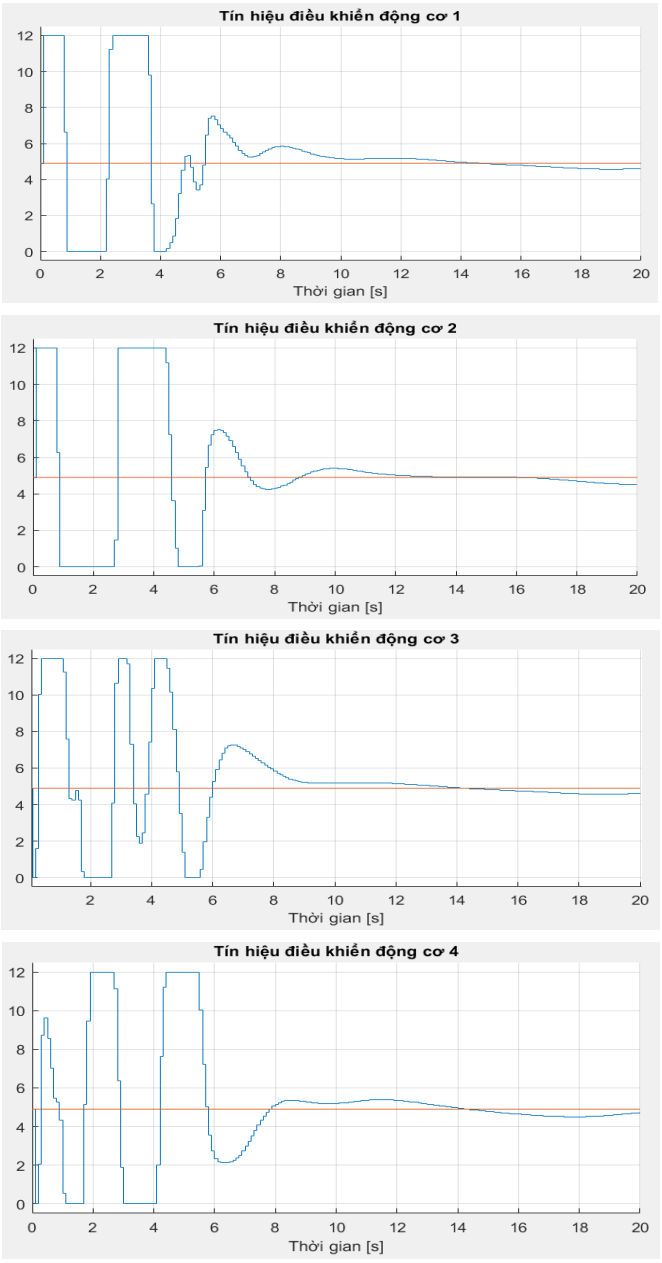
Cách tìm khác trong (20) tương tự như trên.

4. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG

Trong phần trên, bài báo đã xây dựng bộ điều khiển SMC cho UAV Quadrotor. Mô hình mô phỏng được thực hiện trên Matlab/Simulink. Tham số mô phỏng như sau:

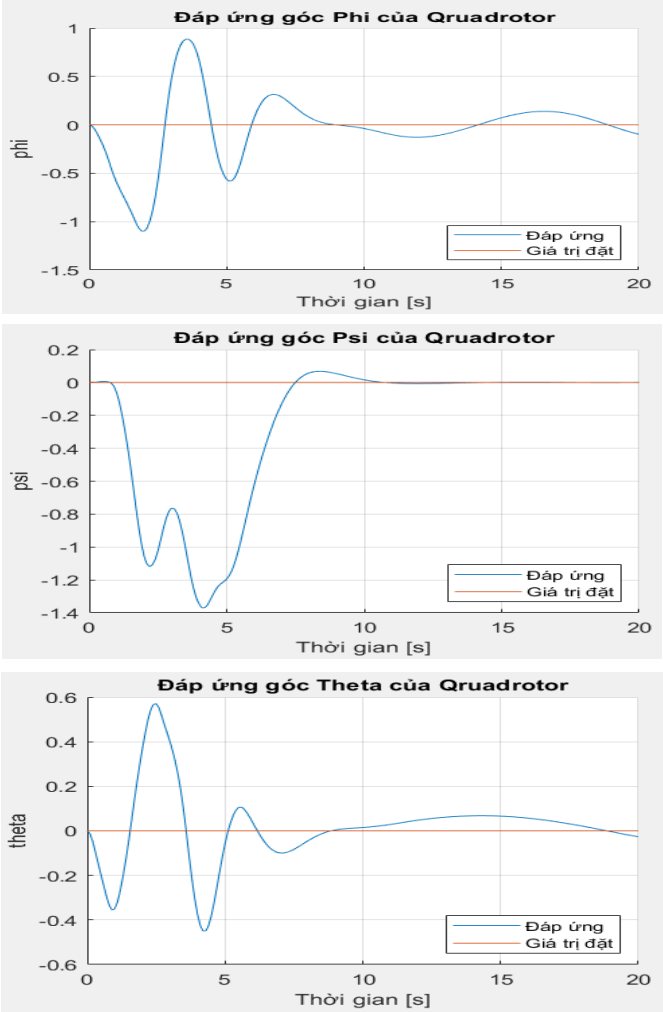
K_p = 2,34.10^{-5}N.m/rad/s; K_d = 3,134.10^{-6}N.m/rad/s; m = 523g; d = 25cm; J = 3,82.10^{-3}Nm/rad/s^2; $K_{fa} = K_{ft}$ = diag(5,56; 5,56; 6,24).10^{-4}Nm/rad/s; β_0 = 189,65; β_1 = 5,6 ; β_2 = 0,64.

Với luật điều khiển được xây dựng trong (20), tín hiệu điều khiển cho 4 motor khi mô phỏng có dạng như hình 2.



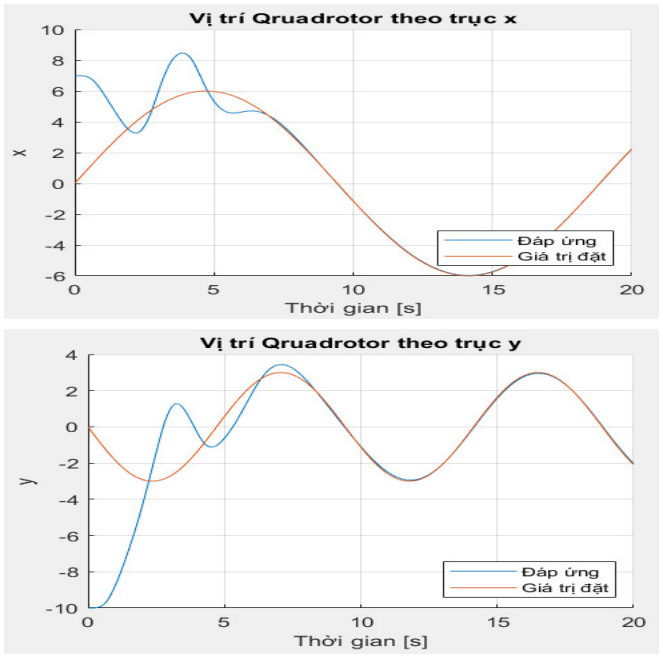
Hình 2. Tín hiệu điều khiển cho 4 motor

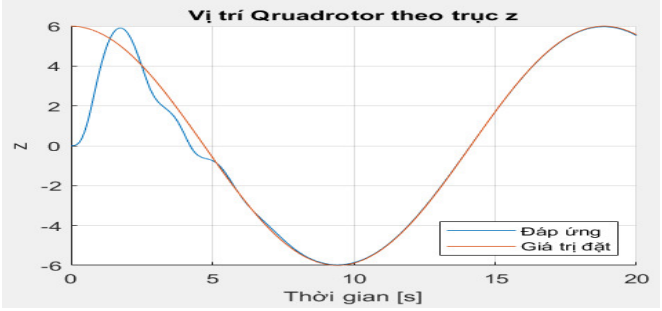
Khi đó đáp ứng góc nghiêng φ, góc chúc ngóc θ và góc hướng ψ được thể hiện trên hình 3.



Hình 3. Đáp ứng góc của UAV Quadrotor

Khi đó vị trí của Quadrotor theo 3 trục được thể hiện trên hình 4.





Hình 4. Vị trí của UAV Quadrotor theo hệ trục tọa độ OXYZ

Nhận xét: Từ các kết quả mô phỏng thấy rằng bộ SMC đã cho kết quả tốt, quỹ đạo UAV Quadrotor bám sát tín hiệu đặt (hình 4) với sai số xác lập là 0,01; độ quá chỉnh 12%; đáp ứng đầu của UAV cho thấy khả năng loại bỏ ảnh hưởng nhiễu và yếu tố bất định của bộ điều khiển.

5. KẾT LUẬN

Bài báo đã trình bày kết quả tổng hợp mô hình UAV Quadrotor và tổng hợp luật điều khiển SMC, chứng minh tính ổn định của hệ theo tiêu chuẩn Lyapunov. Kết quả thu được cho thấy bộ điều khiển đảm bảo được yêu cầu chất lượng bay của UAV, có thể ứng dụng trong việc thiết kế bộ điều khiển cho UAV bốn cánh quạt phục vụ mục đích dân sự và quốc phòng.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Derafa L., Madani T., Benallegue A., "Dynamic modelling and experimental identification of four rotor helicopter parameters," in *2006 IEEE International Conference on Industrial Technology,* Mumbai, India, 2006.

[2]. R. Lozano, P. Castillo, A. Dzul, "Global stabilization of the PVTOL: real time application to a mini aircraft," *International Journal of Control*, 77, 8, 735-740, 2004.

[3]. Hamel T., Mahoney R., Lozano R., Et Ostrowski J, "Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-flyer," In *the 15éme IFAC world congress'*, Barcelona, Spain, 2002.

[4]. A. Mokhtari, A. Benallegue, A. Belaidi, "Polynomial linear quadratic Gaussian and sliding mode observer for a Quadrotor unmanned aerial vehicle," *Journal of Robotics and Mechatronics*, 17, 4, 2005.

[5]. A. Mokhtari, N. K. M'sirdi, K. Meghriche, A. Belaidi, "Feedback linearization and linear observer for a Quadrotor unmanned aerial vehicle," *Advanced Robotics*, 20, 1, 71-91, 2006.

AUTHORS INFORMATION

Nguyen Ngoc Tuan[1], Tran Xuan Tinh[2], Tran Hong Phu[2], Nguyen Van Duong[2]

[1]Military Technical Academy, Vietnam

[2]Air Defense - Air Force Academy, Vietnam