TỔNG HỢP BỘ ĐIỀU KHIỂN TƯ THẾ CHO HEXACOPTER TRÊN CƠ SỞ ỨNG DỤNG KỸ THUẬT ĐIỀU KHIỂN HIỆN ĐẠI

ATTITUDE CONTROLLER SYNTHESIS FOR HEXACOPTERS BASED ON ADVANCED CONTROL TECHNIQUES

Nguyễn Thị Diệu Linh[1,*], Đồng Trung Hiếu[1], Trần Ngọc Đức[2], Nghiêm Thị Thúy Nga[3]

DOI: https://doi.org/10.57001/huih5804.2026.159

TÓM TẮT

Bài báo đề xuất phương pháp tổng hợp bộ điều khiển tư thế cho UAV dạng Hexacopter. Bằng cách xây dựng mô hình toán học cho Hexacopter, từ đó tổng hợp luật điều khiển trượt đầu cuối nhanh với hệ số thay đổi thích nghi theo sai số cho mô hình này. Thông qua mô phỏng đã đánh giá các ưu điểm vượt trội khi sử dụng bộ điều khiển trượt đầu cuối nhanh so với khi sử dụng bộ điều khiển PID, điều khiển trượt truyền thống. Kết quả nghiên cứu đảm bảo tối ưu hóa khả năng vận hành và mở rộng ứng dụng của Hexacopter trong thực tế.

Từ khóa: *UAV, Hexacopter, SMC, TSMC, FTSMC.*

ABSTRACT

This paper proposes a method for synthesizing an attitude controller for a Hexacopter UAV. By establishing the mathematical model of the Hexacopter, a fast terminal sliding mode control (FTSMC) law with adaptive coefficients based on error changes is developed for this model. Through simulations, the superior advantages of the fast terminal sliding mode controller are evaluated in comparison with PID and traditional sliding mode controllers. The research results ensure the optimization of operational performance and expansion of practical applications for Hexacopters.

Keywords: *UAV, Hexacopter, SMC, TSMC, FTSMC.*

[1]Đại học Công nghiệp Hà Nội
[2]Trường Cao đẳng Kinh tế Công nghiệp Hà Nội
[3]Trường Đại học Sư phạm Kỹ thuật Nam Định
[*]Email: dieulinh79@gmail.com

Ngày nhận bài: 04/3/2026
Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 26/5/2026
Ngày chấp nhận đăng: 29/6/2026

1. TỔNG QUAN

Thiết bị bay không người lái (Unmanned Aerial Vehicle - UAV) dạng Hexacopter gồm có sáu động cơ, thường được bố trí trên một khung có sáu cánh tay, mỗi cánh tay gắn một động cơ và cánh quạt [1]. Cấu hình Hexacopter được ưa chuộng trong nhiều ứng dụng thực tiễn nhờ khả năng nâng cao hơn so với quadcopter nhờ tính ổn định tương đối cao và có thể bay an toàn hơn trong trường hợp hỏng một động cơ [2].

Việc điều khiển tư thế đòi hỏi điều khiển mô-men quay tác động quanh các trục, được tạo ra bởi sự phân bổ lực đẩy của các động cơ. Đồng thời, UAV cũng phải chịu nhiều tác động nhiễu như gió, dòng xoáy khí (vortex), thay đổi tải trọng, cũng như sai số mô hình (momen quán tính thay đổi, nhiễu từ cảm biến...) [3].

Vì vậy, yêu cầu khi thiết kế bộ điều khiển tư thế cho UAV phải đảm bảo tính ổn định, bám chính xác theo quỹ đạo tham chiếu, chống nhiễu tốt, khả năng phản hồi nhanh, giảm hiện tượng chattering (dao động xung quanh điểm cân bằng). Hệ thống phải đảm bảo UAV không bị rơi vào trạng thái rung lắc quá mức, mất kiểm soát hay bị lật, quay liên tục [4]. Bám chuẩn xác theo quỹ đạo tham chiếu, góc ϕ, θ, ψ hoặc tốc độ góc tương ứng phải bám sát giá trị đặt (thường đến từ bộ điều khiển bậc cao hơn, như bộ điều khiển vị trí hoặc đường đi) [5]. Bền vững trước nhiễu, khả năng chống chịu sai lệch mô hình, nhiễu bên ngoài (mưa, gió,…) [6]. Phản hồi nhanh, thời gian quá độ ngắn, sai số xác lập nhỏ [7]. Giảm rung (chattering), trong một số phương pháp điều khiển trượt cổ điển, hiện tượng chattering rất đáng kể, gây rung chấn cơ khí và mòn động cơ [8].

Các yêu cầu này thúc đẩy việc áp dụng các phương pháp điều khiển bền vững, trong đó điều khiển trượt (Sliding Mode Control - SMC) đặc biệt được quan tâm nhờ khả năng "loại bỏ" các thành phần nhiễu, sai số mô hình. Tuy nhiên, nhược điểm là độ rung vẫn lớn [7, 9]. Bởi vậy, các biến thể như điều khiển trượt đầu cuối (Terminal Sliding Mode Control - TSMC) và điều khiển trượt nhanh

đầu cuối (Fast Terminal Sliding Mode Control - FTSMC) được phát triển, kết hợp thêm các cơ chế thích nghi để tối ưu đáp ứng hệ thống. Vì vậy, bài báo đề xuất một phương pháp tổng hợp bộ điều khiển tư thế cho cho Hexacopter trên cơ sở ứng dụng FTSMC với hệ số thay đổi thích nghi theo sai số mô hình.

2. TỔNG HỢP BỘ ĐIỀU KHIỂN TƯ THẾ

2.1. Điều khiển trượt

Biến thể TSMC là một dạng của SMC, được thiết kế nhằm đạt thời gian hội tụ hữu hạn (finite time convergence). Thông thường, SMC tuyến tính cổ điển cho ta hội tụ tiệm cận (asymptotic convergence), còn TSMC sử dụng bề mặt trượt có dạng phi tuyến (chẳng hạn chứa lũy thừa $\alpha < 1$), giúp trạng thái tiến về điểm cân bằng trong một thời gian hữu hạn.

Một bề mặt trượt TSMC kinh điển cho hệ bậc hai (sai số e và đạo hàm $\dot{e}$) có thể viết [10]:

$$s(t)=\dot{e}(t)+k\left|e(t)\right|^{\frac{p}{q}} sign\left(e(t)\right) \quad (1)$$

Trong đó, *p, q* là những số dương thỏa mãn $p/q < 1$.

Biến thể FTSMC là cải tiến của TSMC, cho hội tụ nhanh hơn. Điều này thường được thực hiện bằng cách bổ sung thêm thành phần trong bề mặt trượt hoặc thiết kế luật điều khiển để "tăng cường" lực kéo (sliding force). Ta có thể phối hợp nhiều thành phần lũy thừa khác nhau hoặc sử dụng cấp bậc vi phân cao.

Ngoài ra, FTSMC còn chú trọng đến việc giảm độ rung (chattering) bằng cách tối ưu lựa chọn tham số, thậm chí kết hợp các kỹ thuật quan sát nhiễu (disturbance observer) hoặc thích nghi (adaptive law) để điều chỉnh cường độ switching.

Lý thuyết điều khiển trượt đầu cuối TSMC và biến thể FTSMC [1, 10]:

Xét hệ bậc hai (như điều khiển vị trí hoặc góc) với sai số:

$$e=x_{ref}-x \text{ và } \dot{e}=\dot{x}_{ref}-\dot{x} \quad (2)$$

Một dạng bề mặt trượt TSMC thường gặp: $s=\dot{e}+a\left|e\right|^{m}\text{sign}(e)$, với $m=\frac{p}{q}$, trong đó p, q nguyên dương, $\frac{p}{q}<1$. Trong trường hợp $\dot{x}_{ref}=0$ (điều khiển góc về 0), ta có thể viết:

$$s=\dot{e}+a\left|e\right|^{\frac{p}{q}}\text{sign}(e) \quad (3)$$

Ý nghĩa của việc dùng lũy thừa p/q là tạo ra một quá trình động học để *e* tiến về 0 nhanh hơn so với SMC tuyến tính (khi $\dot{e}+ke=0$), đồng thời bảo đảm tính hữu hạn thời gian (finite time).

Phân tích hội tụ thời gian hữu hạn: Giả sử ta đặt mục tiêu $\dot{s}=-\lambda\left|s\right|^{\beta}\text{sign}(s)$, trong đó $\lambda > 0$ và $\beta > 0$. Khi đó, thời gian hội tụ của s về 0 có thể được ước lượng bằng tích phân. Với $\beta < 1$, ta có thời gian hội tụ hữu hạn.

Với TSMC, thông thường $\beta < 1$ do có lũy thừa $p/q < 1$. Cụ thể, nếu $\dot{s}=-\lambda\left(\left|s\right|^{\beta}+\ldots\right)$ thì s(t) giảm về 0 trong thời gian hữu hạn tùy vào β, λ.

FTSMC có nhiều phiên bản, nhưng ý tưởng chính thường là thêm hoặc điều chỉnh bề mặt trượt để có hai thành phần: Một thành phần dạng TSMC, giúp đảm bảo hội tụ hữu hạn. Một thành phần "nhanh" (fast term), tăng tốc kéo e về 0.

Chẳng hạn, bề mặt trượt FTSMC có thể viết:

$$s=c_1e+c_2\dot{e}+c_3\left|e\right|^{a}\text{sign}(e) \quad (4)$$

Trong đó, $\alpha \in (0,1)$ và $c_1, c_2, c_3 > 0$. Phần "nhanh" có thể là $c_3\left|e\right|^{a}\text{sign}(e)$ hoặc đôi khi người ta chèn thêm bậc cao.

Ưu điểm của TSMC/FTSMC: Hội tụ nhanh hoặc rất nhanh về 0. Chống nhiễu tốt. Thời gian quá độ ngắn hơn so với SMC tuyến tính. Có thể điều chỉnh thông số để giảm chattering.

Nhược điểm và nhược điểm TSMC/FTSMC: Cấu trúc phi tuyến phức tạp hơn, việc phân tích và chọn tham số không dễ. Vẫn có nguy cơ chattering nếu không xử lý hoặc nếu tham số "mạnh" quá. Cần chú ý đến bão hòa tín hiệu (saturation) trên thực tế.

2.2. Mô hình động lực học quay của Hexacopter

Khi điều khiển tư thế Hexacopter, ta thường giả thiết [7, 9]:

Không xét chuyển động tịnh tiến hoặc đã có bộ điều khiển khác xử lý chuyển động tịnh tiến, phạm vi bài báo tập trung vào vòng quay (roll, pitch, yaw).

Mô-men quán tính được coi là hằng số hoặc ít biến đổi, ma trận mô-men quán tính chéo (không có phần tử ngoài đường chéo), tức là $I = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$.

Mô-men khí động học (aerodynamic torque) phức tạp có thể được gói gọn vào một nhiễu hoặc thành phần bất định (phần "unmodeled dynamics").

Trục quay được quy ước: Trục x hướng mũi UAV, trục y hướng bên cánh, trục z thẳng đứng xuống (theo hệ body).

Phương trình động lực học [9]: Nếu gọi $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ là vector tốc độ góc quanh ba trục, và $\tau = (\tau_x, \tau_y, \tau_z)$ là vector mô-men điều khiển, ta có:

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) = \tau \quad (5)$$

trong đó "×" là tích vector chéo. Ở dạng tường minh, với ω_x, ω_y, ω_z và I_x, I_y, I_z, ta được hệ phương trình:

$$\begin{cases} I_x\dot{\omega}_x = (I_y - I_z)\omega_y\omega_z + \tau_x \\ I_y\dot{\omega}_y = (I_z - I_x)\omega_x\omega_z + \tau_y \\ I_z\dot{\omega}_z = (I_x - I_y)\omega_x\omega_y + \tau_z \end{cases} \quad (6)$$

Mối quan hệ giữa tốc độ góc và đạo hàm góc Euler: Khi ta làm việc với góc Euler (ϕ, θ, ψ), ta có hệ thức:

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(f\phi)tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)\sec(\theta) & \cos(\phi)\sec(\theta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (7)$$

Đối với Hexacopter, lực đẩy từ 6 động cơ được phân bố vị trí tuỳ loại cấu hình như kiểu chữ Y, kiểu "+", kiểu "*" 6 cánh tay... Khi muốn điều khiển ϕ, θ, ψ, ta sẽ phân bổ lực đẩy và mô-men quay cho thích hợp. Trong phạm vi bài báo, để tập trung vào thiết kế bộ điều khiển tư thế, ta giả sử rằng quá trình "phân bổ" (allocation) mô-men sang các động cơ là đã được thiết kế bởi ma trận phân bổ. Khi đó, ta chỉ cần thiết kế τ_x, τ_y, τ_z - mô-men tổng, rồi phân bổ lên sáu động cơ.

2.3. Thiết kế bộ điều khiển trượt đầu cuối nhanh

Cấu trúc vòng điều khiển: Để điều khiển tư thế, ta thiết kế 3 vòng con (roll, pitch, yaw) gần như độc lập. Mỗi vòng lấy một góc Euler (hoặc tốc độ góc) làm đầu vào phản hồi và đầu ra là mô-men điều khiển quanh trục tương ứng. Ta có: Kênh roll ϕ - τ_x; Kênh pitch θ - τ_y; Kênh yaw ψ - τ_z.

Mỗi kênh được thiết kế một bộ điều khiển FTSMC. Vì 3 kênh có thể có độ ghép chéo (coupling) qua ω_x, ω_y, ω_z ở mức cơ bản, ta bỏ qua hoặc coi là nhiễu. Thiết kế 3 kênh tương tự nhau, vì vậy giả thiết thiết kế kênh roll.

Sai số và bề mặt trượt:

Sai số góc:

$$e_\phi = \phi_{\text{ref}} - \phi \quad (8)$$

Sai số đạo hàm góc:

$$\dot{e}_\phi = \dot{\phi}_{\text{ref}} - \dot{\phi} \quad (9)$$

Ta xây dựng bề mặt trượt (sliding surface) dạng FTSMC.

$$s_\phi = \dot{e}_\phi + \alpha |e_\phi|^{\frac{p}{q}} \text{sign}(e_\phi) \quad (10)$$

Trong đó $\alpha > 0, \frac{p}{q} \in (0,1)$.

Có thể bổ sung thêm thành phần ϕ tuyến tính:

$$s_\phi = c_1 e_\phi + c_2 \dot{e}_\phi + c_3 |e_\phi|^\mu \text{ sign}(e_\phi) \quad (11)$$

Với $\mu \in (0,1)$; $c_1, c_2, c_3 > 0$

Càng nhiều tham số thì càng linh hoạt, nhưng cũng phức tạp hơn.

Luật điều khiển 0: Với bề mặt trượt s_ϕ, mục tiêu là $\dot{s}_\phi < 0$ mạnh (để $s_\phi \to 0$ nhanh). Về mặt điều khiển, thường chia làm hai phần:

Phần tương đương τ_ϕ^{eq}: Bù các thành phần mô hình (quán tính, tương tác).

$$I_x\dot{\omega}_x = (I_y - I_z)\omega_y\omega_z + \tau_x \quad (12)$$

Ta muốn $\dot{e}_\phi + \alpha |e_\phi|^m \text{ sign}(e_\phi) = 0$ (ở chế độ trượt). Khi ϕ nhỏ, $\omega_x \approx \dot{\phi}$.

$$\dot{s}_\phi = \frac{d}{dt}\left(\dot{e}_\phi + \alpha |e_\phi|^m \text{ sign}(e_\phi)\right) \quad (13)$$

Trong chế độ trượt lý tưởng ($s_\phi = 0$), ta có thể giải τx tương đương (τ_x^{eq}) sao cho $\dot{s}_\phi = 0$. Điều này gồm việc bù:

$$\tau_x^{eq} = I_x\left(\text{cho duy trì } s_\phi = 0\right) - (I_y - I_z)\omega_y\omega_z \quad (14)$$

Công thức cụ thể phụ thuộc vào việc ta biểu diễn $\dot{e}_\phi, \ddot{e}_\phi$. Có thể có các nhiễu hoặc bất định, do đó τ_x^{eq} chỉ là "ước lượng" hoặc "danh định".

Phần switching τ_ϕ^{sw}: Dùng hàm dấu hay biến thể để kéo trạng thái về bề mặt trượt. Để đảm bảo $\dot{s}_\phi$ luôn âm, ta thêm phần switching τ_x^{sw}.

$$\tau_x^{sw} = -k \text{ sign}(s_\phi) \quad (15)$$

Với k > 0. Đây là dạng SMC cổ điển. Với TSMC/FTSMC, có thể thêm lũy thừa $|s_\phi|^\eta$. Mục tiêu là làm cho $\dot{V} < 0$ với $V = \frac{1}{2}s_\phi^2$. Khi $\dot{V} = s_\phi\dot{s}_\phi < 0$ đảm bảo hội tụ.

Để giảm chattering, thay vì dùng sign(s_ϕ), sử dụng hàm:

$$\text{sat}\left(\frac{s_\phi}{\delta}\right) = \begin{cases} \text{sign}(s_\phi) \; khi & |s_\phi| > \delta \\ \frac{s_\phi}{\delta} \quad khi & |s_\phi| \le \delta \end{cases} \quad (16)$$

Với δ là lớp biên (boundary layer). Hoặc dùng tanh(s_ϕ). Điều này giúp phần switching không thay đổi đột ngột khi s_ϕ nhỏ.

2.4. Bổ sung cơ chế thích nghi cho FTSMC

Trong điều khiển trượt, tham số *k* (độ lớn switching) phải đủ lớn để "thắng" nhiễu/bất định, nhưng nếu quá lớn

sẽ gây chattering mạnh. Hơn nữa, khi sai số *e* đã nhỏ, việc giữ *k* quá lớn là không cần thiết. Vì thế, cơ chế thích nghi cho phép tự động điều chỉnh kkk (hoặc các tham số khác như α, c_1, c_2) để đạt được chống nhiễu tốt khi sai số lớn và giảm chattering khi sai số nhỏ.

Thiết kế luật thích nghi: Ta thường chọn một hàm Lyapunov mở rộng gồm cả $0{,}5s^2$ và các thành phần liên quan đến tham số thích nghi. Khai báo tham số thích $\hat{k}$ để thay cho hằng số k. Gọi $\tilde{k} = k^* - \hat{k}$ (trong đó k^* là giá trị tối ưu, khó biết trước). Ta xây dựng luật cho $\dot{\hat{k}}$ để $\dot{V} \le 0$. Một dạng luật thích nghi đơn giản như $\dot{\hat{k}} = \gamma |s_\phi|$, với γ > 0. Tức là khi $|s_\phi|$ tăng thì $\hat{k}$ tăng, còn khi $|s_\phi|$ nhỏ, $\hat{k}$ tăng chậm hoặc có cơ chế suy giảm. Ta có thể thêm cơ chế bão hòa cho $\hat{k}$ để tránh tăng vô hạn.

Hoặc một luật phức tạp hơn:

$$\dot{\hat{k}} = \begin{cases} \gamma_1 |s_\phi| - \gamma_2 \hat{k} & khi \quad \hat{k} \ge 0 \\ 0 & khi \quad \hat{k} < 0 \end{cases} \tag{17}$$

Nhằm đảm bảo $\hat{k}$ luôn dương và sẽ giảm dần về mức hợp lý nếu sai số nhỏ kéo dài.

Triển khai trên 3 kênh**:** Vì Hexacopter có 3 kênh (roll, pitch, yaw), ta có thể thiết kế 3 biến $\hat{k}_\phi, \hat{k}_\theta, \hat{k}_\psi$ độc lập, mỗi biến dùng cho phần switching của kênh tương ứng. Mỗi biến tuân theo luật thích nghi riêng dựa $|s_\phi|, |s_\theta|, |s_\psi|$.

2.5. Phân tích độ ổn định bằng hàm Lyapunov và đánh giá hội tụ thời gian hữu hạn

Hàm Lyapunov cơ bản cho TSMC/FTSMC: Ta chọn $V = \frac{1}{2}s^2$. Để chứng minh ổn định, chỉ cần phân tích $\dot{V} = s\dot{s}$. Nếu bảo đảm $\dot{s} \le -\eta |s|^\delta$ với $\eta > 0, \delta > 0$ thì $\Rightarrow \dot{V} \le -\eta |s|^{\delta+1}$. Sau đó, ta suy ra thời gian để s về 0 là hữu hạn.

Hàm Lyapunov mở rộng cho thích nghi: Khi có tham số thích nghi $\hat{k}$, lựa chọn:

$$V = \frac{1}{2}s^2 + \frac{1}{2}\Gamma \tilde{k}^2 \tag{18}$$

Với Γ > 0, lấy đạo hàm (18):

$$\dot{V} = s\dot{s} + \Gamma \tilde{k}\dot{\tilde{k}} \tag{19}$$

Thiết kế $\dot{\hat{k}} = ...$ để khống chế $\dot{V} \le 0$. Đó là cách tiếp cận kinh điển.

Đánh giá thời gian hội tụ: Khi $\dot{s}$ có dạng phi tuyến như TSMC/FTSMC, thời gian hội tụ có thể ước lượng bằng tích phân:

$$T \le \int_{|s(0)|}^{0} \frac{ds}{-\eta |s|^\delta \operatorname{sign}(s)} \tag{20}$$

Nếu δ < 1, ta có thể giải tích phân và kết luận T hữu hạn. Trong ứng dụng thực tế, thời gian hữu hạn là một khái niệm lý thuyết. Thực tế, do bão hòa, trễ,... hệ có thể hội tụ rất nhanh nhưng không tuyệt đối "đúng 0" trong thời gian hữu hạn. Tuy nhiên, so với SMC tuyến tính, TSMC/FTSMC cho tốc độ đáp ứng cao hơn.

3. MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ

Trong thực tế, Hexacopter có 6 động cơ, mô-men tạo ra phụ thuộc cách bố trí cánh quạt (dài - ngắn, xoay chiều thuận - nghịch,...). Bản thân việc điều khiển tư thế (ϕ, θ, ψ) hay "điều khiển vị trí" (x, y, z) thường tách thành nhiều vòng lặp. Bài báo chỉ tập trung vòng lặp attitude (góc quay) và giả định đã biết được mô-men ($\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$) cần thiết từ 6 tốc độ rotor.

Mô hình động lực học Hexacopter [2, 4] có thể biểu diễn dưới dạng không gian trạng thái $\dot{X} = f(X, U)$

$$X^T = \begin{bmatrix} \phi & \dot{\phi} & \theta & \dot{\theta} & \psi & \dot{\psi} & x & \dot{x} & y & \dot{y} & z & \dot{z} \end{bmatrix} \tag{21}$$

$$\begin{cases} \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 x_2^2 + a_3 \Omega_r x_2 + b_1 u_2 \\ \dot{x}_4 = a_4 x_2 x_6 + a_5 x_4^2 + a_6 \Omega_r x_2 + b_2 u_3 \\ \dot{x}_6 = a_7 x_2 x_4 + a_8 x_6^2 + b_3 u_4 \\ \dot{x}_8 = a_9 x_8 + \dfrac{1}{m} u_x u_1 \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \dfrac{1}{m} u_y u_1 \\ \dot{x}_{10} = a_{10} x_{10} + \dfrac{1}{m} u_y u_1 \end{cases} \tag{22}$$

$$a_1 = \frac{(J_{yy} - J_{zz})}{J_{xx}}, \quad a_2 = \frac{-K_{f\phi}}{J_{xx}}, \quad a_3 = \frac{-J_s}{J_{xx}}, \quad b_1 = \frac{1}{J_{xx}}$$

$$a_4 = \frac{(J_{zz} - J_{xx})}{J_{yy}}, \quad a_5 = \frac{-K_{f\theta}}{J_{yy}}, \quad a_6 = \frac{-J_s}{J_{yy}}, \quad b_2 = \frac{1}{J_{yy}}$$

Với:

$$a_7 = \frac{(J_{xx} - J_{yy})}{J_{zz}}, \quad a_8 = \frac{-K_{f\psi}}{J_{zz}}, \quad b_3 = \frac{1}{J_{zz}}$$

$$a_9 = \frac{-K_{fx}}{m}, \quad a_{10} = \frac{-K_{fy}}{m}, \quad a_{11} = \frac{-K_{fz}}{m}$$

Thiết kế luật trượt đầu cuối nhanh:

Khác với trượt truyền thống, Terminal Sliding tạo ra sự hội tụ hữu hạn thời gian (finite time) bằng cách đưa hàm phi tuyến vào bề mặt trượt.

Sai số: $e_\phi = \phi - \phi_{\text{ref}}$, $\dot{e}_\phi = p - p_{\text{ref}}$ do $(p_{\text{ref}} = \dot{\phi}_{\text{ref}})$

Bề mặt trượt đầu cuối nhanh: $ss_\phi = \dot{e}_\phi + \alpha |e_\phi|^\mu \text{sign}(e_\phi)$, với $0 < \mu < 1, \alpha > 0$. Hàm $|e_\phi|^\mu \text{sign}(e_\phi)$ bảo đảm về 0 nhanh hơn (thường là "terminal" - hội tụ hữu hạn thời gian).

Hoặc dùng biến thể fast (FTSM) có dạng: $s_\phi = \dot{e}_\phi + c_1 |e_\phi|^{\theta_1} \text{sign}(e_\phi) + c_2 e_\phi$, với $\theta_1 \in (0,1)$. Mục tiêu là tăng tốc độ hội tụ khi sai số lớn, nhưng tránh rung quá mức quanh 0.

Luật điều khiển:

Với kênh roll, ta có: $\tau_\phi = \tau_{\phi,\text{eq}} - k_\phi \text{sign}(s_\phi)$

$\tau_{\phi,\text{eq}}$ đóng vai trò "danh nghĩa" (equivalent control), lấy từ mô hình $\dot{p} \approx 0$ để triệt tiêu các thành phần.

$-k_\phi \text{sign}(s_\phi)$ là phần SMC "chuyển mạch" (đảm bảo $\dot{s}_\phi s_\phi < 0$).

Tương tự cho τ_θ, τ_ψ. Ngoài ra, Chattering có thể giảm bằng "hàm bão hoà" sat thay vì sign, hoặc dùng "super-twisting terminal sliding" nâng cao.

Thay đổi thích nghi các hệ số theo sai số:

Để linh hoạt khi mô hình Hexacopter thay đổi (tải trọng, nhiễu,…), ta cho các tham số $\alpha, k_\phi, k_\theta, k_\psi, \ldots$ thay đổi theo thời gian dựa trên độ lớn sai số.

Xây dựng luật thích nghi:

$$\dot{k}_\phi = \gamma_\phi |e_\phi| \text{ hay } k_\phi(t) = k_{\phi,\min} + (k_{\phi,\max} - k_{\phi,\min}) \sigma(|e_\phi|)$$

Trong đó, $\sigma(\cdot)$ là hàm kích hoạt (sigmoid,...).

Tuỳ mô hình, có thể thêm một luật Lyapunov chính quy để bảo đảm $\dot{V} \le 0$. Mục đích: "khi sai số lớn → đẩy gain lớn", "khi sai số nhỏ → hạ gain để giảm rung".

$$s_\phi = p + \alpha_\phi \cdot |e_\phi|^\mu \cdot \text{sign}(e_\phi)$$

Mặt trượt: $s_\theta = q + \alpha_\theta \cdot |e_\theta|^\mu \cdot \text{sign}(e_\theta)$ với $(0 < \mu < 1)$.

$$s_\psi = r + \alpha_\psi \cdot |e_\psi|^\mu \cdot \text{sign}(e_\psi)$$

Luật SMC:

$$\tau_\phi = -k_\phi \cdot \text{sat}\left(\frac{s_\phi}{\epsilon_s}\right);\ \tau_\theta = -k_\theta \cdot \text{sat}\left(\frac{s_\theta}{\epsilon_s}\right);\ \tau_\psi = -k_\psi \cdot \text{sat}\left(\frac{s_\psi}{\epsilon_s}\right)$$

Trong đó, sat là hàm saturation thay cho sign để giảm dao động.

$$\text{sat}(x, \epsilon_s) = \begin{cases} \text{sign}(x) & khi \quad |x| > \epsilon_s \\ \dfrac{x}{\epsilon_s} & khi \quad |x| \le \epsilon_s \end{cases}$$

Cập nhật: $\alpha_\phi = \alpha_{0,\phi} + \Delta\alpha_\phi \cdot \text{sigm}(|e_\phi|)$

$k_\phi = k_{0,\phi} + \Delta k_\phi \cdot \text{sigm}(|e_\phi|)$

Khi sai số lớn, α và k tăng, giúp tăng cường phản hồi điều khiển.

Khi sai số nhỏ, tham số giảm dần, tránh dao động lớn.

Trong bài báo này chỉ tập trung nghiên cứu điều khiển phần vòng trong (chỉ 3 kênh), chưa bao gồm chuyển mô-men sang tốc độ rotor. Ta giả lập 3 kênh "roll, pitch, yaw" được điều khiển bởi 3 mô men $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$.

Một ưu điểm của SMC/FTSM là bền vững với sai số mô hình, nhiễu [6, 9]. Khi có nhiễu Δϕ trong phương trình $\ddot{\phi}$, miễn Δϕ còn trong dải chấp nhận thì điều khiển trượt vẫn có thể kéo hệ về bề mặt $s_\phi = 0$.

Thêm nhiễu mô-men $(d_\phi, d_\theta, d_\psi)$ dạng sin vào các phương trình quay $\ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}$.

$$u(2) = \tau_\phi + d_\phi, \quad u(3) = \tau_\theta + d_\theta, \quad u(4) = \tau_\psi + d_\psi$$

Thêm nhiễu lực *dz* dạng sin vào phương trình tịnh tiến trục z.

$$\ddot{z} = -g + \frac{1}{m}(u(1)\cos\phi\cos\theta) + \frac{d_z}{m}$$

Để nâng cao hiệu quả điều khiển, sử dụng một mạng nơ-ron để xấp xỉ (estimate) nhiễu trong thời gian thực, thay vì giả định nhiễu dạng sin hoặc hàm cố định. Mạng nơ-ron sẽ cập nhật tham số dựa trên dữ liệu đo được (trạng thái, sai số,…) để thích nghi với các tác động phức tạp (gió, thay đổi tải trọng...) [5, 9].

Ta muốn xấp xỉ δ thông qua một hàm phi tuyến $\hat{\delta}(\mathbf{s})$ do mạng nơ-ron đảm nhiệm, trong đó s là bộ vector đầu vào (gồm: $\phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, e_\phi, e_\theta, e_\psi, \ldots$).

Cấu trúc mạng nơ-ron truyền thẳng một lớp ẩn:

$$\hat{\delta} = W_2\, \sigma(W_1 \mathbf{s} + b_1) + b_2$$

W_1, b_1: Trọng số, bias của lớp ẩn.

W_2, b_2: trọng số, bias lớp output.

σ: hàm kích hoạt (tanh, ReLU, ...).

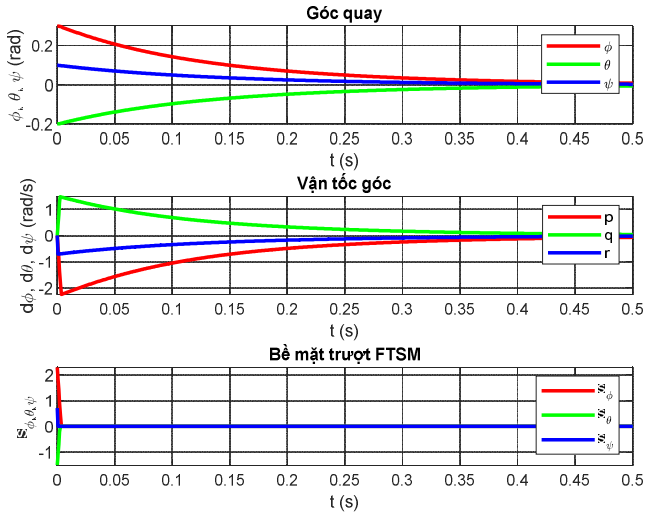
Tiêu chí để mạng nơ-ron cập nhật: $e_d = \delta_{meas} - \hat{\delta}$ với δ_{meas} là giá trị nhiễu đo hoặc ước lượng từ cảm biến hoặc sử dụng SMC "tự thích nghi".

Giả sử ta biết $\hat{\delta}$ và lấy sai số e_d để cập nhật W_1, W_2 theo giảm dần độ dốc đơn giản.

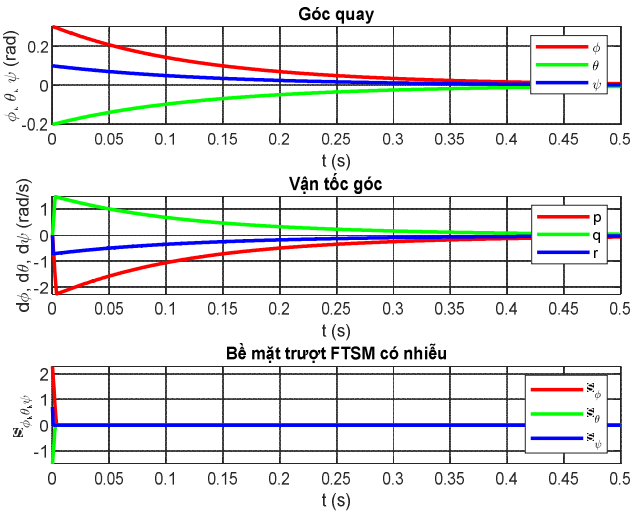
Ký hiệu	Tham số	Giá trị
J_{xx}	MOI about body frame's x-axis	3,8278e-3kg.m^2

J_{yy}	MOI about body frame's y-axis	3,8278e-3kg.m^2
J_{zz}	MOI about body frame's z-axis	3,8278e-3kg.m^2
l	Moment arm	0,23m
Jr	Rotor inertia	2,8385e-5kg.m^2
m	Hexacopter mass	486e-3kg
K_{ftx}	Aerodynamic Drag Force	5,567e-4N.s^2
K_{fay}	Torque Aerodynamic Resistance	5,567e-4N.s^2
d	Drag factor	25e-2Ω
b	Thrust factor	1,2m

Để điều khiển tư thế của Hexacopter, nghiên cứu đã đặt các góc ban đầu khác 0 (rad) cho cả 3 góc. Qua thử nghiệm luật điều khiển FTSMC với hệ số thay đổi thích nghi để đưa góc sai lệch này về xấp xỉ 0 rad trong 2,5s.

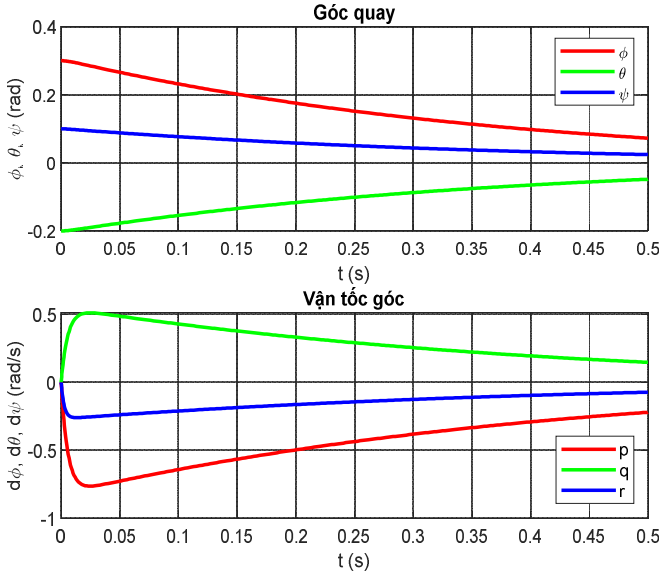


Hình 1. Đáp ứng hệ thống sử dụng luật điều khiển FTSMC với hệ số thay đổi thích nghi trong trường hợp không có nhiễu

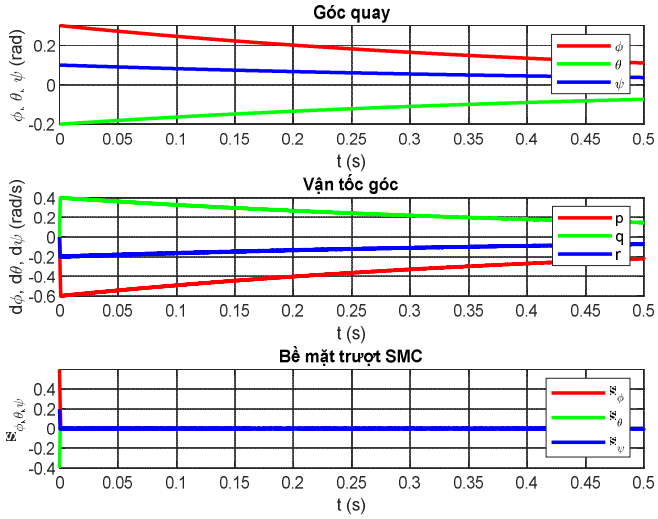


Hình 2. Đáp ứng hệ thống sử dụng luật điều khiển FTSMC với hệ số thay đổi thích nghi trong trường hợp có nhiễu

Luật điều khiển FTSMC với hệ số thay đổi thích nghi hoạt động hiệu quả ngay cả khi hệ thống có nhiễu, các tiêu chí đánh giá về điều khiển coi như không đổi khi có nhiễu.



Hình 3. Đáp ứng hệ thống sử dụng luật điều khiển PID

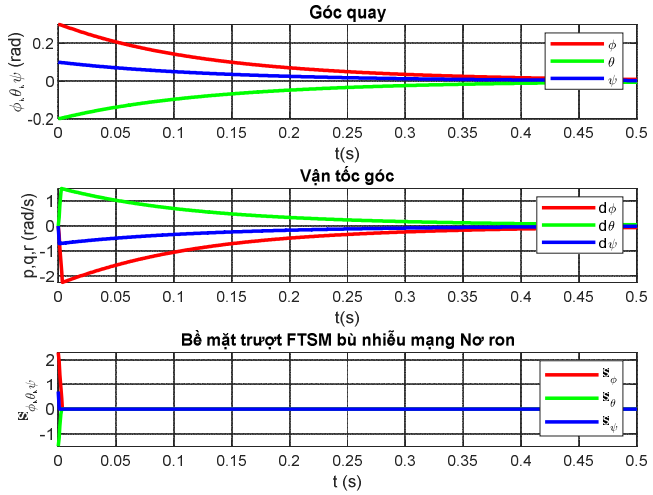


Hình 4. Đáp ứng hệ thống sử dụng luật điều khiển SMC truyền thống

Từ hình 1 ÷ 4 thấy rằng đáp ứng hệ thống khi sử dụng luật điều khiển FTSMC tốt hơn nhiều khi sử dụng PID, SMC truyền thống. Kết thúc quá trình điều khiển, nhưng sai lệch góc vẫn chưa tiến về 0 khi sử dụng PID, SMC truyền thống.

Luật điều khiển FTSMC giúp hệ Hexacopter hội tụ nhanh về góc mong muốn, đồng thời tránh rung lắc lớn quanh 0 so với SMC truyền thống (hình 5).

Hệ số thích nghi ($\alpha_\phi, k_\phi, \ldots$) điều chỉnh dựa trên sai số, giúp UAV phản ứng nhanh khi sai số lớn và mềm khi sai số nhỏ (giảm chattering).



Hình 5. Đáp ứng hệ thống sử dụng luật điều khiển FTSMC với hệ số thay đổi thích nghi và bù nhiễu sử dụng mạng Nơ ron

4. KẾT LUẬN

Điều khiển UAV Hexacopter là một thách thức lớn trong lĩnh vực điều khiển tự động, vì nó yêu cầu sự ổn định cao và khả năng thích ứng linh hoạt với các điều kiện thay đổi. Các phương pháp điều khiển UAV có thể được chia thành các phương pháp cổ điển, hiện đại và tiên tiến. Lựa chọn phương pháp điều khiển phù hợp cho UAV Hexacopter phụ thuộc vào yêu cầu cụ thể của nhiệm vụ và môi trường hoạt động. Các phương pháp như PID và ổn định Lyapunov có thể phù hợp với các hệ thống đơn giản hoặc trong môi trường ổn định. Trong khi đó, các phương pháp Model-Based Control, MPC và DDP rất hiệu quả trong các tình huống phức tạp và đòi hỏi tối ưu hóa hiệu suất. Machine Learning và Visual Feedback Control mang lại tính linh hoạt và khả năng tự điều chỉnh mạnh mẽ, đặc biệt trong các môi trường thay đổi liên tục hoặc không có tín hiệu GPS.

Mỗi phương pháp điều khiển đều có các ưu và nhược điểm riêng, và để đạt được hiệu suất tối ưu, có thể cần kết hợp các phương pháp điều khiển khác nhau trong các tình huống cụ thể. Sự lựa chọn của phương pháp điều khiển sẽ quyết định khả năng duy trì sự ổn định, chính xác và hiệu quả của UAV trong quá trình thực hiện nhiệm vụ.

Bài báo đã tập trung nghiên cứu các bước thiết kế xây dựng luật điều khiển trượt đầu cuối nhanh với hệ số thay đổi thích nghi theo sai số. Bước đầu xây dựng đã đánh giá chính xác các ưu điểm khi sử dụng FTSM so với khi sử dụng PID, SMC đơn giản. Kết quả nghiên cứu sẽ giúp tối ưu hóa khả năng vận hành và mở rộng ứng dụng của Hexacopter trong thực tế.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Augustine M, "Sliding mode control and chattering: The concept", *Project: Sliding Mode Control*, 1-7, 2019.

[2]. A. M. Elshaer, M. M. Abd El Aziz, "Recent advances and challenges in controlling quadrotors with suspended loads," *Alexandria Engineering Journal*, 61, 12, 12343-12358, 2022. https://doi.org/10.1016/j.aej.2022.08.001.

[3]. X. Liang, H. Yu, Z. Zhang, J. Han, "Unmanned aerial transportation system with flexible connection between the quadrotor and the payload: Modeling, controller design, and experimental validation," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, 70, 2, 1870-1882, 2022. DOI: 10.1109/TIE.2022.3163526.

[4]. J. Huang, H. Tao, J. Q. Sun, "Suppressing UAV payload swing with time-varying cable length through nonlinear coupling," *Mechanical Systems and Signal Processing*, 185, p. 109790, 2023. https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2022.109790.

[5]. C. Xinyu, Z. Yongsheng, "Adaptive integral backstepping control for a quadrotor with suspended flight", in *Proc. 5th Int. Conf. Automation, Control and Robotics Engineering* (CACRE), IEEE, 226-234, 2020. DOI: 10.1109/CACRE50138.2020.9229913.

[6]. Y. Wang, D. Li, J. Huang, "Adaptive sliding mode control for quadrotor payload swing with variable-length cable", in *Proc. IEEE 12th Data Driven Control and Learning Syst. Conf.* (DDCLS), 1924-1929, 2023. https://doi.org/10.1016/j.autcon.2020.103533.

[7]. M. A. Basal, "Advanced Sliding Mode Control with Disturbance Rejection Techniques for Multi-DOF Robotic Systems", *J Robot Control* (JRC), 6, 4, 1612-1623, 2025. https://doi.org/10.18196/jrc.v6i4.25779.

[8]. M. Labbadi, Y. Boukal, "Advanced Robust Nonlinear Control Approaches for Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle: Roadmap to Improve Tracking-Trajectory Performance in the Presence of External Disturbances," in *Studies in Systems, Decision and Control*, 384, Springer Nature, 2021. https://doi.org/10.1007/978-3-030-81014-6.

[9]. S. Tokat, M, Fadali, O. Eray, "A classification and overview of sliding mode controller sliding surface design methods", in *Recent Advances in Sliding Modes: From Control to Intelligent Mechatronics*, 417-439, 2015. https://doi.org/10.1007/978-3-319-18290-2_20.

[10]. Amir Koren, Moshe Idan, "Integrated sliding mode guidance and control for missile with on-off actuators," *Journal of guidance, control, and dynamics*, 31(1), 204-214, 2008.

AUTHORS INFORMATION

Nguyen Thi Dieu Linh[1], Dong Trung Hieu[1],

Tran Ngoc Duc[2], Nghiem Thi Thuy Nga[3]

[1]Hanoi University of Industry, Vietnam

[2]Hanoi College of Industrial Economics, Vietnam

[3]Nam Dinh University of Technology Education, Vietnam