

THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN THÍCH NGHI CHO QUADROTOR DỰA TRÊN PHƯƠNG PHÁP TRƯỢT

ADAPTIVE CONTROLLER DESIGN FOR A QUADROTOR BASED ON SLIDING MODE CONTROL

Trần Thúy Quỳnh¹, Vũ Tiến Mạnh², Trần Thị Hồng Thắm²,
Nguyễn Hữu Hải², Ngô Mạnh Tùng^{2,*}

DOI: <https://doi.org/10.57001/huih5804.2025.378>

TÓM TẮT

Thiết bị không người lái (UAV), đặc biệt là quadrotor, trong quá trình vận hành chịu nhiều tác động từ môi trường bên ngoài trong việc duy trì sự ổn định do tính phi tuyến của động lực học và yếu tố bất định như nhiễu gió hoặc thay đổi tải trọng. Bộ điều khiển trượt (Sliding Mode Control - SMC) là một phương pháp phổ biến để xử lý các hệ thống phi tuyến, trong đó tác động của nhiễu bên ngoài còn ảnh hưởng nhiều tới sai lệch đầu ra. Để khắc phục vấn đề này, bộ điều khiển thích nghi mờ - trượt (Adaptive Fuzzy Sliding Mode Controller - AFSMC) được đề xuất được thiết kế dựa trên bộ SMC kết hợp kỹ thuật logic mờ để cải thiện hiệu suất và tính ổn định của UAV. Thành phần logic mờ có vai trò xác định các tham số của bộ điều khiển để xuất, tăng khả năng thích nghi với các thay đổi môi trường và tính bất định mô hình. Thuật toán điều khiển AFSMC áp dụng hàm Lyapunov để chứng minh tính ổn định của bộ điều khiển đề xuất.

Từ khóa: Phương tiện không người lái (UAV), hệ thống phi tuyến, bộ điều khiển chế độ trượt (SMC), bộ điều khiển thích nghi mờ - trượt (AFSMC), hàm Lyapunov.

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicles (UAVs), particularly quadrotors, face significant challenges in maintaining stability during operation due to their inherent nonlinear dynamics and environmental uncertainties such as wind disturbances or payload variations. Sliding Mode Control (SMC) is a widely adopted method for addressing nonlinear systems; however, it often suffers from high-frequency chattering and requires careful selection of control parameters. To overcome these limitations, an Adaptive Fuzzy Sliding Mode Controller (AFSMC) is proposed. This controller is designed by integrating fuzzy logic with SMC to enhance the performance and stability of UAVs. The fuzzy logic component plays a crucial role in determining the parameters of the proposed controller, thereby increasing its adaptability to environmental changes and model uncertainties. The stability of the proposed AFSMC algorithm is rigorously proven using Lyapunov stability analysis.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle (UAV), nonlinear system, sliding mode controller, Fuzzy Sliding Mode Controller (AFSMC), Lyapunov function.

¹Khoa Điện - Tự động hóa, Trường Đại học Kinh tế - Kỹ thuật Công nghiệp

²Trường Điện - Điện tử, Trường Đại học Công nghiệp Hà Nội

*Email: tung_nm.hauai@gmail.com

Ngày nhận bài: 05/5/2025

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 28/6/2025

Ngày chấp nhận đăng: 28/11/2025

1. GIỚI THIỆU

Trong những năm gần đây, phương tiện bay không người lái (UAV) thu hút sự quan tâm mạnh mẽ từ các nhà nghiên cứu trong và ngoài nước. Những thành tựu của một số công nghệ mới đã tăng cường khả năng ứng dụng của UAV trong nhiều lĩnh vực, bao gồm nông nghiệp (ví dụ: tưới tiêu, gieo hạt), quốc phòng (ví dụ: hỗ trợ tác

chiến), quản lý giao thông, giám sát hệ thống quy mô lớn, kiểm tra cơ sở hạ tầng (ví dụ: đường dây tải điện) và hỗ trợ nhân đạo (ví dụ: cung cấp vật tư y tế khẩn cấp trong thảm họa) [1-4]. UAV đang trở nên rất gần gũi với công việc và đời sống của con người. Trong các loại UAV thì Quadrotor là một dạng đặc biệt gồm hệ thống bốn động cơ với bốn cánh quạt được sắp xếp theo hình chữ X. Thiết

kế hệ bốn động cơ cánh quạt giúp cho Quadrotor linh hoạt trong việc thực hiện các thao tác bay phức tạp. Công việc thiết kế hệ thống điều khiển bốn cánh quạt gặp nhiều khó khăn bởi mô hình toán học của quadrotor có tính phi tuyến lớn và sự khó lường của nhiễu bên ngoài.

Để nâng cao chất lượng của hệ thống điều khiển Quadrotor, đã có nhiều nghiên cứu ứng dụng các phương pháp thiết kế khác nhau cho bộ điều khiển như điều khiển tuyến tính, phi tuyến, thích nghi, mờ, mạng nơ-ron,... Mỗi phương pháp đều có những ưu, nhược điểm riêng, ví dụ bộ điều khiển PID [5-8] được áp dụng rộng rãi vì tính đơn giản trong thiết kế và cài đặt. Hạn chế của các bộ PID là bị ảnh hưởng mạnh do các yếu tố như nhiễu loạn từ bên ngoài, mô hình không ổn định và kiểm soát độ chính xác. Bộ điều khiển mờ với ưu điểm là hoạt động dựa trên tập luật mờ [9, 10] điều này hữu ích cho việc không phụ thuộc vào mô hình toán phức tạp của Quadrotor. Nhưng bộ điều khiển này không đi kèm một phân tích ổn định rõ ràng (như Lyapunov), do đó khó chứng minh hiệu quả hoặc đảm bảo an toàn trong mọi điều kiện hoạt động. Mạng nơ-ron được huấn luyện từ dữ liệu đầu vào và đầu ra của Quadrotor [11, 12], và các thông số của mạng nơ-ron luôn được cập nhật trong quá trình bay. Trong quá trình thiết kế bộ điều khiển không yêu cầu xác định chính xác mô hình toán của đối tượng và nó có khả năng loại bỏ nhiễu bất định. Tuy nhiên, với những hệ thống lớn mạng nơ-ron không phù hợp vì dữ liệu tính toán rất lớn nên khó đảm bảo tính ổn định toàn cục của hệ thống.

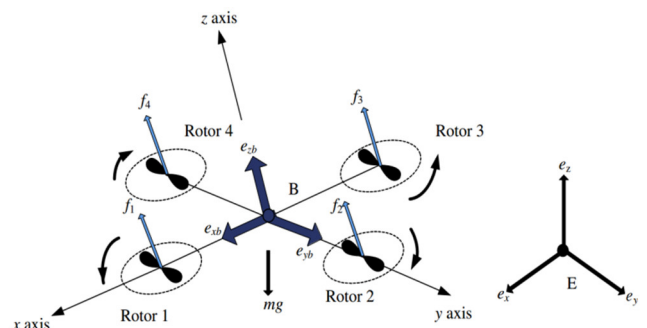
Trong số các phương pháp điều khiển được phát triển nhằm xử lý tính phi tuyến của UAV, điều khiển chế độ trượt (Sliding Mode Control - SMC) đã nổi lên như một phương pháp hiệu quả nhờ khả năng chống nhiễu mạnh mẽ trước các nhiễu tác động trực tiếp và sai số mô hình [13, 14]. Phương pháp SMC buộc quỹ đạo hệ thống đi vào một mặt trượt xác định trước và duy trì nó tại đó, bất chấp các nhiễu, giúp hệ thống đạt được tính ổn định cao trong môi trường bất định - điều rất phù hợp với các hệ UAV thực tế. Tuy nhiên, phương pháp SMC cổ điển cũng tồn tại một số hạn chế. Nhược điểm phổ biến nhất là hiện tượng rung lắc (chattering), xuất phát từ bản chất rời rạc của luật điều khiển, có thể kích thích các thành phần tần số cao chưa được mô hình hóa và gây hư hại cho cơ cấu chấp hành. Bên cạnh đó, SMC truyền thống yêu cầu thông tin chính xác về tham số hệ thống, và thiếu khả năng thích nghi trong điều kiện thay đổi theo thời gian hoặc không biết trước. Điều này khiến quá trình điều chỉnh tham số SMC trong thực tế trở nên khó khăn và thường phải thực hiện thủ công.

Để khắc phục những hạn chế trên, bộ điều khiển thích nghi mờ - trượt (Adaptive Fuzzy Sliding Mode Controller - AFSMC) đã được đề xuất như một giải pháp nâng cao. Bằng cách tích hợp hệ thống mờ vào khung điều khiển trượt, AFSMC cho phép điều chỉnh tự động hệ số điều khiển dựa trên phản hồi thời gian thực của hệ thống. Cơ chế thích nghi này giúp cải thiện độ chính xác bám quỹ đạo, giảm hiện tượng chattering và tăng cường khả năng chống nhiễu trong điều kiện bất định. Hơn nữa, logic mờ không yêu cầu mô hình toán học chính xác của hệ thống, giúp tăng tính linh hoạt khi phải đối mặt với các nhiễu không xác định.

Trong bài báo này, một bộ điều khiển AFSMC được thiết kế để Quadrotor đạt độ cao và các góc quay mong muốn. Bộ điều khiển được xây dựng nhằm đảm bảo tính ổn định tiệm cận của hệ thống trong điều kiện có nhiễu và sai số tham số. Một phân tích so sánh với phương pháp SMC được thực hiện nhằm làm rõ những cải tiến về hiệu năng của phương pháp đề xuất. Đồng thời, hàm Lyapunov được áp dụng để chứng minh tính ổn định vững chắc của hệ thống điều khiển. Các kết quả mô phỏng được thể hiện qua phần mềm Simulink của Matlab, từ đó tác giả đưa ra các nhận xét và đánh giá về bộ điều khiển đã đề xuất.

2. ĐỘNG LỰC HỌC QUADROTOR

Để mô tả được mô hình toán học của Quadrotor, nhóm tác giả sử dụng hai hệ quy chiếu như hình 1 [15]. Trong đó, hệ quy chiếu tâm E được đặt ứng với hệ quy chiếu quán tính của trái đất, các trục e_x, e_y , tương ứng với hướng bắc, hướng tây, còn trục e_z vuông góc với mặt phẳng (e_x, e_y) và hướng thẳng lên trên. Hệ quy chiếu tâm B có gốc tọa độ trùng với tâm của Quadrotor, các trục e_{xb}, e_{yb} tương ứng với hướng phía trước, hướng bên trái và trục e_{zb} chỉ hướng vuông góc với mặt phẳng khung mô hình và hướng lên.



Hình 1. Hệ quy chiếu quán tính và hệ quy chiếu gắn với vật thể

Quadrotor là một hệ thống 6 bậc tự do (6 DOF), do đó có 6 biến ($X, Y, Z, \phi, \theta, \psi$) là các vị trí và hướng quay của

quadrotor trong không gian. Các góc ϕ , θ và ψ được gọi là các góc Euler. Cụ thể:

- X và Y: vị trí Quadrotor trong không gian (m)
- Z: độ cao Quadrotor (m)
- ϕ : Góc xoay roll - xoay quanh trục e_{xb} (rad)
- θ : Góc xoay pitch - xoay quanh trục e_{yb} (rad)
- ψ : Góc xoay yaw - xoay quanh trục e_{zb} (rad)

Các góc được giới hạn như sau:

$$\frac{-\pi}{2} \leq \phi \leq \frac{\pi}{2}; \frac{-\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2}; -\pi \leq \psi \leq \pi$$

Để thiết kế được mô hình toán học cho Quadrotor, phương pháp Newton-Euler [16-19] được nhóm tác giả sử dụng để tính toán các lực tác dụng, mô men xoắn. Từ đó, Quadrotor có phương trình toán như sau:

$$\begin{cases} \ddot{X} = [\sin(\psi)\sin(\phi) + \cos(\psi)\sin(\theta)\cos(\theta)] \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Y} = [-\cos(\psi)\sin(\phi) + \sin(\psi)\sin(\theta)\cos(\theta)] \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Z} = -g + \cos(\theta)\cos(\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{\phi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x} \bar{\Omega}_r \dot{\theta} + \frac{dU_2}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y} \bar{\Omega}_r \dot{\phi} + \frac{dU_3}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + C_D \frac{U_4}{I_{zz}} \end{cases} \quad (1)$$

Trong đó:

- U_1 : lực đẩy thẳng tác động vào hệ quy chiếu B
- U_2 : momen góc roll tác động hệ vào quy chiếu B
- U_3 : momen góc pitch tác động vào hệ quy chiếu B
- U_4 : momen góc yaw tác động vào hệ quy chiếu B
- m: khối lượng của Quadrotor
- I_{xx} : mô-men quán tính theo trục e_x
- I_{yy} : mô-men quán tính theo trục e_y
- I_{zz} : mô-men quán tính theo trục e_z
- d: khoảng cách từ tâm quadrotor đến tâm động cơ
- g: gia tốc trọng trường
- Vận tốc góc: $\bar{\Omega} = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$

Giả sử rằng $x = [\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, z, \dot{z}]^T$ và $U = [U_2, U_3, U_4, U_1]^T$ là vectơ trạng thái và vectơ đầu vào điều khiển, tương ứng. Mô hình động lực (1) có thể được viết dưới dạng không gian trạng thái như sau:

$$\dot{x} = f(x, U) = \begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + a_2 \bar{\Omega} x_4 + b_1 U_2 \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = a_3 x_2 x_6 + a_4 \bar{\Omega} x_2 + b_2 U_3 \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = a_5 x_2 x_4 + b_3 U_4 \\ \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = \frac{\cos(\phi)\cos(\theta)}{m} U_1 - g \end{cases}$$

Trong đó:

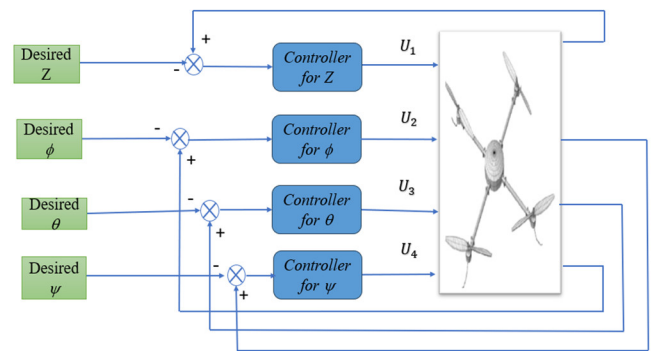
$$a_1 = \frac{I_y - I_z}{I_{xx}}, \quad a_2 = -\frac{J_r}{I_{xx}}, \quad a_3 = \frac{I_z - I_x}{I_{yy}}, \quad a_4 = -\frac{J_r}{I_{yy}}, \quad a_5 = \frac{I_x - I_y}{I_{zz}},$$

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

3. THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN

3.1. Bộ điều khiển chế độ trượt

Mục tiêu điều khiển là thiết lập một bộ điều khiển thích nghi có khả năng loại bỏ sai số góc quay và độ cao của quadrotor, nhằm đảm bảo hiệu năng và độ bền cao. Quỹ đạo mong muốn của các trạng thái điều khiển được định nghĩa là: $x_d = [\phi_d, \theta_d, \psi_d, z_d]^T$ và các giá trị thực tế là: $x = [\phi, \theta, \psi, z]^T$



Hình 2. Sơ đồ cấu trúc của hệ thống

Bộ điều khiển độ cao lấy tín hiệu sai số e_z làm đầu vào, tín hiệu này thể hiện sự chênh lệch giữa độ cao mong muốn z_d và độ cao thực tế z , để tạo ra tín hiệu điều khiển U_1 . Tương tự, các bộ điều khiển tư thế và hướng bay lấy các sai số giữa các góc ϕ_d, θ_d, ψ_d mong muốn và các giá trị thực tế ϕ, θ, ψ, z để tạo ra các tín hiệu điều khiển. Ta được:

$$\begin{cases} e_z = z - z_d \\ \dot{e}_z = \dot{z} - \dot{z}_d \end{cases}, \begin{cases} e_\theta = \theta - \theta_d \\ \dot{e}_\theta = \dot{\theta} - \dot{\theta}_d \end{cases}, \begin{cases} e_\phi = \phi - \phi_d \\ \dot{e}_\phi = \dot{\phi} - \dot{\phi}_d \end{cases}, \begin{cases} e_\psi = \psi - \psi_d \\ \dot{e}_\psi = \dot{\psi} - \dot{\psi}_d \end{cases} \quad (2)$$

Bề mặt trượt của các bộ điều khiển được định nghĩa như sau:

$$\begin{aligned}s_z &= \dot{e}_z + \lambda_z e_z; \\ s_\phi &= \dot{e}_\phi + \lambda_\phi e_\phi; \\ s_\theta &= \dot{e}_\theta + \lambda_\theta e_\theta; \\ s_\psi &= \dot{e}_\psi + \lambda_\psi e_\psi;\end{aligned}\quad (3)$$

Lấy đạo hàm bậc nhất theo thời gian của các mặt trượt ta được:

$$\begin{aligned}s_z &= \dot{e}_z + \lambda_z e_z; \\ s_\phi &= \dot{e}_\phi + \lambda_\phi e_\phi; \\ s_\theta &= \dot{e}_\theta + \lambda_\theta e_\theta; \\ s_\psi &= \dot{e}_\psi + \lambda_\psi e_\psi;\end{aligned}\quad (4)$$

Tín hiệu điều khiển cho Quadrotor là:

$$\begin{aligned}U_1 &= \frac{m}{\cos(\phi) \cdot \cos(\theta)} (g + \ddot{z}_d - \lambda_z \dot{e}_z) - \eta_z \operatorname{sgn}(s_z) \\ U_2 &= \frac{1}{b_1} (-a_1 x_4 x_6 - a_2 \bar{\Omega} x_4 + \ddot{\phi}_d - \lambda_\phi \dot{e}_\phi) - \eta_\phi \operatorname{sgn}(s_\phi) \\ U_3 &= \frac{1}{b_2} (-a_3 x_6 x_2 - a_4 \bar{\Omega} x_2 + \ddot{\theta}_d - \lambda_\theta \dot{e}_\theta) - \eta_\theta \operatorname{sgn}(s_\theta) \\ U_4 &= \frac{1}{b_3} (a_5 x_2 x_4 + \ddot{\psi}_d - \lambda_\psi \dot{e}_\psi) - \eta_\psi \operatorname{sgn}(s_\psi)\end{aligned}\quad (5)$$

Với $\lambda_i \geq 0$ và $\eta_i \geq 0$, $i \in \{z, \phi, \theta, \psi\}$

Sử dụng hàm Lyapunov trực tiếp để đánh giá tính ổn định của bộ điều khiển SMC đề xuất. Lựa chọn hàm Lyapunov như (6) để chứng minh tính ổn định:

$$V = \frac{1}{2} s^2 \quad (6)$$

Đạo hàm bậc nhất theo thời gian ta được:

$$\dot{V} = s \dot{s} \quad (7)$$

Thay U_1 vào $\ddot{z}$ ta được:

$$\begin{aligned}\ddot{z} &= \frac{1}{m} \left(\left(\frac{m}{\cos(\phi) \cos(\theta)} (g + \ddot{z}_d - \lambda_z \dot{e}_z) - \eta_z \operatorname{sgn}(s_z) \right) \cos(\phi) \cos(\theta) \right) - g \\ &= (g + \ddot{z}_d - \lambda_z \dot{e}_z) - \frac{\eta_z \operatorname{sgn}(s_z) \cos(\phi) \cos(\theta)}{m} - g \\ \ddot{z} &= \ddot{z}_d - \lambda_z \dot{e}_z - \frac{\eta_z \operatorname{sgn}(s_z) \cos(\phi) \cos(\theta)}{m}\end{aligned}\quad (8)$$

Thay vào $\dot{s}_z$ ta được:

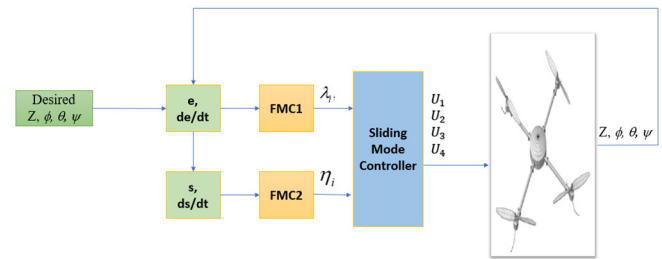
$$\begin{aligned}\dot{s}_z &= \left(\ddot{z}_d - \lambda_z \dot{e}_z - \frac{\eta_z \operatorname{sgn}(s_z) \cos(\phi) \cos(\theta)}{m} \right) - \ddot{z}_d + \lambda_z \dot{e}_z \\ \dot{s}_z &= -\frac{\eta_z \cos(\phi) \cos(\theta)}{m} \operatorname{sgn}(s_z)\end{aligned}\quad (9)$$

Như vậy: $s_z \dot{s}_z = -\frac{\eta_z \cos(\phi) \cos(\theta)}{m} |s_z| \leq 0$. Chứng minh

tương tự cho các bộ điều khiển còn lại và thấy được các bộ điều khiển đều hội tụ ổn định về 0. Như vậy toàn bộ hệ thống Quadrotor được xây dựng từ các bộ điều khiển trên là ổn định.

3.2. Bộ điều khiển thích nghi mờ - trượt

Bộ điều khiển mờ được đề xuất nhằm hiệu chỉnh các tham số của bộ điều khiển SMC trong quá trình hệ thống làm việc. Các suy luận mờ sẽ điều chỉnh thích nghi tất cả các tham số của SMC, thay vì phải trải qua quá trình thực nghiệm lặp đi lặp lại. Các hệ số của mặt trượt và hàm sẽ được tạo ra bằng cách sử dụng các bộ giám sát mờ FMC1 và FMC2 như hình 3, dựa trên các luật và suy luận mờ.



Hình 3. Bộ điều khiển thích nghi mờ - trượt

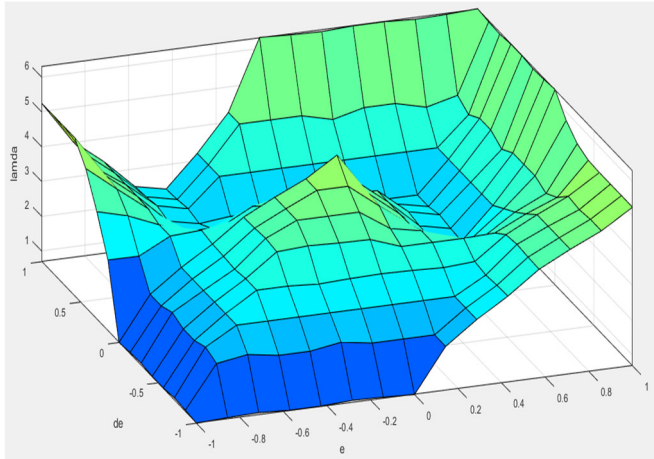
Hệ thống suy luận mờ được đề xuất FMC1 có hai đầu vào là $e_i(t)$ và đạo hàm của nó $\dot{e}_i(t)$ cùng với đầu ra là λ_i , $i \in \{z, \phi, \theta, \psi\}$. Các giá trị bề mặt trượt được tính toán dựa vào mức độ của sai số. Phương pháp suy luận mờ Max-Min và giải mờ bằng phương pháp trọng tâm. Luật mờ được đưa ra trong bảng 1, trong đó: N (Âm), NB (Âm Lớn), Z (Zero), P (Dương), PS (Dương Nhỏ), PM (Dương Vừa), NB (Âm Lớn) và PB (Dương Lớn).

Bảng 1. Luật điều khiển mờ cho λ_i

$\begin{matrix} e \\ \dot{e} \end{matrix}$ \ e	NB	N	Z	P	PB
NB	Z	Z	Z	PS	PM
N	Z	PS	PS	PS	PM
Z	Z	PS	PS	PS	PM
P	PM	P	P	P	PB
PB	PM	P	PB	PB	PB

Miền giá trị của các biến đầu vào, đầu ra của bộ FMC1 được xác định như hình 4.

Các tham số chuyển mạch η_i là tham số chính để tăng nhiều và tương tác bên ngoài. Thông thường, biên độ dao động của bộ điều khiển tỉ lệ với η_i , vì vậy dao động có thể giảm bằng cách đặt giá trị η_i nhỏ khi nó gần bề mặt trượt và lớn hơn khi ở xa.



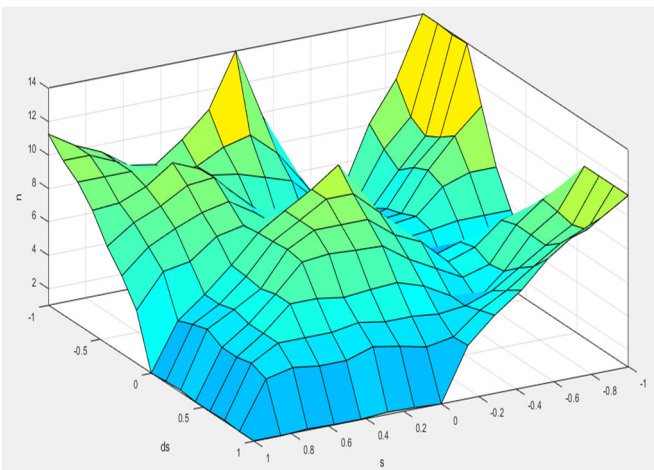
Hình 4. Bề mặt suy luận mờ cho tham số λ_i

Bộ giám sát mờ thứ hai, được gọi là FMC2, trong đó bề mặt trượt $s_i(x)$ và đạo hàm của nó $\dot{s}_i(x)$ được chọn làm đầu vào, η_i được chọn làm đầu ra, $i \in \{z, \phi, \theta, \psi\}$. Các luật suy luận cho FLS2 được trình bày trong bảng 2.

Bảng 2. Luật điều khiển mờ cho η_i

s $\dot{s}$	Z	PS	PM	P	PB
Z	PB	PB	P	P	PM
PS	PB	P	P	PM	PS
PM	PB	P	PM	PS	Z
P	P	PM	PS	PS	Z
PB	PM	PS	PS	Z	Z

Miền giá trị của các biến đầu vào $s_i(x)$, $\dot{s}_i(x)$ và biến đầu ra, η_i được chọn như hình 5.



Hình 5. Bề mặt suy luận mờ cho tham số η_i

4. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG

Để chứng minh chất lượng của bộ điều khiển đã đề xuất. Nhóm tác giả thực hiện việc mô phỏng trên phần mềm Matlab/Simulink cho hệ thống được điều khiển

bằng SMC và AFSMC. Quadrotor có các thông số có sẵn như thể hiện trong bảng 3.

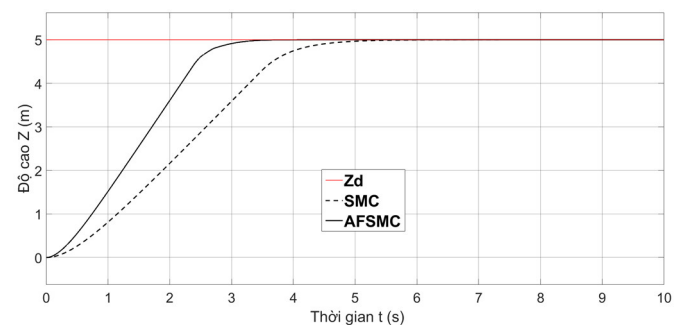
Bảng 3. Các thông số của Quadrotor

Thông số	Ký hiệu	Giá trị	Đơn vị
Độ dài từ tâm quadrotor đến tâm động cơ	l	0,25	m
Mô men quán tính của trục X	I_{xx}	$3,8278 \cdot 10^{-3}$	$N.m/rad/s^2$
Mô men quán tính của trục Y	I_{yy}	$3,8278 \cdot 10^{-3}$	$N.m/rad/s^2$
Mô men quán tính của trục Z	I_{zz}	$7,6566 \cdot 10^{-3}$	$N.m/rad/s^2$
Tổng momen quán tính	J_r	$2,8385 \cdot 10^{-5}$	$N.m/rad/s^2$
Gia tốc trọng trường	g	9,81	$m.s^{-2}$
Khối lượng quadrotor	m	0,964	kg

Các tham số của bộ SMC được nhóm tác giả thực nghiệm nhiều lần được kết quả là $\lambda_i = 2$ và $\eta_i = 3$. Để so sánh chất lượng của hai bộ điều khiển SMC và AFSMC, nhóm tác giả đưa ra hai trường hợp sau đây:

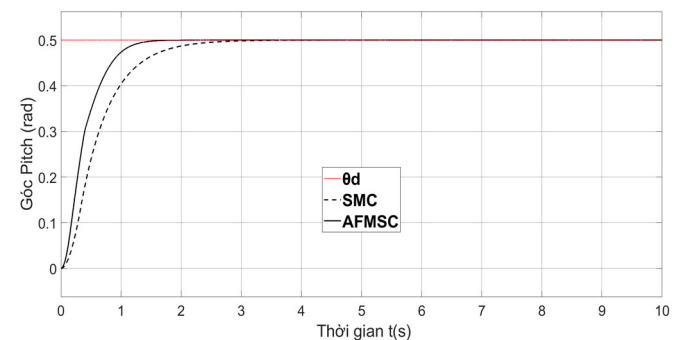
Trường hợp 1: Các trạng thái ban đầu của Quadrotor được thiết lập là $[x, y, z] = [0, 0, 0]$ và $[\phi, \theta, \psi]$, nghĩa là Quadrotor ban đầu nằm trên mặt đất. Mục đích của máy bay không người lái được thiết kế với chế độ điều khiển bề mặt trượt thích nghi mờ là cất cánh và tăng độ cao 4 mét, đồng thời giữ cho máy bay lượn. Cùng lúc đó, máy bay được điều khiển để ổn định tại các giá trị góc quay mong muốn là $[0,5; 0,5; 0,3]$ rad.

* Giá trị đầu ra đáp ứng của Z



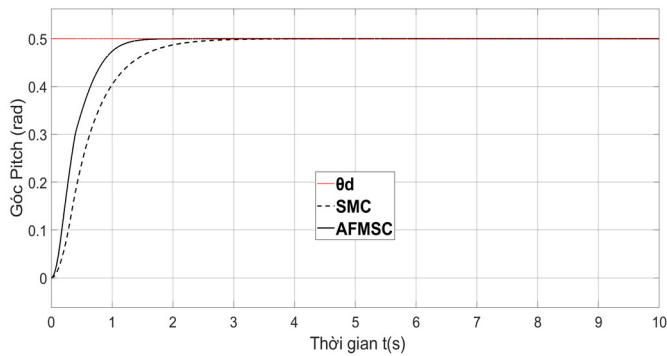
Hình 6. Giá trị đầu ra đáp ứng của Z

* Giá trị đầu ra đáp ứng của Pitch



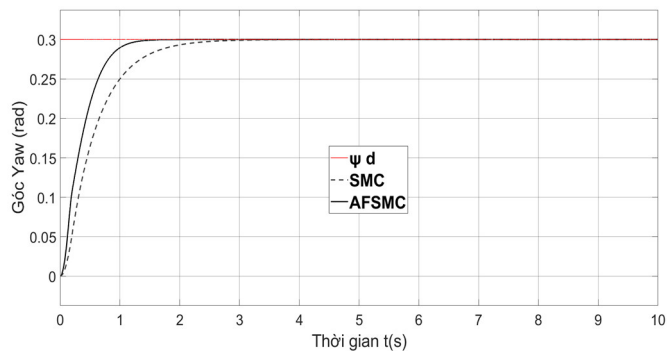
Hình 7. Giá trị đầu ra đáp ứng của Pitch

* Giá trị đầu ra đáp ứng của Roll



Hình 8. Giá trị đầu ra đáp ứng của Roll

* Giá trị đầu ra đáp ứng của góc Yaw

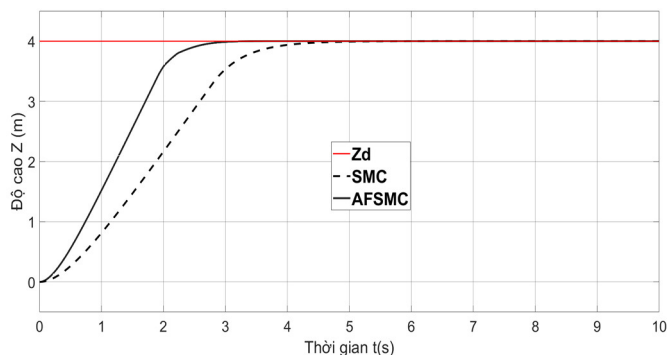


Hình 9. Giá trị đầu ra đáp ứng của Yaw

Nhận xét: Qua kết quả mô phỏng hình 6 ÷ 9, cả hai bộ điều khiển đều giúp quadrotor ổn định và bám theo giá trị mong muốn. Tuy nhiên, thời gian đáp ứng của SMC lâu hơn so với AFSMC trong khoảng 2 - 3s. Như vậy, bộ điều khiển mờ trong AFSMC đã giúp lựa chọn các tham số phù hợp để giúp AFSMC trở nên tốt hơn.

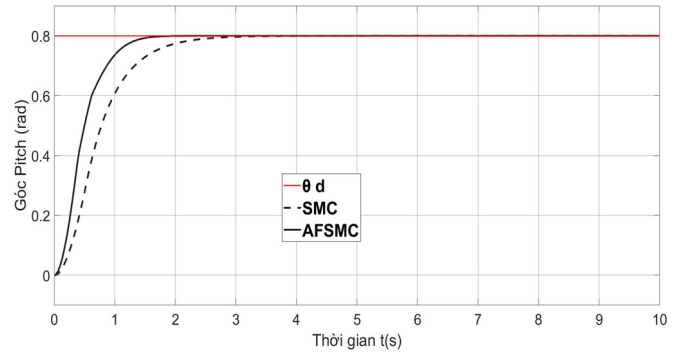
Trường hợp 2: Khi giá trị đặt ban đầu thay đổi thành $[Z, \varphi, \theta, \psi] = [4; 1,2; 0,8; 0,5]$ và có thêm nhiễu ngoại sinh bất định (gió) tác động tới Quadrotor theo trục y sẽ làm ảnh hưởng đến sự ổn định của góc roll trong khoảng thời gian từ 5s.

* Giá trị đầu ra đáp ứng của Z



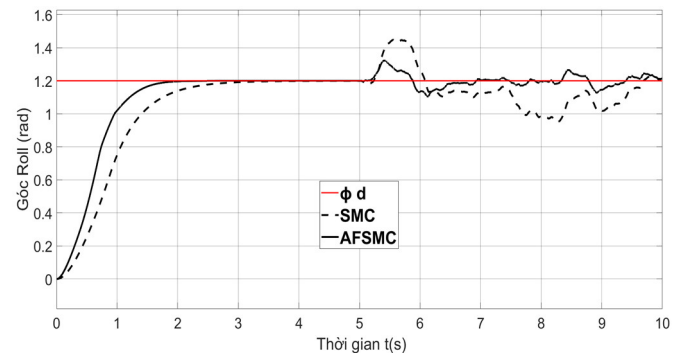
Hình 10. Giá trị đầu ra đáp ứng của Z

* Giá trị đầu ra đáp ứng của Pitch



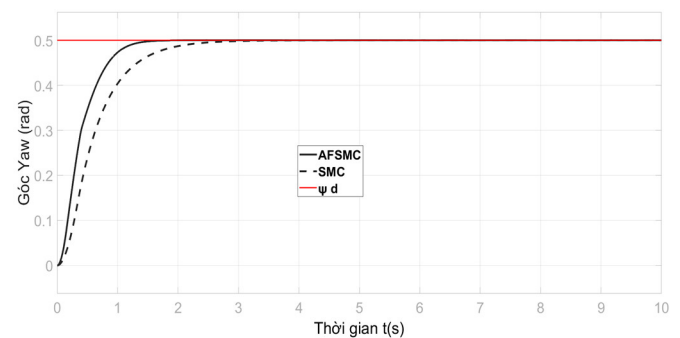
Hình 11. Giá trị đầu ra đáp ứng của Pitch

* Giá trị đầu ra đáp ứng của Roll



Hình 12. Giá trị đầu ra đáp ứng của Roll

* Giá trị đầu ra đáp ứng của góc Yaw



Hình 13. Giá trị đầu ra đáp ứng của Yaw

Nhận xét: Khi giá trị đặt thay đổi thì cả hai bộ điều khiển vẫn đưa được các giá trị bám được theo giá trị đặt trong khoảng từ 2 - 5s. Tuy nhiên, vẫn giống như trường hợp 1, bộ AFSMC giúp cho hệ thống đạt ổn định nhanh hơn so với bộ SMC khoảng 2s. Đến khoảng thời gian từ 5s, khi có sự tác động bởi nhiễu, bộ AFSMC góc roll giao động với biên độ nhỏ hơn SMC khoảng 10 - 16%. Như vậy, bộ AFSMC đề xuất là lựa chọn tốt để áp dụng cho Quadrotor, kể cả khi hệ thống bị ảnh hưởng bởi nhiễu ngoại sinh.

5. KẾT LUẬN

Mô hình động lực học của Quadrotor được xây dựng theo phương pháp Newton-Euler, cho thấy, hệ thống Quadrotor có tính phi tuyến mạnh. Bộ điều khiển thích

nghe mờ trượt (AFSMC) đề xuất được thiết kế để điều khiển đối tượng này. So với phương pháp trượt truyền thống (SMC), bộ điều khiển AFSMC xác định các hệ số bộ điều khiển trượt thông qua kỹ thuật logic mờ, từ đó nâng cao độ tính bền vững của hệ thống. Kết quả mô phỏng cho thấy bộ điều khiển đề xuất có khả năng thích ứng linh hoạt và duy trì ổn định dưới tác động của bất định tham số và nhiễu môi trường. Hướng phát triển cải tiến thuật toán để giảm hiện tượng chattering do tần số của tín hiệu điều khiển lớn bởi đặc điểm của phương pháp điều khiển trượt.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. R. Lozano (Ed.), *Unmanned Aerial Vehicles: Embedded Control*. ISTE and John Wiley & Sons, London UK and Hoboken USA, 2013.
- [2]. K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, D. Nakazawa, *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. Springer, New York, 2010.
- [3]. N. Ben Ammar, S. Bouallègue, J. Haggège, S. Vaidyanathan, "Chattering Free Sliding Mode Controller Design for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle", in S. Vaidyanathan and C-H. Lien (Eds.), *Applications of Sliding Mode Control in Science and Engineering*, Springer-Verlag, pp. 61-79, Germany, 2017.
- [4]. N. Ben Ammar, S. Bouallègue, J. Haggège, "Modeling and Sliding Mode Control of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle", in *Proceedings of the 3th International Conference on Automation, Control Engineering and Computer Science*, 834-840, Hammamet, Tunisia, 2016.
- [5]. Luis E. Romero, David F. Pozo, Jorge A. Rosales, "Quadcopter stabilization by using PID controllers," *MASKANA, I+D+ingeniería*, 180-185, 2014.
- [6]. Teppo Luukkonen, *Modelling and control of quadcopter*. Independent research project in applied mathematics, Aalto University School of Science. pp11-20, 2011
- [7]. Aws Abdulsalam Najm, Ibraheem Kasim Ibraheem, "Nonlinear PID controller design for a 6-DOF UAV quadrotor system," *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 1091-1095, 2019.
- [8]. Li J., Li Y, "Dynamic analysis and PID control for a quadrotor," In *Proceedings of the 2011 IEEE International Conference*, 573-578, 2011.
- [9]. J. F. Gomez, M. Jamshidi, "Fuzzy adaptive control for a UAV," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 62, 2, 271-293, 2011.
- [10]. Z. Ali, D. Wang, M. Aamir, "Fuzzy-based hybrid control algorithm for the stabilization of a tri-rotor UAV," *Sensors*, 16, 5, 2016.
- [11]. Shirzadeh M, Asl HJ, Amirkhani A, Jalali AA, "Vision-based control of a quadrotor utilizing artificial neural networks for tracking of moving targets," *Eng Appl Artif Intell*, 58:34-48, 2017.
- [12]. B.M. Meghni, D. Dib, A.T. Azar, "A Second-order sliding mode and fuzzy logic control to Optimal Energy Management in PMSG Wind Turbine with Battery Storage", *Neural Computing and Applications*, Springer. DOI 10.1007/s00521-015-2161-z, 2016.
- [13]. Hyeongki Ahn, Mingyuan Hu, Yoonuh Chung, Kwanho You, "Sliding-Mode Control for Flight Stability of Quadrotor Drone Using Adaptive Super-Twisting Reaching Law," *Drones* 7(8), 522, 5-13, 2023.
- [14]. Jutarut Chaoraingern, Vittaya Tipsuwanporn, Arjin Numsomran, "Modified Adaptive Sliding Mode Control for Trajectory Tracking of Mini-drone Quadcopter Unmanned Aerial Vehicle," *International Journal of Intelligent Engineering and Systems*, 13, 5, 151-155, 2020.
- [15]. Tommaso Bresciani, *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Lund University, 21-32, 2008.
- [16]. Dương Hoài Nghĩa, *Điều khiển hệ thống đa biến*. NXB Đại học Quốc gia TP.HCM, 200 trang, 2011.
- [17]. Nguyễn Doãn Phước, *Lý thuyết điều khiển phi tuyến*. NXB Khoa học và Kỹ thuật, 311 trang, 2006.
- [18]. Nguyễn Doãn Phước, *Phân tích và điều khiển hệ phi tuyến*, xuất bản lần thứ 5. NXB Khoa học và Kỹ thuật, 2012.
- [19]. Nguyễn Mạnh Tiến, *Điều khiển Robot công nghiệp*. NXB Khoa học và Kỹ thuật, 270 trang, 2007.

AUTHORS INFORMATION

**Tran Thuy Quynh¹, Vu Tien Manh², Tran Thi Hong Tham²,
Nguyen Huu Hai², Ngo Manh Tung²**

¹Faculty of Electrical - Automation Engineering, University of Economics - Technology for Industries, Vietnam

²School of Electrical and Electronic Engineering, Hanoi University of Industry, Vietnam