

# ĐIỀU KHIỂN LOGIC MỜ QUADROTOR

## FUZZY LOGIC CONTROL OF QUADROTOR

Hoàng Văn Huy<sup>1,\*</sup>,  
Nguyễn Đăng Toàn<sup>1</sup>, Nguyễn Văn Lành<sup>2</sup>

DOI: <https://doi.org/10.57001/huih5804.2023.133>

### TÓM TẮT

Quadrotor được ứng dụng nhiều trong giám sát núi lửa, cháy rừng, kiểm tra đường dây điện, tìm kiếm người thất lạc, cứu hộ thiên tai, ... Quadrotor được trang bị bốn động cơ với 4 cánh quạt với mục đích điều khiển và ổn định chuyển động của quadrotor, điều này làm cho mô hình động lực học của quadrotor phức tạp và có sự phi tuyến mạnh. Để nâng cao chất lượng điều khiển quadrotor, trong bài báo này, bộ điều khiển thông minh đã được thiết kế để điều khiển trạng thái hoạt động của quadrotor (UAV). Bài báo trình bày việc mô phỏng chi tiết mô hình Quadrotor với bộ điều khiển logic mờ được thiết kế để điều khiển bốn chuyển động cơ bản của quadrotor: roll, pitch, yaw and sự di chuyển của quadrotor. Bộ điều khiển được mô phỏng bằng phần mềm Simulink và quả kết mô phỏng được đưa ra để chứng minh tính hiệu quả của bộ điều khiển.

**Từ khóa:** Điều khiển, mô hình động học, điều khiển Logic mờ, mô hình quadrotor.

### ABSTRACT

Quadrotor is widely used in monitoring volcanoes, forest fires, checking power lines, searching for lost people, disaster rescue, etc. Quadrotor is equipped with four motors with 4 propellers to control and stable the quadrotor's motion, that makes the kinematics model of the quadrotor to become complex and strongly nonlinear. In this paper, to improve the quadrotor control quality, an intelligent controller has been designed to control the operating state of the quadrotor (UAV). This paper presents a simulation of the Quadrotor model with a fuzzy logic controller designed to control the four fundamental motions of the quadrotor: roll, pitch, yaw, and quadrotor movement. The controller is simulated by using Simulink software and simulation results are givento prove the effectiveness of the proposed controller.

**Keywords:** Control, dynamic model, Fuzzy control, model quadrotor.

<sup>1</sup>Khoa Điện, Trường Đại học Công nghiệp Hà Nội

\*Email: [huyhv@hau.edu.vn](mailto:huyhv@hau.edu.vn)

Ngày nhận bài: 04/2/2023

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 15/3/2023

Ngày chấp nhận đăng: 25/8/2023

### CHỮ VIẾT TẮT

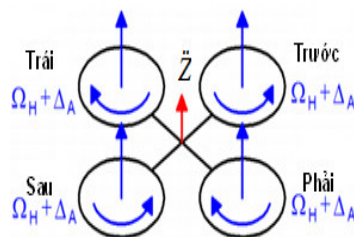
UAV	Unmanned Aerial Vehicle (Máy bay không người lái)
FLC	Fuzzy Logic Control (Bộ điều khiển logic mờ)
DOF	Degree Of Freedom (Bậc tự do)

### 1. GIỚI THIỆU

Quadrotor UAV là thiết bị bay không người lái có trúc đơn giản gồm bốn động cơ gắn trong một cấu trúc hình chữ thập với 04 cánh quạt: Cánh quạt "trước - sau" quay ngược chiều kim đồng hồ; cánh quạt "phải - trái" quay cùng chiều kim đồng hồ. Điều này là cần thiết để tạo sự làm việc ổn định cho quadrotor [2, 5, 10].

\* Thay đổi độ cao ( $U_1[N]$ )

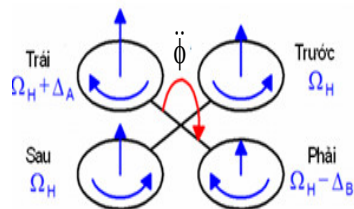
Điều khiển thay đổi độ cao của quadrotor thực hiện bằng cách tăng hoặc giảm tốc độ của tất cả các cánh quạt cùng một lượng  $\Delta A$ . Quá trình này được điều khiển bởi đại lượng  $U_1$ . Hình 1 biểu diễn sự điều khiển thay đổi độ cao của quadrotor.



Hình 1. Thay đổi độ cao của quadrotor

\* Thay đổi góc roll ( $U_2[Nm]$ )

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

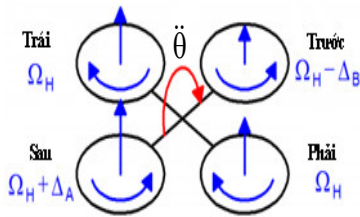


Hình 2. Thay đổi góc roll

\* Thay đổi góc pitch ( $U_3[Nm]$ )

Điều khiển thay đổi góc pitch của quadrotor được thực hiện bằng cách tăng (hoặc giảm) tốc độ cánh quạt "sau"

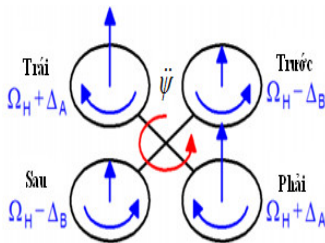
đồng thời giảm (hoặc tăng) tốc độ cánh quạt "trước". Tốc độ cánh quạt "trái" và "phải" giữ không đổi. Quá trình này được điều khiển bởi đại lượng  $U_3$ . Hình 3 biểu diễn sự thay đổi góc pitch.



Hình 3. Thay đổi góc pitch

\* Thay đổi góc yaw ( $U_4$ [Nm])

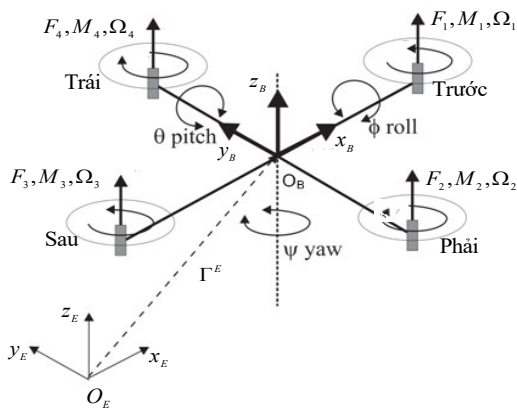
Điều khiển thay đổi góc yaw của quadrotor được thực hiện bằng cách tăng (hoặc giảm) tốc độ của cặp cánh quạt "trái" và "phải" đồng thời giảm (hoặc tăng) tốc độ của cặp cánh quạt trước và sau, quá này được điều khiển bởi đại lượng  $U_4$ . Hình 4 biểu diễn sự thay đổi góc yaw.



Hình 4. Thay đổi góc yaw

**2. MÔ HÌNH ĐỘNG HỌC CỦA QUADROTOR**

Cấu trúc của quadrotor với các hệ tọa độ sử dụng trong việc xây dựng mô hình động lực học của quadrotor như hình 5 [5, 7, 11].



Hình 5. Mô hình cấu trúc của quadrotor

Trong đó, hệ quy chiếu gắn với trái đất là hệ tọa độ  $O_E x_E y_E z_E$  và hệ quy chiếu gắn với quadrotor là tọa độ  $O_B x_B y_B z_B$ , gốc tọa độ được chọn trùng với trọng tâm của quadrotor.  $F_i, M_i, \Omega_i$  là các lực, mô men và tốc độ tương ứng được tạo ra từ các cánh quạt [5, 7].

Quadrotor UAV là một máy bay 6 DOF, do đó có 6 biến ( $X, Y, Z, \phi, \theta$  và  $\psi$ ) được sử dụng để mô tả vị trí và hướng của

quadrotor trong không gian.  $\phi, \theta$  và  $\psi$  còn được gọi là góc Euler. Cụ thể:

- $X$  và  $Y$  là biến biểu diễn vị trí của Quadrotor trong không gian;
  - $Z$  là biến biểu diễn độ cao của quadrotor;
  - $\phi$  là góc roll quay quanh trục  $x_B$ ;
  - $\theta$  là góc pitch quay quanh trục  $y_B$ ;
  - $\psi$  là góc yaw quay quanh trục  $z_B$ ;
- Các góc này được giới hạn như sau:

$$-90^\circ < \phi < 90^\circ; \quad -90^\circ < \theta < 90^\circ; \quad -180^\circ < \psi < 180^\circ \quad (1)$$

Trong bài báo này, sử dụng phương pháp Newton - Euler để xây dựng mô hình động lực học cho quadrotor, với các giả thiết:

- Mô hình quadrotor là một vật rắn đồng nhất và đối xứng;
- Mô hình toán xây dựng trên quadrotor hình chữ thập;
- Tâm của quadrotor chính là tâm của trọng lực;
- Bỏ qua đàn hồi, coi hệ truyền động là cứng tuyệt đối.

- Phương trình chuyển động tịnh tiến của quadrotor:

$$\begin{cases} \ddot{X} = (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi)U_1 \\ \ddot{Y} = (\cos\phi \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \sin\phi)U_1 \\ \ddot{Z} = \cos\phi \cos\theta U_1 - g \end{cases} \quad (2)$$

- Phương trình chuyển động quay của quadrotor:

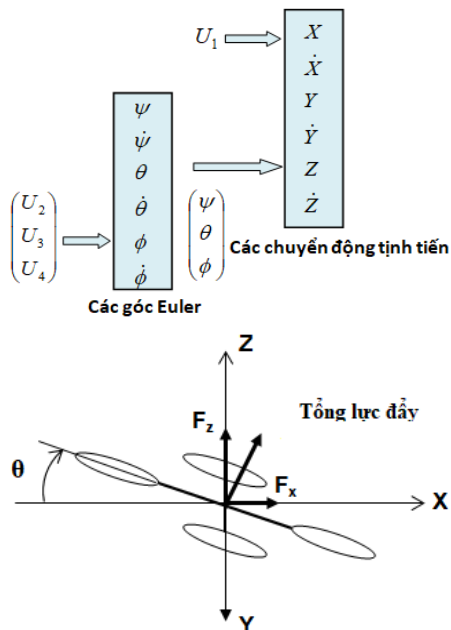
$$\begin{cases} \ddot{\theta} = (F_3 - F_1) / I_{xx} = IU_2 / I_{xx} \\ \ddot{\psi} = (F_4 - F_2) / I_{yy} = IU_3 / I_{yy} \\ \ddot{\phi} = C(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) / I_{zz} = CU_4 / I_{zz} \end{cases} \quad (3)$$

Trong đó:  $I_{xx}, I_{yy}$  và  $I_{zz}$  là mô men quán tính của quadrotor quanh trục  $X, Y$  và trục  $Z$ ;  $m$  là tổng khối lượng của quadrotor;  $g$  là gia tốc trọng trường;  $l$  là khoảng cách từ khối tâm của quadrotor đến tâm của động cơ (cánh quạt);  $C$  hệ số tỷ lệ giữa lực và mô men;  $U_1$  là tổng lực đẩy tác động lên khung quadrotor dọc theo trục  $Z$ ;  $U_2, U_3$  và  $U_4$  là các hợp lực tương ứng được tạo ra từ bốn cánh quạt, để thay đổi góc roll, góc pitch và góc yaw.

$$\begin{cases} U_1 = (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) / m \\ U_2 = (F_3 - F_1) \\ U_3 = (F_4 - F_2) \\ U_4 = (F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \end{cases} \quad (4)$$

$F_1, F_2, F_3, F_4$  là lực đẩy được tạo ra từ bốn cánh quạt

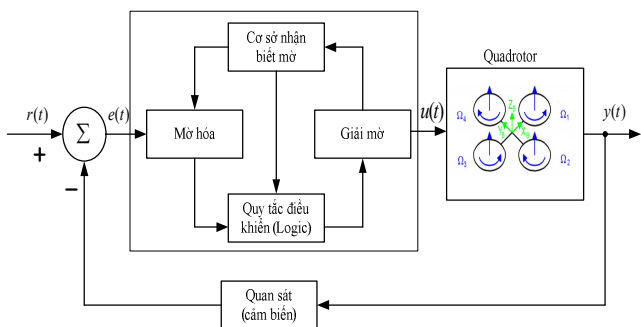
- Chiến lược điều khiển các chuyển động của quadrotor.
  - Các góc Euler được điều độ lập từ hệ thống chuyển động tịnh tiến với 3 bộ điều khiển logic mờ.
  - Chuyển động theo hướng  $X$  và  $Y$  sẽ được điều khiển thông qua các góc  $\theta$  và  $\psi$  với hai bộ điều khiển logic mờ.
  - Chuyển động theo hướng  $Z$  sẽ được điều khiển bằng một bộ điều khiển logic mờ.



Hình 6. Chiến lược điều khiển các chuyển động của quadrotor

3. XÂY DỰNG BỘ ĐIỀU KHIỂN LOGIC MỜ

Quadrotor là hệ thống động lực học phi tuyến vốn không ổn định và khó điều khiển. Với các thuật toán điều khiển thông thường sử dụng lý thuyết tuyến tính chỉ phù hợp cho hệ thống đã tuyến tính hóa. Vì vậy cần phải có một hệ thống điều khiển phù hợp. Trong bài báo này đã trình bày việc thiết kế bộ điều khiển logic mờ để điều khiển sự di chuyển và các góc Euler của quadrotor (roll, yaw, pitch) [1, 4, 6].



Hình 7. Sơ đồ khối của bộ điều khiển FLC ứng dụng cho quadrotor

Các tham số của quadrotor như trong bảng 1.

Bảng 1. Các tham số mô phỏng của quadrotor [5]

Thông số	Ký hiệu	Giá trị	Đơn vị
Khoảng cách từ khối tâm của quadrotor đến tâm của động cơ (cánh quạt)	$l$	0,2	m
Mô men quán tính của trục X	$I_{xx}$	0,0145	kg.m <sup>2</sup>
Mô men quán tính của trục Y	$I_{yy}$	0,0145	kg.m <sup>2</sup>
Mô men quán tính của trục Z	$I_{zz}$	$6,9 \cdot 10^{-3}$	kg.m <sup>2</sup>
Giá tốc trọng trường	$g$	9,81	m.s <sup>-2</sup>
Khối lượng quadrotor	$m$	0,56	kg
Hệ số tỷ lệ giữa lực và mô men	$C$	1,3	

Để quadrotor cất cánh, cần phải đảm bảo điều kiện sau [6, 8]:

$$4F_{\max} \cos\theta \cos\psi \geq mg$$

Ta chọn:  $F_{\max} = 10,5N$

Giới hạn của tín hiệu điều khiển

$$0 \leq U_1 \leq 75$$

$$-724,13 \leq U_2 \leq 724,13$$

$$-724,13 \leq U_3 \leq 724,13$$

$$-3956,52 \leq U_4 \leq 3956,52$$

Bộ điều khiển FLC được xây dựng như sau [9, 10]:

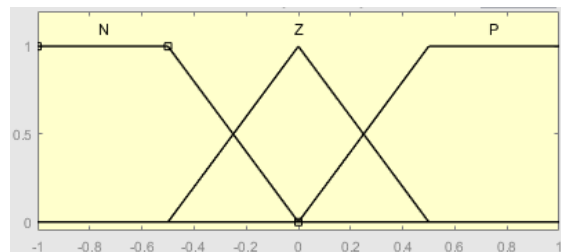
- Luật hợp thành MAX-MIN;
- Giải mờ theo phương pháp điểm trọng tâm;
- Hai đầu vào một đầu ra;
- 9 luật điều khiển;
- Hàm liên thuộc hình tam giác.

Bảng 2. Luật mờ

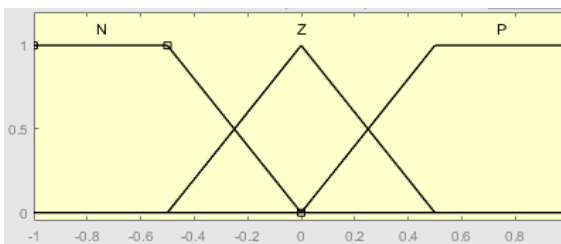
de \ E	P	Z	N
P	P	P	Z
Z	P	Z	N
N	Z	N	N

P - Positive: Dương; N - Negative: Âm; Z - Zero: Không

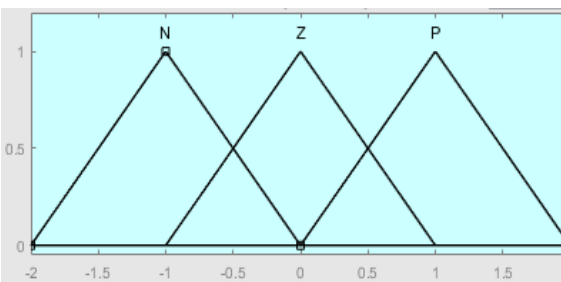
\* Bộ điều khiển X và Y

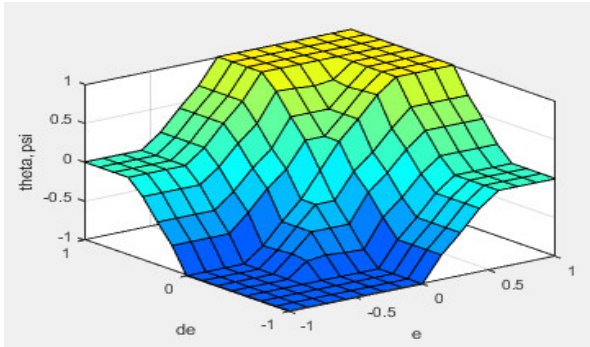


Hình 8. Hàm liên thuộc của sai số e



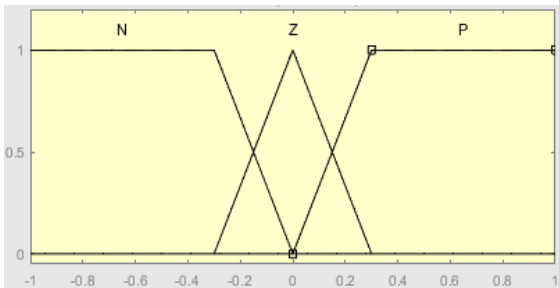
Hình 9. Hàm liên thuộc của de/dt sai số



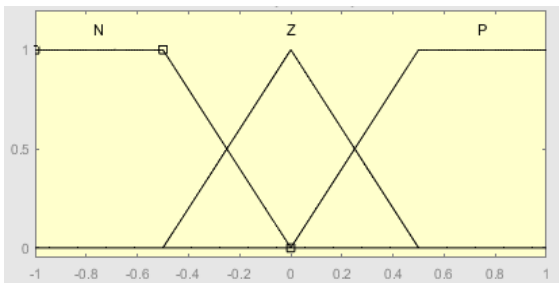


Hình 10. Hàm liên thuộc đầu ra  $\theta, \psi$

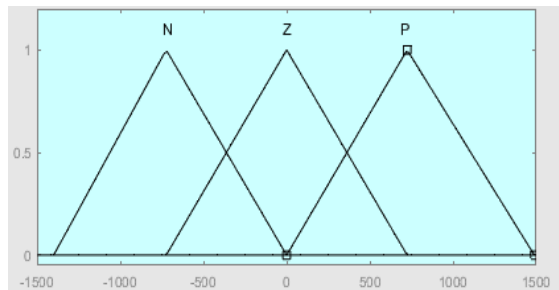
\* Bộ điều khiển  $\theta, \psi$



Hình 11. Hàm liên thuộc của sai số e

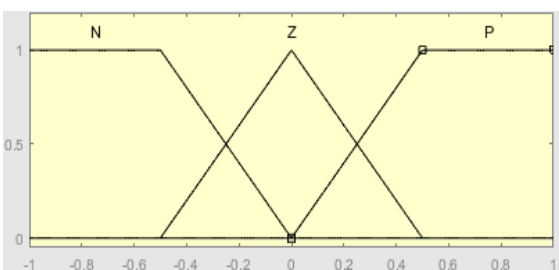


Hình 12. Hàm liên thuộc của  $de/dt$  sai số

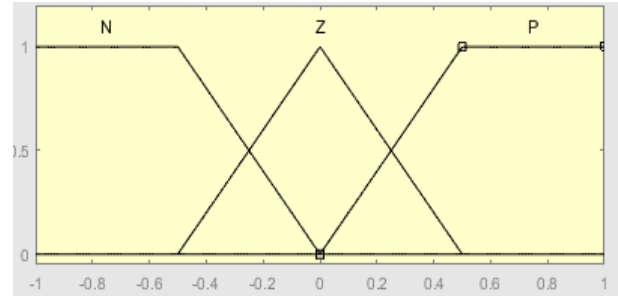


Hình 13. Hàm liên thuộc đầu ra  $U_2, U_3$

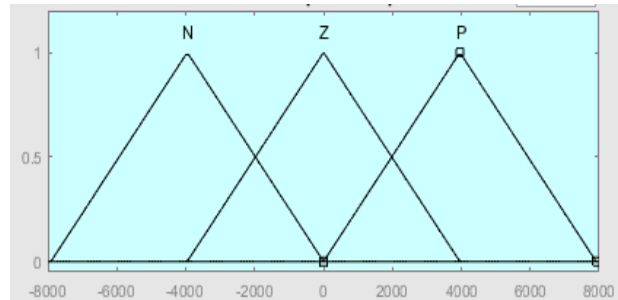
\* Bộ điều khiển  $\phi, Z$



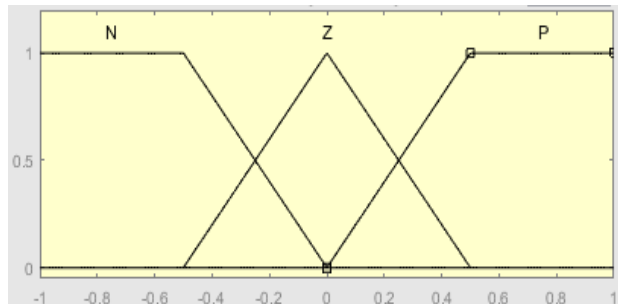
Hình 14. Hàm liên thuộc của sai số e



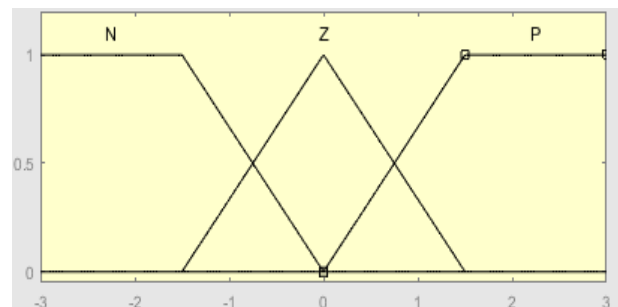
Hình 15. Hàm liên thuộc của  $de/dt$  sai số



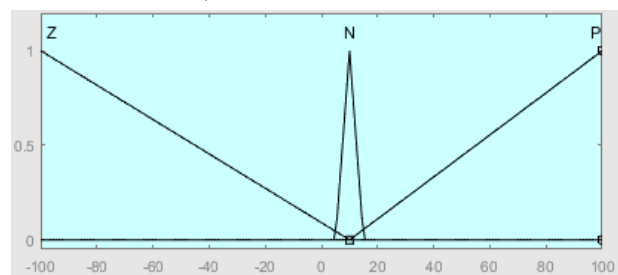
Hình 16. Hàm liên thuộc đầu ra  $U_4$



Hình 17. Hàm liên thuộc của sai số e

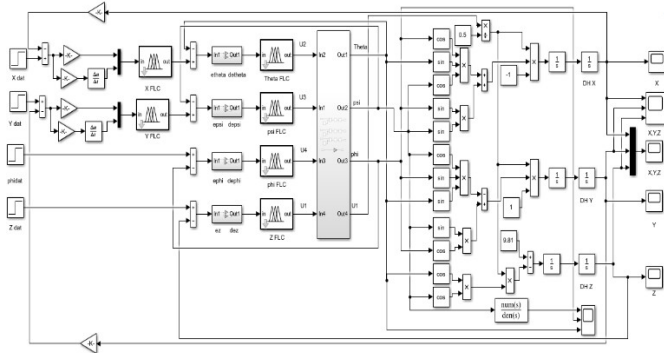


Hình 18. Hàm liên thuộc của  $de/dt$  sai số



Hình 19. Hàm liên thuộc đầu ra  $U_1$

Thực hiện mô phỏng hệ thống điều khiển quadrotor với bộ điều khiển Logic mờ bằng công cụ Matlab-Simulink [3].

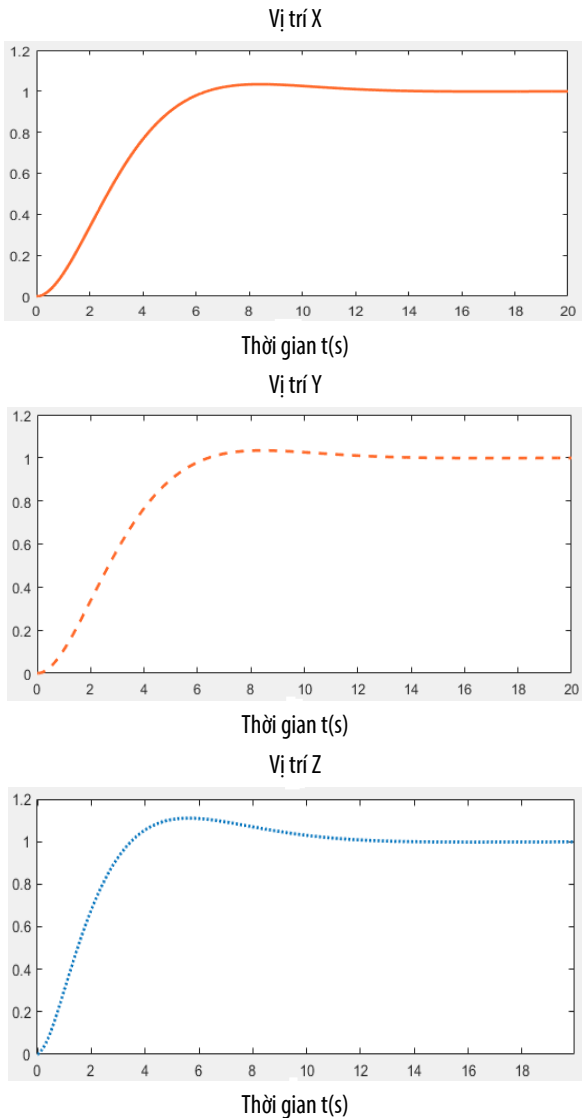


Hình 20. Mô hình mô phỏng hệ thống điều khiển quadrotor với bộ điều khiển Logic mờ

**\* Kết quả mô phỏng**

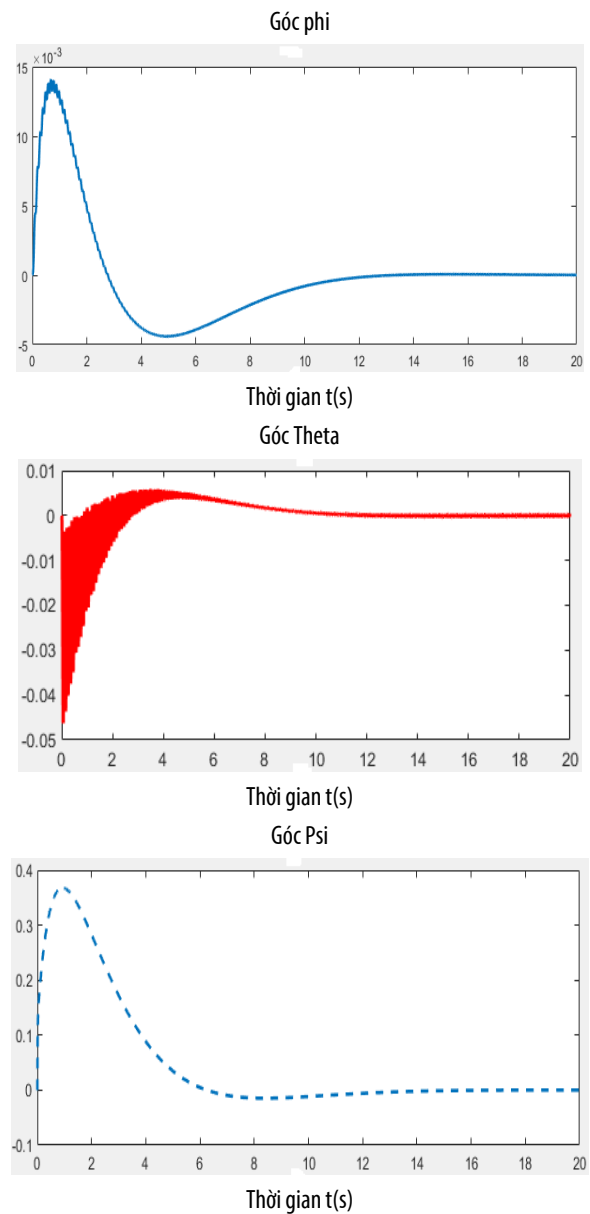
Trong trường hợp này, đầu vào mong muốn là hàm bước đơn vị và đầu ra mong muốn là hàm bước đơn vị. Kết quả mô phỏng đối với đầu vào mong muốn được hiển thị trong các hình 21 - 23.

- Vị trí chuyển động dài của quadrotor theo X, Y và Z



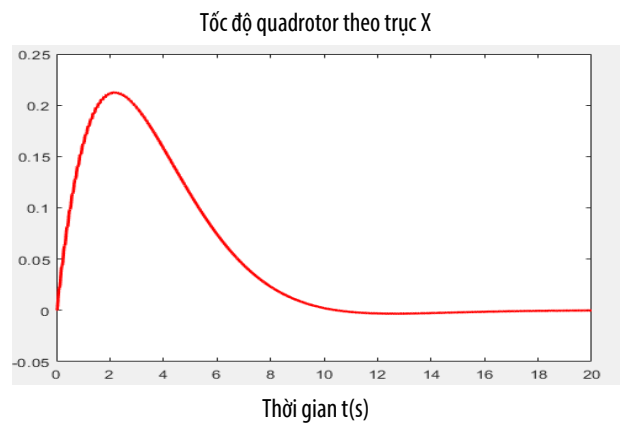
Hình 21. Vị trí chuyển động dài của quadrotor

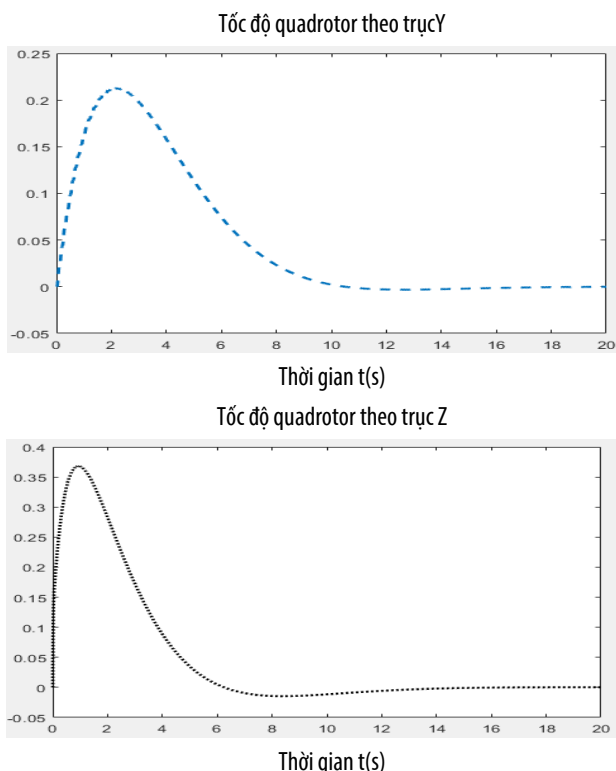
- Các góc Euler  $\phi, \theta, \psi$



Hình 22. Các góc Euler

- Tốc độ chuyển động thẳng của quadrotor theo các trục tọa độ X, Y, Z





Hình 23. Tốc độ chuyển động thẳng của quadrotor theo các trục tọa độ X, Y, Z

**Nhận xét:** Từ kết quả mô phỏng cho thấy quadrotor chuyển động bám theo đại lượng đặt đầu vào với độ quá điều chỉnh nhỏ, thời gian quá độ trong khoảng (6 - 8)s, các góc Euler (Phi, Theta, Psi) nhanh chóng xác lập về giá trị không, điều này đảm bảo cho thấy quadrotor không bị rung lắc trong quá trình di chuyển. Kết quả mô phỏng tốc độ dài của quadrotor trên Hình 23 cho thấy đáp ứng đầu ra tiệm cận đến không. Như vậy quá trình điều khiển đã làm cho quadrotor chuyển động êm. So sánh kết quả với các tài liệu [7, 11] cho thấy, hệ thống đã điều khiển được các chuyển động của quadrotor đến vị trí và độ cao mong muốn, xong các góc Euler vẫn bị dao động, điều đó cho thấy trong quá trình di chuyển quadrotor bị rung lắc. Trong tài liệu [9], kết quả cho thấy vị trí quadrotor bị điều khiển sai lệch so với vị trí mong muốn.

**4. KẾT LUẬN**

Bài báo này tập trung nghiên cứu cơ sở lý thuyết về hệ điều khiển Logic mờ trong hệ truyền động phi tuyến với các tham số bất định của mô hình để từ đó tổng hợp các bộ điều khiển quadrotor. Đóng góp chính của bài báo này là việc tổng hợp các bộ điều khiển góc Euler và các chuyển động tịnh tiến của quadrotor riêng rẽ sử dụng phương pháp Logic mờ. Với cách tiếp cận này đảm bảo rằng trong quá trình điều khiển chuyển động quadrotor, các góc Euler được điều khiển đến giá trị bằng không.

Để chứng minh tính đúng đắn của phương pháp tiếp cận, nhóm tác giả đã mô phỏng hệ điều khiển quadrotor với bộ điều khiển Logic mờ bằng công cụ Matlab - Simulink.

Các kết quả thu được cho thấy, bộ điều khiển Logic mờ tổng hợp được đã đáp ứng tốt việc điều khiển mô hình truyền động phi tuyến quadrotor. Các góc Euler (Roll, Pitch, Yaw) và các chuyển động tịnh tiến của quadrotor gần giống đầu vào mong muốn.

**TÀI LIỆU THAM KHẢO**

[1]. Nguyen Nhu Hien, Lai Khac Lai, 2007. *He mo va noron trong ky thuat dieu khien*. Publishing House for Science and Technology, Hanoi, Vietnam.

[2]. Pham Quoc Phuong, 2012. *Nghien cuu ung dung mo hinh quadrotor trong giam sat va cuu ho*. Master Thesis, Hochiminh City University of Technology, Vietnam.

[3]. Nguyen Phung Quang, 2006. *Matlab & Simulink danh cho ky su dieu khien tu dong*. Science and Technics Publishing House, Hanoi, Vietnam.

[4]. Kadmiry B, Driankov D., 2001. *Fuzzy control of an autonomous helicopter*. IFSA World Congress, vol. 5, Canada, pp. 2797-2802.

[5]. Bresciani T., 2008. *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Department of Automatic Control Lund University.

[6]. Chao Huang, 2020, *Design of Decoupling Fuzzy Logic Controller for Quadrotor*. Journal of Physics: Conference Series 1684 (2020).

[7]. Matilde Santos, Victoria López, Franciso Morata Telefónica Madrid, 2010. *Intelligent Fuzzy Controller of a Quadrotor*. 978-1-4244-6793-8/10/\$26.00 ©2010 IEEE.

[8]. Mohammad Bagher Menhaj, Roland Siegwart FardinFakurian, 2014. *Fuzzy Controller Design for Quadrotor UAVs Using Minimal Control Input*. Tehran.

[9]. Muhammad Awais Sattar, Abdulla Ismail, 2017. *Modeling and Fuzzy Logic Control of a Quadrotor UAV*. International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET).

[10]. Syed Ali Raza, Wail Gueaieb, 2009. *Fuzzy Logic based Quadrotor flight Controller*. In Proceedings of the 6th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics - Intelligent Control Systems and Optimization, pages 105-112

[11]. Vijaykumar Sureshkumar and Kelly Cohen, 2014. *Autonomous Control of a Quadrotor UAV using Fuzzy Logic*. Journal of Unmanned System Technology.

**AUTHORS INFORMATION**

**Hoang Van Huy, Nguyen Dang Toan, Nguyen Van Lanh**  
 Faculty of Electrical Engineering, Hanoi University of Industry, Vietnam