

## Thiết kế điều khiển phi tuyến ổn định bay cho UAV dạng quadrotor

Lê Hữu Toàn<sup>1</sup>, Lê Hoàng Anh<sup>1</sup>, Nguyễn Văn Tiến<sup>2</sup>, Trần Đức Thuận<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Trường ĐHSPKT Vĩnh Long, Số 73, Nguyễn Huệ, thành phố Vĩnh Long, tỉnh Vĩnh Long, Việt Nam;

<sup>2</sup>Viện Tích hợp hệ thống, Học viện Kỹ thuật Quân sự, 236 Hoàng Quốc Việt, Bắc Từ Liêm, Hà Nội, Việt Nam.

\*Email: thuandauto@yahoo.com

Nhận bài: 11/3/2024; Hoàn thiện: 02/5/2024; Chấp nhận đăng: 12/6/2024; Xuất bản: 25/6/2024.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.96.2024.61-67>

### TÓM TẮT

Bài báo trình bày phương pháp thiết kế bộ điều khiển phi tuyến cho máy bay không người lái. Phương pháp này sử dụng mô hình phi tuyến của UAV quadrotor và cấu trúc điều khiển hai vòng xếp tầng. Vòng điều khiển tốc độ được sử dụng để điều chỉnh tốc độ của các động cơ, vòng điều khiển góc được sử dụng để điều chỉnh góc quay của UAV. Bằng cách sử dụng lý thuyết về hệ thống điều khiển theo tầng chứng minh tính ổn định của hệ thống, sử dụng môi trường matlab simulink mô phỏng quỹ đạo bay cho UAV. Các kết quả cho thấy, hệ thống điều khiển có thể điều khiển UAV từ khi cất cánh, bay với các quỹ đạo khác nhau đến khi hạ cánh một cách ổn định.

Từ khóa: UAV; Quadrotor; PID; Mô hình hóa.

### 1. MỞ ĐẦU

Máy bay không người lái (UAV) đã trở thành một phần không thể thiếu trong nhiều lĩnh vực, bao gồm cả quân sự và dân sự. Những ưu điểm chính bao gồm chi phí thấp, kích thước nhỏ, khả năng cất hạ cánh thẳng đứng và khả năng bay thấp hoặc lơ lửng. Việc thiết kế chế độ lái tự động cho UAV đối mặt với nhiều thách thức từ lý thuyết đến kỹ thuật. Điều này do tính phức tạp của mô hình động học với tính phi tuyến cao, sự kết nối giữa các đầu vào điều khiển và các trạng thái ngõ ra ở dạng phương trình vi phân bậc cao. Các nghiên cứu về UAV thường tập trung vào việc xây dựng các mô hình toán học và điều khiển để đạt được độ ổn định cơ bản [1]. Các phương pháp thông thường để điều khiển chuyến bay tự động thường dựa trên việc thiết kế các bộ điều khiển tuyến tính. Các phương pháp này bao gồm bộ điều khiển Đạo hàm tích phân theo tỷ lệ (PID) đơn đầu vào (SISO) [2], bộ điều khiển bậc hai tuyến tính (LQR) đầu vào nhiều đầu ra (MIMO) [3] và các bộ điều khiển thông minh [4]. Để khắc phục một số hạn chế của các phương pháp tiếp cận tuyến tính trước đây, nhiều bộ điều khiển phi tuyến đã được phát triển. Trong số này có bộ điều khiển tuyến tính hóa phản hồi [5]. Nhiều nhà nghiên cứu cũng đã phát triển các hệ thống điều khiển phi tuyến cho các phương tiện quadrotor mini. Một hệ thống như vậy dựa trên khung máy bay bốn cánh đã thể hiện khả năng bay lơ lửng thành công bằng cách sử dụng các bộ điều khiển phi tuyến dựa trên độ bão hòa lồng nhau [6]. Cho đến hiện tại xu hướng cải tiến các hệ thống sử dụng PID vẫn liên tục phát triển [7].

Mục tiêu trong nghiên cứu là thiết kế một bộ điều khiển phi tuyến có các đặc điểm sau: Dựa trên mô hình toán học của UAV và xét đến tính phi tuyến của hệ thống trong sự liên kết giữa các biến điều khiển và trạng thái. Thiết kế bộ điều khiển có thể xử lý các chế độ bay khác nhau như lơ lửng, bay về phía trước, bay ngang, bám quỹ đạo, cất và hạ cánh. Đảm bảo sự ổn định của toàn bộ hệ thống vòng kín.

### 2. NỘI DUNG CẦN GIẢI QUYẾT

#### 2.1. Mô hình động học

Mô hình [8] được sử dụng trong thiết kế điều khiển UAV bao gồm các phương trình sau:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{U_1}{m}(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) & \dot{p} = \frac{I_y - I_z}{I_x}qr - \frac{j_{\psi}}{I_x}q\Omega + \frac{U_2}{I_y} \\ \ddot{y} = \frac{U_1}{m}(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) & \dot{q} = \frac{I_z - I_x}{I_y}pr - \frac{j_{\psi}}{I_y}p\Omega + \frac{U_3}{I_y} \\ \ddot{z} = \frac{U_1}{m}(\cos \phi \cos \theta) - g & \dot{r} = \frac{U_4}{I_z} + pq\frac{I_x - I_y}{I_z} \end{cases} \quad (1)$$

Trong đó,  $m$  là khối lượng UAV (kg),  $g$  là gia tốc trọng trường ( $m/s^2$ ),  $U_1$  là tổng lực của các motor (N),  $U_2, U_3, U_4$  là moment góc Roll ( $\phi$ ), Pitch ( $\theta$ ), Yaw ( $\psi$ ).  $I_x, I_y, I_z$  ( $kg/m^2$ ) là moment quán tính theo trục  $x, y, z$ .  $q, p, r$  (rad/s) là vận tốc góc theo trục  $x, y, z$ .  $\Omega$  (rad/s) là tổng vận tốc góc của rôto.  $j_{\psi}$  ( $nms^2$ ) là moment quán tính trục  $z$  của rôto.

## 2.2. Thiết kế bộ điều khiển

Mục tiêu là thiết kế bộ điều khiển ổn định. Để đạt được mục tiêu này chúng tôi đã tách mô hình máy bay thành hai hệ con được kết nối bằng cách xây dựng hai vòng điều khiển UAV. Vòng lặp bên trong thực hiện theo dõi tư thế và tạo ra các lực xoắn cần thiết. Vòng ngoài được sử dụng để tạo lực đẩy và các góc tham chiếu cần thiết để bám theo quỹ đạo được chỉ định.

Để biến đổi hệ thống (1) thành hệ thống hai tầng. Đầu tiên xác định một véc tơ điều khiển  $\mu \in \mathfrak{R}^3$  như sau:

$$\mu = f(u, \phi_d, \theta_d, \psi_d) = \frac{u\mathfrak{R}}{m}(\phi_d, \theta_d, \psi_d)e_3^i - ge_3^i \quad (2)$$

Trong đó,  $f(\cdot): \mathfrak{R}^3 \rightarrow \mathfrak{R}^3$  là một hàm khả nghịch liên tục.  $\mu$  là véc tơ điều khiển tương ứng với véc tơ lực mong muốn.  $u$  là tổng lực đẩy do 4 cánh quạt tạo ra, hướng của nó được xác định bởi tư thế UAV và được ký hiệu bởi  $(\phi, \theta, \psi)$ .  $\phi_d, \theta_d, \psi_d$  trong (2) là góc roll, pitch và góc yaw mong muốn.  $\tilde{\tau}$  là véc tơ moment xoắn mới. Các thành phần lực theo (2) được viết lại:

$$\begin{cases} \mu_x = \frac{u}{m}(\cos \phi_d \sin \theta_d \cos \psi_d + \sin \phi_d \sin \psi_d) \\ \mu_y = \frac{u}{m}(\cos \phi_d \sin \theta_d \sin \psi_d - \sin \phi_d \cos \psi_d) \\ \mu_z = \frac{u}{m} \cos \theta_d \cos \phi_d - g \end{cases} \quad (3)$$

Trong đó,  $(\mu_x, \mu_y, \mu_z)$  là các thành phần véc tơ lực dọc theo trục  $x, y, z$  cần thiết để theo quỹ đạo tham chiếu. Các đầu vào điều khiển mong muốn được tính toán bởi bộ điều khiển vòng ngoài. Sau đó được sử dụng để tính độ lớn véc tơ lực mong muốn và tư thế mong muốn  $(u, \phi_d, \theta_d) = f^{-1}(\mu_x, \mu_y, \mu_z)$  khi đó:

$$\begin{cases} u = m\sqrt{(\mu_z + g)^2 + \mu_x^2 + \mu_y^2} \\ \phi_d = \sin^{-1}\left(\frac{m\mu_x \sin \psi_d - m\mu_y \cos \psi_d}{u}\right) \\ \theta_d = \tan^{-1}\left(\frac{\mu_x \cos \psi_d + \mu_y \sin \psi_d}{\mu_z + g}\right) \end{cases} \quad (4)$$

Vì các góc mong muốn  $(\phi_d, \theta_d, \psi_d)$  là đầu ra định hướng của hệ thống bên ngoài, các góc này không được điều khiển hoặc cung cấp lệnh điều khiển ngay. Chúng được coi là quỹ đạo tham chiếu cho bộ điều khiển bên trong. Do đó, sai số được xác định như sau  $e = (e_\eta - e_\mu)^T \in \mathfrak{R}^6$  với  $e_\eta = \eta - \eta_d$  và  $e_\mu = \dot{\eta} - \dot{\eta}_d$ .

Thay thế  $(\phi, \theta, \psi)$  trong (1) bởi  $(\phi_d + e_\phi, \theta_d + e_\theta, \psi_d + e_\psi)$  và triển khai các hàm lượng giác:

$$\begin{cases} \sin(a+b) = \sin(a) + \sin(b/2)\cos(a+b/2) \\ \cos(a+b) = \cos(a) - \sin(b/2)\sin(a+b/2) \end{cases} \quad (5)$$

Động lực học tịnh tiến của UAV (1) kết hợp (5) có thể được viết dưới dạng sau:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \left[ h_x(\phi_d, \theta_d, \psi_d, e_\phi, e_\theta, e_\psi) + (\sin \phi_d \sin \psi_d + \cos \phi_d \sin \theta_d \cos \psi_d) \right] \frac{u}{m} = \frac{u}{m} h_x(\cdot) + \mu_x \\ \ddot{y} = \left[ h_y(\phi_d, \theta_d, \psi_d, e_\phi, e_\theta, e_\psi) + (-\sin \phi_d \cos \psi_d + \cos \phi_d \sin \theta_d \sin \psi_d) \right] \frac{u}{m} = \frac{u}{m} h_y(\cdot) + \mu_y \\ \ddot{z} = -g + \left[ h_z(\phi_d, \theta_d, e_\phi, e_\theta) + \cos \phi_d \cos \theta_d \right] \frac{u}{m} = \frac{u}{m} h_z(\cdot) + \mu_z \end{cases} \quad (6)$$

Các thành phần của véc tơ  $h(\phi_d, \theta_d, \psi_d, e_\phi, e_\theta, e_\psi) \in \mathfrak{R}^3$  bao gồm phép nhân và tổng của các hàm  $\sin(\cdot)$  và  $\cos(\cdot)$ . Từ phương trình (1) và (6) có thể viết lại.

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + B(\mu - \ddot{\zeta}_d) + \frac{1}{m}uH(\eta_d, e_n) \\ \dot{e} = Ae + B(\ddot{\tau} - \ddot{\eta}_d) \end{cases} \quad (7)$$

Và ta đặt

$$\begin{cases} f(X, \mu, \ddot{\zeta}_d) = AX + B(\mu - \ddot{\zeta}_d) \\ \Delta(u, \eta_d, e_n) = \frac{1}{m}uH(\eta_d, e_n) \end{cases}$$

Nên (7) có thể viết lại  $\begin{cases} \dot{X} = f(X, \mu, \ddot{\zeta}_d) + \Delta(u, \eta_d, e_n) \\ \dot{e} = Ae + B(\ddot{\tau} - \ddot{\eta}_d) \end{cases} \quad (8)$

Trong đó,  $X = (\zeta - \zeta_d, v - v_d)^T \in \mathfrak{R}^6$  sai số vị trí và vận tốc,  $\zeta$  là véc tơ vị trí,  $v$  là véc tơ vận tốc,  $\tau$  là véc tơ moment xoắn,  $\eta$  là véc tơ chỉ hướng, các ma trận  $A \in \mathfrak{R}^{6 \times 6}$ ,  $B \in \mathfrak{R}^{6 \times 3}$  được xác định dưới đây:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

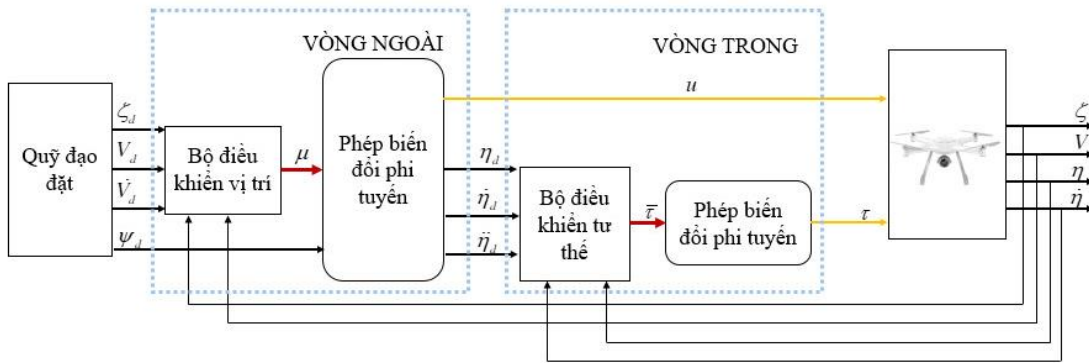
Bộ điều khiển UAV được xây dựng mới dưới dạng điều khiển hai hệ thống con tuyến tính được ghép nối bởi một số hạng phi tuyến  $\Delta(u, \eta_d, e_n)$  [9]. Trong thiết kế phản hồi trạng thái mô hình

được sử dụng ở đây được điều khiển độc lập ( $\mu = \alpha(X, \zeta_d), \bar{\tau} = \beta(e, \dot{\eta}_d)$ ). Trong trường hợp này số hạng phi tuyến  $\Delta(u, \eta_d, e_n)$  hoạt động như một nhiễu trên hệ con “X” mà hệ thống này phải được hướng về 0. Trong trường hợp này véc tơ sai số “e” trong hệ phương trình (8) được coi là đầu vào bổ sung cho hệ con “X”. Các luật điều khiển  $\mu(X, \zeta_d), \bar{\tau}(e, \dot{\eta}_d)$  được tổng hợp sao cho các sai số theo dõi “X” và “e” sẽ hội tụ tiệm cận về 0. Để tổng hợp các luật điều khiển  $\mu = \alpha(X, \zeta_d), \bar{\tau} = \beta(e, \dot{\eta}_d)$  ta sẽ sử dụng theo [10].

Các đầu vào điều khiển ( $u, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ ) được tính toán bằng cách sử dụng (4) là phi tuyến và xem xét tính phi tuyến của hệ thống khi liên kết giữa các biến trạng thái.

$$\begin{cases} u = m \|\mu(X, \zeta_d) + g e_3^i\| = m \|\mathbf{K}_x X + \zeta_d + g e_3^i\| \\ \tau = J\psi(\eta)\bar{\tau} + \psi^{-1}C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = J\psi(\eta)(-K_e e + \dot{\eta}_d) + \psi^{-1}C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} \end{cases} \quad (10)$$

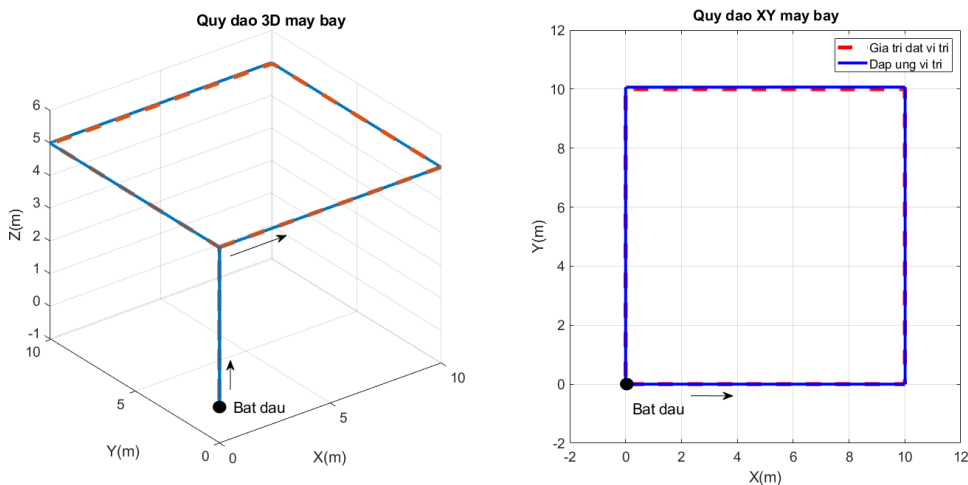
Bộ điều khiển tư thế phi tuyến trong (10) hoạt động như một bộ điều khiển tuyến tính ở điều kiện bay lơ lửng khi các góc nghiêng nhỏ. Các góc tham chiếu ( $\phi_d(t), \theta_d(t), \psi_d(t)$ ) được xử lý bằng bộ lọc kỹ thuật số bậc hai để giảm nhiễu.



Hình 1. Cấu trúc của bộ điều khiển dựa trên vòng lặp bên trong - bên ngoài.

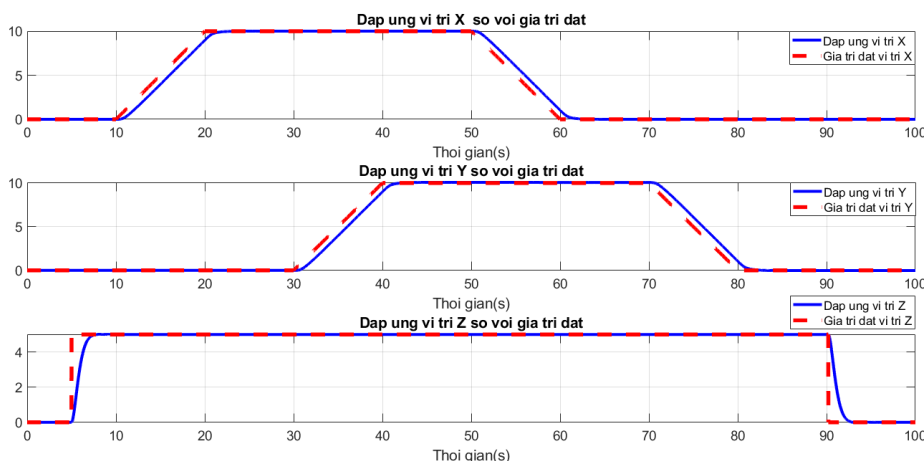
### 3. KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN

#### 3.1. Tự động cất cánh, bay quỹ đạo chữ nhật

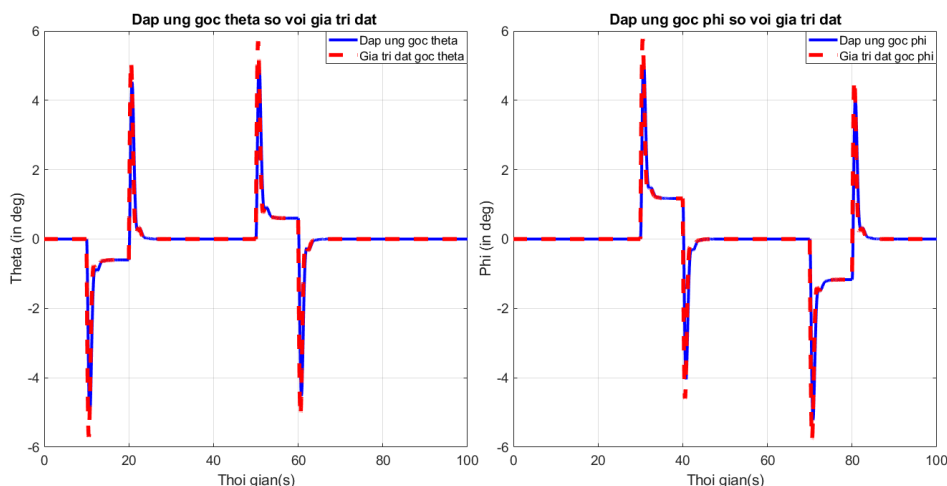


Hình 2. Quỹ đạo vị trí UAV trong quá trình bám quỹ đạo chữ nhật.

Bộ điều khiển phi tuyến tính cho bởi (10) được sử dụng trong thử nghiệm chuyển bay đạt được khả năng cất cánh tự động và bay lơ lửng. Các kết quả thử nghiệm, như trong hình 2 cho thấy khả năng tự động cất cánh bám chính xác lệnh tham chiếu độ cao, giúp kiểm soát độ cao hiệu quả.



**Hình 3.** Vận tốc tịnh tiến của UAV trong quá trình bám quỹ đạo chữ nhật.



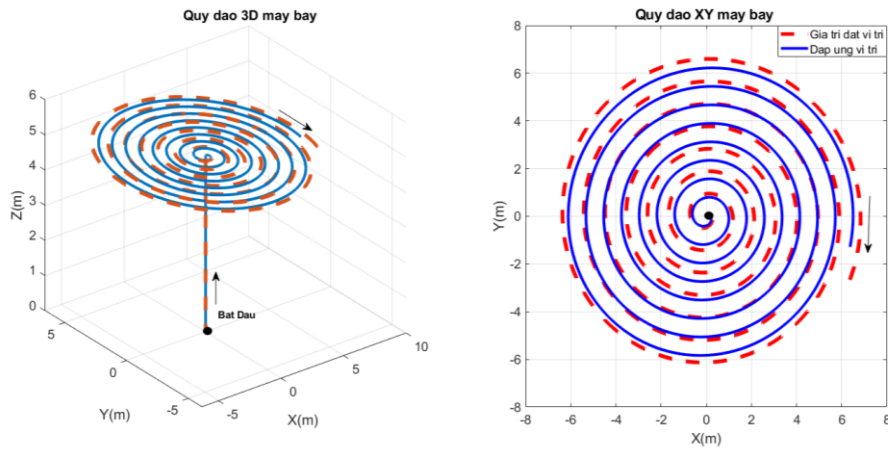
**Hình 4.** Trạng thái của UAV trong quá trình bám quỹ đạo hình chữ nhật.

Hình 3, 4 kết quả thử nghiệm từ chuyển bay đạt được khả năng cất cánh, bay bám quỹ đạo và hạ cánh tự động. Các quỹ đạo tham chiếu tư thế được bám chính xác với sai số dưới  $0,5^0$ . UAV cũng đạt được một chuyến bay lơ lửng ổn định. Chuyển động ngang cũng được điều khiển chính xác trong quá trình cất cánh và hạ cánh với sai số nhỏ hơn 0.1 m.

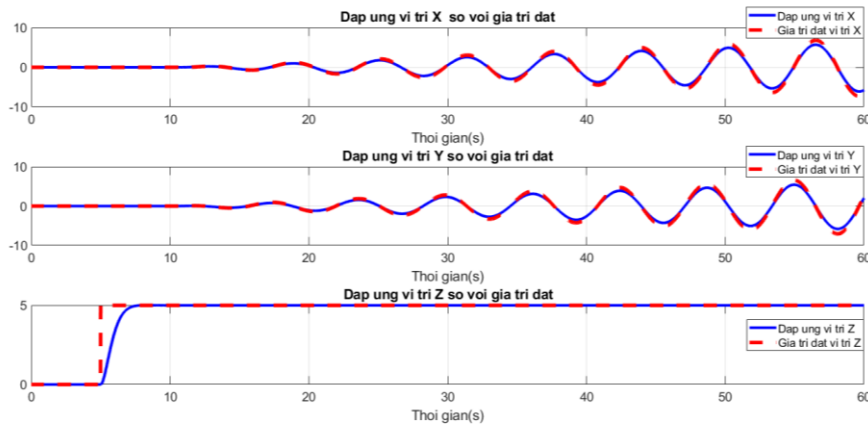
### 3.2. Bám quỹ đạo xoắn ốc

Trong thử nghiệm quỹ đạo xoắn ốc đã được thực hiện để chứng minh hiệu quả bám của bộ điều khiển phi tuyến. Quỹ đạo tham chiếu được tạo ra bằng cách sử dụng mô hình động học của đường xoắn ốc Archimede đã sửa đổi để thu được đường xoắn ốc có khoảng cách phân tách không đổi giữa các lần quay liên tiếp nhưng cũng có tốc độ tiếp tuyến không đổi (3 m/s).

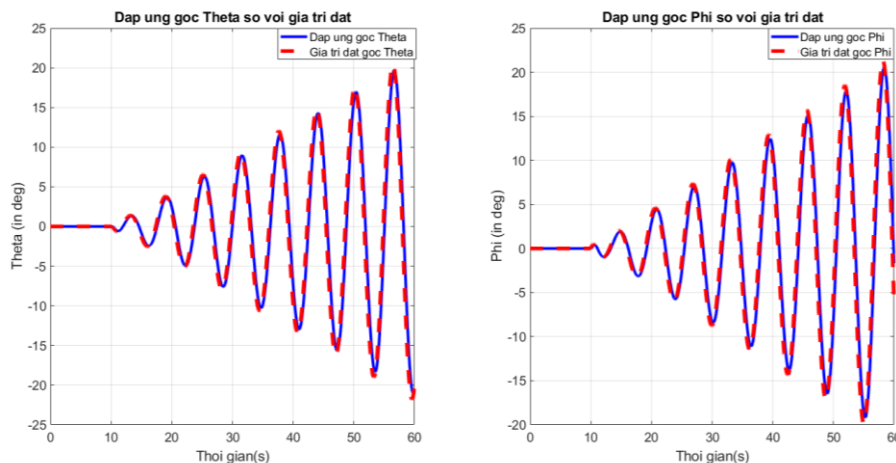
Kết quả từ chuyến bay thử nghiệm trong đó UAV tự động thực hiện bám quỹ đạo xoắn ốc được thể hiện trong hình 5, 6 và 7. Có thể thấy rằng, UAV đã bám thành công các quỹ đạo tham chiếu bao gồm cả quỹ đạo độ cao để tự động cất cánh và giữ độ cao.



Hình 5. Quỹ đạo vị trí UAV trong quá trình bám quỹ đạo xoắn ốc.



Hình 6. Vận tốc tịnh tiến của UAV trong quá trình bám quỹ đạo xoắn ốc.



Hình 7. Trạng thái của UAV trong quá trình bám quỹ đạo xoắn ốc.

Các kết quả kiểm soát góc nghiêng được hiển thị trong hình 7 cho thấy, bộ điều khiển vòng trong được đề xuất cho kết quả bám quỹ đạo xoắn ốc rất tốt sai số giữa tín hiệu ngõ ra và tín hiệu đặt rất nhỏ ngay cả trong mô hình chuyển động với quỹ đạo phức tạp.

#### 4. KẾT LUẬN

Nghiên cứu này tiếp cận và giải quyết một số vấn đề chính liên quan đến UAV tự hành. Bài báo đề xuất hệ thống điều khiển chuyên bay phi tuyến để đảm bảo tính ổn định của hệ thống. Kết quả cho thấy, hệ thống có khả năng điều hướng và bám quỹ đạo hiệu quả với máy bay bốn cánh quạt. Các thử nghiệm cũng chỉ ra rằng, hệ thống điều khiển phi tuyến tính hỗ trợ quadrotor theo dõi quỹ đạo tham chiếu một cách chính xác, kể cả trong điều kiện tốc độ cao, góc lớn và các chuyển động phức tạp. Điều này đánh dấu bước tiến quan trọng trong việc phát triển UAV hoàn toàn tự động và khả năng ứng dụng trong thực tế.

Hướng phát triển tiếp theo có thể cải thiện hệ thống điều khiển đáp ứng các chuyển động bay ở tốc độ cao hơn cũng như linh hoạt hơn. Kết hợp các camera điều khiển tối ưu theo quỹ đạo lập sẵn.

#### TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Bouzgou Kame, Bestaoui Yasmina, Benchikh Laredj, Ibari Benaoumeur, Ahmed-Foitih Zoubir. "Dynamic Modeling, Simulation And PID Controller Of Unmanned Aerial Vehicle UAV". The Seventh International Conference On Innovative Computing Technology, (2017). doi: 10.1109/INTECH.2017.8102445.
- [2]. Xuancen Liu, Yueneng Yang, Chenxiang Ma, Jie Li and Shifeng Zhang. "Real-Time Visual Tracking of Moving Targets Using a Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle with a 3-Axis Stabilized Gimbal System". Applied sciences. 10(15), 5064, (2020); doi.org/10.3390/app10155064.
- [3]. Vít Krátký, Pavel Petráček, Tomáš Báča, Martin Saska. "An autonomous unmanned aerial vehicle system for fast exploration of large complex indoor environments". Journal of Field Robotics. Volume38, Issue8. Pages 1036-1058, (2021). doi.org/10.1002/rob.22021.
- [4]. Pei-Hsiang Chung, Der-Ming Ma and Jaw-Kuen Shiau. "Design Manufacturing and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV". Open Access. 9(15), 3043, (2019); doi.org/10.3390/app9153043.
- [5]. Ghulam Farid, Hongwei Mo, Asad H. Baqar and Syed M. Ali. "Comprehensive Modelling And Static Feedback Linearization-Based Trajectory Tracking Control Of A Quadrotor Uav". Mechatronic Systems and Control (2018).
- [6]. Anli Lim · Bharath Ramesh · Yue Yang · Cheng Xiang · Zhi Gao · Feng Lin. "Real Time Optical flow-based Video Stabilization for Unmanned Aerial Vehicles". Journal of Real-Time Image Processing. Volume 16, pages 1975–1985 (2019).
- [7]. Felipe Ribas Silva De Azevedo. "Complete system for quadcopter control". Thesis, Universidade Federal Do Rio Grande Do Sul (2014).
- [8]. Fernando H.C.T.E , De silva A.T.A, De Zoysa M.D.C, Dilshan, Munasinghe S.R, "Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV". IEEE 8th International Conference on Industrial and Information Systems, (2013). doi: 10.1109/ICIInfS.2013.6731982.
- [9]. Sepulcre R, Jankovic M, Kokotovic P. "Constructive nonlinear control". Communications and control engineering series. Springer, Berlin (1997).
- [10]. İsmail Hakkı Şahin and Coşku Kasnakoğlu kasnakoglu. "A stability-guaranteed smooth-scheduled MIMO robust emergency autopilot for a lateral surface jammed UAV". Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Volume 232, Issue 12, (2017). doi.org/10.1177/0954410017714291.

#### ABSTRACT

##### **Design of stable flight of nonlinear controller for quadrotor form UAV**

*This article presents a method for designing a nonlinear controller for unmanned aircraft. This method uses a nonlinear model of a quadrotor UAV and a cascading two-loop control structure. The speed control loop is used to adjust the speed of the motors, the angle control loop is used to adjust the rotation angle of the UAV. By using the theory of cascade control system, the stability of the system has been proved. Using simulink matlab environment to simulate flight trajectory for UAV. The results show that the control system can control the UAV from takeoff, flying with different trajectories until landing in a stable way.*

**Keywords:** UAV; Quadrotor; PID; Modeling.