

# XÂY DỰNG BỘ ĐIỀU KHIỂN BACKSTEPPING ỔN ĐỊNH GÓC CHỨC NGÓC CHO UAV CẢNH BẰNG

## DESIGN BACKSTEPPING CONTROLLER STABILIZED PITCH ANGLE FOR FLAT-WING UAV

Đặng Tiến Trung<sup>1,\*</sup>

DOI: <http://doi.org/10.57001/huiv5804.2024.121>

### TÓM TẮT

Ổn định góc chúc ngóc có vai trò rất quan trọng trong ổn định đường bay, độ cao bay của UAV cánh bằng. Bài báo này trình bày kết quả xây dựng bộ điều khiển Backstepping ổn định góc chúc ngóc của UAV. Các kết quả kiểm nghiệm bằng mô phỏng trên phần mềm Matlab-Simulink cho thấy bộ điều khiển này đảm bảo được độ chính xác, giúp ổn định được kênh độ cao ngay cả khi có nhiễu mạnh.

**Từ khóa:** Điều khiển cuốn chiếu, phương tiện bay không người lái, góc chúc ngóc.

### ABSTRACT

Pitch angle stability plays a very important role in stabilizing the flight path and flight altitude of flat-wing UAVs. The article presents the results of building a Backstepping controller to stabilize the pitching angle of a UAV. Simulation test results on Matlab-Simulink software show that this controller ensures accuracy; Helps stabilize the height channel even when there is strong interference.

**Keywords:** Backstepping control, Unmanned Aerial Vehicle (UAV), pitch.

<sup>1</sup>Trường Đại học Điện lực

\*Email: dangtientrung@gmail.com

Ngày nhận bài: 25/01/2024

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 15/3/2024

Ngày chấp nhận đăng: 25/4/2024

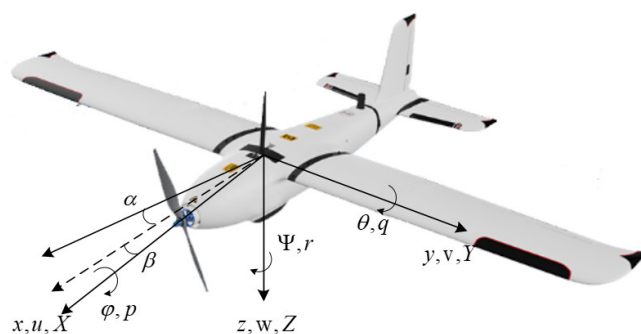
### 1. GIỚI THIỆU



Hình 1. UAV cánh bằng của không quân

UAV là phương tiện bay được điều khiển từ xa, tự bay theo lộ trình định sẵn hoặc theo điều khiển của các hệ thống máy tính. Thời gian qua, UAV không ngừng được nâng cấp, phát triển và có nhiều biến thể. Trong quân sự, vai trò của UAV đang ngày càng khẳng định tầm quan trọng trên chiến trường. Để điều khiển quỹ đạo bay của UAV cánh bằng cần có các bộ điều khiển các góc trạng thái như: góc chúc ngóc, các góc nghiêng quỹ đạo [1, 2]. Với điều kiện bay phức tạp, có nhiễu động gió, cần xây dựng bộ điều khiển bền vững, chống rung tốt, tác động nhanh. Qua khảo sát cho thấy bộ điều khiển Backstepping cho kết quả điều khiển tốt ngay cả khi có nhiễu loạn tác động [3-5].

### 2. MÔ HÌNH TOÁN UAV CẢNH BẰNG



Hình 2. Mô hình UAV gắn với các trục tọa độ

Động lực học UAV gắn với hệ trục tọa độ Oxyz (hình 2), Ox là trục dọc theo thân máy bay, Oy là trục bên vuông góc với thân, Oz là trục hướng xuống dưới. Gọi u, v và w là các hình chiếu vận tốc dọc theo trục khung UAV, ta có phương trình chuyển động của UAV như sau:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw + \frac{p_d S}{m} C_x - g \sin \theta + \frac{T}{M}, \\ \dot{v} &= pw - ru + \frac{p_d S}{m} C_y - g \cos \theta \sin \varphi, \\ \dot{w} &= qw - pv + \frac{p_d S}{m} C_z - g \cos \theta \cos \varphi, \end{aligned} \tag{1}$$

Trong đó: r, p, q là hình chiếu của vector tốc độ góc  $\vec{\omega}$  trên các trục, áp suất động của UAV  $p_d = \frac{\rho V^2}{2}$  với

$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$ ;  $T$  là lực đẩy UAV;  $\varphi, \theta, \psi$  lần lượt là góc lắc dọc, góc chúc ngóc, góc lắc ngang;  $S$  là diện tích cánh;  $g$  là gia tốc trọng trường;  $m$  khối lượng của UAV;  $C_x, C_y, C_z$  là hệ số khí động lực học theo các trục  $\bar{X}, \bar{Y}, \bar{Z}$ . Theo [3] ta có biểu thức khí động học  $C_x, C_y, C_z$  là:

$$C_x = C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha$$

$$C_y = C_{y\beta} + C_{y\delta_r} \delta_r + \frac{b}{2V} (C_{y_p} p + C_{y_r} r) \quad (2)$$

$$C_z = -C_D \sin \alpha - C_L \cos \alpha$$

Trong đó:  $\alpha, \beta$  là góc tấn và góc trượt bên;  $\delta_r$  là độ lệch cánh lái;  $b$  là sải cánh;  $C_L, C_D$  là hệ số lực nâng và lực cản.

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{L_\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{L_q} q), \quad (3)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_{\delta_e}} \delta_e + C_{D_{\delta_r}} \delta_r + \frac{C_L - C_{L_{min}}}{\pi e AR};$$

$\delta_e$  là độ lệch cánh nâng,  $\bar{c}$  giá trị trung bình khí động học.

Các phương trình hình chiếu của các mô men dọc theo trục hệ quy chiếu Oxyz là:

$$\dot{p} - \frac{l_{xz}}{I_x} \dot{r} = \frac{p_d S b}{I_x} C_l - \frac{l_z - l_y}{I_x} q r + \frac{l_{xz}}{I_x} p q,$$

$$\dot{q} = \frac{p_d S \bar{c}}{I_y} C_m - \frac{l_x - l_z}{I_y} p r - \frac{l_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) + \frac{l_e}{I_y} \Omega_e r, \quad (4)$$

$$\dot{r} - \frac{l_{xz}}{I_z} \dot{p} = \frac{p_d S b}{I_z} C_n - \frac{l_y - l_x}{I_z} p q - \frac{l_{xz}}{I_z} q r - \frac{l_e}{I_z} \Omega_e q,$$

$l_x, l_y, l_z$  lần lượt là mô men quán tính theo trục dọc;  $l_{xz}$  là mô men quán tính theo mặt phẳng;  $l_e$  là mô men quán tính động cơ cánh quạt;  $\Omega_e$  là tốc độ quay của cánh quạt;  $C_l, C_m, C_n$  là hệ số khí động học được tính theo biểu thức:

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + \frac{b}{2V} (C_{l_p} p + C_{l_r} r),$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{m_\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{m_q} q), \quad (5)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + \frac{b}{2V} (C_{n_p} p + C_{n_r} r).$$

### 3. THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN BACKSTEPPING ỔN ĐỊNH GÓC CHỨC NGÓC

Sai lệch theo góc chúc ngóc của UAV có dạng:

$$e_\theta = \theta - \theta_{ref} \quad (6)$$

Từ (6) có:  $\dot{e}_\theta = \dot{\theta}$  với  $\dot{\theta} = \gamma + \alpha \cos \varphi + \beta \sin \varphi \rightarrow$

$$\dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi$$

Theo đó có:

$$\dot{e}_\theta = -\mu_\theta e_\theta + \left( q + \frac{\mu_\theta e_\theta - r \sin \varphi}{\cos \varphi} \right) \cos \varphi \quad (7)$$

Với  $\mu_\theta$  là hằng số dương;  $\cos \varphi \neq 0$ . Mục đích điều khiển là để  $e_\theta \rightarrow 0$  khi đó  $\dot{e}_\theta = -\mu_\theta e_\theta$  nghĩa là:

$$q = \frac{-\mu_\theta e_\theta + r \sin \varphi}{\cos \varphi} \quad (8)$$

Để chứng minh hệ ổn định, chọn hàm Lyapunov như sau:

$$V_\theta(e_\theta) = \frac{1}{2} e_\theta^2 \quad (9)$$

Đạo hàm hai vế (9) có:

$$\dot{V}_\theta(e_\theta) = e_\theta \dot{e}_\theta = -\mu_\theta e_\theta^2 < 0, (\forall) \mu_\theta > 0. \quad (10)$$

Như vậy hệ (7) ổn định và hội tụ về 0. Biến sai số thứ 2 được chọn:

$$e_q = q - \bar{q}, \text{ với } \bar{q} = (-\mu_\theta e_\theta + r \sin \varphi) / \cos \varphi.$$

Hệ phương trình trạng thái theo sai số là:

$$\begin{cases} \dot{e}_\theta = -\mu_\theta e_\theta + e_q \cos \varphi \\ \dot{e}_q = \dot{q} - \dot{\bar{q}} \end{cases} \quad (11)$$

Thay (4) vào (11) có:

$$\dot{e}_q = \frac{p_d S \bar{c}}{I_y} C_m - \frac{l_x - l_z}{I_y} p r - \frac{l_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) - \dot{\bar{q}}; \text{ do } (l_e \ll l_y) \quad (12)$$

Thay  $C_m$  ở công thức (5) vào (12) có:

$$\dot{e}_q = \frac{p_d S \bar{c}}{I_y} \left[ C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{m_\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{m_q} q) \right] - \frac{l_x - l_z}{I_y} p r - \frac{l_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) - \dot{\bar{q}} \quad (13)$$

Vì  $\dot{\alpha} \ll 0$  nên có thể bỏ qua, thay  $\alpha = (\theta - \gamma - \beta \sin \varphi) / \cos \varphi$  có:

$$\dot{e}_q = \frac{p_d S \bar{c}}{I_y} \left[ C_{m_0} + C_{m_\alpha} \frac{\theta - \gamma - \beta \sin \varphi}{\cos \varphi} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right] + \frac{p_d S \bar{c}}{I_y} \frac{\bar{c}}{2V} C_{m_q} q - \frac{l_x - l_z}{I_y} p r - \frac{l_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) - \dot{\bar{q}} \quad (14)$$

Để  $e_q$  tiến về 0, chọn hàm Lyapunov sau:

$$V_q(e_\theta, e_q) = \frac{1}{2} e_\theta^2 + \frac{1}{2} e_q^2 \quad (15)$$

Đạo hàm hai vế (15), sau biến đổi có:

$$\begin{aligned} \dot{V}_q(e_\theta, e_q) &= e_\theta \dot{e}_\theta + e_q \dot{e}_q = e_\theta (-\mu_\theta e_\theta + e_q \cos \varphi) + e_q \dot{e}_q \\ &= -\mu_\theta e_\theta^2 + e_q (e_\theta \cos \varphi + \dot{e}_q) \\ &= -\mu_\theta e_\theta^2 - \mu_q e_q^2 + e_q (e_\theta \cos \varphi + \mu_q e_q + \dot{e}_q) \end{aligned} \quad (16)$$

Với  $\mu_q$  là hằng số dương. Vì  $-\mu_\theta e_\theta^2 - \mu_q e_q^2 < 0$  nên để  $\dot{V}_q(e_\theta, e_q) < 0$  cần:

$$e_q (e_\theta \cos \varphi + \mu_q e_q + \dot{e}_q) = 0 \quad (17)$$

Hay

$$\begin{aligned} \frac{p_d S \bar{c}}{I_y} \left[ C_{m_0} + C_{m_\alpha} \frac{\theta - \gamma - \beta \sin \varphi}{\cos \varphi} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + \frac{\bar{c}}{2V} C_{m_q} q \right] \\ + e_\theta \cos \varphi + \mu_q e_q - \frac{l_x - l_z}{I_y} p r - \frac{l_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) - \dot{\bar{q}} = 0 \end{aligned} \quad (18)$$

Kết quả góc lệch cánh nâng có giá trị sau:

$$\delta_e = \frac{I_y}{p_d S \bar{c} C_{m_{\delta_e}}} \left( \delta_1 - \frac{p_d S \bar{c}}{I_y} \cdot \delta_2 + \delta_3 \right) \quad (19)$$

Với

$$\begin{aligned} \delta_1 &= -e_\theta \cos \varphi - \mu_q e_q \\ \delta_2 &= C_{m_0} + C_{m_\alpha} \frac{\theta - \gamma - \beta \sin \varphi}{\cos \varphi} + \frac{\bar{c}}{2V} C_{m_q} q \\ \delta_3 &= \frac{I_x - I_z}{I_y} pr + \frac{I_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) + \dot{q} \end{aligned} \quad (20)$$

Việc thiết kế bộ điều khiển cho các góc nghiêng quỹ đạo được thực hiện tương tự. Chất lượng của bộ điều khiển được thể hiện trong mô phỏng bằng phần mềm Matlab-Simulink.

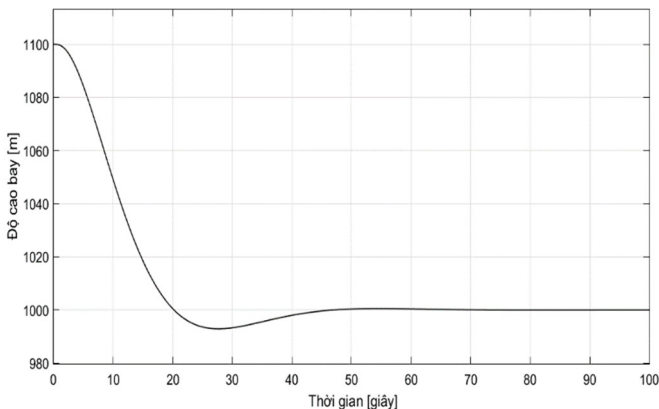
#### 4. MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ

##### 4.1. Tham số mô phỏng

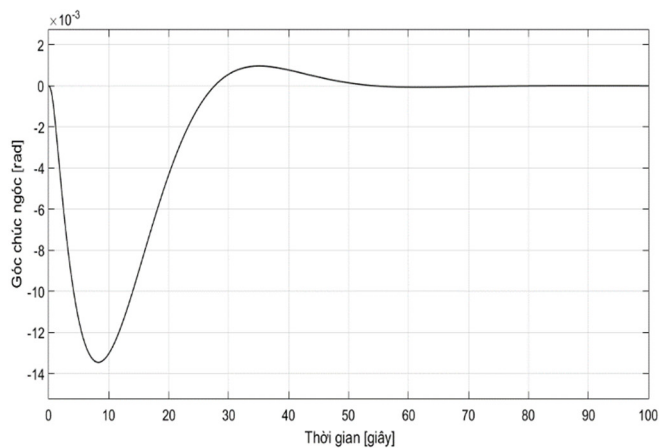
UAV có kích thước nhỏ: sải cánh  $b = 1,5m$ , diện tích bề mặt cánh  $S = 0,52m^2$ , dây cung khí động học trung bình  $\bar{c} = 0,8m$  và khối lượng  $m = 3,9kg$ ;  $V = 17m/s$ ;  $\alpha = 1,24^\circ$ ;  $\beta = 0,25^\circ$ ;  $H = 1000m$ ;  $\delta_e = 9,1 \cdot 10^{-2} rad$ ;  $\delta_a = 1,04 \cdot 10^{-2} rad$ ;  $\delta_r = -5,67 \cdot 10^{-2} rad$ ;  $\delta_T = 0,045$ .

##### 4.2. Kết quả mô phỏng

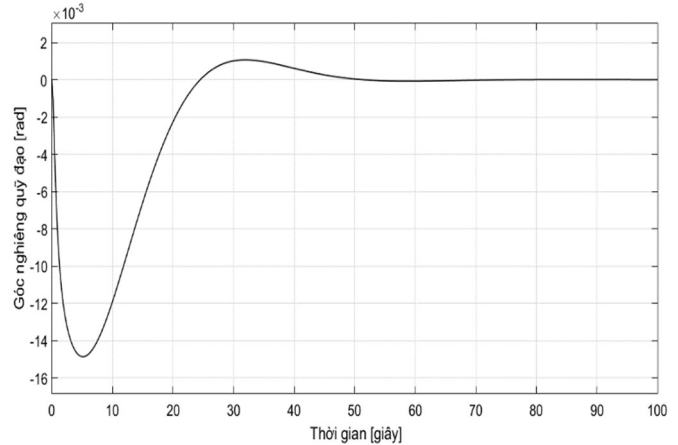
+ Trường hợp 1: Độ cao UAV hạ độ cao ( $\Delta H = 100m$ ), không có nhiễu.



Hình 3. Độ cao của UAV thay đổi trường hợp không có nhiễu



Hình 4. Góc chúc ngóc của UAV thay đổi trường hợp không có nhiễu

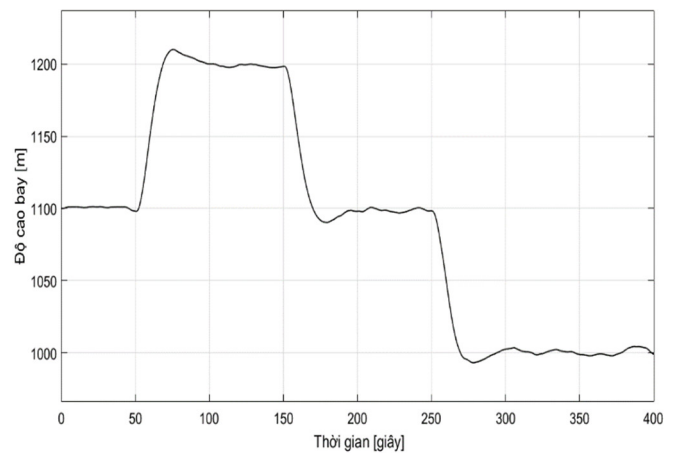


Hình 5. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV thay đổi trường hợp không có nhiễu

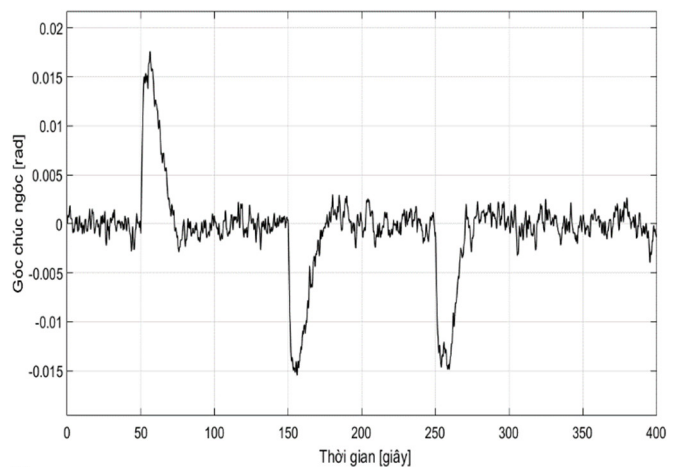
Trong trường hợp không có nhiễu, khi độ cao bay thay đổi, góc chúc ngóc và góc nghiêng quỹ đạo đáp ứng nhanh và ổn định, không dao động.

+ Trường hợp 2: Độ cao bay thay đổi ( $\Delta H = 100m$ ), có nhiễu động gió.

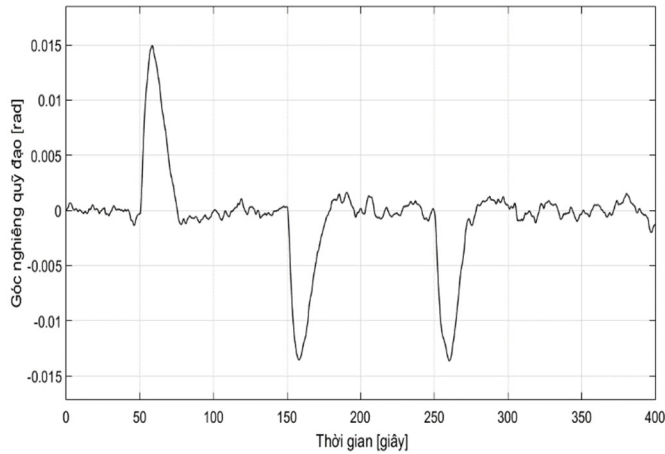
Trường hợp có nhiễu động gió trên cao, bộ điều khiển nhanh chóng ổn định độ cao, góc chúc ngóc và góc nghiêng quỹ đạo có dao động, nhưng với biên độ nhỏ, đảm bảo được quá trình điều khiển.



Hình 6. Độ cao của UAV thay đổi trường hợp có nhiễu



Hình 7. Góc chúc ngóc của UAV thay đổi trường hợp có nhiễu



Hình 8. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV thay đổi trường hợp có nhiễu

### 4.3. Nhận xét kết quả

Qua kết quả mô phỏng ta thấy, bộ điều khiển Backstepping cho góc chúc góc, góc nghiêng quỹ đạo có hiệu quả tốt trong vòng điều khiển UAV. Quá trình quá độ của kênh độ cao khi sử dụng bộ điều khiển để xuất độ quá chỉnh rất nhỏ, thời gian quá độ ngắn, quá trình điều khiển êm ái, chống rung tốt. Các góc chúc góc, góc nghiêng quỹ đạo ổn định, giảm được dao động khi có nhiễu khí động học.

### 5. KẾT LUẬN

Bài báo đã trình bày kết quả xây dựng bộ điều khiển Backstepping cho kênh điều khiển góc chúc góc và góc nghiêng quỹ đạo của UAV cánh bằng cỡ nhỏ. Nội dung bài báo đã xây dựng mô hình toán, tổng hợp bộ điều khiển, mô phỏng bằng phần mềm Matlab-Simulink. Các kết quả kiểm nghiệm cho thấy:

- Thứ nhất, việc sử dụng bộ điều khiển Backstepping làm tăng tính ổn định của hệ thống, đảm bảo độ chính xác trong điều khiển.
- Thứ hai, phương pháp này đã giúp giảm tối đa sai số và hiện tượng dao động, trong điều kiện hệ thống chịu ảnh hưởng của các yếu tố phi tuyến, nhiễu loạn khí động học trong quá trình bay.

### TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1] Q. Wang, R. F. Stengel, "Robust nonlinear flight control of a higher performance aircraft," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 13(1):15-26, 2005.

[2]. B. A. Sharif, A. Ucar, "State feedback and LQR controllers for an inverted pendulum system," in *2013 The International Conference on Technological Advances in Electrical, Electronics and Computer Engineering (TAECE)*, 298-303, 2013.

[3]. Hemanshu R, Bilal A, Garratt M., "Velocity control of a UAV using backstepping control," in *Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision & Control*, Manchester Grand Hyatt Hotel San Diego, CA, USA, 5894-5899, 2006.

[4]. Azinheira JR, Moutinho A., "Hover control of an UAV with backstepping design including input saturations," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 16(3):517-526, 2008.

[5]. L. Sonneveldt, Q. P. Chu, J. A. Mulder, "Nonlinear flight control design using constrained adaptive backstepping," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 30(2):322-336, 2007.

### AUTHOR INFORMATION

**Dang Tien Trung**

Electric Power University, Vietnam