

## Đánh giá các thuật toán điều khiển thích nghi ổn định góc nghiêng quỹ đạo của thiết bị bay loại nhỏ

Hoàng Minh Đắc\*, Nguyễn Việt Phương

Viện Tên lửa, Viện Khoa học và Công nghệ quân sự.

\*Email: hoangminhdac@gmail.com

Nhận bài: 13/9/2023; Hoàn thiện: 10/11/2023; Chấp nhận đăng: 15/11/2023; Xuất bản: 10/12/2023.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.FEE.2023.49-54>

### TÓM TẮT

Bài báo này sẽ trình bày các dạng điều khiển thích nghi (thích nghi theo biến trạng thái và thích nghi theo tín hiệu đầu ra) để ổn định góc nghiêng quỹ đạo của UAV loại nhỏ trong điều kiện nhiễu gió. Trong đó, có sự đánh giá khả năng làm việc của hai loại điều khiển thích nghi này. Kết quả mô phỏng bằng MATLAB/SIMULINK với mô hình UAV giả định cho thấy rằng, các bộ điều khiển thích nghi đã làm giảm đáng kể tác động của nhiễu gió, nâng cao đáng kể an toàn bay cho UAV. Trong các kết quả cũng cho thấy rằng, bộ điều khiển thích nghi theo biến trạng thái có sai số trạng thái nhỏ hơn và thời gian quá độ ngắn hơn so với bộ điều khiển thích nghi theo tín hiệu đầu ra.

**Từ khóa:** Nhiễu động gió; Máy bay không người lái; Điều khiển phi tuyến; Điều khiển thích nghi.

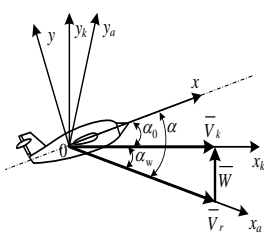
### 1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Sự phát triển của khoa học và công nghệ, đặc biệt là sự phát triển của lý thuyết điều khiển hiện đại cho phép cải tiến các luật điều khiển đối với UAV. Các phương pháp thích nghi kinh điển [1-3] được tổng hợp dựa trên các biến trạng thái (đo được, hay không đo được) của đối tượng điều khiển đưa đến việc thiết kế và tổng hợp các hệ thống điều khiển phức tạp, gây ra sai số (do các cảm biến), làm cho các hệ thống điều khiển trở nên cồng kềnh và kém linh hoạt. Do đó, việc nghiên cứu các hệ thống điều khiển thích nghi mới không phụ thuộc vào các biến trạng thái [4, 5] nhằm giảm bớt các hạn chế trên đang là hướng nghiên cứu khả thi. Đặc biệt đối với các đối tượng điều khiển có yêu cầu khắc khe về kích thích và trọng lượng đặc biệt là các loại máy bay không người lái loại nhỏ [6, 7].

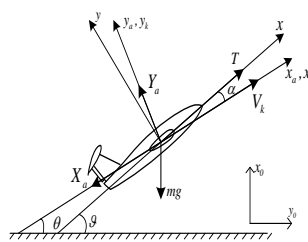
So với các công bố [5] Trong bài báo này sẽ tiến hành xây dựng mô hình UAV có chứa thành phần nhiễu động, bài toán sẽ trở nên phức tạp vì cần thiết phải xây dựng trong tín hiệu điều khiển thành phần hạn chế nhiễu loạn này. Đồng thời trong bài báo này cũng tiến hành so sánh hai dạng thuật toán thích nghi theo biến trạng thái [4] và thích nghi theo tín hiệu đầu ra. Từ đó, đưa đến các kết luận quan trọng về ưu, nhược điểm của các bộ điều khiển thích nghi (theo biến trạng thái và theo tín hiệu đầu ra) và định hướng nghiên cứu, đi đến ứng dụng nhằm cải thiện chất lượng của các bộ điều khiển của UAV. Từ kết quả tính toán, mô phỏng sẽ đánh giá khả năng làm việc của các thuật toán thích nghi (thông qua việc so sánh với bộ điều khiển không thích nghi modal).

### 2. XÂY DỰNG MÔ HÌNH TOÁN HỌC PHI TUYẾN CỦA TBB KHI ẢNH HƯỞNG CỦA NHIỀU GIÓ

#### 2.1. Xây dựng mô hình toán học của thiết bị bay



Hình 1. Ảnh hưởng của gió đến góc tấn.



Hình 2. Chuyển động TTB trong mặt phẳng đứng.

Đối tượng xem xét TBB có cánh thẳng kích thước hữu hạn và đối xứng. Các hệ tọa độ:  $x_0y_0$ ,  $x_a0y_a$ ;  $x_k0y_k$  là các hệ tọa độ mặt đất, hệ tọa độ vận tốc và hệ tọa độ liên kết.

Mô hình toán học chuyển động của TBB có dạng [5, 8]:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \frac{P + C_{y\alpha}qS}{mV_k} \alpha; \\ \dot{\alpha} = -\frac{P + C_{y\alpha}qS}{mV_k} \alpha + \omega_z + W(t); \\ \dot{\omega}_z = \frac{Sq b_a m_{z\alpha}}{J_z} \alpha + \frac{M_{z\omega_z}}{J_z} \omega_z + \frac{M_{z\delta_c}}{J_z} \delta_c. \end{cases} \quad (1)$$

Trong đó:  $V_k$  - Vận tốc của TBB;  $m$  - Trọng lượng TBB;  $T$  là lực đẩy của động cơ;  $\vartheta, \theta, \alpha$  - Góc chúc ngóc, góc nghiêng quỹ đạo, góc tấn công của TBB;  $\omega_z = \dot{\vartheta}$  - Vận tốc góc theo trục  $z$ ;  $M_z$  - Mômen theo trục  $z$ ;  $J_z$  - Mômen quán tính theo trục  $z$ .  $Y_a = Sq c_{y\alpha}$  - Lực nâng;  $q = \rho V_k^2 / 2$  - Khối lượng riêng không khí;  $S$  - Diện tích đặc trưng của TBB;  $\rho$  - Mật độ không khí;  $c_{y\alpha}$  - Hệ số lực nâng;  $\alpha$  - Góc tấn công của TBB;  $\alpha_0$  là góc tấn công ban đầu khi chưa có tác động của nhiễu gió;  $\alpha_w$  là góc tấn công khi tính đến ảnh hưởng của nhiễu gió;  $W(t) = \alpha_w = W_{yo} / V_k$ .

Ta viết hệ tuyến tính hóa (1) ở dạng ma trận vector:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_0 \mathbf{x} + \mathbf{B}_0 u + \mathbf{F} W(t); y = \mathbf{c}^T \mathbf{x}. \quad (2)$$

Trong đó:  $\mathbf{x} = (x_1 \ x_2 \ x_3)^T = (\theta \ \alpha \ \omega_z)^T$ ;  $\mathbf{A}_0, \mathbf{B}_0, \mathbf{F}, \mathbf{c}$  là các ma trận hằng số

$$\mathbf{A}_0 = \begin{pmatrix} 0 & a_{y\alpha} & 0 \\ 0 & -a_{y\alpha} & 1 \\ 0 & a_{z\alpha} & a_{z\omega_z} \end{pmatrix}; \mathbf{B}_0 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ a_{z\delta_c} \end{pmatrix}; \mathbf{F} = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}; \mathbf{c} = (k_c \ 0 \ 0)^T \quad (3)$$

Trong đó:  $a_{y\alpha} = \frac{P + C_{y\alpha}qS}{mV_k}$ ;  $a_{z\alpha} = \frac{Sq b_a m_{z\alpha}}{J_z}$ ;  $a_{z\omega_z} = \frac{M_{z\omega_z}}{J_z}$ ;  $a_{z\delta_c} = \frac{M_{z\delta_c}}{J_z}$ ;  $u = \delta_c$ .

## 2.2. Tổng hợp bộ điều khiển tuyến tính modal

Điều khiển Modal, là một phân hồi tuyến tính hoàn chỉnh về trạng thái, sẽ có dạng sau:

$$u_n = \mathbf{k}^T \mathbf{x} = k_1 \theta + k_2 \alpha + k_3 \omega_z, \quad (4)$$

Trong đó:  $\mathbf{k} = (k_1 \ k_2 \ k_3)^T$  là vector của các hệ số phản hồi các biến trạng thái, được xác định dựa vào tính ổn định của hệ (4). Đa thức đặc trưng của hệ thống khép kín (4):

$$\varphi(\lambda) = \det(\mathbf{A}_0 + \mathbf{B}_0 \mathbf{k}^T - \lambda \mathbf{E}) \quad (5)$$

Trong đó,  $\mathbf{E}$  là ma trận đơn vị.

Thay các ma trận  $\mathbf{A}_0, \mathbf{B}_0$ , ta viết lại (5) như sau:

$$\begin{aligned} \varphi(\lambda) = & -\lambda^3 + (-a_{y\alpha} + a_{z\omega_z} + a_{z\delta_c} k_3) \lambda^2 + \\ & (a_{z\alpha} + a_{y\alpha} a_{z\omega_z} + a_{z\delta_c} k_2 + a_{y\alpha} a_{z\delta_c} k_3) \lambda + a_{y\alpha} a_{z\delta_c} k_1. \end{aligned} \quad (6)$$

Chọn đa thức đặc trưng mong muốn dưới dạng:

$$\varphi_{\text{жсн}}(\lambda) = \lambda^3 + 3\omega_0\lambda^2 + 3\omega_0^2\lambda + \omega_0^3. \quad (7)$$

Các gốc của nó là bội của số thực âm dạng:  $\lambda_{1,2,3} = -\omega_0$ ,

Trong đó,  $\omega_0$  là dải mong muốn của hệ thống kín, quyết định hiệu quả của hệ.

Đồng nhất các hệ số ở cùng một độ của biến trong các đa thức (6) và (7), ta có hệ phương trình đại số để tính toán các hệ số phản hồi  $k = \{k_1, k_2, k_3\}$

$$\begin{cases} -a_{y\alpha} + a_{z\omega_z} + a_{z\delta_c} k_3 = -3\omega_0; \\ a_{z\alpha} + a_{y\alpha} a_{z\omega_z} + a_{z\delta_c} k_2 + a_{y\alpha} a_{z\delta_c} k_3 = -3\omega_0^2; \\ a_{y\alpha} a_{z\delta_c} k_1 = -\omega_0^3. \end{cases} \quad (8)$$

Dải mong muốn của một hệ thống kín, quyết định khả năng đáp ứng của nó là  $\omega_0$ . Chọn  $\omega_0 = 7$ . Từ (10) xác định được:  $\mathbf{k} = (-91.5304; -91.8163; -23.8006)$

### 2.3. Tổng hợp bộ điều khiển thích nghi theo biến trạng thái

Xem xét đối tượng (3). Sử dụng tín hiệu điều khiển thích nghi [1, 5] có dạng sau:

$$u_a = \mathbf{k}_A^T \mathbf{x} + k_b u_0 \quad (9)$$

Trong đó,  $\mathbf{k}_A$  vector cột và  $k_b$  vô hướng là các tham số điều chỉnh thích nghi

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{k}}_A^T = -\mathbf{b}_M^T \mathbf{P} \mathbf{e} \mathbf{x}^T \Gamma_A, \\ \dot{k}_b = -\gamma_b \mathbf{b}_M^T \mathbf{P} \mathbf{e} u_0, \end{cases} \quad (10)$$

Trong đó,  $\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_M$  – Vector sai số n chiều, đặc trưng cho độ lệch của trạng thái đối tượng so với trạng thái mô hình tham chiếu,  $\Gamma_A$  – Ma trận xác định dương đối xứng,  $\gamma_b$  – Độ lợi của thuật toán điều chỉnh dương,  $\mathbf{P}$  – Ma trận xác định dương đối xứng thỏa mãn phương trình Lyapunov có dạng sau:

$$\mathbf{A}_M^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_M = -\mathbf{Q} \quad (11)$$

Trong đó,  $\mathbf{Q}$  là ma trận xác định dương đối xứng tùy ý (cụ thể là đường chéo).

### 2.4. Tổng hợp thuật toán điều khiển thích nghi tín hiệu đầu ra

Biến đổi (3) về dạng SISO [4, 5] như sau:

$$\begin{aligned} y = W_{\theta}^{\delta_c} = & \frac{a_{z\delta_c} a_{y\alpha}}{s^3 - (a_{z\omega_z} - a_{y\alpha})s^2 - (a_{z\alpha} + a_{y\alpha} a_{z\omega_z})s} u(t) + \\ & + \frac{a_{y\alpha} s - a_{y\alpha} a_{z\omega_z}}{s^3 - (a_{z\omega_z} - a_{y\alpha})s^2 - (a_{z\alpha} + a_{y\alpha} a_{z\omega_z})s} W(t); \end{aligned} \quad (12)$$

Chọn hàm mẫu có dạng  $y^* = \theta^*$ , ta có quan hệ bậc của đối tượng  $\rho = 3$ , chọn đa thức có dạng  $\alpha(p) = (p+1)^2$ , thuật toán điều khiển có dạng:

$$u_m = -(\mu + \kappa) \alpha(p) \cdot \hat{e} \quad (13)$$

Theo mục [5, 6] nhận được:

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = \sigma \xi_2 \\ \dot{\xi}_2 = \sigma(-\xi_1 - 2\xi_2 + e) \end{cases} \quad (14)$$

$$\hat{e} = \xi_1; e(t) = y(t) - \hat{y}(t);$$

Biến đổi (12) ta có luật thích nghi đầu ra:

$$y(t) = -(\mu + k) \cdot \hat{e} \cdot \frac{a_{m_z}^{\delta_c} a_{y\alpha} (s^2 + 2s + 1)}{s^3 - (a_{z\omega_z} - a_{y\alpha}) s^2 - (a_{z\alpha} + a_{y\alpha} a_{z\omega_z}) s + (\mu + k) a_{z\delta_c} a_{y\alpha} (s^2 + 2s + 1)} + \frac{a_{y\alpha} s - a_{y\alpha} a_{z\omega_z}}{s^3 - (a_{z\omega_z} - a_{y\alpha}) s^2 - (a_{z\alpha} + a_{y\alpha} a_{z\omega_z}) s + (\mu + k) a_{z\delta_c} a_{y\alpha} (s^2 + 2s + 1)} W(t);$$

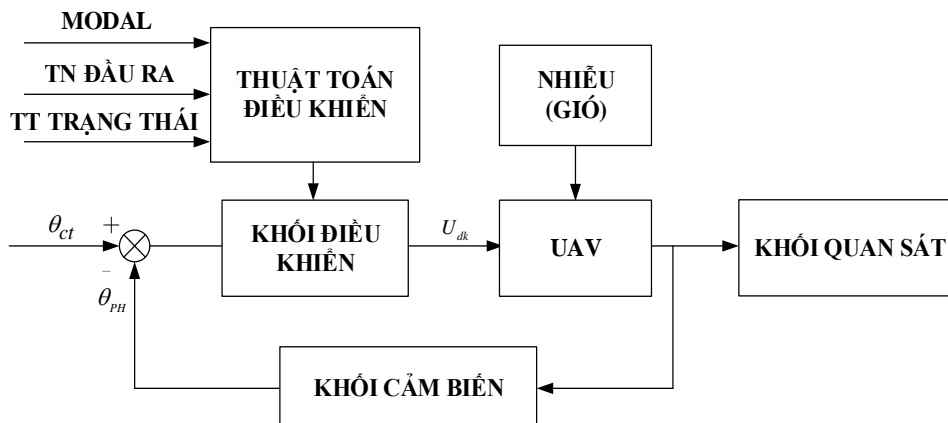
### 3. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG VÀ THẢO LUẬN

Cho đối tượng mô phỏng có các đặc trưng kỹ thuật cơ bản của UAV-70V:

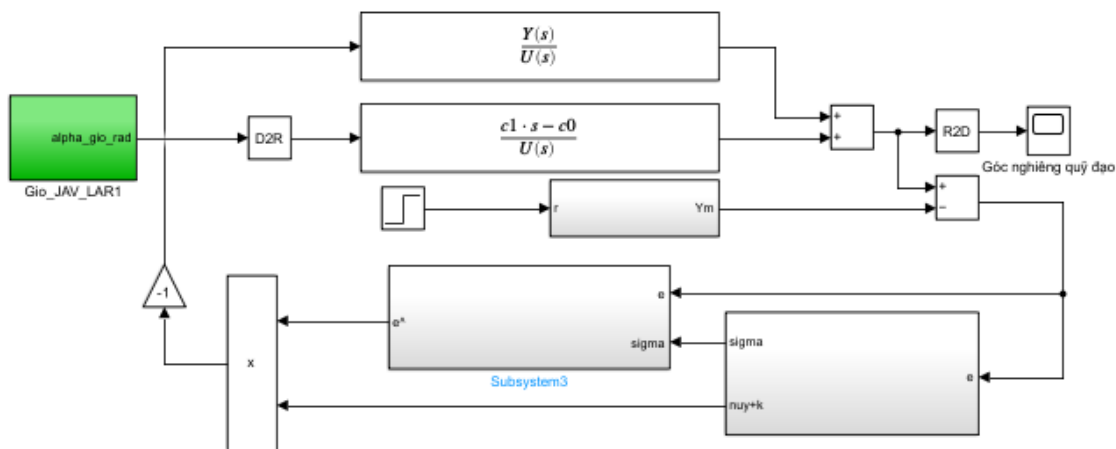
+ Chiều dài: 2707 mm; Khối lượng: 56.5 kg; Diện tích cánh: 1.05 m<sup>2</sup>; Sải cánh: 3000 mm; Dây cung khí động trung bình: 350 mm; Tốc độ bay hành trình: 40 m/s. Mô men quán tính: 31.3 kg.m<sup>2</sup>

$$C_{y\alpha} = 5.913(1/rad); m_{z\alpha} = -1.4515(1/rad); m_z^{\omega_z} = -16.0505; m_z^{\delta_c} = -2.2136(1/rad);$$

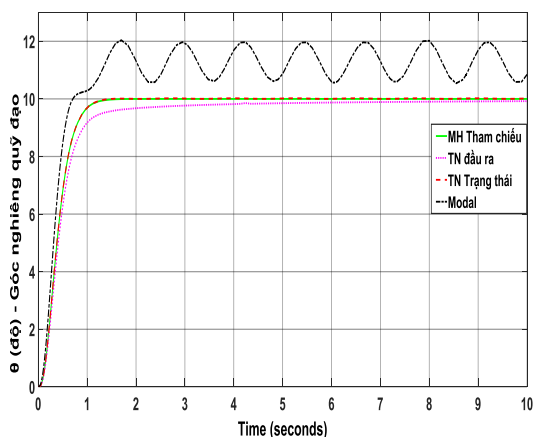
**Bài toán mô phỏng:** Mô phỏng góc nghiêng quỹ đạo khi sử dụng các phương pháp điều khiển khi cho vận tốc UAV:  $V_k = [V1 \ V2 \ V3 \ V4] = [40 \ 100 \ 150 \ 200](m/s)$  và biên độ nhiễu động gió  $W_{y0} = 5$ , quy mô nhiễu động  $L=50(m)$ .



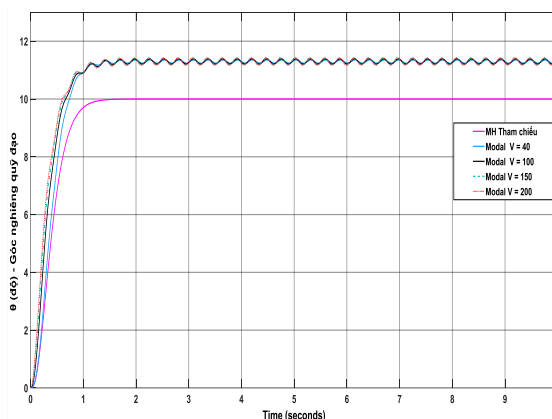
Hình 3. Sơ đồ tổ chức mô phỏng.



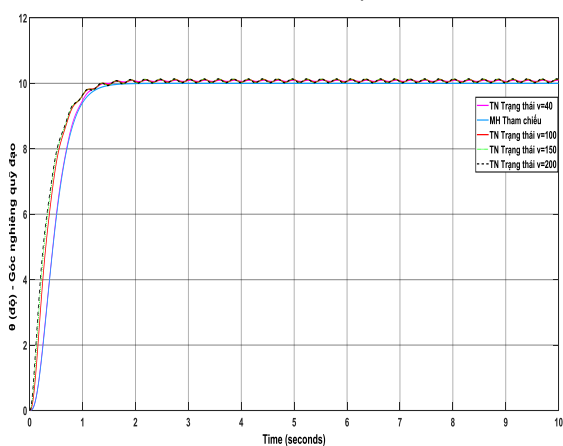
Hình 4. Sơ đồ mô phỏng điều khiển thích nghi theo tín hiệu đầu ra UAV cỡ nhỏ.



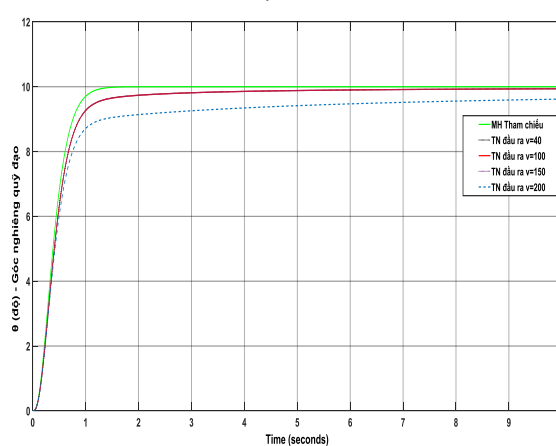
**Hình 5.** Phản ứng của góc nghiêng quỹ đạo của UAV khi so sánh ba bộ điều khiển.



**Hình 6.** Phản ứng của góc nghiêng quỹ đạo của UAV với bộ điều khiển modal.



**Hình 7.** Phản ứng của góc nghiêng quỹ đạo của UAV với thích nghi trạng thái.



**Hình 8.** Phản ứng của góc nghiêng quỹ đạo của UAV với thích nghi theo tín hiệu đầu ra.

**Nhận xét:** Qua kết quả mô phỏng với nhiễu gió đứng  $W_{y0} = 5$  (m/s) và quy mô nhiễu gió  $L = 50$  (m) như trên (hình 5, 6, 7, 8). Khi vận tốc UAV càng lớn thì bộ điều khiển Modal có sai số càng lớn, dễ mất điều khiển. Chất lượng điều khiển của phương pháp điều khiển thích nghi theo đầu ra đạt được trạng thái ổn định, bền vững, tuy nhiên, khả năng đáp ứng của hệ thống chậm và sai số tương đối. Đối với phương pháp điều khiển thích nghi theo biến trạng thái, chất lượng điều khiển tốt, ổn định và sai số nhỏ, khả năng đáp ứng của hệ thống nhanh. Kết quả mô phỏng phù hợp với các kết quả lý thuyết.

#### 4. KẾT LUẬN

Qua các kết quả khảo sát rút ra một số kết luận như sau:

- Các phương pháp điều khiển thích nghi theo đầu ra và trạng thái đều cho chất lượng điều khiển tốt hơn và sai số trạng thái nhỏ hơn đáng kể so với phương pháp điều khiển không thích nghi.
- Khi vận tốc UAV thay đổi, chất lượng điều khiển của phương pháp thích nghi trạng thái tốt hơn so với phương pháp thích nghi đầu ra (sai số trạng thái nhỏ hơn và thời gian quá độ ngắn hơn). Tuy nhiên, bộ điều khiển thích nghi trạng thái thực hiện tương đối phức tạp do phụ thuộc vào các biến trạng thái. Ngược lại phương pháp thích nghi theo tín hiệu đầu ra tương đối đơn giản (vì không sử dụng bộ quan sát trạng thái), do đó, hệ thống điều khiển sẽ có cấu trúc đơn giản và kích thước nhỏ hơn. Tuy nhiên, điều này làm giảm khả năng đáp ứng của hệ thống và gây ra sai số.

Do đó, tùy thuộc mục đích và yêu cầu độ chính xác, có thể lựa chọn áp dụng một trong hai phương pháp thích nghi trong nhiệm vụ thiết kế, chế tạo UAV.

### TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Путов В.В., Шелудько В.Н. “Адаптивные и модальные системы управления многомассовыми нелинейными упругими механическими объектами”//СПб.: Элмор - 243 с, (2007).
- [2]. Nguyễn Công Định, Đàm Hữu Nghị, Nguyễn Văn Quảng, “Tổng hợp điều khiển chuyển động của tên lửa dựa trên phương pháp phi tuyến backstepping”/Tập chí KHKT& CNQS (Viện KHKT&CNQS), số 16, (2006).
- [3]. А.Л. Фрадков, Адаптивное управление в сложных системах, Бесписковые Методы, издательство “Наука”, Москва, (1990).
- [4]. А. А. Бобцов, А. А. Капитонов, Н. А. Николаев, Управление по выходу нелинейными системами с неучтенной динамикой, Автомат и телемех., выпуск 12, 3–10, (2010).
- [5]. Nguyễn Đức Thành, Hoàng Minh Đắc, Nguyễn Việt Phương, “Điều khiển thiết bị bay có chứa các thành phần tham số bất định trên cơ sở phương pháp thích nghi theo tín hiệu đầu ra”/Tập chí KHKT& CNQS (Viện KHKT&CNQS), số 66, (2020).
- [6]. Ю.П. Доброленский, “Динамика полета в неспокойной атмосфере”, М., Изд. Машиностроение, (1969).
- [7]. JAR-VLA: Joint Airworthiness Requirements for very light aeroplanes, (1990).
- [8]. Nguyễn Đức Cường, “Mô hình hóa và mô phỏng chuyển động của các khí cụ bay tự động”, NXB Quân đội nhân dân, Hà Nội, (2002).

### ABSTRACT

#### Evaluation of adaptive control algorithms for flight path angle stabilization of small aerial vehicles

*This paper presents adaptive control schemes (state-based and output-based adaptation) to stabilize the flight path angle of small UAVs under wind turbulence conditions. The performance of the two adaptive control schemes is evaluated. Simulation results using MATLAB/SIMULINK with an assumed UAV model show that the adaptive controllers significantly reduce the impact of wind turbulence, greatly enhancing flight safety. The results also show that the state-based adaptive controller has smaller steady-state errors and shorter settling times compared to the output-based adaptive controller.*

**Keywords:** Wind turbulence; UAV; Adaptive control; Steep-gradient algorithm.