

Tổng hợp thuật toán điều khiển thông minh cho một lớp thiết bị bay

Trần Tuấn Đôn^{1*}, Nguyễn Quang Hùng², Nguyễn Quang Vịnh¹, Phạm Quang Hiếu³

¹Viện Tên lửa, Viện Khoa học và Công nghệ quân sự, 17 Hoàng Sâm, Cầu Giấy, Hà Nội, Việt Nam;

²Trường Đại học Công nghệ Đông Á, đường Trịnh Văn Bô, Nam Từ Liêm, Hà Nội, Việt Nam.

³Khoa Tên lửa-Pháo tàu, Học viện Hải quân, 30 Trần Phú, TP Nha Trang, Tỉnh Khánh Hòa, Việt Nam.

*Email: trantuandon88@gmail.com

Nhận bài: 30/5/2024; Hoàn thiện: 27/6/2024; Chấp nhận đăng: 12/8/2024; Xuất bản: 25/8/2024.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.97.2024.50-58>

TÓM TẮT

Thiết bị bay tự động trong Hải quân là loại thiết bị bay hiện đại được sử dụng khá phổ biến trong lĩnh vực quân sự. Các kỹ thuật hiện nay chủ yếu được nghiên cứu dựa trên lý thuyết điều khiển tuyến tính, do vậy, các phần tử phi tuyến trong mô hình của đối tượng có thể bị bỏ qua hoặc yếu tố nhiễu ngoài trong môi trường hoạt động. Vì vậy, bài báo trình bày phương pháp tổng hợp thuật toán điều khiển mờ thích nghi cho một lớp thiết bị bay tự động trong Hải quân để ổn định các góc đặc trưng mong muốn. Thực hiện khảo sát trong môi trường Matlab/Simulink với các tham số giả định, đồng thời so sánh với bộ điều khiển PID để chứng minh cho ưu điểm của thuật toán đề xuất.

Từ khóa: Thiết bị bay tự động; Tên lửa; UAV; Mạng mờ thích nghi nhân tạo.

1. GIỚI THIỆU

Thiết bị bay tự động (TBB) như tên lửa, UAVs,... đã và đang được sử dụng phổ biến trong quân đội nói chung và Hải quân nói riêng. Với các thế hệ tên lửa cũ, do sự hạn chế về công nghệ nên gặp nhiều khó khăn trong triển khai các thuật toán điều khiển phức tạp. Các hệ thống điều khiển tên lửa cũ chủ yếu được xây dựng dựa trên lý thuyết điều khiển tuyến tính dùng với các bộ điều khiển kinh điển (PID). Công trình [3] trên cơ sở ứng dụng điều khiển mô hình dự báo để nghiên cứu thiết kế hệ thống điều khiển tên lửa. Tác giả của [3] cũng đã sử dụng mô hình TBB dạng tuyến tính dùng để xây dựng thuật toán điều khiển. Công trình [11] đã nghiên cứu tổng hợp hệ thống điều khiển thích nghi cho một lớp đối tượng có tham số biến đổi là khối lượng TBB. Tuy nhiên, mô hình động học TBB trong [11] đều được tuyến tính hóa dưới dạng hàm truyền. Ngày nay, với sự phát triển ngày càng mạnh mẽ của khoa học máy tính, trên các tên lửa hiện đại đã được lắp các máy tính chuyên dụng (máy tính trên khoang) cho phép thực hiện các bài toán điều khiển phức tạp, tốc độ xử lý nhanh. Bên cạnh đó, sự phát triển của lý thuyết điều khiển thông minh có thể ứng dụng để tổng hợp hệ thống điều khiển tên lửa với các tham số của mô hình bất định. Gần đây, nhiều kết quả nghiên cứu đã thực hiện thành công bằng áp dụng mạng mờ –mờ vào hệ thống điều khiển, mạng mờ (có khả năng học và tối ưu hóa) kết hợp với khả năng suy luận mờ vào việc xử lý thông tin không chắc chắn sẽ giải quyết tốt các hệ thống phi tuyến và mô hình động lực học không chắc chắn.

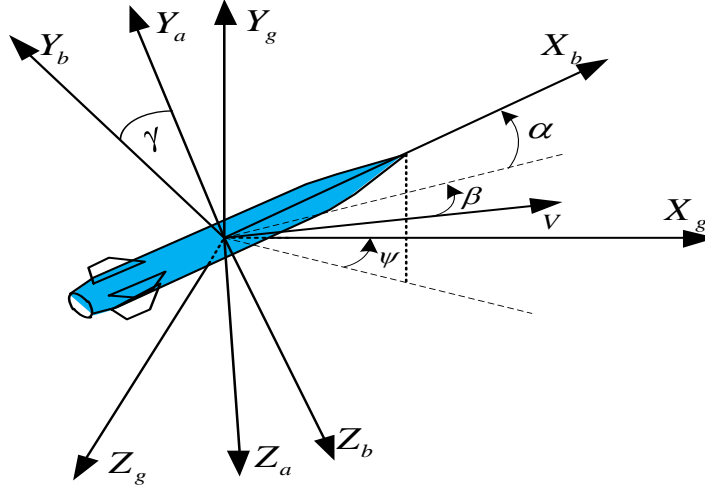
Mục tiêu bài báo là xây dựng luật điều khiển mờ thích nghi tương ứng cho một lớp thiết bị bay trong Hải quân để ổn định trạng thái góc đặc trưng mong muốn. Phần 1 trình bày mô hình toán của thiết bị bay, phần 2 trình bày phương pháp tổng hợp luật điều khiển mờ thích nghi. Phần 3 bài báo trình bày kết quả mô phỏng với các thông số giả định [1] đồng thời so sánh với luật điều khiển PID.

2. MÔ HÌNH ĐỐI TƯỢNG

Xem một mô hình thiết bị bay trong không gian có dạng như hình 1 [1].

Trong đó: Ox_b, Oy_b, Oz_b tương ứng là các trục của hệ tọa độ gắn liền vật thể (hệ tọa độ liên

kết); $OX_aY_aZ_a$ hệ tọa độ tốc độ; $OX_gY_gZ_g$ hệ tọa độ chuẩn (hệ tọa độ mặt đất di động); các góc $\alpha, \beta, \gamma, \psi$ tương ứng là góc tấn, góc trượt cạnh, góc liệng và góc hướng TBB.



Hình 1. Mô tả chuyển động quay của TBB.

Hệ phương trình vi phân mô tả chuyển động quay quanh trục OZ_b (kênh cao) [1, 2]:

$$\dot{\alpha} = -(C_{x_0} + C_y^\alpha) \frac{\rho V S}{2m} \alpha + \omega_z + \frac{g}{V} \cos(\vartheta - \alpha) \quad (1)$$

$$\dot{\omega}_z = m_{z_b}^\alpha \frac{\rho V^2 S L_c}{2J_z} \alpha + m_{z_b}^{\omega_z} \frac{\rho V S_{cl} L_{cl}^2}{2J_z} \omega_z + m_{z_b}^{\delta_c} \frac{\rho V^2 S_{cl} L_{cl}}{2J_z} \delta_c \quad (2)$$

Trong đó: δ_c là góc quay của cánh lái kênh cao, V là tốc độ bay; C_{x_0} là hệ số lực cản khi các góc tấn, góc trượt, góc cánh lái bằng 0; C_z^β, C_y^α là đạo hàm của các hệ số lực khí động; ρ là khối lượng riêng của không khí; S là diện tích đặc trưng của thiết bị bay; m là khối lượng thiết bị bay; $m_{z_b}^\alpha, m_{z_b}^{\omega_z}, m_{z_b}^{\delta_c}$ là các hệ số mô men; L, L_c, L_{cl} là chiều dài đặc trưng của thiết bị bay, cánh và cánh lái.

Đặt:

$$k_1 = (C_{x_0} + C_y^\alpha) \frac{\rho V S}{2m}; k_2 = 2J_z^{-1} m_{z_b}^\alpha \rho V^2 S L_c; k_3 = 2J_z^{-1} m_{z_b}^{\omega_z} \rho V S_{cl} L_{cl}^2; k_4 = 2J_z^{-1} m_{z_b}^{\delta_c} \rho V^2 S_{cl} L_{cl}.$$

Phương trình (1), (2) được viết lại:

$$\dot{\alpha} = \omega_z - k_1 \alpha + \frac{g}{V} \cos(\vartheta - \alpha) \quad (3)$$

$$\dot{\omega}_z = k_2 \alpha + k_3 \omega_z + k_4 \delta_c \quad (4)$$

Vi phân 2 về phương trình (3) ta có:

$$\ddot{\alpha} = (k_2 \alpha + k_3 \omega_z + k_4 \delta_c) - k_1 \dot{\alpha} - \frac{g}{V} \sin \theta \left[k_1 \alpha - \frac{g}{V} \cos \theta \right] \quad (5)$$

Trong điều kiện góc lệch (Cren) được ổn định xung quanh giá trị $\gamma = 0$, thì tốc độ góc chúc góc được xác định [1, 2]:

$$\dot{\vartheta} = \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \quad (6)$$

Thay $\dot{\vartheta} = \omega_z$ và $\theta = \vartheta - \alpha$ vào (5) ta được:

$$\ddot{\alpha} = (k_2\alpha + k_3\dot{\vartheta} + k_4u_1) - k_1\dot{\alpha} - \frac{g}{V}\sin\theta \left[k_1\alpha - \frac{g}{V}\cos\theta \right] \quad (7)$$

$$\ddot{\alpha} = k_2\alpha - \frac{g}{V}k_1\alpha\sin(\vartheta - \alpha) - k_1\dot{\alpha} + k_3\dot{\vartheta} + \left(\frac{g}{V}\right)^2 \sin(\vartheta - \alpha)\cos(\vartheta - \alpha) + k_4\delta_c \quad (8)$$

Kết hợp (8) và (4) ta có hệ phương trình:

$$\begin{cases} \ddot{\alpha} = k_2\alpha - \frac{g}{V}k_1\alpha\sin(\vartheta - \alpha) - k_1\dot{\alpha} + k_3\dot{\vartheta} + \left(\frac{g}{V}\right)^2 \sin(\vartheta - \alpha)\cos(\vartheta - \alpha) + k_4\delta_c \\ \ddot{\vartheta} = k_2\alpha + k_3\dot{\vartheta} + k_4\delta_c \end{cases} \quad (9)$$

Đặt biến trạng thái $\begin{cases} x_1 = \alpha, x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\alpha} \\ x_3 = \vartheta, x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\vartheta} \end{cases}$

Ta thấy, $u = \delta_c$ là đầu vào điều khiển; đầu ra là $y = C^T \mathbf{x}$, $C^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$.

Hệ phương trình (9) được viết lại dưới dạng:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B[F(x) + G(x)u + d] \\ y = C^T x \end{cases} \quad (10)$$

Trong đó:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}; C^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$F(x) = [f_1(x), f_2(x)]^T; G(x) = [g_1(x), g_2(x)]^T.$$

$$f_1(x) = k_2\alpha - \frac{g}{V}k_1\alpha\sin(\vartheta - \alpha) - k_1\dot{\alpha} + k_3\dot{\vartheta} + \left(\frac{g}{V}\right)^2 \sin(\vartheta - \alpha)\cos(\vartheta - \alpha);$$

$$f_2(x) = k_2\alpha + k_3\dot{\vartheta};$$

$$g_1(x) = g_2(x) = k_4;$$

d là nhiễu ngoài tác động vào hệ thống.

3. TỔNG HỢP THUẬT TOÁN NƠ RON – MỜ THÍCH NGHI

Xét phương trình trạng thái có dạng [4, 6]:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B[f(x) + g(x)u + d] \\ y = C^T x \end{cases} \quad (11)$$

Trong trường hợp không có nhiễu ngoài d , phương trình (11) có luật điều khiển [4]:

$$u^* = \frac{1}{G(x)} \left[-F(x) + y_r^{(m)} + K_c^T e \right] \quad (12)$$

Trong đó, $y_r^{(m)}$ là tín hiệu đặt và e là sai lệch.

Trong thực tế, các mô hình toán của đối tượng điều khiển không thể chính xác, do đó, không thể thực hiện theo luật điều khiển lý tưởng (12).

Mặt khác, TBB chỉ đo được ngõ ra y . Nên phải xây dựng bộ quan sát trạng thái để ước lượng trạng thái của hệ [4].

$$\begin{cases} \dot{\hat{e}} = A\hat{e} - BK_c^T \hat{e} + K_0(E_1 - \hat{E}_1) \\ \hat{E}_1 = C^T \hat{e} \end{cases} \quad (13)$$

Từ đó, giải bài toán bằng cách nhận dạng trực tiếp luật điều khiển lý tưởng $u^*(t)$ bằng hệ nơ ron-mờ với các thông số ngõ vào là sai số ước lượng \hat{e} . Bộ điều khiển này sử dụng mạng nơ ron-mờ để xấp xỉ luật điều khiển với ngõ vào của mạng là vec tơ sai số ước lượng.

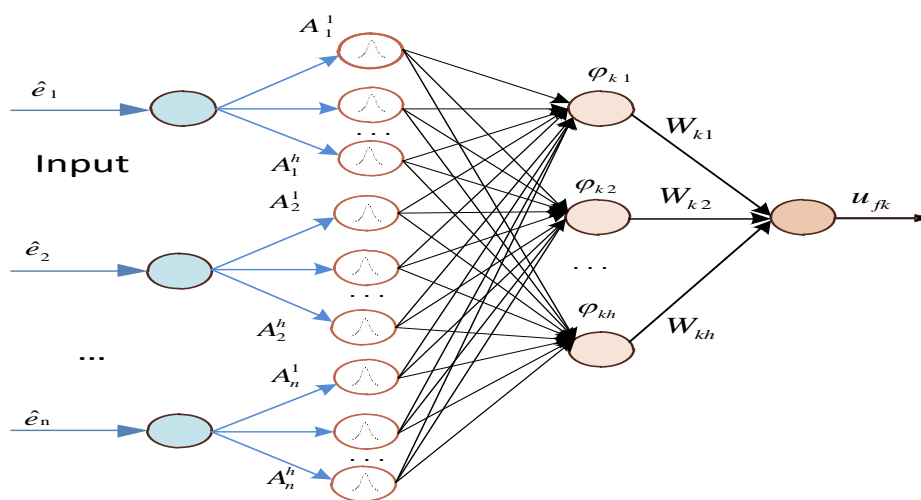
Thực hiện luật điều khiển:

$$u = u_f + u_s \quad (14)$$

Trong đó:
$$\begin{cases} u_f = [u_{f1}, u_{f2}, \dots, u_{fp}]^T \in R^p \\ u_s = [u_1, u_2, \dots, u_p]^T \in R^p \end{cases}$$

u_s là thành phần khử nhiễu và bù sai số của mô hình đối tượng.

Trong phần xây dựng bộ điều khiển cho đối tượng, tác giả sử dụng hệ nơ ron-mờ có cấu trúc mạng như hình 2.



Hình 2. Cấu trúc bộ xấp xỉ mờ-nơ ron.

Cấu hình cơ bản của bộ xấp xỉ nơ ron-mờ gồm có một số luật Nêu-Thi và cơ chế suy luận mờ. Luật Nêu-Thi thứ i (với $i=1 \div h$) được viết:

R_i : Nếu \hat{e}_{k1} là A_{k1}^i và \hat{e}_{k2} là A_{k2}^i thì u_{fk} là B_k^i ; trong đó: $A_{k1}^i, A_{k2}^i, B_k^i$ là các tập mờ.

Bộ xấp xỉ hàm nơ ron-mờ có bốn lớp:

Lớp 1 gồm các ngõ vào, đại diện véc tơ ngôn ngữ vào $\hat{e}_k = [\hat{e}_{k1}, \hat{e}_{k2}]^T$; lớp 2 thể hiện giá trị hàm thành viên của tổng số các biến ngôn ngữ, mỗi nút của lớp 2 thực hiện giá trị hàm thành viên

$\mu_{A_k^i} = \prod_{j=1}^2 \mu_{A_{kj}^i}(\hat{e}_{kj})$; lớp 3 là các nút của véc tơ cơ sở mờ, véc tơ cơ sở mờ

$\varphi_k(\hat{e}_k) = [\varphi_{k1}, \varphi_{k2}, \dots, \varphi_{kh}]^T \in R^h$, trong đó, φ_{ki} là giá trị của ngõ ra mỗi nút của lớp 3

$\varphi_{ki}(\hat{e}_k) = \frac{\prod_{j=1}^2 \mu_{A_{kj}^i}(\hat{e}_{kj})}{\sum_{i=1}^h [\prod_{j=1}^2 \mu_{A_{kj}^i}(\hat{e}_{kj})]}$ (với $i=1 \div h$); lớp 4 ngõ ra đại diện giá trị ngõ ra của mạng u_{fk} , trọng

số kết nối lớp 3 và lớp 4 $\underline{W}_k = [W_{k1}, W_{k2}, \dots, W_{kh}]^T \in R^h$, các thông số này có thể điều chỉnh thích nghi. Sử dụng luật suy diễn max-prod, mờ hóa và giải mờ theo trung bình trọng tâm, ngõ ra của bộ xấp xỉ mờ-nơ ron có thể biểu diễn như sau [4]:

$$u_{fk} = \frac{\sum_{i=1}^h W_{ki} \left[\prod_{j=1}^2 \mu_{A_{kj}^i}(\hat{e}_{kj}) \right]}{\sum_{i=1}^h \left[\prod_{j=1}^2 \mu_{A_{kj}^i}(\hat{e}_{kj}) \right]} = \underline{W}_k^T \varphi_k(\hat{e}_k) \quad (15)$$

Trọng số của mạng \underline{W}_k được cập nhật theo luật cập nhật thích nghi [4, 6]:

$$\dot{\underline{W}}_k = \begin{cases} \gamma_k \tilde{E}_{k1} \phi_k(\hat{e}_k) & \text{if } \|\underline{W}_k\| < m_{\underline{W}_k} \text{ or } (\|\underline{W}_k\| = m_{\underline{W}_k} \text{ and } \tilde{E}_{k1} \underline{W}_k^T \phi_k(\hat{e}_k) \geq 0) \\ \Pr(\gamma_k \tilde{E}_{k1} \phi_k(\hat{e}_k)) & \text{if } \|\underline{W}_k\| = m_{\underline{W}_k} \text{ and } \tilde{E}_{k1} \underline{W}_k^T \phi_k(\hat{e}_k) < 0 \end{cases} \quad (16)$$

Với $\gamma_k > 0$ là thông số thích nghi thiết kế.

Khi $\|\underline{W}_k\| \leq m_{\underline{W}_k}$ và $\|\underline{W}_k\| \leq 2m_{\underline{W}_k}$ thì ta có:

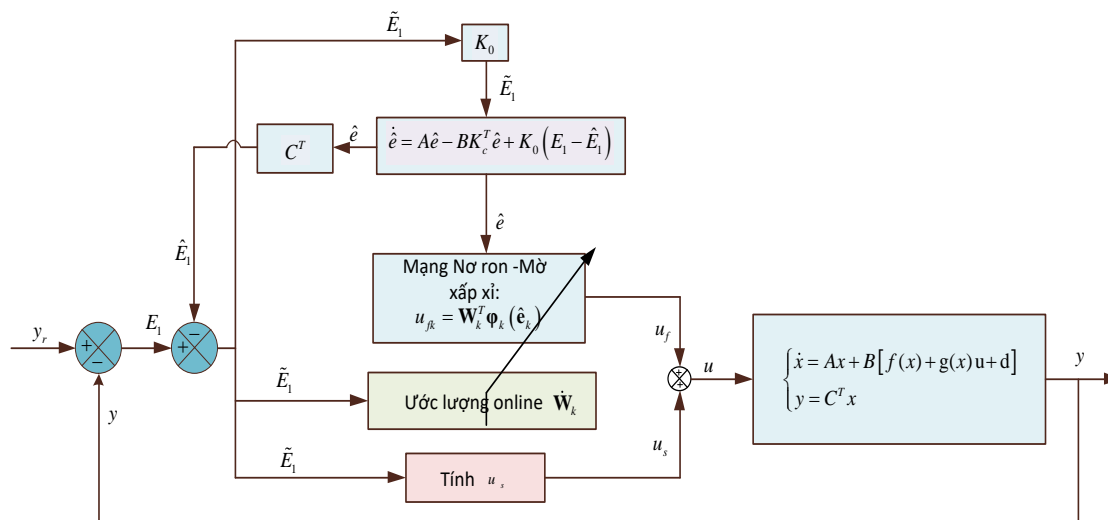
$$\Pr(\gamma_k \tilde{E}_{k1} \phi_k(\hat{e}_k)) - \gamma_k \frac{\tilde{E}_{k1} \underline{W}_k^T \phi_k(\hat{e}_k)}{\|\underline{W}_k\|^2} \underline{W}_k \quad (17)$$

Trong đó: $\phi_k(\hat{e}_k) = L_k^{-1}(s) [\varphi_k(\hat{e}_k)]$ với $L_k(s)$ được chọn sao cho $L_k^{-1}(s)$ là hàm truyền chắc chắn ổn định.

Để khử hiện tượng chattering trong hệ thống, thành phần điều khiển v_k được cho bởi [4, 10]:

$$u_s = \begin{cases} \rho_k & \text{if } \tilde{E}_{k1} \geq 0 \text{ and } |\tilde{E}_{k1}| > \alpha_k \\ -\rho_k & \text{if } \tilde{E}_{k1} < 0 \text{ and } |\tilde{E}_{k1}| > \alpha_k \\ \rho_k \tilde{E}_{k1} / \alpha_k & \text{if } |\tilde{E}_{k1}| < \alpha_k \end{cases} \quad (18)$$

ở đây, α_k là hằng số dương.



Hình 3. Giải thuật điều khiển mờ-nơ ron thích nghi.

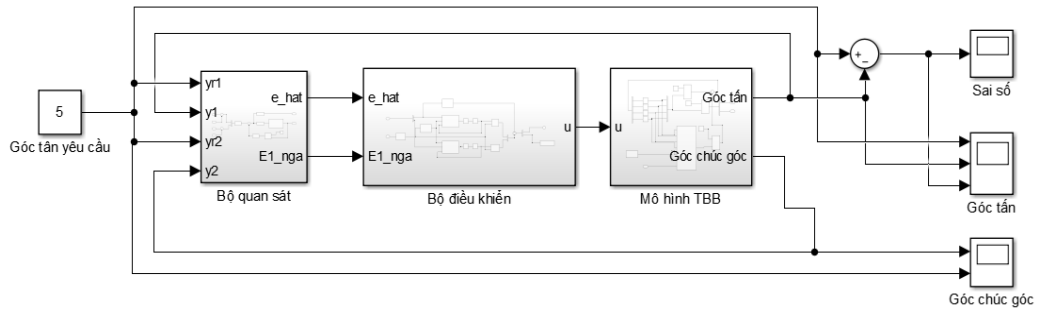
4. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG

Một lớp thiết bị bay được đề cập trong hình 1 được sử dụng để kiểm chứng hiệu quả của thuật toán điều khiển đề xuất. Các tham số được chỉ ra trong bảng [1]:

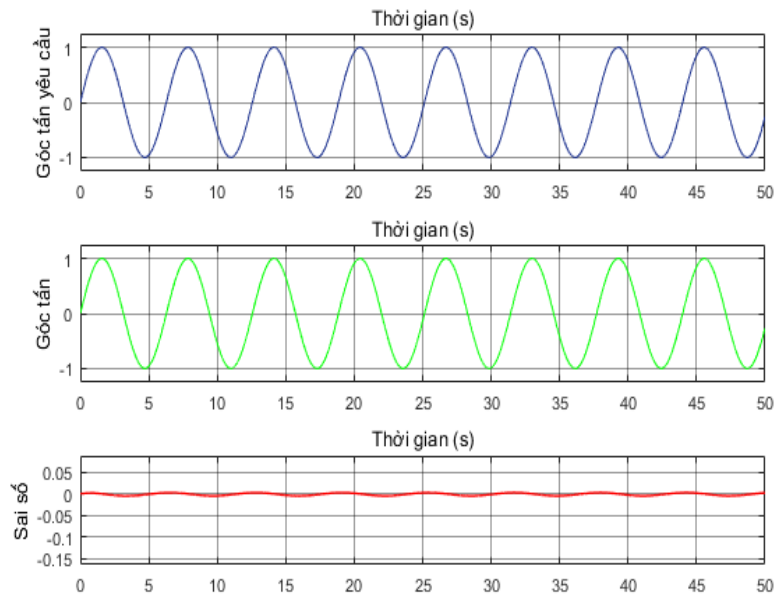
Bảng 1. Bộ tham số thiết bị bay giả định.

TT	Tên, ký hiệu tham số	Giá trị	Đơn vị	Ghi chú
1	Khối lượng TBB, m	520	Kg	
2	Tốc độ bay ổn định, V_0	280	m/s	
3	Độ cao bay theo chương trình, H	10	m	
4	Lực đẩy động cơ hành trình tương ứng vận tốc bay ổn định, P	5600	N	
5	Diện tích đặc trưng, S	0.65	m ²	
6	Chiều dài đặc trưng, L	3.85	m	
7	Mô men quán tính, j_z	380	Kg.m ²	
8	Đường kính thân TBB, D	0.42	m	
9	Cung khí động học trung bình cánh nâng, L_c	0.42	m	
10	Khoảng cách từ trọng tâm TBB đến tâm áp cánh lái, L_{cl}	1.02	m	

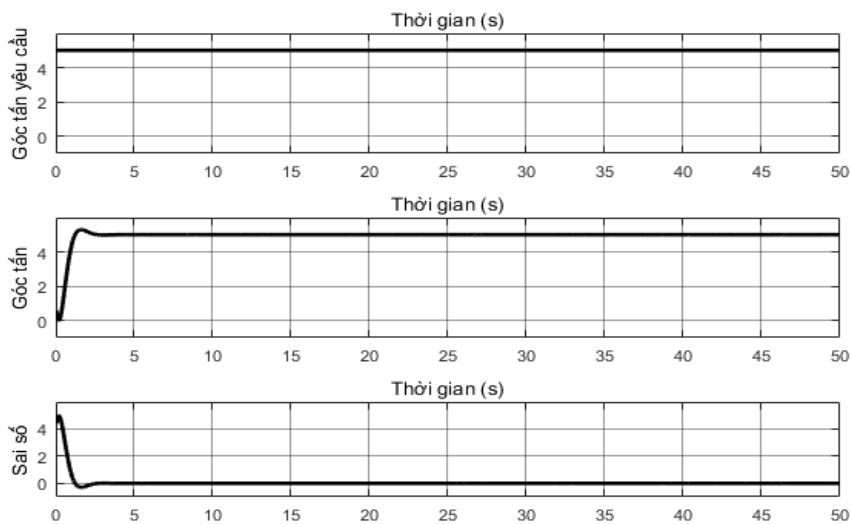
Từ hình 3 và các tham số giả định xây dựng sơ đồ Simulink mô hình chuyển động quay của TBB có tốc độ thay đổi theo trục OZ_b của HTĐ liên kết được thể hiện trên hình 4.



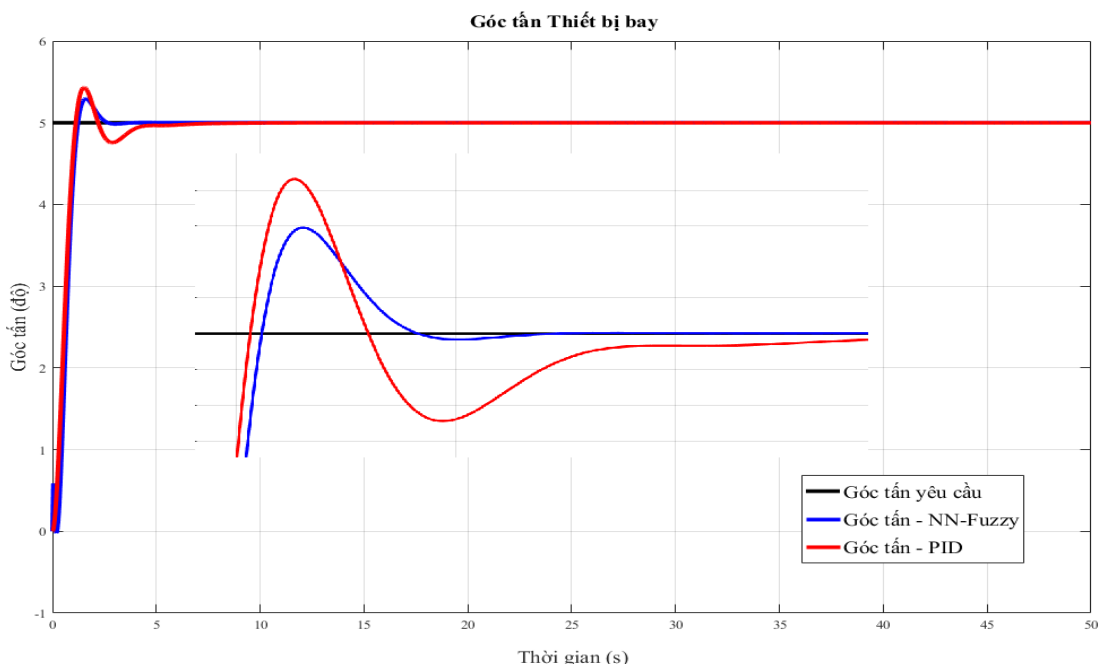
Hình 4. Sơ đồ Simulink mô phỏng giải thuật điều khiển.



Hình 5. Tín hiệu đặt Góc tấn dạng hình sin.



Hình 6. Tín hiệu đặt Góc tấn 5 độ.



Hình 7. Đáp ứng hệ thống so sánh với bộ điều khiển PID và đáp ứng điều khiển.

Từ kết quả mô phỏng cho thấy rằng, đặc tính bám buỗi chính xác cao theo góc tấn của TBB có thể đạt được bằng cách sử dụng thuật toán điều khiển mờ thích nghi, trong đó, mạng nơ ron-mờ sử dụng để ước lượng bộ điều khiển lý tưởng thông qua khả năng học online. Tại hình 7 ta thấy, trong quá trình quá độ thì đáp ứng đầu ra của hệ thống với bộ điều khiển mờ thích nghi có độ vọt lố (3%) nhỏ hơn bộ điều khiển PID (12%) và thời gian xác lập nhỏ hơn bộ điều khiển PID.

5. KẾT LUẬN

Bài báo này đã ứng dụng thành công thuật toán điều khiển mờ thích nghi để điều khiển chính xác góc tấn của TBB, bám đuổi theo góc tấn yêu cầu. Kết quả khảo sát trên môi trường Matlab/Simulink với bộ điều khiển đề xuất cho thấy tính hợp lý khi áp dụng bộ điều khiển mờ bám đuổi góc tấn yêu cầu với mô hình phi tuyến. Kết quả này cũng có thể được mở rộng cho các lớp đặc trưng có tham số thay đổi theo thời gian và khi có nhiễu ngoài tác động vào hệ thống.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Phạm Quang Hiếu, “*Synthesis of control systems for variable-speed flying devices*”, Doctoral dissertation, Institute of Science and Technology, Hanoi, (2018).
- [2]. P. Quang Hieu; T. Tuan Don. “*Synthesizing an Adaptive Control Law for a Class of Autonomous Aerial Vehicles in the Navy*”, In: International Conference on Advanced Mechanical Engineering, Automation and Sustainable Development. Cham: Springer International Publishing, pp. 765-769, (2021).
- [3]. M. Fawzy, M. A. S. Aboeela, O. Abd El Rhman, H. T. Dorrah, “*Design of Missile Control System Using Model Predictive Control*”, The Online Journal on Computer Science and Information Technology, Vol.1(3), 64-70, (2011).
- [4]. W.Y.Wang, Y.G.Leu, T.T.Lee, “*Output Feedback Control of Nonlinear Systems Using Direct Adaptive Fuzzy – Neural Controller*” Fuzzy Set and Systems, pp 341-358, (2002).
- [5]. T. T. Don, N. Q. Hung, N. Q. Vinh, N. D. Anh, T. V. Nhan and N. M. Tu, “*Synthesis of Optimal Control Law for Nonlinear Systems Based on Integration of Artificial Neural Network and LQR Controller*,” 2023 12th International Conference on Control, Automation and Information Sciences (ICCAIS), Hanoi, Vietnam, pp. 612-616, (2023), doi: 10.1109/ICCAIS59597.2023.10382283.

- [6]. L. X. Wang, “*Adaptive Fuzzy Systems and Control: Design and Stability Analysis*”. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, (1994).
- [7]. W. Gao and R. R. Selmic, “*Neural network control of a class of nonlinear systems with actuator saturation*”, IEEE Trans. Neural Netw., Vol. 17, No. 1. pp. 147 – 156, (2006).
- [8]. H. K. Lam and F. H. F. Leung, “*Fuzzy controller with stability and performance rules for nonlinear systems*”, Fuzzy Sets Syst., Vol. 158, No. 2. pp. 147–163, (2007).
- [9]. Cliton E. Plaisted, “*Design of an adaptive autopilot for an expendable launch vehicle*”. University of Central Florida, Florida, (2008).
- [10]. Nguyễn Duy Hưng, “*Về một phương pháp tổng hợp hệ điều khiển mờ dùng mạng nơ ron ứng dụng trong công nghiệp*”, Luận án Tiến sĩ kỹ thuật, Hà nội, (2009).
- [11]. Nguyễn Văn Chung, Đỗ Như Ý, Phạm Quang Hiếu, “*Khảo sát nguyên lý điều khiển kết hợp của tên lửa không đối không*”, Tuyển tập Công trình khoa học Hội nghị Cơ điện tử toàn quốc lần thứ 8, NXB Khoa học Tự nhiên và Công Nghệ, Hà Nội, tr.131-134, (2016).

ABSTRACT

Synthesis of Intelligent Control Algorithms for a Class of Naval Aerial Vehicles

Autonomous aerial vehicles in the Navy are modern aircraft widely used in military applications. Current techniques are primarily based on linear control theory, which may overlook nonlinear elements in the model or external disturbances in the operational environment. Therefore, this paper presents a method for synthesizing adaptive fuzzy neural network control algorithms for a class of autonomous aerial vehicles in the Navy to stabilize desired characteristic angles. The study is conducted in a Matlab/Simulink environment with assumed parameters, and comparisons are made with a PID controller to demonstrate the advantages of the proposed algorithm.

Keywords: Autonomous Aerial Vehicles; Missile; UAV; Neural network.