

TỔNG HỢP BỘ ĐIỀU KHIỂN THÍCH NGHI CHO KÊNH ĐỨNG CỦA MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI CỠ NHỎ

ADAPTIVE CONTROLLER COMPOSITION FOR VERTICAL CHANNEL OF SMALL DRONES

Nguyễn Trọng Hà¹, Đào Sỹ Luật², Trần Xuân Tình^{1,*},
Nguyễn Văn Biên¹, Nguyễn Trung Minh¹

DOI: <http://doi.org/10.57001/huiv5804.2025.007>

TÓM TẮT

Bài báo trình bày về kết quả xây dựng bộ điều khiển thích nghi sử dụng phương pháp tốc độ gradient cho kênh đứng của UAV-70V. Kết quả khảo sát trên máy tính bằng công cụ Matlab-Simulink cho thấy hiệu quả của bộ điều khiển thích nghi đảm bảo được độ chính xác, ổn định trạng thái của UAV-70V. Trong điều kiện có nhiễu động gió, sai số điều chỉnh nhỏ, thời gian xác lập nhanh, góc tấn thấp và quá tải đứng nằm trong giới hạn cho phép do đó có thể mở rộng phạm vi hoạt động của UAV.

Từ khóa: Điều khiển, máy bay không người lái, thích nghi, tốc độ gradient.

ABSTRACT

The paper presents the results of building an adaptive controller using the gradient velocity method for the vertical channel of UAV-70V. The results of the computer survey using Matlab-Simulink tools show that the effectiveness of the adaptive controller ensures the accuracy and stability of the UAV-70V. In conditions of wind disturbance, the adjustment error is small, the settling time is fast, the angle of attack is stalled and the vertical overload is within the allowable limits, thus expanding the operating range of the UAV.

Keywords: Control, Unmanned Aerial Vehicle, adaptive, gradient speed.

¹Học viện Phòng không - Không quân

²Trường Đại học Đồng Nai

*Email: tinhp79@gmail.com

Ngày nhận bài: 25/10/2024

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 31/12/2024

Ngày chấp nhận đăng: 26/01/2025

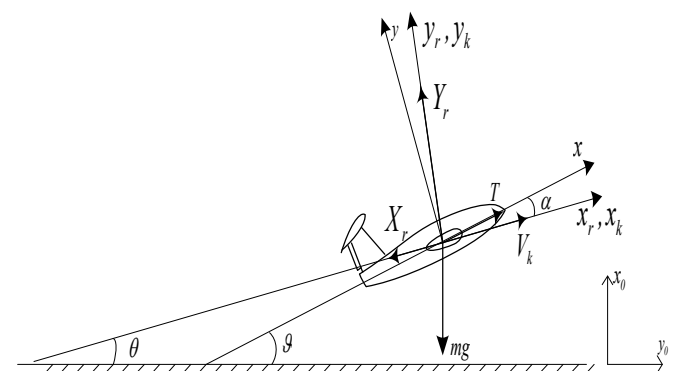
1. GIỚI THIỆU

Các loại UAV cỡ nhỏ thường có tốc độ bay thấp nên góc tấn khá lớn. Khi có nhiễu động gió kết hợp bay ở độ cao thấp có thể dẫn tới mất an toàn bay (góc tấn gần tới hạn hoặc quá giới hạn chịu tải của kết cấu máy bay) và có thể xảy ra tai nạn bay.

UAV là đối tượng có tính phi tuyến cao và là hệ không dừng. Những nghiên cứu gần đây đã đưa ra nhiều ý tưởng thiết kế bộ điều khiển (BĐK) cho UAV như luật điều khiển dựa trên việc lựa chọn một hàm Lyapunov đảm bảo ổn định các quỹ đạo mong muốn dọc theo trục (X, Z) và góc nghiêng [1], phát triển một bộ điều khiển PID để ổn định độ cao [2], bộ điều khiển trượt và trượt bậc cao kết hợp bộ quan sát [3, 4]. Khi sử dụng các BĐK kinh điển, cần phải biết chính xác các thông số và đặc tính của UAV. Hơn thế nữa, các BĐK này chỉ chính xác trong giai đoạn tuyến tính còn trong giai đoạn phi tuyến thì không còn phù hợp.

Trong phạm vi bài báo này, nhóm tác giả sử dụng BĐK thích nghi theo tốc độ gradient với mô hình tham chiếu tương tự điều khiển theo tín hiệu độ cao để ổn định quỹ đạo bay cho UAV trong điều kiện có nhiễu động gió tác động. Trong thuật toán tốc độ gradient, tốc độ thay đổi tham số của luật điều khiển tỷ lệ thuận với gradient của tốc độ thay đổi hàm mục tiêu, trong đó hàm mục tiêu thể hiện sai số giữa vectơ trạng thái của UAV và vectơ trạng thái chuẩn.

2. MÔ HÌNH TOÁN HỌC



Hình 1. Chuyển động của UAV trong mặt phẳng đứng

Khi xét chuyển động của UAV trong mặt phẳng đứng (hình 1) sử dụng một số giả thiết như sau: coi chuyển động của UAV là bài toán chuyển động của vật rắn với các đặc tính khí động cho trước, bỏ qua yếu tố đàn hồi và biến dạng kết cấu; bỏ qua sai số của các cảm biến đo chuyển động của UAV.

Dựa trên việc phân tích các lực và mômen tác động lên UAV, thiết lập được hệ phương trình chuyển động của UAV trong không gian, gồm các trường hợp:

Trong trường hợp không có nhiễu động gió tác động, khi đó, vectơ không tốc $\vec{V}_r$ trùng với vectơ địa tốc $\vec{V}_k$ ($\vec{V}_k \equiv \vec{V}_r$) và hệ phương trình vi phân mô tả chuyển động dọc của UAV như hệ phương trình 1 [5]. Trong đó: θ - góc nghiêng quỹ đạo; ϑ - góc chúc ngóc; α - góc tấn; m - khối lượng UAV; $\vec{V}_r$ - tốc độ tương đối của UAV so với không khí; $\vec{V}_k$ - tốc độ tuyệt đối của UAV so với mặt đất tính trong hệ tọa độ quỹ đạo $Ox_k y_k z_k$; J_z - mômen quán tính của UAV theo trục Oz trong hệ tọa độ liên kết $Oxyz$; ω_z - tốc độ góc của UAV quanh trục Oz ; m_z - các hệ số mômen không thứ nguyên; ρ - khối lượng riêng không khí; S - diện tích cánh UAV; T - lực kéo; b_a - dây cung khí động trung bình; C_x, C_y - hệ số lực nâng và hệ số lực cản của UAV; δ_c - góc lệch cánh lái độ cao; h_{dc} - độ cao của động cơ so với trục dọc UAV.

$$\begin{cases} m \left(\frac{dV_k}{dt} \right) = T \cos \alpha - C_x(\alpha_r) \cdot \frac{\rho V_r^2}{2} \cdot S - G \sin \theta \\ m V_k \frac{d\theta}{dt} = T \sin \alpha + \left(C_y(\alpha_r) + C_y^z \cdot \omega_z \cdot \frac{b_a}{V_r} \right) \cdot \frac{\rho V_r^2}{2} \cdot S - G \cos \theta \\ J_z \left(\frac{d\omega_z}{dt} \right) = \left(m_z^{\delta_c} \cdot \delta_c + m_z^{\omega_z} \cdot \omega_z \cdot \frac{b_a}{V_r} \right) \cdot \frac{\rho V_r^2}{2} \cdot S \cdot b_a - T \cdot h_{dc} \\ \frac{dx_o}{dt} = V_k \cos \theta \\ \frac{dy_o}{dt} = V_k \sin \theta \\ \frac{dJ}{dt} = \omega_z; \theta = J - \alpha \end{cases} \quad (1)$$

Trong trường hợp có nhiễu động gió tác động, vectơ không tốc $\vec{V}_r$ lệch so với vectơ địa tốc V_k góc a_w . Khi đó, hệ phương trình mô tả chuyển động dọc của UAV như sau:

$$\begin{cases} m \left(\frac{dV_k}{dt} \right) = T \cos \alpha - C_x(\alpha_r) \cdot \frac{\rho (V_k^2 + W_y^2)}{2} \cdot S - G \sin \theta \\ m V_k \frac{d\theta}{dt} = T \sin \alpha + \left(C_y(\alpha_r) + C_y^z \cdot \omega_z \cdot \frac{b_a}{\sqrt{V_k^2 + W_y^2}} + C_y^{\delta_c} \cdot \delta_c + C_{y_{dng}} \right) \cdot \frac{\rho (V_k^2 + W_y^2)}{2} \cdot S - G \cos \theta \\ J_z \left(\frac{d\omega_z}{dt} \right) = \left(m_z^{\delta_c} \cdot \delta_c + m_z^{\omega_z} \cdot \omega_z \cdot \frac{b_a}{\sqrt{V_k^2 + W_y^2}} + m_{z_0} + m_{z_{dng}} \right) \cdot \frac{\rho (V_k^2 + W_y^2)}{2} \cdot S \cdot b_a - T \cdot h_{dc} \\ \frac{dx_o}{dt} = V_k \cos \theta \\ \frac{dy_o}{dt} = V_k \sin \theta \\ \frac{dJ}{dt} = \omega_z; \theta = J - \alpha \end{cases} \quad (2)$$

3. BỘ ĐIỀU KHIỂN THÍCH NGHI THEO TỐC ĐỘ GRADIENT

Để tổng hợp bộ điều khiển thích nghi, ta sẽ thực hiện tuyến tính hóa hệ phương trình vi phân chuyển động dọc của UAV xung quanh trạng thái cân bằng. Khi tuyến tính hóa chỉ xét các chuyển động chu kỳ ngắn (các chuyển động góc) bỏ qua sự thay đổi tốc độ, độ cao bay và bỏ qua thành phần lực nâng của cánh lái độ cao. Ta sẽ được hệ phương trình vi phân theo sai lệch nhỏ [6]:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -a_4 \cdot \alpha + \omega_z \\ \dot{\omega}_z = -a_2 \cdot \alpha - a_1 \cdot \omega_z - a_3 \cdot \delta_c \end{cases} \quad (3)$$

Trong đó:

a_1, a_2, a_3, a_4 - các hệ số động lực học, được tính như sau:

$$a_1 = -\frac{m_z^{\omega_z} \cdot q_a}{V_k \cdot J_z} \cdot S \cdot b_a^2; \quad a_2 = -\frac{m_z^{\alpha} \cdot q_a}{J_z} \cdot S \cdot b_a;$$

$$a_3 = -\frac{m_z^{\delta_c} \cdot q_a}{J_z} \cdot S \cdot b_a; \quad a_4 = \left(\frac{C_y^{\alpha} \cdot q_a \cdot S + T}{m \cdot V_k} \right)$$

Do quá tải đứng liên hệ với góc tấn: $n_y = \frac{V_k \cdot a_4}{g} \cdot \alpha$ nên

có thể viết:

$$\begin{cases} \dot{n}_y = -a_4 \cdot n_y + \frac{V_k \cdot a_4}{g} \cdot \omega_z \\ \dot{\omega}_z = -\frac{g \cdot a_2}{V_k \cdot a_4} \cdot n_y - a_1 \cdot \omega_z - a_3 \cdot \delta_c \end{cases} \quad (4)$$

Từ hệ phương trình vi phân (4) ta rút ra được phương trình vi phân đối với thành phần quá tải đứng n_y :

$$\ddot{n}_y + (a_1 + a_4) \cdot \dot{n}_y + (a_2 + a_1 a_4) n_y = -\frac{a_3 a_4 V_k}{g} \delta_c \quad (5)$$

Sử dụng phép biến đổi Laplace với phương trình (5), ta có thể viết dưới dạng hàm truyền của UAV theo quá tải đứng n_y :

$$W_{ny}^{-\delta c} = W_a^{-\delta c} \cdot \frac{V_k \cdot a_4}{g} = \frac{V_k \cdot a_4 \cdot a_3}{g} \cdot \frac{1}{p^2 + (a_1 + a_4) \cdot p + a_2 + a_1 \cdot a_4} \quad (6)$$

Do độ cao liên hệ với quá tải đứng: $h = \frac{g}{p^2} n_y$ nên ta có thể viết:

$$W_h^{-\delta c} = W_{ny}^{-\delta c} \cdot \frac{g}{p^2} = \frac{V_k \cdot a_4 \cdot a_3}{p^4 + (a_1 + a_4) \cdot p^3 + (a_2 + a_1 \cdot a_4) p^2} \quad (7)$$

Từ hàm truyền độ cao theo độ lệch cánh lái độ cao (7) ta rút ra được phương trình vi phân đối với thành phần độ cao:

$$\ddot{h} + (a_1 + a_4) \cdot \dot{h} + (a_2 + a_1 a_4) h = -a_3 a_4 V_k \delta_c \quad (8)$$

Đặt: $y_{y1} = h$, $\dot{y}_{y1} = y_{y2}$, $\dot{y}_{y2} = y_{y3}$ và $\dot{y}_{y3} = y_{y4}$ phương trình (8) trở thành:

$$\begin{cases} \dot{y}_{y1} = y_{y2} \\ \dot{y}_{y2} = y_{y3} \\ \dot{y}_{y3} = y_{y4} \\ \dot{y}_{y4} = -(a_1 + a_4) y_{y4} - (a_2 + a_1 a_4) y_{y3} - a_3 a_4 V_k \delta_c \end{cases} \quad (9)$$

Ta có thể viết dưới dạng phương trình trạng thái:

$$\dot{y}_y(t) = A_y \cdot y_y(t) + B_y \cdot u_y(t) \quad (10)$$

Trong đó: $y_y(t) = (y_{y1}; y_{y2}; y_{y3}; y_{y4}) = (h; \dot{h}; \ddot{h}; \dddot{h})$ - véc tơ trạng thái;

$u_y = u_{y0} + u_{ytn}$ - tín hiệu điều khiển cánh lái độ cao;

A_y - ma trận hệ thống:

$$A_y = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -a_2 - a_1 a_4 & -a_1 - a_4 \end{bmatrix}$$

$$B_y \text{ - ma trận điều khiển: } B_y = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -a_3 a_4 V_k \end{bmatrix}$$

Giả sử đối tượng điều khiển được mô tả bởi phương trình trạng thái:

$$\dot{y}(t) = A \cdot y(t) + B \cdot u(t) \quad (11)$$

A , B - ma trận tham số trạng thái của đối tượng điều khiển, kích thước $n \times n$ và $n \times m$.

Mô hình tham chiếu được trình bày ở dạng phương trình trạng thái như sau:

$$\dot{y}_m(t) = A_m \cdot y_m(t) + B_m \cdot r(t) \quad (12)$$

Trong đó: A_m , B_m - ma trận tham số trạng thái của mô hình tham chiếu, được lựa chọn theo điều kiện sau:

$$B_m = B \text{ và } A_m = A + B_m \cdot K \quad (13)$$

K - ma trận hệ số khuếch đại, kích thước $m \times n$.

Việc lựa chọn mô hình tham chiếu phụ thuộc vào các yêu cầu cần thiết lập cho hệ kín: thời gian xác lập, độ quá chỉnh, sai số... Khi đó, mô hình tham chiếu cần phải ổn định, nghĩa là ma trận A_m - ma trận Hurwit.

Để hệ thống có thể tự động thích nghi với những tác động của gió lên UAV, ta cần tổng hợp thuật toán thích nghi và cấu trúc bộ điều khiển, để đạt được mục tiêu điều khiển đặt ra là:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0 \quad (14)$$

Với: $e_y(t) = y_y(t) - y_{ym}(t)$ - véc tơ sai lệch

$$\begin{aligned} e_y(t) &= (e_{y1}; e_{y2}; e_{y3}; e_{y4}) \\ &= (y_{y1} - y_{ym1}; y_{y2} - y_{ym2}; y_{y3} - y_{ym3}; y_{y4} - y_{ym4}) \\ &= (h - h_m; \dot{h} - \dot{h}_m; \ddot{h} - \ddot{h}_m; \dddot{h} - \dddot{h}_m) \end{aligned}$$

Để đạt mục tiêu điều khiển (14) có nhiều phương pháp khác nhau, trong phạm vi bài báo này sử dụng phương pháp tốc độ gradient với mô hình tham chiếu tường minh. Sử dụng cách tiếp cận trực tiếp để tổng hợp, lựa chọn bộ điều khiển như sau:

$$\begin{aligned} u_{ytn}(t) &= k_y(t) \cdot y(t) + k_r(t) \cdot h_{ct}(t) \\ &= k_h(t) \cdot h(t) + k_{\dot{h}}(t) \cdot \dot{h}(t) + k_{\ddot{h}}(t) \cdot \ddot{h}(t) \\ &\quad + k_{\ddot{h}}(t) \cdot \ddot{h}(t) + k_{h_{ct}}(t) \cdot h_{ct}(t) \end{aligned} \quad (15)$$

Bộ điều khiển gồm 2 khâu, khâu thứ nhất $k_y(t)$ là phản hồi trạng thái và khâu thứ hai $k_r(t)$ là tiền xử lý tác động đầu vào cho trước. Như vậy tham số cần hiệu chỉnh là $\Theta(t) = (k_h(t); k_{\dot{h}}(t); k_{\ddot{h}}(t); k_{\ddot{h}}(t); k_{h_{ct}}(t))$.

Sử dụng hàm mục tiêu cục bộ $Q(E) = 0,5e^T He$, để đạt được mục tiêu điều khiển (14) cần phải thay đổi tham số hiệu chỉnh $\Theta(t)$ theo hướng làm giảm hàm $Q(e)$ (khi đó mục tiêu điều khiển là $Q(e) \rightarrow 0$ khi $t \rightarrow \infty$). Tuy nhiên, $Q(e)$ không phụ thuộc vào $\Theta(t)$ và việc tìm hướng giảm $Q(e)$ rất khó khăn. Thay vào đó, để tìm hướng giảm hàm $Q(e)$ sẽ

tìm điều kiện để $\dot{Q}(e) < 0$. Khi đó hàm $\dot{Q}(e) = \omega(y, \Theta, t)$ phụ thuộc vào $\Theta(t)$ và $\omega(y, \Theta, t)$ là tốc độ thay đổi hàm $Q(e)$. Tính gradient của hàm tốc độ $\omega(y, \Theta, t)$:

$$\begin{aligned}\nabla_{k_y} \omega(y, \Theta, t) &= B^T H e y^T \\ \nabla_{k_r} \omega(y, \Theta, t) &= B^T H e r^T\end{aligned}\quad (16)$$

Trong đó: H - ma trận kích thước (4×4) , thỏa mãn $H = H^T > 0$. Tìm ma trận H bằng cách giải phương trình Lyapunov như sau:

$$H A_m + A_m^T H = -G_L \quad (17)$$

Trong đó: Ma trận G tùy chọn thỏa mãn $G_L = G_L^T > 0$.

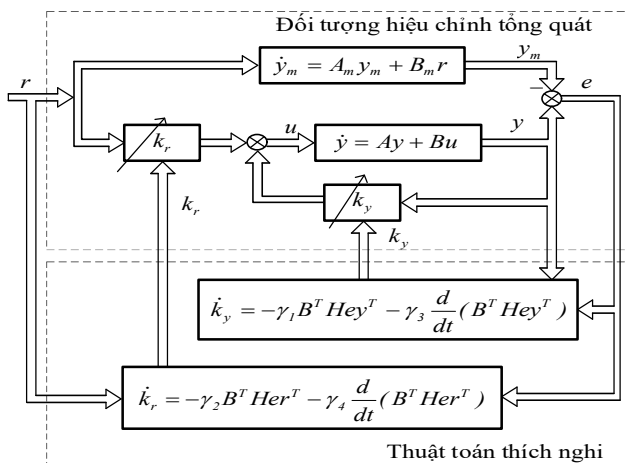
Lựa chọn thuật toán tốc độ gradient ở dạng vi phân như sau:

$$\begin{aligned}\frac{dk_y}{dt} &= -\gamma_1 B^T H e y^T \\ \frac{dk_r}{dt} &= -\gamma_2 B^T H e r^T\end{aligned}\quad (18)$$

Để tăng tính tác động nhanh, công thức (18) được bổ sung và viết lại như sau:

$$\begin{aligned}\frac{dk_y}{dt} &= -\gamma_1 B^T H e y^T - \gamma_3 \frac{d}{dt}(B^T H e y^T) \\ \frac{dk_r}{dt} &= -\gamma_2 B^T H e r^T - \gamma_4 \frac{d}{dt}(B^T H e r^T)\end{aligned}\quad (19)$$

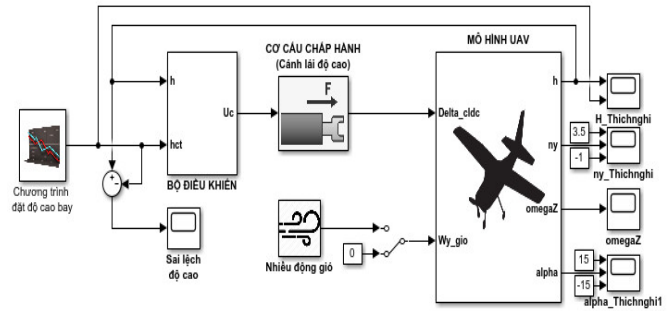
Trong đó: các hệ số $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4$ tùy chọn thỏa mãn $\gamma_1 > 0, \gamma_2 > 0, \gamma_3 > 0, \gamma_4 > 0$.



Hình 2. Sơ đồ cấu trúc hệ điều khiển thích nghi sử dụng phương pháp tốc độ gradient với mô hình tham chiếu tường minh

4. KẾT QUẢ

Từ mô hình động lực học vòng điều khiển kín UAV trong kênh đứng tiến hành mô phỏng trong môi trường Matlab Simulink như hình 3.



Hình 3. Mô hình mô tả vòng điều khiển kín kênh đứng của UAV

Dữ liệu đầu vào mô phỏng dựa trên dữ liệu mô hình "UAV-70V", đây là loại UAV cỡ nhỏ làm nhiệm vụ giám sát từ xa do Hội Hàng không vũ trụ Việt Nam nghiên cứu, chế tạo. Các thông số của UAV-70V gồm đặc trưng hình học; đặc trưng khối lượng - quán tính - định tâm và đặc trưng khí động được thống kê cụ thể trong bảng 1.

Bảng 1. Thông số đặc trưng cho UAV - 70V

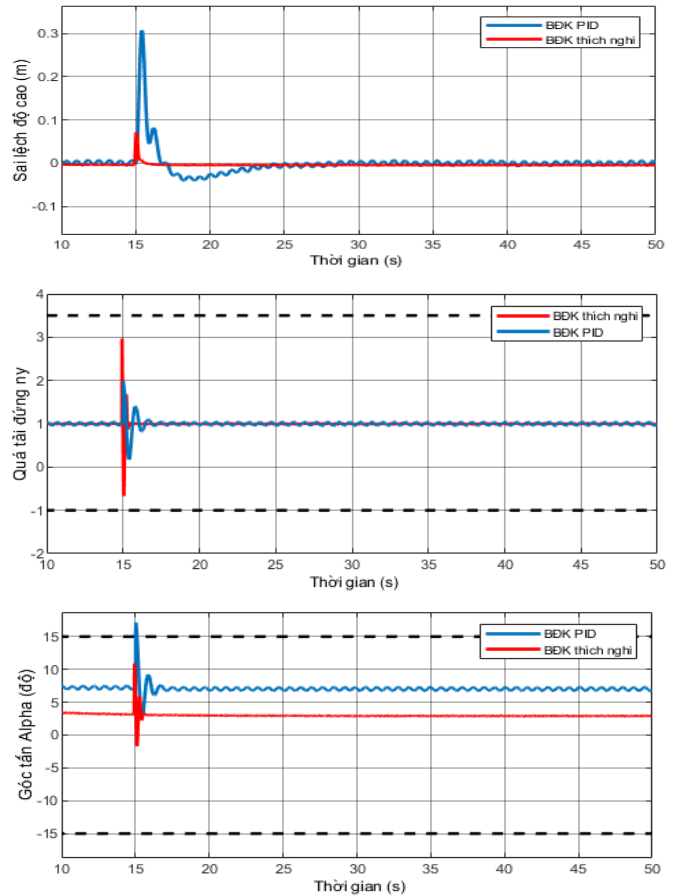
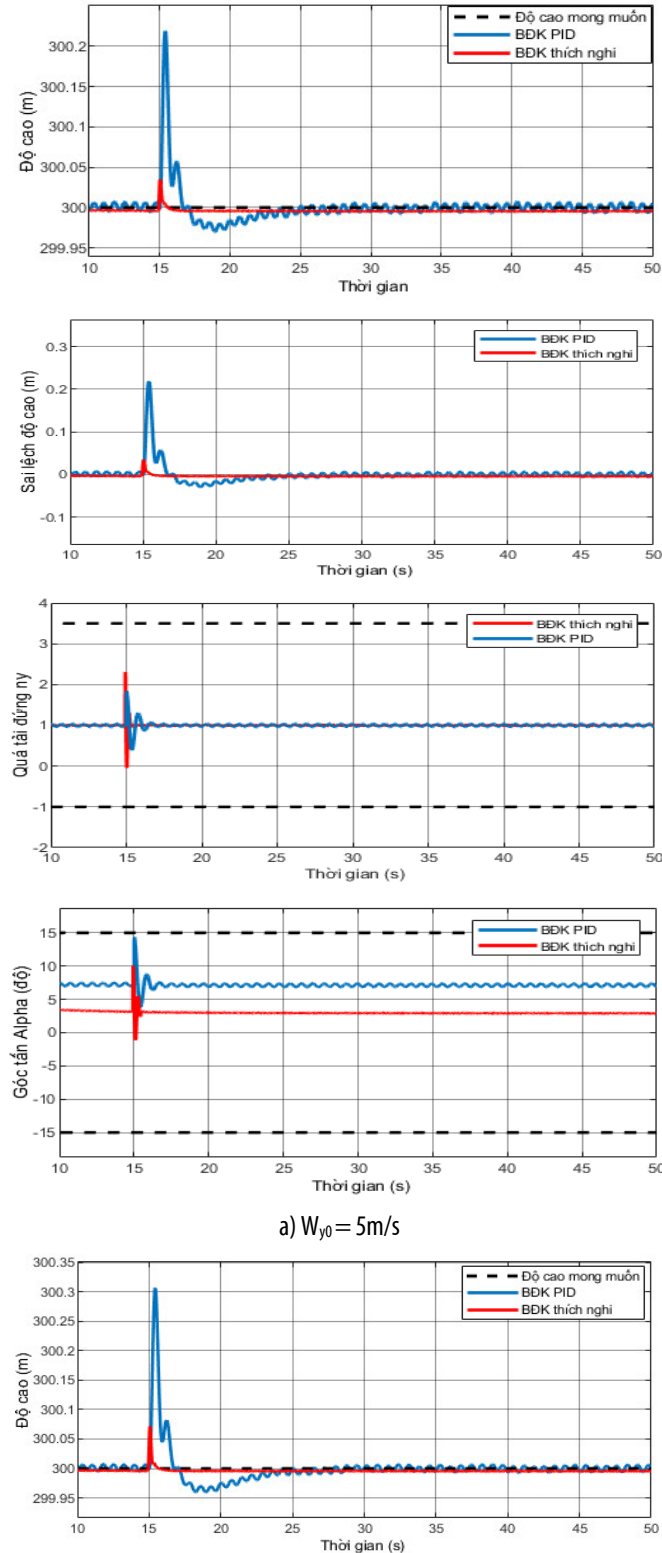
Tham số	Giá trị	Đơn vị
Chiều dài (l)	2707	mm
Khối lượng (m)	56,5	kg
Chiều cao (h)	713	mm
Diện tích cánh (S)	1,05	m ²
Sải cánh (l _a)	3000	mm
Dây cung khí động trung bình (b _a)	350	mm
Tốc độ bay hành trình (V _k)	40	m/s
Mô men quán tính J _x	5,1	kgm ²
Mô men quán tính J _y	33,55	kgm ²
Mô men quán tính J _z	31	kgm ²
L _{dh}	1,357	m
$\bar{X}_T - \bar{X}_f$	-0,15	
h _{dc}	0.4	m

Để tăng tính trực quan, thấy rõ chất lượng của BDK, nhóm tiến hành so sánh đáp ứng của UAV-70V khi sử dụng BDK thích nghi và BDK PID tổng hợp theo thuật toán sau:

$$\begin{aligned}u_c &= K_p \cdot (h - h_{ct}) + K_d \cdot \left(\dot{h} - \dot{h}_{ct} \right) \\ &+ K_i \cdot \int_0^t (h - h_{ct}) \cdot dt + u_{y0} + K_{oz} \cdot \omega_z\end{aligned}$$

Các hệ số K_p, K_d, K_i - tương ứng với các hệ số tỷ lệ, hệ số vi phân và hệ số tích phân của BDK PID. Các hệ số K_p, K_d, K_i, K_{oz} được lựa chọn bằng cách sử dụng công cụ tối ưu hóa Simulink Response Optimization với các giá trị: $K_p = 1,0299; K_i = 0,2725; K_d = 0,9388; K_{oz} = 1,2231$.

Khảo sát, so sánh chất lượng của hai BDK trong trường hợp UAV trong chế độ bay bằng và có nhiễu động gió tác động. Mô phỏng thực hiện khi UAV đang bay bằng ở độ cao 300m với tốc độ hành trình ($V_k = 40\text{m/s}$). Tại thời điểm $t = 15\text{s}$, nhiễu gió tác động có biên độ thay đổi trong hai trường hợp: $W_{y0} = 5\text{m/s}$ và $W_{y0} = 7\text{m/s}$, thổi từ dưới lên.



Hình 4. Kết quả đánh giá đáp ứng của UAV khi có nhiễu gió bậc thang tác động với biên độ W_{y0}

Kết quả mô phỏng cho thấy rằng, tại cùng một độ cao khi có nhiễu gió đứng bậc thang tác động, UAV sử dụng BDK thích nghi cho sai lệch độ cao điều chỉnh nhỏ hơn BDK PID. Biên độ của nhiễu động ảnh hưởng đến an toàn bay của UAV. Khi nhiễu gió tác động có biên độ thay đổi (lớn hơn), UAV sử dụng BDK PID có thể vẫn được duy trì được độ cao nhưng góc tấn thất tốc vượt quá giới hạn cho phép dẫn đến UAV bị mất an toàn bay. Trong khi đó, UAV sử dụng BDK thích nghi duy trì tốt theo độ cao mong muốn, các giá trị góc tấn thất tốc và quá tải đứng đều nằm trong khoảng giới hạn cho phép, đảm bảo an toàn bay cho UAV.

5. KẾT LUẬN

Bài báo trình bày kết quả mô phỏng mô hình vòng điều khiển kín trên máy bay không người lái khi sử dụng bộ điều khiển thích nghi và so sánh với bộ điều khiển PID truyền thống. Kết quả chỉ rõ ưu điểm của BDK thích nghi so với BDK kinh điển PID trong điều kiện có nhiễu động gió tác động với sai số điều chỉnh nhỏ, thời gian xác lập nhanh, góc tấn thất tốc và qua tải đứng nằm trong giới

hạn cho phép do đó có thể mở rộng phạm vi hoạt động của UAV. Từ các kết quả mô phỏng ta thấy rằng, BĐK thích nghi được đề xuất trong bài báo hoàn toàn có thể mở rộng áp dụng cho UAV trong các quỹ đạo chuyển động phức tạp khác nhau với độ chính xác cao.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. R.Lozano, P.Castillo, A.Dzul, "Global stabilization of the PVTOL: real time application to a mini aircraft," *International Journal of Control*, 77, 8, 735-740, 2004.
- [2]. Hamel T., Mahoney R., Lozano R., Ostrowski J., "Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-flyer," In *2002 IFAC 15th Triennial World Congress*, Barcelona, Spain, Barcelona, Spain, 2002.
- [3]. A. Mokhtari, A. Benallegue, A. Belaidi, "Polynomial linear quadratic Gaussian and sliding mode observer for a Quadrotor unmanned aerial vehicle," *Journal of Robotics and Mechatronics*, 17, 4, 2005.
- [4]. A. Mokhtari, N. K. M'sirdi, K. Meghriche, A. Belaidi, "Feedback linearization and linear observer for a Quadrotor unmanned aerial vehicle," *Advanced Robotics*, 20, 1, 71-91, 2006.
- [5]. 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.
- [6]. Hai Yang Chao, Yong Can Cao, Yang Quan Chen, "Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles A Survey," *International Journal of Control, Automation and Systems*, 8, ,36-44, 2010.

AUTHORS INFORMATION

**Nguyen Trong Ha¹, Dao Sy Luat², Tran Xuan Tinh¹,
Nguyen Van Bien¹, Nguyen Trung Minh¹**

¹Air Defense - Air Force Academy, Vietnam

²Dong Nai University, Vietnam