

ỔN ĐỊNH MÁY BAY CÁP CÁP XÒE TRÊN CƠ SỞ ĐIỀU KHIỂN BACKSTEPPING VÀ HIỆU CHỈNH RHO

THE COMBINATION OF THE BACKSTEPPING METHOD AND OPTIMAL FILTER TO THE FLIGHT STABILITY OF MORPHING AIRCRAFT

Nguyễn Ngọc Tuấn¹, Trần Xuân Tình^{2,*},
Nguyễn Tuấn Anh², Trần Thị Nga²

TÓM TẮT

Để đảm bảo độ ổn định bay của máy bay cáp cáp, cáp cáp, bài báo đề xuất một thiết kế điều khiển - hiệu chỉnh kết hợp. Phương pháp điều khiển trượt Backstepping được sử dụng bảo đảm tính ổn định quỹ đạo bay. Hiệu chỉnh góc đường bay theo phương pháp tối ưu hoá từng đoạn. Từ kết quả mô phỏng cho thấy góc đường bay, quỹ đạo bay đã bám sát tín hiệu đặt trong quá trình biến đổi cấu hình cáp cáp, hệ thống điều khiển bay đáp ứng tốt các yêu cầu về tính bền vững và tính tác động nhanh.

Từ khóa: Điều khiển trượt cuốn chiếu, tối ưu hóa từng đoạn, máy bay, góc đường bay

ABSTRACT

To ensure the flight stability of morphing aircraft, the paper proposed a correction system combined with control system. The nominal controller was designed by the backstepping technique, which was used to provide the basic flight stability as well as the tracking performance. The correction device was designed by the receding horizon optimal algorithm based on the command filter. The retrofit value was calculated to compensate for the nominal controller. The simulation results show that the flight path angle can track the command signal regardless of morphing process, and the flight control system satisfies the requirements of real-time and robustness.

Keywords: Backstepping controller, Receding Horizon Optimal, aircraft, altitude, flight path angle.

¹Học viện Kỹ thuật Quân sự

²Học viện Phòng không - Không quân

*Email: tinhpk79@gmail.com

Ngày nhận bài: 18/10/2021

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 10/12/2021

Ngày chấp nhận đăng: 27/12/2021

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Máy bay cáp cáp cáp cáp là dạng máy bay có hai cáp cáp có thể xoay để thay đổi góc giữa cáp cáp và thân, tức có thể "xòe ra" hay "cáp cáp" được. Điều này giúp cấu hình cáp cáp của máy bay có thể được thay đổi trong quá trình bay. Khi bay chậm, để tránh bị trơn trượt ở tốc độ thấp, máy bay xòe hai cáp cáp dang rộng ra để giữ thăng bằng. Còn khi bay nhanh, máy bay cáp cáp ra sau để giảm

cáp cáp, bay cho nhanh. Cấu hình cáp cáp cáp cáp hữu dụng nhất trong trường hợp máy bay được yêu cầu phải hoạt động tốt ở tốc độ cao lẫn tốc độ thấp, và vì vậy nó chủ yếu được sử dụng trong việc thiết kế máy bay quân sự, như mẫu máy bay Mirage G8 của Không quân Pháp ở hình 1. Ví dụ với máy bay chiến đấu chủ yếu bay với tốc độ hạ âm, nhưng bất thành linh tăng tốc độ lên siêu âm khi cần thiết.

Tuy nhiên khi cấu hình cáp cáp biến đổi khi bay sẽ ảnh hưởng xấu đến đặc tính động học của máy bay, dẫn đến những thay đổi phi tuyến của lực khí động và mô-men xoắn, làm tăng độ bất định của mô hình, sự ổn định bay sẽ bị ảnh hưởng rất nhiều. Để đáp ứng yêu cầu về chất lượng bay, hệ thống điều khiển bay được thiết kế cần đảm bảo sự ổn định bay trong quá trình này.



Hình 1. Máy bay cáp cáp cáp cáp xòe

Phương pháp H_∞ đã được sử dụng thiết kế bộ điều khiển cho UAV biến đổi cấu hình cáp cáp [1], tuy nhiên độ ổn định quỹ đạo bay giảm khi tốc độ biến đổi tăng lên. Bộ điều khiển Backstepping trong [2-4] đã giảm thiểu sai số bám sát quỹ đạo, tăng khả năng chống nhiễu. Mạng neural networks đã được sử dụng để ước lượng tham số mô hình khí động học của máy bay khi biến đổi cấu hình [3, 4], với phương pháp này cần bộ dữ liệu lớn để huấn luyện mạng. Phương pháp điều khiển trượt [5] được đề xuất ổn định góc chúc ngóc, kết quả mô phỏng cho thấy hệ bền vững và có thể đảm bảo sự ổn định bay trong quá trình cáp cáp.

Trong bài báo này để xuất bộ điều khiển trượt Backstepping kết hợp tối ưu hoá từng đoạn RHO (Receding Horizon Optimal) để tái thiết cấu trúc bộ điều khiển, để điều khiển bám sát góc đường bay của máy bay khi biến đổi cấu hình cánh.

2. MÔ HÌNH ĐỘNG HỌC

Khoang tĩnh S của máy bay có thể được xấp xỉ bằng công thức sau [6]:

$$S \approx \sum_{k=1}^3 m_k r_k = (2m_{1x} + m_{33x}) i + O_j + O_k \tag{1}$$

Khoang tĩnh máy bay dọc theo trục x của thân là $S_x = 2m_{1x} + m_{33x}$. Hệ thống điều khiển góc đường bay theo chiều dọc của máy bay biến hình là:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \frac{1}{mV}(L + P \sin \alpha - mg \cos \theta - F_{Lz}) \\ \dot{\alpha} = \frac{1}{mV}(-L - P \sin \alpha + mg \cos \theta + F_{Lz}) \\ \dot{q} = \frac{i_y}{I_y} q + \frac{1}{I_y}(-S_x g \cos \vartheta + M_A + PZ_T + M_y) \\ \dot{\vartheta} = q \end{cases} \tag{2}$$

Trong đó, P: Lực đẩy của động cơ, có phương, chiều trùng với trục dọc của máy bay; ϑ : Góc chúc góc; α : Góc tấn; θ : Góc nghiêng quỹ đạo; m: Khối lượng máy bay; g: Gia tốc trọng trường; V: Tốc độ bay, để nghiên cứu ảnh hưởng của quá trình biến hình đối với góc đường bay, trong [6] chọn điều khiển V ở một giá trị cố định; I_y : Quán tính chuyển động xung quanh trục y của máy bay; T: Lực đẩy song song với trục x của máy bay; Z_T : Vị trí đặt lực đẩy T; F_{Lz} và M_y : Lực quán tính và moment quán tính gây ra bởi quá trình biến đổi cấu hình cánh:

$$\begin{cases} F_{Lz} = S_x(\dot{q} \cos \alpha - q^2 \sin \alpha) + 2\dot{S}_x q \cos \alpha + \ddot{S}_x \sin \alpha \\ M_y = S_x(\dot{V} \sin \alpha + V \dot{\alpha} \cos \alpha - V q \cos \alpha) \end{cases} \tag{3}$$

L là lực nâng; D là lực cản; M_A là momen khí động học góc chúc góc.

$$\begin{cases} L = Q S_w (C_{L0} + C_{La} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e) \\ D = Q S_w (C_{D0} + C_{Da} \alpha + C_{D\alpha^2} \alpha^2) \\ M_A = Q S_w c_A (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e + C_{mq} \frac{q c_A}{2V}) \end{cases} \tag{4}$$

Trong đó $Q = \rho V^2 / 2$ là mật độ không khí; S_w là diện tích tham chiếu của cánh; c_A là độ dài hình học trung bình của cánh; δ_e là góc suy giảm của bề mặt nâng hạ; C_{L0} là hệ số lực nâng của góc tấn tại gốc; C_{La} và $C_{L\delta_e}$ là hệ số lực nâng với α và δ_e ; C_{D0} là hệ số lực cản nâng tại gốc; C_{Da} và $C_{D\alpha^2}$ là lực cản với α và α^2 .

3. BỘ ĐIỀU KHIỂN BACKSTEPPING

Xem xét nhiễu bên ngoài, công thức (2) được viết như sau:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = f_1(x) + g_1 \alpha + d_1(t) \\ \dot{\alpha} = f_2(x) + q + d_2(t) \\ \dot{q} = f_3(x) + g_2 \delta_e + d_3(t) \\ \dot{\vartheta} = q \end{cases} \tag{5}$$

Trong đó $f_1(x)$, $f_2(x)$, $f_3(x)$, g_1 và g_2 là các thông số hệ thống được biểu diễn như sau:

$$\begin{cases} f_1(x) = \frac{1}{mV} [Q S_w (C_{L0} + C_{L\alpha} \delta_e) + P \sin \alpha - mg \cos \theta - F_{Lz}] \\ f_2(x) = \frac{1}{mV} (-L - P \sin \alpha + mg \cos \theta + F_{Lz}) \\ f_3(x) = \frac{1}{I_y} [Q S_w c_A (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{mq} \frac{q c_A}{2V}) - S_x g \cos \vartheta + i_y q + PZ_T + M_y] \\ g_1 = \frac{1}{mV} Q S_w C_{L\alpha} \\ g_2 = \frac{1}{I_y} Q S_w c_A C_{m\delta_e} \end{cases} \tag{6}$$

$x = [\theta \quad \alpha \quad q \quad \vartheta]^T$ là vector trạng thái, $d_1(t)$, $d_2(t)$, $d_3(t)$

là những nhiễu loạn bên ngoài. Vì giá trị chính xác của các tham số hệ thống và các thông số khí động học không được biết trong quá trình bay thực tế, phương trình (5) có thể được biểu diễn dưới dạng phi tuyến tính như sau:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = f_{10}(x) + g_{10} \alpha + \Delta_1(x) \\ \dot{\alpha} = f_{20}(x) + q + \Delta_2(x) \\ \dot{q} = f_{30}(x) + g_{20} \delta_e + \Delta_3(x) \\ \dot{\vartheta} = q \end{cases} \tag{7}$$

Trong đó, $f_{10}(x)$, $f_{20}(x)$, $f_{30}(x)$, g_{10} và g_{20} là các tham số hệ thống danh định đã biết; $\Delta_1(x)$, $\Delta_2(x)$, và $\Delta_3(x)$ là số hạng không xác định tổng quát không tuyến tính của hệ, được biểu diễn dưới dạng sau:

$$\begin{cases} \Delta_1(x) = \Delta f_1(x) + \Delta g_1 \alpha + d_1(t) \\ \Delta_2(x) = \Delta f_2(x) + q + d_2(t) \\ \Delta_3(x) = \Delta f_3(x) + \Delta g_2 \delta_e + d_3(t) \end{cases} \tag{8}$$

$\Delta f_1(x)$, $\Delta f_2(x)$, $\Delta f_3(x)$, Δg_1 , Δg_2 là số hạng không xác định phi tuyến của tham số hệ thống.

Giả thiết 1: Các biến trạng thái cần thiết của bộ điều khiển thu được bằng phép đo. Có tồn tại hằng số đã biết $D_{\Delta} > 0$ thỏa mãn $\Delta_i(x) \leq D_{\Delta}$ ($i = 1, 2, 3$).

Định nghĩa:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \theta - \theta_d \\ \dot{\alpha} = \alpha - \alpha_d \\ \dot{q} = q - q_d \end{cases} \tag{9}$$

Trong đó, θ_d là tín hiệu đặt góc đường bay; α_d và q_d là tín hiệu điều khiển ảo; $\dot{\theta}$ là sai số bám tín hiệu đặt góc đường

bay; α và q là các sai số bám tín hiệu điều khiển ảo. Sử dụng bộ lọc bậc hai [2] có được θ_d và tín hiệu vi phân bậc nhất của nó $\dot{\theta}_d$:

$$\frac{\theta_d}{\theta_{d0}} = \frac{\omega_n^2}{s^2 - 2\xi_n \omega_n s + \omega_n^2} \quad (10)$$

θ_{d0} là đầu vào bộ lọc; ω_n là băng thông; ξ_n là hệ số tắt dần.

Giả thuyết 2: θ_d và $\dot{\theta}_d$ là các hàm bị chặn.

Bước 1: Xét phương trình vi phân góc đường bay trong hệ (7):

$$\dot{y} = f_{10}(x) + g_{10}\alpha + \Delta_1(x) \quad (11)$$

Tín hiệu điều khiển ảo thiết kế là:

$$\alpha_d = \frac{1}{g_{10}}[-k_1\dot{\theta} - f_{10}(x) + \dot{\theta}_d] \quad (12)$$

Trong đó $k_1 > 0$ là tham số thiết kế.

Bước 2: Xét phương trình vi phân góc tấn công trong hệ (7):

$$\dot{\alpha} = f_{20}(x) + q + \Delta_2(x) \quad (13)$$

Tín hiệu điều khiển ảo thiết kế là:

$$q_d = -k_2\dot{\alpha} - g_{10}\dot{\theta} - f_{20}(x) + \dot{\alpha}_d \quad (14)$$

Trong đó $k_2 > 0$ là tham số thiết kế, $\dot{\alpha}_d$ là xấp xỉ của $\dot{\alpha}_d$, để lấy $\dot{\alpha}_d$ sử dụng bộ lọc bậc nhất:

$$\begin{cases} k_{fa}\dot{\alpha}_d + \bar{\alpha}_d = \alpha_d \\ \bar{\alpha}_d(0) = \alpha_d(0) \end{cases} \quad (15)$$

Trong đó, $k_{fa} > 0$ là hằng số thời gian của bộ lọc.

Bước 3: Xét phương trình vi phân vận tốc góc trong hệ phương trình (7):

$$\dot{q} = f_{30}(x) + g_{20}\delta_e + \Delta_3(x) \quad (16)$$

Bộ điều khiển thiết kế là:

$$\delta_e = \frac{1}{g_{20}}[-k_3\dot{q} - \dot{\alpha} - f_{30}(x) + \dot{q}_d] \quad (17)$$

$k_3 > 0$ là tham số thiết kế. Tương tự, sử dụng bộ lọc bậc một để lấy \dot{q}_d :

$$\begin{cases} k_{fq}\dot{q}_d + \bar{q}_d = q_d \\ \bar{q}_d(0) = q_d(0) \end{cases} \quad (18)$$

$k_{fq} > 0$ là hằng số bộ lọc.

Định nghĩa sai số lọc như sau:

$$\begin{cases} \zeta_\alpha = \alpha_d - \bar{\alpha}_d \\ \zeta_q = q_d - \bar{q}_d \end{cases} \quad (19)$$

Đạo hàm của sai số lọc như sau:

$$\begin{cases} \dot{\zeta}_\alpha = -\frac{1}{k_{fa}}\zeta_\alpha + \dot{\alpha}_d \\ \dot{\zeta}_q = -\frac{1}{k_{fq}}\zeta_q + \dot{q}_d \end{cases} \quad (20)$$

Theo biểu thức của α_d và q_d , từ giả thiết 2 có thể thấy tồn tại các hằng số đã biết $B_{\alpha 0} > 0$ và $B_{q 0} > 0$ thỏa mãn $|\dot{\alpha}_d| \leq B_{\alpha 0}$; $|\dot{q}_d| \leq B_{q 0}$.

Hàm Lyapunov của thiết kế là:

$$V_n = \frac{1}{2}\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}\dot{\alpha}^2 + \frac{1}{2}\dot{q}^2 + \frac{1}{2}\zeta_\alpha^2 + \frac{1}{2}\zeta_q^2 \quad (21)$$

Dựa trên các bước thiết kế trên, sử dụng giả thiết 1 và bất đẳng thức $XY \leq \frac{X^2}{2} + \frac{Y^2}{2}$

Ta có:

$$\begin{aligned} \dot{V}_n \leq & -\left(k_1 - \frac{1}{2}\right)\dot{\theta}^2 - \left(k_2 - 1 - \frac{1}{2k_{fa}}\right)\dot{\alpha}^2 - \left(k_3 - 1 - \frac{1}{2k_{fq}}\right)\dot{q}^2 - \\ & - \left(\frac{1}{2k_{fa}} - \frac{1}{2}\right)\zeta_\alpha^2 - \left(\frac{1}{2k_{fq}} - \frac{1}{2}\right)\zeta_q^2 + \frac{3}{2}D_\Delta^2 + B_{\alpha 0}^2 + B_{q 0}^2 \end{aligned} \quad (22)$$

Đặt:

$$z_1 = \min \left\{ 2\left(k_1 - \frac{1}{2}\right), 2\left(k_2 - 1 - \frac{1}{2k_{fa}}\right), 2\left(k_3 - 1 - \frac{1}{2k_{fq}}\right), \left(\frac{1}{k_{fa}} - 1\right), \left(\frac{1}{k_{fq}} - 1\right) \right\} \quad (23)$$

$$z_2 = \frac{3}{2}D_\Delta^2 + B_{\alpha 0}^2 + B_{q 0}^2 \quad (24)$$

k_1, k_2, k_3, k_f và k_{fq} thiết kế sao cho $z_1 > 0$. Từ phương trình (24) và các bước thiết kế bộ điều khiển trên ta thấy $z_2 > 0$ và bị giới hạn. Thế (23) và (24) vào (22) được:

$$\dot{V}_n \leq -z_1 V_n + z_2 \quad (25)$$

Theo phương trình (25), có thể thấy sai số bám hội tụ tới vùng lân cận gốc với bán kính là $\sqrt{2z_2/z_1}$. Khi sai lệch mô hình và nhiễu loạn bên ngoài nhỏ, bộ điều khiển danh nghĩa có thể đảm bảo sự ổn định bay. Khi sai lệch mô hình và nhiễu loạn bên ngoài lớn, sai số bám tín hiệu đặt góc đường bay sẽ tăng lên. Đặc biệt trong quá trình biến đổi hình dạng, sai số mô hình và nhiễu động chưa biết xuất hiện sẽ ảnh hưởng lớn hơn đến sự ổn định bay. Dưới đây tiến hành thiết kế bộ hiệu chỉnh, để bù cho bộ điều khiển danh định, nhằm đảm bảo sự ổn định bay trong quá trình biến đổi hình dạng.

4. HIỆU CHỈNH RHO

Phương pháp Jacobian được sử dụng để tuyến tính hoá phương trình (7):

$$\begin{cases} \Delta \dot{x} = A\Delta x + B(\delta_{er} + \delta_{en} - \delta_{e0}) + b_0 \\ y = C\Delta x \end{cases} \quad (26)$$

Trong đó, x là lượng tăng của vectơ trạng thái đầy đủ x đối với giá trị tham chiếu x_0 , $x_0 = [0 \ \alpha_0 \ 0 \ \vartheta_0]^T$; α_0 và ϑ_0 là góc tấn và góc chúc ngóc tương ứng; δ_{en} là đầu ra bộ điều khiển backstepping; δ_{er} là đầu ra của bộ hiệu chỉnh; δ_{e0} là góc lệch của cánh lái nâng hạ; b_0 là sai lệch mô hình và nhiễu bên ngoài; $C = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$, A và B thay đổi theo sự thay đổi hình dạng của cánh.

Dạng không gian trạng thái của bộ lọc chỉ thị (10) như sau:

$$\begin{cases} \dot{x}_r = A_r x_r + B_r \theta_{do} \\ y_r = C_r x_r \end{cases} \quad (27)$$

Trong đó:

$$\begin{aligned} x_r &= \begin{bmatrix} \theta_d \\ \dot{\theta}_d \end{bmatrix} & A_r &= \begin{bmatrix} -2\xi_n \omega_n & 1 \\ -\omega_n^2 & 0 \end{bmatrix} \\ B_r &= \begin{bmatrix} 0 & \omega_n^2 \end{bmatrix}^T & C_r &= \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

Độ lợi bộ hiệu chỉnh được tính theo thời gian thực trong một khoảng thời gian hữu hạn dựa trên các công thức (26) và (27) sao cho các chỉ số sau được giảm thiểu:

$$\min_{\delta_{er}} J_R = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [Q_p (y_r - y)^2 + Q_l y_l^2 + R\delta_{er}^2] dt \quad (28)$$

Trong đó, t_f và t_0 là giới hạn trên và dưới của miền thời gian hữu hạn, Q_p và Q_l là các giá trị trọng số của sai số bám và tích phân sai số bám, R là giá trị trọng số của lượng hiệu chỉnh, y_l là sai số tích phân và có thể thu được từ công thức sau:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = y_r - y \\ y_1 = x_1 \end{cases} \quad (29)$$

Kết hợp phương trình trạng thái tuyến tính của máy bay với phương trình trạng thái của bộ lọc và phương trình sai số tích phân, nhận được phương trình trạng thái mở rộng là:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}_r \\ \Delta \dot{x} \\ \dot{x}_1 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_r & 0 & 0 \\ 0 & A & 0 \\ C_r & -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_r \\ \Delta x \\ x_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{er} \\ &+ \begin{bmatrix} B_r \theta_{do} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B(\delta_{en} - \delta_{e0}) \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (30)$$

Phương trình (30) viết lại như sau:

$$\dot{x}_R = A_R x_R + B_R \delta_{er} + b_R + b_0 \quad (31)$$

Phương trình (28) có thể được viết lại:

$$\min_{\delta_{er}} J_R = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} (x_R^T Q_R x_R + R\delta_{er}^2) dt \quad (32)$$

Trong đó:

$$Q_R = \begin{bmatrix} Q_p C_r^T C_r & -Q_p C_r^T C & 0 \\ -Q_p C_r^T C & Q_p C^T C & 0 \\ 0 & 0 & Q_l \end{bmatrix}$$

Các tham số biến K_R, k_R thu được bằng cách giải phương trình vi phân Riccati thể hiện trong công thức sau:

$$\dot{K}_R = -K_R A_R - A_R^T K_R + R^{-1} K_R B_R B_R^T K_R - Q_R \quad (33)$$

$$\dot{k}_R = -K_R b_R - A_R^T k_R + R^{-1} K_R B_R B_R^T k_R \quad (34)$$

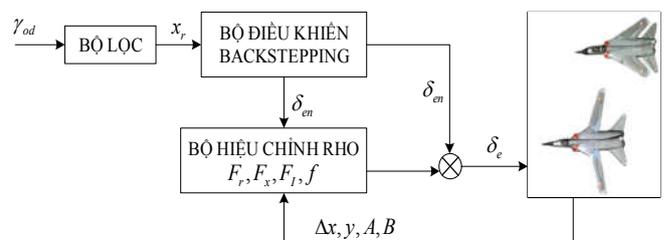
Vì K_R, k_R có thể được ổn định với bất kỳ giá trị nào tại biên giới của khoảng thời gian hữu hạn $[t_0, t_f]$, giả sử K_R, k_R tại biên thời gian t_f là 0. Trong một thời gian hữu hạn, lấy tích phân của (33) và (34) được $K_R(t_0)$ và $k_R(t_0)$. Độ lợi bộ hiệu chỉnh được tính toán bằng cách sử dụng công thức sau:

$$\begin{bmatrix} F_R & f \end{bmatrix} = -R^{-1} B_R^T [K_R(t_0) \ k_R(t_0)] \quad (35)$$

Trong đó, $F_R = [F_r \ F_x \ F_l]$, F_r, F_x và F_l là độ lợi các bộ hiệu chỉnh của trạng thái sai số tích phân, trạng thái máy bay và trạng thái bộ lọc chỉ thị. Qua (36) tính được lượng hiệu chỉnh:

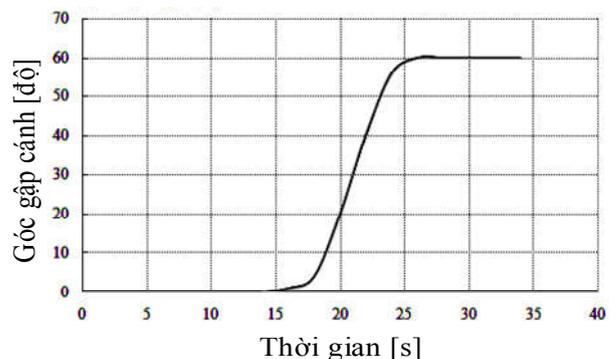
$$\delta_{er} = F_R x_R + f \quad (36)$$

Phương pháp RHO không chỉ có những ưu điểm của phương pháp toàn phương tuyến tính, mà còn có thể dự đoán các đặc tính đáp ứng mong muốn của đối tượng, độ chính xác của mô hình không đòi hỏi cao, độ lợi các bộ hiệu chỉnh điều chỉnh thời gian thực cho trị sai lệch giữa tín hiệu chỉ thị và góc đường bay, để hạn chế tác động của nhiễu bên ngoài và sai lệch mô hình. Cấu trúc bộ hiệu chỉnh thể hiện trong hình 2.



Hình 2. Cấu trúc bộ hiệu chỉnh

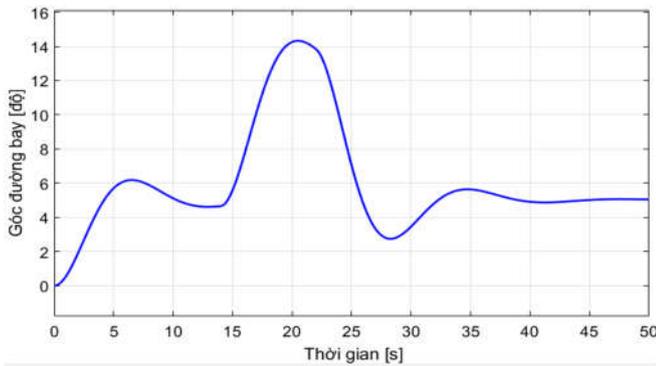
5. MÔ PHỎNG VÀ NHẬN XÉT



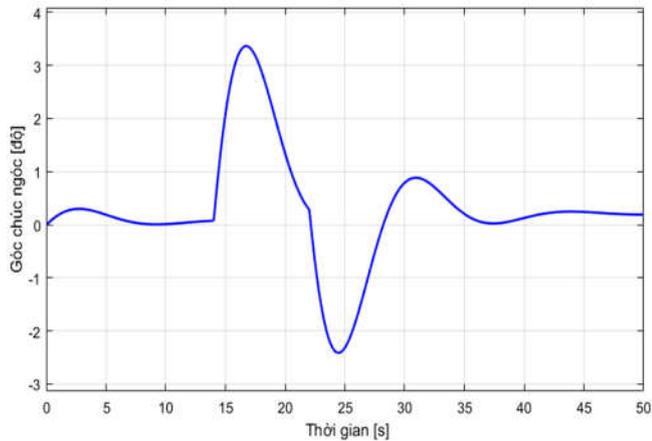
Hình 3. Đường cong góc gập cánh

Tham số mô phỏng: Diện tích cánh: $S = 23m^2$; Trọng lượng: $G = 7300kg$; Momen quán tính: $J_x = 630KgmS^2$; $J_z = 5250KgmS^2$; Dây cung khí động trung bình: $b_A = 4m$; Kích thước khí động: $L = 7,15m$; Độ cao bay $H = 5000m$, $M = 0,5$; Tốc độ $V = 35m/s$. Trong quá trình bay, các thông số khí động học thay đổi khi điều kiện bay và góc xoè cánh thay đổi. Sai số mô hình 20% được cộng thêm vào thông số khí động học. Khi cho máy bay thay đổi góc gập cánh tại thời điểm 14s, đường cong biến đổi cấu hình cánh được thể hiện trong hình 3.

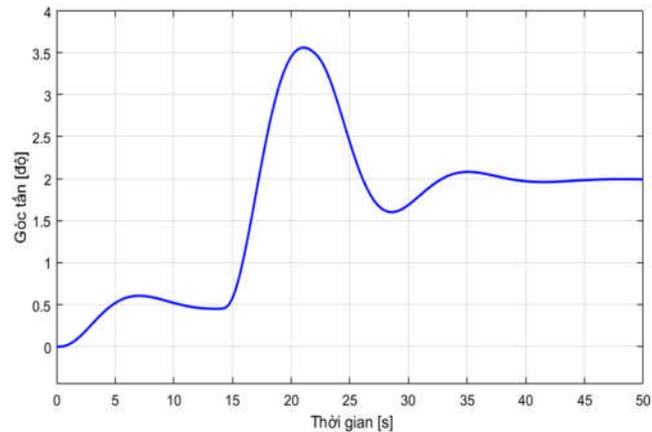
Khi không có nhiễu khí động học bộ điều khiển Backstepping đáp ứng tốt các góc điều khiển. Đồ thị đáp ứng góc θ , ϑ , α thể hiện trên hình 4, 5, 6.



Hình 4. Đáp ứng góc nghiêng quỹ đạo θ

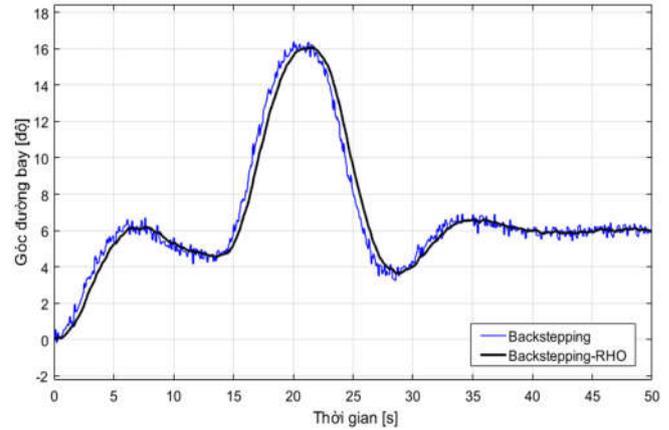


Hình 5. Đáp ứng góc chúc góc ϑ

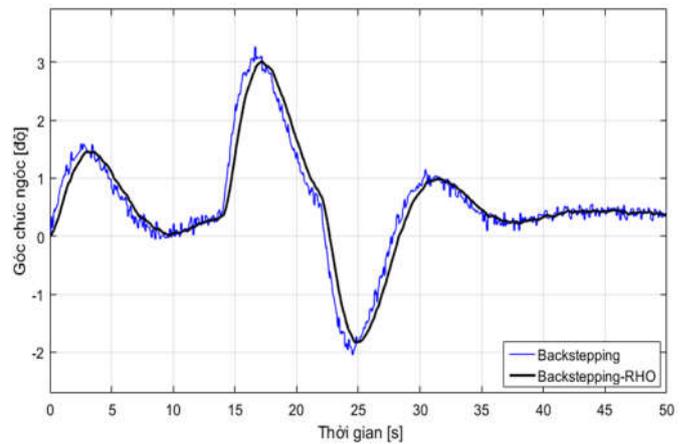


Hình 6. Đáp ứng góc tấn α

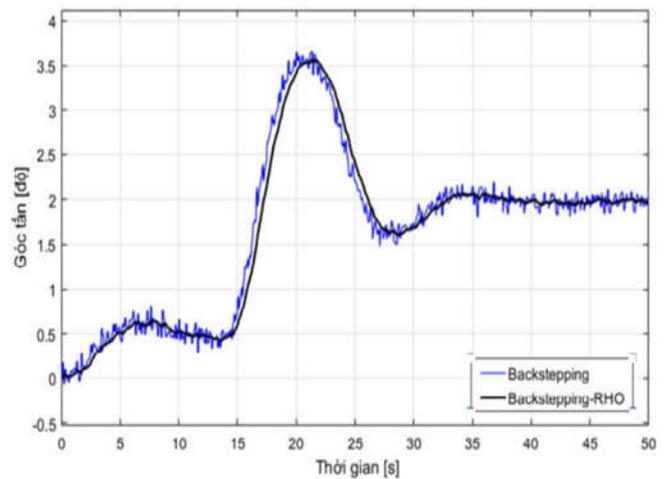
Khi có nhiễu khí động học sử dụng tín hiệu nhiễu $d_3(t) = 5\sin(t)$ ($^\circ/s^2$). Đáp ứng góc đường bay thể hiện trên hình 7, 8, 9.



Hình 7. Đáp ứng góc θ khi có nhiễu



Hình 8. Đáp ứng góc ϑ khi có nhiễu



Hình 9. Đáp ứng góc α khi có nhiễu

Trong khoảng thời gian từ 14 ~ 27s, máy bay thay đổi hình dạng cánh để chuyển sang cơ động, góc đường bay biến đổi mạnh. Khi có tác động của nhiễu, bộ hiệu chỉnh RHO giúp loại bỏ phần lớn tín hiệu nhiễu, góc đường bay đạt được giá trị xác lập trong thời gian ngắn, hạn chế ảnh hưởng bởi quá trình biến hình của cánh.

6. KẾT LUẬN

Bộ điều khiển Backstepping kết hợp hiệu chỉnh RHO cho hiệu quả cao khi ổn định đường bay của máy bay biến đổi cấu hình cánh, một hệ thống phi tuyến và có nhiễu tham số bất định. Trong quá trình biến đổi hình dạng, các đặc tính động của máy bay sẽ thay đổi rất nhiều, bộ hiệu chỉnh RHO kết hợp giữa hiệu chỉnh phản hồi và tối ưu hóa từng đoạn cho mô hình, bù đầu ra của bộ điều khiển backstepping, đảm bảo sự ổn định đường bay của máy bay trong quá trình thay đổi hình dạng, nâng cao tính bền vững, giảm ảnh hưởng của sai lệch mô hình và các nhiễu loạn bên ngoài.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Yue T, Wang L X, Ai J Q, 2013. *Gain self-scheduled H_∞ control for morphing aircraft in the wing transition process based on an LPV model*. J. Chinese Journal of Aeronautics, Vol.26, No.4, pp.909-917.
- [2]. Sonneveldt L, Chu Q P, Mulder J A. 2007. *Nonlinear flight control design using constrained adaptive backstepping*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 30 (2): 322-335.
- [3]. T. Lee, Y. Kim, 2001. *Nonlinear adaptive flight control using backstepping and neural networks controller*. Jnl. Guidance, Control, and Dynamics, 24(4):675–682.
- [4]. M. Sharma, D. G. Ward, 2002. *Flight-path angle control via neuro-adaptive backstepping*. In Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2002-4451, Monterey, Californ.
- [5]. Sangchul Lee, Kwangjin Kim, 2012. *A Sliding Mode Control with Optimized Sliding Surface for Aircraft Pitch Axis Control System*. The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 55, No. 2, pp. 94-98.
- [6]. Sridhar Seshagiri, Ekprasit Promtun, 2018. *Sliding Mode Control of F-16 Longitudinal Dynamics*. 2018 American Control Conference Westin Seattle Hotel, Seattle, Washington, USA June 11-13, 2018.

AUTHORS INFORMATION

**Nguyen Ngoc Tuan¹, Tran Xuan Tinh²,
Nguyen Tuan Anh², Tran Thi Nga²**

¹Military Technical Academy

²Air Defence - Air Force Academy