

Tổng hợp hệ thống điều khiển thích nghi phi tuyến bậc cao có tham số bất định sử dụng phương pháp backstepping

Hoàng Minh Đắc*, Nguyễn Việt Phương

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

*Email: hoangminhdac@gmail.com

Nhận bài: 11/4/2023; Hoàn thiện: 05/10/2023; Chấp nhận đăng: 10/10/2023; Xuất bản: 25/10/2023.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.90.2023.22-29>

TÓM TẮT

Điều khiển backstepping là một phương pháp điều khiển được áp dụng rộng rãi với những ưu điểm nổi bật là khả năng triệt tiêu nhiễu loạn và sự biến đổi của tham số, thiết kế hệ thống giảm bậc và cấu trúc điều khiển đơn giản. Tuy nhiên, nếu bậc của đối tượng lớn hơn 3 thì vấn đề tính toán đạo hàm bậc cao rất phức tạp. Bài báo này trình bày một phương pháp tổng hợp một lớp hệ thống phi tuyến bậc cao trên cơ sở sử dụng phương pháp backstepping nhằm nâng cao chất lượng điều khiển của thiết bị bay (TBB). Kết quả mô phỏng bằng MATLAB/SIMULINK với mô hình (TBB) giả định chứng minh khi sử dụng bộ điều khiển thích nghi Backstepping sẽ giúp TBB hoạt động một cách ổn định bám theo quỹ đạo bay trong trường hợp có tác động của nhiễu.

Từ khóa: Điều khiển thích nghi; Thiết bị bay; Đàn hồi khí động.

1. MỞ ĐẦU

Phương pháp Backstepping được quan tâm nghiên cứu và phát triển cho hệ phi tuyến [4, 6]. Phương pháp này với mục đích tạo nên một hệ kín đảm bảo hệ thống ổn định toàn cục dựa trên cách tính toán đệ quy, từ đó xác định được tín hiệu điều khiển. Phát triển ý tưởng của phương pháp Backstepping, nhiều nghiên cứu đã kết hợp các kỹ thuật backstepping với lý thuyết điều khiển bền vững cho lớp hệ thống vừa có tham số bất định vừa có tính phi tuyến [4]. Tuy nhiên, phương pháp backstepping trong các nghiên cứu trước đang dừng lại để khảo sát các đối tượng đơn giản thường là bậc 3 [8-10]. Vì việc tính toán các hệ số bậc cao rất phức tạp. Trong bài báo này tác giả đã đề xuất hướng nghiên cứu đối tượng phi tuyến phức tạp, đối tượng 5 biến, khi khảo sát chuyển động của TBB có tính đến đàn hồi khí động của cánh [6, 7]. Trong thực tế khi chuyển động đến một vận tốc đủ lớn, cánh của TBB được xem như là tấm phẳng, khi bị tác động của các lực khí động sẽ xuất hiện dao động xoắn và uốn là nguyên nhân tạo ra hiện tượng dao động tự kích gây mất ổn định cục bộ gọi là flutter. Vấn đề để tránh hiện tượng flutter phải dập được dao động xoắn hoặc uốn để tránh dao động cộng hưởng flutter [6]. Trong bài báo nghiên cứu thuật toán điều khiển để dập dao động xoắn của cánh. Trong các nghiên cứu, các thành phần dao động này thường được bỏ qua khi xây dựng mô hình toán học bởi tính phức tạp của nó [4, 5]. Trong thực tế hiện tượng này luôn tồn tại và là yếu tố nguy hiểm có thể dẫn đến mất an toàn bay, phá hủy kết cấu của TBB. Nội dung bài báo trình bày phương pháp điều khiển thích nghi Backstepping cho đối hệ phương trình 5 biến, khi tính đến dao động xoắn của cánh đối xứng. Bộ điều khiển được áp dụng trong bài toán tổng hợp hệ thống tự lái kênh gặt máy bay, các đại lượng điều khiển yêu cầu bám theo các giá trị mong muốn cho trước.

2. MÔ TẢ VÀ TỔNG HỢP BỘ ĐIỀU KHIỂN CHO HỆ THỐNG

2.1. Mô tả hệ thống

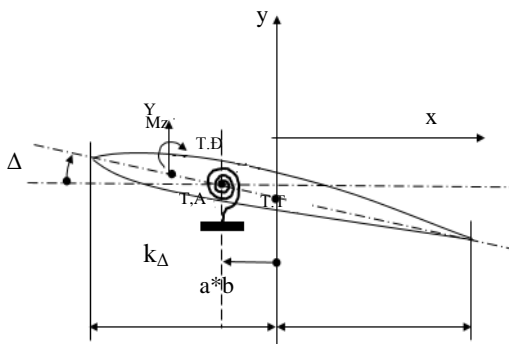
Đối tượng xem xét là TBB có cánh thẳng kích thước hữu hạn và đối xứng. Mô hình khảo sát cánh đàn hồi có biến dạng xoắn được biểu diễn trên hình 1. Đây là mô hình được khảo sát trong nghiên cứu đàn hồi khí động [3]. Trong đó, tâm áp, tâm đàn hồi, trọng lực cánh được ký hiệu tương ứng với các ký hiệu T.A, T.Đ và T.T.

Trên hình 2 ta có 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

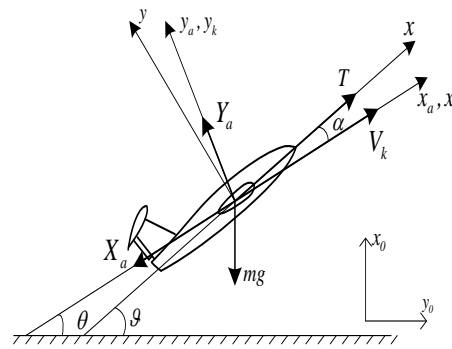
và hệ tọa độ liên kết [1]. Mô hình toán học chuyển động cứng khi chưa tính đến yếu tố đàn hồi của cánh có dạng sau [3, 5]:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta} &= -\frac{g}{V_k} \cos \theta + \frac{P \sin \alpha + Y_a}{mV_k}; \\ \dot{g} &= \omega_z; J_z \dot{\omega}_z = M_z; \alpha = g - \theta. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Trong đó: P là lực đẩy của động cơ; g, θ, α - Góc chúc ngóc, góc nghiêng quỹ đạo, góc tấn công của TBB; $\omega_z = \dot{g}$ - Vận tốc góc theo trục z ; M_z - Mômen theo trục z ; J_z - Mômen quán tính theo trục z . $Y_a = Sqc_y(\alpha)$ - Lực nâng; $q = \rho V_k^2 / 2$ - Khối lượng riêng không khí; S - Diện tích đặc trưng của TBB; ρ - Mật độ không khí; $c_y(\alpha)$ - Hệ số lực nâng.



Hình 1. Sơ đồ biểu diễn biến dạng đàn hồi cánh.



Hình 2. Chuyển động TTB trong mặt phẳng đứng.

Mô hình toán học của biến dạng cánh đàn hồi có thể được biểu diễn dưới dạng sau [3, 5]:

$$\left. \begin{aligned} J_{t_z} \dot{\omega}_z &= M_y; \dot{\Delta} = \omega_{\Delta} \\ J_c \dot{\omega}_{\Delta} &= M_z - M_y; M_y = K_{\Delta} \Delta; J_c + J_{t_z} = J_z \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Trong đó: Δ - Góc xoắn khi có biến dạng đàn hồi cánh; M_y - Momen đàn hồi; K_{Δ} - Hệ số cứng đàn hồi xoắn; J_c, J_{t_z} - Mô men quán tính tương ứng của cánh và thân của TBB; a - Khoảng cách từ đầu cánh đến tâm đàn hồi; b - Nửa độ dài cánh.

Đặt các biến trạng thái: $x_1 = \alpha$; $x_2 = g$; $x_3 = \omega_z$; $x_4 = \Delta$; $x_5 = \omega_{\Delta}$ và biểu diễn các hệ số lực nâng và hệ số cứng đàn hồi cánh dưới dạng phi tuyến [4, 5]:

$$\left. \begin{aligned} c_y(\alpha) &= c_{y_1} \alpha + R_{\alpha}; R_{\alpha} = c_{y_0} + c_{y_2} \alpha^2 + c_{y_3} \alpha^3 \\ k_{\Delta}(\Delta) &= k_{\Delta_0} + R_{\Delta}; R_{\Delta} = k_{\Delta_1} \Delta + k_{\Delta_2} \Delta^2 + k_{\Delta_3} \Delta^3 + k_{\Delta_4} \Delta^4 \\ \dot{x}_1 &= -\frac{g}{V_k} \cos x_1 + \frac{P + c_{y_1} qS}{mV_k} x_2 + R_{\alpha}; \\ \dot{x}_2 &= \frac{g}{V_k} \cos x_1 - \frac{P + c_{y_1} qS}{mV_k} x_2 + x_3 - R_{\alpha}; \\ \dot{x}_3 &= \frac{k_{\Delta_0}(x_4)}{J_{t_z}} x_4 + \frac{R_{\Delta}}{J_{t_z}} x_4; \dot{x}_4 = \dot{x}_5 + \int \frac{R_{\Delta}}{J_c} x_4; \\ \dot{x}_5 &= J_c^{-1} [M_{z_{\alpha}} x_1 + M_{z_{\omega_z}} x_2 - k_{\Delta_0} x_4 - R_{\Delta} x_4 + M_{\delta_B} u]. \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Nhận được

Trong đó, M_{z_α} , $M_{z_{\omega_z}}$, $M_{z_{\delta_B}}$ là các thành phần mô men đạo hàm theo các góc tấn, theo vận tốc góc theo trục z và theo cánh lái độ cao. Để xây dựng thuật toán backstepping, biến đổi (3) về dạng tam giác dưới [4], ta đặt

$$\begin{aligned} f_1(x_1) &= -\frac{g}{V_k} \cos x_1; g_1 = \frac{P + c_{y_1} qS}{mV_k}; \theta_1 = R_\alpha; \\ f_2(x_1, x_2) &= \frac{g}{V_k} \cos x_1 - \frac{P + c_{y_1} qS}{mV_k} x_2; g_2 = 1; \theta_2 = -R_\alpha; \\ f_3(x_1, x_2, x_3) &= 0; g_3 = J_{t_z}^{-1} k_{\Delta 0}; \theta_3 = J_{t_z}^{-1} x_4; \\ f_4(x_1, \dots, x_4) &= 0; g_4 = 1; \theta_4 = \int J_c^{-1} R_\Delta x_4; f_5(x_1, \dots, x_5) = J_c^{-1} [M_{z_\alpha} x_2 - M_{z_{\omega_z}} x_3 - k_{\Delta 0} x_4]; \\ g_5 &= J_c^{-1} M_{z_{\delta_B}}; \theta_5 = J_c^{-1} R_\Delta x_4. \end{aligned}$$

Cuối cùng dạng tam giác dưới của (3) có dạng:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1) + g_1 x_2 + \theta_1; \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2 x_3 + \theta_2; \\ \dot{x}_3 &= f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3 x_4 + \theta_3; \dot{x}_4 = f_4(x_1, \dots, x_4) + g_4 x_5 + \theta_4; \\ \dot{x}_5 &= f_5(x_1, \dots, x_5) + g_5 u + \theta_5, \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

2.2. Thiết kế bộ điều khiển cho hệ thống

Đưa vào biểu thức $\hat{\theta}_1, \dots, \hat{\theta}_5$ là ước lượng của $\theta_1, \dots, \theta_5$ [4] và $\tilde{\theta}_i = \theta_i - \hat{\theta}_i$ là tham số sai lệch ước lượng của bước thứ i. Thực hiện phương pháp backstepping cho (3) dưới dạng (4), thực hiện các bước như sau [4].

Bước 1. Đặt

$$z_1 = x_1 - x_{1m}, \quad (5)$$

vi phân (5) nhận được:

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1m} = f_1 + g_1 x_2 + \theta_1 - \dot{x}_{1m}.$$

Chọn hàm Lyapunov dạng:

$$V_1 = \frac{z_1^2}{2} + \frac{\tilde{\theta}_1^2}{2\gamma_1}, \tilde{\theta}_1 = \theta_1 - \hat{\theta}_1, \gamma_1 > 0.$$

Tính toán và thay thế vào phương trình (5):

$$\dot{V}_1 = z_1 [f_1 + g_1 x_2 + \theta_1 - \dot{x}_{1m}] + \frac{1}{\gamma_1} \tilde{\theta}_1 \dot{\tilde{\theta}}_1. \quad (6)$$

Xét (6) x_2 là điều khiển ảo, x_{2m} là tín hiệu mong muốn x_2 và đặt $z_2 = x_2 - x_{2m}$, ta xác định luật điều khiển ảo ổn định x_{2m} :

$$x_{2m} = g_1^{-1} [-c_1 z_1 - f_1 - \hat{\theta}_1 + \dot{x}_{1m}], c_1 > 0. \quad (7)$$

$$\dot{x}_{2m} = \frac{\partial x_{2m}}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial x_{2m}}{\partial x_{1m}} \dot{x}_{1m} + \frac{\partial x_{2m}}{\partial \hat{\theta}_1} \dot{\hat{\theta}}_1 + \ddot{x}_{1m}$$

Nhận được:

$$\dot{V}_1 = -c_1 z_1^2 + g_1 z_1 z_2 + \tilde{\theta}_1 (z_1 + \gamma_1^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_1). \quad (8)$$

Chọn thuật toán thích nghi dạng:

$$\dot{\hat{\theta}}_1 = -\dot{\tilde{\theta}}_1 = z_1 \gamma_1, \quad (9)$$

Từ (7), (9) có dạng:

$$\dot{V}_1 = -c_1 z_1^2 + g_1 z_1 z_2. \quad (10)$$

Bước 2. Vi phân z_2

$$\dot{z}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2m} = f_2 + g_2 x_3 + \theta_2 - \dot{x}_{2m}. \quad (11)$$

Chọn hàm Lyapunov dạng:

$$V_2 = V_1 + 0.5 z_2^2 + 0.5 \gamma_2^{-1} \tilde{\theta}_2^2, \quad \tilde{\theta}_2 = \theta_2 - \hat{\theta}_2, \gamma_2 > 0.$$

Tính toán đạo hàm

$$\dot{V}_2 = -c_1 z_1^2 + z_2 [g_1 z_1 + f_2 + g_2 x_3 + \theta_2 - \dot{x}_{2m}] + \gamma_2^{-1} \tilde{\theta}_2 \dot{\tilde{\theta}}_2. \quad (12)$$

Xét (12), x_3 là điều khiển ảo và x_{3m} là tín hiệu mong muốn x_3 , đặt $z_3 = x_3 - x_{3m}$, ta xác định luật điều khiển ảo ổn định x_{3m} :

$$x_{3m} = g_2^{-1} [-g_1 z_1 - c_2 z_2 - f_2 - \hat{\theta}_2 + \dot{x}_{2m}], \quad (13)$$

$$\dot{x}_{3m} = \frac{\partial x_{3m}}{\partial x_1} \dot{x}_1 + \frac{\partial x_{3m}}{\partial x_2} \dot{x}_2 + \frac{\partial x_{3m}}{\partial x_{2m}} \dot{x}_{2m} + \frac{\partial x_{2m}}{\partial \theta_2} \dot{\theta}_2 + \ddot{x}_{2m}$$

Nhận được:

$$\dot{V}_2 = -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 + g_2 z_2 z_3 + \tilde{\theta}_2 (z_2 + \gamma_2^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_2). \quad (14)$$

Theo (14) chọn thuật toán thích nghi

$$\dot{\hat{\theta}}_2 = -\dot{\tilde{\theta}}_2 = z_2 \gamma_2 \quad (15)$$

Từ (13), (15) biến đổi và nhận được:

$$\dot{V}_2 = -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 + g_2 z_2 z_3.$$

Bước 3. Vi phân z_3

$$\dot{z}_3 = \dot{x}_3 - \dot{x}_{3m} = f_3 + g_3 x_4 + \theta_3 - \dot{x}_{3m}. \quad (16)$$

Chọn hàm Lyapunov dạng:

$$V_3 = V_2 + 0.5 z_3^2 + 0.5 \gamma_3^{-1} \tilde{\theta}_3^2, \quad \tilde{\theta}_3 = \theta_3 - \hat{\theta}_3, \gamma_3 > 0.$$

Tính đạo hàm:

$$\dot{V}_3 = -\sum_{i=1}^2 c_i z_i^2 + z_3 [g_2 z_2 + g_3 x_4 + \theta_3 - \dot{x}_{3m}] + \gamma_3^{-1} \tilde{\theta}_3 \dot{\tilde{\theta}}_3. \quad (17)$$

Xét (17) x_4 là điều khiển ảo và x_{4m} là tín hiệu mong muốn x_4 , đặt $z_4 = x_4 - x_{4m}$, ta xác định luật điều khiển ảo ổn định x_{4m} :

$$x_{4m} = g_3^{-1} [-g_2 z_2 - c_3 z_3 - \hat{\theta}_3 + \dot{x}_{3m}], \quad c_3 > 0.$$

$$\dot{x}_{4m} = \frac{\partial x_{4m}}{\partial x_2} \dot{x}_2 + \frac{\partial x_{4m}}{\partial x_3} \dot{x}_3 + \frac{\partial x_{4m}}{\partial x_{3m}} \dot{x}_{3m} + \frac{\partial x_{3m}}{\partial \theta_3} \dot{\theta}_3 + \ddot{x}_{3m} \quad (18)$$

Nhận được:

$$\dot{V}_3 = -\sum_{i=1}^3 c_i z_i^2 + g_3 z_3 z_4 + \tilde{\theta}_3 (z_3 + \gamma_3^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_3). \quad (19)$$

Theo (19), chọn thuật toán thích nghi dạng:

$$\dot{\hat{\theta}}_3 = -\dot{\tilde{\theta}}_3 = z_3 \gamma_3, \quad (20)$$

Từ (19), (20) ta có dạng:

$$\dot{V}_3 = -\sum_{i=1}^3 c_i z_i^2 + g_3 z_3 z_4. \quad (21)$$

Bước 4. Vi phân z_4

$$\dot{z}_4 = \dot{x}_4 - \dot{x}_{4m} = x_5 + \theta_4 - \dot{x}_{4m}. \quad (22)$$

Chọn hàm Lyapunov dạng:

$$V_4 = V_3 + 0.5 z_4^2 + 0.5 \gamma_4^{-1} \tilde{\theta}_4^2, \quad \tilde{\theta}_4 = \theta_4 - \hat{\theta}_4, \gamma_4 > 0.$$

Tính toán đạo hàm:

$$\dot{V}_4 = -\sum_{i=1}^3 c_i z_i^2 + z_4 [g_3 z_3 + x_5 + \theta_4 - \dot{x}_{4m}] + \gamma_4^{-1} \tilde{\theta}_4 \dot{\tilde{\theta}}_4 \quad (23)$$

Xét (23) x_5 là điều khiển ảo và x_{5m} là tín hiệu mong muốn x_5 , đặt $z_5 = x_5 - x_{5m}$, ta xác định luật điều khiển ảo ổn định x_{5m} :

$$x_{5m} = [-g_3 z_3 - c_4 z_4 - \hat{\theta}_4 + \dot{x}_{4m}], c_4 > 0$$

$$\dot{x}_{5m} = \frac{\partial x_{5m}}{\partial x_3} \dot{x}_3 + \frac{\partial x_{5m}}{\partial x_4} \dot{x}_4 + \frac{\partial x_{5m}}{\partial x_{4m}} \dot{x}_{4m} + \frac{\partial x_{5m}}{\partial \theta_4} \dot{\theta}_4 + \ddot{x}_{4m} \quad (24)$$

Nhận được:

$$\dot{V}_4 = -\sum_{i=1}^4 c_i z_i^2 + g_4 z_4 z_5 + \tilde{\theta}_4 (z_4 + \gamma_4^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_4). \quad (25)$$

Theo (26), chọn thuật toán thích nghi

$$\dot{\hat{\theta}}_4 = -\dot{\tilde{\theta}}_4 = z_4 \gamma_4. \quad (26)$$

vi vậy, (25), (26) có dạng

$$\dot{V}_4 = -\sum_{i=1}^4 c_i z_i^2 + g_4 z_4 z_5 \quad (27)$$

Bước 5. Vi phân z_5

$$\dot{z}_5 = \dot{x}_5 - \dot{x}_{5m} = f_5 + g_5 u + \theta_5 - \dot{x}_{5m}. \quad (28)$$

Chọn hàm Lyapunov dạng

$$V_5 = V_4 + 0.5 z_5^2 + 0.5 \gamma_5^{-1} \tilde{\theta}_5^2, \quad \tilde{\theta}_5 = \theta_5 - \hat{\theta}_5, \gamma_5 > 0.$$

Tính toán đạo hàm

$$\dot{V}_5 = -\sum_{i=1}^4 c_i z_i^2 + z_5 [g_4 z_4 + f_5 + g_5 u + \theta_5 - \dot{x}_{5m}] + \gamma_5^{-1} \tilde{\theta}_5 \dot{\tilde{\theta}}_5. \quad (29)$$

Theo (29) để cho, chọn tín hiệu điều khiển dạng:

$$u = g_5^{-1} [-g_4 z_4 - c_5 z_5 - f_5 - \hat{\theta}_5 + \dot{x}_{5m}], c_5 > 0 \quad (30)$$

Thay u vào (29), nhận được:

$$\dot{V}_5 = -\sum_{i=1}^5 c_i z_i^2 + \tilde{\theta}_5 (z_5 + \gamma_5^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_5). \quad (31)$$

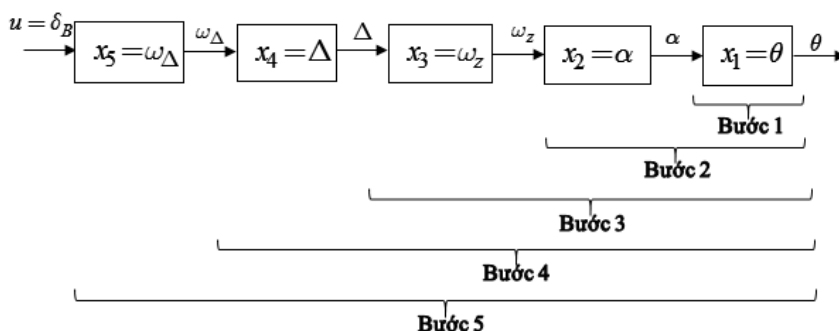
Theo (31) chọn thuật toán thích nghi dạng:

$$\dot{\hat{\theta}}_5 = z_5 \gamma_5 \quad (32)$$

Từ (29), (30), (32) cuối cùng nhận được:

$$\dot{V}_5 = -\sum_{i=1}^5 c_i z_i^2 < 0, (z_i \neq 0, i = \overline{1,5}), \quad (33)$$

Từ (33), ta nhận được hệ ổn định tiệm cận theo phương pháp thứ hai của Lyapunov. Theo phương pháp tổng hợp backstepping trên ta nhận được thuật toán thích nghi có luật điều khiển dạng (30), các thuật toán thích nghi dạng (9), (15), (20), (26), (32). Hình 3 biểu diễn tóm tắt các bước của thuật toán backstepping.



Hình 3. Sơ đồ khối biểu diễn các bước của thuật toán backstepping.

3. MỘT SỐ KẾT QUẢ MÔ PHỎNG

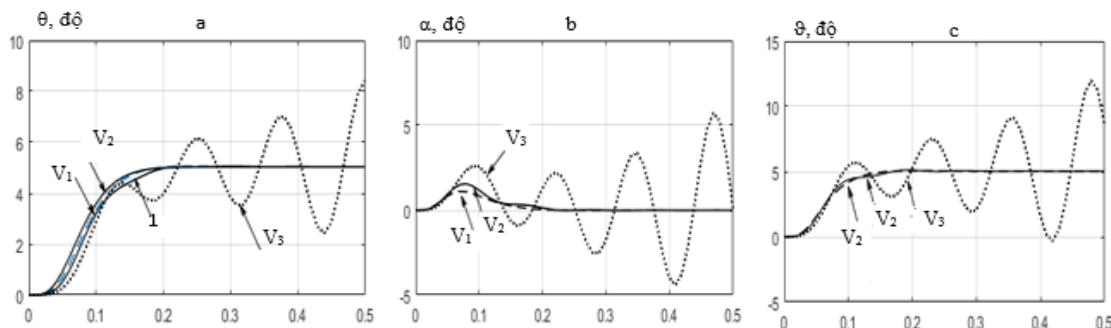
Khảo sát một loại TBB có các tham số sau đây [6]: Trong đó các hệ số lực nâng và hệ số đàn hồi được [6] được xây dựng để tạo ra các tần số khảo sát $f_1 = 1.25$ Hz; $f_2 = 1.6$ Hz; $f_3 = 2.1$ Hz. khi cho TBB đạt các vận tốc nhất định $V_1 = 20$ m/s, $V_2 = 30$ m/s, $V_3 = 40$ m/s.

$$b = 0.135m, m = 70 \text{ KG}, M_{z_\alpha} = 16.7015, M_{z_{\omega_z}} = 1.6160, M_{z_{\delta_B}} = 25.47, m_c = 8 \text{ KG}$$

$$c_y(\alpha) = -0.07 + 15.901\alpha + 0.006\alpha^2 - 0.012\alpha^3;$$

$$k_\Delta(\Delta) = 6.861422(1 + 1.14379\Delta + 96.6696\Delta^2 - 9.5133\Delta^3 - 727.6641\Delta^4),$$

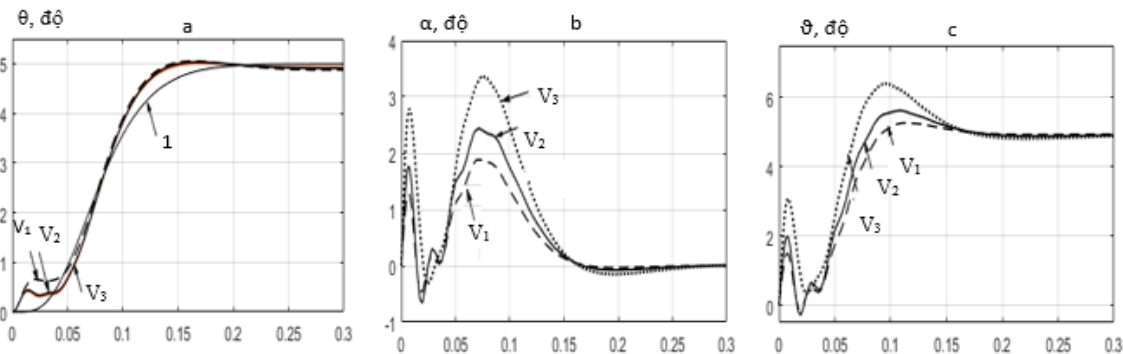
Bài toán mô phỏng trên phần mềm Simulink sẽ đánh giá khả năng làm việc của bộ điều khiển tuyến tính và bộ điều khiển thích nghi phi tuyến (30) khi cho vận tốc của TBB và tần số của dao động đàn hồi cánh $V_1 = 20$ m/s, $f_1 = 1.25$ Hz; $V_2 = 30$ m/s, $f_2 = 1.6$ Hz; $V_3 = 40$ m/s, $f_3 = 2.1$ Hz.



Hình 4. Đáp ứng các góc của TBB khi sử dụng bộ điều khiển tuyến tính modal tương ứng khi thay đổi vận tốc V_1, V_2, V_3 : a. Góc nghiêng quỹ đạo θ ; b. Góc tấn α ; c. Góc chúc góc ϑ .

Kết quả mô phỏng của bài báo được thể hiện trên hình 4 và 5 khi so sánh bộ điều khiển tuyến tính. Hình 4, 5 là quá trình quá độ của các góc θ , α , ϑ của TBB khi sử dụng bộ điều khiển tuyến tính và bộ điều khiển thích nghi, cho vận tốc của TBB tăng từ vận tốc 20-40 m/s, tần số dao động tăng từ 1,25-2.1 Hz.

Trong đó: a là góc lệch quỹ đạo, b-Góc tấn, c-Góc chúc ngóc và d-Góc xoắn, 1- Tín hiệu mô hình mẫu, V1- Khi vận tốc TBB là 40 m/s, V2 - Khi vận tốc TBB bằng 30 m/s, V3 - Khi vận tốc TBB bằng 20 m/s.



Hình 5. Đáp ứng các góc của TBB khi sử dụng bộ điều khiển thích nghi tương ứng khi thay đổi vận tốc V_1, V_2, V_3 : a. Góc nghiêng quỹ đạo θ ; b. Góc tấn α ; c. Góc chúc ngóc ϑ .

4. KẾT LUẬN

Từ các kết quả mô phỏng khảo sát ta thấy, khi vận tốc của TBB bằng 20 m/s và 30 m/s thì bộ điều khiển tuyến tính làm việc bình thường, nhưng khi vận tốc TBB tăng lên 40 m/s, lúc này xuất hiện dao động đàn hồi với tần số dao động lớn, bộ điều khiển tuyến tính không làm việc, hệ thống mất bám. Trong trường hợp này, bộ điều khiển thích nghi làm việc ổn định, hệ thống bám theo tín hiệu mong muốn khi TBB thay đổi vận tốc và khi xuất hiện dao động với tần số cao.

Kết quả khảo sát nhận được khi tăng vận tốc của TBB ($V = 20 \rightarrow 40$), bộ điều khiển tuyến tính mất khả năng làm việc. Khi sử dụng thuật toán thích nghi vẫn đảm bảo khả năng làm việc khi có dao động đàn hồi. Đặc trưng quá độ của hệ kín cho thấy, hệ ổn định tiệm cận toàn cục sau một thời gian xác định. Kết quả mô phỏng phù hợp với các kết quả lý thuyết.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Nguyễn Đức Cương, “Mô hình hóa và mô phỏng chuyển động của các khí cụ bay tự động”, NXB Quân đội nhân dân, Hà Nội, (2002).
- [2]. Vũ Hòa Tiên, “Cơ sở thiết kế hệ thống điều khiển thiết bị bay”. Học viện Kỹ thuật Quân sự, Hà Nội, (2010).
- [3]. Nguyễn Đức Thành, “Thiết kế và tổng hợp bộ điều khiển thích nghi cho đối tượng bay phi tuyến chứa các tham số bất định và trong điều kiện nhiễu tác động”. Tạp chí Nghiên cứu khoa học/ Viện KH&CNQS, số 70, (2020).
- [4]. Krstic, M. “Nonlinear and adaptive control design” // N. - Y.: John Willey and Sons, (1995).
- [5]. Nguyen V.F., Putov A.V., Nguyen T.T. “Adaptive control of an unmanned aerial vehicle”// AIP Conference Proceedings, № 1798, article number 020124, (2016).
- [6]. Y. C. Fung. “An introduction to the Theory of Aeroelasticity”. Dover, New York, (1989).
- [7]. Путов В.В. “Прямые и не прямые беспилотные адаптивные системы с мажорирующими функциями и их приложения к управлению нелинейными механическими объектами с упругими деформациями”.// Изд. «Новые технологии» - Мехатроника, автоматизация и управление - № 10 - (2007).
- [8]. Nguyễn Công Định, Đàm Hữu Nghi, Nguyễn Văn Quảng, “Tổng hợp điều khiển chuyển động của tên lửa dựa trên phương pháp phi tuyến backstepping”, Tạp chí KHKT& CNQS (Viện KHKT&CNQS), số 16, (2006).

- [9]. Nguyễn Công Định, Nguyễn Văn Quảng. “*Tổng hợp điều khiển phi tuyến thích nghi dựa trên phương pháp Backstepping kết hợp mạng Nơron nhân tạo*”. Tạp chí KHKT Học viện KTQS Số 11, (2007).
- [10]. Wenjin GU, Hongchao ZHAO, Changpeng PAN. “*Sliding mode control for an aerodynamic missile based on backstepping design*”. Journal of Control Theory and Application 1, (2005).

ABSTRACT

Synthesis of high-order adaptive non-linear control system with uncertain parameters using the backstepping method

Backstepping control is a widely used control method that offers significant advantages, such as robustness against disturbances and parameter variations, reduced system order, and a simple control structure. However, if the system order is greater than three, the problem of calculating high-order derivatives becomes very complex. This article presents a method for synthesizing a class of high-order nonlinear systems based on using the backstepping method to simplify calculations and leverage its benefits. Matlab/Simulink simulations using an assumed aircraft model demonstrate that using the Backstepping adaptive control system significantly reduces the impact of noise and enhances aircraft flight safety.

Keywords: Aerial Vehicle; Controller major function; Aeroelasticity.