Nghiên cứu bộ điều khiển hiện đại cho thiết bị bay cỡ nhỏ trong điều kiện nhiễu động gió

Lê Hùng Phong*, Nguyễn Việt Phương

Viện Tên lửa, Viện KH-CN quân sự.
*Email: lephong3t@gmail.com.
Nhận bài ngày 28/10/2021; Hoàn thiện ngày 15/12/2021; Chấp nhận đăng ngày 14/02/2022.
DOI: https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.77.2022.52-59

TÓM TẮT

Bài báo giới thiệu phương pháp mô hình và tổng hợp bộ điều khiển thích nghi Backstepping cho đối tượng thiết bị bay (TBB) phi tuyến để điều khiển ổn định góc tấn trong điều kiện có nhiễu động gió. Kết quả khảo sát trên máy tính với mô hình TBB giả định cho thấy rằng, khi sử dụng bộ điều khiển này sẽ làm giảm đáng kể đến góc tấn của TBB (nâng cao an toàn bay của TBB) và mở rộng được khả năng sử dụng TBB trong điều kiện có nhiễu động gió.

Từ khóa: Nhiễu động gió; Máy bay không người lái; Điều khiển thích nghi; Tốc độ gradient thuật toán.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Khi có nhiễu động gió, đặc biệt là nhiễu động gió tác động từ dưới lên trong mặt phẳng đứng có thể dẫn đến TBB bay với góc tấn lớn vượt quá giá trị cho phép. Điều đó làm cho TBB mất điều khiển và bị rơi. Đồng thời khi có nhiễu động gió đứng thể làm cho hệ số quá tải tăng vượt quá giới hạn cho phép dẫn tới TBB bị phá hủy kết cấu. Yêu cầu đặt ra là duy trì góc tấn trong giới hạn cho phép. Trong bài báo [2, 3] các tác giả đã xây dựng các phương pháp điều khiển như thuật toán tự động duy trì độ cao, phương pháp điều khiển mờ, điều khiển thích nghi theo tốc độ gradient với mô hình tham chiếu tường minh,… các phương pháp này đều đòi hỏi đưa về dạng mô hình toán học tuyến tính bằng các điều kiện lý tưởng như xét trong chế độ bay bằng. Điều này sẽ hạn chế việc khảo sát và đưa ra các đánh giá khoa học về các đối tượng này trong thực tế. Bởi đối với các loại TBB mô hình cỡ nhỏ mang tính chất phi tuyến mạnh, đặc biệt là các thành phần lực và mô men theo góc tấn. Hiện nay, các công trình nghiên cứu điều khiển phi tuyến đang hướng đến phương pháp Backstepping [3, 5], phương pháp trượt,... Các phương pháp này cho hiệu quả điều khiển cao, dễ thực hiện. Bài báo sẽ xây dựng mô hình toán học dạng phi tuyến của TBB khi có nhiễu gió, trình bày tín hiệu điều khiển được tổng hợp theo phương pháp thích nghi Backstepping, để giảm góc tấn khi có nhiễu động gió tác động với các quy mô nhiễu động khác nhau. Kết quả được áp dụng trong bài toán tổng hợp điều khiển tự lái kênh gật của TBB các đại lượng điều khiển yêu cầu bám theo các giá trị mong muốn cho trước.

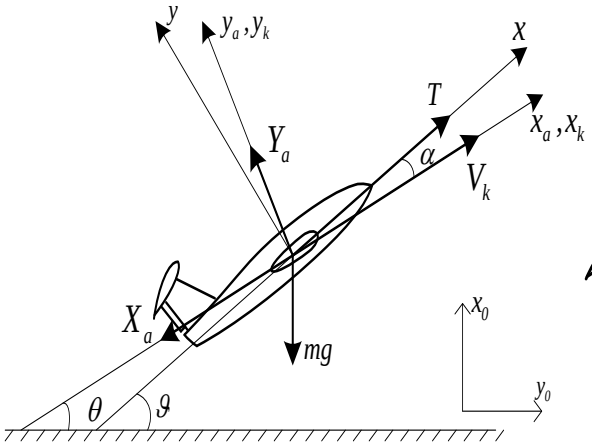
2. MÔ HÌNH ĐỘNG LỰC HỌC CỦA THIẾT BỊ BAY CÓ TÍNH ĐẾN NHIỄU ĐỘNG GIÓ

Trên hình 1 mô phỏng động lực học chuyển động của thiết bị bay (TBB) trong mặt phẳng đứng, ta có các hệ tọa độ: $x_0 0 y_0$, $x_a 0 y_a$; $x_k 0 y_k$ - là các hệ tọa độ mặt đất, hệ tọa độ vận tốc và hệ tọa độ quỹ đạo [1].

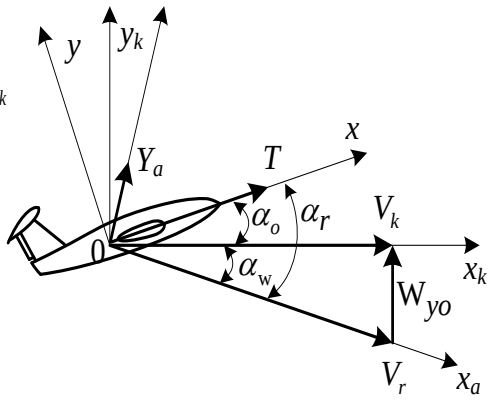
Trong đó: T là lực đẩy của động cơ; ϑ, θ, α - Góc chúc ngóc, góc nghiêng quỹ đạo, góc tấn của TBB; $\omega_z = \dot{\vartheta}$ - Vận tốc góc theo trục z; M_z - Mômen theo trục z; J_z - Mômen quán tính theo trục z. $Y_a = Sqc_y(\alpha)$ - Lực nâng; $q = \rho V_k^2/2$ - Khối lượng riêng không khí; S -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

Khi không có gió vecto không tốc $\overline{V}_r$ trùng với vecto địa tốc $\overline{V}_k$, TBB bay với góc tấn α_0.

Khi có nhiễu động gió $\overline{V}_r$ lệch so với $\overline{V}_k$ một góc α_w (hình 2).



Hình 1. *Chuyển động TBB trong mặt phẳng đứng.*



Hình 2. *Ảnh hưởng của gió trong mặt phẳng đứng đến góc tấn.*

Trong trường hợp chung vecto gió $\overline{W}$ có hướng và cường độ tùy ý theo thời gian và trong không gian, tuy nhiên thành phần gió thổi thẳng đứng từ dưới lên có ảnh hưởng lớn nhất đến độ an toàn bay của TBB, trong phạm vi bài báo này chỉ xét gió thổi thẳng đứng từ dưới lên trong mặt phẳng đứng ($\theta_w = 90^o$). Trong trường hợp có nhiễu động gió tác động. Khi đó, góc tấn của TBB tăng lên 1 góc α_w và được xác định như sau:

$$\alpha_r = \alpha_o + \alpha_w, \text{ với } \alpha_w = \text{arctg}(W_{yo}/V_k) \approx W_{yo}/V_k \tag{1}$$

Khi đó, không tốc sẽ thay đổi một lượng là $V_r^2 = V_k^2 + W_y^2$, đại lượng này liên quan đến lực nâng, lực cản và mô men khí động. Theo khảo sát thực tế, ảnh hưởng của không tốc không đáng kể so với ảnh hưởng của các góc tấn. Nên để đơn giản bài toán có thể cho $V_r = V_k$. Phương trình động học phi tuyến của TBB [1] có thể viết lại thành:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \dfrac{P\sin\alpha + Sqc_y(\alpha_r)}{mV_k} - \dfrac{g}{V_k}\cos\theta; \\ \dot{\alpha}_r = \dfrac{g}{V_k}\cos\theta - \dfrac{P\sin\alpha_r + Sqc_y(\alpha_r)}{mV_k} + \omega_z + W(t); \\ \dot{\omega}_z = \dfrac{M_{z_\alpha}(\alpha_r)}{J_z} + \dfrac{M_{z_{\omega_z}}}{J_z}\omega_z + \dfrac{M_{z_{\delta_B}}}{J_z}\delta_B, \end{cases} \tag{2}$$

Trong đó: M_{z_α}, $M_{z_{\omega_z}}$, $M_{z_{\delta_B}}$ là các thành phần mô men đạo hàm theo góc tấn, vận tốc góc trục z và cánh lái độ cao.

$\|W(t)\| = \|\dot{\alpha}_w\| < \delta\left(\delta \in R_+^{\wedge}\right)$. Các hệ số lực nâng, mô men có dạng [2]:

$$\begin{aligned} c_y(\alpha) &= c_{y0} + c_{y1}\alpha + c_{y2}\alpha^2 + c_{y3}\alpha^3; \\ m_z(\alpha) &= m_{z0} + m_{z1}\alpha + m_{z2}\alpha^2 + m_{z3}\alpha^3. \end{aligned} \tag{3}$$

Giả thuyết rằng, ở chế độ bay bằng góc tấn không vượt quá 14^0 - 16^0, có thể xấp xỉ $\sin\alpha \approx \alpha$ [1, 4]

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \dfrac{P\alpha_r + Sqc_y(\alpha_r)}{mV_k} - \dfrac{g}{V_k}\cos\theta; \\ \dot{\alpha}_r = \dfrac{g}{V_k}\cos\theta - \dfrac{P\alpha + Sqc_y(\alpha_r)}{mV_k} + \omega_z + W(t); \\ \dot{\omega}_z = \dfrac{Sqb_a m_z(\alpha_r)}{J_z} + \dfrac{M_{z_{\omega_z}}}{J_z}\omega_z + \dfrac{M_{z_{\delta_B}}}{J_z}\delta_B. \end{cases} \quad (4)$$

Từ (3), (4) có thể biến đổi mô hình toán học phi tuyến kênh chuyển động dọc của TBB được viết dưới dạng:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = -\dfrac{g}{V_k}\cos\theta + \dfrac{qSc_{y0}}{mV_k} + \dfrac{P + c_{y_1}qS}{mV_k}\alpha_r + \theta_1; \\ \dot{\alpha}_r = \dfrac{g}{V_k}\cos\theta - \dfrac{c_{y0}}{mV_k} - \dfrac{P + c_{y_1}qS}{mV_k}\alpha_r + \omega_z + \theta_2; \\ \dot{\omega}_z = \dfrac{m_{z1}qSb_a}{J_z}\alpha_r + \dfrac{M_{z_{\omega_z}}}{J_z}\omega_z + \dfrac{M_{z_{\delta_B}}}{J_z}\delta_B + \dfrac{m_{z0}qSb_a}{J_z} + \theta_3, \end{cases} \quad (5)$$

Trong đó:

$$\theta_1 = \frac{\left(c_{y2}\alpha_r^2 + c_{y3}\alpha_r^3\right)qS}{mV_k}; \theta_2 = -\frac{\left(c_{y2}\alpha_r^2 + c_{y3}\alpha_r^3\right)qS}{mV_k} + W(t); \theta_3 = \frac{\left(m_{z2}\alpha_r^2 + m_{z3}\alpha_r^3\right)qSb_a}{J_z}.$$

3. XÂY DỰNG THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN THÍCH NGHI CHO THIẾT BỊ BAY

Để áp dụng thuật toán Backstepping ta đưa hệ (5) về dạng tam giác dưới (Lower Triangular) [5] sử dụng các biến đổi:

$$\begin{aligned} f_1(x_1) &= -\frac{g}{V}\cos x_1 + \frac{qSc_{y0}}{mV_k};\ g_1 = \frac{P + c_{y_1}qS}{mV_k}; \\ f_2(x_1, x_2) &= \frac{g}{V_k}\cos x_1 - \frac{qSc_{y0}}{mV_k} - \frac{P + c_{y_1}qS}{mV_k}x_2;\ g_2 = 1; \\ f_3(x_2, x_3) &= \frac{M_{z_\alpha}}{J_z}x_2 + \frac{M_{z_{\omega_z}}}{J_z}x_3 + \frac{m_{z0}qSb_a}{J_z};\ g_3 = \frac{M_{z_{\delta_B}}}{J_z}. \end{aligned} \quad (6)$$

hệ phương trình trên có dạng sau:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1x_2 + \theta_1; \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2x_3 + \theta_2; \\ \dot{x}_3 = f_3(x_2, x_3) + g_3u + \theta_3. \end{cases} \quad (7)$$

Từ hệ phương trình dạng (7), sử dụng phương pháp tổng hợp Backstepping, ta thực hiện các bước sau:

Bước 1: Đặt $z_1 = x_1 - x_{1m}$, trong đó, x_{1m} là tín hiệu mong muốn x_1.

Vi phân, nhận được:

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1m} = f_1(x_1) + g_1x_2 + \theta_1 - \dot{x}_{1m}. \quad (8)$$

Chọn hàm Lyapunov dạng:

$$V_1 = \frac{z_1^2}{2} + \frac{\tilde{\theta}_1^2}{2\gamma_1}, \tilde{\theta}_1 = \theta_1 - \hat{\theta}_1, \gamma_1 > 0. \quad (9)$$

Tính toán (9) nhận được:

$$\dot{V}_1 = z_1\dot{z}_1 + \frac{1}{\gamma_1}\tilde{\theta}_1\dot{\tilde{\theta}}_1 = z_1\left[f_1(x_1) + g_1x_2 + \theta_1 - \dot{x}_{1m}\right] + \frac{1}{\gamma_1}\tilde{\theta}_1\dot{\tilde{\theta}}_1. \quad (10)$$

Từ (10) xem x_2 là điều khiển ảo, x_{2m} là tín hiệu mong muốn x_2 và đặt $z_2 = x_2 - x_{2m}$, xác định luật điều khiển ảo ổn định x_{2m}:

$$x_{2m} = g_1^{-1}\left[-c_1z_1 - f_1(x_1) - \hat{\theta}_1 + \dot{x}_{1m}\right],\ c_1 > 0.$$

Nhận được:

$$\dot{V}_1 = -c_1z_1^2 + g_1z_1z_2 + \tilde{\theta}_1\left(z_1 + \gamma_1^{-1}\dot{\tilde{\theta}}_1\right). \quad (11)$$

Chọn thuật toán thích nghi dạng

$$\dot{\hat{\theta}}_1 = -\dot{\tilde{\theta}}_1 = z_1\gamma_1, \quad (12)$$

Nhận được:

$$\dot{V}_1 = -c_1z_1^2 + g_1z_1z_2. \quad (13)$$

Từ (11), (12):

$$\dot{V}_1 = -c_1z_1^2 + g_1z_1z_2,\ z_1 \neq 0. \quad (14)$$

Bước 2: Vi phân z_2

$$\dot{z}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2m} = f_2 + g_2x_3 + \theta_2 - \dot{x}_{2m}. \quad (15)$$

Chọn hàm Lyapunov dạng:

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

Tính đạo hàm

$$\dot{V}_2 = -c_1z_1^2 + z_2\left[g_1z_1 + f_2 + g_2x_3 + \theta_2 - \dot{x}_{2m}\right] + \gamma_2^{-1}\tilde{\theta}_2\dot{\tilde{\theta}}_2. \quad (16)$$

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

Xét (16), xem x_3 là điều khiển ảo và x_{3m} là tín hiệu mong muốn x_3, đặt $z_3 = x_3 - x_{3m}$, luật điều khiển ảo ổn định x_{3m}:

$$x_{3m} = g_2^{-1}\left[-g_1z_1 - c_2z_2 - f_2 - \hat{\theta}_2 + \dot{x}_{2m}\right], \quad (17)$$

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

Nhận được:

$$\dot{V}_2 = -c_1z_1^2 - c_2z_2^2 + g_2z_2z_3 + \tilde{\theta}_2\left(z_2 + \gamma_2^{-1}\dot{\tilde{\theta}}_2\right). \quad (18)$$

Theo (18) chọn thuật toán thích nghi

$$\dot{\hat{\theta}}_2 = -\dot{\tilde{\theta}}_2 = z_2\gamma_2 \tag{19}$$

Từ (18), (19) biến đổi, ta được:

$$\dot{V}_2 = -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 + g_2 z_2 z_3. \tag{20}$$

Bước 3: Vi phân z_3

$$\dot{z}_3 = \dot{x}_3 - \dot{x}_{3m} = f_3 + g_3 x_4 + \theta_3 - \dot{x}_{3m}. \tag{21}$$

Chọn hàm Lyapunov dạng:

$$V_3 = V_2 + 0.5 z_3{}^2 + 0.5\gamma_3^{-1}\tilde{\theta}_2^2,\ \tilde{\theta}_3 = \theta_3 - \hat{\theta}_3,\ \gamma_3 > 0.$$

Tính đạo hàm:

$$\dot{V}_3 = -\sum_{i=1}^{2} c_i z_i^2 + z_3\left[g_2 z_2 + g_3 x_4 + \theta_3 - \dot{x}_{3m}\right] + \gamma_3^{-1}\tilde{\theta}_3\dot{\tilde{\theta}}_3. \tag{22}$$

Theo (22) để cho $\dot{V}_3 < 0$, chọn tín hiệu điều khiển dạng

$$u = g_3^{-1}\left[-g_2 z_2 - c_3 z_3 - f_3(x_2, x_3) - \hat{\theta}_3 + \dot{x}_{3ж}\right]. \tag{23}$$

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

Thay u vào (22), nhận được:

$$\dot{V}_3 = -\sum_{i=1}^{2} c_i z_i^2 + \tilde{\theta}_3\left(z_3 + \frac{1}{\gamma_3}\dot{\tilde{\theta}}_3\right). \tag{24}$$

Theo (24) chon thuật toán thích nghi dạng:

$$\dot{\hat{\theta}}_3 = -\dot{\tilde{\theta}}_3 = z_3\gamma_3. \tag{25}$$

Từ (22), (23), (25) cuối cùng nhận được

$$\dot{V}_3 = -\sum_{i=1}^{3} c_i z_i^2 < 0, \left(z_1 \neq 0, z_2 \neq 0, z_3 \neq 0\right) \tag{26}$$

Từ (26) 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 (23), các thuật toán thích nghi dạng (12), (19), (25).

4. MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ

Khảo sát TBB với một số thông số như sau chiều dài: 2707 mm; khối lượng: 56.5 Kg; diện tích cánh: 1.05 m^2; sải cánh: 3000 mm; dây cung khí động trung bình: 350 mm; tốc độ bay hành trình: 40 m/s và các hệ số khí động:

c_{y0} = 0.0704, c_{y1} = 5.9134, c_{y2} = 0.0057, c_{y3} = -0.0115, m_{z0} = 0.017, m_{z1} = -1.4515,

m_{z2} = -0.001, m_{z3} = 0.003.

Kịch bản mô phỏng: Khi chưa có nhiễu động gió, TBB thường bay bằng ổn định với góc tấn $\alpha_o = 5^0$, khi có tác động của nhiễu gió với các biên độ và quy mô nhiễu gió khác nhau (được biểu diễn trên hình 3) [2, 4], thì hệ thống điều khiển ổn định bảo đảm an toàn cho TBB và đảm bảo quá tải khi góc tấn nằm trong giới hạn cho phép $\alpha_r < 15^0$. Xét 2 mô hình gió như sau:

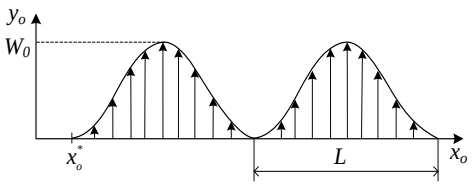
Mô hình gió bậc thang. Mô hình bậc thang của trường gió thẳng đứng có thể được biểu diễn như sau [4]:

$$W_y = \begin{cases} 0 & khi \;\; x_o < x_o^* \\ W_{yo} & khi \;\; x_o \geq x_o^* \end{cases} \tag{27}$$

Với x_o^* là tọa độ điểm bắt đầu có gió, W_{yo} = const là một giá trị khảo sát nào đó của trường gió đứng. Tác giả sẽ sử dụng mô hình gió bậc thang (1) để đánh giá độ tin cậy của chương trình mô phỏng động học vòng điều khiển kín.

Mô hình gió hình sin. Mô hình nhiễu động gió hình sin mô tả tương đối đầy đủ các thành phần của gió [4]:

$$W_y = \frac{W_0}{2}\left(1 - \cos\frac{2\pi\left(x_o - x_o^*\right)}{L}\right) \tag{28}$$



Hình 3. *Mô hình gió hình sin.*

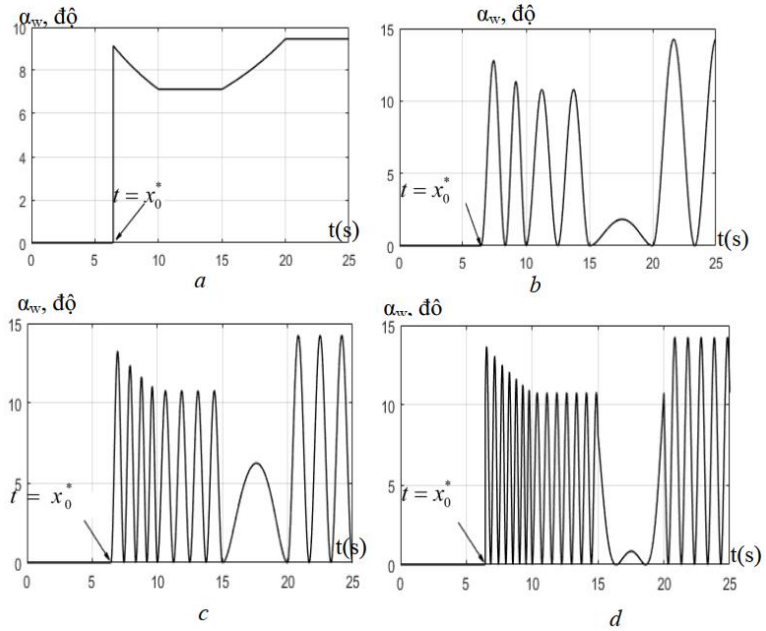
Trong đó:

$\left(x_o - x_o^*\right)$ – Quãng đường bay được của TBB từ khi có gió, m;

W_0 – Biên độ gió, m/s;

L - Quy mô nhiễu động, m.

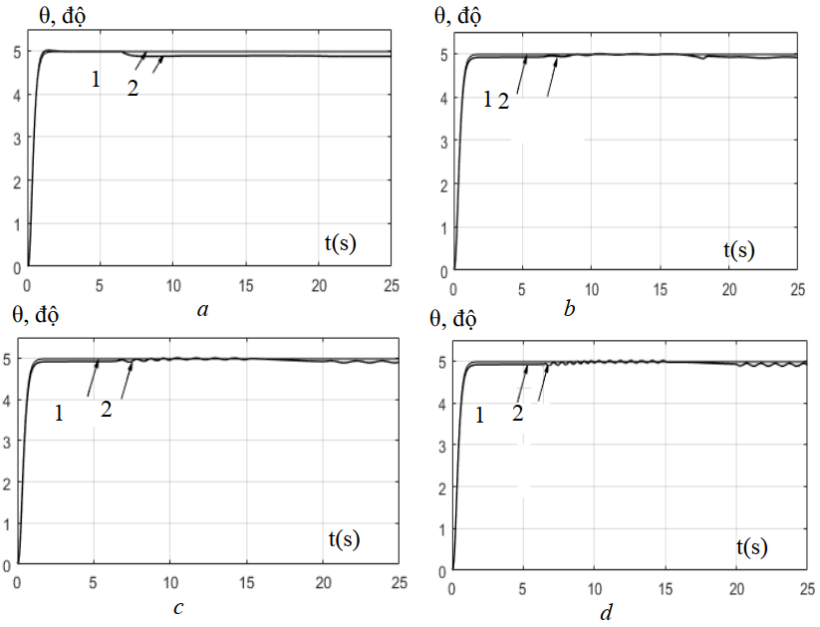
Trên hình 4 mô tả các Các mô hình nhiễu gió theo các mô hình nhiễu gió (27), (28) được mô phỏng trên phần mềm MATLAB/SIMULINK, *a* - Mô hình bậc thang của trường gió thẳng đứng với biên độ gió W_{y0} = 5 m/s. *b,c,d* - Mô hình nhiễu gió dạng hình sin với biên độ gió W_{y0} = 7.62 m/s và có các quy mô gió tương ứng L = 100 m, 50 m, 30 m. $t = x_0^* \approx 6.3\,s$ - Thời điểm tác động của nhiễu gió.



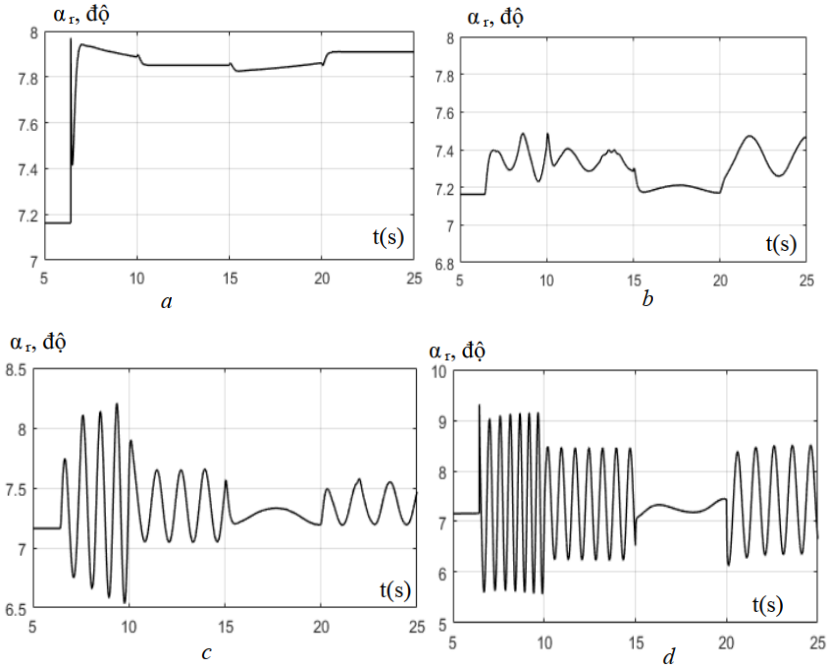
Hình 4. *Các mô hình nhiễu gió, a - Mô hình bậc thang của trường gió thẳng đứng với biên độ gió W_{y0} = 5 m/s. b,c,d - Mô hình nhiễu gió dạng hình sin với biên độ gió W_{y0} = 7.62 m/s và có các quy mô gió tương ứng L = 100 m, 50 m, 30 m. $t = x_0^* \approx 6.3\,s$ - Thời điểm tác động của nhiễu gió.*

Nhận xét: Từ các kết quả khảo sát nhận thấy rằng, khi cho tác động của nhiễu gió đứng, trong

trường hợp quy mô nhiễu gió L = 50 m, 30 m, tín hiệu thực θ bám theo tín hiệu tác động θ_c (hình 5a,b,c,d) Hệ thống làm việc ổn định theo cả chiều thay đổi tăng và giảm tín hiệu θ_c. Hệ thống hoạt động đảm bảo ổn định tiệm cận tại giá trị $\theta_c = const$.



Hình 5. *Đáp ứng của góc θ: 1- Tín hiệu mẫu; 2- Đáp ứng thực của góc θ ; a) Khi có tác động của nhiễu gió dạng bậc thang với biên độ gió W_{y0} = 5 m/s; b, c, d) Khi có tác động của nhiễu gió dạng hình sin với biên độ gió W_{y0} = 7.62 m/s và có các quy mô gió tương ứng L = 100 m, 50 m, 30 m.*



Hình 6. *Đáp ứng của góc α_r a) Khi có tác động của nhiễu gió dạng bậc thang với biên độ gió W_{y0} = 5 m/s; b, c, d) Khi có tác động của nhiễu gió dạng hình sin với biên độ gió W_{y0} = 7.62 m/s và có các quy mô gió tương ứng L = 100 m, 50 m, 30 m.*

Đáp ứng của TBB trên hình 6a) cho thấy rằng, tại thời điểm có gió bậc thang biên độ W_{yo} = 5 m/s góc tấn chỉ tăng lên khoảng 3^o, hình 6b, c, d) khi sử dụng bộ điều khiển thích nghi đã giảm đáng kể ảnh hưởng của nhiễu động gió lên TBB góc tấn chỉ tăng lên khoảng 4^o khi quy mô nhiễu động L = 30 m, vẫn đảm bảo góc tấn nằm trong giới hạn cho phép 15^0. Kết quả này cũng cho thấy, sử dụng các bộ điều khiển thích nghi có thể mở rộng khả năng sử dụng TBB cỡ nhỏ khi có nhiễu động gió. Như vậy, qua kết quả mô phỏng cho thấy, chương trình điều khiển được ổn định khi có tác động từ bên ngoài.

5. KẾT LUẬN

Qua kết quả khảo sát cho thấy rằng, thuật toán điều khiển thích nghi đảm bảo ổn định đối với TBB cỡ nhỏ khi có nhiễu động gió. 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. Hệ thống điều khiển thích nghi sẽ đảm bảo nâng cao đáng kể an toàn bay cho TBB trong điều kiện có nhiễu động gió (giảm góc tấn từ đó giảm hệ số quá tải vì góc tấn tỷ lệ thuận với quá tải đứng). Ngoài ra, do hệ số quá tải giảm, tuổi thọ của TBB (độ bền mỏi của kết cấu thân cánh) sẽ tăng lên khá nhiều.

Trong các nội dung nghiên cứu tiếp theo, tác giả sẽ xây dựng các mô hình phi tuyến phức tạp đảm bảo mô tả đầy đủ đối tượng như xét trong điều kiện kết cấu TBB đàn hồi, thay đổi các chế độ bay, ảnh hưởng của động cơ,... qua đó sẽ nghiên cứu, tổng hợp các thuật toán thông minh khác để nâng cao độ an toàn bay của TBB trong điều kiện nhiễu động gió bằng mô hình gió ngẫu nhiên.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Nguyễn Đức Cương (2002), *"Mô hình hóa và mô phỏng chuyển động của các khí cụ bay tự động"*, NXB Quân đội nhân dân, Hà Nội.

[2]. Đặng Công Vụ, Lê Thanh Phong, Nguyễn Đức Cương (2016), *"Ứng dụng thuật toán điều khiển bay tự động cho UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có nhiễu động gió"*, Tạp chí Khoa học và kỹ thuật (số 175,4/2016), Học viện KTQS.

[3]. 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"*, Tạp chí KHKT& CNQS (Viện KHKT&CNQS), số 16, tháng 9/2006.

[4]. Лебедев, А. А. *"Динамика полета беспилотных летательных аппаратов"*/А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин. - М.: Машиностроение, 1973. 615с.

[5]. Johan Dahlgren, Thesis, *"Robust Nonlinear Control Design for a Missile Using Backstepping"*, Automatic Control, Dept. of Electrical Engineering, Linkopings Universitet, 2003.

[6]. Ю.П. *"Доброленский, Динамика полета в неспокойной атмосфере"*, М. 1969, Изд. Машиностроение.

ABSTRACT

A research of an adaptive control system for longitudinal motion of an small-sized UAV in turbulence conditions

This paper introduces a pattern and algorithm which synthesizes an adaptable controller by the backstepping technique to control the UAV flying in turbulence conditions. Investigation results on the computer with a nonlinear UAV model show that the application of adaptive control algorithm is very effective, the angle of attack and g-load factor was much reduced (enhance flight safety for UAV) and can widen the application ability of UAV in turbulence conditions.

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