SỬ DỤNG BỘ ĐIỀU KHIỂN PI BÁM QUỸ ĐẠO HẠ CÁNH CHO UAV CỠ NHỎ

Ngô Văn Toàn[1*], Nguyễn Xuân Căn[1], Lê Thanh Phong[1],
Lê Hùng Phong[2], Nguyễn Văn Thinh[3], Đặng Công Vụ[3]

Tóm tắt: *Bài báo trình bày 1 phương pháp sử dụng bộ điều khiển PI bám quỹ đạo hạ cánh cho UAV cỡ nhỏ. Trong đó, quỹ đạo hạ cánh tìm được dựa trên việc áp dụng nguyên lý cực đại Pontryagin. Để thực hiện điều khiển UAV bám theo quỹ đạo tối ưu tìm được có nhiều phương pháp. Trong bài báo này, tác giả sử dụng bộ điều khiển bám PI để thực hiện điều khiển UAV bám theo quỹ đạo. Trong đó, dựa trên công cụ số là phần mềm Matlab Simulink để khảo sát và mô phỏng. Kết quả cho thấy, việc áp dụng bộ điều khiển bám quỹ đạo tối ưu đảm bảo cho UAV hạ cánh chính xác và an toàn.*

Từ khóa: Tối ưu quỹ đạo; Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV; Điều khiển bám quỹ đạo.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Đối với UAV, hệ thống điều khiển cất hạ cánh luôn giữ một vị trí đặc biệt quan trọng. Giai đoạn cất hạ cánh của các thiết bị bay nói chung, của UAV nói riêng là giai đoạn phức tạp và chịu tác động của nhiều yếu tố mất an toàn, đặc biệt là khi hạ cánh xuống các tàu sân bay, các sân bay dã chiến hoặc khi phải hạ cánh bắt buộc xuống bãi ngoài. Các sự cố và tai nạn xảy ra trong giai đoạn này thường chiếm tỷ lệ cao.

Có rất nhiều công trình nghiên cứu về hệ thống điều khiển hạ cánh đối với UAV, trong đó, tập trung vào các hệ thống điều khiển hạ cánh cơ bản: Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV bằng vô tuyến [1]; Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV bằng quang học [2]; Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV theo chương trình. Tuy nhiên, đa số các công trình tập trung vào nghiên cứu hệ thống điều khiển hạ cánh UAV bằng quang học và vô tuyến. Các công trình nghiên cứu về điều khiển hạ cánh UAV theo chương trình còn hạn chế.

Để xây dựng hệ thống điều khiển hạ cánh UAV theo chương trình, thì bước đầu tiên xây dựng quỹ đạo hạ cánh là rất quan trọng. Một trong các phương pháp xây dựng quỹ đạo hạ cánh là sử dụng lý thuyết điều khiển tối ưu. Trong bài báo này, tác giả áp dụng nguyên lý cực đại Pontryagin để tìm ra quỹ đạo hạ cánh tối ưu. Tuy nhiên, để xây dựng hệ thống điều khiển hạ cánh theo chương trình hoàn chỉnh thì cần xây dựng hệ thống điều khiển bám theo các chương trình quỹ đạo tối ưu đã tìm thấy. Bản chất của hệ thống điều khiển bám là triệt tiêu sai lệch giữa quỹ đạo hiện thời và quỹ đạo chương trình. Trong phạm vi bài báo này, tác giả sẽ đi sâu vào xây dựng hệ thống điều khiển bám theo chương trình định trước (tập trung vào kênh chuyển động dọc) và cần giải quyết các nội dung chính sau: Thứ nhất: Xây dựng mô hình động học chuyển động dọc của UAV; Thứ hai: Tổng hợp thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh cho UAV; Thứ ba: Mô phỏng và đánh giá kết quả.

2. TỐI ƯU QUỸ ĐẠO VÀ THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN BÁM QUỸ ĐẠO HẠ CÁNH UAV

2.1. Thuật toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh

Xét chuyển động của UAV trong mặt phẳng thẳng đứng, hệ phương trình có dạng:

$$\dot{V} = g(n_x - \sin\theta); \dot{\theta} = \frac{g}{V}(n_y - \cos\theta); \dot{x} = V\cos\theta; \dot{y} = V\sin\theta, \quad (1)$$

Trong đó: V - Vận tốc của UAV; θ - Góc nghiêng quỹ đạo; x - Cự ly; y - Độ cao;

g - Gia tốc trọng trường (g = 9,80665 m/s²); $X=\left[V,\theta,x,y\right]^T$ - Véc tơ trạng thái của UAV; n_x,n_y - Quá tải dọc và quá tải đứng.

Chọn tín hiệu điều khiển $u=[n_x,n_y]^T$. Hàm chỉ tiêu theo tiêu chí Bolza có dạng:

$$J=0,5\rho_1(\mathrm{x}(\mathrm{t}_f)-x_f)^2+0,5\rho_2(y(\mathrm{t}_f)-y_f)^2+0,5\rho_3(\theta(\mathrm{t}_f)-\theta_f)^2 \\ +0,5\rho_4(V(\mathrm{t}_f)-V_f)^2+0,5\int_{t_0}^{t_f}u^Tk^{-2}udt \tag{2}$$

Trong đó: $\rho_1,\rho_2,\rho_3,\rho_4$ - Hằng số; $k^2=diag(k_1^2,k_2^2)$ - Hệ số; t_0 và t_f - Thời điểm ban đầu và thời điểm cuối của quá trình điều khiển; V_f,θ_f,x_f,y_f - Giá trị mong muốn đưa ra tại thời điểm cuối t_f; $V(t_f),\theta(t_f),x(t_f),y(t_f)$ - Giá trị đưa ra tại thời điểm cuối t_f.

Xây dựng hàm Halmilton tương ứng:

$$H=P_Vg(\mathrm{n}_x-\sin\theta)+P_\theta\frac{g}{V}(n_y-\cos\theta)+\mathrm{P}_xV\cos\theta+P_yV\sin\theta+\frac{1}{2}u^Tk^{-2}u. \tag{3}$$

Chúng ta tìm tín hiệu điều khiển tối ưu tại mỗi thời điểm làm cho hàm Halmilton H đạt đến cực đại, tức là $\max H(x^*,u,P^*,t)=H(x^*,u^*,P^*,t)$.

Từ điều kiện tối ưu $\frac{\partial H}{\partial n_x}=0;\frac{\partial H}{\partial n_y}=0,$ chúng ta nhận được tín hiệu điều khiển: $n_x=-P_Vgk_1^2;\ n_y=-P_\theta\frac{g}{V}k_2^2$. Khi đó, hệ phương trình đầy đủ chuyển động của UAV sẽ là:

$$\dot{V}=g(n_x-\sin\theta); \tag{4}$$

$$\dot{\theta}=\frac{g}{V}(n_y-\cos\theta); \tag{5}$$

$$\dot{x}=V\cos\theta; \tag{6}$$

$$\dot{y}=V\sin\theta; \tag{7}$$

$$\dot{P}_V=-\frac{\partial H}{\partial V}=P_\theta\frac{g}{V^2}(n_y-\cos\theta)-\mathrm{P}_x\cos\theta-P_y\sin\theta; \tag{8}$$

$$\dot{P}_\theta=-\frac{\partial H}{\partial\theta}=P_Vg\cos\theta-P_\theta\frac{g}{V}\sin\theta+\mathrm{P}_xV\sin\theta-P_yV\cos\theta; \tag{9}$$

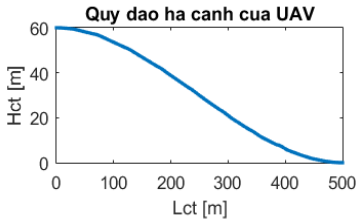
$$\dot{\mathrm{P}}_x=-\frac{\partial H}{\partial x}=0; \tag{10}$$

$$\dot{\mathrm{P}}_y=-\frac{\partial H}{\partial y}=0; \tag{11}$$

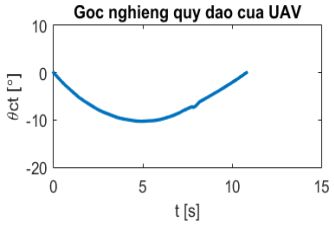
Để giải hệ phương trình trên, tác giả sử dụng phương pháp liên tục giải theo tham số[3]. Coi rằng: $\mathrm{k}_1=0,1;\ k_2=0,1$. Xét trạng thái ban đầu của UAV với: $V(0)=50\ m/s;$ $\theta(0)=0\ radian;\ x(0)=0\ m;\ y(0)=60\ m$. Trạng thái cuối mong muốn của UAV: $V_f=30\ m/s;\ \theta_f=0\ radian;\ x_f=500\ m;\ y_f=0\ m$.

Trong kỹ thuật hàng không, để đảm bảo cho UAV-70V không bị chạm đuôi khi tiếp đất, điều kiện bắt buộc là góc chúc ngóc (ϑ) của UAV không vượt quá $\vartheta \leq 12^o$. Để đảm bảo điều kiện này, tác giả đã sử dụng phương pháp hạn chế tín hiệu quá tải đứng n_{yhc} [3]. Khi đó sẽ hạn chế được góc tấn (α), từ đó hạn chế được giá trị của góc (ϑ). Trong chương trình tối ưu quỹ đạo, tác giả tính toán để giá trị của góc chúc ngóc tại thời điểm cuối không vượt quá 10^o với mục đích dự trữ sai số trong quá trình điều khiển.

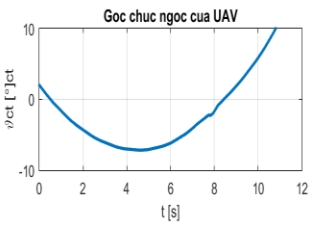
Kết quả giải hệ phương trình trên, ta xác định được quỹ đạo chương trình của UAV ($H_{ct}, \theta_{ct}, \vartheta_{ct}, V_{ct}$) thể hiện trên hình 1 đến hình 4 cũng như tín hiệu quá tải dọc, quá tải đứng của UAV thể hiện trên hình 5, hình 6.



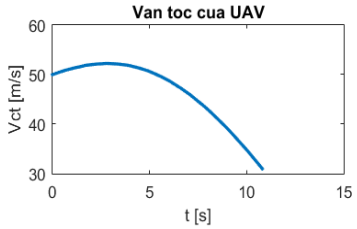
Hình 1. *Quỹ đạo hạ cánh của UAV.*



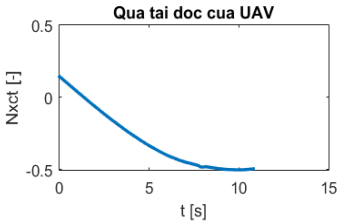
Hình 2. *Góc nghiêng quỹ đạo của UAV.*



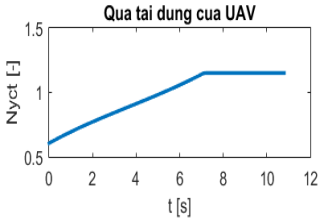
Hình 3. *Góc chúc ngóc của UAV.*



Hình 4. *Vận tốc của UAV.*



Hình 5. *Quá tải dọc.*

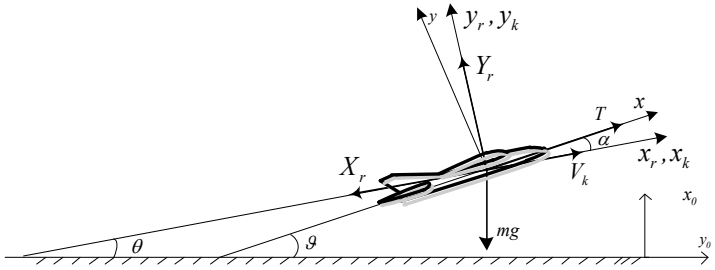


Hình 6. *Quá tải đứng.*

2.2. Thuật toán điều khiển bám quỹ đạo hạ cánh UAV

2.2.1. Mô hình động lực học chuyển động dọc của UAV

Chuyển động dọc của UAV là chuyển động chỉ xảy ra trong mặt phẳng thẳng đứng tức là mặt phẳng quỹ đạo Ox_ky_k trùng với mặt phẳng Ox_oy_o thể hiện trên hình 7. Để chuyển động trong một mặt phẳng như vậy cần sử dụng một số giả thiết: UAV có mặt phẳng đối xứng Ox_1y_1 trùng với mặt phẳng Ox_oy_o, ngoại lực tác dụng chỉ tác dụng trong mặt phẳng Ox_1y_1.



Hình 7. *Chuyển động của UAV trong mặt phẳng đứng.*

Trong trường hợp không có nhiễu động gió tác động, khi đó, véc tơ không tốc $\overline{V}_r$ trùng với véc tơ địa tốc $\overline{V}_k$ ($\overline{V}_r \equiv \overline{V}_k$) và hệ phương trình vi phân mô tả chuyển động dọc của

UAV [4] như sau:

$$m\left(\frac{dV_k}{dt}\right) = T\cos\alpha - C_x(\alpha).\frac{\rho.V_r^2}{2}.S - G\sin\theta \tag{12}$$

$$mV_k\frac{d\theta}{dt} = T\sin\alpha + \left(C_y(\alpha) + C_y^{\varpi_z}.\omega_z.\frac{b_a}{V_r} + C_y^{\delta_c}.\delta_c + C_{ydng}\right).\frac{\rho.V_r^2}{2}.S - G\cos\theta \tag{13}$$

$$J_z\left(\frac{d\omega_z}{dt}\right) = (m_z^{\delta_c}.\delta_c + m_z^{\varpi_z}.\omega_z.\frac{b_a}{V_r} + m_{zo} + m_{z\alpha} + m_{z_dng}).\frac{\rho.V_r^2}{2}.S.b_a - T.h_{dc} \tag{14}$$

$$\frac{dx_o}{dt} = V_k\cos\theta \tag{15}$$

$$\frac{dy_o}{dt} = V_k\sin\theta \tag{16}$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \tag{17}$$

$$\theta = \vartheta - \alpha \tag{18}$$

Trong đó: m - Khối lượng của UAV; T - Lực kéo động cơ; $C_x(\alpha)$ - Hệ số lực cản phụ thuộc vào góc tấn; $C_y(\alpha)$ - Hệ số lực nâng theo góc tấn; $C_y^{\varpi_z}$ - Đạo hàm hệ số lực nâng theo tốc độ góc ϖ_z với $\varpi_z = \omega_z\frac{b_a}{V_r}$; $C_y^{\delta_c}$ - Đạo hàm hệ số lực nâng theo góc lệch cánh lái độ cao; C_{ydng} - Hệ số lực nâng của đuôi ngang; b_a - Dây cung khí động trung bình; S - Diện tích cánh của UAV; G - Trọng lực; $\frac{\rho.V_r^2}{2}$ - Động áp; $m_{z\alpha}$ - Hệ số mô men theo góc tấn: $m_z^{\varpi_z}$ - Đạo hàm hệ số mô men chúc ngóc theo ϖ_z; $m_z^{\delta_c}$ - Đạo hàm hệ số mô men chúc ngóc theo góc lệch cánh lái độ cao; m_{z_dng} - Hệ số mô men theo độ lệch đuôi ngang; m_{zo} - Hệ số mô men ban đầu do hình dạng UAV không đối xứng so với mặt phẳng nằm ngang; h_{dc} - Độ cao của động cơ so với trục dọc UAV.

Từ các phương trình chuyển động dọc của UAV, để điều khiển UAV theo các chương trình định sẵn theo quỹ đạo và tốc độ. Khi đó, cần sử dụng mạch vòng điều khiển độ cao và mạch vòng điều khiển tốc độ.

Mối quan hệ giữa độ cao và góc nghiêng quỹ đạo của UAV:

$$\dot{H} = V_k.\sin\theta \tag{19}$$

Mặt khác: $n_y = \frac{N}{G} = \frac{P+Y}{G}$ suy ra: khi thay đổi lực N sẽ làm thay đổi quá tải đứng n_y và qua đó cũng thay đổi độ cao chuyến bay.

N = P + Y - Lực điều khiển được;

G = mg - Trọng lượng UAV;

Nhận xét: Do đó, việc điều khiển UAV bám theo quỹ đạo có thể thực hiện thông qua điều khiển độ cao chuyến bay. Hay điều khiển thông qua góc chúc ngóc (điều khiển góc nghiêng quỹ đạo) và điều khiển quá tải đứng n_y của UAV.

2.2.2. Điều khiển bám quỹ đạo sử dụng tín hiệu góc chúc ngóc

Ta có quy luật điều khiển góc chúc ngóc:

$$\delta_c = K_{\delta_c}^{\omega_z}.\omega_z + K_{\delta_c}^{\vartheta}.(\vartheta - \vartheta_{ct}) \quad (20)$$

Để điều khiển ổn định độ cao cho trước H_{ct}, ta phải tạo tín hiệu điều khiển góc chúc ngóc cho trước ϑ_{ct} theo độ cao :

$$\vartheta_{ct} = K_{\vartheta}^{H}(H_{ct} - H) \quad (21)$$

Thay (21) vào (20) ta có quy luật điều khiển độ cao thông qua điều khiển góc chúc ngóc:

$$\delta_c = K_{\delta_c}^{\omega_z}.\omega_z + K_{\delta_c}^{\vartheta}.\vartheta + K_{\delta_c}^{H}.(H - H_{ct}) \quad (22)$$

Trong đó: $K_{\delta_c}^{\omega_z}$ - Tín hiệu chống rung theo tốc độ góc chúc ngóc; $K_{\delta_c}^{\vartheta}$ - Tín hiệu điều khiển góc chúc ngóc ; $K_{\delta_c}^{H}(H - H_{ct})$ - Tín hiệu điều khiển chính theo sai lệch độ cao cho trước (H_{ct}) so với độ cao (H) tức thời của chuyến bay , nhằm duy trì bay trên quỹ đạo cho trước.

Ngoài ra, có các dạng quy luật điều khiển bám quỹ đạo sử dụng tín hiệu góc chúc ngóc như sau:

- Phương pháp sử dụng quy luật điều khiển tích phân:

$$\delta_c = K_{\delta_c}^{\omega_z}\omega_z + K_p(\vartheta - \vartheta_{ct}) + \frac{K_i}{P}(\vartheta - \vartheta_{ct}) \quad (23)$$

Khi ta sử dụng quy luật (23), mạch vòng sẽ phiếm tĩnh đối với các tác động của mô men nhiễu, gió, và các sai số đo lường (truyền cảm) ω_z, ϑ.

- Phương pháp sử dụng quy luật điều khiển có khâu phản hồi quân bằng:

$$\delta_c = K_{\delta_c}^{\omega_z}\omega_z + \frac{T_q P}{T_q P + 1}\left(K_p(\vartheta - \vartheta_{ct}) + \frac{K_i}{P}(\vartheta - \vartheta_{ct})\right) \quad (24)$$

Chúng ta biết rằng, nguyên nhân chính gây ra sai số điều khiển độ cao ở chế độ xác lập là do sai số góc chúc ngóc $\Delta\vartheta$. Vì vậy, cần phải loại trừ sai số do $\Delta\vartheta$ tác động lên hệ thống. Để loại trừ sai số này, người ta sử dụng bộ lọc quân bằng trong mạch vòng điều khiển góc ϑ. Nghĩa là đảm bảo $\vartheta_{xl} = 0$ để duy trì được $\Delta H_{XL} = 0$.

2.2.3. Điều khiển bám quỹ đạo sử dụng tín hiệu quá tải đứng

Trong khi bay, UAV luôn chịu tác động của lực kéo động cơ *($\vec{T}$),* lực nâng khí động ($\vec{Y}$); trọng lượng của UAV $\vec{G} = m\vec{g}$ và quá trình điều khiển UAV. Để điều khiển độ cao trong chuyển động quỹ đạo bay, cần phải thay đổi các lực này cả về giá trị và hướng. Trong khi bay, $\vec{G}$ hầu như không đổi, chỉ có $\vec{T}$ và $\vec{Y}$ thay đổi. Tổng của hai véc tơ $\vec{N} = \vec{Y} + \vec{T}$ gọi là lực điều khiển. Quá tải đứng được xác định:

$$n_y = \frac{\vec{N}}{\vec{G}} \quad (25)$$

Quy luật điều khiển sử dụng tín hiệu quá tải đứng có dạng:

$$\delta_c = K_{\delta_c}^{\omega_z}\omega_z + K_{\Delta n}(n_y - n_{yct}) \quad (26)$$

Trong đó: $n_{yct} = K_{n_y}^{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_{yct})$

Từ đó suy ra : $\delta_c = K_{\omega_z}.\omega_z + K_{n_y}.n_y + K_p\left(\vartheta - \vartheta_{ct}\right)$ (27)

2.2.4. Điều khiển bám quỹ đạo kết hợp

Để thực hiện điều khiển UAV bám theo quỹ đạo cho trước có thể sử dụng các tín hiệu như đã trình bày. Tuy nhiên, trong thực tế, để nâng cao độ chính xác, người ta điều khiển bám quỹ đạo sử dụng tổng hợp tất cả các tín hiệu. Khi đó, quy luật điều khiển có dạng:

$$\delta_c = K_{\omega_z}\omega_z + K_p(\vartheta - \vartheta_{ct}) + \frac{K_i}{P}(\vartheta - \vartheta_{ct}) + K_{ny}(n_y - n_{yct}) + K_H(H - H_{ct}) \quad (28)$$

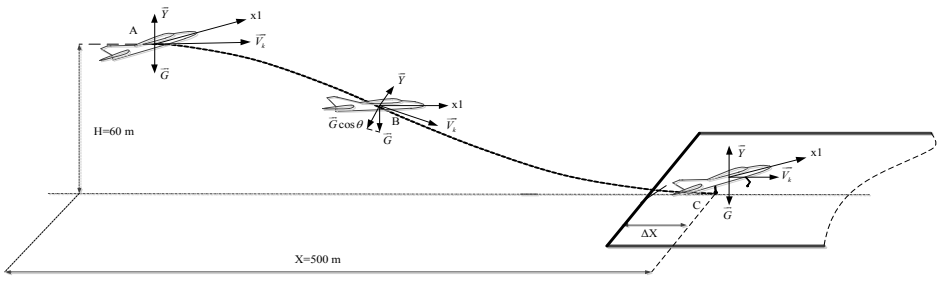
Như vậy: Từ các quy luật điều khiển trên, mỗi quy luật điều khiển có những ưu, nhược điểm riêng. Qua quá trình nghiên cứu, khảo sát nhận thấy, quy luật điều khiển (28) có sử dụng khâu PI và sử dụng tín hiệu quá tải đứng có nhiều ưu điểm vượt trội. Trong phạm vi bài báo này, tác giả mô phỏng khảo sát sử dụng luật điều khiển (28) để đánh giá chất lượng của hệ thống điều khiển bám. Đồng thời, đánh giá khả năng áp dụng thuật toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh vào điều khiển hạ cánh một đối tượng UAV cụ thể.

3. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG

Mô hình mô phỏng chuyển động của UAV là thành phần quan trọng trong quá trình bay thử nghiệm UAV. Kết quả của quá trình bay thử nghiệm phần lớn được xác định bởi độ tin cậy của mô hình mô phỏng. Độ tin cậy của mô hình mô phỏng phụ thuộc vào độ tin cậy của dữ liệu ban đầu mô hình.

Loại UAV cỡ nhỏ được mô phỏng, khảo sát là loại "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 đặc trưng hình học và đặc trưng khối lượng – quán tính – định tâm của UAV được xác định trực tiếp từ hình vẽ ba chiều của UAV bằng phần mềm INVENTOR. Đặc trưng khí động: Các hệ số khí động được xác định bằng phần mềm ANSYS CFX, dựa trên giải số hệ phương trình Navier-Stock bằng phương pháp thể tích hữu hạn [5]. Các hệ số hiệu quả của cánh lái ($m_z^{\delta_c}$, $m_x^{\delta_l}$, $m_y^{\delta_h}$) và các đạo hàm khí động khác ($m_z^{\varpi_z}$, $m_x^{\varpi_x}$, $m_y^{\varpi_x}$, $m_y^{\varpi_y}$,…) được tính bằng phương pháp xoáy rời rạc tuyến tính [6].

Giả thiết rằng, UAV được trang bị các cảm biến lý tưởng đo tọa độ, vận tốc, độ cao bay, tư thế trong không gian, các vận tốc góc và các quá tải mà không có sai số tĩnh và động, nghĩa là tất cả các cảm biến đo lường các tham số chuyển động của UAV được mô phỏng bằng các khâu khuyếch đại lý tưởng. Ngoài ra, giả thiết rằng, UAV được trang bị các cơ cấu chấp hành dưới dạng các bộ truyền động điện vô cấp có vận tốc góc quay cánh lái tối đa hạn chế, không vượt quá 200 độ/s, còn quán tính của chúng được mô phỏng bằng khâu quán tính có hằng số thời gian $T_{qt} = 0,03s$.



Hình 8. *Trạng thái của UAV khi vào hạ cánh.*

Giả sử trạng thái của UAV ban đầu khi vào hạ cánh ở vị trí A (hình 8). UAV bay bằng với vận tốc $V(0) = 50\ m/s$; góc nghiêng quỹ đạo ban đầu $\theta(0) = 0\ radian$; vị trí của

UAV ban đầu vào hạ cánh là: $y(0) = 60\ m$; $x(0) = 0\ m$.

Trong đó: L - Chiều dài đường băng; ΔL - Khoảng cách từ đầu đường băng đến vị trí hạ cánh mong muốn ($\Delta L = 40\ m$).

Khi UAV tiếp đất, cần bảo đảm các điều kiện khắt khe như sau:

- Sai số về độ cao ở thời điểm tiếp đất: $0m \le |\Delta y| \le 0,3m$;

- Sai số cự ly: $|\Delta x| \le 30m$;

- Vận tốc hạ cánh $V_{hc} \ge V_{\min}$.

Trong đó, $V_{\min}$ tìm từ điều kiện cân bằng trọng lượng UAV với lực nâng khi hạ cánh (thời điểm ngay trước khi tiếp đất. Tức là khi có xuất hiện phản lực của mặt đất lên UAV).

$$Y = C_{yHC} \frac{\rho V_{\min}^2}{2} S = G \tag{29}$$

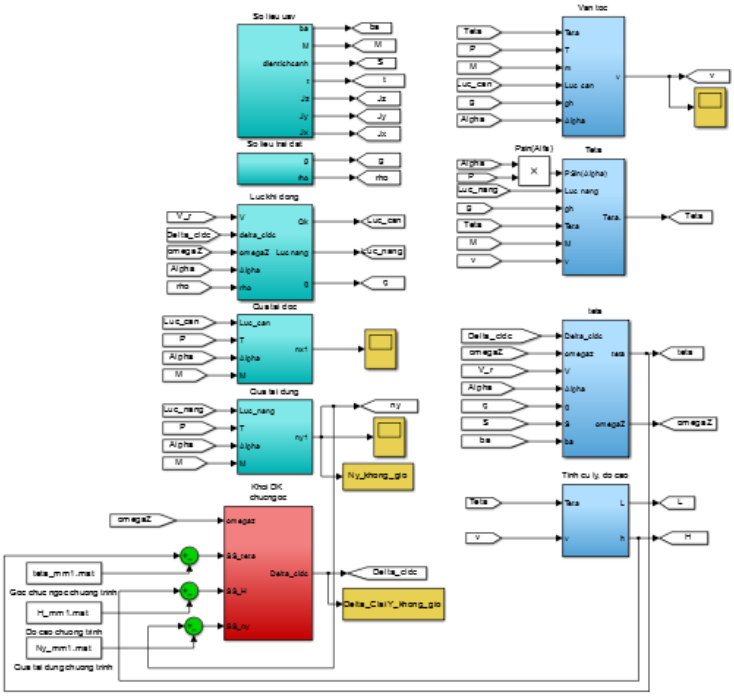
Suy ra:
$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{yHC} \rho S}} \tag{30}$$

Trong đó: C_{yHC} - Hệ số lực nâng tại thời điểm tiếp đất; ρ - Mật độ không khí ở mặt đất.

- Vận tốc lên xuống khi tiếp đất: $|V_y| \le 1m/s$;

- Góc chúc ngóc của UAV khi tiếp đất: $0 \le \vartheta \le 12^o$;

- Quá tải đứng của UAV: $-1 \le n_y \le 3,5$. Đặc biệt, khi tiếp đất quá tải đứng của UAV phải lớn hơn 1.



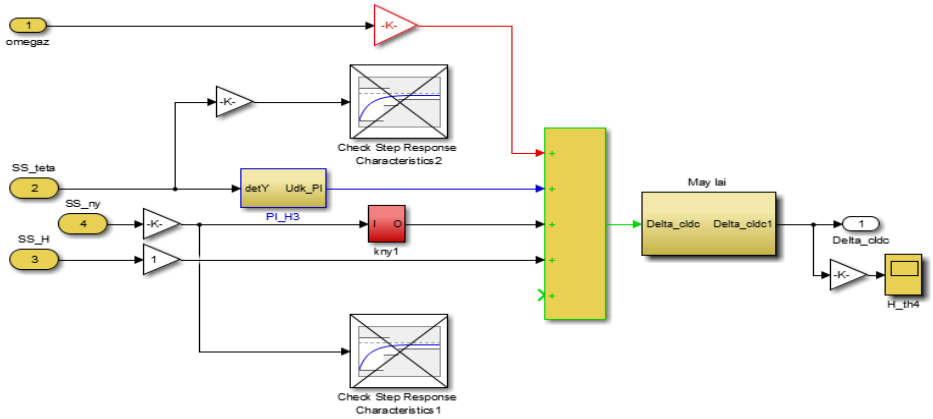
Hình 9. *Sơ đồ khối vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc của UAV.*

Từ mô hình động lực học của UAV (phương trình (12) ÷ (18)), các tham số đặc trưng

của UAV, quy luật điều khiển (28). Ta xây dựng mô hình mô phỏng vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc của UAV bằng sử dụng phần mềm Matlab Silulink thể hiện trên hình 9. Trong đó, các giá trị teta_mm1, Ny_mm1, H_mm1 trong khối điều khiển góc chúc ngóc UAV là các giá trị góc chúc ngóc chương trình, quá tải đứng chương trình, độ cao chương trình được lấy từ phần tối ưu quỹ hạ cánh.

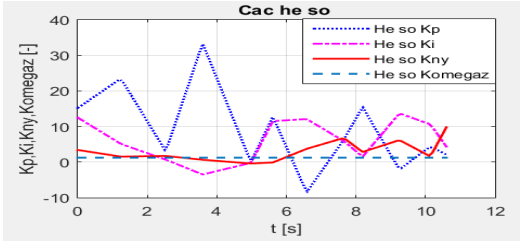
Trong khối điều khiển góc chúc ngóc trên hình 10, sử dụng công cụ tối ưu hóa Simulink Response Optimization trong Simulink, kết quả sẽ tìm được các hệ số K_p, K_i tương ứng với các hệ số tỷ lệ, hệ số tích phân của bộ điều khiển PI cũng như $K_{\omega z}$, K_{ny} tương ứng với các hệ số chống rung, hệ số loại trừ sai lệch quá tải.

Trước tiên, muốn thực thi theo luật điều khiển (28) các hệ số K_p, K_i, $K_{\omega z}$, K_{ny} phải được lựa chọn hợp lý. Mục đích luật điều khiển đó là: $\Delta\vartheta \to 0$, $\Delta H \to 0$ và $\Delta n_y \to 0$, tuy nhiên, sự thỏa mãn phải nằm trong điều kiện ràng buộc về giới hạn góc tấn và hạn chế về hệ số quá tải ($|\alpha| \le 12^o$ và $-1 \le n_y \le 3{,}5$), nghĩa là UAV phải bay với góc tấn không quá lớn và trong giới hạn quá tải cho phép.

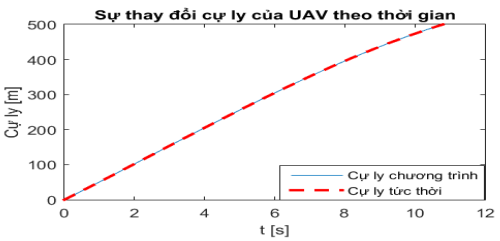


Hình 10. *Khối điều khiển góc chúc ngóc của UAV.*

Trong phần mềm Malab - Simulink của hãng MathWorks đã xây dựng sẵn những chương trình tối ưu hóa cho hệ thống tự động theo tham số. Chương trình tối ưu hóa hệ thống cho phép ta chọn trước những chỉ tiêu tối ưu, những tham số cần tối ưu hóa, giới hạn tối ưu. Chương trình tối ưu hóa có khả năng xác định chính xác các tham số tối ưu trong khoảng thời gian rất nhỏ đáp ứng những chỉ tiêu tối ưu đặt ra.



Hình 11. *Các hệ số K_p, K_i, $K_{\omega z}$, K_{ny}.*

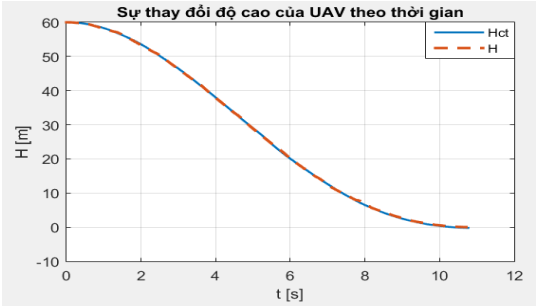


Hình 12. *Sự thay đổi cự ly của UAV theo thời gian.*

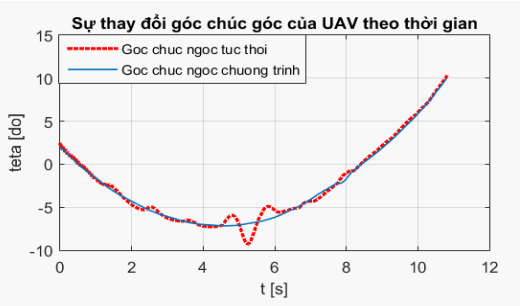
Một trong những công cụ tối ưu hóa của Matlab - Simulink là "Simulink Design Optimization". Nhờ công cụ này, chúng ta có thể điều chỉnh tín hiệu đáp ứng mong muốn trong mô hình Simulink bằng cách thêm khối "Check step Response Characteristics" vào

trong mô hình thiết kế. Kết quả tìm được giá trị các hệ số thể hiện trong hình 11.

Trên hình 12, hình 13 thể hiện sự thay đổi cự ly, độ cao của UAV theo thời gian. Kết quả cho thấy, hệ thống điều khiển hạ cánh theo đúng quỹ đạo chương trình với độ chính xác cao. Sai số ở thời điểm cuối (tiếp đất) về độ cao $\Delta H = 0{,}12\,m$, về cự ly $\Delta x = 0{,}3\,m$, các sai số về cự ly và độ cao đảm bảo các yêu cầu UAV hạ cánh an toàn.

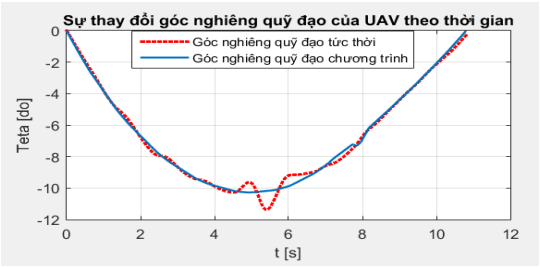


Hình 13. *Sự thay đổi độ cao của UAV theo thời gian.*

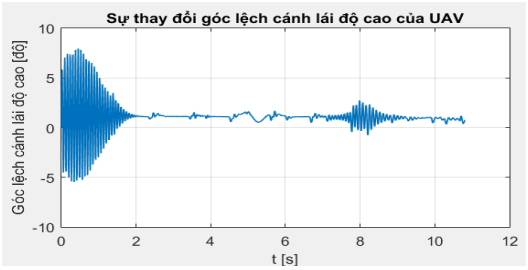


Hình 14. *Sự thay đổi góc chúc ngóc của UAV theo thời gian.*

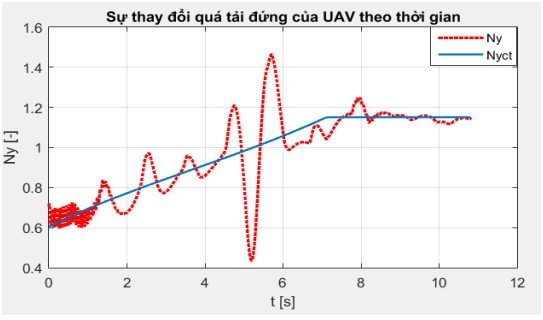
Trên hình 14, hình 15 thể hiện sự thay đổi góc chúc ngóc và góc nghiêng quỹ đạo của UAV. Nhận thấy, góc chúc ngóc và góc nghiêng quỹ đạo của UAV đã bám sát theo góc chúc chương trình và góc nghiêng quỹ đạo chương trình. Góc nghiêng quỹ đạo khi UAV tiếp đất $-0{,}3^o$, góc chúc góc khi UAV tiếp đất là $10{,}1^o$ bảo đảm nằm trong giới hạn cho phép.



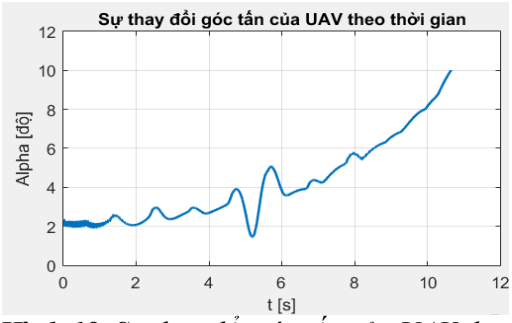
Hình 15. *Sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian.*



Hình 16. *Sự thay đổi góc lệch cánh lái độ cao của UAV theo thời gian.*



Hình 17. *Sự thay đổi quá tải đứng của UAV theo thời gian.*



Hình 18. *Sự thay đổi góc tấn của UAV theo thời gian.*

Trên hình 16 thể hiện sự thay đổi góc lệch cánh lái độ cao là phù hợp, góc lệch cánh lái nằm trong giới hạn $\pm 25^o$. Trên hình 17 thể hiện sự thay đổi quá tải đứng của UAV, nhận thấy, quá tải đứng của UAV đã bám theo quỹ tải đứng chương trình và nằm trong phạm vi cho phép. Trên hình 18 thể hiện sự thay đổi góc tấn của UAV, góc tấn của UAV nằm trong giới hạn cho phép và ở thời điểm cuối góc tấn của UAV là $10{,}4^o$.

4. KẾT LUẬN

Ngày nay, UAV đã và được sử dụng rộng rãi trong lĩnh vực quân sự cũng như trong các lĩnh vực khác của đời sống xã hội. Việc nghiên cứu, thiết kế, chế tạo UAV nói chung và các hệ thống điều khiển cất hạ cánh của UAV nói riêng là một đòi hỏi khách quan. Trong điều kiện hiện tại của Việt Nam, việc nghiên cứu đề xuất các giải pháp tối ưu hóa từng phần tử trong hệ thống điều khiển cất hạ cánh của UAV là một hướng đi phù hợp. Các kết quả khảo sát thông qua phần mềm Matlab Simulink cho thấy, mô hình động lực học và thuật toán điều khiển bám theo quỹ đạo tối ưu như đã xây dựng và lựa chọn là phù hợp. Sử dụng thuật toán điều khiển đã đề xuất hoàn toàn có thể điều khiển UAV bám theo quỹ đạo tối ưu, bảo đảm cho UAV hạ cánh an toàn. Và như vậy, có thể vận dụng kết quả nghiên cứu trong thực tiễn thiết kế, chế tạo hệ thống điều khiển hạ cánh cũng như quá trình điều khiển hạ cánh của UAV.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Kulifeev Yu. B., Afanasyev Yu. N, *"Algorithm for automatic landing of an aircraft"*, Journal Trudy MAI, Russia, issue 62, pp.10.

[2]. Andrew Miller and Mubarak Shah and Don Harper, *"Landing a UAV on a Runway Using Image Registration",* Robotics and Automation, (2008)

[3]. Nguyễn Ngọc Điển, Ngô Văn Toàn, *"Optimizationof UAV landing taking into consideration oflimitation on control on the basis of solution of the boundaryvalue problem by the parameter continuation"*, Journal of Physics: Conf. Series **1172** (2019) 012075;

[4]. 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).

[5]. Fluent Inc, *"Ansys Fluent 15 Users Guide"*, (2013).

[6]. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. *"Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях"* - М.: Изд. Наука. - 1975. - 424с.

ABSTRACT

USING PI CONTROLLER TRACKS LANDING TRAJECTORY SIZE SMALL UAV

In the paper, a method of constructing a landing track grip for small UAVs is presented. In particular, the landing trajectory was found based on the application of the Pontryagin maximum principle. To implement UAV control to follow the optimal trajectory, there are many methods available. In this paper, the author uses PI grip controller to perform UAV control following the trajectory. In which, a digital tool - Matlab Simulink software is used for surveying and simulation. The results show that the application of the optimal trajectory controller ensures the UAV's landing accurately and safely.

Keywords: Optimized trajectory; UAV landing control system; Orbit tracking.

Nhận bài ngày 04 tháng 6 năm 2020
Hoàn thiện ngày 23 tháng 7 năm 2020
Chấp nhận đăng ngày 15 tháng 10 năm 2020

Địa chỉ: [1] Khoa Kỹ thuật Điều khiển - Học viện KTQS;
[2]Viện Tên lửa - Viện KH-CNQS;
[3]Khoa Kỹ thuật Hàng không - Học viện PKKQ.
[*]Email: toantbhk@gmail.com.