

# TỔNG HỢP HỆ THỐNG ĐIỀU KHIỂN BÁM QUỸ ĐẠO CHO MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI DỰA TRÊN ĐIỀU KHIỂN BACKSTEPPING

## SYNTHETIC PATH FOLLOWING CONTROL SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES BASED ON BACKSTEPPING CONTROL

Đỗ Quang Hưng<sup>1</sup>, Bùi Thị Duyên<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Viện Tự động hóa Kỹ thuật quân sự, Viện Khoa học và Công nghệ quân sự

<sup>2</sup>Trường Đại học Điện lực

Ngày nhận bài: 10/5/2023 Ngày chấp nhận đăng: 29/6/2023, Phản biện: TS. Lê Tuấn Anh

### Tóm tắt:

Bài báo trình bày về phương pháp tổng hợp hệ điều khiển bám quỹ đạo cho máy bay không người lái theo một vòng điều khiển thống nhất có tính đến động học của vòng điều khiển trong dựa trên kỹ thuật điều khiển trượt cuốn chiếu (Backstepping Sliding Mode-BSM). Khác với phương pháp đề xuất sử dụng điều khiển trượt (Sliding Mode-SM) bỏ qua động học của vòng điều khiển trong, phương pháp bài báo đề xuất đã khắc phục nhược điểm của hệ thống do tính toán không đầy đủ động học của hệ thống, nhờ đó đã nâng cao chất lượng của hệ thống điều khiển. Sử dụng điều khiển ảo cho cả vòng điều khiển quỹ đạo và vòng điều khiển ổn định, hệ thống đã hoạt động ổn định và có chất lượng tốt hơn so với phương pháp bỏ qua động học của vòng điều khiển trong. Điều này đã được chứng minh dựa trên nguyên lý Lyapunov và hệ thống được kiểm chứng bằng mô phỏng.

### Từ khóa:

Hệ điều khiển bám quỹ đạo, mặt trượt, điều khiển cuốn chiếu (backstepping), điều khiển trượt, máy bay không người lái.

### Abstract:

This paper presents a method of synthesizing the trajectory tracking control system for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) under a unified control loop taking into account the kinematics of the inner control loop based on Backstepping Sliding Mode technique. Different from the proposed method of using Sliding Mode to ignore the kinematics of the inner control loop, the proposed method has overcome the system's weaknesses due to incomplete calculation of the system's kinematics, thereby improving the efficiency of the system. By using virtual control for both the trajectory control loop and the stable control loop, the system has a stable operation and better quality compared to the kinematic bypass method of the inner control loop. This has been proven based on the Lyapunov theory and verified by simulation.

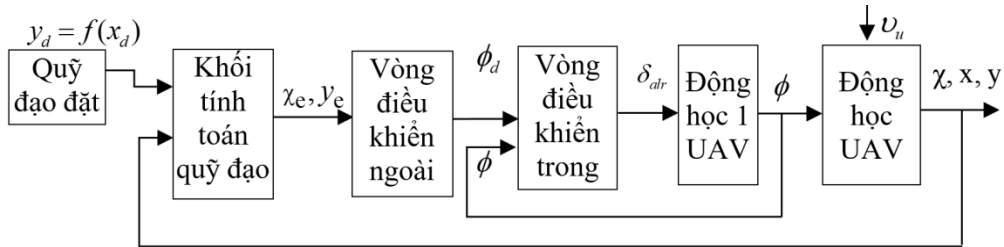
### Keywords:

Path following, sliding surface control, backstepping control, sliding mode control, unmanned aerial vehicle.

## 1. GIỚI THIỆU CHUNG

Hiện nay, UAV được ứng dụng rộng rãi trong đời sống kinh tế xã hội cũng như quốc phòng an ninh. Mỗi UAV khi thực

hiện nhiệm vụ bay có thể được điều khiển trực tiếp hoặc điều khiển theo chương trình. Sơ đồ cấu trúc hệ thống điều khiển UAV trong chế độ tự động được thể hiện trên Hình 1 [1].



Hình 1. Sơ đồ cấu trúc hệ thống điều khiển bám quỹ đạo UAV

Hình 1 là sơ đồ cấu trúc hệ thống điều khiển bám quỹ đạo của UAV theo kênh ngang [1]. Trong đó:  $y_d, x_d$  là tọa độ UAV mong muốn trong quỹ đạo;  $\chi_e, y_e$  là sai số góc hướng quỹ đạo của UAV; là sai số ngang của UAV so với đường quỹ đạo;  $\phi, \phi_d$ : là góc lệch mong muốn và góc lệch thực tế của UAV;  $\chi, x, y$ : góc hướng quỹ đạo của UAV và tọa độ của nó.

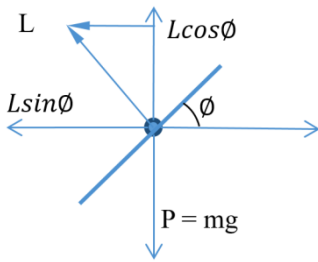
Theo sơ đồ cấu trúc trên, khối điều khiển bao gồm hai vòng điều khiển: vòng điều khiển ngoài là vòng điều khiển quỹ đạo hay vòng dẫn đường; vòng điều khiển trong là vòng điều khiển ổn định. Để tổng hợp hệ thống điều khiển bám quỹ đạo cho UAV, nhiều thuật toán đã được đề xuất, trong đó đáng chú ý là các thuật toán sử dụng SM được đề xuất trong [2], [3], [4], [5], [6]. Trong các công trình trên, xuất phát từ thực tế là vòng điều khiển trong có hằng số thời gian rất nhỏ so với vòng điều khiển ngoài; vòng điều khiển trong được coi là đáp ứng tức thời và giá trị đầu ra của vòng điều khiển trong luôn bằng giá

trị đầu vào mong muốn. Nhờ đưa giả thiết này vào mà các hệ thống điều khiển được đơn giản hóa, UAV có thể bám theo các đường quỹ đạo mong muốn như vòng điều khiển dẫn đường tạo ra. Tuy nhiên, trong thực tế khi coi vòng điều khiển trong như một khâu động học, chất lượng điều khiển sẽ không được như mong muốn, khi đó hệ thống sẽ có bậc lớn hơn. Để khắc phục những sai số nảy sinh do bỏ qua khâu động học này, cần xây dựng thuật toán điều khiển mới, đảm bảo chất lượng cho hệ thống điều khiển chung. Để tổng hợp các hệ thống dạng này, có thể sử dụng mặt trượt, khi tín hiệu điều khiển ảo được sử dụng [7], [8]. UAV cánh bằng có các biến trạng thái khả vi bậc cao, để tổng hợp hệ thống điều khiển bám quỹ đạo có thể sử dụng phương pháp mặt trượt cuốn chiếu [9]. Các vấn đề này sẽ được giải quyết trong bài báo này.

Trước tiên xem xét mô hình động học của UAV chuyển động theo kênh ngang sử dụng góc lệch để thay đổi quỹ đạo với

giả thiết là đáp ứng góc liệng là tức thời để tổng hợp hệ điều khiển. Xây dựng mô hình động học của vòng điều khiển góc liệng và áp dụng thuật toán đã xây dựng cho hệ thống đầy đủ để đánh giá các sai số sinh ra khi tổng hợp hệ điều khiển mà bỏ qua khâu động học điều khiển góc liệng. Cuối cùng bài báo sẽ đưa ra thuật toán tổng hợp hệ thống điều khiển cho mô hình đầy đủ của UAV chuyển động theo kênh ngang.

## 2. TỔNG HỢP LỆNH ĐIỀU KHIỂN QUỸ ĐẠO CHO UAV BỎ QUA ĐỘNG HỌC CỦA VÒNG ĐIỀU KHIỂN TRONG



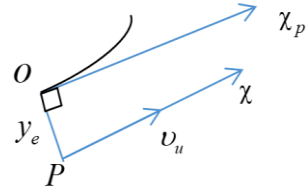
Hình 2. Sơ đồ các lực tác động lên UAV

Trên Hình 2 là sơ đồ xác định các lực tác động lên UAV. Với  $L$  là lực nâng khí động học;  $L \cos \phi$  là thành phần lực nâng khí động học theo phương thẳng đứng;  $L \sin \phi$  là thành phần lực nâng khí động học theo phương nằm ngang.

Để UAV bay ngang thì  $L \cos \theta = P = mg$  hay  $L = mg / \cos \phi$ . Lực li tâm là  $L \sin \phi$  được xác định  $L \sin \phi = mg \tan \phi$ . Từ công thức xác định gia tốc li tâm  $a = \omega^2 \cdot R = v \cdot \omega$ ; vận tốc góc của UAV:

$$\dot{\chi} = \omega = \frac{L \sin \phi}{v \cdot m} = \frac{g}{v} \tan \phi \quad (1)$$

Trên Hình 3 là sơ đồ xác định đạo hàm sai số ngang của UAV theo quỹ đạo cho trước.



Hình 3. Sơ đồ xác định đạo hàm sai số ngang của UAV

Trong đó:  $P$  là tọa độ của UAV;  $O$  là tọa độ điểm trên đường quỹ đạo có khoảng cách từ UAV đến là nhỏ nhất;  $y_e$  là sai số ngang của UAV;  $\chi_p$  là góc hướng của đường quỹ đạo;  $\chi$  là góc hướng của UAV;  $v_u$ : vận tốc của UAV;

Xét tại điểm P:

$$\dot{y}_e = v_u \sin(\chi - \chi_p) = v_u \sin \chi_e \quad (2)$$

Từ (1) và (2) nhận được:

$$\begin{cases} \dot{y}_e = v_u \sin \chi_e \\ \dot{\chi}_e = \dot{\chi} - \dot{\chi}_p = -\dot{\chi}_p + \frac{g}{v_u} \tan \phi \end{cases} \quad (3)$$

$$\text{Hay} \quad \begin{bmatrix} \dot{y}_e \\ \dot{\chi}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_u \sin \chi_e \\ -\dot{\chi}_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{g}{v_u} \end{bmatrix} u \quad (4)$$

Trong đó:  $y_e$  là sai số bám quỹ đạo hay khoảng cách từ UAV đến đường quỹ đạo,  $\chi$  là góc hướng của UAV,  $\chi_e$  biến trạng thái sai số góc hướng quỹ đạo,  $\chi_p$  là góc hướng quỹ đạo,  $\chi_e = \chi - \chi_p$  biến trạng thái sai số góc hướng quỹ đạo,  $\dot{\chi}_p$  tốc độ

góc hướng quỹ đạo mong muốn, khi bay thẳng  $\dot{\chi}_p = 0$ ,  $v_u$  là vận tốc của UAV,  $g$  là gia tốc trọng trường,  $\phi$  là góc lệch của UAV,  $u$  là lệnh điều khiển, được xác định như sau:

$$u = \tan \phi \quad (5)$$

Nếu coi  $\phi$  là lệnh điều khiển của UAV, lúc đó (4) trở thành:

$$\begin{pmatrix} \dot{y}_e \\ \dot{\chi}_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_u \sin \chi_e \\ -\dot{\chi}_p \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{g}{v_u} \end{pmatrix} \tan \phi \quad (6)$$

Sử dụng chế độ trượt với mặt trượt phi tuyến để tổng hợp lệnh điều khiển bám quỹ đạo [5]. Mặt trượt được chọn như sau:

$$s = \chi_e + \alpha \arctan(\beta y_e) = 0 \quad (7)$$

Với  $0 < \alpha < 1, 0 < \beta$ ; lệnh điều khiển được chọn:

$$\phi = \arctan \left[ \begin{pmatrix} -\frac{v_u^2}{g} \frac{\alpha \beta}{1 + \beta^2 y_e^2} \sin \chi_e \\ -\sigma \operatorname{sgn}(s) + \frac{v_u}{g} \dot{\chi}_p \end{pmatrix} \right] \quad (8)$$

Với  $\sigma$  là hằng số đặc trưng cho tốc độ tiến về mặt trượt của biến trượt  $s$ ;  $\sigma$  là hằng số lớn hơn 0 và được chọn tùy theo mong muốn tốc độ tiến về mặt trượt của biến trượt  $s$ . Có thể thấy (6) với lệnh điều khiển (8) sẽ hoạt động trong chế độ trượt trên mặt trượt (7) và trong chế độ trượt hệ thống sẽ ổn định tiệm cận. Để chứng minh điều này, trước tiên chứng minh với lệnh điều khiển tổng hợp theo (8), hệ (6)

sẽ hoạt động trong chế độ trượt trên mặt trượt (7), hay gọi tắt là tồn tại chế độ trượt. Để kiểm tra điều kiện tồn tại chế độ trượt, chọn hàm Lyapunov  $V = \frac{1}{2} s^2$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s \cdot \dot{s} \\ &= s \left( \frac{g \tan(\phi)}{v_u} - \dot{\chi}_p + \frac{\alpha \beta}{1 + \beta^2 y_e^2} v_u \sin \chi_e \right) \quad (9) \end{aligned}$$

Với luật điều khiển được chọn theo (8):

$$\dot{V} = s \cdot \begin{pmatrix} -\frac{g}{v_u} \frac{v_u^2}{g} \frac{\alpha \beta}{1 + \beta^2 y_e^2} \sin \chi_e \\ -\sigma \operatorname{sign}(s) + \frac{\alpha \beta}{1 + \beta^2 y_e^2} v_u \cdot \sin \chi_e \end{pmatrix} \quad (10)$$

Nhận được:

$$\dot{V} = -\sigma s \operatorname{sign}(s) < 0; \text{ khi } s \neq 0$$

$$\dot{V} = -\sigma s \operatorname{sign}(s) = 0; \text{ khi } s = 0$$

Như vậy, chế độ trượt ổn định tiệm cận.

Trong chế độ trượt, theo (7), để kiểm tra sự ổn định của hệ, chọn hàm Lyapunov:

$$V = \frac{1}{2} (\chi_e^2 + y_e^2) \quad (11)$$

Thay  $\chi_e = -\alpha \arctan(\beta y_e)$  vào (11):

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2} (\chi_e^2 + y_e^2) \\ &= \frac{1}{2} \left[ (\alpha \arctan(\beta y_e))^2 + y_e^2 \right] \quad (12) \end{aligned}$$

Lấy đạo hàm (12) nhận được:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -v_u y_e \sin(\alpha \arctan(\beta y_e)) \\ &\quad - \frac{\alpha^2 \beta v_u}{1 + \beta^2 y_e^2} \arctan(\beta y_e) \sin(\alpha \arctan(\beta y_e)) \quad (13) \end{aligned}$$

Ta có:  $-\frac{\pi}{2} \leq \alpha \tan(\beta \cdot y_e) \leq \frac{\pi}{2}$ ; với  $|\alpha| < 1$

Ta có:  $-\frac{\pi}{2} \leq \alpha \tan(\beta y_e) \leq \frac{\pi}{2}$ ;

Vì  $\alpha > 0$  nên  $\sin(\alpha \cdot \arctan(\beta \cdot y_e))$  cùng dấu với  $\arctan(\beta \cdot y_e)$ , nếu  $\beta > 0$  thì  $\arctan(\beta \cdot y_e)$  cùng dấu với  $y_e$ . Như vậy có thể viết lại như sau:

$$\begin{cases} \sin(\alpha \arctan(\beta y_e)) \\ = k_1 \operatorname{sgn}(\arctan(\beta y_e)) = k_1 \operatorname{sgn} y_e \\ \arctan(\beta y_e) = k_2 \operatorname{sgn} y_e \end{cases} \quad (14)$$

với  $k_1, k_2$  là các hệ số phù hợp,  $k_1 > 0, k_2 > 0$   
Thay (14) vào (13), ta có:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -v_u k_1 y_e \operatorname{sgn}(y_e) \\ & - \frac{\alpha^2 \beta v_u}{1 + \beta^2 y_e^2} k_2 k_1 (\operatorname{sgn}(y_e))^2 \end{aligned} \quad (15)$$

$$\text{Hay: } \dot{V} = - \left( \begin{array}{l} v_u k_1 |y_e| \operatorname{sgn}(y_e) \\ + \frac{\alpha^2 \beta v_u}{1 + \beta^2 y_e^2} k_2 k_1 \end{array} \right) \quad (16)$$

Trong (16) các số hạng bên phải biểu thức trong ngoặc đều lớn hơn 0, suy ra:  $\dot{V} < 0$ . Như vậy khi tồn tại chế độ trượt, hệ thống ổn định theo Lyapunov

### 3. TỔNG HỢP HỆ ĐIỀU KHIỂN BÁM QUỸ ĐẠO KÊNH NGANG CHO UAV THEO MỘT VÒNG ĐIỀU KHIỂN THỐNG NHẤT

Khi coi vòng điều khiển trong là một hệ động học, lệnh điều khiển sẽ là góc máy lái liệng aileron, góc liệng của UAV sẽ được điều khiển bởi góc của máy lái liệng

aileron. Theo [6], khi UAV bay bằng, động học của nó được xác định như sau:

$$\dot{p} = \frac{1}{I_{xx}} L \quad (17)$$

Với  $p$  là vận tốc góc của kênh góc liệng,  $I_{xx}$  là mômen quán tính của UAV theo trục Ox của hệ tọa độ gắn liền,  $L$  là mômen khí động kênh liệng.

Mômen khí động theo trục Ox của UAV, hay còn gọi là kênh liệng  $L$  được tạo ra nhờ máy lái aileron của UAV và được xác định như sau:

$$L = c_{alr} \delta_{alr}$$

Từ phương trình động học của UAV:

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (18)$$

Với  $\phi$  là góc liệng của UAV,  $\theta$  là góc chúc ngóc của UAV,  $q$  và  $r$  thứ tự là vận tốc góc theo các trục Oy và Oz của hệ tọa độ gắn liền của UAV. Trong trường hợp UAV bay bằng,  $\theta = 0$ , phương trình (18) sẽ có dạng đơn giản hơn,  $\dot{\phi} = p$ , kết hợp với (14) và  $L = c_{alr} \delta_{alr}$  ta nhận được:

$$\dot{\phi} = \frac{c_{alr}}{I_{xx}} \delta_{alr} \quad (19)$$

Góc bề cánh lái liệng có vận tốc tỉ lệ thuận với tín hiệu điều khiển:

$$\dot{\delta}_{alr} = k u \quad (20)$$

Hằng số thời gian của cơ cấu chấp hành góc cánh lái liệng rất nhỏ so với hằng số thời gian của hệ động học theo kênh góc liệng của UAV nên có thể lấy góc bề cánh lái liệng là lệnh điều khiển cho kênh động học góc liệng. Khi đó (19) trở thành:

$$\dot{\phi} = \frac{C_{alr}}{I_{xx}} \delta_{alr} = k_u u; u = \delta_{alr}; k_u = \frac{C_{alr}}{I_{xx}} \quad (21)$$

Kết hợp hệ phương trình động học (4) với (21) nhận được:

$$\begin{cases} \dot{y}_e = v_u \sin \chi_e \\ \dot{\chi}_e = \frac{g}{v_u} \tan \phi - \dot{\chi}_p \\ \dot{\phi} = k_u u \end{cases} \quad (22)$$

Hệ (22) là hệ động học bậc 3 và mặt trượt phi tuyến (7)  $s = \chi_e + \alpha \arctan(\beta y_e) = 0$  không còn phù hợp với hệ này.

Để tổng hợp hệ (22) sử dụng BSM.

Từ phương trình thứ nhất của hệ (22)

$$\dot{y}_e = v_u \sin \chi_e \text{ với } \chi_e = \chi - \chi_p, \quad (23)$$

chọn điều khiển ảo  $u_1 = \chi_c$ . Để  $\chi_c - \chi_p$  không vượt quá  $\pi/2$ , cũng như (7), chọn

$$\chi_c = \chi_p - \alpha \arctan(\beta y_e) \quad (24)$$

Nhiệm vụ thứ nhất của tổng hợp hệ điều khiển là làm cho  $\chi \rightarrow \chi_c$ , khi đó (23) trở thành:

$$\dot{y}_e = v_u \sin(-\alpha \arctan(\beta y_e)) \quad (25)$$

Có nghĩa là hệ (23) sẽ ổn định tiệm cận.

Đặt  $e_1 = \chi - \chi_c$  (26)

(2) Từ phương trình thứ 2 của hệ (22) có tính đến  $\chi_e = \chi - \chi_p$ , lấy đạo hàm hai vế của (26) nhận được:

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= \dot{\chi} - \dot{\chi}_c \\ &= \frac{g}{v_u} \tan \phi - \dot{\chi}_p - \frac{\beta \alpha v_u}{1 + \beta^2 y_e^2} \sin(\chi - \chi_p) \end{aligned} \quad (27)$$

Trong (27),  $\frac{g}{v_u} \tan \phi$  là điều khiển, chọn

điều khiển ảo thứ 2 là  $u_2 = \frac{g}{v_u} \tan \phi_c$  có giá

trị là:

$$\frac{g}{v_u} \tan \phi_c = \dot{\chi}_p + \frac{\beta \alpha v_u}{1 + \beta^2 y_e^2} \sin(\chi - \chi_p) - \lambda_1 e_1 \quad (28)$$

Nhiệm vụ thứ hai của tổng hợp hệ điều khiển là làm cho  $\phi \rightarrow \phi_c$ , khi đó (27) trở thành:

$$\dot{e}_1 = -\lambda_1 e_1 \quad (29)$$

Có nghĩa là hệ (27) sẽ ổn định tiệm cận.

Đặt:

$$e_2 = \frac{g}{v_u} \tan \phi - \frac{g}{v_u} \tan \phi_c \quad (30)$$

(3) Từ phương trình thứ 3 của hệ (22), lấy đạo hàm hai vế của (30) nhận được:

$$\begin{aligned} \dot{e}_2 &= \frac{g}{v_u(1+\phi^2)} \dot{\phi} - \frac{g}{v_u(1+\phi_c^2)} \dot{\phi}_c \\ &= \frac{g}{v_u(1+\phi^2)} k_u u - \frac{g}{v_u(1+\phi_c^2)} \dot{\phi}_c \end{aligned} \quad (31)$$

Chọn điều khiển:

$$u = \frac{(1+\phi^2)}{k_u(1+\phi_c^2)} \dot{\phi}_c - \lambda_2 \frac{v_u(1+\phi^2)}{gk_u} e_2, \quad (32)$$

với  $\lambda_2 > 1$ ; khi đó (31) trở thành:

$$\dot{e}_2 = -\lambda_2 e_2 \quad (33)$$

Có nghĩa là hệ (31) sẽ ổn định tiệm cận.

Dưới đây sẽ kiểm tra tính ổn định của hệ thống theo Lyapunov. Chọn hàm Lyapunov dạng:

$$V = \frac{1}{2} e_2^2 + \frac{1}{2} e_1^2 \quad (34)$$

Lấy đạo hàm của hàm Lyapunov có tính đến (33) và (27) nhận được:

$$\dot{V} = -\lambda_2 e_2^2 + e_1 \begin{pmatrix} \frac{g}{v_u} \operatorname{tg} \phi - \dot{\chi}_p \\ -\frac{\beta \alpha v_u}{1 + \beta^2 y_e^2} \sin(\chi - \chi_p) \end{pmatrix} \quad (35)$$

Biến đổi (35) có tính đến (30) và (28), nhận được:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\lambda_2 e_2^2 + e_1 (e_2 - \lambda_1 e_1) \\ &= -\lambda_2 e_2^2 - \lambda_1 e_1^2 + e_1 e_2 \end{aligned} \quad (36)$$

Sử dụng bất đẳng thức Young:

$$e_1 e_2 \leq \frac{1}{2} e_2^2 + \frac{1}{2} e_1^2, \text{ lúc đó (36) trở thành:}$$

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\lambda_2 e_2^2 - \lambda_1 e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 + \frac{1}{2} e_1^2 \\ \dot{V} &\leq -\left(\lambda_2 - \frac{1}{2}\right) e_2^2 - \left(\lambda_1 - \frac{1}{2}\right) e_1^2 \end{aligned} \quad (37)$$

Do trong lệnh điều khiển ảo  $\frac{g}{v_u} \tan \phi_c$  trong (28) và trong lệnh điều khiển (30),  $\lambda_1 > 1$  và  $\lambda_2 > 1$  nên:

$$\dot{V} \leq -\left(\lambda_2 - \frac{1}{2}\right) e_2^2 - \left(\lambda_1 - \frac{1}{2}\right) e_1^2 \leq 0 \quad (38)$$

Do đó, hệ (27) và (31) ổn định tiệm cận, có nghĩa là  $\phi \rightarrow \phi_c$  và  $\chi \rightarrow \chi_c$ .

Xét đẳng thức (25), nhân cả 2 vế với  $y_e$  nhận được:

$$\begin{aligned} y_e \dot{y}_e &= v_u y_e \sin(-\alpha \arctan(\beta y_e)) \\ &= v_u y_e \sin(-\alpha \operatorname{sign}(y_e) \arctan(\beta |y_e|)) \end{aligned} \quad (39)$$

Do  $\arctan(x) = \arctan(|x|) \operatorname{sign}(x)$  và

$\sin(-x) = -\sin(x)$  nên (39) được viết lại là:

$$\begin{aligned} y_e \dot{y}_e &= \\ &= -\operatorname{sign}(y_e) y_e v_u \sin(\alpha \arctan(\beta |y_e|)) \leq 0 \end{aligned} \quad (40)$$

Từ (40) và từ (26), (24), khi  $e_1 \rightarrow 0$  nhận được:

$$\chi - \chi_p = -\alpha \arctan(\beta y_e) \rightarrow 0 \quad (41)$$

Như vậy, bằng cách chọn điều khiển ảo theo (24), (28) và lệnh điều khiển (32) hệ (22) ổn định tiệm cận. Điều này sẽ được kiểm chứng qua kết quả mô phỏng dưới đây:

*Điều kiện ban đầu:*

UAV bám theo đường cong:

$$x = 40 \cos(0,01 \cdot t); y = 40 \sin(0,01 \cdot t)$$

Vận tốc của UAV là 40m/s; vị trí ban đầu của UAV là (0, -500); góc hướng ban đầu của UAV là  $\chi = 0$ . Điều kiện mô phỏng do tác giả tự chọn để có được một đường cong với quỹ đạo đặt là  $y = x \cdot \tan(0,01 \cdot t)$ . Tuy nhiên, trong các tài liệu, các quỹ đạo được chọn để mô phỏng là quỹ đạo đường thẳng và quỹ đạo đường tròn. Chọn quỹ đạo đường thẳng theo [1] để mô phỏng và  $\chi = 0$  so sánh; với  $v_u = 40 \text{ m/s}$ , tọa độ của UAV tại thời điểm  $t_0$  là (0, -500); góc hướng của UAV tại thời điểm  $t_0$  là  $\chi = 0$ , không mất tính tổng quát lấy góc hướng của đường quỹ đạo là  $\chi = 0$ , đường quỹ đạo có phương trình là  $y=0$  (trong trường hợp khác, sử dụng phép quay và dịch chuyển gốc tọa độ ta sẽ có quỹ đạo như trên trong hệ tọa độ mới).

Từ (40), (26) và (24), khi  $y_e \rightarrow 0$  ta nhận

được:  $\chi - \chi_p = -\alpha \arctan(\beta y_e) \rightarrow 0$ .

Như vậy, hệ (22) với lệnh điều khiển (32) sẽ ổn định tiệm cận. Điều này sẽ được kiểm chứng qua kết quả mô phỏng dưới đây, điều kiện mô phỏng theo [1].

*Trường hợp 1:*

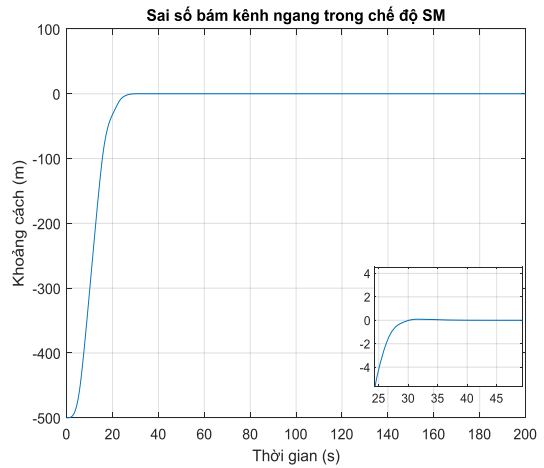
UAV có vận tốc  $v_u = 40$  m/s tại thời điểm  $t_0$  có tọa độ là  $(0, -500)$  và có góc hướng của đường quỹ đạo mong muốn là  $\chi = 0$ , phương trình của đường quỹ đạo mong muốn là  $y=0$ ; sử dụng BSM và sử dụng SM bỏ qua động học vòng trong.

*Trường hợp 2:*

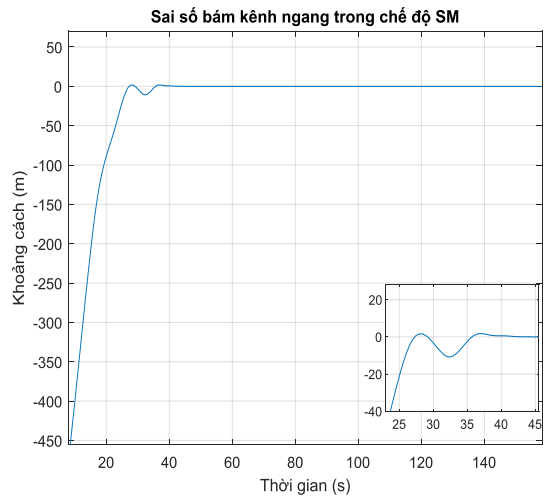
UAV có vận tốc  $v_u = 40$  m/s tại thời điểm  $t_0$  có tọa độ là  $(0, -500)$  và có góc hướng của đường quỹ đạo là  $\chi = 0$ ; đường quỹ đạo mong muốn là đường tròn bán kính 800m có tâm ở tọa độ  $(0, -800)$ ; sử dụng BSM và sử dụng SM bỏ qua động học vòng trong.

Kết quả mô phỏng thể hiện trong các đồ thị trên Hình 4, 5, 6.

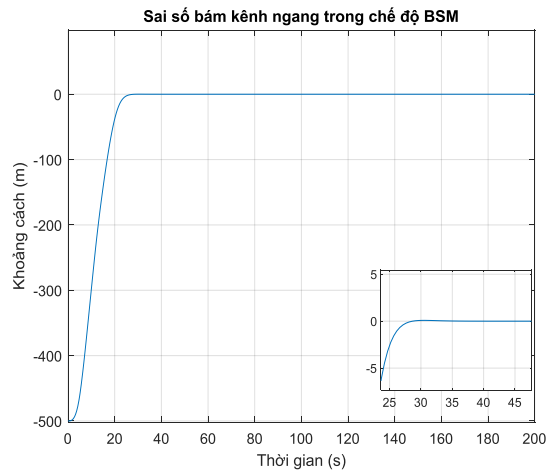
Trên Hình 4 là sai số bám theo đường quỹ đạo, tại vị trí ban đầu sai số bám là  $-500$ ; Sai số bám kênh ngang của bộ điều khiển BSM trong chế độ đường thẳng ở thời điểm 28 s tiến về 0 và hội tụ. Sai số bám kênh ngang của bộ điều khiển BSM trong chế độ đường thẳng ở thời điểm 30 s tiến về 0 và hội tụ, thời gian quá độ dài hơn do bộ điều khiển đã bỏ qua động học vòng trong của kênh điều khiển bám quỹ đạo.



a. Quỹ đạo là đường thẳng trong chế độ SM

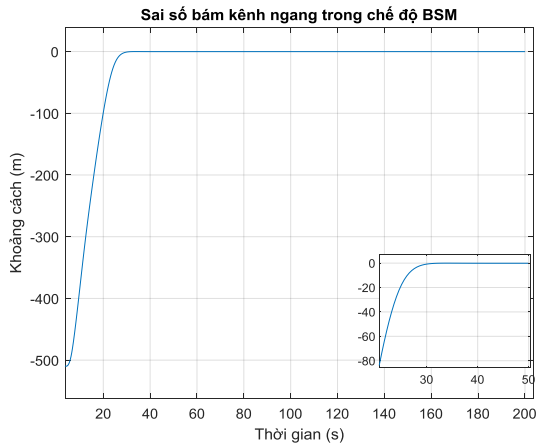


b. Quỹ đạo là đường tròn trong chế độ SM



c. Quỹ đạo là đường thẳng trong chế độ BSM

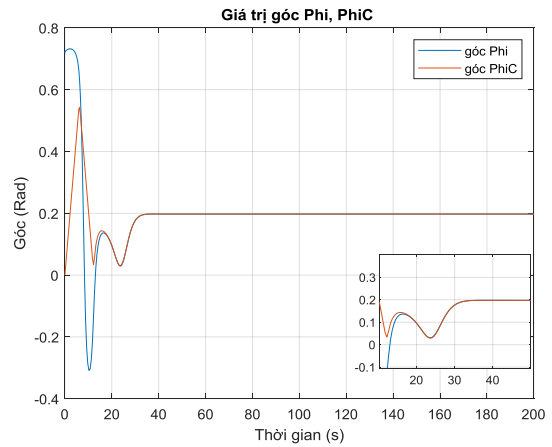




d. Quỹ đạo là đường tròn trong chế độ BSM

**Hình 4. Sai số bám theo kênh ngang**

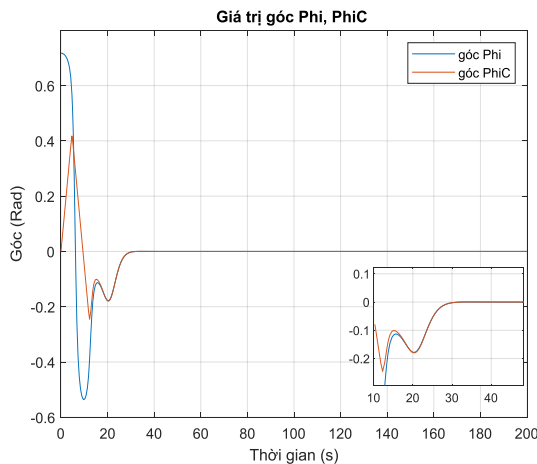
Trong chế độ bám theo đường tròn cũng tương tự như trong chế độ bám theo đường thẳng, bộ điều khiển BSM cho chất lượng điều khiển tốt hơn bộ điều khiển SM bỏ qua động học vòng trong. Thời gian quá độ khi sử dụng bộ điều khiển BSM là 30 s, đồng thời không có quá điều khiển. Khi sử dụng bộ điều khiển SM, thời gian quá độ là 37,5 s và xảy ra hiện tượng quá điều khiển. Qua mô phỏng trên cho thấy bộ điều khiển BSM hiệu quả hơn bộ điều khiển SM.



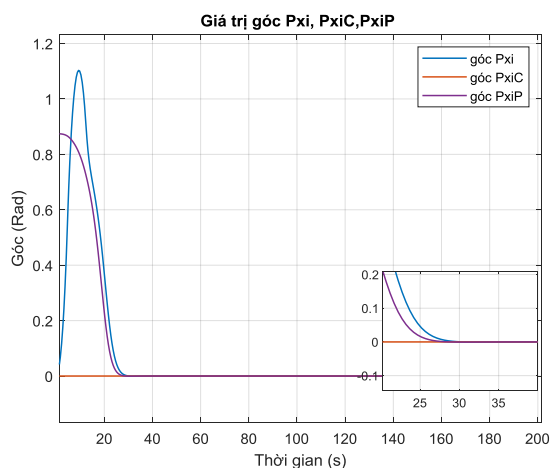
b. Quỹ đạo là đường tròn

**Hình 5. Kết quả mô phỏng các giá trị góc  $\phi, \phi_c$**

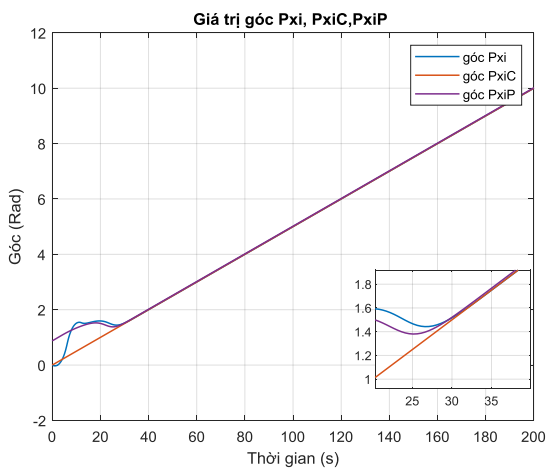
Trên Hình 5 là kết quả mô phỏng các giá trị góc  $\phi, \phi_c$ , trong Hình 5a sau thời gian 28 s giá trị  $\phi$  tiến tới  $\phi_c$  và tiến tới 0 do quỹ đạo là đường thẳng. Đối với trường hợp quỹ đạo là đường tròn trong Hình 5b, sau thời gian 32 s giá trị  $\phi$  tiến tới  $\phi_c$  và tiến tới 0,2 và ổn định ở giá trị này, điều này đảm bảo cho UAV bay vòng tròn với tốc độ góc là 0,05 rad/s; có nghĩa là UAV đã bay theo đường tròn mong muốn một cách ổn định.



a. Quỹ đạo là đường thẳng



a. Quỹ đạo là đường thẳng



b. Quỹ đạo là đường tròn

### Hình 6. Kết quả mô phỏng các giá trị góc

Trong trường hợp quỹ đạo là đường thẳng ở Hình 6a, góc hướng thực tế là 0. Góc hướng mong muốn bắt đầu từ giá trị 0,9 rad để nhanh chóng đưa UAV bám theo quỹ đạo và sau đó sẽ hội tụ về 0. Góc hướng thực tế bắt đầu từ giá trị 0 và bám theo góc hướng mong muốn, sau thời gian 27 s góc hướng mong muốn trùng với góc hướng thực tế và góc hướng của đường quỹ đạo (bằng 0), UAV bám sát theo đường quỹ đạo.

Trong trường hợp quỹ đạo là đường tròn ở Hình 6b, cũng tương tự như trong

trường hợp đường thẳng, các giá trị góc hướng quỹ đạo, góc hướng điều khiển ảo và góc hướng thực tế đều tiến đến góc hướng quỹ đạo, sau 31 s sai số bằng 0.

Như vậy, bằng cách thiết lập điều khiển ảo cho hệ sử dụng BSM, hệ thống điều khiển bám quỹ đạo theo kênh ngang đã được tổng hợp trong một vòng điều khiển thống nhất, khắc phục được nhược điểm của phương pháp đề xuất trong [1] khi bỏ qua động học của vòng điều khiển trong. Sai số bám theo 2 phương pháp thể hiện trên Hình 4 đã minh chứng hiệu quả của phương pháp đề xuất.

## 4. KẾT LUẬN

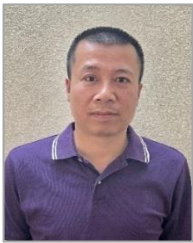
Bằng phương pháp Backstepping, bài báo đã đề xuất và thực hiện tổng hợp một bộ điều khiển bám quỹ đạo theo kênh ngang trong một vòng điều khiển duy nhất. Tính ổn định của hệ thống đã được kiểm chứng bằng phương pháp Lyapunov. Các kết quả này có thể áp dụng trong việc điều khiển quỹ đạo cho các loại UAV nhỏ thực hiện nhiệm vụ. Đây là phương pháp đơn giản, dễ thực hiện và tính hiệu quả của nó đã được minh chứng bằng mô phỏng.

## TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Phạm Thị Phương Anh, "Xây dựng thuật toán điều khiển quỹ đạo và bám mục tiêu di động mặt đất cho UAV cánh bằng" Luận án tiến sĩ kỹ thuật, Hà Nội, 2021
- [2] Chao, H., Cao, Y., and Chen, Y., "Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles: A Survey," *Int. J. Control Autom. Syst.* 8(1), 36–44 (2010).
- [3] Fiuzy M., Haddadnia J., Mashhadi S.K.M, "Designing an optimal PID controller for control the plan's height, based on control of autopilot by using evolutionary algorithms", *Journal of Mathematics and Computer Science*, Vol. 6, pp. 260-271, 2013.
- [4] P.B. Sujit, S. Saripalli and J.B. Sousa, "Unmanned Aerial Vehicle Path Following: A Survey and Analysis of Algorithms for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicless," in *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 34, no. 1, pp. 42-59, Feb. 2014.

- [5] Phạm Thị Phương Anh, Nguyễn Vũ, Phan Tương Lai, "Chế độ trượt với mặt trượt phi tuyến trong điều khiển UAV bám theo đường quỹ đạo", Tạp chí Nghiên cứu Khoa học và Công nghệ quân sự (số đặc san TĐH, tháng 4/2019).
- [6] M.V. Cook. Flight dynamics principles, "A linear systems approach to aircraft stability and control", Butterworth-Heinemann, 2012.
- [7] Xiongfeng Deng 1,2,\* and Jiakai Wang 3, "Fuzzy-Based Adaptive Dynamic Surface Control for a Type of Uncertain Nonlinear System with Unknown Actuator Faults", Mathematics 2022, 10, 1624. <https://doi.org/10.3390/math10101624>
- [8] C.G. Li , W. Cui, D.D. Yan, Y. Wang, and C.M. Wang, "Adaptive dynamic surface control of a exible-joint robot with parametric uncertainties", Scientia Iranica B (2019) 26(5), 2749{2759.
- [9] Peng, J.Z.; Dubai, R. "Adaptive fuzzy backstepping control for a class of uncertain nonlinear strict-feedback systems based on dynamic surface control approach", Expert Syst. Appl. 2019, 120, 239–252.

### Giới thiệu tác giả:



Tác giả Đỗ Quang Hưng tốt nghiệp đại học ngành hệ thống điện tại Đại học Bách khoa Hà Nội năm 2004; nhận bằng Thạc sĩ ngành kỹ thuật điều khiển và tự động hóa năm 2020 tại Học viện Kỹ thuật quân sự. Hiện nay tác giả là nghiên cứu viên của Viện Tự động hóa Kỹ thuật quân sự, Viện Khoa học và công nghệ quân sự, Bộ Tổng tham mưu.

Hướng nghiên cứu chính: tổng hợp hệ thống điều khiển bám quỹ đạo cho UAV, thiết kế các hệ thống nhúng ứng dụng trong điều khiển và tự động hóa.



Tác giả Bùi Thị Duyên tốt nghiệp đại học ngành kỹ thuật đo và tin học công nghiệp năm 2004, nhận bằng Thạc sĩ ngành tự động hóa năm 2007, nhận bằng Tiến sĩ ngành kỹ thuật điều khiển và tự động hóa năm 2020 tại Đại học Bách khoa Hà Nội. Hiện nay tác giả là giảng viên Khoa Điều khiển và Tự động hóa, Trường Đại học Điện lực.

Hướng nghiên cứu chính: hệ thống đo lường điều khiển, thiết kế các hệ thống nhúng ứng dụng trong điều khiển và tự động hóa, mạng cảm biến không dây, anten và mạch cao tần.