

ADAPTIVE SLIDING MODE CONTROL FOR THE LONGITUDINAL OF FIXED- WING UAV

Ngo Tri Nam Cuong

Institute of Electrical Engineering and Automation

ARTICLE INFO		ABSTRACT
Received:	28/6/2023	The paper presents a method for synthesizing an adaptive sliding mode control system for the longitudinal of a fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV). In this method, the dynamic model of the fixed-wing UAV takes into account model uncertainties and state-dependent disturbances. The controller is synthesized based on modern control theory, including sliding mode control, adaptive control, and the Radial Basis Function (RBF) artificial neural network. The obtained results include the identification laws for adjusting the uncertain components and the sliding mode controller for the desired altitude of the fixed-wing UAV. The research results are demonstrated through rigorous mathematical proofs and simulated using Matlab Simulink software to confirm the accuracy and effectiveness of the proposed control method. The proposed control law exhibits high control quality, adaptability, and robustness against uncertainties. The research results can be applied to design the vertical channel control system for a fixed-wing UAV in practical applications.
Revised:	28/7/2023	
Published:	28/7/2023	
KEYWORDS		
Fixed-wing UAV		
Longitudinal		
Adaptive control		
Sliding mode control		
System identification		

ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT THÍCH NGHI KÊNH DỌC UAV CÁNH BẰNG

Ngô Trí Nam Cường

Viện Kỹ thuật điện và Tự động hóa

THÔNG TIN BÀI BÁO		TÓM TẮT
Ngày nhận bài:	28/6/2023	Bài báo trình bày một phương pháp tổng hợp hệ thống điều khiển trượt thích nghi kênh dọc của UAV cánh bằng. Trong đó, mô hình động học của máy bay UAV có tính đến sai số mô hình, nhiễu tác động phụ thuộc trạng thái. Bộ điều khiển được tổng hợp trên cơ sở lý thuyết điều khiển hiện đại điều khiển trượt, điều khiển thích nghi, mạng nơ ron nhân tạo RBF. Các kết quả thu được là luật nhận dạng hiệu chỉnh các thành phần bất định, và bộ điều khiển trượt bám độ cao mong muốn của máy bay UAV. Các kết quả nghiên cứu được chứng minh bằng toán học chặt chẽ, và được mô phỏng trên phần mềm Matlab Simulink nhằm khẳng định tính đúng đắn và hiệu quả của phương pháp điều khiển do bài báo đề xuất. Luật điều khiển bài báo đề xuất có chất lượng điều khiển cao, có khả năng thích nghi và kháng các yếu tố bất định. Các kết quả nghiên cứu có thể áp dụng để thiết kế bộ điều khiển kênh dọc UAV cánh bằng trong thực tế.
Ngày hoàn thiện:	28/7/2023	
Ngày đăng:	28/7/2023	
TỪ KHÓA		
UAV cánh bằng		
Kênh dọc		
Điều khiển thích nghi		
Điều khiển trượt		
Nhận dạng hệ thống		

DOI: <https://doi.org/10.34238/tnu-jst.8234>

Email: ncuong792000@gmail.com

<http://jst.tnu.edu.vn>

450

Email: jst@tnu.edu.vn

1. Giới thiệu

UAV cánh bằng (FWUAV) là đối tượng điều khiển phức tạp, hoạt động trong môi trường chứa nhiều yếu tố bất định, do đó rất khó mô hình hóa chính xác động học điều khiển của FWUAV. Do vậy, trong các thập kỷ qua và cho đến ngày nay đã và đang thu hút nhiều nhà khoa học trong lĩnh vực điều khiển và tự động hóa quan tâm nghiên cứu nhằm nâng cao chất lượng điều khiển cho FWUAV. Để điều khiển FWUAV có nhiều vấn đề, trong đó điều khiển kênh dọc FWUAV có vai trò quan trọng. Ngày nay, để tổng hợp bộ điều khiển UAV cánh bằng có nhiều phương pháp khác nhau, phương pháp điều khiển PID kết hợp với điều khiển mờ, mạng nơ ron nhân tạo, điều khiển trượt, backstepping, điều khiển bền vững và điều khiển tuyến tính hóa [1] - [5] đang được quan tâm nghiên cứu đã cho nhiều kết quả và đang được ứng dụng để điều khiển FWUAV. Phương pháp điều khiển thích nghi được nghiên cứu trong điều khiển FWUAV [6] - [8], các nghiên cứu này tập trung giải quyết các vấn đề liên quan đến thiết kế bộ điều khiển chính định các tham số FWUAV thay đổi, hoặc mô hình FWUAV không chính xác. Phương pháp điều khiển đa mô hình [9] - [12] nghiên cứu điều kiện chuyển mạch bộ điều khiển tương ứng với bộ tham số động học FWUAV thay đổi. Các hướng nghiên cứu vừa trình bày ở trên đang phát triển không ngừng cho nhiều kết quả cả về khoa học và thực tiễn. Bài báo này trình bày một phương pháp tổng hợp bộ điều khiển có sự kết hợp các thế mạnh của điều khiển trượt có tính bền vững và bộ điều khiển thích nghi sử dụng mạng nơ ron nhân tạo nhận dạng và hiệu chỉnh hiệu quả với tham số và nhiễu của FWUAV thay đổi bất định.

2. Phương pháp tổng hợp hệ điều khiển kênh dọc UAV cánh bằng

Động lực học điều khiển của UAV cánh bằng là hệ phi tuyến phức tạp và rất khó để mô hình hóa chính xác, tuy vậy từ các phương trình chuyển động phi tuyến theo kênh dọc được tuyến tính hóa [13], [14] có dạng như sau:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}_1 \mathbf{x} + \mathbf{B}u + \mathbf{f}(\mathbf{x}) \\ y &= x_1\end{aligned}, \quad (1)$$

trong đó: $\mathbf{x} = [x_1, x_2, x_3, x_4]^T = [h, \dot{h}, \ddot{h}, \dddot{h}]^T$ là véc tơ trạng thái, h là độ cao của UAV, $u = \delta_e \in R$ là góc cánh lái; $\mathbf{A}_1 \in R^{4 \times 4}$, $\mathbf{B} \in R^{4 \times 1}$ là các ma trận tham số động học đã biết trước; $\mathbf{f}(\mathbf{x}) = [0 \ 0 \ 0 \ f(\mathbf{x})]^T$ là véc tơ hàm bất định có tính đến các thành phần bao gồm các thành phần sai số mô hình, nhiễu phụ thuộc trạng thái và thành phần bậc cao của phép tuyến tính hóa.

Để tổng hợp hệ thống điều khiển cho (1) bài báo đề xuất luật điều khiển sau đây:

$$u = u_0 + u_{smc} \quad (2)$$

trong đó: $u_0 = -\mathbf{K}\mathbf{x}$ là thành phần điều khiển trong điều kiện lý tưởng $\mathbf{f}(\mathbf{x}) = 0$, được tổng hợp bằng phương pháp LQR xem như đã biết;

u_{smc} là thành phần điều khiển trượt.

Để xác định thành phần điều khiển u_{smc} bài báo giải quyết hai vấn đề:

- *Vấn đề thứ nhất:* Nhận dạng véc tơ hàm $\mathbf{f}(\mathbf{x})$;
- *Vấn đề thứ hai:* Tổng hợp luật điều khiển trượt từ kết quả nhận dạng $\mathbf{f}(\mathbf{x})$.

Sau đây bài báo lần lượt giải quyết các vấn đề nói trên.

2.1. Xây dựng luật nhận dạng thích nghi

Thay (2) vào (1) ta được:

$$\dot{\mathbf{x}} = [\mathbf{A}_1 - \mathbf{BK}]\mathbf{x} + \mathbf{B}u_{smc} + \mathbf{f}(\mathbf{x}), \quad (3)$$

Từ (3) ta viết lại thành:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}_{smc} + \mathbf{f}(\mathbf{x}), \quad (4)$$

trong đó ta đặt: $\mathbf{A} = \mathbf{A}_1 - \mathbf{BK}$.

Để nhận dạng $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ ta sử dụng mô hình:

$$\dot{\mathbf{x}}_m = \mathbf{Ax}_m + \mathbf{Bu}_{smc} + \hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x}), \quad (5)$$

trong đó $\mathbf{x}_m = [x_1^m, x_2^m, x_3^m, x_4^m]^T$ là véc tơ trạng thái của mô hình, $\hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x})$ là kết quả nhận dạng $\mathbf{f}(\mathbf{x})$.

Phương trình (4) trừ phương trình (5) ta được:

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{Ae} + (\mathbf{f}(\mathbf{x}) - \hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x})), \quad (6)$$

Véc tơ $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ được xấp xỉ bằng mạng nơ ron RBF ba lớp:

$$f(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^m w_i^* \Psi_i(\mathbf{x}) + \varepsilon, \quad (7)$$

w_i^* là trọng số lý tưởng, $i=1, 2, \dots, m$ với m là số lượng hàm cơ sở để đảm bảo sai số $|\varepsilon| < \varepsilon_m$ cho trước.

Hàm cơ sở được chọn dưới dạng:

$$\Psi_i(\mathbf{x}) = \exp(-\|\mathbf{x} - \mathbf{c}_i\|^2 / 2\sigma_i^2), \quad (8)$$

Trong đó, $\mathbf{c}_i$ là véc tơ tâm của hàm cơ sở có chiều bằng với chiều véc tơ $\mathbf{x}$, σ_i là độ trải rộng của hàm cơ sở.

Các phần tử véc tơ $\hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x})$ được xấp xỉ bằng mạng nơ ron RBF ba lớp với trọng số hiệu chỉnh $\hat{w}_i$:

$$\hat{f}(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^m \hat{w}_i \Psi_i(\mathbf{x}), \quad (9)$$

Quá trình học là quá trình hiệu chỉnh trọng số $\hat{w}_{ij}$ so với sai lệch trọng số lý tưởng w_i^* :

$$\tilde{w}_i = w_i^* - \hat{w}_i, \quad (10)$$

Từ (7), (9) và (10) ta viết lại (6):

$$\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{Ae} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^m \tilde{w}_i \Psi_i(\mathbf{x}) + \varepsilon \end{bmatrix}, \quad (11)$$

Quá trình nhận dạng sẽ hội tụ khi $\tilde{w}_i \rightarrow 0$ và khi đó $\hat{f}(\mathbf{x}) \rightarrow f(\mathbf{x})$ có nghĩa là (11) ổn định.

Để xác định điều kiện ổn định (11) chọn hàm Lyapunov:

$$V = \mathbf{e}^T \mathbf{p} \mathbf{e} + \sum_{i=1}^m \tilde{w}_i^2. \quad (12)$$

$\mathbf{P}$ là ma trận đối xứng xác định dương. Đạo hàm 2 vế của (12) ta được:

$$\dot{V} = \dot{\mathbf{e}}^T \mathbf{p} \mathbf{e} + \mathbf{e}^T \mathbf{p} \dot{\mathbf{e}} + 2 \sum_{i=1}^m \tilde{w}_i \dot{\tilde{w}}_i. \quad (13)$$

Thay (11) vào (13) ta có:

$$\dot{V} = \left(\mathbf{e}^T \mathbf{A}^T + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^m \tilde{\mathbf{w}}_i \Psi_i(\mathbf{x}) + \varepsilon \end{bmatrix}^T \right) \mathbf{p} \mathbf{e} + \mathbf{e}^T \mathbf{p} \left(\mathbf{A} \mathbf{e} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^m \tilde{\mathbf{w}}_i \Psi_i(\mathbf{x}) + \varepsilon \end{bmatrix} \right) + 2 \sum_{i=1}^m \dot{\tilde{\mathbf{w}}}_i \tilde{\mathbf{w}}_i, \quad (14)$$

Chú ý ma trận $\mathbf{p}$ là ma trận xác định dương, tiếp tục biến đổi (14) ta có:

$$\dot{V} = \mathbf{e}^T (\mathbf{A}^T \mathbf{p} + \mathbf{p} \mathbf{A}) \mathbf{e} + 2 \mathbf{e}^T \mathbf{p} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^m \tilde{\mathbf{w}}_i \Psi_i(\mathbf{x}) + \varepsilon \end{bmatrix} + 2 \mathbf{e}^T \mathbf{p} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \varepsilon \end{bmatrix} + 2 \sum_{i=1}^m \dot{\tilde{\mathbf{w}}}_i \tilde{\mathbf{w}}_i, \quad (15)$$

Từ (15) rút điều kiện để $\dot{V} < 0$ ta có:

$$\mathbf{e}^T (\mathbf{A}^T \mathbf{p} + \mathbf{p} \mathbf{A}) \mathbf{e} + 2 \mathbf{e}^T \mathbf{p} [000\varepsilon]^T < 0; \quad (16)$$

$$2 \mathbf{e}^T \mathbf{p} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^m \tilde{\mathbf{w}}_i \Psi_i(\mathbf{x}) + \varepsilon \end{bmatrix} + 2 \sum_{i=1}^m \dot{\tilde{\mathbf{w}}}_i \tilde{\mathbf{w}}_i = 0. \quad (17)$$

Biến đổi bất phương trình (16) ta có:

$$-\mathbf{e}^T \mathbf{Q} \mathbf{e} + 2 \mathbf{e}^T \mathbf{p} [000\varepsilon]^T < 0, \quad (18)$$

$$\mathbf{A}^T \mathbf{p} + \mathbf{p} \mathbf{A} = -\mathbf{Q}.$$

Áp dụng các bất đẳng thức [15], [16]:

$$-\mathbf{e}^T \mathbf{Q} \mathbf{e} + 2 \mathbf{e}^T \mathbf{p} [000\varepsilon]^T < -r_{\min}(\mathbf{Q}) \|\mathbf{e}\| + 2\varepsilon \|\bar{\mathbf{p}}_4\| \|\mathbf{e}\| < 0, \quad (19)$$

$\bar{\mathbf{p}}_4$ là hàng thứ 4 của ma trận $\mathbf{p}$.

để thỏa mãn (16) từ (19) ta có:

$$\|\mathbf{e}\| > \frac{2\varepsilon \|\bar{\mathbf{p}}_4\|}{r_{\min}(\mathbf{Q})}. \quad (20)$$

Giải phương trình (17) ta được:

$$\dot{\tilde{\mathbf{w}}}_i = -\bar{\mathbf{p}}_4 \mathbf{e} \Psi_i(\mathbf{x}); i = 1, 2, \dots, m. \quad (21)$$

Nếu thỏa mãn (20) và (21) thì (11) ổn định có nghĩa là thuật toán nhận dạng hội tụ. Với bán kính hội tụ được xác định từ (20) phụ thuộc vào sai số xấp xỉ ε , mặt khác mạng nơ ron RBF có khả năng xấp xỉ nhỏ bao nhiêu tùy ý có thể bỏ qua, nên miền ổn định là toàn không gian trạng thái chỉ trừ gốc tọa độ.

Từ (10) và (21) ta có:

$$\dot{\mathbf{w}}_i^* - \hat{\mathbf{w}}_i = -\bar{\mathbf{p}}_4 \mathbf{e} \Psi_i(\mathbf{x}); i = 1, 2, \dots, m. \quad (22)$$

mặt khác vì $\mathbf{w}_i^* = \text{const}$ nên $\dot{\mathbf{w}}_i^* = 0$, từ (22) ta có luật cập nhật trọng số của mạng nơ ron RBF

$$\dot{\hat{\mathbf{w}}}_i = \bar{\mathbf{p}}_4 \mathbf{e} \Psi_i(\mathbf{x}); i = 1, 2, \dots, m. \quad (23)$$

Như vậy, ở phần này bài báo đã xây dựng được luật nhận dạng véc tơ hàm $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ có phân tử:

$$f(\mathbf{x}) \approx \hat{f}(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^m \hat{w}_i \Psi_i(\mathbf{x}); i=1, 2, \dots, m, \quad (24)$$

với luật cập nhật trọng số (23). Kết quả nhận dạng được sử dụng để tổng hợp bộ điều khiển được trình bày trong phần tiếp theo.

2.2. Tổng hợp luật điều khiển trượt kênh dọc UAV cánh bằng

Từ (24) ta viết lại phương trình (4) như sau:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}u_{smc} + \hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x}). \quad (25)$$

Tiếp đến bài báo tổng hợp luật điều khiển cho (25).

Véc tơ sai lệch giữa véc tơ tín hiệu đặt mong muốn $\mathbf{x}_d$ và véc tơ trạng thái là:

$$\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_d \rightarrow \mathbf{x} = \tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{x}_d. \quad (26)$$

Từ (26) ta viết lại (25):

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{B}u_{smc} + \mathbf{A}\mathbf{x}_d - \dot{\mathbf{x}}_d + \hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x}). \quad (27)$$

$$\mathbf{h}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}_d - \dot{\mathbf{x}}_d + \hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x}) \quad (28)$$

từ (28) ta viết lại (27):

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{B}u_{smc} + \mathbf{h}(t). \quad (29)$$

Chọn mặt trượt :

$$s = C\tilde{\mathbf{x}} \quad (30)$$

C là ma trận tham số mặt trượt.

Luật điều khiển u_{ismc} như sau:

$$u_{smc} = u_{eq} + u_s \quad (31)$$

$$u_{smc} = \begin{cases} u_{eq} & \text{khi } s = 0 \\ u_s & \text{khi } s \neq 0 \end{cases}. \quad (32)$$

u_{eq} được xác định khi $\dot{s} = 0$, đạo hàm 2 vế của (30) ta được.

$$\dot{s} = C\dot{\tilde{\mathbf{x}}} \quad (33)$$

thay (29) vào (33) chú ý (32) ta có:

$$\mathbf{C}(\mathbf{A}\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{B}u_{eq} + \mathbf{h}(t)) = 0. \quad (34)$$

Từ (34) ta có luật điều khiển u_{eq} :

$$u_{eq} = -[\mathbf{CB}]^{-1}[\mathbf{CA}\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{Ch}(t)]. \quad (35)$$

Tiếp đến ta xác định u_s đề hệ (29) tiến về mặt trượt s (30).

Chọn hàm Lyapunov cho mặt trượt (30) :

$$V = \frac{1}{2}s^2 \quad (36)$$

Đạo hàm hai vế (36) ta có:

$$\dot{V} = s\dot{s} \quad (37)$$

Thay (30) vào (37) ta có:

$$\dot{V} = sC\dot{\tilde{\mathbf{x}}} \quad (38)$$

Tiếp tục thay (29) vào (38) :

$$\dot{V} = s\mathbf{C}(\mathbf{A}\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{B}u_{smc} + \mathbf{h}(t)). \quad (39)$$

Thay (31) vào (39) ta được:

$$\dot{V} = s(C(A\tilde{x} + Bu_{eq} + h(t)) + CBu_s). \quad (40)$$

Từ (40) kết hợp với (34) ta có:

$$\dot{V} = sCBu_s. \quad (41)$$

Để thỏa mãn $\dot{V} < 0$ từ (41) ta có:

$$u_s = -[CB]^{-1} k \operatorname{sgn}(s). \quad (42)$$

k là hệ số dương nhỏ.

Từ (42) và (35) được đưa tới (31) như vậy u_{smc} hoàn toàn được xác định có nghĩa là u ở (2) được xác định. Như vậy, bài báo đã tổng hợp được bộ điều khiển trượt thích nghi kênh dọc UAV cánh bằng.

3. Kết quả mô phỏng điều khiển kênh dọc UAV cánh bằng

Phương trình động lực học và tham số kênh dọc của UAV cánh bằng ở tài liệu [14]:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.2138 & -1.442 & -2.112 & -0.8699 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 61.68 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ f(x) \end{bmatrix}, \quad (43)$$

$h = x_1$ là độ cao của UAV; $\delta_e = u$ là góc cánh lái lên xuống UAV;

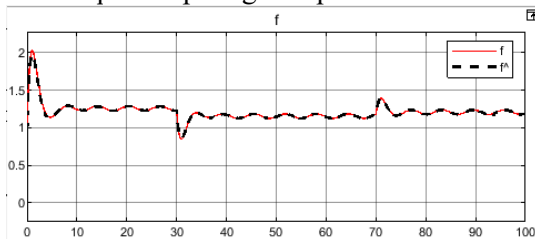
$f(x)$ không biết trước giả sử:

$$f(x) = 0.06 \times (0.2138x_1^2 + 1.442x_2 + 2.112x_3) + 0.03\sin(t) + 1.$$

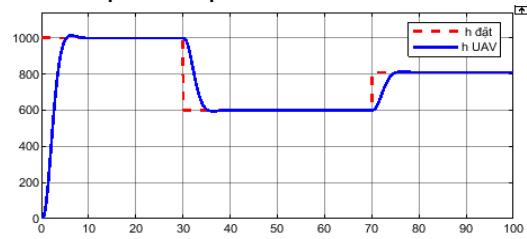
Với bộ điều khiển (2) tiến hành mô phỏng trên phần mềm Matlab-simulink.

Kịch bản mô phỏng: UAV bay lên độ cao 1000 m duy trì 30 s, hạ thấp độ cao 400 m duy trì 35 s, tiếp tục bay lên độ cao 800 m.

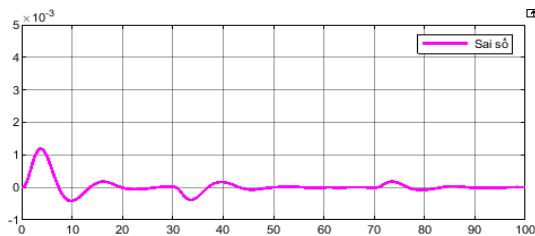
Kết quả mô phỏng trên phần mềm Matlab-simulink được thể hiện trên các hình 1 – 4.



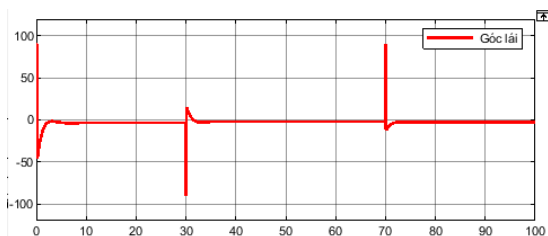
Hình 1. Kết quả nhận dạng $f(x)$



Hình 2. Đáp ứng độ cao h UAV



Hình 3. Sai số nhận dạng



Hình 4. Góc cánh lái độ cao δ_e

Từ Hình 1, ta thấy rằng các thành phần bất định do sai lệch mô hình, thành phần bậc cao, nhiễu... phụ thuộc trạng thái hoàn toàn được nhận dạng với sai số tiệm cận 0 thể hiện Hình 3.

Hình 2 là kết quả đáp ứng độ cao theo độ cao đặt h_d , ta thấy h bám chặt h_d đúng như yêu cầu với góc điều khiển δ_e Hình 4. Kết quả mô phỏng một lần nữa cho thấy tính đúng đắn và hiệu quả phương pháp tổng hợp bộ điều khiển do bài báo đề xuất.

4. Kết luận

Bài báo đã tổng hợp được hệ thống điều khiển trượt thích nghi kênh dọc UAV cánh bằng. Luật điều khiển UAV có tính đến các thành phần bất định bao gồm các thành phần sai số mô hình, nhiễu phụ thuộc trạng thái và thành phần bậc cao của phép tuyến tính hóa. Các kết quả nghiên cứu của bài báo đều được chứng minh bằng toán học một cách chặt chẽ và được mô phỏng kiểm chứng kết quả của thuật toán do bài báo đề xuất. Kết quả nghiên cứu của bài báo có thể áp dụng để thiết kế bộ điều khiển kênh dọc của UAV cánh bằng trong thực tế.

TÀI LIỆU THAM KHẢO/ REFERENCES

- [1] C. Huang, Q. Shao, P. Jin, Z. Zhu, and B. Zhang, "Pitch Attitude Controller Design and Simulation for a Small Unmanned Aerial Vehicle," *International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics*, vol. 2, pp. 58-61, 2009.
- [2] B. S. Kim and A. J. Calise, "Nonlinear flight control using neural networks," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 20, no. 1, pp. 26-33, 1997.
- [3] A. R. Babaei, M. Mortazavi, and M. H. Moradi, "Classical and fuzzygenetic autopilot design for unmanned aerial vehicles," *Applied Soft Computing*, vol. 11, no. 1, pp. 365-372, 2011.
- [4] T. Espinoza, A. Dzul, and L. Garcia, "Nonlinear Controllers Applied to Fixed-Wing UAV," *2012 Ninth Electronics, Robotics and Automotive Mechanics Conference*, 2012, pp. 243-248.
- [5] H. C. Ferreira, R. S. Baptista, and J. Y. Ishihara, "Disturbance rejection in a fixed wing UAV using nonlinear H_∞ state feedback," *ICCA2011*, 2011, pp. 386-391.
- [6] B. T. Whitehead and S. R. Bieniawski, "Model Reference Adaptive Control of a Quadrotor UAV," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2010, pp. 2-5.
- [7] E. Capello, G. Guglieri, and F. Quagliotti, "Design and Validation of an L1 Adaptive Controller for Mini-UAV Autopilot," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 69, no. 1-4, pp. 109-118, 2013.
- [8] I. M. Gregory, E. Xargay, and C. Cao, "Flight test of an L1 adaptive controller on the NASA AirSTAR flight test vehicle," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, 2010, pp. 1-31, doi: 10.2514/6.2010-8015.
- [9] A. Sharifi and H. Nobahari, "Multiple model filters applied to wind model estimation for a fixed wing UAV," *7th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, London, UK, 2016, pp. 109-115.
- [10] H. Liu, J. Hu, C. Zhao, X. Hou, Z. Xu, and Q. Pan, "Consensus-based Control of Multiple Fixed-Wing UAVs Using Distributed Model Predictive Control," *7th International Conference on Information, Cybernetics, and Computational Social Systems (ICCSS)*, Guangzhou, China, 2020, pp. 858-863.
- [11] J. Zhang, J. Yan, B. Xiao, P. Zhang, G. Yang, and M. Lv, "Multi-UAV Formation Controller Design with Uncertain Dynamics," *Chinese Control Conference (CCC)*, Guangzhou, China, 2019, pp. 4286-4290.
- [12] R. D'Sa and N. Papanikolopoulos, "Design and Experiments for Multi-Section-Transformable (MIST)-UAV," *International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Montreal, QC, Canada, 2019, pp. 1878-1883.
- [13] P. N. W. Lin, N. L. Kham, and H. M. Tun, "Longitudinal and Lateral Dynamic System Modeling Of A Fixed-Wing UAV," *International Journal of Scientific & Technology Research*, vol. 6, pp. 171-174, Apr. 2017.
- [14] A. I. Qazi, M. Ahsan, Z. Ashraf, and U. Ahmad, "Modelling of a UAV longitudinal dynamics through system identification technique," *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 11, no. 8, pp. 1518-1522, 2017.
- [15] J. M. Ortega, *Matrix Theory*. Plenum Press, 1987.
- [16] T. N. C. Ngo, V. C. Le, and T. A. Mai, "Robust Adaptive Controller for a Class of Uncertain Nonlinear Systems with Disturbance," *Springer Proceedings in Complexity - Nonlinear Dynamics and Applications*, 2022, pp. 695-706.