NGHIÊN CỨU XÂY DỰNG BỘ ĐIỀU KHIỂN CHO UAV TRONG KÊNH CHUYỂN ĐỘNG DỌC ỨNG DỤNG LOGIC MỜ

Bùi Xuân Khoa*, Vũ Hoàng Sơn

Tóm tắt: *Bài báo xây dựng bộ điều khiển mờ cho máy bay không người lái (UAV) trong mặt phẳng đứng. Với hai biến đầu vào là sai lệch về độ cao và sai lệch về tốc độ thẳng đứng, bộ điều khiển mờ sử dụng trong hệ thống nhằm ổn định độ cao bay cho UAV. Mô hình được xây dựng trong môi trường MatLab&Simulink, kết quả mô phỏng so sánh với bộ điều khiển kinh điển PID cho thấy tính thích nghi cao hơn, giúp UAV mở rộng khả năng hoạt động.*

Từ khóa: Điều khiển thông minh; Điều khiển mờ; Máy bay không người lái (UAV).

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

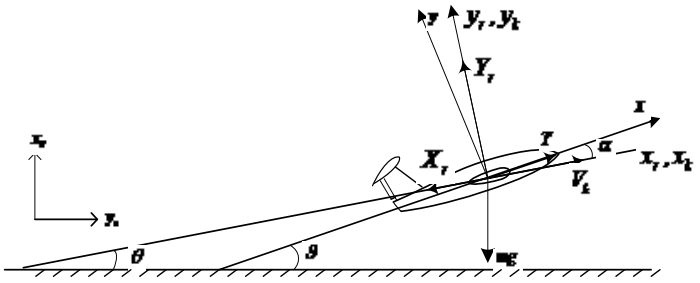
Logic mờ (Fuzzy logic) đã trở nên ngày càng phổ biến, được ứng dụng trong nhiều lĩnh vực, cả quân sự lẫn dân sự, như làm nhiệm vụ trinh sát, giám sát từ xa, thăm dò địa chất,... Không giống như các bộ điều khiển (BĐK) thông thường, điều khiển mờ không dựa trên mô hình toán học của hệ thống. Thay vào đó, điều khiển mờ điều khiển đối tượng sao cho phù hợp với hành vi mong muốn. Đối với một hệ thống phức tạp, việc thành lập các mô hình toán học là vô cùng khó khăn, khi đó, việc sử dụng những BĐK truyền thống là không thể, trong những trường hợp này thì sử dụng BĐK logic mờ là rất thích hợp và hữu ích [5].

UAV là đối tượng có tính phi tuyến cao và là hệ không dừng. Những nghiên cứu gần đây đã đưa ra nhiều ý tưởng thiết kế BĐK cho UAV [7]. Khi sử dụng các BĐK kinh điển, cần phải biết chính xác các thông số và đặc tính của UAV. Hơn thế nữa, các BĐK này chỉ chính xác trong giai đoạn tuyến tính còn trong giai đoạn phi tuyến thì không còn phù hợp. Trong bài báo này, nhóm tác giả đề xuất việc ứng dụng logic mờ để thiết kế BĐK thay thế các BĐK kinh điển cho UAV.

2. XÂY DỰNG MÔ HÌNH TOÁN VÀ THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN CHO UAV

2.1. Mô hình toán của UAV trong chuyển động dọc

Khi xét chuyển động của UAV trong mặt phẳng đứng sử dụng một số giả thiết như sau: coi chuyển động của UAV là bài toán chuyển động của vật rắn với các đặc tính khí động cho trước, bỏ qua yếu tố đàn hồi và biến dạng kết cấu; bỏ qua sai số tĩnh và động của các cảm biến đo chuyển động của UAV.



Hình 1. *Chuyển động của UAV trong mặt phẳng đứng.*

Dựa trên việc phân tích các lực và mô men tác động lên UAV, thiết lập được hệ phương trình chuyển động của UAV trong không gian, gồm các trường hợp:

Trong trường hợp không có nhiễu động gió tác động, khi đó, véc tơ không tốc $\vec{V}_r$ trùng

với véc tơ địa tốc $\vec{V}_k$ ($\vec{V}_r \equiv \vec{V}_k$) và hệ phương trình vi phân mô tả chuyển động dọc của UAV như hệ phương trình 1 [1, 6]. Trong đó: θ - Góc nghiêng quỹ đạo; ϑ - Góc chúc ngóc; α - Góc tấn; m - Khối lượng UAV; V_r - Tốc độ tương đối của UAV so với không khí; V_k - Tốc độ tuyệt đối của UAV so với mặt đất tính trong hệ tọa độ quỹ đạo $Ox_ky_kz_k$; J_z - Mô men quán tính của UAV theo trục Oz trong hệ tọa độ liên kết Oxyz; ω_z - Tốc độ góc của UAV quanh trục Oz; m_z - Các hệ số mô men không thứ nguyên; ρ - Khối lượng riêng không khí; S - Diện tích cánh UAV; T - Lực kéo; b_a - Dây cung khí động trung bình; C_y, C_x - Hệ số lực nâng và hệ số lực cản của UAV; δ_c - Góc lệch cánh lái độcao; h_{dc} - Độ cao của động cơ so với trục dọc UAV.

$$\begin{cases} m\left(\dfrac{dV_k}{dt}\right) = T\cos\alpha - C_x(\alpha_r).\dfrac{\rho.V_r^2}{2}.S - G\sin\theta \\ mV_k\dfrac{d\theta}{dt} = T\sin\alpha + \left(C_y(\alpha_r) + C_y^{\varpi_z}.\omega_z.\dfrac{b_a}{V_r} + C_y^{\delta_c}.\delta_c + C_{ydng}\right).\dfrac{\rho.V_r^2}{2}.S - G\cos\theta \\ J_z\left(\dfrac{d\omega_z}{dt}\right) = (m_z^{\delta_c}.\delta_c + m_z^{\varpi_z}.\omega_z.\dfrac{b_a}{V_r} + m_{zo} + m_{z\alpha} + m_{z_dng}).\dfrac{\rho.V_r^2}{2}.S.b_a - T.h_{dc} \\ \dfrac{dx_o}{dt} = V_k\cos\theta \\ \dfrac{dy_o}{dt} = V_k\sin\theta \\ \dfrac{d\vartheta}{dt} = \omega_z;\theta = \vartheta - \alpha \end{cases} \quad (1)$$

Trong trường hợp có nhiễu động gió tác động, véc tơ không tốc $\vec{V}_r$ lệch so với véctơ địa tốc $\vec{V}_k$ góc α_w. Khi đó, hệ phương trình mô tả chuyển động dọc của UAV như sau:

$$\begin{cases} m\left(\dfrac{dV_k}{dt}\right) = T.\cos\alpha - C_x(\alpha_r).\dfrac{\rho.(V_k^2 + W_y^2)}{2}.S - G.\sin\theta \\ mV_k\dfrac{d\theta}{dt} = T.\sin\alpha + \left(C_y(\alpha_r) + C_y^{\varpi_z}.\omega_z.\dfrac{b_a}{\sqrt{V_k^2 + W_y^2}} + C_y^{\delta_c}.\delta_c + C_{ydng}\right).\dfrac{\rho.(V_k^2 + W_y^2)}{2}.S - G\cos\theta \\ J_z\left(\dfrac{d\omega_z}{dt}\right) = \left(m_z^{\delta_c}.\delta_c + m_z^{\varpi_z}.\omega_z.\dfrac{b_a}{\sqrt{V_k^2 + W_y^2}} + m_{z\alpha} + m_{z_dng}\right).\dfrac{\rho.(V_k^2 + W_y^2)}{2}.S.b_a - T.h_{dc} \\ \dfrac{dx_o}{dt} = V_k\cos\theta \\ \dfrac{dy_o}{dt} = V_k\sin\theta \\ \dfrac{d\vartheta}{dt} = \omega_z;\theta = \vartheta - \alpha \end{cases} \quad (2)$$

2.2. Ứng dụng Logic mờ thiết kế bộ điều khiển cho UAV

Điều khiển UAV trong kênh chuyển động dọc bản chất chính là điều khiển và ổn định độ cao bay cho UAV. Ở chế độ bay hành trình, để duy trì độ cao đặt trước cho UAV, trong vòng điều khiển kín sử dụng BĐK mờ. Thuật toán của BĐK mờ kênh điều khiển độ cao như sau [2]:

$$u_c = fuzzy(\Delta H, \Delta \dot{H}) + u_{yo} + k_{cd}.\omega_z \quad (3)$$

trong đó: u_{yo} - Tín hiệu điều khiển theo chương trình hay tín hiệu điều khiển cánh lái độ cao khi bay bằng có góc lệch cánh lái δ_{cbb}; k_{cd} - Hệ số cản dịu của kênh dọc; H_{th} - Độ cao thực của UAV khi bay; H_0 - Độ cao theo chương trình; $\Delta H = H_{th} - H_0$; *fuzzy()* - Hàm phi tuyến sai số theo độ cao và theo thành phần vận tốc thẳng đứng, nhận được bằng logic mờ.

Từ thuật toán điều khiển xác định các bước thiết kế BĐK mờ như sau:

Bước 1: Định nghĩa tập mờ.

- Các biến ngôn ngữ vào ra:

Biến ngôn ngữ vào gồm 2 đại lượng, đó là lượng sai lệch độ cao ΔH (deltaH) và đạo hàm sai lệch độ cao hay chính là sai lệch vận tốc thẳng đứng $\Delta \dot{H}$ (deltaV).

Biến ngôn ngữ ra là điện áp điều khiển cánh lái độ cao u_c (Uc).

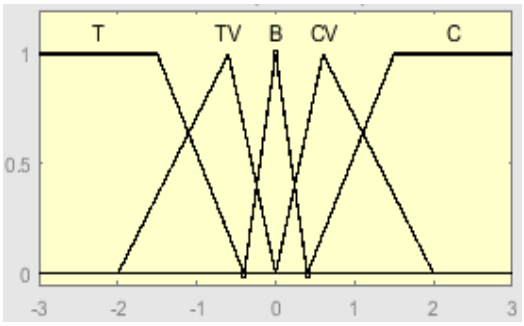
- Xác định miền giá trị vật lý của các biến ngôn ngữ vào ra:

UAV thực hiện bám quỹ đạo nên sai lệch về độ cao yêu cầu nhỏ, ta chọn:

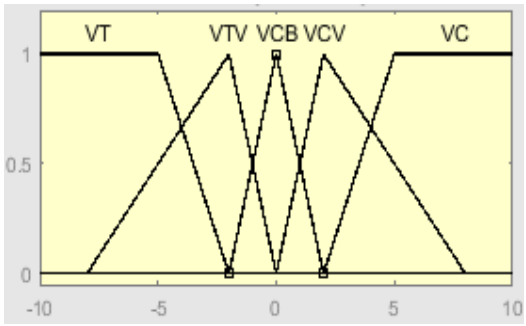
deltaH = [-3;3] (m); deltaV = [-10;10] (m/s); Uc = [-25;25] (V).

Bước 2: Mờ hoá các biến ngôn ngữ vào /ra.

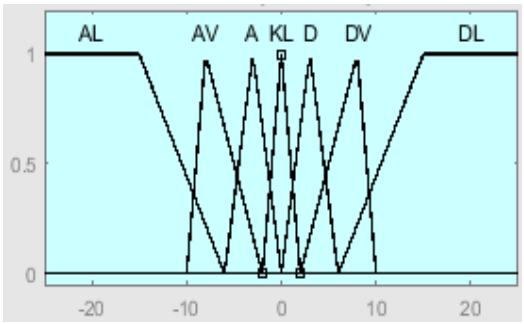
- Số lượng tập mờ: Số lượng tập mờ thường đại diện cho số lượng trạng thái của biến ngôn ngữ vào ra. Giá trị ngôn ngữ của các biến ngôn ngữ ta chọn như sau:



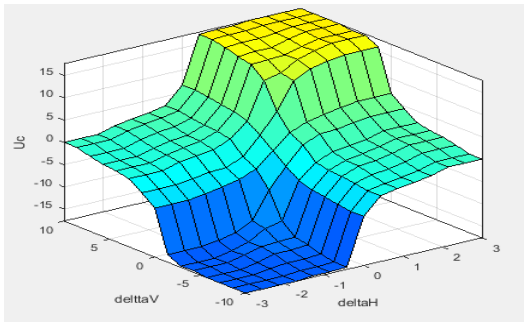
a. Mờ hóa biến ngôn ngữ vào deltaH.



b. Mờ hóa biến ngôn ngữ vào deltaV.



c. Mờ hóa biến ngôn ngữ ra Uc.



d. Mặt truyền đạt vào ra của BĐK.

Hình 2. *Mờ hóa ngôn ngữ vào/ra.*

Sai lệch độ cao ΔH (âm lớn, âm vừa, không, dương vừa, dương lớn) được viết gọn lại như sau deltaH (AL, AV, K, DV, DL).

Sai lệch vận tốc thẳng đứng $\Delta \dot{H}$ (âm lớn, âm vừa, không, dương vừa, dương lớn) được

viết gọn lại như sau deltaV (VAL, VAV, VK, VDV, VDL).

Điện áp điều khiển cánh lái độ cao Uc (âm lớn, âm vừa, âm, không, dương, dương vừa, dương lớn) được viết gọn lại như sau Uc (UAL, UAV, UA, UK, UD, UDV, UDL).

- Xác định dạng hàm liên thuộc: Các biến ngôn ngữ vào/ra được mờ hóa cụ thể như hình 2.

Bước 3: Xây dựng các luật hợp thành

Luật hợp thành mờ có dạng là các mệnh đề *IF... THEN...* để mờ hóa kinh nghiệm tư duy điều khiển của con người. Các luật hợp thành tổng hợp trong bảng:

Bảng 1. *Các luật hợp thành.*

deltaV / deltaH	**VAL**	**VAV**	**VK**	**VDV**	**VDL**
AL	UAL	UAL	UAV	UA	UK
AV	UAL	UAV	UA	UK	UD
K	UAV	UA	UK	UD	UDV
DV	UA	UK	UD	UDV	UDL
DL	UK	UD	UDV	UDL	UDL

Bước 4: Chọn thiết bị hợp thành và chọn nguyên tắc giải mờ.

Tác giả chọn thiết bị hợp thành theo phương pháp suy luận mờ Max-Min, chọn phương pháp giải mờ COA (Centroid), tức là phương pháp điểm trọng tâm của miền diện tích được giới hạn bởi hàm thuộc $\mu_{ra}(n)$ và trục hoành.

Bước 5: Tối ưu hệ thống

Để đánh giá chất lượng BĐK thiết kế, cần ghép nối BĐK với đối tượng điều khiển thực hoặc với đối tượng mô phỏng để thử nghiệm. Trong quá trình thử nghiệm, nếu kết quả chưa đạt theo chỉ tiêu yêu cầu thiết kế, cần quay về thực hiện lại từ bước 1, để chỉnh định lại một số tham số (chủ yếu là hiệu chỉnh hàm thuộc và thiết lập thêm các nguyên tắc điều khiển bổ sung hoặc sửa đổi các nguyên tắc điều khiển đã có) đến khi có chế độ làm việc tối ưu.

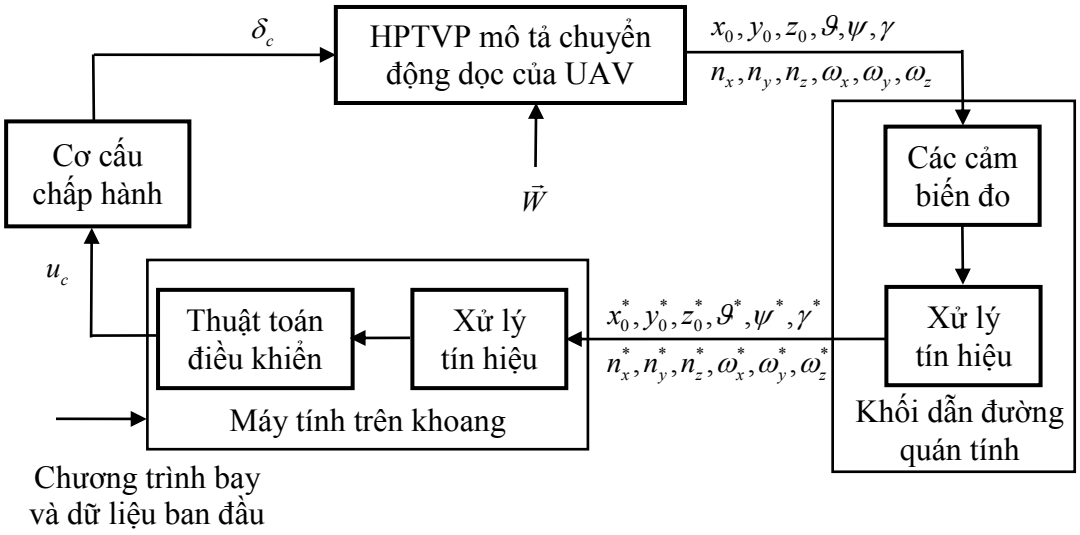
2.3. Xây dựng vòng điều khiển kín của UAV trong kênh chuyển động dọc

Để thử nghiệm các thuật toán điều khiển UAV và đánh giá phản ứng của UAV trong các điều kiện bay khác nhau cần thiết phải xây dựng mô hình mô phỏng động lực học vòng điều khiển kín của UAV trên máy tính. Theo kết quả bay thử trên máy tính sẽ tiến hành kiểm tra và hiệu chỉnh mô hình cũng như thuật toán điều khiển.

Sơ đồ vòng điều khiển kín của UAV trong kênh chuyển động dọc như hình 3. Với x_o, y_o, z_o - Tọa độ của UAV trong hệ tọa độ mặt đất $O_o x_o y_o z_o$; n_x, n_y, n_z - Quá tải theo các trục hệ tọa độ liên kết $Oxyz$; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - Tốc độ góc quay quanh trục hệ tọa độ liên kết $Oxyz$; x_o^*, y_o^*, z_o^* - Tọa độ của UAV được đo bởi khối dẫn đường quán tính; n_x^*, n_y^*, n_z^* - Quá tải được đo bởi khối dẫn đường quán tính; $\omega_x^*, \omega_y^*, \omega_z^*$ - Tốc độ góc quay quanh trục hệ tọa độ liên kết $Oxyz$ được đo bởi khối dẫn đường quán tính; u_c - Tín hiệu điều khiển cánh lái độ cao; δ_c - Góc lệch cánh lái độ cao.

Khi xây dựng mô hình động lực học vòng điều khiển kín của UAV trong kênh chuyển

động dọc cần xây dựng HPTVP chuyển động của UAV và tổng hợp thuật toán điều khiển trong kênh điều khiển độ cao. Trong kênh điều khiển độ cao, thuật toán điều khiển cánh lái độ cao có dạng $u_c = f(H_{th}, \dot{H}_{th}, \omega_z)$.



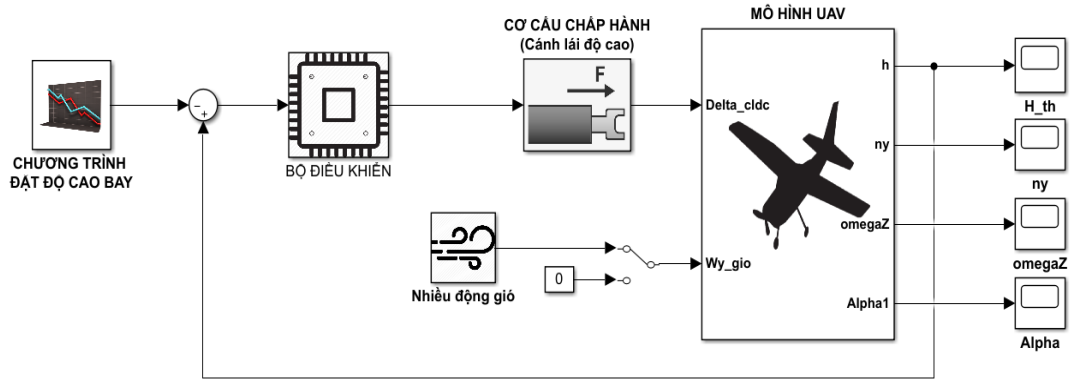
Hình 3. *Sơ đồ khối VĐK kín của UAV trong kênh chuyển động dọc.*

Quá trình điều khiển cần lưu ý đảm bảo duy trì một số giá trị nằm trong giới hạn như sau: $-15^0 \le \alpha_r \le +15^0, -1 \le n_y \le 3.5$. Vì khi góc tấn không tốc α_r vượt quá giới hạn cho phép dẫn đến UAV mất điều khiển (bị "thất tốc"), khi quá tải n_y vượt quá giới hạn chịu tải của kết cấu máy bay sẽ dẫn đến UAV bị phá hủy kết cấu, gây mất an toàn bay.

3. MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ

3.1. Dữ liệu đầu vào mô hình

Từ mô hình động lực học vòng điều khiển kín UAV trong kênh chuyển động dọc tiến hành mô phỏng trong môi trường MatLab&Simulink như hình 4.



Hình 4. *Mô hình mô phỏng VĐK kín kênh chuyển động dọc của UAV.*

Dữ liệu đầu vào mô phỏng dựa trên dữ liệu mô hình "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 thông số của UAV-70V gồm đặc trưng hình học; đặc trưng khối lượng - quán tính - định tâm và đặc trưng khí động được thống kê cụ thể trong bảng 2 [2].

Bảng 2. *Thông số đặc trưng cho UAV – 70V.*

TT	Tham số	Giá trị	Đơn vị	TT	Tham số	Giá trị	Đơn vị
01	Chiều dài (l)	2707	mm	11	$m_z^{\bar{\omega}_z}$	-16.23	
02	Khối lượng (m)	56.5	kg	12	$m_z^{\delta_c}$	-2.2144	1/rad
03	Chiều cao (h)	713	mm	13	m_z^{α}	-1.4798	1/rad
04	Diện tích cánh (S)	1.05	m^2	14	m_{zo}	0.071	
05	Sải cánh (l_a)	3000	mm	15	m_{z_dng}	0.1455	
06	Dây cung khí động trung bình (b_a)	350	mm	16	C_y^{α}	5.9123	1/rad
07	Tốc độ bay hành trình (V_k)	40	m/s	17	$C_y^{\delta_c}$	0.6126	1/rad
08	Mô men quán tính J_z	31	kgm^2	18	$C_y^{\omega_z}$	28.4704	1/rad
09	L_{clh}	1.357	m	19	C_{ydng}	0.0413	
10	$\bar{X}_T - \bar{X}_F$	-0.15		20	h_{dc}	0.4	m

3.2. Đánh giá bộ điều khiển mờ

Để tăng tính trực quan, thấy rõ chất lượng của BĐK, nhóm tiến hành so sánh đáp ứng của UAV khi sử dụng BĐK mờ và BĐK PID tổng hợp theo thuật toán sau [4]:

$$u_c = K_p.\left(H_{th} - H_0\right) + K_d.\left(\dot{H}_{th} - \dot{H}_0\right) + K_i.\int_0^t \left(H_{th} - H_0\right).dt + u_{yo} + k_{cd}.\omega_z \quad (4)$$

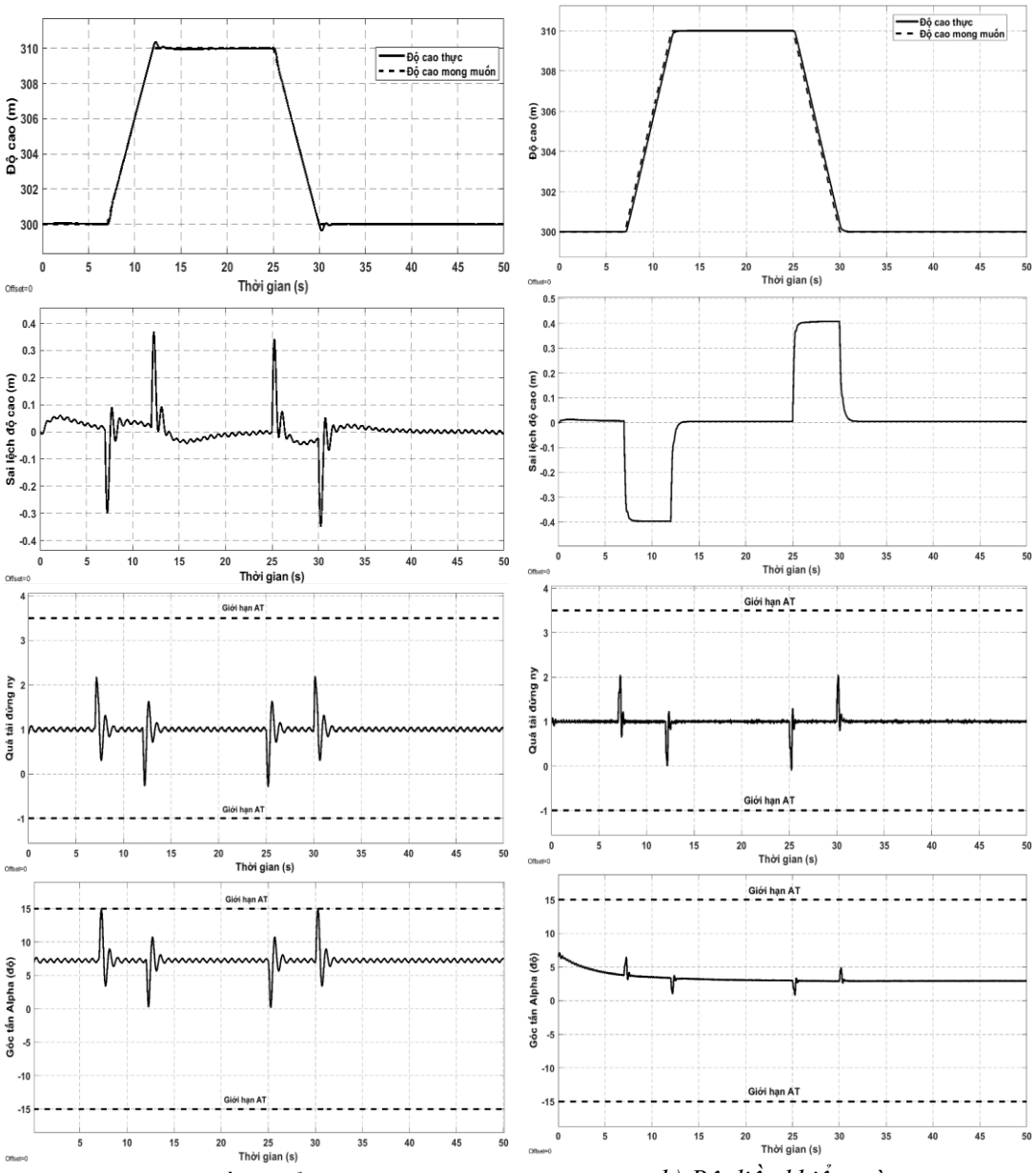
trong đó: u_{yo} là tín hiệu điều khiển cánh lái độ cao khi bay bằng có góc lệch cánh lái δ_{cbb}; K_{cd} - Hệ số cản dịu của kênh dọc; H_{th} - Độ cao thực của UAV khi bay; H_0 - Độ cao theo chương trình.

Các hệ số K_p, K_d, K_i - Tương ứng với các hệ số tỷ lệ, hệ số vi phân và hệ số tích phân của BĐK PID. Các hệ số K_p, K_d, K_i, k_{cd} được lựa chọn bằng cách sử dụng công cụ tối ưu hóa Simulink Response Optimization trong Simulink với các giá trị: K_p = 1.0299, K_i = 0.2725, K_d = 0.9388, k_{cd} = 1.2231.

Khảo sát, so sánh chất lượng của 2 BĐK trong các trường hợp sau:

- Trường hợp 1: UAV trong chế độ bay hành trình, thay đổi độ cao theo quỹ đạo định trước và không có nhiễu tác động: Mô phỏng thực hiện đặt độ cao thay đổi theo quy luật bậc thang, UAV bay vớivận tốc không đổi V_k= 40m/s.

Từ kết quả hình 5 cho thấy, khi sử dụng 2 BĐKUAV đều bám theo được độ cao mong muốn, các giá trị của góc tấn không tốc và quá tải đứng ($-15^0 \le \alpha_r \le +15^0$, $-1 \le n_y \le 3.5$) đều nằm trong khoảng giới hạn cho phép. Tuy nhiên, so với BĐK PID thì BĐK mờ cho sai lệch độ cao lớn hơn (sai lệch độ cao lớn nhất khi sử dụng BĐK PID là 0.38m và khi sử dụng BĐK mờ là 0.4m), nhưng đổi lại điều khiển "trơn" hơn vì trong quá trình chuyển tiếp lên - xuống độ cao có thời gian xác lập nhanh và dao động ít hơn.



a) Bộ điều khiển PID. *b) Bộ điều khiển mờ.*

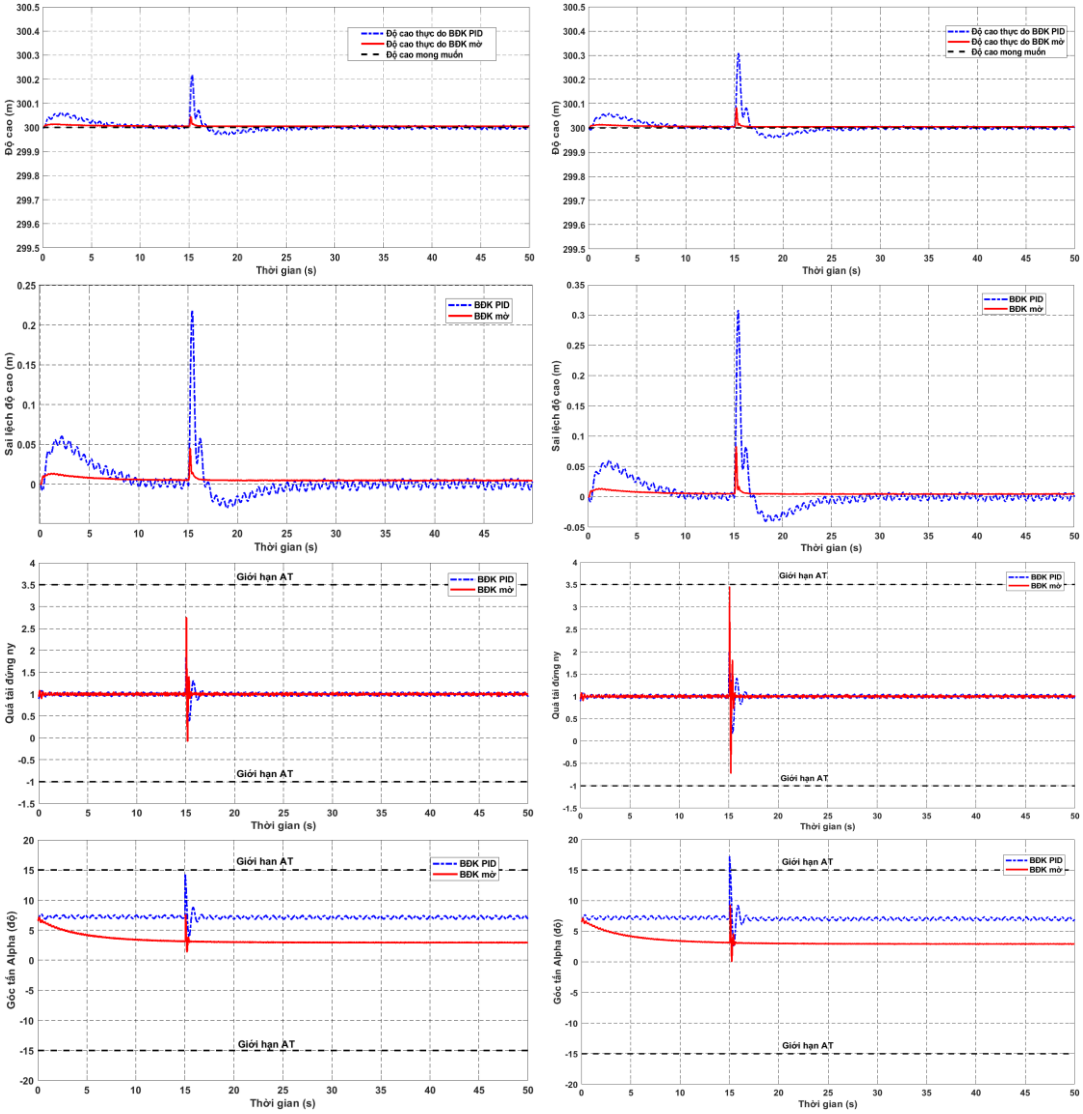
Hình 5. *Kết quả đánh giá đáp ứng của UAV với chương trình độ cao thay đổi theo quy luật bậc thang.*

- Trường hợp 2: UAV trong chế độ bay bằng và có nhiễu động gió tác động.

Mô phỏng thực hiện khi UAV đang bay bằng ở độ cao 300m với tốc độ hành trình (V_k=40m/s). Tại thời điểm t=15s, bật nhiễu gió tác động có biên độ thay đổi trong 2 trường hợp: W_{yo}=5m/s và W_{yo}=7m/s, thổi từ dưới lên.

Kết quả mô phỏng cho thấy rằng, tại cùng một độ cao khi có nhiễu gió đứng bậc thang tác động, UAV sử dụng BĐK mờ cho sai lệch độ cao điều chỉnh nhỏ hơn BĐK PID. Biên độ của nhiễu động ảnh hưởng đến an toàn bay của UAV. Khi nhiễu gió tác động có biên độ thay đổi (lớn hơn), UAV sử dụng BĐK PID có thể vẫn được duy trì được độ cao nhưng góc tấn không tốc vượt quá giới hạn cho phép dẫn đến UAV bị mất an toàn bay. Trong khi đó,

UAV sử dụng BĐK mờ duy trì tốt theo độ cao mong muốn, các giá trị góc tấn không tốc và quá tải đứng đều nằm trong khoảng giới hạn cho phép, đảm bảo an toàn bay cho UAV.



a) W_{yo}=5m/s. a) W_{yo}=7m/s.

Hình 6. *Kết quả đánh giá đáp ứng của UAV khi có nhiễu gió bậc thang tác động với biên độ* W_{yo}.

4. KẾT LUẬN

Bài báo trình bày kết quả mô phỏng mô hình vòng điều khiển kín trên máy bay không người lái và so sánh với bộ điều khiển PID truyền thống. Kết quả chỉ rõ ưu điểm của BĐK mờ so với BĐK kinh điển PID với sai số điều chỉnh nhỏ, thời gian xác lập nhanh vì đó có thể mở rộng phạm vi hoạt động của UAV. Đối với các hệ thống phi tuyến mạnh như UAV, luật điều khiển được thiết kế theo logic mờ có khả năng triệt tiêu ảnh hưởng các thành phần bất định và làm giảm ảnh hưởng của nhiễu trong quá trình hoạt động, nâng cao tính thích nghi cho UAV. Từ các kết quả mô phỏng ta thấy rằng, BĐK mờ được đề xuất trong bài báo hoàn toàn có thể mở rộng áp dụng cho UAV trong các quỹ đạo chuyển động phức tạp khác nhau với độ chính xác cao.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Nguyễn Đức Cương, "*Mô hình hóa và mô phỏng chuyển động của các khí cụ bay tự động*", NXB Quân đội nhân dân (2002), Hà Nội.
[2]. Nguyễn Đức Cương, Phan Văn Chương, Hoàng Anh Tú, "*Ứng dụng bộ điều khiển mờ cho máy bay không người lái cỡ nhỏ"*, Tuyển tập công trình khoa học Hội nghị Cơ điện tử toàn quốc lần thứ 6 (2012), tr. 495-501.
[3]. Đỗ Khắc Tiệp, "*Đề xuất bộ điều khiển Fuzzy-PD cho UAV*", Tạp chí Khoa học Công nghệ Hàng hải, Số 60 (11/2019), tr.63-67.
[4]. Đặng Công Vụ, "*Tổng hợp bộ điều khiển thích nghi đảm bảo an toàn bay cho UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có nhiễu động gió*", Học viện KTQS (2019), tr.55-58.
[5]. E.H. Mamdani, "*An Experiment in Linguistic Synthesis with Fuzzy Logic Controller*", Int. Journal on Man machine studies, Vol.7 (1975), pp. 1-13.
[6]. Doitsidis, N.C., Kontitsis, *"A framework for fuzzy logic based UAV navigation and control"*, In: Proceedings of the International Conference on Robotics Automation, vol. 4 (2004), pp. 4041–4046.
[7]. HaiYang Chao, Yong Can Cao, and Yang Quan Chen, "*Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles A Survey"*, International Journal of Control, Automation and Systems, № 8 (2010), pp.36-44.

ABSTRACT

RESEARCH AND DESIGN OF CONTROLLER FOR THE LONGITUDINAL MOTION OF UAV APPLICATION FUZZY LOGIC

In this paper, a closed-loop control model of the UAV in the vertical plane using the fuzzy controller is presented. Fuzzy logic controller with two input variables (height error and vertical speed error) has been stabilize the flight height for the UAV. The model is built in the MatLab&Simulink, the simulation results compared with the PID controller show higher adaptability, helping UAV expand its operability.

Keywords: Intelligent Control; Fuzzy Logic Control; Unmanned Aerial Vehicles (UAV).

Nhận bài ngày 29 tháng 6 năm 2020
Hoàn thiện ngày 24 tháng 7 năm 2020
Chấp nhận đăng ngày 15 tháng 10 năm 2020

Địa chỉ: Học viện Phòng không - Không quân.
*Email: khoaanh2004@gmail.com.