TỔNG HỢP BỘ ĐIỀU KHIỂN SỐ TỐI ƯU TOÀN PHƯƠNG ỔN ĐỊNH QUỸ ĐẠO CHUYỂN ĐỘNG DỌC CHO MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI CÁNH CỐ ĐỊNH

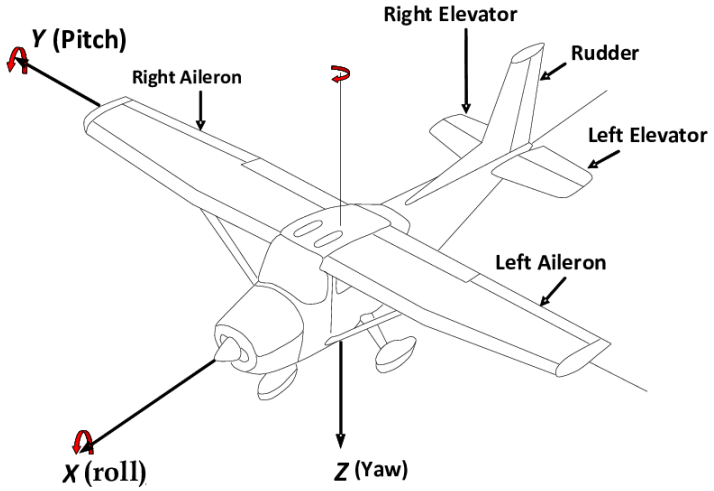
Đinh Hồng Toàn[1], Lê Ngọc Giang[2*], Chu Mạnh Tuyên[2],
Trương Văn Thứ[2], Trần Thị Ngoạt[3]

Tóm tắt: *Ổn định quỹ đạo cho máy bay không người lái cánh cố định là một nhiệm vụ phức tạp. Với cùng giá trị góc đặt nhưng kết quả quỹ đạo bay thực tế lại khác nhau trong điều kiện khác nhau về độ cao, tốc độ đối không, nhiệt độ, áp suất động,... Việc điều khiển máy bay không người lái cánh cố định bao gồm nhiều kênh, cụ thể như bộ điều khiển theo góc chúc ngóc, bộ điều khiển theo góc nghiêng, bộ điều khiển theo góc hướng. Chúng thường được thiết kế bằng phương pháp điều khiển PID truyền thống. Tuy nhiên, để đạt được lợi thế chiến thuật, máy bay chiến đấu hiện đại thường hướng đến các vận động ngoài vùng tuyến tính, do đó, một phương pháp tiếp cận hiệu quả hơn đó chính là thiết kế bộ điều khiển số tối ưu toàn phương DLQR. Đây là cơ sở quan trọng để thực tế hoá bộ điều khiển số DLQR ổn định quỹ đạo cho máy bay không người lái cánh cố định. Kết quả mô phỏng cho thấy tính hiệu quả và tính bền vững của chiến lược điều khiển này ngay cả khi có nhiễu loạn mô men khí động và độ không ổn định tham số.*

Từ khóa: Bộ điều khiển DLQR; Máy bay không người lái cánh cố định; Quỹ đạo bay.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Máy bay không người lái (UAV) đang dần trở nên phổ biến cho các mục đích dân sự và quân sự. Điều khiển cho máy bay không người lái cánh cố định ổn định quỹ đạo giữ vai trò đặc biệt quan trọng. Theo [1] để UAV hoạt động tốt trong các môi trường phức tạp, đòi hỏi phải có nhiều thuật toán điều khiển khác nhau. Trong đó, các lý thuyết điều khiển hiện đại ứng dụng cho UAV như điều khiển phi tuyến [2], điều khiển backstepping [3], điều khiển trượt [4], điều khiển mờ, mạng nơron [5]. Các nghiên cứu đã chỉ ra rất nhiều ưu điểm của các phương pháp điều khiển hiện đại. Tuy nhiên, tính ứng dụng vào thực tiễn của chúng rất thấp do tính toán phức tạp, chi phí giá thành bộ điều khiển cao.



Hình 1. *Các cơ quan điều khiển của UAV Ultra Stick 25e* [9].

Các thuật ngữ tiếng Anh trong hình 1 như sau: Roll- Trục dọc; Pitch- Trục ngang;

Yaw- Trục đứng; Ailerol- Cánh lái liệng; Elevator- Cánh đuôi ngang hay cánh lái độ cao; Rudder- Cánh đuôi đứng hay cánh lái hướng.

Trong nhiều nghiên cứu, việc điều khiển máy bay không người lái cánh cố định lại sử dụng các bộ điều khiển PID truyền thống [6]. Bộ điều khiển PID tuyến tính có cấu trúc đơn giản, dễ thực hiện, dễ tính toán thiết kế vì chỉ cần chỉnh định 3 tham số K_p, K_i, K_d. Tuy nhiên, sự phát triển của không quân ngày nay với các khả năng giảm sự phát hiện của ra đa, vận tốc bay lớn, sức cơ động mạnh,... đã tạo ra thách thức trong vấn đề nâng cao độ chính xác thiết kế điều khiển bay của máy bay. Thực tế máy bay không người lái cánh cố định là một đối tượng phi tuyến mạnh, chịu nhiều ảnh hưởng của môi trường như nhiệt độ, áp suất, độ cao, gió,... Do vậy, bộ điều khiển PID tuyến tính khó có thể đáp ứng các chỉ tiêu yêu cầu đặt ra. Trong bài báo này các tác giả đề xuất sử dụng bộ điều khiển số tối ưu toàn phương DLQR, thay thế bộ điều khiển PID và các bộ điều khiển hiện đại. Đây là bộ điều khiển có cấu trúc không quá phức tạp mà vẫn đảm bảo tính hiệu quả và tính bền vững của các phương pháp điều khiển hiện đại.

2. NỘI DUNG

2.1. Phương pháp thiết kế bộ điều khiển số tối ưu toàn phương

Phương pháp thiết kế bộ điều khiển số tối ưu toàn phương được đánh giá là công cụ thiết kế đầy triển vọng. Cơ sở toán học của phương pháp thiết kế này như sau [7]:

Cho đối tượng tuyến tính rời rạc mô tả bởi phương trình trạng thái:

$$x(k+1)=A_d x(k)+B_d u(k) \quad (1)$$

Trong đó:

$x(k)=[x_1(k), x_2(k),..., x_n(k)]^T$: Véc tơ trạng thái

$u(k)=[u_1(k), u_2(k),..., u_m(k)]^T$: Véc tơ tín hiệu điều khiển

Bài toán đặt ra là tìm tín hiệu điều khiển u(k) điều chỉnh hệ thống, sao cho tối thiểu hàm chỉ tiêu chất lượng dạng toàn phương:

$$J(u)=\frac{1}{2}\sum_{k=0}^{\infty}[x^T(k)Qx(k)+u^T(k)Ru(k)] \quad (2)$$

Tín hiệu điều khiển tối ưu: $u^*(k) = - Kx(k)$

Trong đó: $K=[B_d^T PB_d+R]^{-1}B_d^T PA_d$

Và P là nghiệm bán xác định dương của phương trình đại số Ricatti:

$$P=A_d^T(P-PB_d(B_d^T PB_d+R)^{-1}B_d^T P)A_d+Q \quad (3)$$

Giá trị cực tiểu của chỉ tiêu chất lượng:

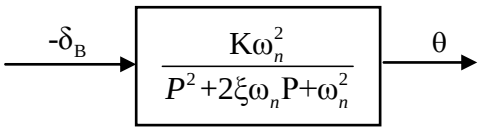
$$J_{min} = x^T(0)Px(0)$$

2.2. Nhận dạng phương trình chuyển động dọc của UAV Ultra Stick 25e

2.2.1. Mô hình tiên nghiệm chuyển động dọc của UAV theo góc tấn

Chuyển động dọc là chuyển động tịnh tiến của máy bay theo trục Ox, Oy và chuyển động quay của máy bay quanh trục Oz. Nói cách khác chuyển động dọc là chuyển động mà máy bay cơ động trong mặt phẳng thẳng đứng dọc trục của máy bay theo các thông số tọa độ x, độ cao H, góc chúc ngóc (góc pitch) θ.

Mô hình tiên nghiệm chuyển động dọc của UAV theo góc chúc ngóc là một khâu dao động bậc 2 có sơ đồ cấu trúc như hình 2:



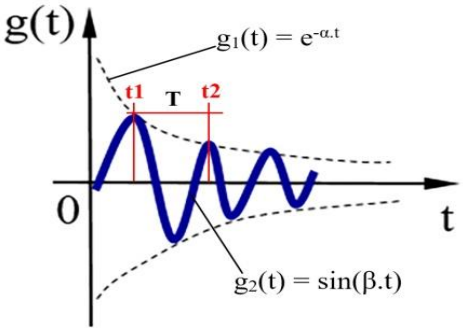
Hình 2. *Mô hình tiên nghiệm chuyển động dọc của UAV theo góc chúc ngóc θ.*

2.2.2. Phương pháp nhận dạng khâu dao động bậc 2 thông qua đáp ứng xung

Để nhận dạng mô hình, ta tác động đầu vào là hàm xung đơn vị, và đo tín hiệu đầu ra được dạng đáp ứng như hình 3. Đáp ứng xung của khâu dao động bậc 2 là g(t) dạng như hình 3:

$$g(t) = \frac{dh(t)}{dt} = L^{-1}\{W(p)\} = K.\frac{\omega_n^2}{\beta}.e^{-\alpha.t}.\sin\beta.t$$

$$g(t) = K.(\omega_n.\omega_n/\beta).g_1(t).g_2(t)$$



Hình 3. *Đáp ứng xung khâu dao động bậc 2.*

Ta nhận thấy rằng, dạng đáp ứng xung của khâu dao động bậc 2 là dạng dao động tắt dần. Độ lớn biên độ của dao động suy giảm dần theo hàm mũ:

$$g_1(t) = e^{-\alpha.t}$$

Đáp ứng xung dao động theo quy luật hàm sin:

$$g_2(t) = \sin(\beta.t)$$

- Tính β: Căn cứ vào biểu thức và đồ thị của g(t), ta thấy, tần số góc của đáp ứng chính là

$$\beta = 2.\pi.f = 2.\pi/T \quad (4)$$

Bằng việc quan sát đáp ứng xung ta xác định được T, từ đó tính $\beta = 2.\pi/T$.

$$T = t_1 - t_2$$

Vậy để tính được β, ta chỉ cần xác định t_1, t_2. Với t_1 là thời điểm đáp ứng xung đạt cực đại lần đầu tiên; t_2 là thời điểm đáp ứng xung đạt cực đại lần thứ 2.

- Tính α: Nhìn vào hình 3 thấy, tại thời điểm t_1, t_2 thì $g_2(t) = \sin(\beta.t)$ đạt Max tức là:

$$g_2(t_1) = \sin(\beta.t_1) = 1; \quad g_2(t_2) = \sin(\beta.t_2) = 1$$

Do vậy:

$g(t_1) = K.(\omega_n.\omega_n/\beta).e^{-\alpha.t1}$; $g(t_2) = K.(\omega_n.\omega_n/\beta).e^{-\alpha.t2}$; $g(t_1)/g(t_2) = e^{\alpha.(t2-t1)}$; Suy ra:

$$\alpha = ln\,[g(t_1)/\,g(t_2)]\,/\,(t_2 - t_1) \quad (5)$$

- Tính ξ và ω_n

$\alpha = \xi.\omega_n$; $\beta = \omega_n.\sqrt{1-\xi^2}$

Đặt $m = \alpha / \beta = \xi / sqrt(1- \xi 2)$,

Suy ra:

$$\xi = |\, sqrt[m^2/(1+ m^2)]\, |,\ \omega_n = \alpha / \xi \quad (6)$$

- Tính K

$$K = g(t_1) / [(\omega_n.\ \omega_n/ \beta).\ e^{-\alpha.t1}] \quad (7)$$

2.2.3. Nhận dạng mô hình chuyển động dọc UAV thông qua đáp ứng xung

- Thu thập kết quả đo đáp ứng xung của mô hình:

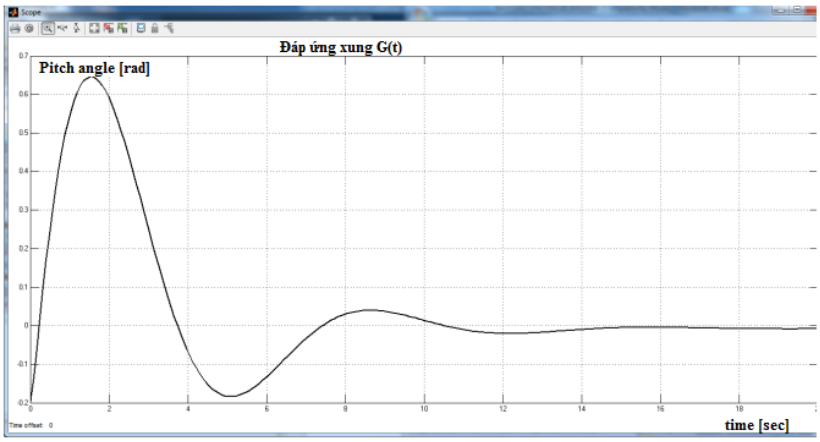
Với chiếc UAV Ultra cánh cố định Stick25e có các thông số kỹ thuật đưa ra trong bảng 1.

Bảng 1. *Thông số kỹ thuật UAV 25e.*

Đại lượng	**Ký hiệu**	**Giá trị**	**Đơn vị**
Khối lượng	m	1.959	kg
Dây cung cánh	B	1.27	m
Diện tích cánh	S	0.31	m^2
Dây cung khí động trung bình	$\bar{c}$	0.25	m
Hệ số lực nâng	C_L	0.458	-
Hệ số lực cản	C_D	0.0434	-
Hệ số lực đẩy	C_T	0.75	-
Hệ số mô men	C_M	0.86	-
Hệ số pháp tuyến	C_W	1.37	
Tốc độ bay bằng	U	13-18	m/s
Khối lượng riêng không khí	ρ	0.0013	g/ m^3
Tốc độ nhỏ nhất	V_{min}	10	m/s
Tốc độ lớn nhất	V_{max}	25	m/s

Để tiến hành đo đáp ứng xung, ta cho tác động đầu vào là một xung đơn vị và đo đầu ra. Kết quả đo được 256 giá trị của đáp ứng xung:

G=[0.01459;0.09223;0.16487;0.23240;0.29471;... ; 0.00903; 0.00687; 0.00475; 0.00268]



Hình 4. *Đáp ứng xung kênh chuyển động dọc của UAV Ultra cánh cố định Stick25e.*

Trên cơ sở thuật toán mô tả trong mục 2.2.2, tác giả đã xây dựng bộ nhận dạng mô hình chuyển động dọc UAV thông qua đáp ứng xung. Hiện tại Bộ nhận dạng này đang được ứng dụng trong phòng thực hành đo lường, Khoa Kỹ thuật cơ sở, Học viện Phòng không - Không quân. Sử dụng Bộ nhận dạng mô hình thông qua đáp ứng xung, nhóm tác giả đã tiến hành nhận dạng mô hình chuyển động dọc của UAV Ultra Stick25e cánh cố định. Kết quả nhận dạng được các Hệ số trạng thái trong miền liên tục của phương trình trạng thái mô tả kênh chuyển động dọc của UAV Ultra cánh cố định Stick25e như sau:

A = [-0.313 56.7 0;-0.0139 -0.426 0;0 56.7 0];

B = [0.232;0.0203;0];

C = [0 0 1];

D = [0];

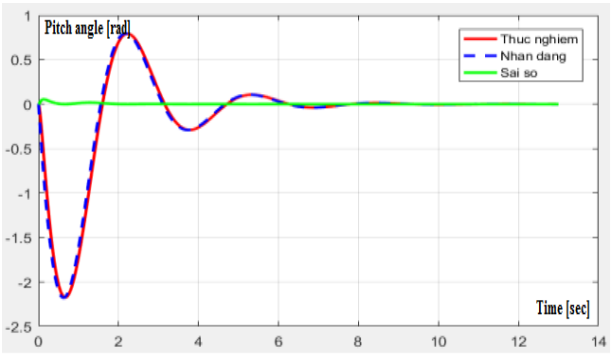
Tiến hành kiểm chứng so sánh kết quả nhận dạng với mô hình mẫu của máy bay trong chuyển động dọc, cho 3 trường hợp:

- Tác động vào là hàm bậc thang đơn vị;

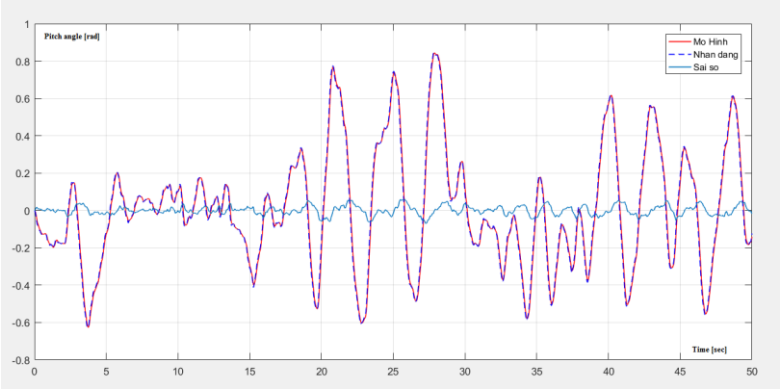
- Tác động vào là dao động hình sin;

- Tác động vào là hàm bậc thang đơn vị kết hợp dao động hình sin, có nhiễu.

Cho thấy đáp ứng đầu ra của mô hình mẫu và mô hình nhận dạng luôn bám sát nhau với độ phù hợp là 99.67%, sai số dự báo cuối cùng FPE: $1.96.10^{-5}$, sai số trung bình bình phương MSE: $1.86.10^{-5}$.



Hình 5. *Kết quả kiểm chứng mô hình nhận dạng với tín hiệu đầu vào dạng xung đơn vị.*



Hình 6. *Kết quả kiểm chứng mô hình nhận dạng với tín hiệu đầu vào ngẫu nhiên.*

2.3. Xây dựng bộ điều khiển số DLQR cho kênh dọc của UAV Ultra Stick 25e

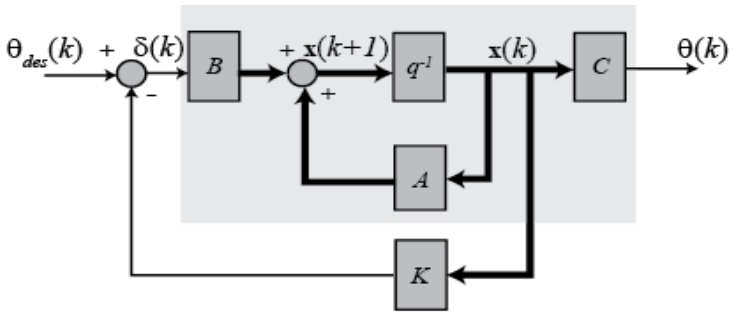
Sơ đồ của một hệ thống điều khiển số phản hồi trạng thái được trình bày trong hình 7, trong đó, q^{-1} là khâu giữ chậm; K là ma trận độ lợi; x = [α, q, θ] là vector trạng thái; θ_{des} là đầu vào tham chiếu; δ là đầu vào điều khiển; θ là véc tơ đầu ra; A là ma trận hệ thống; B là ma trận điều khiển; C là ma trận ra [8].

Với luật phản hồi trạng thái:

$$\delta(k) = \theta_{des}(k) - Kx(k) \tag{8}$$

ta có:

$$\begin{cases} x(k+1) = (A - BK)x(k) + B\theta_{des}(k) \\ \theta(k) = Cx(k) \end{cases} \tag{9}$$



Hình 7. *Hệ thống điều khiển số phản hồi trạng thái.*

Các chỉ tiêu thiết kế: Độ quá điều chỉnh nhỏ hơn 10%; Thời gian tăng nhỏ hơn 2 giây; Thời gian quá độ nhỏ hơn 10 giây; Sai số xác lập nhỏ hơn 2%.

Để thiết kế bộ điều khiển số, cần chuyển đổi mô hình đối tượng sang miền rời rạc. Chọn thời gian lấy mẫu Ts = 0.01, sử dụng bộ lưu giữ bậc không ZOH.

Mô hình không gian trạng thái thời gian rời rạc theo chuyển động dọc của UAV Ultra Stick 25e là:

$$\begin{bmatrix} \alpha(k+1) \\ q(k+1) \\ \theta(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.9969 & 0.5649 & 0 \\ -0.0001 & 0.9957 & 0 \\ 0 & 0.5658 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(k) \\ q(k) \\ \theta(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.0024 \\ 0.0002 \\ 0.0001 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta(k) \end{bmatrix}$$

$$y(k)=\begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\alpha(k)\\ q(k)\\ \theta(k)\end{bmatrix}+[0][\delta(k)]$$

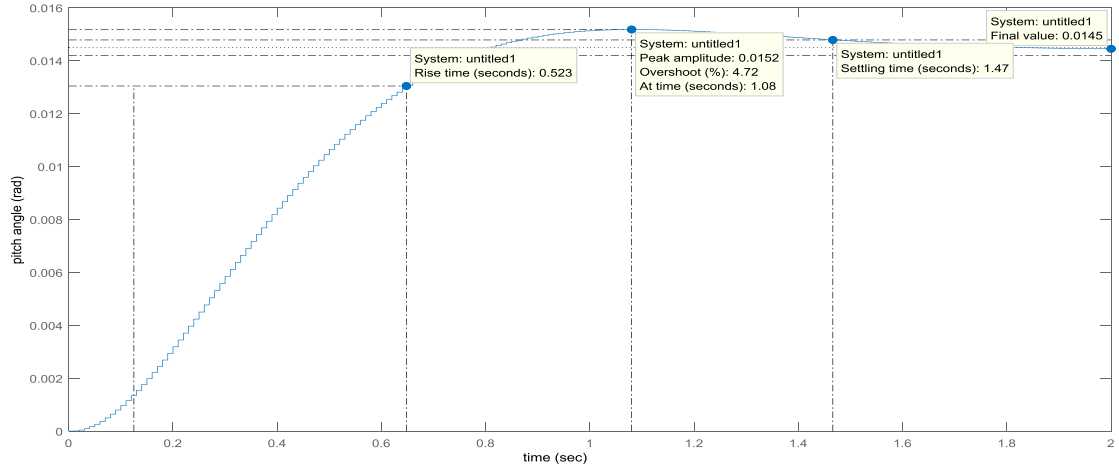
Để thoả mãn các chỉ tiêu chất lượng thiết kế yêu cầu, chọn: *p = 200; Q = p*C'*C; R = 1;*

Bộ điều khiển phản hồi trạng thái có tham số như sau:

K =[-0.6633 249.7299 13.7945]

3. MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ BỘ ĐIỀU KHIỂN SỐ DLQR

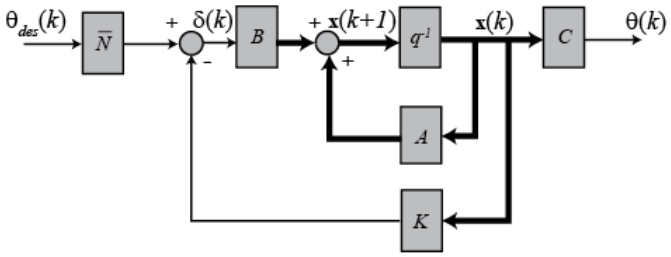
Đáp ứng quá độ của bộ điều khiển DLQR khi chưa bù



Hình 8. *Đáp ứng quá độ của bộ điều khiển DLQR khi chưa có bù.*

- Độ quá điều chỉnh 4,72% nhỏ hơn 10%;
- Thời gian tăng 0,523 giây nhỏ hơn 2 giây;
- Thời gian quá độ 1,47 giây nhỏ hơn 10 giây.

Tuy nhiên, sai số xác lập là 0.2-0.0145 = 0.1855= 18,55% lớn hơn 2% ta cần đưa thêm khâu bù N_{bu} ở đầu vào theo hình dưới đây:

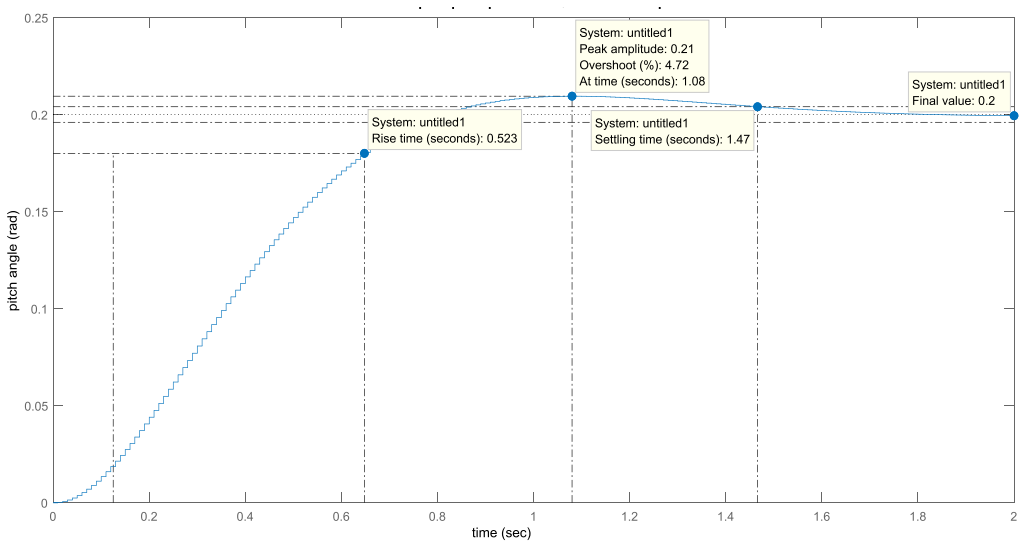


Hình 9. *Sơ đồ hệ thống điều khiển số phản hồi trạng thái có bù.*

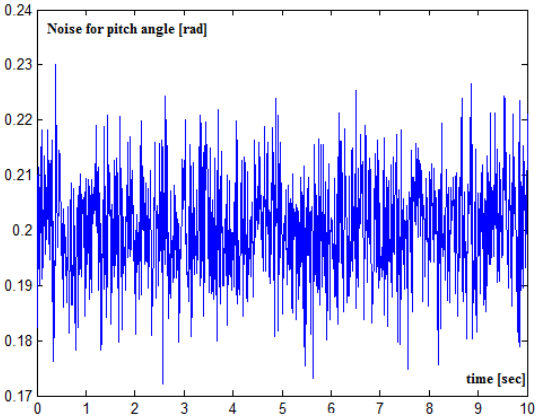
Đáp ứng quá độ của bộ điều khiển DLQR khi có bù như trong hình 10.

Từ đồ thị này, chúng ta thấy rằng đã loại trừ được hoàn toàn sai số xác lập, và tất cả các yêu cầu thiết kế được đáp ứng.

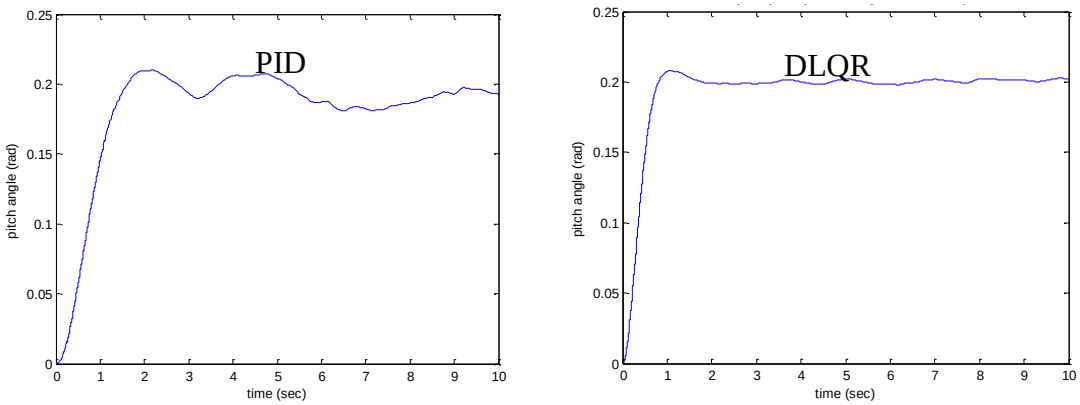
Để xét vai trò của bộ điều khiển khi có thêm tác động của nhiễu, giả sử đưa vào lượng nhiễu ngẫu nhiên như trong hình 11.



Hình 10. *Đáp ứng quá độ của bộ điều khiển DLQR khi có bù.*



Hình 11. *Nhiễu tác động.*



Hình 12. *Đáp ứng quá độ của bộ điều khiển PID và DLQR khi có cùng mức nhiễu tác động.*

Từ hình 12 ta thấy, khi có thêm tác động của nhiễu, bộ điều khiển DLQR vẫn đảm bảo duy trì hệ thống đáp ứng tốt tất cả các yêu cầu thiết kế. Tuy nhiên, với cùng mức

nhiễu này tác động, bộ điều khiển PID phản ứng chậm hơn, đáp ứng dao động nhiều xung quanh giá trị xác lập.

4. KẾT LUẬN

Qua quá trình nghiên cứu "tổng hợp bộ điều khiển số tối ưu toàn phương ổn định quỹ đạo chuyển động dọc cho máy bay không người lái cánh cố định", nhóm nghiên cứu đã tổng hợp được bộ điều khiển số DLQR ổn định quỹ đạo chuyển động dọc cho máy bay không người lái cánh cố định loại Ultra Stick25e. Kết quả mô phỏng cho thấy đáp ứng điều khiển tốt nếu lựa chọn các ma trận trọng lượng thích hợp cho bộ điều khiển DLQR. Khi so sánh hiệu quả của 2 bộ điều khiển PID và DLQR khi có cùng mức nhiễu tác động, bộ điều khiển DLQR đảm bảo duy trì hệ thống đáp ứng tốt tất cả các yêu cầu thiết kế, bộ điều khiển PID phản ứng chậm hơn, đáp ứng dao động nhiều xung quanh giá trị xác lập.

Các kết quả nghiên cứu cần được tiếp tục phát triển trên cơ sở kết hợp bộ điều khiển DLQR và bộ lọc Kalman sẽ được bộ điều chỉnh DLQG. Điều khiển DLQG áp dụng cho cả các hệ thống tuyến tính thời gian bất biến và các hệ thống tuyến tính thời gian biến đổi. Việc áp dụng vào các hệ thống tuyến tính biến đổi theo thời gian cho phép thiết kế các bộ điều khiển phản hồi tuyến tính cho các hệ thống phi tuyến không ổn định. Đó cũng chính là mong muốn của các tác giả, và sẽ là hướng nghiên cứu tiếp theo trong thời gian tới.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Kim, J.; Kim, S.; Ju, C.; Son, H.I. "*Unmanned aerial vehicles in agriculture: A review of perspective of platform, control, and applications*". IEEE (2019), **Vol. 7**, pp.105100-105115.

[2]. Miroslav K., Ioannis K.. "*Nonlinear and adaptive control design*". Prentice Hall. (1995).

[3]. Lee, D.; Ha, C.; Zuo, Z. *"Backstepping control of quadrotor-type UAVs and its application to teleoperation over the internet".* In Intelligent Autonomous Systems 12; Springer: New York, NY, USA, (2013); pp.217-225.

[4]. Paiva, E.; Gomez-Redondo, M.; Rodas, J. "*Cascade First and Second Order Sliding Mode Controller of a QuadRotor UAV based on Exponential Reaching Law and Modified Super-Twisting Algorithm".* In Proceedings of the 2019 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems, IEEE (2019), pp.100-105.

[5]. Dierks, T.; Jagannathan, S. *"Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks".* IEEE Trans. Neural Netw. (2009), **Vol.21**, pp.50–66.

[6]. B. Kada, Y. Ghazzawi. "*Robust PID Controller Design for an UAV Flight Control System".* Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science (2011), **Vol. 2**, pp.315-319.

[7]. Aline Ingabire, Andrey A. Sklyarov. *"Control of longitudinal flight dynamics of a fixed-wing UAV using LQR, LQG and nonlinear control",* EEESTS (2019).

[8]. Dawn Tilbury. *"Aircraft Pitch: System Modeling, the Control Tutorials for MATLAB and Simulink",* the University of Michigan, (2017).

[9]. Bhar Kisabo Aliyu, Charles Osheku. *"Oscillation Analysis for Longitudinal Dynamics of a Fixed-Wing UAV Using PID Control Design".* SCIENCEDOMAIN international, pp 1-13, (2015).

ABSTRACT

DESIGNING THE QUADRATIC OPTIMAL DIGITAL CONTROLLER TO STABILIZE THE LONGITUDINAL TRAJECTORY FOR FIXED-WING UNMANNED AIRCRAFT

Orbital stabilization for fixed-wing Unmanned Aerial Vehicles is a complex task. With the same set angle value, but the actual flight trajectory results are different in different conditions of altitude, airspeed, temperature, dynamic pressure,... The control of fixed-wing unmanned aircraft includes many channels, namely the pitch angle controller, roll angle controller, yaw angle controller. They are usually designed using traditional PID control methods. However, in order to gain a tactical advantage, modern fighters are often geared toward maneuvers outside the linear region, so a more effective approach is to design a the full state Linear Quadratic Regulator DLQR. This is an important basis for the actualization of the orbital-stabilized DLQR digital controller for fixed-wing unmanned aerial vehicles. The simulation results show the effectiveness and sustainability of this control strategy even in the presence of aerodynamic torque disturbances and parametric instability.

Keywords: DLQR controller; Fixed-wing unmanned aircraft; Flight trajectory.

Nhận bài ngày 06 tháng 6 năm 2021
Hoàn thiện ngày 10 tháng 9 năm 2021
Chấp nhận đăng ngày 24 tháng 9 năm 2021

Địa chỉ: [1]Khoa Kỹ thuật điều khiển, Học viện Kỹ thuật quân sự;
[2]Khoa Kỹ Thuật cơ sở, Học viện Phòng Không-Không quân;
[3]Khoa Điện-Điện tử, Đại học sư phạm kỹ thuật Hưng Yên.
[*]Email: lengocgianglinh@gmail.com.