

THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN TỐI ƯU TOÀN PHƯƠNG TUYẾN TÍNH CHO KÊNH ĐỘ CAO THIẾT BỊ BAY

SYNTHESIS OF SLIDING CONTROLLER ON BASIS LINER QUADRATIC REGULATOR FOR AIR-ROD DRIVE SYSTEM

Nguyễn Ngọc Tuấn¹, Đặng Tiến Trung²,
Trần Xuân Tinh^{3,*}, Nguyễn Trọng Hà³

TÓM TẮT

Kênh điều khiển độ cao máy bay có vai trò rất quan trọng trong ổn định đường bay. Bài báo trình bày kết quả xây dựng bộ điều khiển tối ưu toàn phương tuyến tính cho kênh độ cao. Các kết quả kiểm nghiệm bằng mô phỏng trên phần mềm Matlab-Simulink cho thấy bộ điều khiển này đảm bảo được độ chính xác bám; ổn định được độ cao ngay cả khi có nhiễu mạnh.

Từ khóa: Điều khiển toàn phương tuyến tính, máy bay, độ cao, chuyển động dọc.

ABSTRACT

The aircraft altitude control channel plays a very important role in stabilizing the flight path. This paper presents the results of building a liner quadratic regulator controller for the elevation channel. The test results by simulation on Matlab-Simulink software show that this controller ensures tracking accuracy; stable altitude even in the presence of strong noise.

Keywords: Liner quadratic regulator controller, aircraft, altitude, vertical motion.

¹Học viện Kỹ thuật Quân sự

²Trường Đại học Điện lực

³Học viện Phòng không Không quân

*Email: tinhpk79@gmail.com

Ngày nhận bài: 12/8/2021

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 28/9/2021

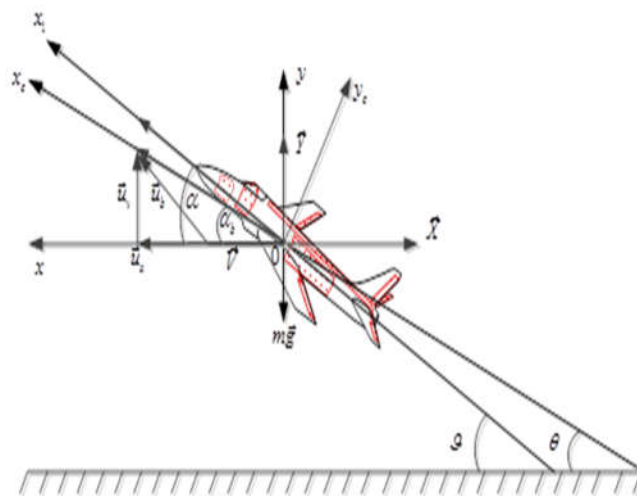
Ngày chấp nhận đăng: 25/10/2021

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Điều khiển quỹ đạo bay hay còn gọi là điều khiển tự động chuyển động khối tâm có vai trò rất quan trọng trong giai đoạn phát triển của các hệ thống điều khiển tự động thiết bị bay. Trong đó, ổn định độ cao góp phần không nhỏ vào ổn định quỹ đạo bay. Hiện nay, một số thiết bị bay của Quân chủng Phòng không - Không quân đã qua nhiều năm sử dụng, thiết bị xuống cấp, bộ điều khiển lạc hậu, rất cần nghiên cứu nâng cấp, hiện đại hóa để đáp ứng tốt hơn những yêu cầu của chiến tranh công nghệ cao. Hướng nghiên cứu chính của bài báo là tập

trung vào việc khắc phục những nhược điểm của vòng điều khiển hiện có trên kênh độ cao, đó là tính ổn định nhanh, chống rung tốt khi có nhiễu khí động học tác động. Để đáp ứng điều đó cần có bộ điều khiển có tính bền vững cao. Qua khảo sát cho thấy bộ điều khiển tối ưu toàn phương tuyến tính (LQR) cho kết quả tốt ngay cả khi có các yếu tố nhiễu loạn tác động [1, 5].

2. MÔ HÌNH KÊNH ĐIỀU KHIỂN ĐỘ CAO TRONG CHUYỂN ĐỘNG DỌC CỦA MÁY BAY



Hình 1. Biểu diễn các lực tác dụng lên máy bay trong chuyển động dọc

Điều khiển chuyển động dọc của khối tâm máy bay là điều khiển độ lệch cao ΔH so với quỹ đạo bay cho trước (hình 1). Nó giữ vai trò rất quan trọng trong các giai đoạn bay khác nhau, từ khi cất cánh, bay hành trình cho đến khi hạ cánh tiếp đất [2-4].

Nguyên tắc điều khiển tự động là loại trừ sai lệch ΔH đảm bảo ổn định độ cao máy bay theo độ cao quỹ đạo bay cho trước.

Trong đó: $\omega_f = k_f u_s$ là tốc độ đặt do vòng ngoài đưa vào.

Từ hình 1 và [1] có hệ phương trình chuyển động dọc của máy bay:

$$\begin{cases} m \frac{dW}{dt} = P \cos(\alpha - \alpha_b) - X \cos \alpha_b + Y \sin \alpha_b - G \sin \theta \\ mW \frac{d\theta}{dt} = P \sin(\alpha - \alpha_b) - X \sin \alpha_b + Y \cos \alpha_b - G \cos \theta \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} = \Sigma M_z \\ \omega_z = \dot{\vartheta} \\ \frac{dH}{dt} = W \sin \theta \\ \vartheta = \theta + (\alpha - \alpha_b) \end{cases} \quad (1)$$

Trong đó:

P: Lực đẩy của động cơ, có phương, chiều trùng với trục dọc của máy bay; ϑ : Góc chúc ngóc; α : Góc tấn; θ : Góc nghiêng quỹ đạo; m: khối lượng máy bay; ω_z : tốc độ góc quay quanh trục z; X: Lực cản chính diện; Y: Lực nâng; G: Trọng lực của máy bay; W: Độ lớn vector tốc độ hành trình; M: Momen ngoại lực tác động lên máy bay; H: Độ cao của máy bay.

Hệ phương trình (1) là hệ phi tuyến có các hàm lượng giác, mặt khác các lực và momen cũng phụ thuộc vào các thông số bay phi tuyến, do vậy việc phân tích điều khiển là rất phức tạp và gặp nhiều khó khăn, nên cần tuyến tính hóa hệ (1). Sau khi tuyến tính hóa ta có:

$$\begin{cases} \dot{\theta} + a_{\alpha}^{\alpha} \alpha = 0 \\ \ddot{\vartheta} + a_{m_z}^{\omega_z} \dot{\vartheta} + a_{m_z}^{\alpha} \vartheta = a_{m_z}^{\delta_B} (-\delta_B) \\ \vartheta - \theta - \alpha = 0 \\ \dot{H} = W_0 \theta \\ \omega_z = \dot{\vartheta} \end{cases} \quad (2)$$

Với: a_{α}^{α} ; $a_{m_z}^{\omega_z}$; $a_{m_z}^{\alpha}$; $a_{m_z}^{\delta_B}$ là hệ số gia tốc theo các trục.

Theo các biểu thức quan hệ được trình bày ở [1], các phương trình chuyển động dọc chu kỳ ngắn theo toán tử Laplace có dạng:

$$\begin{cases} a_{\alpha}^{\alpha} \alpha + S \theta = 0; \\ (a_{m_z}^{\alpha} + a_{m_z}^{\alpha} P) \alpha + (S^2 + a_{m_z}^{\omega_z} P) \vartheta = a_{m_z}^{\delta_B} (-\delta_B); \\ \theta + \alpha - \vartheta = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Khi máy bay bay bằng đều, không có nhiễu thì $a_{m_z}^{\alpha}$ nhỏ có thể bỏ qua. Hệ phương trình (3) được viết lại như sau:

$$\begin{cases} s \theta + a_{\alpha}^{\alpha} \alpha = 0 \\ a_{m_z}^{\alpha} \alpha + (s^2 + a_{m_z}^{\omega_z} s) \vartheta = a_{m_z}^{\delta_B} (-\delta_B); \\ -\theta - \alpha + \vartheta = 0 \end{cases} \quad (4)$$

Từ (4) rút ra hàm số truyền của tốc độ góc chúc ngóc là:

$$\begin{aligned} W_{\vartheta}^{\delta_B}(P) &= \frac{J(P)}{-\delta_B(P)} = W_{\alpha}^{\delta_B} \frac{T_{\theta} P + 1}{T_{\theta}} \\ &= \frac{K_{\alpha}^{\delta_B} \omega_{\alpha}^2}{(P^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} P + \omega_{\alpha}^2)} \frac{T_{\theta} P + 1}{T_{\theta}} = \frac{K_{\vartheta}^{\delta_B} (T_{\theta} P + 1) \omega_{\alpha}^2}{(P^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} P + \omega_{\alpha}^2)} \end{aligned} \quad (5)$$

Trong đó:

$T_{\theta} = -\frac{1}{a_{\alpha}^{\alpha}}$ là hằng số thời gian theo góc nghiêng quỹ đạo.

$K_{\vartheta}^{\delta_B} = \frac{K_{\alpha}^{\delta_B}}{T_{\theta}}$ là hàm truyền máy bay theo tốc độ góc chúc ngóc;

Hàm truyền máy bay theo tốc độ góc chúc ngóc:

$$W_{\vartheta}^{\delta_B}(P) = \frac{K_{\vartheta}^{\delta_B} (T_{\theta} P + 1) \omega_{\alpha}^2}{(P^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} P + \omega_{\alpha}^2) P} \quad (6)$$

Từ mối liên hệ giữa độ cao và góc nghiêng quỹ đạo:

$$\frac{dH}{dt} = W \cdot \theta \rightarrow P \cdot H = W \cdot \theta \rightarrow H = \frac{W}{P} \theta \quad (7)$$

Rút ra hàm truyền độ cao máy bay theo tốc độ góc chúc ngóc là:

$$W_H^{\delta_B}(P) = \frac{H(P)}{-\delta_B(P)} = \frac{\theta(P)}{-\delta_B(P)} \frac{H(P)}{\theta(P)} = \frac{K_{\vartheta}^{\delta_B} \omega_{\alpha}^2}{(P^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} P + \omega_{\alpha}^2) P} \frac{1}{P} W \quad (8)$$

Biểu thức liên hệ độ cao với thông số chuyển động góc của máy bay: $\Delta H = W_0 \Delta \theta_0$ hay $H = \frac{W_0}{P} \theta$

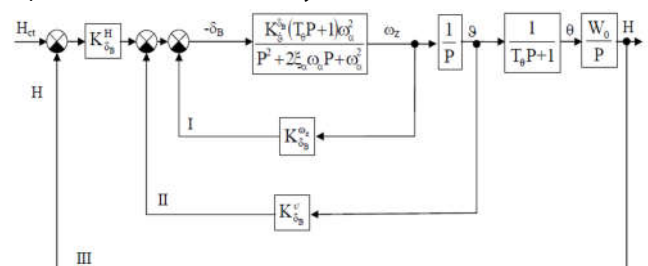
Mối quan hệ giữa góc nghiêng quỹ đạo θ và góc chúc ngóc ϑ_{ct} :

$$\theta = \frac{1}{T_{\theta} P + 1} \vartheta; \quad \vartheta = \frac{1}{P} \omega_z; \quad \Rightarrow \theta = \frac{1}{T_{\theta} P + 1} \cdot \frac{1}{P} \omega_z$$

Trong trường hợp hàm truyền của cơ cấu trợ dẫn $W_{TD}(P) = 1$, có quy luật điều khiển độ cao sử dụng ω_z :

$$\delta_B = K_{\delta_B}^{\omega_z} \omega_z + K_{\delta_B}^H (H_{ct} - H) \quad (9)$$

Trong đó, tín hiệu H_{ct} H được lấy từ bộ hiệu chỉnh độ cao hoặc từ các đài đo cao vô tuyến.



Hình 2. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định độ cao

Trong sơ đồ cấu trúc (hình 2), hai mạch vòng trong là các mạch vòng điều khiển vị trí góc của máy bay; mạch vòng ngoài là mạch vòng điều khiển quỹ đạo của máy bay (trong chuyển động dọc là độ cao). Tính chất động học của mạch vòng phụ thuộc vào tính chất động học hai mạch vòng trong.

3. THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN LQR ỔN ĐỊNH ĐỘ CAO

Xét một hệ thống điều khiển mô tả bởi phương trình không gian trạng thái:

$$\dot{x} = Ax + Bu \text{ với } u(t) = -Kx(t) \tag{10}$$

Trong đó, K là ma trận hệ số phản hồi. Nhiệm vụ đặt ra là phải cực tiểu hóa (tối ưu hóa) chỉ số chất lượng

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Qx + u^T Ru) dt. \text{ Với } Q, R \text{ là những ma trận xác định}$$

dương hoặc bán xác định dương hoặc ma trận thực đối xứng.

$$\text{Từ (10) ta có: } \dot{x} = Ax - BKx = (A - BK)x \tag{11}$$

Thay (11) vào công thức tính chỉ số chất lượng J ta có:

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Qx + K^T x^T RKx) dt = \int_0^{\infty} x^T (Q + K^T RK) x dt \tag{12}$$

Bây giờ ta chọn hàm Lyapunov:

$$V(x) = x^T Sx ; V(x) \geq 0, \forall x \tag{13}$$

Với S là ma trận vuông xác định dương.

$$\begin{aligned} \Rightarrow \dot{V}(x) &= \dot{x}^T Sx + x^T \dot{S}x + x^T S\dot{x} \\ &= x^T (A - BK)^T Sx + x^T \dot{S}x + x^T S(A - BK)x \\ &= x^T [(A - BK)^T S + \dot{S} + S(A - BK)]x \end{aligned} \tag{14}$$

Do V(x) xác định dương, nên để hệ thống ổn định thì $\dot{V}(x)$ phải là xác định âm.

$$\text{Ta đặt: } \dot{V}(x) = \frac{d}{dt}(x^T Sx) = -x^T (Q + K^T RK)x$$

(do Q và R là ma trận xác định dương nên ma trận (Q + K^TRK) cũng là xác định dương, từ đó $\dot{V}(x)$ sẽ là xác định âm).

$$\begin{aligned} \Rightarrow x^T (Q + K^T RK)x &= -x^T [(A - BK)^T S + S(A - BK) + \dot{S}]x \\ Q + K^T RK &= (A - BK)^T S + S(A - BK) + \dot{S} \end{aligned} \tag{15}$$

Theo tiêu chuẩn ổn định thứ hai của Lyapunov, nếu ma trận (A - BK) ổn định thì sẽ tồn tại một ma trận xác định dương S thỏa mãn phương trình (15).

Chỉ tiêu chất lượng bây giờ có thể được xác định như sau:

$$\begin{aligned} J &= \int_0^{\infty} (x^T Qx + u^T Ru) dt = -x^T Sx \Big|_0^{\infty} \\ &= -x(\infty)^T Sx(\infty) + x(0)^T Sx(0) \end{aligned} \tag{16}$$

Để hệ thống ổn định thì $x(\infty) \rightarrow 0$ nên $J = x^T(0)Px(0)$. Vậy chỉ số chất lượng J có thể xác định được từ điều kiện vào x(0) và ma trận P.

$$\begin{aligned} \text{Đặt } R &= T^T T, \text{ phương trình (15) trở thành:} \\ (A^T - K^T B^T)S + S(A - BK) + \dot{S} + Q + K^T T^T T K &= 0 \end{aligned} \tag{17}$$

$$\begin{aligned} \text{Phương trình trên có thể viết lại như sau:} \\ A^T S + SA + [TK - (T^T)^{-1} B^T S]^T [TK - (T^T)^{-1} B^T S] \\ - SBR^{-1} B^T S + Q + \dot{S} &= 0 \end{aligned} \tag{18}$$

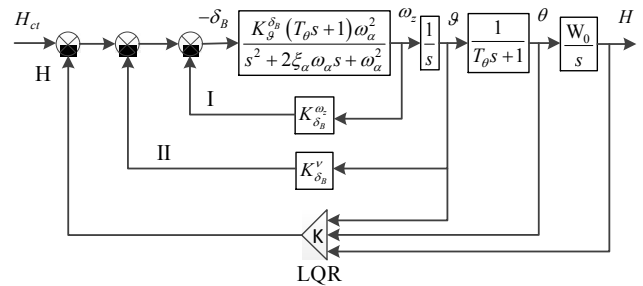
Chỉ tiêu chất lượng J đạt giá trị cực tiểu khi biểu thức $x^T [TK - (T^T)^{-1} B^T S]^T [TK - (T^T)^{-1} B^T S] x$ đạt giá trị cực tiểu.

Theo [5] có thể cực tiểu hóa J theo K với $K = R^{-1} B^T P$, với P là nghiệm của phương trình Riccati:

$$A^T P + PA - PBR^{-1} B^T P + Q = 0 \tag{19}$$

Luật điều khiển tối ưu lúc này sẽ là:

$$u(t) = -Kx(t) = -R^{-1} B^T Px(t) \tag{20}$$



Hình 3. Sơ đồ cấu trúc bộ điều khiển LQR kết hợp mạch vòng ổn định độ cao

4. MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ

4.1. Tham số mô phỏng

Cho máy bay với các đặc tính như sau: Diện tích cánh: S = 23m²; Trọng lượng: G = 7300kg; Momen quán tính: J_x = 630Kgm²; J_z = 5250Kgm²; Dây cung khí động trung bình: b_A = 4m; Kích thước khí động: L = 7,15m; Độ cao bay H = 5000m, M = 0,5.

$$\begin{aligned} \text{Ứng với } M = 0,5 \text{ có: } a_y^{\alpha} &= -0,4 \left[\frac{1}{s^2} \right]; a_{m_x}^{\alpha} = -1,981 \left[\frac{1}{s^2} \right]; \\ a_{m_z}^{\alpha} &= 0,266 \left[\frac{1}{s^2} \right]; a_{m_z}^{\omega_z} = 0,916 \left[\frac{1}{s^2} \right]; a_{m_z}^{\delta_B} = 12,106 \left[\frac{1}{s^2} \right]; \\ T_{\theta} &= -\frac{1}{a_y^{\alpha}} = 2,5[s]; K_{\alpha}^{\delta_B} = \frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_z^2} = 3,671; K_{\theta}^{\delta_B} = \frac{K_{\alpha}^{\delta_B}}{T_{\theta}} = 1,468. \end{aligned}$$

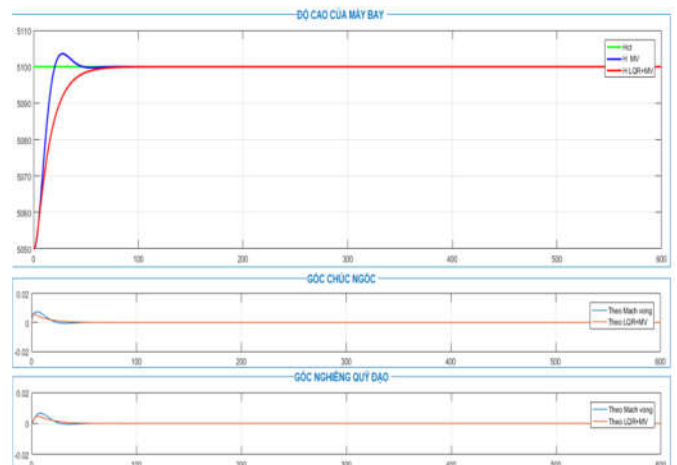
Qua tính toán có ma trận hệ số phản hồi:

$$[K] = [0,8319 \ 0,6673 \ 0,0002]$$

4.2. Kết quả mô phỏng

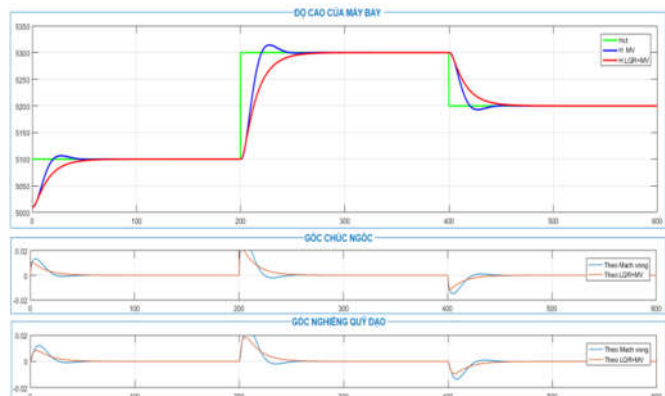
+ Trường hợp 1: Độ cao bay thay đổi (H = 5100m), không có nhiễu.

Kết quả mô phỏng trên hình 4 cho thấy với bộ điều khiển LQR, máy bay đạt độ cao cần thiết một cách êm ái, không dao động, không có độ quá chỉnh, sai số xác lập bằng không. Góc chúc ngóc và góc nghiêng quỹ đạo đảm bảo tốt.



Hình 4. Kết quả mô phỏng chế độ tĩnh không có nhiễu

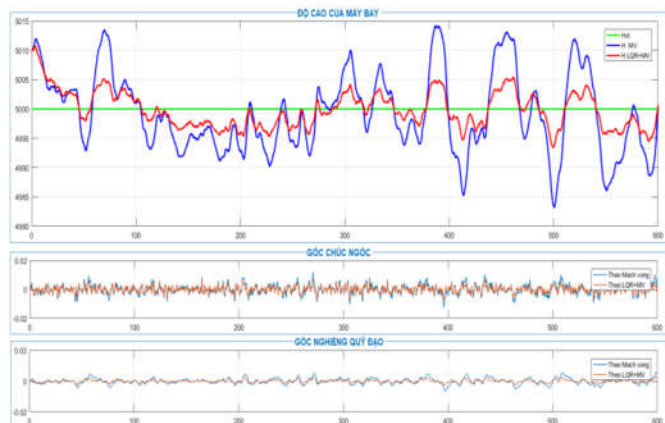
+ Trường hợp 2: Độ cao bay thay đổi theo hàm nhảy bậc từ 5000m lên 5100m lên 5300m rồi giảm xuống 5200m, không có nhiễu.



Hình 5. Kết quả mô phỏng độ cao bay thay đổi không nhiễu

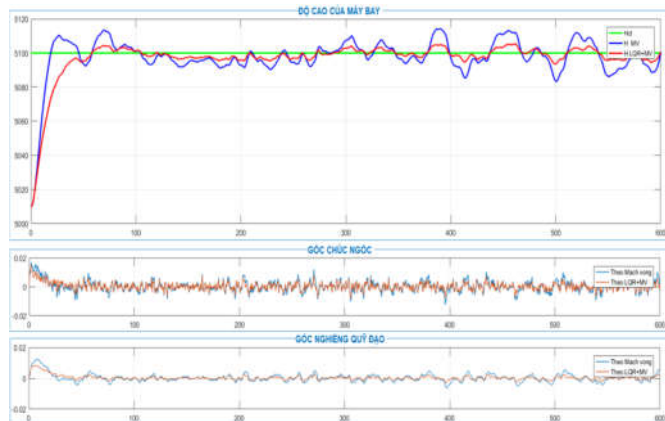
Trong trường hợp 2, bộ điều khiển LQR có tính tác động nhanh chậm hơn, nhưng thời gian đạt trạng thái xác lập là như nhau và tính ổn định tốt hơn (hình 5).

+ Trường hợp 3: Độ cao bay không đổi (H = 5000m), giả sử ban đầu máy bay bị lệch khỏi quỹ đạo 10m, có nhiễu.



Hình 6. Kết quả mô phỏng chế độ tĩnh có nhiễu

Trong trường hợp có nhiễu, độ rung lắc của máy bay sử dụng bộ điều khiển LQR giảm đi đáng kể, chất lượng điều khiển tốt hơn hẳn bộ điều khiển theo mạch vòng hiện tại đang sử dụng (hình 6).



Hình 7. Kết quả mô phỏng độ cao thay đổi theo hàm step với nhiễu

+ Trường hợp 4: Độ cao bay thay đổi theo hàm step, có nhiễu (hình 7).

4.3. Nhận xét kết quả

Qua kết quả mô phỏng ta thấy, mạch vòng ổn định độ cao đã ổn định được hệ thống, tuy nhiên khi có tác động của nhiễu thì độ cao bay bị ảnh hưởng nhiều hơn so với bộ điều khiển LQR. Quá trình quá độ của kênh độ cao khi sử dụng bộ điều khiển LQR không có độ quá chỉnh, thời gian quá độ ngắn, quá trình điều khiển êm ái, chống rung tốt. Các góc chúc góc, góc nghiêng quỹ đạo ổn định, giảm được dao động khi có nhiễu khí động học.

5. KẾT LUẬN

Bài báo đã trình bày kết quả xây dựng bộ điều khiển tối ưu toàn phương tuyến tính cho kênh điều khiển độ cao của thiết bị bay trong quân sự. Phần trình bày được bắt đầu từ việc xây dựng mô hình cơ hệ, tổng hợp bộ điều khiển, mô phỏng bằng phần mềm Matlab-Simulink. Các kết quả kiểm nghiệm cho thấy:

- Thứ nhất, việc sử dụng bộ điều khiển LQR làm tăng tính ổn định của hệ thống, đảm bảo độ chính xác khi bám độ cao.

- Thứ hai, phương pháp này đã giúp giảm tối đa sai số và hiện tượng dao động trong điều kiện hệ thống chịu ảnh hưởng của các yếu tố phi tuyến, nhiễu loạn khí động học trong quá trình bay.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Mai Anh Tuan, Do Quoc Tuan, Le Thanh Tung, 2012. *Các hệ thống điều khiển tự động máy bay và trực thăng*. Air Defence - Air Force Academy.
- [2]. J. Reiner, G. J. Balas, W. L. Garrard, 1995. *Robust dynamic inversion for control of highly maneuverable aircraft*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 18(1):18-24.
- [3]. L. Sonneveldt, Q. P. Chu, J. A. Mulder, 2007. *Nonlinear flight control design using constrained adaptive backstepping*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 30(2):322-336.
- [4]. Q. Wang, R. F. Stengel, 2005. *Robust nonlinear flight control of a high performance aircraft*. Control Systems Technology, IEEE Transactions on, 13(1):15-26.
- [5]. B. A. Sharif, A. Ucar, 2013. *State feedback and LQR controllers for an inverted pendulum system*. 2013 The International Conference on Technological Advances in Electrical, Electronics and Computer Engineering (TAECE), pp. 298-303.

AUTHORS INFORMATION

Nguyen Ngoc Tuan¹, Dang Tien Trung², Tran Xuan Tinh³,
Nguyen Trong Ha³

¹Military Technical Academy

²Electric Power University

³Air Defence - Air Force Academy