

THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN LQR CHO ĐẦU QUÉT QUANG ĐIỆN TỬ

DESIGN OF LQR CONTROLLER FOR ELECTRO-OPTICAL SCANNING HEAD

Trần Văn Tuyên^{1,*}, Đào Sỹ Luật²,
Doãn Thanh Bình³, Đặng Trọng Phúc⁴

DOI: <https://doi.org/10.57001/huic5804.2025.278>

TÓM TẮT

Bài báo trình bày cấu trúc, vai trò của đầu quét quang điện tử trong hệ dẫn đường bị động của tên lửa không đối không tầm gần. Đầu quét quang điện tử là bộ phận then chốt giúp phát hiện, định vị và bám mục tiêu thiết bị bay. Để nâng cao độ chính xác khi điều khiển đầu quét quang điện tử, bài báo đề xuất sử dụng phương pháp điều khiển tối ưu toàn phương tuyến tính (LQR) kết hợp với bộ lọc Kalman (KF) nhằm lọc nhiễu từ tín hiệu hồng ngoại thu được. Các kết quả mô phỏng trên Matlab-Simulink minh họa rõ ràng hiệu quả của phương pháp đề xuất. Hệ thống đạt được độ ổn định cao, sai số xác lập nhỏ, khả năng bám mục tiêu tốt ngay cả trong điều kiện nhiễu, mục tiêu cơ động phức tạp.

Từ khóa: Điều khiển LQR, bộ lọc Kalman, đầu quét quang điện tử, đầu dò hồng ngoại.

ABSTRACT

The paper presents the structure and role of the electro-optical scanning head (EOH) in the passive guidance system of short-range air-to-air missiles. EOH is a key component that helps detect, locate and track aircraft targets. To improve the accuracy of controlling EOH, the paper proposes using the linear quadratic optimization control (LQR) method combined with the Kalman filter (KF) to filter noise from the received infrared signal. The simulation results on Matlab-Simulink clearly illustrate the effectiveness of the proposed method. The system achieves high stability, small steady-state error, good target tracking ability even in noisy conditions, complex maneuvering targets.

Keywords: LQR control, Kalman filter, optoelectronic scanning head, infrared seeker.

¹Học viện Kỹ thuật Quân sự

²Trường Đại học Đồng Nai

³Trường Đại học Điện Lực

⁴Trường THPT Tạ Quang Bửu, Hà Nội

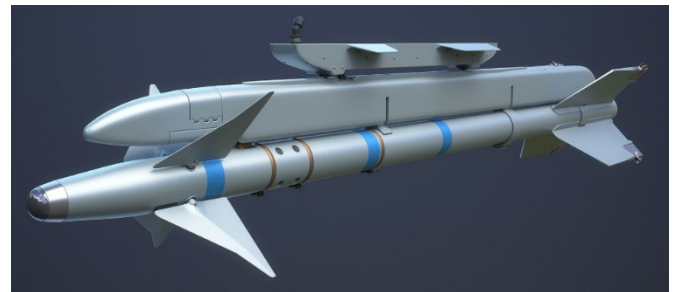
*Email: tranvantuyen@lqdtu.edu.vn

Ngày nhận bài: 25/3/2025

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 30/5/2025

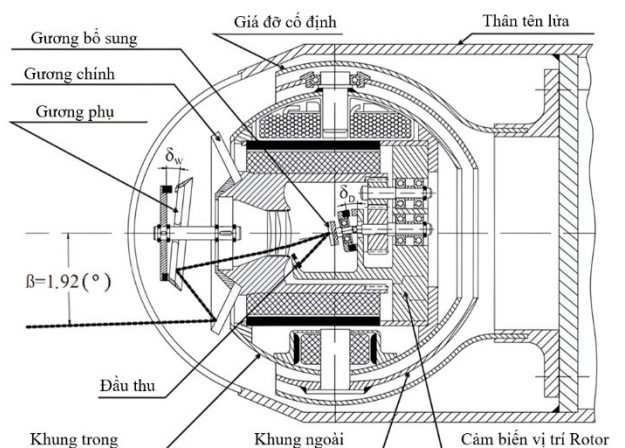
Ngày chấp nhận đăng: 28/7/2025

1. ĐẶT VẤN ĐỀ



Hình 1. Tên lửa không đối không sử dụng đầu quét quang điện tử

Trong các tên lửa không đối không tầm gần (hình 1), đặc biệt là các dòng sử dụng đầu dò hồng ngoại thụ động, đầu quét quang điện tử đóng vai trò cực kỳ quan trọng [3, 4]. Đây là bộ phận đảm nhiệm việc quét không gian để phát hiện mục tiêu, sau đó chuyển sang chế độ bám để dẫn tên lửa tới mục tiêu.



Hình 2. Cấu tạo đầu quét quang điện tử

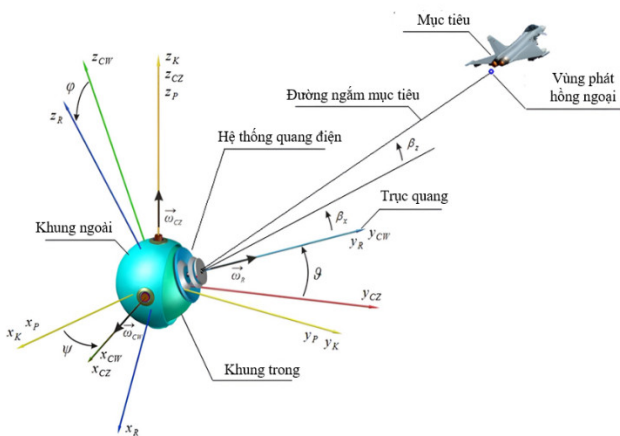
Đầu quét quang điện tử (ĐQQĐT) thường nằm ở mũi tên lửa, gắn chặt với hệ dẫn đường và truyền lệnh tới bộ điều khiển lái, bao gồm: Bộ cảm biến hồng ngoại, hệ thống ống kính và cơ cấu quay hai chiều, bộ phận truyền

động, bộ xử lý tín hiệu và điều khiển. ĐQQĐT phát hiện mục tiêu thông qua tín hiệu hồng ngoại phát ra từ mục tiêu, quét không gian: xoay trục quang học để bao quát vùng tìm kiếm, bám mục tiêu: giữ trục quang học luôn hướng vào mục tiêu trong quá trình bay, cung cấp tín hiệu đầu vào cho hệ điều khiển dẫn đường tên lửa.

Khác với radar chủ động hay bán chủ động, ĐQQĐT không phát ra tín hiệu mà chỉ thu tín hiệu nhiệt do mục tiêu phát ra, điều này giúp hệ thống tránh bị phát hiện và gây nhiễu bởi đối phương. Đã có nhiều nghiên cứu nhằm cải tiến bộ điều khiển PID nguyên bản như [1, 5]. Tuy nhiên, việc điều khiển chính xác trục quang học của đầu dò nhằm theo dõi mục tiêu trong các tình huống cơ động nhanh và xung tín hiệu bị nhiễu là một thách thức lớn. Để khắc phục vấn đề này, nhóm tác giả đề xuất sử dụng bộ điều khiển LQR kết hợp bộ lọc Kalman. Đây là bộ điều khiển có tính bền vững cao, cấu trúc đơn giản, đảm bảo độ chính xác khi hệ thống có tham số bất định và nhiễu bên ngoài [2]. Qua khảo sát cho thấy bộ điều khiển tổng hợp được cho kết quả tốt; loại bỏ, bù khử các nhiễu loạn và bất định sinh ra bởi chuyển động vật mang, mất cân bằng...

2. MÔ HÌNH TOÁN HỆ ĐẦU QUÉT QUANG ĐIỆN TỬ

Mô hình toán học của hệ khi xét đến các thành phần bất định của hệ thống:



Hình 3. Mô hình hệ truyền động hai trục

Mô hình cơ học được thiết lập với các hệ tọa độ xoay liên kết: khung ngoài, khung trong và rôto, ứng với các góc quay ψ , ϑ và φ . Phương trình động học được thiết lập bằng phương pháp Lagrange II, với các mô men quán tính, mô men cản và mô men điều khiển được tính toán cụ thể.

$$\begin{aligned} & (J_{x_{cw}} + J_{x_r})\ddot{\varphi} + (J_{x_{cw}} + J_{x_r})\dot{\omega}_{x_{cw}} \\ & - (J_{y_{cw}} - J_{z_{cw}} - J_{z_r})\omega_{y_{cw}}\omega_{z_{cw}} - J_{y_r}n\omega_{z_{cw}} = M_w - M_{Tw} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & [J_{z_{cz}} + J_{z_{cw}} + J_{z_r} + (J_{y_{cw}} - J_{z_{cw}} - J_{z_r})\sin^2\vartheta]\dot{\omega}_{z_{cz}} \\ & + \frac{1}{2}(J_{y_{cw}} - J_{z_{cw}} - J_{z_r})\sin 2\vartheta(\omega_{z_{cz}}\dot{\vartheta} + \dot{\omega}_{y_{cz}}) \\ & - [J_{z_{cw}} + J_{z_r} + (J_{y_{cw}} - J_{z_{cw}} - J_{z_r})\sin^2\vartheta]\omega_{y_{cw}}\dot{\vartheta} \\ & - (J_{z_{cw}} + J_{z_r})\omega_{z_{cw}}\omega_{x_{cw}}\sin\vartheta + \\ & + J_{y_{cw}}\omega_{y_{cw}}\omega_{x_{cw}}\cos\vartheta + J_{y_r}n\omega_{x_{cw}}\cos\vartheta \\ & - (J_{x_{cz}} - J_{y_{cz}})\omega_{x_{cz}}\omega_{y_{cz}} - (J_{x_{cw}} + J_{x_r})\omega_{x_{cw}}\omega_{y_{cz}} = M_z - M_{Tz} \end{aligned} \quad (2)$$

Trong đó:

$J_{x_{cz}}, T_{y_{cz}}, J_{z_{cz}}$ là mô men quán tính khung ngoài;

$J_{x_{cw}}, T_{y_{cw}}, J_{z_{cw}}$ là mô men quán tính khung trong;

$J_{x_r}, T_{y_r}, J_{z_r}$ là mô men quán tính rôto;

M_z là mô men khung ngoài;

M_w là mô men khung trong;

M_{Tw}, M_{Tz} là mô men ma sát của khung ngoài và khung trong;

n là tốc độ quay của rôto.

Vận tốc góc của khung ngoài:

$$\omega_{x_{cz}} = \omega_{x_p}\cos\psi + \omega_{y_p}\sin\psi$$

$$\omega_{y_{cz}} = -\omega_{x_p}\sin\psi + \omega_{y_p}\cos\psi$$

$$\omega_{z_{cz}} = \dot{\psi} + \omega_{z_p}$$

Vận tốc góc của khung trong

$$\omega_{x_{cw}} = \omega_{x_{cz}} + \dot{\vartheta}$$

$$\omega_{y_{cw}} = \omega_{y_{cz}}\cos\vartheta + \omega_{z_{cz}}\sin\vartheta$$

$$\omega_{z_{cw}} = -\omega_{y_{cz}}\sin\vartheta + \omega_{z_{cz}}\cos\vartheta$$

Giả sử rằng các tác động bên ngoài là không đáng kể, ĐQQĐT có phương trình chuyển động sau đây:

$$\begin{aligned} & (J_{x_{cw}} + J_{x_r})\ddot{\vartheta} - \frac{1}{2}(J_{y_{cw}} - J_{z_{cw}} - J_{z_r})\psi^2\sin 2\vartheta \\ & - J_{y_r}n\dot{\psi}\cos\vartheta + C_w\dot{\vartheta} = M_w \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} & [J_{z_{cz}} + J_{z_{cw}} + J_{z_r} + (J_{y_{cw}} - J_{z_{cw}} - J_{z_r})\sin^2\vartheta]\ddot{\psi} \\ & + (J_{y_{cw}} - J_{z_{cw}} - J_{z_r})\dot{\psi}\dot{\vartheta}\sin 2\vartheta + J_{y_r}n\dot{\vartheta}\cos\vartheta + c_z\dot{\psi} = M_z \end{aligned} \quad (4)$$

3. THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN LQR

Nhằm điều khiển chính xác hệ thống Gimbal trong điều kiện phi tuyến, đề xuất sử dụng bộ điều khiển tuyến tính tối ưu LQR cho hệ được tuyến tính hóa tại điểm cân bằng.

Hàm mục tiêu tối thiểu:

$$J = \int_0^{\infty} [x^T Q x + u^T R u] dt \quad (5)$$

Trong đó: Q là ma trận trọng số biến trạng thái, R là ma trận trọng số điều khiển, x là vectơ biến trạng thái, $u = [M_\vartheta \ M_\psi]^T$ vectơ điều khiển.

Các ma trận Q, R được xác lập theo tiêu chuẩn Bryson nhằm giới hạn biên độ điều khiển và sai số trạng thái trong phạm vi cho phép. Sử dụng ma trận Jacobian để tuyến tính hóa và phân biệt hóa các phương trình trạng thái. Từ phương trình (3) và (4), đặt:

$$\begin{aligned} J_{s1} &= J_{x_{CW}} + J_{x_R}, J_{s2} = J_{y_{CW}} - J_{z_{CW}} - J_{z_R}, \\ J_{s3} &= J_{z_{CZ}} + J_{z_{CW}} + J_{z_R}, \\ x_1 &= \vartheta, x_2 = \dot{\vartheta}, x_3 = \psi, x_4 = \dot{\psi} \end{aligned} \quad (6)$$

Khi đó có phương trình trạng thái sau:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \frac{J_{s2}}{J_{s1}} x_4^2 \sin 2x_1 + \frac{J_{y_R}}{J_{s1}} nx_4 \cos x_1 - \frac{c_w x_2}{J_{s1}} + \frac{M_J}{J_{s1}} \\ \left(-\frac{J_{s2} x_4 x_2 \sin 2x_1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} - \frac{J_{y_R} nx_2 \cos x_1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} \right) \\ \left(-\frac{c_z x_4}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} + \frac{M_z}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} \right) \end{bmatrix} \quad (7)$$

Hay

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \frac{J_{s2}}{J_{s1}} x_4^2 \sin 2x_1 + \frac{J_{y_R}}{J_{s1}} nx_4 \cos x_1 \\ \frac{J_{s2} x_4 x_2 \sin 2x_1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} - \frac{J_{y_R} nx_2 \cos x_1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} \\ \frac{c_w x_2}{J_{s1}} + \frac{M_J}{J_{s1}} \\ \frac{c_z x_4}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} + \frac{M_z}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} \end{bmatrix} \quad (8)$$

Trong đó: f_i là thành phần phụ thuộc tham số hệ thống; z_i phụ thuộc tác động bên ngoài.

Luật điều khiển có dạng:

$$u = K(x_z - x) \quad (9)$$

Trong đó: x_z là vectơ giá trị đặt, vectơ hệ số K điều khiển tối ưu được xác định:

$$K = (R + B^T P B)^{-1} B^T P A \quad (10)$$

Với ma trận P là nghiệm của phương trình Riccati:

$$A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P + Q = 0 \quad (11)$$

Theo luật Bryson, ma trận Q, R được xác định như sau:

$$Q_{ii} = \frac{1}{x_{ii}^2}; R_{ii} = \frac{1}{u_{ii}^2} \quad (12)$$

Với x_{ii} là giá trị lớn nhất của biến trạng thái; u_{ii} là giá trị lớn nhất của biến điều khiển.

Từ thông số thực tế của ĐQQĐT có:

$$u_{11} = u_{22} = 1,5 \text{ Nm}; x_{11} = x_{33} = 0,5^\circ; x_{22} = x_{44} = 40 \text{ độ/s};$$

Rút ra ma trận Q, R như sau:

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{1}{0,5^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{40^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{0,5^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{40^2} \end{bmatrix}; R = \begin{bmatrix} \frac{1}{1,5^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{1,5^2} \end{bmatrix}$$

Ma trận P được xác định bằng cách giải số phương trình Riccati (11) với công thức nghiệm như sau:

$$P_{j-1} = Q + A^T (P_j - P_j B (R + B^T P B)^{-1} B^T P) A \quad (13)$$

Ma trận trạng thái A và ma trận điều khiển B được xác định bằng công thức:

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \frac{\partial f_1}{\partial x_3} & \frac{\partial f_1}{\partial x_4} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \frac{\partial f_2}{\partial x_3} & \frac{\partial f_2}{\partial x_4} \\ \frac{\partial f_3}{\partial x_1} & \frac{\partial f_3}{\partial x_2} & \frac{\partial f_3}{\partial x_3} & \frac{\partial f_3}{\partial x_4} \\ \frac{\partial f_4}{\partial x_1} & \frac{\partial f_4}{\partial x_2} & \frac{\partial f_4}{\partial x_3} & \frac{\partial f_4}{\partial x_4} \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} \frac{\partial z_1}{\partial u_1} & \frac{\partial z_1}{\partial u_2} \\ \frac{\partial z_2}{\partial u_1} & \frac{\partial z_2}{\partial u_2} \\ \frac{\partial z_3}{\partial u_1} & \frac{\partial z_3}{\partial u_2} \\ \frac{\partial z_4}{\partial u_1} & \frac{\partial z_4}{\partial u_2} \end{bmatrix} \quad (14)$$

Với

$$\frac{\partial f_1}{\partial x_1} = 0, \frac{\partial f_1}{\partial x_2} = 1, \frac{\partial f_1}{\partial x_3} = 0, \frac{\partial f_1}{\partial x_4} = 0;$$

$$\frac{\partial f_2}{\partial x_1} = \frac{J_{s2} x_4^2 \cos 2x_1 - J_{y_R} nx_4 \sin x_1}{J_{s1}}; \frac{\partial f_2}{\partial x_2} = 0, \frac{\partial f_2}{\partial x_3} = 0;$$

$$\frac{\partial f_2}{\partial x_4} = \frac{J_{s2} x_4 \sin 2x_1 + J_{y_R} n \cos x_1}{J_{s1}};$$

$$\frac{\partial f_3}{\partial x_1} = 0, \frac{\partial f_3}{\partial x_2} = 0, \frac{\partial f_3}{\partial x_3} = 0, \frac{\partial f_3}{\partial x_4} = 1;$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial f_4}{\partial x_1} &= \frac{-2J_{s2} x_2 x_4 \cos 2x_1 + J_{y_R} nx_2 \sin x_1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} \\ &+ \frac{J_{s2}^2 x_2 x_4 2 \sin x_1 \cos x_1 \sin 2x_1 + J_{s2} J_{y_R} nx_2 \cos^2 x_1 2 \sin x_1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)} \end{aligned}$$

$$\frac{\partial f_4}{\partial x_2} = \frac{-J_{s2}x_4 \sin 2x_1 - J_{yr} n \cos x_1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)}; \frac{\partial f_4}{\partial x_3} = 0;$$

$$\frac{\partial f_4}{\partial x_4} = \frac{-J_{s2}x_2 \sin 2x_1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)};$$

$$\frac{\partial z_1}{\partial u_1} = 0, \frac{\partial z_1}{\partial u_2} = 0; \frac{\partial z_2}{\partial u_1} = 0, \frac{\partial z_2}{\partial u_2} = \frac{1}{J_{s1}}; \frac{\partial z_3}{\partial u_1} = 0, \frac{\partial z_3}{\partial u_2} = 0;$$

$$\frac{\partial z_4}{\partial u_1} = \frac{1}{(J_{s3} + J_{s2} \sin^2 x_1)}, \frac{\partial z_4}{\partial u_2} = 0$$

4. BỘ LỌC KALMAN

Trong quá trình bám mục tiêu, cảm biến nhận được tín hiệu hồng ngoại ở dạng xung không đều, có thể chứa nhiễu hoặc sai lệch do ảnh hưởng môi trường. Bộ lọc KF được sử dụng để:

- Lọc và nhận diện xung cực đại hợp lệ;
- Ước lượng vận tốc tương đối và hướng bay của mục tiêu;
- Cập nhật vị trí mục tiêu theo thời gian thực cho bộ điều khiển.

Hệ thống điều khiển đầu quét quang điện tử hai trục (trục nghiêng θ và trục phương vị ψ) được mô hình hóa dưới dạng không gian trạng thái như sau:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + g(t) \\ y(t) &= Hx(t) + h(t) \end{aligned} \quad (15)$$

Trong đó:

$y(t) = [\vartheta(t) \ \psi(t)]^T$ là đầu ra đo được (góc từ cảm biến ảnh);

$g(t), h(t)$ là nhiễu quá trình và nhiễu đo;

Giá trị ước lượng biến trạng thái từ bộ lọc Kalman được tính theo công thức:

$$\dot{\hat{x}}(t) = (A - LH)\hat{x}(t) + Bu(t) + Ly(t)$$

5. MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ

5.1. Tham số mô phỏng

Đầu quét quang điện tử có tham số như sau:

Mô men quán tính của rô to theo các trục:

$$J_{xr} = 0,00114 \text{ (kg.m}^2\text{)}; J_{yr} = 0,00157 \text{ (kg.m}^2\text{)};$$

$$J_{zr} = 0,00158 \text{ (kg.m}^2\text{)}.$$

Mô men quán tính khung trong:

$$J_{xcw} = 0,00184 \text{ (kg.m}^2\text{)}; J_{ycw} = 0,00187 \text{ (kg.m}^2\text{)};$$

$$J_{z cw} = 0,00178 \text{ (kg.m}^2\text{)}.$$

Mô men quán tính khung ngoài:

$$J_{xcz} = 0,00153 \text{ (kg.m}^2\text{)}; J_{ycz} = 0,00153 \text{ (kg.m}^2\text{)};$$

$$J_{zcz} = 0,00142 \text{ (kg.m}^2\text{)}.$$

Tốc độ quay của rô to: $n = 600 \text{ (rad/s)}$

Hệ số ma sát khung trong $c_w = 0,05 \text{ (Nms)}$; Hệ số ma sát khung trong $c_z = 0,05 \text{ (Nms)}$.

Sau khi tính toán bằng phần mềm Matlab có:

Ma trận điều khiển LQR:

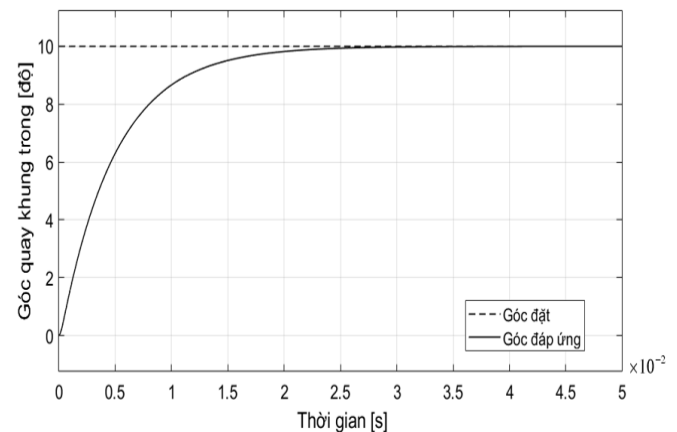
$$K = \begin{bmatrix} 31,622 & 3,211 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 31,622 & 3,211 \end{bmatrix};$$

Ma trận hệ số bộ quan sát Kalman:

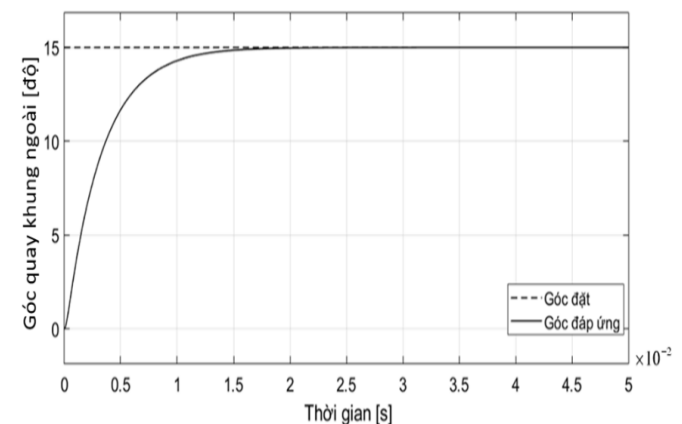
$$L = \begin{bmatrix} 5,049 & 0 \\ 0,248 & 0 \\ 0 & 5,049 \\ 0 & 0,248 \end{bmatrix}$$

5.2. Kết quả mô phỏng

Trường hợp 1: Góc đặt khung trong là 10 độ, góc đặt khung ngoài là 15 độ, mục tiêu bay thẳng, không nhiễu.

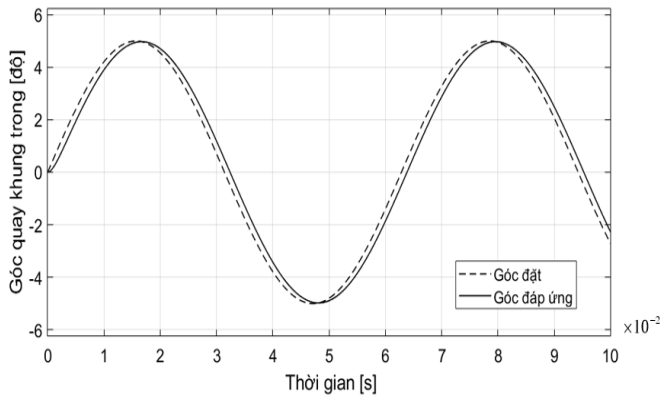


Hình 4. Đáp ứng góc quay khung trong khi mục tiêu bay thẳng

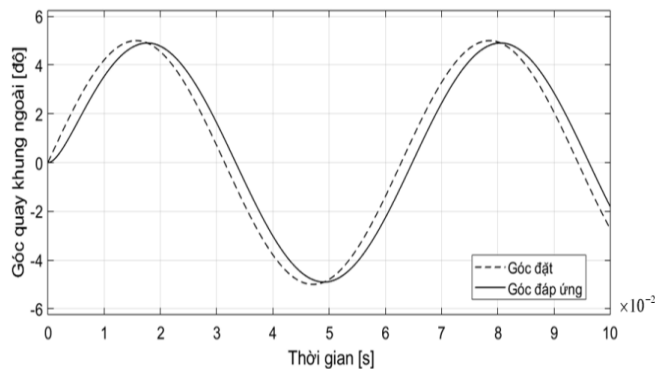


Hình 5. Đáp ứng góc quay khung ngoài khi mục tiêu bay thẳng

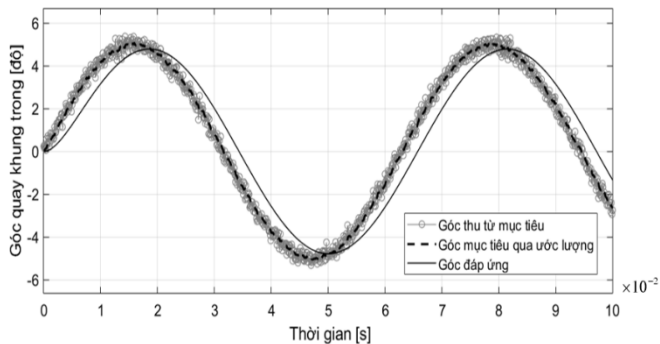
Trường hợp 2: Mục tiêu cơ động tròn, không nhiễu.



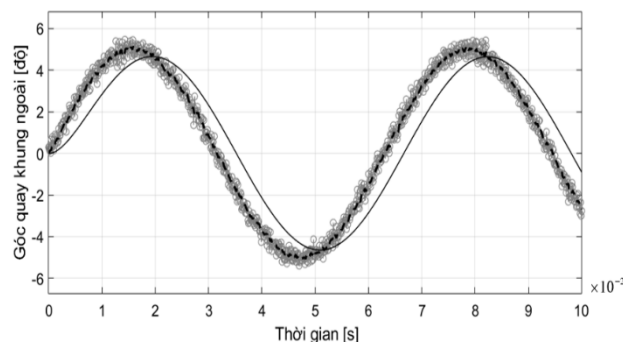
Hình 6. Đáp ứng góc quay khung trong khi mục tiêu cơ động tròn



Hình 7. Đáp ứng góc quay khung ngoài khi mục tiêu cơ động tròn

Trường hợp 3: Mục tiêu cơ động tròn, có nhiễu đo.

Hình 8. Đáp ứng góc quay khung trong với mục tiêu cơ động tròn, có nhiễu đo



Hình 9. Đáp ứng góc quay khung ngoài với mục tiêu cơ động tròn, có nhiễu đo

5.3. Nhận xét kết quả

Hiệu quả của bộ lọc Kalman:

- Lọc nhiễu tốt: Trong trường hợp mục tiêu cơ động có nhiễu đo (hình 8 và 9), KF đã giúp giảm đáng kể dao động do nhiễu gây ra, giúp hệ thống ước lượng chính xác vị trí và vận tốc mục tiêu.

- Tốc độ hội tụ nhanh: Kết quả mô phỏng cho thấy KF giúp hệ thống ổn định ngay cả khi có nhiễu, chứng tỏ khả năng thích nghi tốt với các biến động bên ngoài.

- Cải thiện độ chính xác: Nhờ KF, sai số xác lập chỉ còn 0,3 độ, điều này rất quan trọng trong ứng dụng quân sự, nơi yêu cầu độ chính xác cao để bám mục tiêu.

Độ ổn định của đầu quét:

Ổn định trong cả điều kiện tĩnh và động. Khi mục tiêu bay thẳng (hình 4 và 5), hệ thống đáp ứng nhanh và không có quá điều chỉnh, chứng tỏ bộ điều khiển LQR đã tối ưu hóa đáp ứng hệ thống. Khi mục tiêu cơ động tròn (hình 6 và 7), đầu quét vẫn bám sát quỹ đạo mục tiêu mà không bị mất ổn định, cho thấy khả năng chống chịu tốt với sự thay đổi động học. Khả năng chống nhiễu tốt, trong điều kiện có nhiễu (hình 8 và 9), hệ thống vẫn duy trì được độ ổn định, mặc dù có dao động nhỏ trong quá trình quá độ.

Độ chính xác trong điều khiển:

Sai số xác lập nhỏ, dù trong điều kiện nhiễu, mục tiêu cơ động, đáp ứng yêu cầu kỹ thuật cao của hệ thống dẫn đường. Kết quả mô phỏng cho thấy hệ thống điều khiển LQR kết hợp KF giúp đầu quét bám sát quỹ đạo mục tiêu ngay cả khi mục tiêu thay đổi hướng đột ngột. Mô hình toán học của hệ thống có tính phi tuyến cao (do cơ cấu Cardan và các yếu tố quán tính), nhưng bộ điều khiển vẫn đảm bảo độ chính xác nhờ phương pháp tuyến tính hóa và tối ưu hóa LQR.

6. KẾT LUẬN

Bài báo đã thành công trong việc đề xuất và chứng minh hiệu quả của bộ điều khiển LQR kết hợp KF cho hệ thống ĐQQĐT. Các kết quả mô phỏng cho thấy phương pháp này vượt trội so với điều khiển PID truyền thống, đặc biệt trong việc xử lý nhiễu và cải thiện độ chính xác. Nghiên cứu mở ra hướng phát triển mới cho các hệ thống điều khiển trong lĩnh vực quốc phòng. Các kết quả kiểm nghiệm cho thấy:

- Thứ nhất, Bộ lọc KF đóng vai trò quan trọng trong việc lọc nhiễu và ước lượng trạng thái, giúp hệ thống đạt độ chính xác cao ngay cả trong điều kiện nhiễu.

- Thứ hai, đầu quét duy trì độ ổn định tốt trong cả trường hợp mục tiêu bay thẳng và cơ động phức tạp, nhờ vào thiết kế tối ưu của bộ điều khiển LQR. Độ chính xác điều khiển đạt yêu cầu kỹ thuật cao, phù hợp với ứng dụng quân sự, đặc biệt trong hệ thống dẫn đường tên lửa không đối không.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Ngô Mạnh Tiến và các cộng sự, "Điều khiển hệ bám quang điện tử trong môi trường rung lắc sử dụng bộ điều khiển PID mờ thích nghi," *Tạp chí Nghiên cứu KH&CN quân sự, Số Đặc san ACMEC*, 158-167, 2017.
- [2]. Chingiz Hajiyev, Sıtkı Yenil Vural, "LQR Controller with Kalman Estimator Applied to UAV Longitudinal Dynamics," *Scientific Research*, 4, 36-41, 2013.
- [3]. Gapinski D., Szmidi P., "The control process of a scanning and tracking IR seeker using inverse dynamics," in *Proceedings of the 3rd International Conference "Engineering Mechanics 2017"*, Svratka, Czech Republic, 326–329, 2017.
- [4] Gapinski D., Koruba Z., Krzysztofik I., "The model of dynamics and control of modified optical scanning seeker in anti-aircraft rocket missile," *Mech. Syst. Signal Process*, 45, 433-447, 2014.
- [5]. Maher Abdo, et al., "Modeling Control and Simulation of Two Axes Gimbal Seeker Using Fuzzy PID", in *2014 22nd Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE)*, Tehran, Iran, 1342-1347, 2014. doi: 10.1109/IranianCEE.2014.6999742.

AUTHORS INFORMATION

Tran Van Tuyen¹, Dao Sy Luat², Doan Thanh Binh³, Dang Trong Phuc⁴

¹Military Technical Academy, Vietnam

²Dong Nai University, Vietnam

³Electric Power University, Vietnam

⁴Ta Quang Buu High School, Hanoi