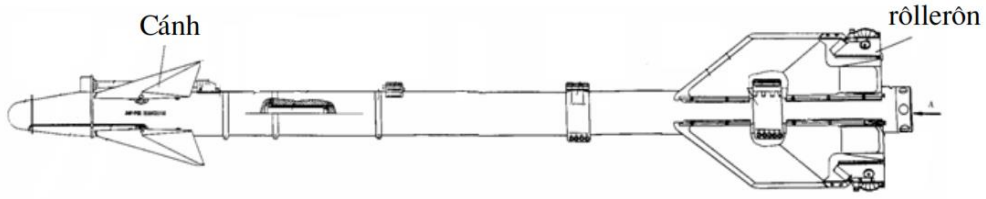
XÂY DỰNG LUẬT DẪN VÀ ĐIỀU KHIỂN TÊN LỬA HAI KÊNH TIẾP CẬN MỤC TIÊU CƠ ĐỘNG TRÊN CƠ SỞ ÁP DỤNG LÝ THUYẾT ĐIỀU KHIỂN HIỆN ĐẠI

Tô Bá Thành[1*], Trần Xuân Khánh[2], Hoàng Văn Long[3], Trần Đức Thuận[1]

Tóm tắt: *Bài báo trình bày kết quả kết hợp hai công trình đã được công bố [9, 10] để xây dựng luật điều khiển cho hai cặp cánh lái tên lửa hai kênh tiếp cận mục tiêu cơ động. Bài báo [9] đã giải quyết bài toán xác định gia tốc pháp tuyến tối ưu để tiếp cận mục tiêu cơ động, bài báo [10] xác định quy luật thay đổi hai cặp cánh lái để có gia tốc pháp tuyến mong muốn.*

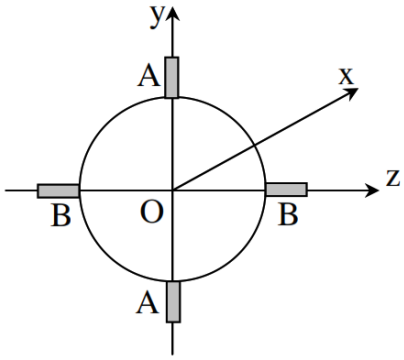
1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Xét lớp thiết bị bay (TBB) có cấu trúc như trên hình 1. Cũng như các thiết bị bay khác để điều khiển quỹ đạo bay cần tác động vào các cánh lái (4 cánh), nhằm tạo ra góc tấn và góc trượt cạnh để có lực pháp tuyến. Lực pháp tuyến ở đây có bản chất là các lực khí động.



Hình 1. *Thiết bị bay hai kênh có cơ cấu rôllerôn.*

Quy ước cho hệ tọa độ liên kết của tên lửa hai kênh như sau (hình 2): trục OX trùng với trục dọc, mặt phẳng OXZ chứa cánh lái B-B tạo góc tấn, mặt phẳng OXY chứa cánh lái A-A tạo góc trượt cạnh.



Hình 2. *Hệ tọa độ liên kết trên tên lửa hai kênh.*

Hai cặp cánh lái A-A và B-B là máy lái dạng rơ le, tức là chỉ có thể tạo ra hai góc lệch ở dạng ngưỡng $+\delta$ hoặc $-\delta$ ($\delta = const$). Việc tạo ra luật thay đổi hai cặp cánh lái này để đạt một giá trị gia tốc pháp tuyến theo yêu cầu đã được giải quyết tại công trình [10]. Tuy nhiên, vấn đề bám theo mục tiêu cơ động trên không chưa được đề cập. Trong công trình [9] có giải quyết vấn đề xác định gia tốc pháp tuyến để mục tiêu bay bám theo mục tiêu ở giai đoạn sát mục tiêu, xong chưa đề cập đến vấn đề ở các giai đoạn trước và chưa cụ thể hóa cho các cơ cấu lái. Trong báo cáo này, nhóm tác giả sẽ kết hợp và phát triển hai công trình trên. Vì kênh độ cao, chuyển động trong mặt phẳng thẳng đứng cũng giống mặt phẳng nằm ngang về mặt toán học, nên chỉ xem xét chuyển

động trong mặt phẳng này, còn đối với măt phẳng nằm ngang sẽ có kết quả tương tự (chỉ khác ở điểm khi xem xét chuyển động ở mặt phẳng thẳng đứng phải có thêm thành phần gia tốc trọng trường).

2. XÂY DỰNG THUẬT TOÁN XÁC ĐỊNH GIA TỐC PHÁP TUYẾN TỐI ƯU KÊNH ĐỘ CAO

Tổng hợp luật tự dẫn là bài toán tổng hợp lực pháp tuyến tác động vào tâm khối thiết bị bay (TBB) để duy trì một tham số nào đó của quan hệ tương đối giữa mục tiêu (MT) và TBB. Căn cứ vào quy luật quay đường ngắm TBB - MT có thể chia nhóm phương pháp dẫn hai điểm thành: phương pháp dẫn đuổi, phương pháp dẫn thẳng, phương pháp dẫn tiếp cận song song, phương pháp dẫn tiếp cận tỉ lệ [1]. Hầu hết các TBB bay tự dẫn sử dụng phương pháp dẫn tiếp cận tỉ lệ (TCTL). Việc nghiên cứu tổng hợp luật dẫn TCTL đã được nhiều công trình đề cập, kết quả công bố đã chứng minh phương pháp TCTL là một phương pháp dẫn tối ưu đảm bảo cực tiểu độ trượt khi TBB tiếp cận mục tiêu. Bên cạnh đó, một số công trình [3, 5-7] đã sử dụng lý thuyết điều khiển hiện đại để tìm luật tự dẫn cho TBB trên cơ sở phương pháp dẫn TCTL, tuy nhiên, các nghiên cứu này đã bỏ qua ảnh hưởng của các yếu tố như: sự thay đổi của tốc độ TBB, sự cơ động của MT và gia tốc trọng trường. Bài báo [4] đã ứng dụng lý thuyết điều khiển tối ưu để tìm luật dẫn cho lớp TBB có tốc độ thay đổi, nhưng luật dẫn đề xuất chưa đề cập đến khả năng cơ động của mục tiêu và tác động của gia tốc trọng trường. Công trình [2] đã đề xuất luật dẫn tối ưu theo phương pháp TCTL và có tính đến các yếu tố gây sai số động, tuy nhiên, phương pháp giải bài toán của [2] chưa mang tính tổng quát, chỉ đúng cho một trường hợp khi mục tiêu không cơ động.

Mục đích của bài báo là ứng dụng lý thuyết điều khiển tối ưu để tổng hợp luật dẫn cho một lớp TBB tự dẫn có tốc độ thay đổi đến điểm gặp MT khi tính đến các yếu tố gây sai số động. Trước tiên, bài báo trình bày bài toán điều khiển tối ưu cho hệ thống phi tuyến có tác động của nhiễu. Tiếp theo, tổng hợp luật tự dẫn với mô hình TBB có tốc độ thay đổi khi tính đến khả năng cơ động của mục tiêu, tác động của gia tốc trọng trường và gia tốc dọc trục trên cơ sở áp dụng bài toán điều khiển tối ưu trong điều kiện có tác động nhiễu.

Xét một lớp hệ thống phi tuyến có tác động của nhiễu dưới dạng [8]:

$$\dot{X} = f(X) + BU + CZ \tag{1}$$

Bài toán yêu cầu tổng hợp luật điều khiển tối ưu cho hệ thống (1) để cực tiểu hóa hàm chỉ tiêu chất lượng J dạng toàn phương:

$$J = \frac{1}{2} X^T(t_f).\Phi.X(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \frac{1}{2}(X^T QX + U^T RU)dt \tag{2}$$

Trong đó: X là véc tơ biến trạng thái; U là biến điều khiển; Z là trạng thái nhiễu tác động; $f(X)$ là hàm của biến trạng thái X; B là ma trận điều khiển; C là ma trận nhiễu; Φ là ma trận trọng số có tính chất xác định dương; Q là ma trận trọng số theo biến trạng thái có tính chất xác định dương; R là ma trận trọng số theo biến điều khiển có tính chất xác định dương, t_0 là thời gian bắt đầu điều khiển tối ưu; t_f là thời gian kết thúc điều khiển tối ưu.

Theo định lý trong [8]: Nếu $X^*(t)$ là trạng thái tối ưu thỏa mãn cực tiểu hàm chỉ tiêu

chất lượng dạng toàn phương (2) trên quỹ đạo của hệ thống phi tuyến (1), thì biến điều khiển tối ưu tương ứng là:

$$U^*(t) = -R^{-1}B^T G(X,t) - R^{-1}B^T K_1(t) \tag{3}$$

Trong đó: $G(X,t)$ là hàm của biến trạng thái X và thời gian t; $K_1(t)$ là nghiệm của phương trình:

$$\dot{K}_1 = \alpha\left(X^*(t),t\right)K_1 + \beta\left(X^*(t),t\right)CZ\ ,\ K_1(t_f) = 0 \tag{4}$$

Các ma trận $\alpha\left(X^*(t),t\right)$ và $\beta\left(X^*(t),t\right)$ được xác định theo biểu thức:

$$\begin{cases} \alpha\left(X^*(t),t\right) = \nabla_x GBR^{-1}B^T - (\nabla_x f)^T\big|_{X=X^*(t)} \\ \beta\left(X^*(t),t\right) = -\nabla_x G\big|_{X=X^*(t)} \end{cases} \tag{5}$$

Nếu một hệ thống tuyến tính có $f(X) = AX$, khi này, hệ thống (1) có dạng:

$$\dot{X} = AX + BU + CZ \tag{6}$$

Trong trường hợp này, biến điều khiển tối ưu tương ứng là:

$$U^*(t) = -R^{-1}B^T K_x(t)X - R^{-1}B^T K_1(t) \tag{7}$$

Với $K_x(t)$ và $K_1(t)$ là nghiệm của hệ phương trình vi phân:

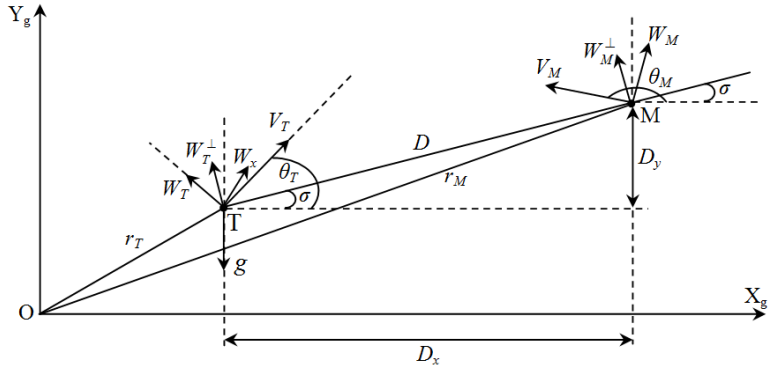
$$\dot{K}_x = K_x BR^{-1}B^T K_x - K_x A - A^T K_x - Q, \qquad K_x(t_f) = \Phi \tag{8}$$

$$\dot{K}_1 = (K_x BR^{-1}B^T - A^T)K_1 - K_x CZ, \qquad K_1(t_f) = 0 \tag{9}$$

Từ các phương trình (8), (9) có các nhận xét sau:

- Ma trận hệ số K_x hoàn toàn có thể xác định trước bằng cách giải hệ phương trình (8) khi các ma trận *A, B, Q* không thay đổi trong quá trình điều khiển.

- Vì điều kiện biên của (9) ở phía phải, nên để xác định $K_1(t)$ ở thời điểm *t* cần phải biết *Z* ở thời điểm tương lai trong khoảng *(t, t_f)*, tức là phải dự đoán *Z*.



Hình 3. *Tương quan hình học giữa TBB và MT trong mặt phẳng thẳng đứng.*

Xét mô hình động học tự dẫn của TBB ứng dụng trong quân sự khi tấn công mục tiêu cơ động, tương quan động hình học giữa TBB và MT trong mặt phẳng thẳng đứng được thể hiện trên hình 3.

Theo [1] hệ phương trình động hình học trong mặt phẳng thẳng đứng như sau:

$$\dot{D} = V_M \cos(\theta_M - \sigma) - V_T \cos(\theta_T - \sigma) \tag{10}$$

$$D\dot{\sigma} = V_M \sin(\theta_M - \sigma) - V_T \sin(\theta_T - \sigma) \tag{11}$$

Tiến hành lấy đạo hàm hai vế phương trình (11) có:

$$\begin{aligned} &\dot{D}\dot{\sigma} + D\ddot{\sigma} = \dot{V}_M \sin(\theta_M - \sigma) + V_M(\dot{\theta}_M - \dot{\sigma})\cos(\theta_M - \sigma) - \dot{V}_T \sin(\theta_T - \sigma) \\ &- V_T(\dot{\theta}_T - \dot{\sigma})\cos(\theta_T - \sigma) \end{aligned} \tag{12}$$

$$\begin{aligned} &\dot{D}\dot{\sigma} + D\ddot{\sigma} = \dot{V}_M \sin(\theta_M - \sigma) + V_M\dot{\theta}_M \cos(\theta_M - \sigma) - \dot{V}_T \sin(\theta_T - \sigma) \\ &- V_T\dot{\theta}_T \cos(\theta_T - \sigma) - \dot{\sigma}[V_M \cos(\theta_M - \sigma) - V_T \cos(\theta_T - \sigma)] \end{aligned} \tag{13}$$

Nếu vận tốc mục tiêu M và vận tốc thiết bị bay T thay đổi chậm và các góc θ, σ có giá trị nhỏ thì các số hạng $\dot{V}_M \sin(\theta_M - \sigma), \dot{V}_T \sin(\theta_T - \sigma)$ ở vế phải của biểu thức (13) sẽ là các vô cùng bé bậc hai nên có thể bỏ qua. Từ (10) ta thay giá trị của biểu thức trong ngoặc [.] bằng $\dot{D}$. Dễ dàng nhận thấy, các tích $V_M\dot{\theta}_M$, $V_T\dot{\theta}_T$ là các gia tốc pháp tuyến của mục tiêu và TBB, tức là $W_M = V_M\dot{\theta}_M$, $W_T = V_T\dot{\theta}_T$. Từ các nhận xét trên phương trình (13) sẽ có dạng sau:

$$2\dot{D}\dot{\sigma} + D\ddot{\sigma} = W_M \cos(\theta_M - \sigma) - W_T \cos(\theta_T - \sigma) \tag{14}$$

Trong đó: T và M tương ứng là vị trí của TBB và MT; D là khoảng cách giữa TBB và MT; σ góc nghiêng đường ngắm TBB - MT; θ_T là góc nghiêng quỹ đạo TBB; θ_M là góc nghiêng quỹ đạo MT; g là gia tốc trọng trường; W_M, W_T tương ứng là gia tốc pháp tuyến của MT và TBB; W_x là gia tốc dọc trục của TBB; $W_M^{\perp}$, $W_T^{\perp}$ tương ứng là các thành phần gia tốc MT và gia tốc TBB, vuông góc với đường ngắm; $W_x^{\perp}$ là thành phần gia tốc dọc trục TBB, vuông góc với đường ngắm; $g^{\perp}$ là thành phần gia tốc trọng trường, vuông góc với đường ngắm.

Trong trường hợp các góc $\theta_M, \theta_T, \sigma$ có giá trị nhỏ, thì phương của gia tốc pháp tuyến của TBB và MT gần vuông góc với đường ngắm và ($\cos(\theta_M - \sigma) \approx 1$, $\cos(\theta_T - \sigma) \approx 1$), khi đó, gia tốc pháp tuyến trong kênh độ cao sẽ là tổng [2]:

$$W_T = W_T^{\perp} + W_x^{\perp} - g^{\perp} \tag{15}$$

Từ (14) và (15) có phương trình xấp xỉ như sau [1, 2]:

$$2\dot{D}\dot{\sigma} + D\ddot{\sigma} = \mathrm{W}_M^{\perp} - \mathrm{W}_T^{\perp} - \mathrm{W}_x^{\perp} + g^{\perp} \tag{16}$$

Trong đó, $\dot{\sigma}$ là tốc độ góc quay đường ngắm trong mặt phẳng thẳng đứng, được ký hiệu là ω_y ($\omega_y = \dot{\sigma}$). Nhiệm vụ của điều khiển dẫn theo thông tin tốc độ đường ngắm là tạo lực để có gia tốc pháp tuyến $\mathrm{W}_T^{\perp}$ cho TBB sao cho tốc độ quay đường ngắm ω_y tiến tới 0 và duy trì xung quanh giá trị không này. Khi vận tốc mục tiêu có giá trị nhỏ hơn nhiều lần tốc độ tên lửa (điều này hoàn toàn hợp lý đối với vấn đề dùng tên lửa đối hải bắn mục tiêu trên biển) thì tham số $\dot{D}$ có thể được xấp xỉ bằng tốc độ của thiết bị bay V_T.

Phương trình (16) khi này có dạng:

$$D\dot{\omega}_y + 2V_T\omega_y = \mathrm{W}_M^{\perp} - \mathrm{W}_T^{\perp} - \mathrm{W}_x^{\perp} + g^{\perp} \tag{17}$$

Hai phương trình (15) và (17) được trích dẫn từ các công trình [1, 2], có đủ độ tin cậy và hợp lý.

Đặt $x_1 = \omega_y$; $x_2 = \dot{\omega}_y = \dot{x}_1$; $u = \mathrm{W}_T^{\perp}$; $Z = \mathrm{W}_M^{\perp} - \mathrm{W}_x^{\perp} + g^{\perp}$, khi này, phương trình (17) có thể được viết dưới dạng không gian trạng thái như sau:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\dfrac{2V_T}{D}x_1 - \dfrac{u}{D} + \dfrac{Z}{D} \end{cases}$$

Hoặc:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = AX + BU + CZ \tag{18}$$

Ở đây, A, B, C là:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\dfrac{2V_T}{D} & 0 \end{bmatrix};\ B = \begin{bmatrix} 0 \\ -\dfrac{1}{D} \end{bmatrix};\ C = \begin{bmatrix} 0 \\ \dfrac{1}{D} \end{bmatrix},\ U = u$$

Đối với các TBB tự dẫn có trong trang bị cho quân đội các nước hiện nay, luật điều khiển chủ yếu được thực hiện theo phương pháp tiếp cận tỉ lệ, tức là $u = Kx_1$. Trong công trình [2] tác giả đã tổng hợp luật dẫn tối ưu, song chỉ xét trong trường hợp đại lượng Z không biến đổi theo thời gian, tức là $Z = Const$. Còn trong công trình [9] có giải pháp điều khiển tối ưu theo tiêu chuẩn toàn phương cho hệ tuyến tính dừng, nên chỉ có giá trị cho giai đoạn cuối (sát mục tiêu). Vì cự ly D thay đổi liên tục nên phương trình thứ hai của hệ trước công thức trở thành phương trình có tham số thay đổi, do vậy, hệ (18) trở thành hệ không dừng. Để áp dụng luật điều khiển tối ưu theo tiêu chuẩn toàn phương như [8] đã thực hiện cần có giải pháp bổ sung. Giải pháp đó là, định kỳ thường xuyên cập nhật thông ti về cự ly do thiết bị đo cự ly truyền sang và trong khoảng thời gian ngắn hạn coi D là hằng số và thực hiện luật điều khiển như [9] đã đề xuất như sau.

Vậy ma trận A, B, C trong hệ (6) sẽ là:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\dfrac{2V_T}{D_i} & 0 \end{bmatrix};\ B = \begin{bmatrix} 0 \\ -\dfrac{1}{D_i} \end{bmatrix};\ C = \begin{bmatrix} 0 \\ \dfrac{1}{D_i} \end{bmatrix} \tag{19}$$

Ở đây, D_i là thông tin về cự ly nhận được ở khoảng thời gian thứ i.

Thay luật điều khiển (7) vào (6) nhận được:

$$\dot{X} = \left(\mathrm{A} - BR^{-1}B^T K_x\right)X - BR^{-1}B^T K_1(t) + CZ \tag{20}$$

Để hệ hoạt động thì hệ tuyến tính (20) phải ổn định, tức là ma trận:

$$A^{+} = \mathrm{A} - BR^{-1}B^T K_x \tag{21}$$

phải thỏa mãn tính chất Hurwitz, nghĩa là các nghiệm của phương trình đặc trưng:

$$\det(I\lambda - A^{+}) = 0 \tag{22}$$

phải có phần thực là âm.

Trong thực tế để xác định ma trận K_x có thể thay việc giải hệ phương trình vi phân (8) bằng hệ phương trình đại số sau [8]:

$$K_x BR^{-1}B^T K_x - K_x A - A^T K_x - Q = 0 \tag{23}$$

Để phần thực các nghiệm của phương trình (22) có giá trị âm thì khi giải phương trình đại số bậc hai (23) cần phải lấy nghiệm K_x (trong hai bộ nghiệm) đạt yêu cầu phần thực nghiệm phương trình (22) có giá trị âm.

Đặt biến số:

$$\tau = t_f - t \tag{24}$$

Khi $t = 0$ thì $\tau = t_f$, còn khi $t = t_f$ thì $\tau = 0$. Đây chính là tham số thời gian ngược với mốc thời điểm cuối quá trình điều khiển, khi này, phương trình (9) sẽ có dạng:

$$\begin{aligned} \dot{K}_1(\tau) &= -\dot{K}_1(t) = -\left(K_x BR^{-1}B^T - A^T\right)K_x + K_x CZ \\ &= \left(A^T - K_x BR^{-1}B^T\right)K_x + K_x CZ, \quad \mathrm{K}_1(0) = 0 \end{aligned} \tag{25}$$

Theo [8], ma trận nghiệm K_x của phương trình (23) có tính đối xứng qua đường chéo chính. Vì vậy:

$$A^T - K_x BR^{-1}B^T = A^{+T} = \Psi \tag{26}$$

Do vậy, nghiệm của phương trình (22) cũng là nghiệm của phương trình:

$$\det\left(I\lambda - [A^T - K_x BR^{-1}B^T]\right) = 0 \tag{27}$$

Như vậy, phương trình (25) cũng có tính ổn định. Vì hệ phương trình vi phân (25) là tuyến tính nên theo [8], nếu biết nghiệm của nó ở thời điểm τ_1 và hàm $Z(\chi)$ trong khoảng $\tau_1 \le \chi \le \tau$, thì nghiệm của nó được xác định như sau:

$$K_1(\tau) = e^{\Psi(\tau-\tau_1)}.K_1(\tau_1) + \int_{\tau_1}^{\tau} e^{\Psi(\tau-\chi)}K_x CZ(\chi)d\chi \tag{28}$$

Vì các nghiệm của phương trình đặc trưng của ma trận Ψ có phần thực âm nên định mức của ma trận $e^{\Psi(\tau-\tau_1)}$ có tính chất sau:

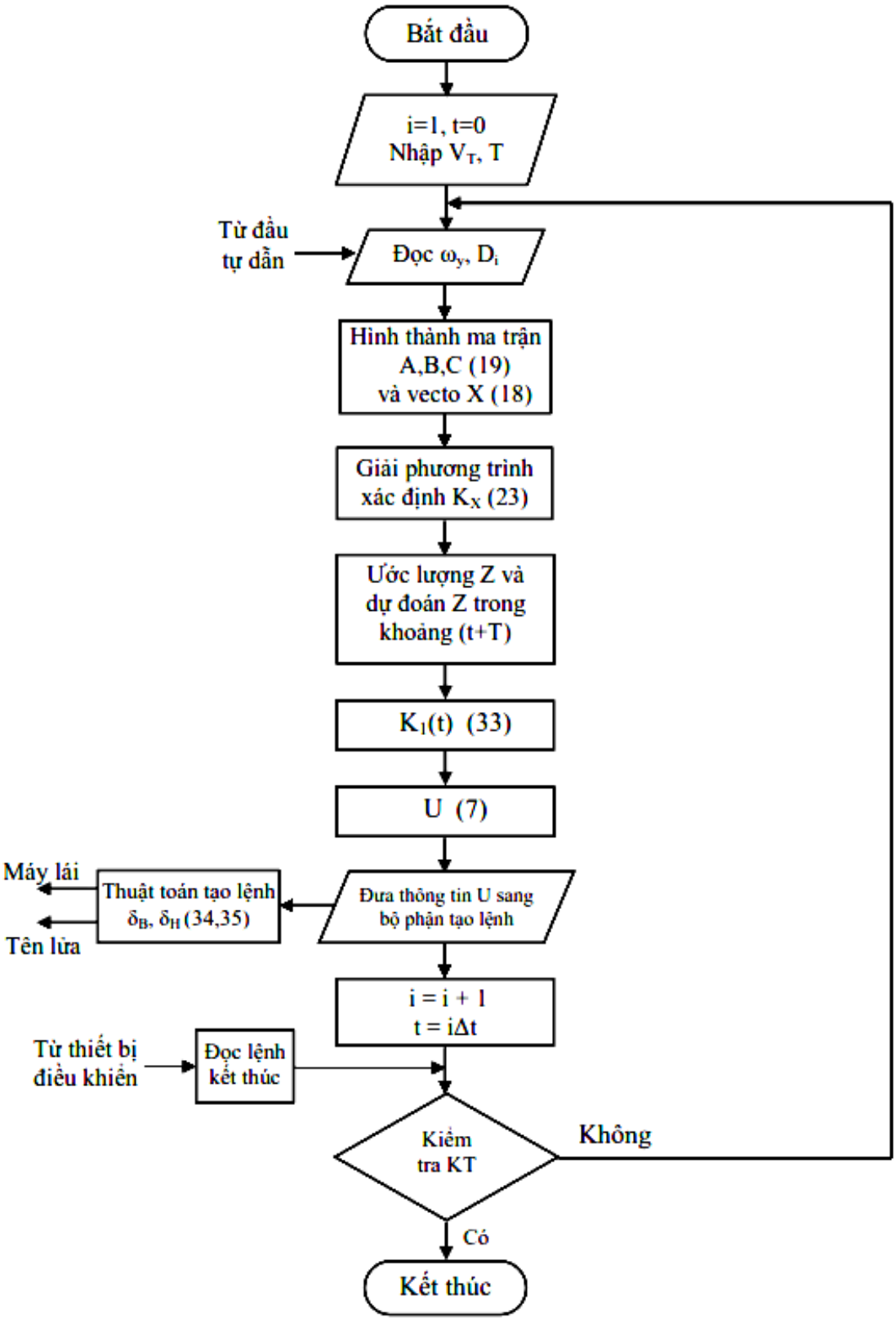
$$\lim_{(\tau-\tau_1)\to\infty} \left\| e^{\Psi(\tau-\tau_1)} \right\| = 0 \tag{29}$$

Như vậy, với mọi giá trị ε dương nhỏ tùy ý thì luôn tìm được giá trị T để thỏa mãn:

$$\left\| e^{\Psi(\tau-\tau_1)} \right\| \le \varepsilon \text{ nếu } (\tau - \tau_1) \ge T \tag{30}$$

Khi đó, nghiệm $K_1(\tau)$ được xấp xỉ như sau:

$$K_1(\tau) \approx \int_{\tau_1}^{(\tau_1+T)} e^{\Psi(\tau-\chi)}K_x CZ(\chi)d\chi \tag{31}$$



Hình 4. *Lưu đồ thuật toán tổng hợp luật thay đổi gia tốc pháp tuyến tối ưu thích nghi.*

Hoặc:

$$K_1(\tau) \approx \int_{\tau-T}^{\tau} e^{\Psi(\tau-\chi)} K_x CZ(\chi) d\chi \quad (32)$$

Vì τ là biến thời gian ngược với thời gian theo (19) nên khi đó:

$$K_1(t) \approx \int_{t}^{(t+T)} e^{\Psi(\chi-t)} K_x CZ(\chi) d\chi \quad (33)$$

Từ (33) cho thấy, để xác định được $K_1(t)$ ở thời điểm *t* cần phải có thông tin về $Z(\chi)$ trong một khoảng thời gian không dài (*T*) trong tương lai.

Từ biểu thức (7) và (33) cho thấy, để tổng hợp được điều khiển tối ưu trong thời điểm hiện tại cần phải biết tốc độ quay đường ngắm và gia tốc của nó cùng với các thông tin của mục tiêu, thành phần gia tốc trọng trường và thành phần gia tốc dọc trục chiếu lên đường ngắm trong khoảng thời gian trong tương lai.

Từ các trình bày nêu trên có thể xây dựng lưu đồ thuật toán xác định gia tốc pháp tuyến tối ưu như hình 4. Vì có tính cập nhật thường xuyên thông tin về cự ly để hiệu chỉnh tham số ma trận mô hình trạng thái mô tả hệ thống, nên luật thay đổi gia tốc pháp tuyên cần có của tên lửa là tối ưu có tính thích nghi.

Trong thuật toán này, lệnh KT là lệnh kết thúc quá trình điều khiển khi tên lửa gặp mục tiêu hoặc quá thời gian bay quy định và phải tự hủy. Các luật điều khiển hai máy lái tên lửa δ_B và δ_H sẽ được trình bày cụ thể ở mục sau đây.

3. XÂY DỰNG QUY LUẬT THAY ĐỔI CÁNH LÁI DẠNG RƠ LE CHO TÊN LỬA HAI KÊNH

Máy lái dạng rơ le có cấu tạo đơn giản, kích thước nhỏ, phù hợp với tên lửa cỡ nhỏ. Tuy nhiên, thuật toán điều khiển sẽ phức tạp hơn.

Đối với loại tên lửa có kích thước nhỏ thường dùng máy lái dạng rơ le, tức là các đại lượng δ_B, δ_H chỉ nhận một trong hai giá trị ngưỡng (một giá trị ngưỡng âm, một giá trị ngưỡng dương, độ lớn hai ngưỡng này thường có giá trị bằng nhau δ^*). Tuy nhiên, luật tạo ra chúng để thỏa mãn điều kiện gia tốc pháp tuyến tác động vào tên lửa đạt giá trị theo yêu cầu sẽ phức tạp hơn. Như đã trình bày gia tốc pháp tuyến cần tạo ra cho tên lửa chính là lệnh điều khiển tối ưu ($u = W_T^{\perp}$) được thể hiện qua công thức (7) và (33).

Theo kết quả trình bày ở [10], luật thay đổi cánh lái dạng rơ le để tên lửa có gia tốc theo yêu cầu cho cặp cánh lái kênh bay thẳng đứng δ_B sẽ là:

$$\delta_B = \delta^* \sin g(f(t)) = \delta^* \sin g(\frac{d_1}{K_h}\sin(\omega t) + b\sin(2\omega t)) \quad (34)$$

Tương tự, lệnh điều khiển đối với cơ cấu lái kênh bay trong mặt phẳng ngang δ_H sẽ là:

$$\delta_H = \delta^* \sin g(f(t)) = \delta^* \sin g(\frac{d_2}{K_{ng}}\sin(\omega t) + b\sin(2\omega t)) \quad (35)$$

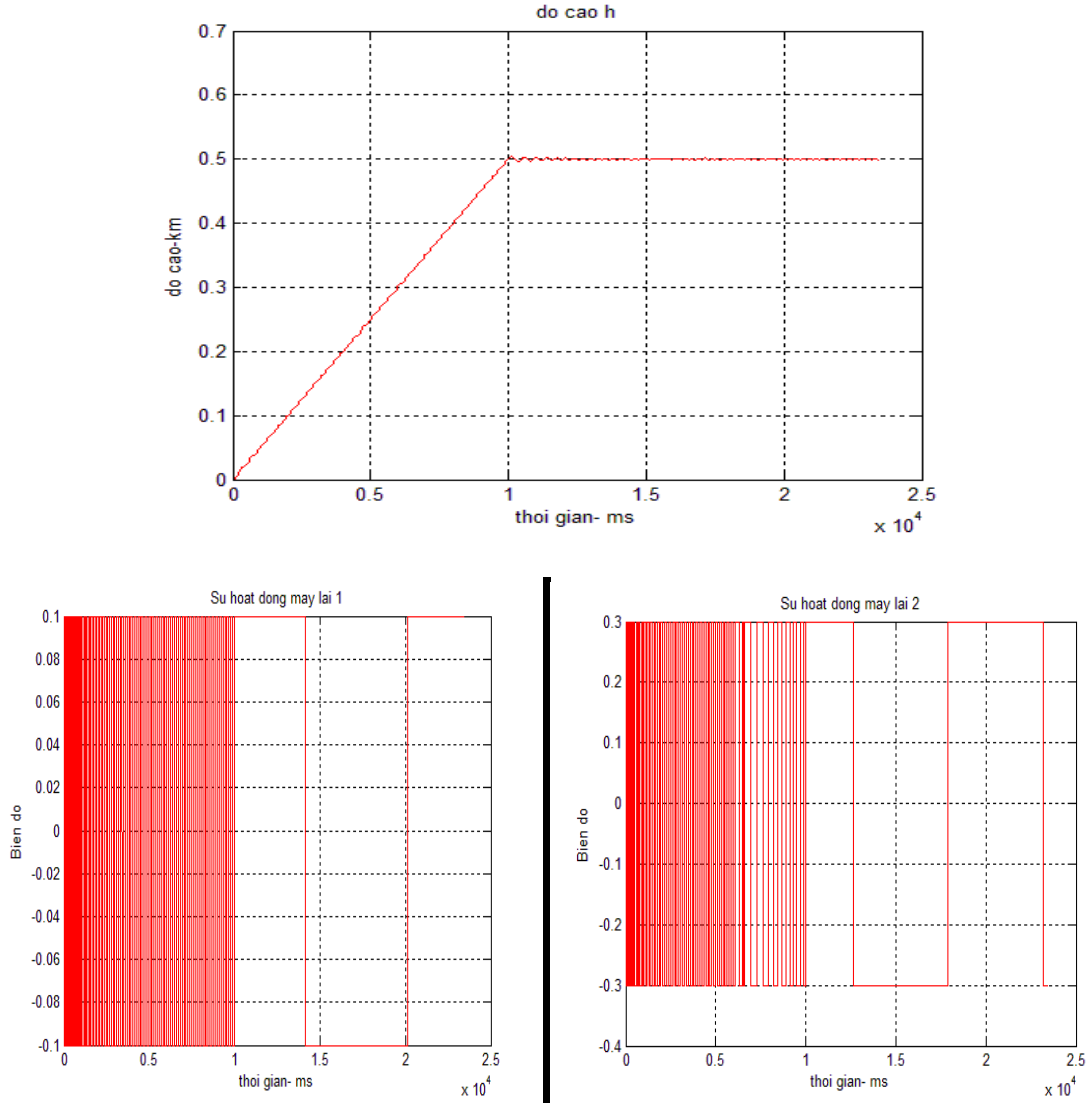
Trong đó, K_h và K_{ng} [8] là các tham số phụ thuộc vào cấu tạo tên lửa, b là một tham

số được chọn là một hằng số, phụ thuộc vào giá trị gia tốc pháp tuyến lớn nhất mà tên lửa có thể đạt được. Hai tham số d_1 và d_2 chính là hai giá trị được xác định theo công thức (7) và (13) khi giải quyết bài toán điều khiển tối ưu cho kênh bay thẳng đứng và kênh bay ngang, tức là:

$$b_1 = U_h^*(t) = -R_h^{-1} B_h^T K_h(t) X_h - R_h^{-1} B_h^T K_{h1}(t) \quad (36)$$

$$b_2 = U_{ng}^*(t) = -R_{ng}^{-1} B_{ng}^T K_{ngx}(t) X_{ng} - R_{ng}^{-1} B_{ng}^T K_{ng1}(t) \quad (37)$$

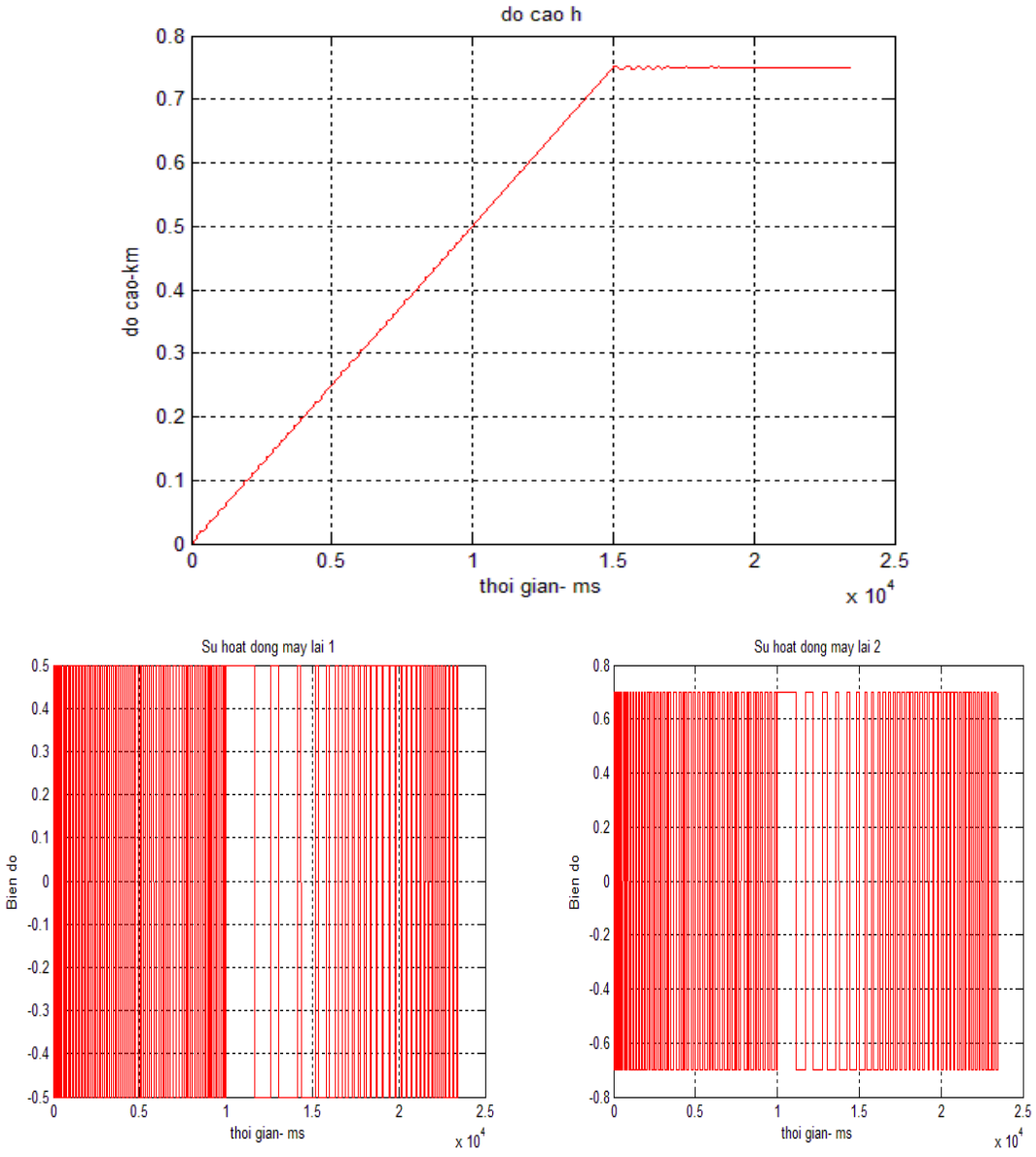
Các ký hiệu trong (36) và (37) chính là các ký hiệu trong các biểu thức từ (19) đến (33) khi xét cho từng kênh. Kết quả xác định gia tốc pháp tuyến tối ưu là cơ sở để xác định tham số d_1 (khi điều khiển tên lửa bay trong mặt phẳng thẳng đứng) và tham số d_2 (khi tên lửa chuyển động trong mặt phẳng ngang). Như vậy, đã kết hợp được kết quả hai công trình [9, 10] đã có.



Hình 5. *Luật Điều khiển tên lửa 2 kênh tương ứng với trần bay 500 m.*

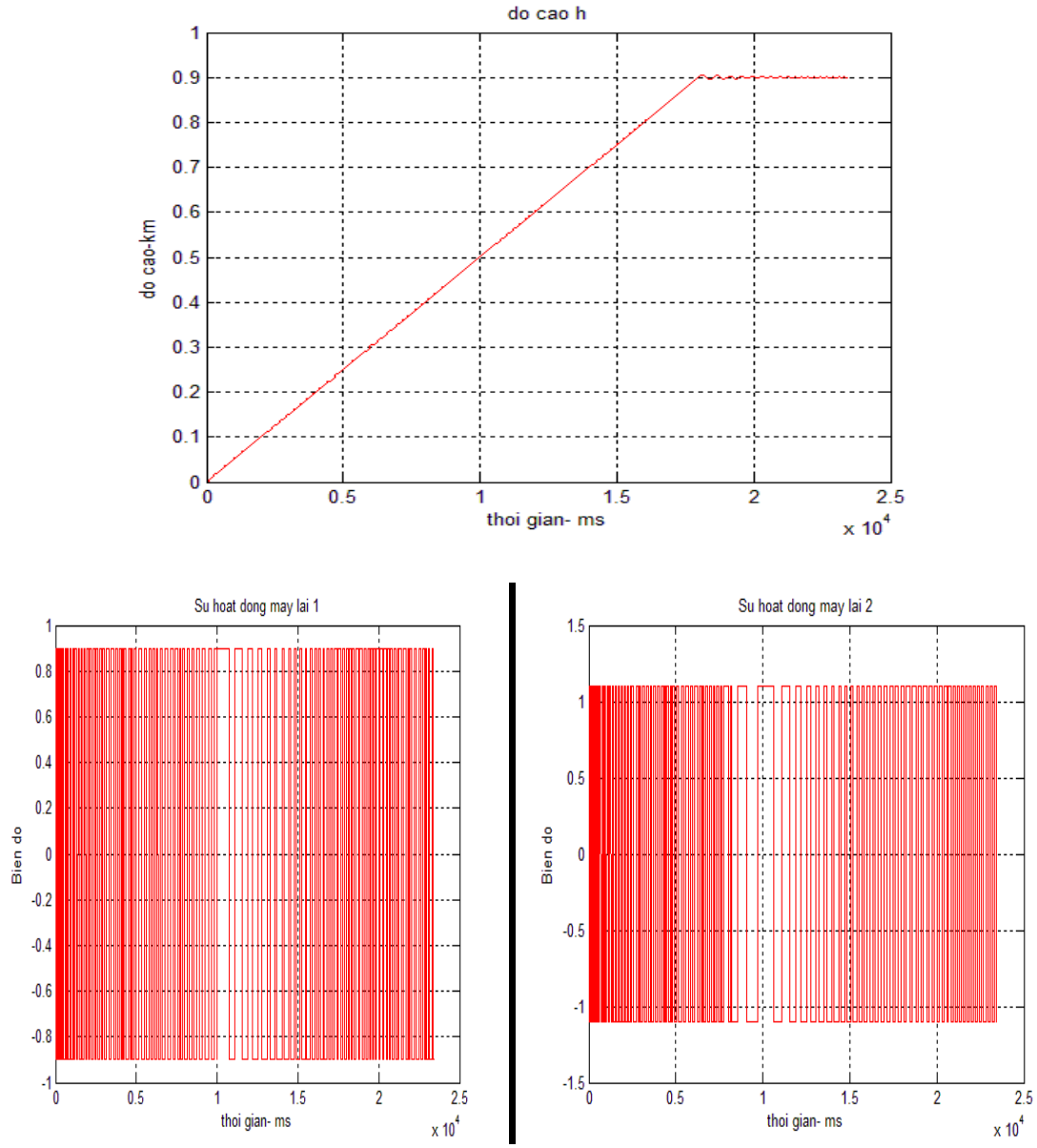
Hình 6 là tương ứng với độ cao 750 m bằng công cụ mô phỏng Matlab-simulink, tiến hành mô phỏng cho một chủng loại tên lửa hai kênh giả định (qua các thông số giả định δ^*, K_h, K_{ng} và b). Kịch bản mô phỏng là cần tiếp cận một loại mục tiêu bay bằng ở các độ cao khác nhau (500 m, 750 m, 900 m). Bài toán điều khiển ở đây là đưa tên lửa lên các độ cao trên và duy trì ổn định độ cao đó đến khi gặp mục tiêu. Chỉ mô phỏng giai đoạn lấy độ cao và duy trì một đoạn độ cao bay bằng để kiểm chứng hai thuật toán nêu trên.

Trên hình 5 là kết quả mô phỏng cho trường hợp trần bay của mục tiêu là 500 m.



Hình 6. *Luật Điều khiển tên lửa 2 kênh tương ứng với trần bay 750 m.*

Hình 7 là trong trường hợp trần bay 900 m



Hình 7. *Luật Điều khiển tên lửa 2 kênh tương ứng với trần bay 900 m.*

4. KẾT LUẬN

Việc phát triển kết quả điều khiển tối ưu theo tiêu chuẩn toàn phương để xác định gia tốc cần có cho tên lửa hai kênh theo thông tin về tốc độ quay đường ngắm thay cho luật dẫn tiếp cận tỉ lệ sẽ nâng cao hiệu quả bắn cho tên lửa. Việc cập nhật thông tin về cự ly mục tiêu cho phép hiệu chỉnh tham số mô hình mô tả quan hệ động học giữa tên lửa và mục tiêu đã hiệu chỉnh một cách thích nghi bài toán xác định gia tốc pháp tuyến tối ưu. Từ thông tin về gia tốc pháp tuyến tối ưu đã xác định luật thay đổi cơ cấu máy lái cho hai cánh lái điều khiển tên lửa hai kênh. Như vậy đã kết hợp được kết quả của hai công trình [9, 10] đã công bố.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Lê Anh Dũng, Nguyễn Hữu Độ, Nguyễn Xuân Căn, Huỳnh Lương Nghĩa, *"Lý thuyết bay và hệ thống điều khiển tên lửa phòng không"*, tập 3, HVKTQS, 1999.

[2]. Doãn Văn Minh, *"Nghiên cứu tổng hợp thuật toán một phương pháp dẫn mới cho tên lửa phòng không tự dẫn"*, Luận án Tiến sĩ Kỹ thuật, HVKTQS, 2014.

[3]. Nguyễn Thái Trung, "*Cơ sở lý thuyết điều khiển tên lửa"*, Học viện Hải quân, 2008.

[4]. Trần Đức Thuận, Phạm Quang Hiếu, Nguyễn Văn Lâm, Nguyễn Thượng San, *"Tổng hợp luật tự dẫn cho thiết bị bay có vận tốc thay đổi"*, Tạp chí Nghiên cứu KH&CN quân sự, số 43, 2016.

[5]. Bulent Ozkan, *"Dynamic model, guidance and control of homming missiles"*, Midle East Technical University, 2005.

[6]. Lu-Ping Tsao, Ching-Showlin, *"A New Optimal Guidance Law for Short-Range Homing Missiles*", Vol. 24, No. 6, (2000), pp. 422-426.

[7]. Neil F. Palumbo, Ross A. Blauwkamp, Justin M. Lloyd, *"Modern Homing Missile Guidance Theory and Techniques"*, John Hopkins APL Technical Digest, Volume 29, Number 10 (2010).

[8]. М. АТАНС и П. ФАЛБ, *"Оптимальное управление"*, Издательстово " МАШИНОСТРОЕНИЕ, Москва, 1968.

[9]. Phạm Quang Hiếu, Nguyễn Thị Lê Na, Trần Đức Thuận. *"Xây dựng thuật toán xấc định gia tốc pháp tuyến tối ưu cho một lớp thiết bị bay tự dẫn trong kênh độ cao"* Tạp chí Nghiên cứu KH&CN quân sự, số 47, 02-2016.

[10]. Ba Thanh To, Duc Thuan Tran, Phuong Nam Dao, "*Control Design for Two-Channel Missile Systems*", The Internatinal Conference on Intelligent Systems & Networks. ICISN 2021, pp 233-238.

ABSTRACT

STEERING AND CONTROL DESIGN OF TWO-CHANNEL MISSILES APPROACHING MOVING TARGETS ON THE GROUND OF MODERN CONTROLLING THEORY

This paper presents a solution for building a steering rule for on-air chasing and approaching missiles based on the development of an algorithm for adaptively changing the route optimization force. Then the backstepping solution is applied to determine the rule for changing the controlling wings for a type of dual-channel aircraft.

Keywords: System synthesis; Flight vehicle control; Flight vehicle.

Nhận bài ngày 15 tháng 8 năm 2021
Hoàn thiện ngày 17 tháng 9 năm 2021
Chấp nhận đăng ngày 24 tháng 9 năm 2021

Địa chỉ: [1]Viện KH-CN quân sự;
[2]Viện Vũ Khí, Tổng cục Công nghiệp Quốc phòng;
[3]Viện Kỹ thuật PK-KQ, Quân chủng PK-KQ.
[*]Email: chumnho12g@gmail.com.