

Tổng hợp luật điều khiển từ xa theo phương pháp dẫn 2 điểm cho tên lửa phòng không trên cơ sở lý thuyết điều khiển tối ưu và vi phân các tham số động hình học

Nguyễn Vĩ Thuận*, Vũ Hỏa Tiến

Học viện Kỹ thuật quân sự

Ngày nhận bài 6.10.2015, ngày chuyển phản biện 9.10.2015, ngày nhận phản biện 16.11.2015, ngày chấp nhận đăng 24.11.2015

Nội dung bài báo trình bày về một phương pháp tổng hợp luật dẫn cho các hệ thống tên lửa nói chung và luật dẫn 2 điểm cho tên lửa điều khiển từ xa nói riêng trên cơ sở ứng dụng lý thuyết điều khiển tối ưu và phương pháp vi phân các tham số động hình học. Bằng phương pháp này, các tác giả đã chứng minh được sự chặt chẽ về mặt toán học của luật dẫn mới tổng hợp, đồng thời cũng chỉ ra được giải pháp hiện thực hóa luật dẫn trên các hệ thống khí tài tên lửa phòng không (TLPK) điều khiển từ xa với hệ số dẫn tối ưu.

Từ khóa: điều khiển tối ưu, hàm chỉ tiêu, luật dẫn, tiếp cận tỷ lệ.

Chỉ số phân loại 2.2

REMOTE CONTROL LAW SYNTHESIS WITH TWO-POINT GUIDANCE FOR SURFACE-TO-AIR MISSILE ON THE BASIS OF OPTIMAL CONTROL THEORY AND DIFFERENTIAL OF KINEMATIC PARAMETERS

Summary

The paper presents a synthesis method of guidance law for missile systems in general and a synthesis method of two-point guidance law for remote control missiles in particular that are based on applications of the optimal control theory and differential of kinematic parameters. The method not only proves the new guidance law clearly about mathematics, but also points out solutions to realize the guidance law for remote control missile systems with optimal coefficients.

Keywords: guidance law, optimal control, proportional navigation, target function.

Classification number 2.2

Đặt vấn đề

Sự phát triển của khoa học và công nghệ, đặc biệt là sự phát triển của lý thuyết điều khiển hiện đại cho phép cải thiện các luật dẫn cũ đối với TLPK. Các phương pháp dẫn mới (KĐY và MTT) được thực tế hóa trong tổ hợp TLPK cải tiến C-125-2TM là minh họa rõ nét cho nhận xét này [1]. Để thực hiện được luật dẫn mới, cần xây dựng mối liên hệ động hình học của luật dẫn trên cơ sở nguyên tắc điều khiển từ xa, xây dựng các thuật toán đánh giá, ngoại suy thông tin còn thiếu, hoàn thiện các hệ thống đo bám tín hiệu bằng lý thuyết hiện đại [2-4]. Bài báo đặt vấn đề về cách triển khai một trong các phương pháp dẫn (PPD) 2 điểm tên lửa - mục tiêu (TL - MT) cho các hệ thống điều khiển tên lửa từ xa thế hệ cũ trên cơ sở các phương pháp và phương tiện đo hiện đại.

Đối với PPD 3 điểm, luật dẫn thể hiện mối liên quan động hình học giữa các tọa độ tương đối của mục tiêu và tên lửa so với gốc tọa độ cố định là vị trí đặt đài điều khiển, còn trong PPD 2 điểm cho điều khiển từ xa, động hình học điều khiển được thiết lập chủ yếu dựa vào tương quan các tọa độ của tên lửa, mục tiêu và giá trị vi phân của chúng [5]. Ngoài sự khác biệt về bản chất vật lý, 2 loại PPD còn khác nhau về mặt mô tả toán học. Phương trình mô tả luật dẫn theo PPD 3 điểm là phương trình đại số, còn đối với PPD 2 điểm là phương trình vi sai [4, 6, 7].

*Tác giả liên hệ: Email: langphong@gmail.com

Tổng hợp luật dẫn 2 điểm cho tên lửa điều khiển từ xa trên cơ sở bài toán điều khiển tối ưu

Lý thuyết điều khiển hiện đại cho phép hiện thực hóa nhiều thuật toán xử lý thông tin và điều khiển phức tạp [8]. Để xây dựng luật dẫn 2 điểm cho TLPK điều khiển từ xa, ta có thể đặt và giải bài toán trên cơ sở lý thuyết điều khiển tối ưu với phương trình chuyển động của tên lửa thường được viết dưới dạng:

$$\begin{cases} \dot{r}_p = V \\ \dot{V} = u_p \end{cases}$$

trong đó, V là véc tơ tốc độ tên lửa, u_p là véc tơ điều khiển chưa biết, r_p là véc tơ cự ly tên lửa.

Đặt $x_1 = r_p$; $x_2 = V_p$; $u = a_p$, phương trình chuyển động được viết dưới dạng chuẩn tắc, với điều kiện đầu $x_1(t_0) = x_{10}$; $x_2(t_0) = x_{20}$ là:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = u \end{cases} \quad t_0 \leq t \leq t_k \quad (1)$$

Mục tiêu cụ thể của quá trình điều khiển là điểm cuối quỹ đạo bay của tên lửa phải trùng với điểm cuối quỹ đạo của mục tiêu. Có nghĩa là:

$$x_1(t_k) = x_{1u}(t_k) \quad (2)$$

Hàm chỉ tiêu chất lượng được viết dưới dạng:

$$I = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_k} u^T(\tau) u(\tau) d\tau \quad (3)$$

Bài toán đặt ra là cần phải tìm điều khiển $u(t)$ để tối thiểu hàm chỉ tiêu này. Ta xem xét các đặc điểm của quá trình tối ưu ở dạng tổng quát. Mô hình đối tượng điều khiển được mô tả bằng phương trình vi phân:

$$\dot{x} = A(t)x + B(t)u \quad t_0 \leq t \leq t_k \quad (4)$$

Điều kiện đầu $x(t_0) = x_0$. Ở đây, x là véc tơ trạng

thái kích thước n ; u là véc tơ điều khiển kích thước m ; A , B là ma trận chuyển trạng thái và ma trận điều khiển với kích thước tương ứng. Ta viết yêu cầu đối với trạng thái của hệ thống tại điểm cuối dưới dạng:

$$y(t_k) = Sx(t_k) \quad (5)$$

Với $y(t_k)$ là véc tơ các yêu cầu đặt trước tại thời điểm t_k với kích thước l ($l < n$); S là ma trận kích thước

($l \times n$). Ta xem xét một véc tơ pha yêu cầu mới ở thời điểm t bất kỳ:

$$y(t) = S\Phi(t_k, t)x(t) \quad (6)$$

Ở đây, $\Phi(t_k, t)$ là ma trận cơ sở của hệ (4). Ở thời điểm $t = t_k$ thì (6) chuyển thành (5). Lúc này, $\Phi(t_k, t_k) = E$ (ma trận đơn vị). Véc tơ $y(t)$ thỏa mãn

phương trình vi phân:

$$\dot{y}(t) = S\Phi(t_k, t)B(t)u(t) = F(t)u(t) \quad (7)$$

Ở đây, $F(t) = S\Phi(t_k, t)B(t)$. Phương trình (7) nhận được khi xem xét trong hệ (4) và $\Phi(t_k, t)$ thỏa mãn

phương trình: $\dot{\Phi}_t = -\Phi(t_k, t)A(t)$. Từ (7) ta thấy, để đạt được trạng thái cuối $y(t_k)$ cần thực hiện điều khiển đối với véc tơ $y(t)$ và các dự báo trạng thái của véc tơ này. Điều kiện cần để tối ưu là hàm ản có dạng $\frac{dH}{du} = 0$

với H là hàm Hamington. Từ (3) và (7) ta có:

$$H(\Psi, u, t) = \frac{1}{2} u^T u + \Psi^T F(t) u \quad (8)$$

Với Ψ là véc tơ liên hệ thỏa mãn phương trình:

$$\dot{\Psi} = -\left(\frac{dH}{du}\right)^T$$

Từ việc thỏa mãn điều kiện cần (8), bài toán tối ưu chuyển thành bài toán giải trong hệ phương trình vi

$$\text{phân sau: } \begin{cases} \dot{y} = F(t)u \\ \dot{\Psi} = 0 \\ u = -F^T(t)\Psi \end{cases} \quad (9)$$

Với $y(t_0) = y_0$; $y(t_k) = y_k$. Điều kiện đầu và điều kiện biên của véc tơ $y(t)$ là xác định, còn của véc tơ Ψ là tự do. Như vậy, $\Psi(t) = \Psi_0 = \text{const}$. Để xác định Ψ_0 ta thay phương trình thứ 3 của (9) vào phương trình đầu và tích phân trong khoảng (t_0, t_k) , ta được:

$$y(t_k) = y(t_0) - \left[\int_{t_0}^{t_k} F(\tau) F^T(\tau) d\tau \right] \Psi_0$$

$$\Psi_0 = \frac{[y(t_0) - y(t_k)]}{M(t_k, t_0)} \quad (10)$$

Với $M(t_k, t_0) = \int_{t_0}^{t_k} F(\tau) F^T(\tau) d\tau$, thay (10) vào

phương trình thứ 3 của (9) ta có véc tơ điều khiển:

$$u = F^T(t) \frac{[y(t_k) - y(t_0)]}{M(t_k, t_0)} \quad (11)$$

Đây chính là véc tơ điều khiển tối ưu u cần tìm. Điều khiển này tác động lên hệ thống và chuyển hệ thống từ trạng thái đầu đã biết $y(t_0)$ đến trạng thái cuối cần thiết $y(t_k)$ khi tối thiểu giá trị hàm chi tiêu (3). Thời điểm t_0 có thể chọn là thời điểm t bất kỳ tương ứng với trạng thái $y(t)$ đã biết. Luật điều khiển (11) có thể diễn giải như việc điều khiển với phản hồi ngược theo trạng thái dự báo cuối. Việc chuyển trạng thái từ t_0 sang t thông qua điều khiển:

$$u(y(t)) = F^T(t) \frac{[y(t_k) - y(t)]}{M(t_k, t)} \quad (12)$$

Từ (12) ta thấy tham số điều khiển hiện thời tương ứng với hiệu giữa trạng thái cuối yêu cầu và giá trị dự báo của nó ở thời điểm hiện tại. Ta triển khai cụ thể M :

$$M(t_k, t) = \int_t^{t_k} S\Phi(t_k, \tau) B(\tau) B^T(\tau) \Phi^T(t_k, \tau) S^T d\tau$$

Tiếp theo, ta đưa ra giải pháp tạo luật điều khiển tối ưu cho tên lửa khi định trước điều kiện tại điểm gặp. Từ (1), (2) thay vào hệ thống (4) và tính đến điều kiện (5) ta có:

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}; B = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix}; S = (1, 0)$$

Ma trận cơ sở của hệ thống (1) có dạng:

$$\Phi(t_k, t) = \begin{pmatrix} 1 & t_k - t \\ 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Từ (7) ta suy ra:

$$F(t) = (1, 0) \begin{pmatrix} 1 & t_k - t \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} = t_k - t = t_*$$

Với t_* là thời gian còn lại tên lửa bay tới điểm gặp mục tiêu. Như vậy:

$$M(t_k, t) = \int_t^{t_k} (t_k - \tau)^2 d\tau = \frac{1}{3} t_*^3$$

Từ (2) ta có: $y(t_k) = x_1(t_k) = x_u(t_k)$

Từ (6) ta có:

$$y(t) = S\Phi(t_k, t)x(t) = (1, 0) \begin{pmatrix} 1 & t_k - t \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix}$$

$$y(t) = x_1 + x_2 t_*$$

Từ (12) ta thấy, điều khiển tối ưu cuối cùng có dạng:

$$u(t) = \frac{3}{t_*^2} [x_u(t_k) - \{x_1 + x_2 t_*\}]$$

$$u(t) = \frac{3}{t_*^2} [r_u(t_k) - r_p - V_p t_*] \quad (13)$$

Như vậy, điều khiển u cần thông tin về r_p (đơn vị: m), V_p (véc tơ vận tốc tên lửa - đơn vị: m/s) có thể nhận được từ thiết bị đo dưới đài điều khiển. Khi xét điều khiển trong không gian 3 chiều thì r_p, V_p là các véc tơ không gian. Các tham số chuyển động của mục tiêu có thể được đo hoặc đánh giá bằng các thuật toán lọc, ngoại suy hiện đại. Vấn đề chính ở đây là khả năng nhận được thông tin về véc tơ $r_u(t_k)$, là vị trí dự báo của mục

tiêu tại thời điểm t_k . Thông tin này cần được xác định ở thời điểm t bất kỳ có tính đến các giả thuyết khác nhau về chuyển động của mục tiêu. Thông thường, người ta sử dụng 2 giả thuyết: i) mục tiêu chuyển động thẳng đều trong khoảng (t, t_k) , tức là $r_u(t_k | t) = r_u(t) + V_u(t) \cdot t_*$; ii) mục tiêu chuyển động nhanh dần đều hoặc chậm dần đều trong khoảng (t, t_k) , có $r_u(t_k | t) = r_u(t) + V_u(t) \cdot t_* + \frac{1}{2} W_u \cdot t_*^2$. Thay 2 giá trị này vào (13) ta có:

$$u_{p1} = \frac{3}{t_*^2} [r_u(t) - r_p(t) + \{V_u(t) - V_p(t)\} t_*] \quad (14)$$

$$u_{p2} = \frac{3}{t_*^2} [r_u(t) - r_p(t) + \{V_u(t) - V_p(t)\} t_* + \frac{1}{2} W_u t_*^2] \quad (15)$$

Việc sử dụng luật điều khiển nào tùy thuộc vào giả thiết về chuyển động mục tiêu. Như vậy, về lý thuyết bài toán xây dựng luật dẫn theo PPD 2 điểm cho tên lửa điều khiển từ xa đã có lời giải. Từ phương trình luật

$$\vec{r}_{PII} = \vec{r}_0 \dot{r}_{PII} + \vec{r}_0 r_{PII}$$

$$\vec{r}_{PII} = \frac{d\vec{r}_{PII}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{r}_{PII} \quad (23)$$

Từ (22) và (23):

$$\frac{d\vec{r}_{PII}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{r}_{PII} = \vec{V}_{PII} - \vec{V}_P$$

$$\vec{\omega} \times \vec{r}_{PII} = \vec{V}_{omh} - \vec{V}_{\parallel} = \vec{V}_{\perp} \quad (24)$$

Với $\vec{V}_{\parallel}$ và $\vec{V}_{\perp}$ là véc tơ hình chiếu của $\vec{V}_{TD}$ lên đường ngắm PII và mặt phẳng vuông góc với PII (PII là đường ngắm TL - MT). Gọi α là góc giữa $\vec{V}_{omh}$ và PII, ta có:

$$V_{\perp} = V_{omh} \cdot \sin \alpha \quad (25)$$

Từ (24) và (25) suy ra:

$$\omega = \frac{V_{omh} \cdot \sin \alpha}{r_{PII}} \quad (26)$$

Do ta đang xét tốc độ góc quay của véc tơ TL - MT, nên có thể làm trùng gốc tọa độ của hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g$ (hệ tọa độ địa lý địa phương) với trọng tâm của tên lửa, như đã được chỉ ra trên hình 1. Khi đó, véc tơ của tốc độ góc $\vec{\omega}$ đặc trưng cho sự quay của véc tơ $\vec{r}_{PII}$ sẽ vuông góc với mặt phẳng chứa các véc tơ $\vec{r}_{PII}$ và $\vec{V}_{omh}$. Hình chiếu của véc tơ tốc độ góc $\vec{\omega}$ lên các trục tương ứng của hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g$ là:

$$\omega_x = \omega \cdot \cos \chi; \quad \omega_y = \omega \cdot \cos \eta; \quad \omega_z = \omega \cdot \cos \xi \quad (27)$$

Ở đây, ω là độ lớn (modun) của véc tơ $\vec{\omega}$, χ , η , ξ là các góc giữa véc tơ $\vec{\omega}$ và các trục tương ứng của hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g$. Ta sẽ tìm các cosin hướng của véc tơ $\vec{\omega}$ (các cosin của các góc χ , η và ξ). Với mục đích này, ta sẽ tính tới một thực tế là véc tơ $\vec{\omega}$ đồng phương với véc tơ $\vec{\Omega} = \vec{r}_{PII} \times \vec{V}_{omh}$ (28)

Véc tơ $\vec{\Omega}$ từ đại số véc tơ, có thể xác định như sau:

$$\vec{\Omega} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \Delta x & \Delta y & \Delta z \\ V_x & V_y & V_z \end{vmatrix} \quad (29)$$

Với $\vec{i}$, $\vec{j}$, $\vec{k}$ là các véc tơ đơn vị của hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g$; ω_x , ω_y , ω_z là các thành phần của véc tơ $\vec{r}_{PII}$

trong hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g$; V_x , V_y , V_z là các thành phần của véc tơ $\vec{V}_{omh}$ trong hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g$. Tính giá trị của định thức (29), ta sẽ nhận được:

$$\vec{\Omega} = (\Delta y V_z - \Delta z V_y) \vec{i} + (\Delta z V_x - \Delta x V_z) \vec{j} + (\Delta x V_y - \Delta y V_x) \vec{k}$$

$$\vec{\Omega} = \Omega_x \vec{i} + \Omega_y \vec{j} + \Omega_z \vec{k} \quad (30)$$

Trong công thức (30), Ω_x , Ω_y , Ω_z chính là các hình chiếu của véc tơ $\vec{\Omega}$ lên các trục tương ứng của hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g$. Chiều dài của véc tơ $\vec{\Omega}$ có tính tới các tính chất của tích véc tơ (23) bằng:

$$|\vec{\Omega}| = r_{PII} V_{omh} \sin \alpha \quad (31)$$

Khi đó, các cosin định hướng tương ứng của véc tơ $\vec{\Omega}$, của cả véc tơ $\vec{\omega}$, sẽ bằng:

$$\cos \chi = \frac{\Omega_x}{|\vec{\Omega}|} = \frac{\Delta y V_z - \Delta z V_y}{r_{PII} V_{omh} \sin \alpha}$$

$$\cos \eta = \frac{\Omega_y}{|\vec{\Omega}|} = \frac{\Delta z V_x - \Delta x V_z}{r_{PII} V_{omh} \sin \alpha} \quad (32)$$

$$\cos \xi = \frac{\Omega_z}{|\vec{\Omega}|} = \frac{\Delta x V_y - \Delta y V_x}{r_{PII} V_{omh} \sin \alpha}$$

Khi đó các thành phần của véc tơ $\vec{\omega}$ ta sẽ tìm như tích của chiều dài (26) của véc tơ $\vec{\omega}$ với các cosin định hướng của nó (32):

$$\omega_x = \frac{\Delta y V_z - \Delta z V_y}{r_{PII}^2}$$

$$\omega_y = \frac{\Delta z V_x - \Delta x V_z}{r_{PII}^2} \quad (33)$$

$$\omega_z = \frac{\Delta x V_y - \Delta y V_x}{r_{PII}^2}$$

Như vậy, ta tìm được véc tơ tốc độ quay đường ngắm $\vec{\omega}$. Thay giá trị này vào (19), (20) ta có các luật

điều khiển tối ưu tương ứng. Lưu ý rằng, ω_x , ω_y , ω_z là

các thành phần của hình chiếu véc tơ tốc độ quay đường ngắm TL - MT lên hệ tọa độ đo đặt dưới đài điều khiển. Để lập lệnh điều khiển tên lửa ta cần thực hiện thuật toán chuyển tọa độ véc tơ tốc độ quay đường ngắm từ $OX_g Y_g Z_g$ lên $OX_k Y_k Z_k$ (hệ tọa độ liên kết trên tên lửa). Muốn thực hiện được phép chuyển này, ta cần

biết các góc Euler $\mathcal{Q}, \psi, \gamma$ mô tả tư thế của tên lửa trong không gian. Việc đo các góc $\mathcal{Q}, \psi, \gamma$ đã có khối

con quay 3 bậc tự do trong hệ Autopilot trên tên lửa, thông tin về các góc Euler sẽ truyền theo đường truyền vô tuyến liên hệ giữ đài điều khiển và tên lửa [7, 9].

Dưới đây, bài báo sẽ trình bày một thuật toán biến đổi tọa độ khác, thông tin đầu vào của thuật toán không cần lấy trực tiếp từ tên lửa mà hoàn toàn lấy từ đài điều khiển trên cơ sở các thuật toán đo - đánh giá hiện đại. Đây là đặc điểm rất quan trọng, đặc biệt là khi ứng dụng cải tiến các thể hệ khí tài cũ thông thường không can thiệp vào đạn tên lửa, do đó không có điều kiện tổ chức lại đường truyền vô tuyến giữa đài điều khiển và tên lửa. Thuật toán mới được thực hiện thông qua một hệ tọa độ trung gian và tiến hành theo 2 bước (hình 2).

Bước 1: chuyển véc tơ ω từ hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g$ sang hệ tọa độ $OX_v Y_v Z_v$ (hệ tọa độ vận tốc) thành véc tơ ω_v ($OX_g Y_g Z_g \xrightarrow[\phi, \theta]{V} OX_v Y_v Z_v$).

$$V = \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \theta & \sin \theta & -\sin \phi \cos \theta \\ -\cos \phi \sin \theta & \cos \theta & \sin \phi \sin \theta \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$\cos \theta = \frac{\sqrt{V_{xp}^2 + V_{zp}^2}}{V_p}; \quad \sin \theta = \frac{V_{yp}}{V_p}$$

$$\cos \phi = \frac{V_{xp}}{\sqrt{V_{xp}^2 + V_{zp}^2}}; \quad \sin \phi = \frac{V_{zp}}{\sqrt{V_{xp}^2 + V_{zp}^2}}$$

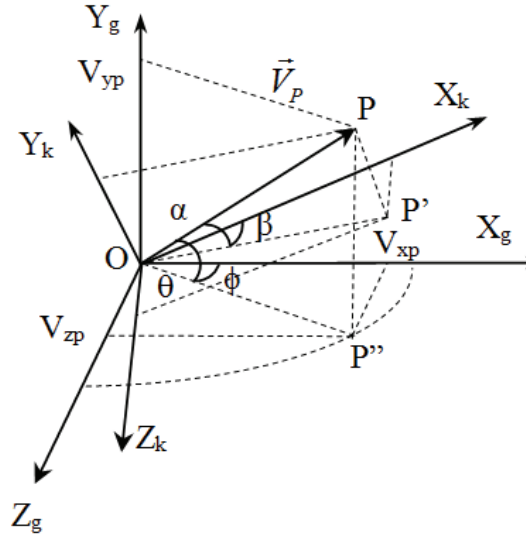
$$\begin{bmatrix} \omega_{xv} \\ \omega_{yv} \\ \omega_{zv} \end{bmatrix} = V \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (35)$$

Bước 2: chuyển véc tơ ω_v từ hệ tọa độ $OX_v Y_v Z_v$ sang hệ tọa độ $OX_k Y_k Z_k$ thành véc tơ lệnh ω_k ($OX_v Y_v Z_v \xrightarrow[\alpha, \beta]{B} OX_k Y_k Z_k$).

$$B = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha & -\cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{xk} \\ \omega_{yk} \\ \omega_{zk} \end{bmatrix} = B \begin{bmatrix} \omega_{xv} \\ \omega_{yv} \\ \omega_{zv} \end{bmatrix} \quad (37)$$

Giá trị các góc α, β được đánh giá bằng thuật toán riêng trên cơ sở mô hình mẫu tên lửa và sẽ được trình bày trong nội dung của một bài báo khác.



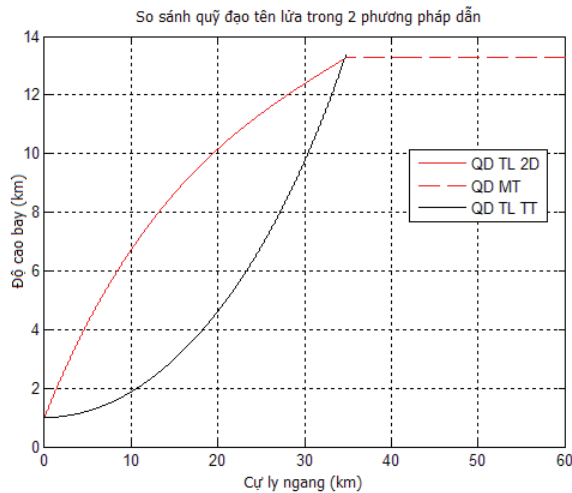
Hình 2: mối liên hệ giữa các hệ tọa độ $OX_g Y_g Z_g, OX_k Y_k Z_k$

Từ (33), (35), (37) ta tính ra giá trị véc tơ tốc độ góc quay đường ngắm TL - MT trong hệ tọa độ liên kết, thay vào (19) và (20) ta có luật điều khiển tên lửa (quá tải yêu cầu cho điều khiển) tương ứng với PPD đã xây dựng.

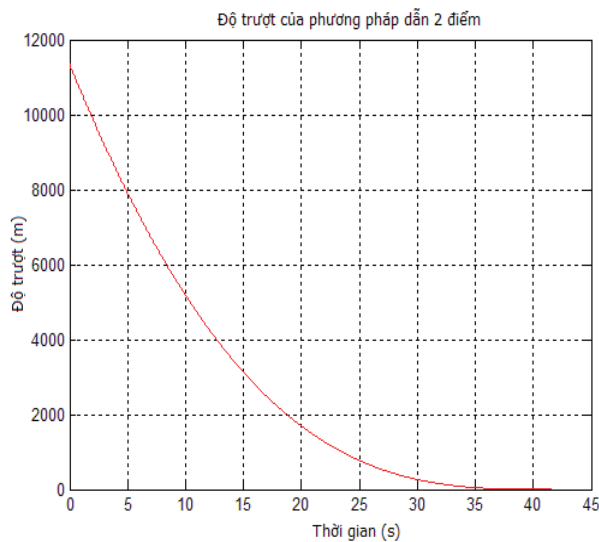
Mô phỏng và đánh giá kết quả

Sử dụng khảo sát bằng mô phỏng và đánh giá hiệu quả của điều khiển từ xa theo PPD 2 điểm đã tổng hợp, ta giả thiết các điều kiện như sau: i) mục tiêu bay thẳng đều, hướng vào đài điều khiển, vận tốc bay là 600 m/s, cự ly ban đầu 60 km, độ cao bay 13 km. Tên lửa phóng từ đài điều khiển với vận tốc 900 m/s; ii) để có thể đánh giá kết quả mô phỏng, ta sử dụng hệ điều khiển từ xa với PPD 3 điểm (T/T) truyền thống và PPD 2 điểm mới tổng hợp trong cùng một điều kiện.

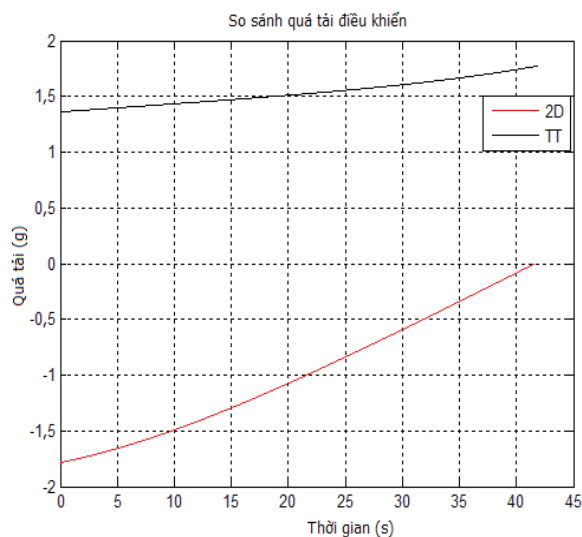
Kết quả khảo sát 2 PPD từ xa được phản ánh trên cùng một đồ thị như thể hiện trên các hình 3 (a, b, c, d).



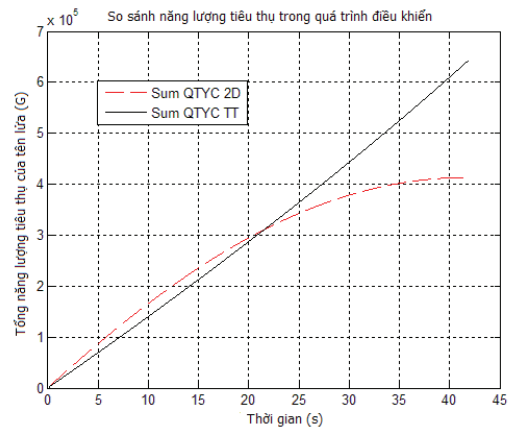
Hình 3a: quỹ đạo động của 2 PPD



Hình 3b: thay đổi độ trượt của PPD 2 điểm



Hình 3c: quá tải yêu cầu cho điều khiển 2 PPD



Hình 3d: yêu cầu về năng lượng điều khiển của 2 PPD

Từ các kết quả mô phỏng trên hình 3, có thể đưa ra nhận xét sau: i) dạng quỹ đạo (hình 3a) của PPD 2 điểm là dạng quỹ đạo cầu vòng cao hơn đường ngắm TL - MT, của PPD T/T là dạng Parabol lõm. Độ cong quỹ đạo PPD T/T lớn hơn nhiều so với PPD 2 điểm; ii) đối với PPD 2 điểm (hình 3b), độ trượt tức thời giảm về giá trị 0 trước thời điểm tên lửa gặp mục tiêu, điều này chứng tỏ độ chính xác và ổn định của PPD; iii) quá tải yêu cầu cho điều khiển (hình 3c) của PPD 2 điểm ban đầu có giá trị lớn hơn PPD T/T nhưng giảm dần về 0, trong khi quá tải đó của PPD T/T không những không giảm, mà còn tăng dần trong suốt quá trình điều khiển; iv) nhu cầu tiêu thụ năng lượng cho điều khiển (hình 3d) của PPD 2 điểm ở giai đoạn đầu lớn hơn PPD T/T do phải tạo quá tải điều khiển lớn để khử độ trượt. Tuy nhiên, nhu cầu tiêu thụ năng lượng PPD 2 điểm giảm dần và nhỏ hơn rõ rệt so với PPD T/T ở giai đoạn cuối; v) tổng hợp cả 4 nhận xét trên ta thấy: PPD 2 điểm đã tổng hợp được cho điều khiển từ xa có quỹ đạo gần với quỹ đạo đạn đạo, cho phép tối ưu hóa về năng lượng điều khiển, kế thừa được các ưu điểm của PPD 2 điểm dành cho tự dẫn như năng lượng tiêu hao ít, độ trượt tại điểm gặp nhỏ, khắc phục được các nhược điểm của các PPD từ xa truyền thống như T/T.

Kết luận

- Bằng cách đặt vấn đề coi luật dẫn là hàm không gian trạng thái và chọn hàm chỉ tiêu chất lượng (3) ta thấy, nếu coi véc tơ điều khiển $u(t)$ là tỷ lệ với quá tải điều khiển thì hàm chỉ tiêu chất lượng đặc trưng cho năng lượng cần thiết trong toàn bộ quá trình điều khiển. Do đó, quỹ đạo mà các luật điều khiển (19), (20)

thực hiện sẽ là tối ưu về mặt năng lượng khi hàm chi tiêu tối ưu.

- Công thức (33) cho thấy trong luật điều khiển mới không chỉ có các tham số về vị trí của tên lửa (như trong các PPD T/T, PIC), mà còn có các tương quan TL - MT như việc bổ sung véc tơ vận tốc tương đối giữa chúng (bản chất là vi sai động hình học các tham số vị trí của chúng). Như vậy, nguyên tắc điều khiển tên lửa từ xa khi sử dụng PPD 2 điểm là ngoài thông tin về vị trí, cần có bổ sung thông tin của véc tơ vận tốc tương đối giữa TL - MT, mà véc tơ này phụ thuộc vào vị trí tức thời của tên lửa và mục tiêu [1].

- Việc điều khiển từ xa tên lửa theo PPD 2 điểm đã tổng hợp có thể thực tế hóa bằng cách giải bài toán điều khiển tối ưu tên lửa đến mục tiêu. Khi đó đồng thời ta có được điều khiển động học tối ưu và quy luật tạo gia tốc pháp tuyến tối ưu cho đối tượng điều khiển.

Kết quả của bài báo có thể sử dụng trong quá trình cải tiến đối với các đài điều khiển TLPK thế hệ cũ cũng

như trong quá trình thiết kế các tổ hợp TLPK thế hệ mới trên cơ sở công nghệ và máy tính số.

Tài liệu tham khảo

- [1] Thuyết minh kỹ thuật, *Cơ sở xây dựng tổ hợp TLPK C125-2TM*.
- [2] Yanushevsky R, Boord W (2005), "New approach to guidance law design", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **28(1)**, pp.162-166.
- [3] Zarchan P (1997), "Tactical and strategic missile guidance", *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 176, American Institute of Astronautics and Aeronautics, Inc., Washington DC.
- [4] Кун А.А., Лукьянов В.Ф., Шабан С.А (2001), *Основы построения систем управления ракетами Т1, Т2, Т3*, Издание Академия, Минск.
- [5] Lê Anh Dũng, Nguyễn Hữu Độ, Huỳnh Lương Nghĩa (1998), *Lý thuyết bay và hệ thống điều khiển tên lửa phòng không*, **tập 1, 2, 3**, Học viện Kỹ thuật quân sự, Hà Nội.
- [6] Демидов В.П., Кутыев Н.Ш (1989), *Управление зенитными ракетами*, Военное Издательство, Москва.
- [7] Голубев И.С., Светлов В.Г (2001), *Проектирование зенитных управляемых ракет*, Издательство МАИ, Москва.
- [8] Phạm Trung Dũng, Vũ Xuân Đức (2012), *Cơ sở điều khiển tối ưu trong các hệ thống kỹ thuật*, Nhà xuất bản Quân đội nhân dân.
- [9] Vũ Hòa Tiến (2013), *Động học các hệ thống điều khiển TBB*, Học viện Kỹ thuật quân sự, Hà Nội.