

Phương pháp hiệu chỉnh quỹ đạo bay của tên lửa kiểu A bằng ma trận động cơ xung ngang thân dùng một lần

Nguyễn Văn Khôi*, Trần Ngọc Quý, Nguyễn Sỹ Long, Vũ Đoàn Kết, Đồng Văn Tấn

Viện Tên lửa/Viện Khoa học và Công nghệ quân sự.

*Email: vankhoi2603@gmail.com

Nhận bài ngày 15/10/2021; Hoàn thiện ngày 07/12/2021; Chấp nhận đăng ngày 14/02/2022.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.77.2022.161-169>

TÓM TẮT

Trên cơ sở mô hình toán chuyển động của tên lửa được xây dựng, nhóm tác giả đã đề xuất thuật toán làm việc của bộ điều khiển ma trận động cơ xung để hiệu chỉnh quỹ đạo bay của tên lửa theo quỹ đạo bay danh định. Kết quả mô phỏng cho thấy, thuật toán điều khiển ma trận động cơ xung theo từng kênh bám sát quỹ đạo danh định, đảm bảo sai lệch vòng tròn xác suất (CEP) nhỏ hơn 10m, kể cả khi có tác động của nhiễu đầu vào như sai lệch góc phóng ban đầu, sai lệch đo gió.

Từ khóa: Động lực học bay; Ma trận động cơ xung; Tên lửa đất đối đất.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Tên lửa A thuộc hệ thống tên lửa phòng thủ bờ do Israel sản xuất và đã được trang bị trong quân đội ta trong những năm gần đây. Tên lửa điều khiển bằng ma trận động cơ xung ngang thân gồm hai mặt phát xung với tổng số 80 ống xung dùng một lần phân bố đều quanh thân tên lửa. Tuy nhiên, do tính chất bảo mật quân sự, các công nghệ lõi như phương pháp điều khiển tên lửa và thuật toán bộ điều khiển ma trận động cơ xung không được công bố.

Liên quan đến phương pháp điều khiển tên lửa sử dụng ma trận động cơ xung ngang thân dùng một lần, các nghiên cứu trên thế giới tập trung vào hai phương pháp chính là bám sát quỹ đạo danh định [1, 2] và dự báo điểm chạm [3, 4].

Phương pháp hiệu chỉnh bám sát quỹ đạo danh định (TT) thực hiện thuật toán kích hoạt động cơ xung ngang thân phù hợp khi sai lệch vị trí của tên lửa so với quỹ đạo bay danh định vượt ngưỡng yêu cầu. Điều này đặt ra yêu cầu sử dụng số lượng động cơ xung đủ lớn để tên lửa bám sát quỹ đạo danh định trong suốt quá trình bay.

Phương pháp dự báo điểm chạm sử dụng lý thuyết đạn đạo tuyến tính để xác định và hiệu chỉnh sai lệch điểm tấn công dự báo so với mục tiêu. Hệ phương trình vi phân mô tả chuyển động đạn đạo của tên lửa theo lý thuyết đạn đạo tuyến tính được tuyến tính hóa và giản lược để tăng tốc độ tính toán điểm chạm dự báo. Các kết quả nghiên cứu đã chỉ ra, phương pháp này đảm bảo CEP < 10m. Tuy nhiên, nhược điểm của nó là máy tính điều khiển trên khoang cần có tốc độ xử lý nhanh để tính toán điểm chạm dự báo và đáp ứng thời gian thực quá trình điều khiển sai lệch của điểm chạm dự báo so với mục tiêu.

Xuất phát từ mô hình xây dựng cho đối tượng nghiên cứu là tên lửa kiểu A, trong nghiên cứu này nhóm tác giả đề xuất phương pháp bám sát quỹ đạo danh định cải tiến (MTT) để nâng cao hiệu quả của các nghiên cứu trên, vừa giảm số lượng xung cần thiết cho quá trình điều khiển so với phương pháp TT, vừa giảm khối lượng tính toán của máy tính trên khoang so với phương pháp dự báo điểm chạm.

2. NỘI DUNG CẦN GIẢI QUYẾT

2.1. Mô hình toán chuyển động của tên lửa

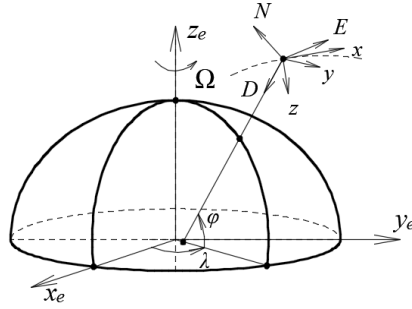
Chuyển động tâm khối tên lửa trong hệ tọa độ ONED (hình 1) xác định theo biểu thức [5]:

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_N \\ \dot{V}_E \\ \dot{V}_D \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} - (2\Omega_{ie}^n + \Omega_{en}^n) \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (1)$$

Trong đó: V_N, V_E, V_D – Hình chiếu của vận tốc tâm khối tên lửa lên các trục của hệ tọa độ ONED;

$$\Omega_{ie}^n = [C_e^n \bar{\omega}_{ie}^e \times] = \begin{bmatrix} 0 & \Omega \sin \varphi & 0 \\ -\Omega \sin \varphi & 0 & -\Omega \cos \varphi \\ 0 & \Omega \cos \varphi & 0 \end{bmatrix};$$

$$\Omega_{en}^n = [\bar{\omega}_{en}^n \times] = \begin{bmatrix} 0 & \dot{\lambda} \sin \varphi & -\dot{\varphi} \\ -\dot{\lambda} \sin \varphi & 0 & -\dot{\lambda} \cos \varphi \\ \dot{\varphi} & \dot{\lambda} \cos \varphi & 0 \end{bmatrix}.$$



Hình 1. Các hệ tọa độ quy chiếu.

Gia tốc trọng trường trong hệ tọa độ ONED được xác định thông qua mô hình WGS-84:

$$\bar{g}^n = [0 \quad 0 \quad g(\varphi, h)] \quad (2)$$

Ở độ cao $h = 0$, trong mô hình WGS-84, gia tốc trọng trường được xác định theo biểu thức sau [6]:

$$g_0(\varphi) = g_a \cdot (1 + c_1 \cdot \sin^2 \varphi + c_2 \cdot \sin^4 \varphi + c_3 \cdot \sin^6 \varphi + c_4 \cdot \sin^8 \varphi) \quad (3)$$

Trong đó: $g_a = 9.7803 \text{m/s}^2$; $c_1 = 5.279 \cdot 10^{-3}$; $c_2 = 2,327 \cdot 10^{-5}$; $c_3 = 1,262 \cdot 10^{-7}$; $c_4 = 7 \cdot 10^{-10}$.

Sự thay đổi gia tốc trọng trường theo độ cao được xác định theo công thức sau [6]:

$$g(\varphi, h) = g_0(\varphi) + (c_5 + c_6 \sin^2 \varphi) \cdot h + c_7 \cdot h^2 \quad (4)$$

Trong đó: $c_5 = -3,0877 \cdot 10^{-6}$; $c_6 = 4,3 \cdot 10^{-9}$; $c_7 = 7,2 \cdot 10^{-12}$.

Các thành phần f_x, f_y, f_z là chỉ số các cảm biến gia tốc kế và được xác định theo biểu thức [1]:

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \left(\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{bmatrix} \right) \quad (5)$$

Trong đó, $a_x, a_y, a_z, g_x, g_y, g_z$ lần lượt là các thành phần gia tốc tâm khối và gia tốc trọng trường. Các thành phần lực khí động và xung ngang được xác định theo biểu thức:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \rho V^2 S \begin{bmatrix} C_x(M, \alpha_t) \\ C_y(M, \beta) \\ C_z(M, \alpha) \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{bmatrix} = \sum_{i=1}^N T_j \delta(t - t_i) \begin{bmatrix} 0 \\ -\cos(2\pi(i-1)/N) \\ -\sin(2\pi(i-1)/N) \end{bmatrix}$$

Trong đó: ρ – Mật độ không khí; V – Độ lớn vận tốc tên lửa; S – Tiết diện đặc trưng; C_x, C_y, C_z – Hệ số lực khí động; α_t, α, β – Góc tấn không gian, góc tấn và góc trượt cạnh; T_j – Độ lớn một xung; $\delta(t - t_i)$ – Hàm phụ thuộc vào vị trí kích hoạt xung và có giá trị 0 hoặc 1.

Biểu thức xác định các thành phần chuyển động quay quanh tâm khối của tên lửa ở dạng ma trận được xác định dưới dạng sau [1]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = A_I^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} - [\bar{\omega} \times] \cdot A_I \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \right\} \quad (6)$$

Trong đó: M_x, M_y, M_z – Hình chiếu của mô men lực khí động và điều khiển lên các trục của hệ tọa độ liên kết; A_I – Ten sơ mô men quán tính; $[\bar{\omega} \times]$ – Ma trận sóng.

Mô men khí động và động cơ xung tác dụng lên tên lửa xác định theo biểu thức sau:

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_J \\ M_J \\ N_J \end{bmatrix} \quad (7)$$

Trong đó:

$$\begin{bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V^2 S L \left(\begin{bmatrix} CLL(M, \alpha_i) \\ CM(M, \alpha) \\ CLN(M, \beta) \end{bmatrix} + \frac{L}{2V_a} \begin{bmatrix} \omega_x & 0 & 0 \\ 0 & \omega_y & 0 \\ 0 & 0 & \omega_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} CLLP(M, \alpha_i) \\ CMQ(M, \alpha) \\ CLNR(M, \beta) \end{bmatrix} \right);$$

$$\begin{bmatrix} L_{Ji} \\ M_{Ji} \\ N_{Ji} \end{bmatrix} = \Delta x_J \cdot \begin{bmatrix} X_J \\ -Z_J \\ Y_J \end{bmatrix} = \Delta x_J \cdot \sum_{i=1}^N T_J \cdot \delta(t - t_i) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \sin(2\pi(i-1)/N) \\ -\cos(2\pi(i-1)/N) \end{bmatrix}$$

Trong đó: Δx_J – Khoảng cách từ trọng tâm tới vị trí loa phụt theo trục dọc tên lửa; CLL, CM, CLN, CLLP, CMQ, CLNR – Các thành phần hệ số mô men khí động.

Hệ phương trình vi phân xác định các thành phần góc quay của hệ tọa độ liên kết so với hệ tọa độ ONED như sau:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{nbx} \\ \omega_{nby} \\ \omega_{nbz} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{nbx} \\ \omega_{nby} \\ \omega_{nbz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} - C_n^b \begin{bmatrix} (\Omega + \dot{\lambda}) \cos \varphi \\ -\dot{\phi} \\ -(\Omega + \dot{\lambda}) \sin \varphi \end{bmatrix} \quad (9)$$

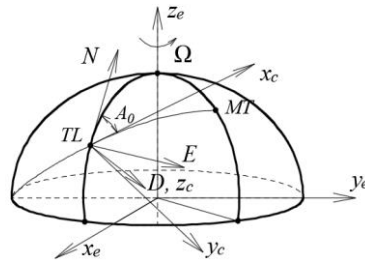
Tọa độ tâm khối tên lửa trong hệ tọa độ địa lý WGS-84 và ECEF xác định theo biểu thức sau:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{M+h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(N+h)\cos\varphi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}; \quad \begin{cases} x_e = (N+h)\cos\varphi\cos\lambda \\ y_e = (N+h)\cos\varphi\sin\lambda \\ z_e = (N(1-e^2)+h)\sin\varphi \end{cases} \quad (10)$$

Tọa độ của tên lửa và mục tiêu được xác định trong hệ tọa độ phóng $O_0x_cy_cz_c$ thông qua ma trận định phương phương từ hệ tọa độ ECEF theo biểu thức sau (hình 2):

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = C_n^c(A_0) C_e^n(\varphi_0, \lambda_0) \begin{bmatrix} x_e - x_{O_0} \\ y_e - y_{O_0} \\ z_e - z_{O_0} \end{bmatrix} \quad (11)$$

Trong đó: A_0 – Góc phương vị; $C_n^c(A_0)$, $C_e^n(\varphi_0, \lambda_0)$ - Ma trận định phương; O_0 – Vị trí phóng.

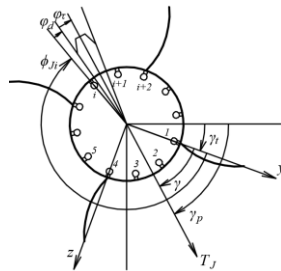


Hình 2. Hệ tọa độ O_0NED và $O_0x_cy_cz_c$.

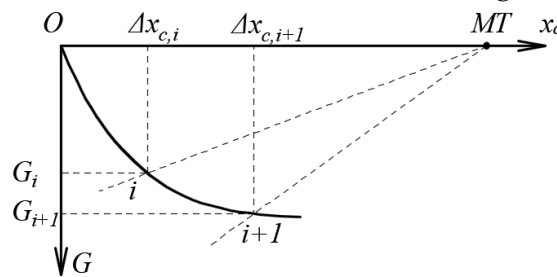
2.2. Mô hình toán bộ điều khiển ma trận động cơ xung

Sai lệch vị trí và pha của tên lửa so với quỹ đạo bay danh định được xác định theo biểu thức sau (hình 3):

$$G = \sqrt{\Delta y_c^2 + \Delta z_c^2}; \quad \gamma = \text{mod}((\gamma_p - \gamma_t), 2\pi) \quad (12)$$



Hình 3. Thuật toán bộ điều khiển ma trận động cơ xung.



Hình 4. Minh họa phương pháp bám sát quỹ đạo danh định cải tiến.

Khi thực hiện bám sát theo quỹ đạo bay danh định, bộ điều khiển kích hoạt động cơ xung phù hợp khi độ lớn sai lệch vượt ngưỡng [1, 2], tức là:

$$G > G_{Thres} \quad (13)$$

Để giảm số lượng xung sử dụng trong quá trình điều khiển, nhóm tác giả đề xuất phương pháp hiệu chỉnh bám sát quỹ đạo danh định cải tiến, tức là, động cơ xung được kích hoạt khi thỏa mãn đồng thời hai điều kiện sau (hình 4):

$$G_{i+1} > G_{Thres} \quad \text{và} \quad \frac{G_{i+1}}{G_i} > \frac{\Delta x_{c,i+1}}{\Delta x_{c,i}} \quad (14)$$

Trong đó: i – Thời điểm lấy mẫu thời gian t_i ; G_i – Sai lệch về độ lớn theo phương pháp bám sát quỹ đạo, tức là: $G_i = \sqrt{\Delta y_{c,i}^2 + \Delta z_{c,i}^2}$, G_{Thres} – Ngưỡng kích hoạt xung; $\Delta x_{c,i}$ – Khoảng cách từ tên lửa đến mục tiêu theo trục Ox_c .

Theo phương pháp đề xuất, có thể diễn giải công thức (14) theo hình 4 như sau: Khi sai lệch vị trí G_{i+1} vượt ngưỡng G_{Thres} (thỏa mãn điều kiện thứ nhất), nhưng đang có xu hướng giảm dần (điểm $i+1$ nằm trong tam giác tạo bởi các điểm MT, $\Delta x_{c,i}$ và điểm i) thì không thỏa mãn điều kiện thứ hai. Chỉ khi điểm $i+1$ nằm ngoài tam giác này (như hình 4 chỉ ra) thì điều kiện thứ hai thỏa mãn và động cơ xung được kích hoạt.

Do đặc điểm động cơ xung chỉ sử dụng một lần, bộ điều khiển cần kích hoạt động cơ xung phù hợp thỏa mãn các điều kiện sau:

1) Thực hiện kích hoạt ống xung phù hợp chỉ khi độ lớn sai lệch quỹ đạo bay của tên lửa so với quỹ đạo bay danh định thỏa mãn điều kiện (14):

2) Chỉ tạo tín hiệu kích hoạt ống xung được chọn mà chưa được sử dụng trước đó.

Giả sử, S là ma trận điều khiển phát xung có N_j hàng và M_j cột với N_j – tổng số lượng xung trong một mặt và M_j – tổng số mặt phát xung.

Khi đó, xung thứ i trong mặt phát xung j thỏa mãn điều kiện sau:

+) $S_{ij} = 0$ - xung chưa được kích hoạt;

+) $S_{ij} = 1$ - xung đã được kích hoạt.

3) Thời gian kích hoạt ống xung tiếp theo tính từ thời điểm kích hoạt ống xung gần nhất cần lớn hơn giá trị ngưỡng cho trước, tức là:

$$G_{i+1} > G_{Thres} \quad \text{và} \quad t - t^* > \Delta t_{Thres} \quad (15)$$

Trong đó: t^* - Thời điểm kích hoạt ống xung gần nhất; Δt_{Thres} - Ngưỡng thời gian kích hoạt giữa hai lần khai hỏa ống xung.

4) Để đảm bảo độ chính xác về pha của xung luồng phụ, giữa ống xung được lựa chọn để kích hoạt và độ lệch về pha cần có mối liên hệ thỏa mãn điều kiện sau (hình 3):

$$|\phi_{ji} + \varphi_\tau + \varphi_d - \pi - \gamma| \leq \delta_{Thres} \quad (16)$$

Trong đó, δ_{Thres} là ngưỡng sai lệch pha của ống xung được chọn.

Từ hình 3, pha của ống xung được chọn được xác định theo biểu thức sau:

$$\phi_{ji} = \frac{2\pi(i-1)}{N_j} \quad (17)$$

Trong đó, N_j là tổng số xung trong một mặt cắt.

Góc φ_τ được xác định bằng phân nửa góc quay trong thời gian phụ của một động cơ xung. Góc φ_d được xác định bởi độ trễ kích hoạt động cơ. Do đó:

$$\varphi_\tau + \varphi_d = \frac{\omega_x(\tau + \tau_d)}{2} \quad (18)$$

Trong đó: τ - Thời gian phụ một ống xung; τ_d - Thời gian trễ kích hoạt ống xung.

Độ lệch pha γ được xác định trong hệ tọa độ liên kết theo biểu thức sau:

$$\gamma = \text{mod}((\gamma_p - \gamma_t), 2\pi); \quad \gamma_p = \text{mod}\left(a \tan 2\left(\frac{\Delta z_c}{\Delta y_c}\right), 2\pi\right); \quad \gamma_t = \text{mod}(\phi, 2\pi) \quad (19)$$

Trong đó, ϕ là góc quay quanh trục dọc tên lửa.

Khai triển điều kiện thứ tư thu được:

$$i_1 \leq i \leq i_2 \tag{20}$$

Trong đó:

$$i_1 = \begin{cases} 1 + \frac{N_J}{2\pi} \left(-\delta_{Thres} + \pi + \gamma - \omega_x \frac{\tau_J}{2} \right) & \text{if } \gamma \leq \pi \\ 1 + \frac{N_J}{2\pi} \left(-\delta_{Thres} - \pi + \gamma - \omega_x \frac{\tau_J}{2} \right) & \text{if } \gamma > \pi \end{cases}; \quad i_2 = \begin{cases} 1 + \frac{N_J}{2\pi} \left(\delta_{Thres} + \pi + \gamma - \omega_x \frac{\tau_J}{2} \right) & \text{if } \gamma \leq \pi \\ 1 + \frac{N_J}{2\pi} \left(\delta_{Thres} - \pi + \gamma - \omega_x \frac{\tau_J}{2} \right) & \text{if } \gamma > \pi \end{cases}$$

3. MÔ PHỎNG, THẢO LUẬN

3.1. Số liệu đầu vào

Chương trình mô phỏng được xây dựng trong phần mềm Matlab/Simulink 2016a.

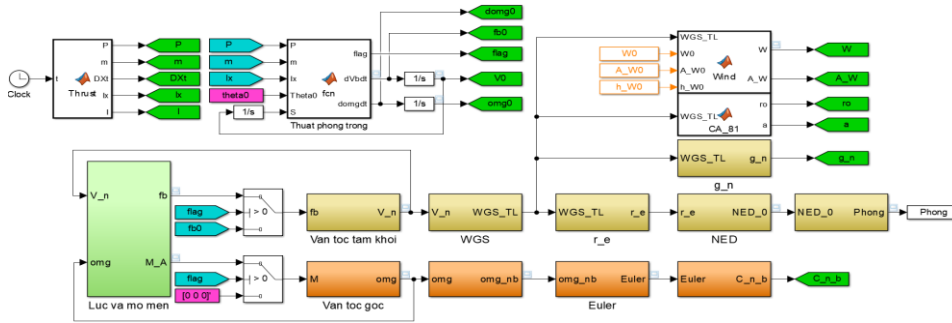
Tên lửa kiểu A: Chiều dài 3996mm, kích thước 160mm, khối lượng 135kg, trọng tâm 2,017m, quán tính $I_x = 0,539\text{kg}\cdot\text{m}^2$, $I_z = 159,35\text{kg}\cdot\text{m}^2$, động cơ 12000N, thời gian cháy 1,9s.

Vị trí: Tên lửa (N11⁰57,209'; E109⁰16,201'; h=20m); mục tiêu (N11⁰54,303; E109⁰34,127'; h = 6m), tương ứng với khoảng cách và góc phương vị tên lửa – mục tiêu là 32983,04m và 99,32⁰.

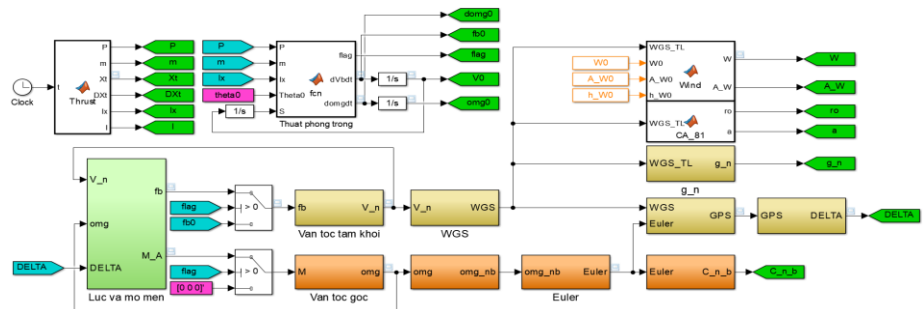
Thông qua chương trình mô phỏng đạn đạo xác định được góc phóng kênh đứng là 68,89⁰, kênh ngang là 99,37⁰ và quỹ đạo bay danh định của tên lửa (hình 5).

Để mô phỏng thuật toán hiệu chỉnh tên lửa bay theo quỹ đạo bay danh định, ta đưa vào điều kiện ban đầu sau (hình 6):

- 1) Sai lệch góc dàn phóng: $\vartheta_0 = 0,1^0$; $\psi_0 = 0,1^0$.
- 2) Tham số làm việc của xung gồm: $N_J = 40$; $M_J = 2$; $T_J = 1000\text{N}$; $\tau_d = 2\text{ms}$; $\tau = 40\text{ms}$.
- 3) Các tham số của bộ điều khiển: $G_{Thres} = 2\text{m}$; $\Delta t_{Thres} = 0,5\text{s}$; $\delta_{Thres} = 3^0$.
- 4) Sai lệch của hệ thống dẫn đường GPS: $3\sigma = 5\text{m}$.



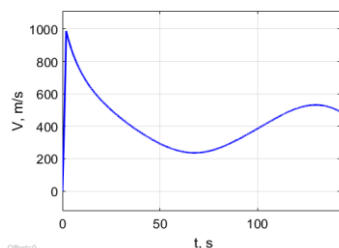
Hình 5. Chương trình mô phỏng xác định quỹ đạo bay danh định của tên lửa.



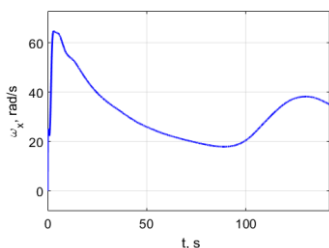
Hình 6. Chương trình mô phỏng hiệu chỉnh quỹ đạo bay của tên lửa kiểu A.

3.2. Kết quả mô phỏng và bình luận

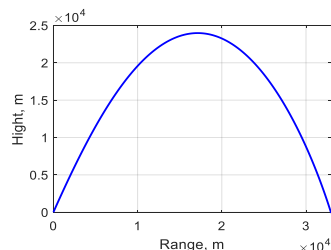
Trên cơ sở chương trình mô phỏng xác định quỹ đạo bay danh định của tên lửa và các tham số đầu vào, tiến hành mô phỏng thu được các tham số chuyển động của tên lửa theo quỹ đạo bay danh định. Kết quả mô phỏng được chỉ ra trong các đồ thị hình 7 ÷ 9.



Hình 7. Đồ thị vận tốc.

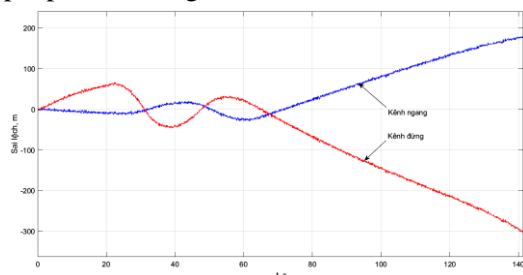


Hình 8. Đồ thị vận tốc góc quanh trục dọc.

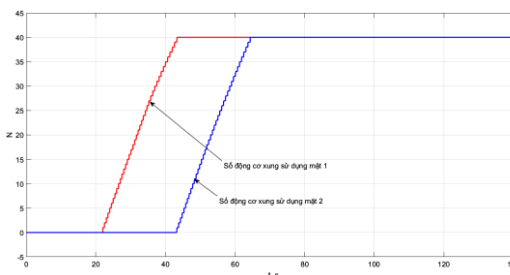


Hình 9. Đồ thị quỹ đạo danh định kênh tâm.

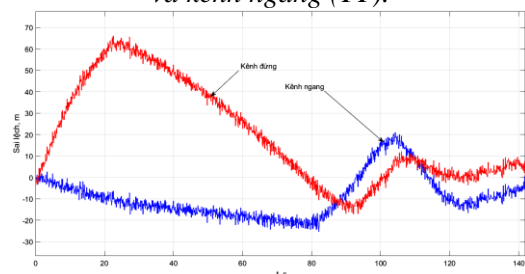
Kết quả mô phỏng chuyển động của tên lửa bám theo quỹ đạo bay danh định khi có sai lệch góc phóng ứng với các trường hợp sử dụng phương pháp TT chỉ ra trong hình 10, 11 và phương pháp MTT trong hình 12, 13.



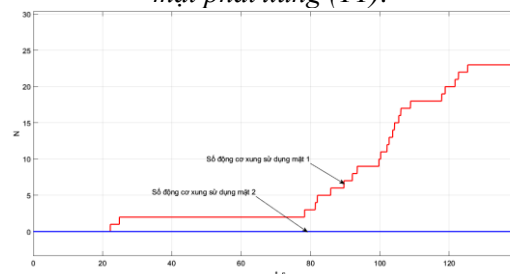
Hình 10. Đồ thị sai lệch kênh đứng và kênh ngang (TT).



Hình 11. Biểu đồ kích hoạt mặt phát xung (TT).



Hình 12. Đồ thị sai lệch kênh đứng và kênh ngang (MTT).



Hình 13. Biểu đồ kích hoạt mặt phát xung (MTT).

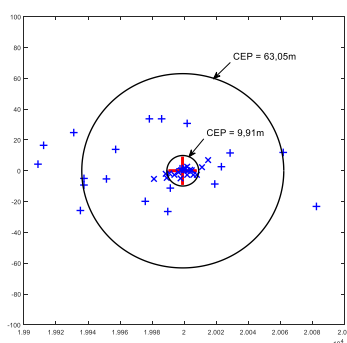
Từ kết quả mô phỏng hiệu chỉnh theo quỹ đạo bay danh định cho hai trường hợp TT, MTT, nhận thấy:

- Để đảm bảo độ chính xác của hệ thống dẫn đường, quá trình điều khiển ở hai trường hợp đều bắt đầu từ sau 22 s, nhưng chỉ có phương pháp MTT cho sai lệch điểm rơi nhỏ hơn 10 m.
- Khi sử dụng phương pháp TT, sai lệch kênh đứng và ngang không nằm trong dải cho phép (nhỏ hơn 10 m) do sau 22 s tên lửa bị lệch xa so với quỹ đạo danh định và đã phải sử dụng toàn bộ 80 mini động cơ xung trong 65 giây đầu để bám về quỹ đạo danh định, trong khi tổng thời gian bay của tên lửa là 143 giây. Vì vậy, ở giai đoạn sau, tên lửa không được hiệu chỉnh và bay theo quỹ đạo đạn đạo.
- Khi sử dụng phương pháp MTT, sai lệch vòng tròn xác xuất đảm bảo nhỏ hơn 10m do số lượng động cơ xung cần thiết cho quá trình hiệu chỉnh nhỏ hơn nhiều so với phương pháp TT (27 động cơ xung).

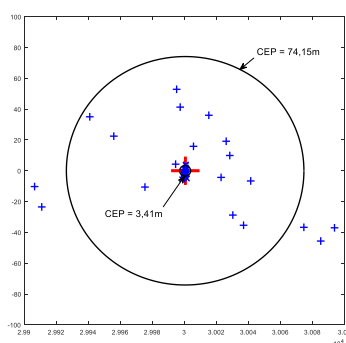
- Phương pháp MTT do còn dự trữ số lượng lớn động cơ xung chưa được sử dụng nên vẫn đảm bảo bám sát quỹ đạo danh định khi sai lệch góc phóng ban đầu của tên lửa lớn hơn $0,1^0$.

Để khẳng định tính đúng đắn của phương pháp đề xuất, tiến hành đánh giá sai số điểm chạm thông qua vòng tròn xác suất tiêu diệt mục tiêu (CEP) ở các tầm bắn khác nhau. Thực hiện mô phỏng cho hai trường hợp có điều khiển và không có điều khiển với sai lệch góc phóng ban đầu là ngẫu nhiên trong dải từ $-0,1^0 \div 0,1^0$ và sai lệch đo ảnh hưởng gió trong dải từ $-0,5\text{m/s} \div 0,5\text{m/s}$ (sai lệch kết quả đo gió bằng bóng thám không so với thực tế). Kết quả mô phỏng được chỉ ra trên hình 14 ÷ 16.

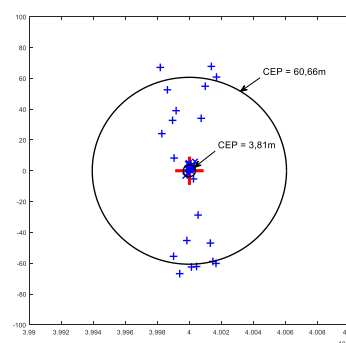
Từ kết quả mô phỏng với 20 lần bắn tương ứng với mỗi tầm bắn khác nhau (20 km, 30 km và 40 km) thu được CEP tương ứng trường hợp khi không điều khiển là 63,05 m, 74,15 m và 60,66 m. Khi có hiệu chỉnh theo quỹ đạo bay danh định theo phương pháp MTT, CEP tương ứng giảm xuống còn 9,91 m, 3,41 m và 3,81 m thỏa mãn điều kiện nhỏ hơn 10 m.



Hình 14. Đồ thị CEP ở tầm bắn 20 km.



Hình 15. Đồ thị CEP ở tầm bắn 30 km.



Hình 16. Đồ thị CEP ở tầm bắn 40 km.

4. KẾT LUẬN

Dựa trên mô hình toán được xây dựng, bài báo đã trình bày phương pháp hiệu chỉnh theo quỹ đạo bay danh định và thuật toán làm việc của bộ điều khiển ma trận động cơ xung, từ đó tiến hành mô phỏng toàn bộ quá trình bay có điều khiển của tên lửa trong không gian.

Phương pháp MTT đảm bảo sai lệch điểm rơi của tên lửa so với mục tiêu nhỏ hơn 10 m, trong khi số lượng động cơ xung cần dùng trong quá trình điều khiển nhỏ hơn nhiều so với phương pháp TT. Kết quả tính toán CEP ở các tầm bắn khác nhau với nhiễu đầu vào ngẫu nhiên theo góc phóng và sai lệch đo vận tốc gió khẳng định sự phù hợp của phương pháp MTT đề xuất so với yêu cầu (CEP < 10 m).

Kết quả nghiên cứu là cơ sở khảo sát các mô hình động cơ xung khác nhau, tối ưu hóa bộ điều khiển ma trận động cơ xung, so sánh các phương pháp hiệu chỉnh quỹ đạo và thiết kế bộ điều khiển ma trận động cơ xung ngang thân dùng một lần cho tên lửa kiểu A.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Jitraphai Thanat, Costello Mark, "Dispersion reduction of a direct fire rocket using lateral pulse jets". Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, Vol. 38, No. 6, pp. 929-36.
- [2]. S.K. Gupta, S. Saxena, Ankur Singhal, and A.K. Ghosh, "Trajectory Correction Flight Control System using Pulsejet on an Artillery Rocket", Defence Science Journal, Vol. 58, No. 1, 2008, pp. 15-33.
- [3]. Adrian Szklarski, Robert Glebocki, Mariusz Jacewicz, "Impact point prediction guidance parametric study for 155 mm rocket assisted artillery projectile with lateral thrusters". ARCHIVE OF MECHANICAL ENGINEERING, Vol. 67, 2020.
- [4]. Robert Glebocki, Mariusz Jacewicz, "Parametric Study of Guidance of a 160-mm Projectile Steered with Lateral Thrusters". Aerospace 2020, 7, 61.

[5]. Salychev O.S., “MEMS-based inertial navigation”, BMSTU Press, Moscow, 2012.

[6]. Theoretical gravity: https://en.wikipedia.org/wiki/Theoretical_gravity.

ABSTRACT

Simulation flight trajectory of the missile type accular corrected by the one-time lateral pulse engine matrix

On the basis of the mathematical model of the missile's motion, the authors proposed the working algorithm of the pulse engine matrix controller to correct the flight trajectory of the missile following the nominal flight trajectory. The simulation results show that the algorithm for controlling the pulse motor matrix by each channel to track the nominal trajectory, ensuring the circular error probable is less than 10m, even when there are impacts of input noise such as initial launch angle deviation, measurement error of wind.

Keywords: Flight dynamics; Pulse motor matrix; Surface-to-surface missile.