

PHƯƠNG PHÁP HIỆU CHỈNH QUỸ ĐẠO ĐẠN PHÁO PHẢN LỰC KIỂU 9M22Y CẢI TIẾN

Nguyễn Văn Khôi, Trần Ngọc Quý*, Nguyễn Sỹ Long, Nguyễn Trọng Yên

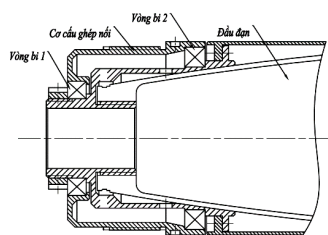
Tóm tắt: Bài báo trình bày một phương pháp xây dựng mô hình toán mô tả chuyển động của đạn pháo phản lực kiểu 9M22Y cải tiến bằng cách gắn thêm khoang điều khiển lên phần đầu, từ đó xây dựng luật điều khiển cánh lái nhằm hiệu chỉnh quỹ đạo bay và nâng cao độ chính xác phát bắn cho đạn.

Từ khóa: Đạn pháo phản lực, đạn 9M22Y, khoang điều khiển, hiệu chỉnh quỹ đạo, nâng cao độ chính xác.

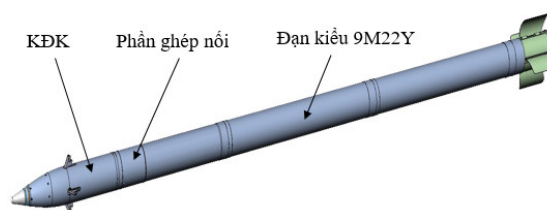
1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Một trong những hướng cải tiến tăng độ chính xác cho đạn pháo phản lực được thế giới quan tâm là gắn thêm khoang điều khiển chế tạo mới lên thân đạn cũ. Phương pháp trên hầu như không thay đổi kết cấu quả đạn cũ, nhưng vẫn có thể điều khiển đạn thông qua cơ cấu chấp hành trên khoang điều khiển (KĐK).

Bài báo trình bày một phương pháp nâng cao độ chính xác cho đạn pháo phản lực kiểu 9M22Y bằng cách ghép đồng trục KĐK chế tạo mới lên phần đầu đạn cũ thông qua hệ thống khung ghép nối và vòng bi, giúp cho KĐK có thể chuyển động quanh trục dọc độc lập so với phần đạn (hình 1).



Hình 1. Phương án ghép nối KĐK.



Hình 2. Mô hình đạn kiểu 9M22Y cải tiến.

Mô hình chuyển động của hệ vật ghép đồng trục đã được Mark F. Costello và Allen A. Peterson nghiên cứu và công bố [1]. Mô hình được xây dựng dựa trên cơ sở tách thành chuyển động của từng phần và sau đó dựa vào mối liên kết giữa chúng để xây dựng hệ phương trình vi phân mô tả chuyển động của từng phần. Tuy nhiên, mô hình chưa tính đến chuyển động của đạn trong ống phóng. Chính vì vậy, nhóm tác giả sử dụng lý thuyết về động lực học hệ nhiều vật [3] để xây dựng mô hình toán chuyển động của đạn kiểu 9M22Y cải tiến từ khi đạn bắt đầu chuyển động trong ống phóng. Hệ phương trình mô tả chuyển động đạn cải tiến được xây dựng xuất phát từ chuyển động chung của hệ vật, sau đó dựa vào đặc điểm liên kết để xác định chuyển động của từng thành phần.

Để nâng cao độ chính xác tiêu diệt mục tiêu cho đạn cải tiến, các tác giả H. Nobahari và M. Arab Kermani trong nghiên cứu [2] đã đề xuất điều khiển bằng phương pháp tiệm cận tỉ lệ. Ngoài ra, có thể nâng cao độ chính xác cho đạn pháo phản lực kiểu 9M22Y cải tiến bằng phương pháp hiệu chỉnh theo quỹ đạo đạn đạo chuẩn.

2. MÔ HÌNH TOÁN HỌC ĐẠN KIỂU 9M22Y CẢI TIẾN TRONG ỐNG PHÓNG

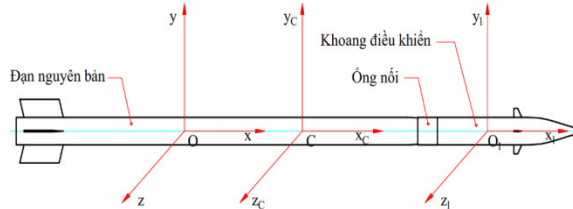
Để xây dựng mô hình toán mô tả chuyển động của đạn pháo phản lực cải tiến kiểu 9M22Y (gồm thân đạn và KĐK), sử dụng các hệ tọa độ sau:

- Hệ tọa độ mặt đất $O_g x_g y_g z_g$, sao cho gốc tọa độ đặt tại vị trí phóng, mặt phẳng $O_g x_g y_g$ trùng với mặt phẳng bắn, trục $O_g y_g$ thẳng đứng hướng lên trên, trục $O_g x_g$ hướng tới mục tiêu, trục $O_g z_g$ tạo thành tam diện thuận.

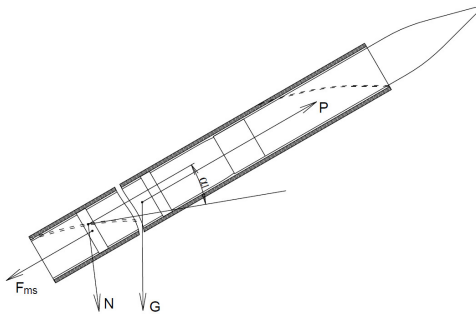
- Các hệ tọa độ liên kết $Cx_c y_c z_c$ với đạn cải tiến, $Oxyz$ với đạn và $O_1 x_1 y_1 z_1$ có định hướng các trục như trong hình 3 ở thời điểm đầu. Trong đó, C, O và O_1 lần lượt là vị trí tâm khối của đạn cải tiến, đạn cũ và KĐK.

Khi đạn cải tiến chuyển động trong ống phóng, bỏ qua sự dẫn nổ của ống phóng, chuyển động của nó trong ống phóng chịu tác dụng của các thành phần lực chính sau (hình 4):

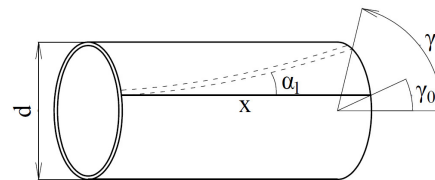
- Lực đẩy động cơ phản lực, $P(t)$;
- Lực tác dụng của chốt định hướng của đạn với rãnh xoắn của ống phóng, $N(t)$;
- Lực ma sát do tiếp xúc của đai và chốt định hướng với ống phóng $F_{ms}(t)$;
- Trọng lực $G(t)$.



Hình 3. Các hệ trục tọa độ trên đạn.



Hình 4. Sơ đồ lực tác dụng lên đạn khi chuyển động trong ống phóng.



Hình 5. Sơ đồ xác định mối liên hệ giữa tọa độ dài và tọa độ góc.

Phương trình vi phân mô tả chuyển động tâm khối của đạn cải tiến dọc theo ống phóng khi đó được viết dưới dạng sau:

$$M \frac{dV}{dt} = P(t) - N(t) \cdot \sin(\alpha_1) - F_{ms}(t) - G(t) \cdot \sin(\vartheta_0) \quad (1)$$

Trong đó, M – khối lượng đạn cải tiến; α_1 – góc rãnh xoắn so với trục dọc; ϑ_0 – góc phóng ban đầu; $P = J_1 \cdot g / \tau$ với J_1 – xung đơn vị động cơ; τ – thời gian làm việc của động cơ.

Ma sát F_t do đai và chốt định hướng sinh ra xác định theo công thức:

$$F_{ms}(t) = f \cdot (G(t) \cdot \cos(\vartheta_0) + N(t) \cdot \cos(\alpha_1)) \quad (2)$$

Trong đó, f – hệ số ma sát trượt.

Khi đạn cải tiến chuyển động trong ống phóng, do KĐK không tiếp xúc với ống phóng, phương trình vi phân mô tả chuyển động quay của đạn cải tiến ω_{xc} , đạn ω_x và khoang điều khiển ω_1 quanh trục dọc lúc này được xác định lần lượt theo các biểu thức sau:

$$J_{xc} \frac{d\omega_{xc}}{dt} = N(t) \cos(\alpha_1) \frac{d\omega}{2} - M_t \quad (3)$$

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} = N(t) \cos(\alpha_1) \frac{d\omega}{2} - M_t \quad (4)$$

$$J_{x1} \frac{d\omega_{x1}}{dt} = M_{masat} \quad (5)$$

Trong đó, d – đường kính lớn nhất của đạn, d_{III} – đường kính trong rãnh xoắn;

Mô men do ma sát M_t của đai và chốt định hướng với ống phóng xác định theo công thức:

$$M_t = f \cdot \left(N(t) \sin(\alpha_1) \frac{d_{III}}{2} + G \cdot \cos(\theta_0) \cdot \sin(\alpha_1) \cdot \frac{d}{2} \right) \quad (6)$$

Mô men ma sát M_{masat} do vòng bi chặn sinh ra được xác định theo công thức chung:

$$M_{masat} = \Phi_{ish} \Phi_{rs} M_{rr} + M_{sl} + M_{drag} \quad (7)$$

Trong đó, $M_{rr} = G_{rr} (vn)^{0,6}$ - mô men ma sát lăn, Nmm;

Trong đó, G_{rr} là tham số phụ thuộc vào dạng vòng bi, đường kính trung bình và các lực dọc trục và lực xuyên tâm tác dụng lên vòng bi. Đối với vòng bi chặn, G_{rr} được xác định theo công thức:

$$G_{rr} = R_1 d_m^{1,83} F_a^{0,54}$$

Trong đó, $R_1 = 1,03 \cdot 10^{-6}$ đối với vòng bi chặn; $d_m = (d + D) / 2$ - đường kính trung bình của vòng bi; F_a – lực dọc trục tác dụng lên vòng bi.

$M_{sl} = G_{sl} \mu_{sl}$ - mô men ma sát trượt, N·mm.

Trong đó, $\mu_{sl} = 0,04$ - hệ số ma sát trượt đối với các loại dầu mỡ tổng hợp; G_{sl} là tham số phụ thuộc vào dạng vòng bi, đường kính trung bình và các lực dọc trục và lực xuyên tâm tác dụng lên vòng bi. Đối với vòng bi chặn, G_{sl} được xác định theo công thức:

$$G_{sl} = S_1 d_m^{0,05} F_a^{4/3}$$

Trong đó, $S_1 = 1,6 \cdot 10^{-2}$ đối với vòng bi chặn.

$M_{drag} = V_M K_{ball} d_m^5 n^2$ - mô men ma sát cản do lớp dầu mỡ sinh ra;

Trong đó, V_M - hệ số phụ thuộc mức tra dầu mỡ và được xác định theo hình; hằng số K_{ball} được xác định theo công thức:

$$K_{ball} = \frac{K_Z (d + D)}{D - d} \cdot 10^{-12}$$

$\Phi_{ish} = \frac{1}{1 + 1,84 \cdot 10^{-9} (n \cdot d_m)^{1,28} v^{0,64}}$ - hệ số giảm do sự nóng lên của dầu mỡ;

d – đường kính mặt trong vòng bi, mm; D – đường kính mặt ngoài vòng bi, mm; n – tần số quay, vòng/phút;

$\Phi_{rs} = \frac{1}{e^{K_{rs} \cdot v \cdot n \cdot (d+D) \sqrt{\frac{K_Z}{2(D-d)}}}}$ - hệ số giảm thiểu hụt hao dầu mỡ.

v - độ nhớt động học của dầu mỡ ở nhiệt độ làm việc, mm²/s; $K_{rs} = 3 \cdot 10^{-8}$ - hằng số hao hụt do dầu mỡ bị bắn ra khỏi vòng bi; $K_Z = 3,8$ - hằng số phụ thuộc vào dạng vòng bi.

Như vậy, nếu biết lực dọc trục F_a tác dụng lên vòng bi và tốc độ quay của nó thì có thể xác định M_{masat} theo công thức (7).

Khi đạn chuyển động trong ống phóng, giữa góc cren γ và tọa độ dài x có mối liên hệ xác định theo biểu thức (hình 5):

$$\gamma = \gamma_0 + 2 \frac{\operatorname{tg}(\alpha_1)}{d_{III}} x \quad (8)$$

Trong đó, γ_0 – tọa độ góc ban đầu của chốt định hướng.

Vi phân hai lần phương trình (8) thu được:

$$\frac{d\omega_x}{dt} = 2 \frac{\operatorname{tg}(\alpha_1)}{d_{III}} \frac{dV}{dt} \quad (9)$$

Thay (1), (2), (4) và (6) vào (9), sau khi rút gọn ta thu được biểu thức xác định lực tác dụng của chốt định hướng lên rãnh ống phóng theo biểu thức sau.

$N(t) = k_1 \cdot P(t) - k_2 \cdot Q_{CP} + k_3 \cdot M_{masat}$, với các hệ số k_1 , k_2 và k_3 xác định như sau:

$$k_1 = \frac{4 \cdot J_x \cdot \operatorname{tg}(\alpha_1)}{m \cdot d_{III}^2 \cdot (\cos(\alpha_1) - f \cdot \sin(\alpha_1)) + 4 \cdot J_x \cdot \operatorname{tg}(\alpha_1) \cdot (\sin(\alpha_1) + f \cdot \cos(\alpha_1))}$$

$$k_2 = \frac{-m \cdot f \cdot d \cdot d_{III} \cdot \cos(\vartheta_0) \cdot \sin(\alpha_1) + 4 \cdot J_x \cdot \operatorname{tg}(\alpha_1) \cdot (\sin(\vartheta_0) + f \cdot \cos(\vartheta_0) \cdot \cos(\alpha_1))}{m \cdot d_{III}^2 \cdot (\cos(\alpha_1) - f \cdot \sin(\alpha_1)) + 4 \cdot J_x \cdot \operatorname{tg}(\alpha_1) \cdot (\sin(\alpha_1) + f \cdot \cos(\alpha_1))}$$

$$k_3 = \frac{2 \cdot M \cdot d_{III}}{m \cdot d_{III}^2 \cdot (\cos(\alpha_1) - f \cdot \sin(\alpha_1)) + 4 \cdot J_x \cdot \operatorname{tg}(\alpha_1) \cdot (\sin(\alpha_1) + f \cdot \cos(\alpha_1))}$$

Các hệ số k_1 , k_2 và k_3 là cơ sở để xác định lực và mô men tác dụng lên đạn cải tiến khi chuyển động trong ống phóng, và từ đó xác định các tham số chuyển động của từng thành phần.

3. MÔ HÌNH TOÁN HỌC ĐẠN KIỂU 9M22Y CẢI TIẾN NGOÀI ỐNG PHÓNG

Chuyển động tâm khối của đạn cải tiến xác định theo biểu thức [4]:

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_{x_c} \\ \dot{V}_{y_c} \\ \dot{V}_{z_c} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z_c} & \omega_{y_c} \\ \omega_{z_c} & 0 & -\omega_{x_c} \\ -\omega_{y_c} & \omega_{x_c} & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V_{x_c} \\ V_{y_c} \\ V_{z_c} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{x_c} / M \\ F_{y_c} / M \\ F_{z_c} / M \end{bmatrix} \quad (10)$$

Trong đó, M – khối lượng đạn cải tiến; V_{x_c} , V_{y_c} , V_{z_c} , ω_{x_c} , ω_{y_c} , ω_{z_c} – hình chiếu của véc tơ vận tốc tâm khối và vận tốc góc lên các trục của hệ tọa độ liên kết $Cx_c y_c z_c$.

Ngoại lực tác dụng lên đạn cải tiến xác định theo biểu thức:

$$\begin{bmatrix} F_{x_c} \\ F_{y_c} \\ F_{z_c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P + X_C \\ Y_C \\ Z_C \end{bmatrix} + A_{b1_c} \begin{bmatrix} X_1^{dk} \\ Y_1^{dk} \\ Z_1^{dk} \end{bmatrix}, \text{ với } A_{b1_c} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma_C - \gamma_1) & \sin(\gamma_C - \gamma_1) \\ 0 & -\sin(\gamma_C - \gamma_1) & \cos(\gamma_C - \gamma_1) \end{bmatrix} \quad (11)$$

Trong đó, X_C , Y_C , Z_C – thành phần lực khí động tác dụng lên đạn cải tiến trong hệ tọa độ $Cx_c y_c z_c$; X_1^{dk} , Y_1^{dk} , Z_1^{dk} – thành phần lực điều khiển trong hệ tọa độ liên kết $O_1 x_1 y_1 z_1$; γ_C , γ_1 – góc cren hệ tọa độ $Cx_c y_c z_c$ và $O_1 x_1 y_1 z_1$.

Vận tốc tâm khối đạn cải tiến trong hệ tọa độ mặt đất $O_g x_g y_g z_g$ xác định theo công thức:

$$\begin{bmatrix} V_{x_{cg}} \\ V_{y_{cg}} \\ V_{z_{cg}} \end{bmatrix}^T = A_{g_{bc}} \cdot \begin{bmatrix} V_{x_c} \\ V_{y_c} \\ V_{z_c} \end{bmatrix}^T \quad (12)$$

Trong đó, $A_{g_{bc}}$ – ma trận cô sin chỉ phương từ hệ tọa độ mặt đất sang hệ tọa độ liên kết $Cx_c y_c z_c$.

Mô hình chuyển động quay của đạn cải tiến trong hệ tọa độ liên kết $Cx_Cy_Cz_C$ xác định từ biểu thức [4]:

$$\begin{bmatrix} J_{x_C} & 0 & 0 \\ 0 & J_{y_C} & 0 \\ 0 & 0 & J_{z_C} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{x_C} \\ \dot{\omega}_{y_C} \\ \dot{\omega}_{z_C} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z_C} & \omega_{y_C} \\ \omega_{z_C} & 0 & -\omega_{x_C} \\ -\omega_{y_C} & \omega_{x_C} & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} J_{x_C} & 0 & 0 \\ 0 & J_{y_C} & 0 \\ 0 & 0 & J_{z_C} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{x_C} \\ \omega_{y_C} \\ \omega_{z_C} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Sigma M_{x_C} \\ \Sigma M_{y_C} \\ \Sigma M_{z_C} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Mô men ngoại lực tác dụng lên đạn cải tiến xác định theo biểu thức:

$$\begin{bmatrix} \Sigma M_{x_C} \\ \Sigma M_{y_C} \\ \Sigma M_{z_C} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x + M_{x_1} \\ M_{y_C} \\ M_{z_C} \end{bmatrix} + A_{b1_bC} \cdot \begin{bmatrix} M_{x_1}^{dk} \\ M_{y_1}^{dk} \\ M_{z_1}^{dk} \end{bmatrix} \quad (14)$$

Trong đó, M_x, M_{x_1} – thành phần mô men cren tác dụng lên KĐK và phần đạn; $M_{x_1}^{dk}, M_{y_1}^{dk}, M_{z_1}^{dk}$ - thành phần mô men điều khiển trong hệ tọa độ liên kết $O_1x_1y_1z_1$.

Các góc Euler của hệ tọa độ $Cx_Cy_Cz_C$ so với hệ tọa độ mặt đất $O_gx_gy_gz_g$ ở dạng ma trận được viết như sau [4]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathcal{G}}_C \\ \dot{\psi}_C \\ \dot{\gamma}_C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma_C & \cos \gamma_C \\ 0 & \frac{\cos \gamma_C}{\cos \mathcal{G}_C} & -\frac{\sin \gamma_C}{\cos \mathcal{G}_C} \\ 1 & -tg \mathcal{G}_C \cdot \cos \gamma_C & tg \mathcal{G}_C \cdot \sin \gamma_C \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{x_C} \\ \omega_{y_C} \\ \omega_{z_C} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Giải hệ phương trình (10) – (15) ta thu được các tham số chuyển động tâm khối C của đạn cải tiến và các tham số chuyển động quay của hệ tọa độ $Cx_Cy_Cz_C$ so với hệ tọa độ mặt đất $O_gx_gy_gz_g$. Từ đây, có thể xác định chuyển động quay các thành phần của KĐK.

Do trục Cx_C và O_1x_1 trùng nhau nên các góc chúc ngóc và góc hướng của các hệ tọa độ trên giống nhau, tức là:

$$\begin{cases} \mathcal{G}_1 = \mathcal{G}_C = \mathcal{G} \\ \psi_1 = \psi_C = \psi \end{cases} \quad (16)$$

Tốc độ góc quanh trục dọc khoang điều khiển xác định theo biểu thức:

$$\dot{\omega}_{x_1} = \frac{M_{x_1} + M_{masat}}{J_{x_1}} \quad (17)$$

Góc cren khoang điều khiển xác định từ giải phương trình vi phân [4]:

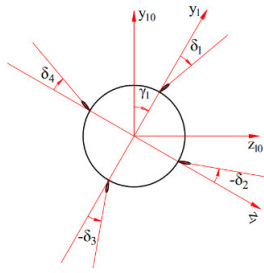
$$\dot{\gamma}_1 = \omega_{x_1} - tg \mathcal{G}_C [\omega_{y_1} \cos \gamma_1 - \omega_{z_1} \sin \gamma_1] \quad (18)$$

Các góc quay ω_{y_1} và ω_{z_1} được xác định khi chiếu véc tơ vận tốc góc lên các trục O_1y_1 và O_1z_1 của hệ tọa độ liên kết với KĐK [4], có tính đến biểu thức (16) và (17):

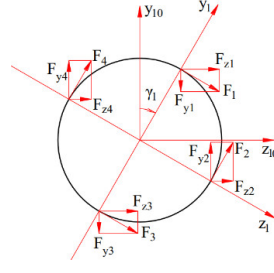
$$\begin{cases} \omega_{y_1} = \dot{\mathcal{G}}_C \sin \gamma_1 + \dot{\psi}_C \cos \mathcal{G}_C \cos \gamma_1 \\ \omega_{z_1} = \dot{\mathcal{G}}_C \cos \gamma_1 - \dot{\psi}_C \cos \mathcal{G}_C \sin \gamma_1 \end{cases} \quad (19)$$

Các tham số định vị và định hướng khoang điều khiển trong không gian là cơ sở xác định tín hiệu điều khiển kênh tâm δ_{x_1} , kênh hướng $\delta_{y_{10}}$ và kênh cren $\delta_{z_{10}}$. Từ đó, tín hiệu góc lệch cánh lái từ quy định về dấu theo hình 6 xác định theo biểu thức:

$$\begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4} & -\frac{\sin \gamma_1}{2} & \frac{\cos \gamma_1}{2} \\ \frac{1}{4} & -\frac{\cos \gamma_1}{2} & -\frac{\sin \gamma_1}{2} \\ \frac{1}{4} & \frac{\sin \gamma_1}{2} & -\frac{\cos \gamma_1}{2} \\ \frac{1}{4} & \frac{\cos \gamma_1}{2} & \frac{\sin \gamma_1}{2} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_{x_1} \\ \delta_{y_{10}} \\ \delta_{z_{10}} \end{bmatrix} \quad (20)$$



Hình 6. Sơ đồ góc lệch cánh lái servo.



Hình 7. Sơ đồ lực điều khiển tác dụng trong mặt phẳng cánh lái.

Từ hình 7 suy ra, lực và mô men điều khiển do cánh lái tạo ra trong hệ tọa độ liên kết với đầu đạn $O_1x_1y_1z_1$ xác định theo các biểu thức:

$$\begin{cases} X_1^{dk} = X_1^\delta \cdot (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) = X_1^\delta \cdot \delta_{x_1} \\ Y_1^{dk} = F_2 + F_4 = Y_1^\delta \cdot (-\delta_2 + \delta_4) = Y_1^\delta \cdot \delta_{y_{10}} \\ Z_1^{dk} = F_1 + F_3 = Z_1^\delta \cdot (\delta_1 - \delta_3) = Z_1^\delta \cdot \delta_{z_{10}} \end{cases} \quad (21)$$

$$\begin{cases} M_{x_1}^{dk} = M_{x_1}^\delta \cdot (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) = M_{x_1}^\delta \cdot \delta_{x_1} \\ M_{y_1}^{dk} = -\Delta_d \cdot Z_1^{dk} = -\Delta_d \cdot Z_1^\delta \cdot (\delta_1 - \delta_3) = -M_{y_1}^\delta \cdot (\delta_1 - \delta_3) = -M_{y_1}^\delta \cdot \delta_{z_{10}} \\ M_{z_1}^{dk} = \Delta_d \cdot Y_1^{dk} = \Delta_d \cdot Y_1^\delta \cdot (-\delta_2 + \delta_4) = M_{z_1}^\delta \cdot (-\delta_2 + \delta_4) = M_{z_1}^\delta \cdot \delta_{y_{10}} \end{cases} \quad (22)$$

Trong đó, Δ_d – khoảng cách từ trọng tâm đạn cải tiến đến cánh lái.

Tóm lại, hệ phương trình (10) – (22) cho phép xây dựng mô hình toán mô tả chuyển động của đạn kiểu 9M22Y cải tiến theo phương pháp dẫn cho trước.

4. PHƯƠNG PHÁP DẪN ĐẠN CẢI TIẾN

4.1. Hiệu chỉnh theo quỹ đạo đạn đạo chuẩn

Phương pháp hiệu chỉnh theo quỹ đạo chuẩn sử dụng bộ PID truyền thống để hiệu chỉnh sai lệch kênh đứng và kênh ngang theo khoảng cách bay của đạn.

Giả sử, với khoảng cách bắn cho trước, quỹ đạo đạn đạo chuẩn xác định theo biểu thức:

$$\begin{cases} x_g = x_g(t) \\ y_g = y_{gk}(t) \\ z_g = 0 \end{cases} \quad (23)$$

Rời rạc hóa (23) trong miền thời gian t_k . Khi đó (23) trở thành:

$$\begin{cases} x_{gk} = x_g(t_k) \\ y_{gk} = y_{gk}(t_k) \\ z_{gk} = 0 \end{cases} \quad (24)$$

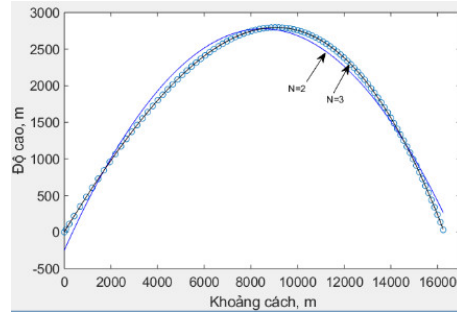
Để xây dựng quỹ đạo đạn đạo chuẩn, tức là tìm hàm phụ thuộc của độ cao y_g theo khoảng cách bay x_g , sử dụng phương pháp bình phương tối thiểu, tìm gần đúng hàm dạng

đa thức $y_g^{chuan} = f(x_g) = \sum_{i=0}^N a_i \cdot x_g^{(N-i)}$, trong đó

a_i – hệ số của đa thức, N – bậc của đa thức, sao cho:

$$\sum_k (f(x_{gk}) - y_{gk})^2 \rightarrow \min$$

Bậc N của đa thức cần tìm sao cho :
 $\max |f(x_{gk}) - y_{gk}| < \varepsilon$, với ε – sai số cho trước.



Hình 8. Đồ thị hàm hóa quỹ đạo đạn đạo chuẩn.

Hình 8 mô tả kết quả hàm hóa quỹ đạo chuẩn dạng đa thức với các bậc khác nhau với sai số cho trước $\varepsilon < 5m$.

Do đó, quỹ đạo chuẩn lúc này có thể viết dưới dạng:

$$\begin{cases} y_g^{chuan} = f(x_g) = \sum_{i=0}^N a_i \cdot x_g^{(N-i)} \\ z_g^{chuan} = 0 \end{cases} \quad (25)$$

Công thức (25) chứa sự phụ thuộc của kênh đứng và kênh ngang quỹ đạo đạn đạo chuẩn vào khoảng cách bay x_g . Khi có sai lệch của quỹ đạo thực so với quỹ đạo đạn đạo chuẩn theo kênh đứng $\Delta y_g = y_g - y_g^{chuan}$ và ngang $\Delta z_g = z_g - z_g^{chuan}$ theo khoảng cách bay x_g thì tín hiệu điều khiển giảm các sai lệch trên xác định theo biểu thức:

$$\begin{cases} \delta_{y_{10}} = k_{py} \cdot \Delta y_g + k_{iy} \int \Delta y_g dt + k_{dy} \cdot \frac{d}{dt} \Delta y_g \\ \delta_{z_{10}} = k_{pz} \cdot \Delta z_g + k_{iz} \int \Delta z_g dt + k_{dz} \cdot \frac{d}{dt} \Delta z_g \end{cases} \quad (26)$$

Để đảm bảo độ chính xác dẫn, cần ổn định tốc độ góc quanh trục dọc khoang điều khiển. Tín hiệu điều khiển theo kênh cren lúc này xác định theo biểu thức:

$$\delta_{\omega} = k_{pz} \cdot (-\omega_{x_1}) + k_{iz} \int -\omega_{x_1} dt + k_{dz} \cdot \frac{d}{dt} (-\omega_{x_1}) \quad (27)$$

4.2. Dẫn theo phương pháp tiệm cận tỉ lệ

Điều khiển đạn cải tiến 9M22Y theo phương pháp tiệm cận tỉ lệ, tức là thực hiện thuật toán dẫn theo công thức:

$$\frac{d\theta}{dt} = N \cdot \frac{d\varphi_y}{dt}; \quad \frac{d\Psi}{dt} = N \cdot \frac{d\varphi_z}{dt} \quad (28)$$

Trong đó, θ, Ψ – góc nghiêng quỹ đạo so với mặt phẳng ngang và mặt phẳng bản; N – hệ số tỉ lệ; φ_y, φ_z – góc đường ngắm “đạn – mục tiêu” theo phương đứng và ngang.

Theo [5], quá tải theo kênh đứng và ngang xác định theo biểu thức:

$$n_{y_{10}} = \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt} + \cos\theta; \quad n_{z_{10}} = -\frac{V}{g} \cos\theta \frac{d\Psi}{dt} \quad (29)$$

Từ (28) và (29) thu được biểu thức quá tải theo tốc độ góc đường ngắm:

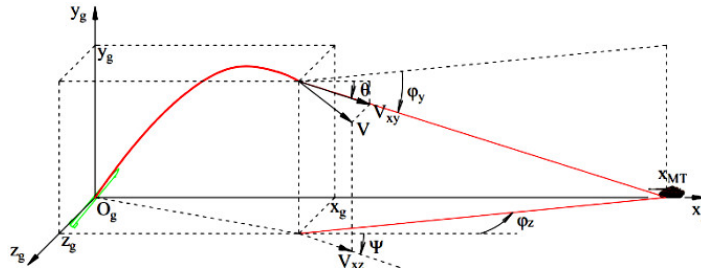
$$n_{y_{10}} = N \frac{V}{g} \frac{d\varphi_y}{dt} + \cos\theta; \quad n_{z_{10}} = -N \frac{V}{g} \cos\theta \frac{d\varphi_z}{dt} \quad (30)$$

Do đó, tín hiệu cánh lái theo kênh đứng và ngang xác định theo biểu thức:

$$\delta_{y_{10}} = k_y \left(N \frac{V}{g} \frac{d\varphi_y}{dt} + \cos\theta \right); \quad \delta_{z_{10}} = -k_z \cdot N \cdot \frac{V}{g} \cdot \cos\theta \cdot \frac{d\varphi_z}{dt} \quad (31)$$

Trong đó, k_y, k_z – hệ số tỉ lệ.

Từ (31), để dẫn đạn cải tiến theo phương pháp tiệm cận tỉ lệ, cần xác định tốc độ thay đổi góc đường ngắm “đạn – mục tiêu” $d\varphi_y/dt$ và $d\varphi_z/dt$. Ta có, vị trí và vận tốc tương đối của mục tiêu so với đạn trong hệ tọa độ mặt đất được xác định theo công thức (hình 9):



Hình 9. Sơ đồ chuyển động tương đối “đạn – mục tiêu”.

$$\begin{bmatrix} x_{gDN} \\ y_{gDN} \\ z_{gDN} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{gMT} - x_g \\ y_{gMT} - y_g \\ z_{gMT} - z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{gMT} - x_g \\ -y_g \\ -z_g \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} V_{xgDN} \\ V_{ygDN} \\ V_{zgDN} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{xgMT} - V_{xg} \\ V_{ygMT} - V_{yg} \\ V_{zgMT} - V_{zg} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} V_{xg} \\ V_{yg} \\ V_{zg} \end{bmatrix} \quad (32)$$

Từ đó, góc đường ngắm “đạn – mục tiêu” đó được xác định theo công thức sau:

$$\operatorname{tg}\varphi_y = \frac{y_{gDN}}{\sqrt{x_{gDN}^2 + z_{gDN}^2}}; \quad \cos\varphi_z = \frac{x_{gDN}}{\sqrt{x_{gDN}^2 + z_{gDN}^2}} \quad (33)$$

Vi phân theo thời gian cả hai vế của hai phương trình (33), nhận được:

$$\dot{\varphi}_y = \frac{V_{ygDN} R_n - (x_{gDN} V_{xgDN} + z_{gDN} V_{zgDN}) \cdot y_{gDN}}{R_n^2} \quad (34)$$

$$\dot{\varphi}_z = \frac{x_{gDN} V_{zgDN} - z_{gDN} V_{xgDN}}{R_n^2} \quad (35)$$

Trong đó, $R = \sqrt{x_{gDN}^2 + y_{gDN}^2 + z_{gDN}^2}$; $R_n = \sqrt{x_{gDN}^2 + z_{gDN}^2}$.

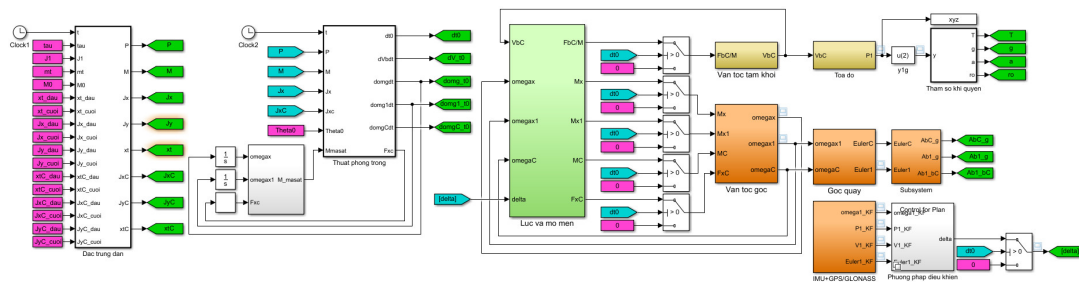
Biểu thức (34), (35) là cơ sở thực hiện dẫn theo phương pháp tiệm cận tỷ lệ.

Như vậy, để điều khiển đạn cải tiến kiểu 9M22Y theo hai phương pháp được xem xét ở trên theo các biểu thức (26), (27), (34), (35), cần xác định các tham số dẫn đường của

khoang điều khiển (vị trí, vận tốc, vận tốc góc và góc định hướng). Trong khuôn khổ bài báo này, các tham số dẫn đường là khâu lý tưởng. Thuật toán xác định các tham số dẫn đường sẽ được công bố trong các nghiên cứu tiếp theo.

5. MÔ PHỎNG VÀ KẾT QUẢ

Mô hình mô phỏng chuyển động của đạn kiểu 9M22Y cải tiến từ khi đạn bắt đầu chuyển động trong ống phóng được viết trong phần mềm MATLAB (hình 10).



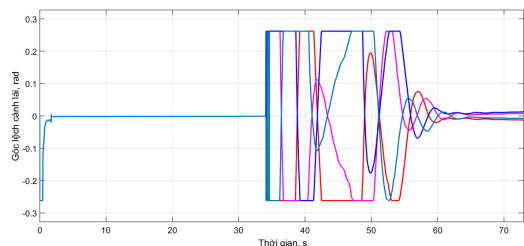
Hình 10. Mô hình chuyển động đạn kiểu 9M22Y cải tiến trong Matlab-Simulink.

Các tham số ban đầu để mô phỏng chuyển động của đạn cải tiến được trích dẫn từ tài liệu “Bảng bắn pháo phản lực BM-21” (Bình chủng Pháo binh), được tính toán và đưa ra trong bảng dưới đây:

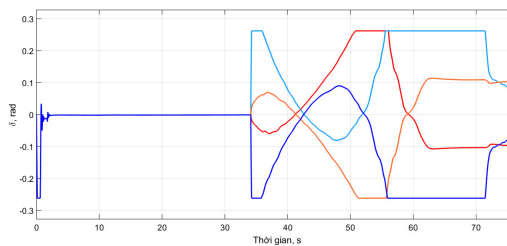
Đặc trưng	Giá trị	Đặc trưng	Giá trị
Đạn cải tiến		Mô men quán tính dọc trục, $kg \cdot m^2$	0,0284
Khối lượng, kg	76,6	Mô men quán tính ngang, $kg \cdot m^2$	4,539
Chiều dài, m	3,320	Động cơ	
Cỡ đạn, m	0,122	Xung đơn vị, $kg \cdot s$	201,9
Tọa độ trọng tâm, m	1,697 – 1,485	Thời gian cháy, s	1,88
Mô men quán tính dọc trục, $kg \cdot m^2$	0,194 – 0,163	Ống phóng	
Mô men quán tính ngang, $kg \cdot m^2$	62,54 – 47,30	Chiều dài, m	3,0
Khoang điều khiển		Góc rãnh xoắn, độ	2,5
Khối lượng, kg	10,34	Hệ số ma sát	1,5
Tọa độ trọng tâm, m	0,356		

Bộ hệ số khí động xác định dựa trên kết quả tính toán từ phần mềm Missile Datcom.

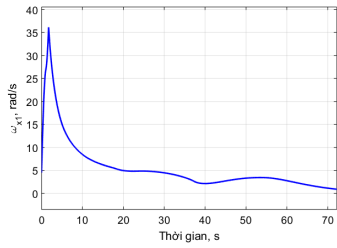
Kết quả mô phỏng bám theo quỹ đạo đạn đạo chuẩn và dẫn tiệm cận tỉ lệ cho trường hợp góc phóng 30^0 và sai lệch ban đầu về tầm và hướng là $\Delta \vartheta = 0,5^0$ và $\Delta \psi = 0,5^0$ được chỉ ra trong trong các hình dưới đây.



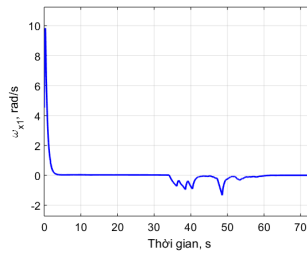
Hình 11. Góc lệch cánh lái δ_i điều khiển theo quỹ đạo đạn đạo chuẩn.



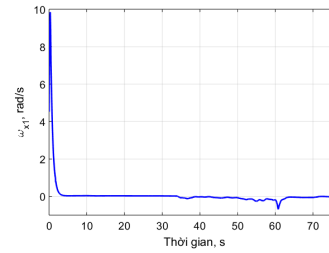
Hình 12. Góc lệch cánh lái δ_i theo phương pháp tiệm cận tỉ lệ.



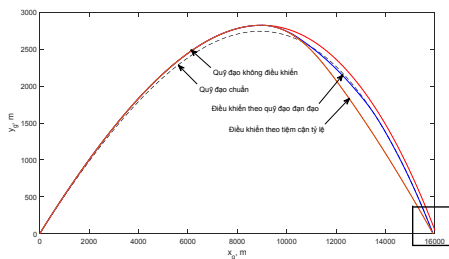
Hình 13. Tốc độ góc KĐK khi không điều khiển.



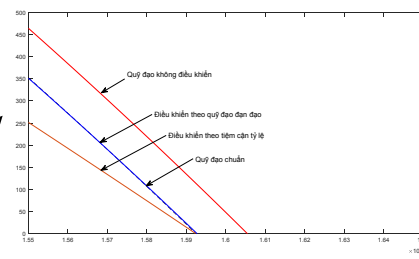
Hình 14. Tốc độ góc KĐK điều khiển theo quỹ đạo đạn đạo chuẩn.



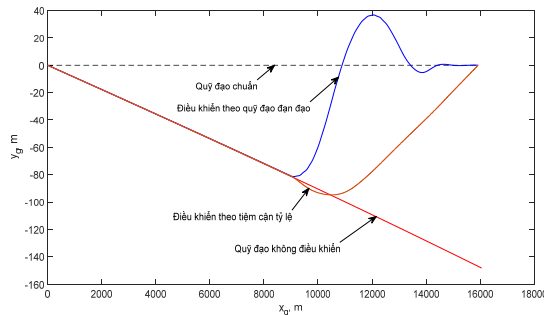
Hình 15. Tốc độ góc KĐK điều khiển theo phương pháp tiệm cận tỉ lệ.



Hình 16. Quỹ đạo bay theo kênh đứng.



Hình 17. Quỹ đạo giai đoạn cuối.



Hình 18. Quỹ đạo bay theo kênh ngang.

Nhận xét: Trong cả hai phương pháp dẫn, kênh cren được điều khiển ngay từ giai đoạn đầu cho nên cả bốn cánh lái đều tạo ra cùng một góc lệch để dập dao động kênh cren (hình 11, 12). Ở thời điểm bắt đầu điều khiển theo kênh đứng và kênh ngang, do phương pháp dẫn theo quỹ đạo đạn đạo chuẩn sử dụng sai số theo vị trí để kéo nhanh đạn về quỹ đạo cho trước nên các cánh lái lệch cực đại, sau đó duy trì ở góc lệch cần thiết để đạn bám theo quỹ đạo trên.

Trong kênh cren, cũng có sự khác nhau giữa quả đạn không điều khiển (hình 13), đạn xoay tự do theo lực ma sát ban đầu với phần thân cũ và duy trì đến hết quá trình bay. Khi có điều khiển, tốc độ xoay KĐK nhanh chóng bị dập cho đến khi có lệnh điều khiển theo quỹ đạo hoặc tiệm cận tỷ lệ (hình 14,15) thì tốc độ xoay KĐK bị ảnh hưởng do lệnh điều khiển kênh đứng và kênh ngang (khoảng giây thứ 34), sau đó khi quỹ đạo đã ổn định thì tốc độ xoay KĐK cũng sẽ được ổn định. Ở mô phỏng hình 14 và 15 cũng thể hiện có sự khác nhau về tốc độ xoay KĐK khi bắt đầu điều khiển theo hai phương pháp dẫn trên, trong khoảng thời gian này tốc độ góc theo kênh cren khi điều khiển theo quỹ đạo đạn đạo (khoảng giây thứ 34, hình 14) bị lệch lớn hơn khỏi vị trí cân bằng so với phương pháp dẫn tiệm cận tỷ lệ (hình 15).

Kết quả mô phỏng quá trình điều khiển theo kênh đứng và ngang bằng phương pháp dẫn theo quỹ đạo đạn đạo và tiệm cận tỉ lệ được chỉ ra trong hình 16, 17 và 18. Từ các kết quả này cho thấy, đạn cải tiến khi khoang điều khiển không làm việc cũng giống như đạn nguyên bản 9M22Y chịu ảnh hưởng rất nhiều vào điều kiện phóng ban đầu và các nhiễu động làm cho sai số bắn có thể lên đến vài trăm mét (ở trường hợp mô phỏng hình 17 và 18, với nhiễu góc bắn tầm và hướng là $0,5^0$ độ lệch này là khoảng 150m). Khi sử dụng khoang điều khiển, cả hai phương pháp dẫn không bị ảnh hưởng bởi sai số góc phóng và đảm bảo dẫn đạn chính xác tới mục tiêu.

6. KẾT LUẬN

Bài báo đã xây dựng phương pháp mô tả chuyển động của đạn cải tiến 9M22Y trong và ngoài ống phóng dựa trên cơ sở cơ học lý thuyết về hệ nhiều vật, đồng thời đã xây dựng luật điều khiển đạn cải tiến theo hai phương pháp dẫn. Kết quả mô phỏng cũng cho thấy tính khả thi trong việc cải tiến tăng độ chính xác cho đạn phản lực kiểu 9M22Y bằng cách gắn thêm khoang điều khiển.

Kết quả nghiên cứu là cơ sở hiện thực hóa bài toán dẫn đạn tới điểm gặp với độ chính xác yêu cầu thông qua các thiết bị đo trên khoang. Các kết quả này sẽ được làm sáng tỏ ở các công bố tiếp theo.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Costello M and Peterson A. “*Linear theory of a dual-spin projectile in atmospheric flight*”. Journal of guidance and control, vol. 23, No 5, 2000, pp.789-797.
- [2]. H. Nobahari and M. Arab Kermani, Integrated optimization of guidance and control parameters in a dual-spin ying vehicle. Scientia Iranica, vol. 24 No 5, 2017, pp. 2473-2489.
- [3]. Дронг В.И. и др. “*Курс теоретической механики*”. Том 1. Издательство “МГТУ имени Н.Э. Баумана”. Москва, 2005 г.
- [4]. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. - Внешняя баллистика, 4 изд-е. “Машиностроение”. Москва, 2005г.
- [5]. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. – Динамика беспилотных летательных аппаратов. “Машиностроение”. Москва, 1973г.

ABSTRACT

ABOUT A METHOD OF IMPROVING THE ACCURACY OF SHOTS FOR A MODIFICATION OF ROCKET TYPE 9M22Y WITH THE GUIDANCE AND CONTROL COMPARTMENT

This paper presents a method of building mathematical model of the motion for a modification of rocket type 9M22Y improved by attaching the guidance and control compartment, which is roll- isolated from the body, thereby building control law of rudders to correct flight trajectory, improve the accuracy of shots for rockets.

Keywords: Rocket; Guidance and control compartment; Control law; Correct flight trajectory; Improve the accuracy.

*Nhận bài ngày 02 tháng 10 năm 2018
Hoàn thiện ngày 11 tháng 12 năm 2018
Chấp nhận đăng ngày 11 tháng 12 năm 2018*

Địa chỉ: Viện Khoa học và Công nghệ quân sự.
*Email: tranngocquy74@gmail.com.