

PHƯƠNG PHÁP XÁC ĐỊNH HỆ SỐ LỆNH TÊN LỬA ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Nguyễn Văn Chúc, Nguyễn Văn Sơn, Trần Phú Hoàn*

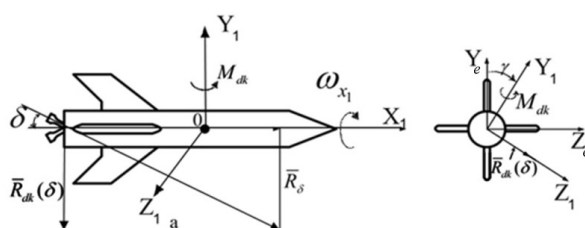
Tóm tắt: Trong nội dung bài báo này, tác giả đưa ra được luận giải về nguyên lý điều khiển và hệ số lệnh điều khiển cho lớp tên lửa quay quanh trục dọc. Bên cạnh kết quả đó, ta còn nhận được: quan hệ giải tích hệ số lệnh trong trường hợp pha tín hiệu tuyến tính hóa là bội số pha tín hiệu điều khiển. Bài báo đánh giá khoảng thay đổi biên độ tín hiệu điều khiển so với biên độ tín hiệu tuyến tính hóa trong trường hợp $n=2..4$, để trong vùng đó hệ số lệnh tỷ lệ với tín hiệu điều khiển. Áp dụng thuật toán đã xây dựng cho việc xác định hệ số lệnh khi mô phỏng tên lửa điều khiển tầm gần kiểu B72.

Từ khóa: Hệ số lệnh, Mô phỏng, Điện áp điều khiển.

1. MỞ ĐẦU

Nguyên lý làm việc điều khiển một kênh (Hệ thống điều khiển chỉ có một cơ cấu chấp hành) được ứng dụng trong các tên lửa yêu cầu gọn nhẹ như tên lửa chống tăng, tên lửa phòng không mang vác [5,6]. Gần đây, một số công trình nghiên cứu trong nước [1-4] và ngoài nước [6,7] về cơ sở lý thuyết về thiết kế, nguyên lý điều khiển tên lửa điều khiển một kênh (TLĐKMK). Trong các công trình [1-4] mới tập trung trường hợp pha tín hiệu tuyến tính hóa gấp đôi ($n=2$) pha tín hiệu điều khiển, trường hợp $n>2$ chưa được nghiên cứu đủ sâu và có những kết luận cần chính xác hóa. Trong bài báo này sẽ đưa ra biểu thức hệ số lệnh theo hai kênh (tầm, hướng) trong trường hợp có tín hiệu tuyến tính hóa cho lớp tên lửa một kênh điều khiển từ xa. Đưa ra công thức dạng giải tích hệ số lệnh trong trường hợp tổng quát pha tín hiệu tuyến tính hóa là bội số lần pha tín hiệu điều khiển. Khảo sát bằng số trường hợp $n=2..4$ và chính xác hóa một số kết luận về hệ số lệnh được trình bày trong [1].

2. NGUYÊN LÝ ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH, HỆ SỐ LỆNH



Hình 1. Sơ đồ lực, mô men điều khiển tác động lên tên lửa một kênh.

Trên hình 1 biểu diễn lực điều khiển (lực khí động \vec{R}_a và trọng lực \vec{G} không biểu diễn), và mô men điều khiển M_{ak} trong hệ trục tọa độ $Ox_1Y_1Z_1$. Tên lửa quay quanh trục dọc với vận tốc góc ω . Hệ trục tọa độ $Ox_eY_eZ_e$ với đường ngắm: đài điều khiển - mục tiêu Ox_e - hướng từ đài điều khiển - mục tiêu; Oy_e vuông góc với Ox_e hướng lên trên, nằm trong mặt phẳng thẳng đứng. Trục Oz_e nằm ngang tạo thành hệ tọa thuận.

Hệ thống điều khiển một kênh được đặc trưng bởi lực điều khiển được tạo ra bởi một cơ cấu chấp hành. Trong trường hợp này, máy lái làm lệch véc tơ lực đẩy

của động cơ hành trình một góc $\pm\Delta$ tạo thành phần lực ngang - lực điều khiển $\bar{R}_{dk}(\delta)$ (giả thiết trong mặt phẳng OX_1Z_1). Lực điều khiển \bar{R}_{dk} tạo mô men điều khiển \bar{M}_{dk} (hình 1) đối với tâm khối. Mô men điều khiển làm lệch trục OX_1 so với véc tơ vận tốc, làm xuất hiện góc tấn và thành phần lực nâng khí động. Lực này làm đổi hướng véc tơ vận tốc. Để tạo hướng cơ động theo mong muốn (theo hướng giảm các sai lệch) cần tổng hợp lệnh điều khiển U_{dk} để tạo ra các lực điều khiển trung bình \bar{R}_{dktb} có hướng và độ lớn cần thiết. Để đặc trưng cho độ lớn của lực điều khiển trung bình theo một hướng nào đó trong hệ thống điều khiển một kênh dùng khái niệm hệ số lệnh. Hệ số lệnh được hiểu là tỷ số lực điều khiển trung bình sau một chu kỳ quay R_{dktb} với giá trị lớn nhất có thể của R_{TBmax} [7].

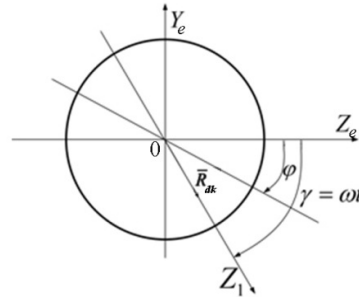
$$k(\varphi) = R_{dktb} / R_{TBmax}; \quad (1)$$

Trong đó, $R_{dktb}(\varphi)$ - là giá trị trung bình lực điều khiển chiếu lên phương hợp với trục OZ_e một góc φ nào đó.

Lực điều khiển do cơ cấu chấp hành tạo ra (hình 2), không tính tới độ trễ máy lái có thể viết:

Thành phần lực ngang lớn nhất chiếu theo phương OZ_e

$$\begin{aligned} R_{dk} &= R_{dc}(\delta) \cdot \sin(\pm\Delta) \\ R_{dk} &= \pm R_{dc}(\delta) \cdot \sin(\Delta) = R_{dkmax} \cdot \delta \\ R_{dk} &= R_{max}(\delta) \end{aligned} \quad (2)$$



Hình 2. Lực điều khiển do cơ cấu chấp hành tạo ra.

- Trong đó: + R_{max} - Lực điều khiển lớn nhất;
 + R_{dc} - Lực đẩy động cơ hành trình;
 + $\delta = \text{sign}(U_{dk}) = \pm 1$.

Lực điều khiển chiếu lên phương bất kỳ φ :

$$R_{dk} = R_{max} \cdot \delta \cdot \cos(\gamma - \varphi) \quad (3)$$

Trong đó: $\gamma = \omega t$.

Lực điều khiển trên trục OY_e, OZ_e

$$R_{dk} y_e = -R_{max} \cdot \delta \cdot \sin(\gamma) \quad (4)$$

$$R_{dk} z_e = -R_{max} \cdot \delta \cdot \cos(\gamma) \quad (5)$$

Lực điều khiển trên phương $\varphi + \frac{\pi}{2}$:

$$R_{dk} \left(\varphi + \frac{\pi}{2} \right) = R_{max} \cdot \delta \cdot \cos \left(\gamma - \varphi - \frac{\pi}{2} \right) = R_{max} \cdot \delta \cdot \sin(\gamma - \varphi) \quad (6)$$

Sau đây, chúng ta sẽ xác định hệ số lệnh trong một số trường hợp cụ thể.

3. HỆ SỐ LỆNH VỚI CÁC LỆNH ĐIỀU KHIỂN KHÁC NHAU

3.1. Lệnh điều khiển có dạng $U_{dk} = U_o \cdot \sin(\omega t - \varphi)$

Hàm $\delta = \text{sign}(U_{dk})$ có dạng như hình vẽ dưới đây, và đổi dấu tại hai điểm là nghiệm của phương trình lượng giác: $\sin(\omega t - \varphi) = 0$; $\gamma = \varphi + k\pi$; $\gamma_1 = \varphi$ (với $k = 2$); $\gamma_2 = \pi + \varphi$ (với $k = 2$).

Lực điều khiển trung bình trong chu kỳ $0 \leq \gamma \leq 2\pi$ được xác định

$$R_{dkTB-\gamma_e} = \frac{1}{2\pi} \cdot \int_0^{2\pi} -R_{max} \cdot \text{sign}(U_o \sin(\gamma - \varphi)) \cdot \text{sign} \gamma \cdot d\gamma;$$

$$= -\frac{R_{max}}{2\pi} [\int_0^{\gamma_1} -\text{sign} \gamma \cdot d\gamma + \int_{\gamma_1}^{\gamma_2} \text{sign} \gamma \cdot d\gamma + \int_{\gamma_2}^{2\pi} -\text{sign} \gamma \cdot d\gamma];$$

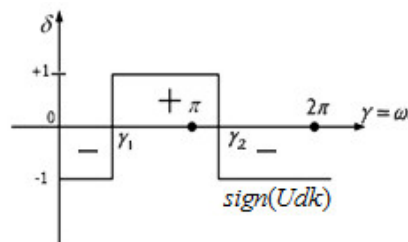
$$= \frac{R_{max}}{2\pi} [(\cos \gamma_1 - \cos(0)) - (\cos \gamma_2 - \cos \gamma_1) + (\cos 2\pi - \cos \gamma_2)];$$

$$= -\frac{R_{max}}{2\pi} \cdot 2 \cdot (\cos \gamma_1 - \cos \gamma_2) = -\frac{2R_{max}}{\pi} \cos \varphi \quad (7)$$

Tương tự, ta xác định được:

$$R_{dkTB-z_e} = \frac{2R_{max}}{\pi} (-\sin \gamma_1 + \sin \gamma_2) = -\frac{2R_{max}}{\pi} \sin \varphi \quad (8)$$

$$R_{dkTB(\varphi+\frac{\pi}{2})} = \frac{2R_{max}}{\pi} \approx 0,6369R_{max} \quad (9)$$

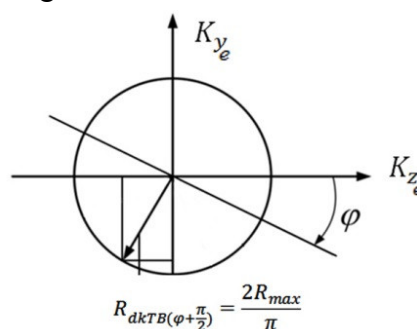


Hình 3. Hàm $\delta = \text{sign}(U_{dk})$.

Thay vào (1) ta nhận được hệ số lệnh tương ứng:

$$\left. \begin{aligned} K_{y_e} &= -\cos \varphi \\ K_{z_e} &= -\sin \varphi \end{aligned} \right\} K_{(\varphi+\frac{\pi}{2})} - 1$$

Từ (10) có thể kết luận bằng cách thay đổi góc pha ta có thể thay đổi hướng của lực điều khiển trung bình. Giá trị trung bình trong một chu kỳ cực đại có thể là $\frac{2}{\pi}$, giá trị lực điều khiển do máy lái tạo ra.



Hình 4. Lực điều khiển trung bình

$$R_{dkTB(\varphi+\frac{\pi}{2})}$$

3.2. Hệ số lệnh khi tín hiệu điều khiển có tín hiệu tuyến tính hóa

Với tín hiệu điều khiển dạng có thể thay đổi hướng lực điều khiển trung bình nhưng luôn với giá trị cực đại theo phương $\varphi + \frac{\pi}{2}$. Điều này tạo dao động làm giảm độ chính xác dần. Để khắc phục nhược điểm này người ta đưa vào tín hiệu tuyến tính. Trường hợp tổng quát, tín hiệu điều khiển dưới dạng:

$$U_{dk} = U_o \sin(\omega t - \varphi) + U_{tt} \cdot \sin n \cdot (\omega t - \varphi); \quad (10)$$

Trong đó, U_o - Biên độ điện áp điều khiển thay đổi theo sai lệch;

U_{tt} - Biên độ tín hiệu tuyến tính hóa không đổi;

n - Số nguyên dương bội số pha tín hiệu điều khiển ($\omega t - \varphi$).

Để tìm hệ số lệnh trong trường hợp này, ta áp dụng đa thức Chebyshev [8] bằng cách đặt biến mới $\gamma^* = \omega t - \varphi$ và $x = \cos \gamma^*$; $x \in [-1, 1]$. Viết lại (10):

$$U_{dk}(\gamma^*) = U_{tt} \cdot \sin \gamma^* \cdot (a_0 + \frac{\sin n \gamma^*}{\sin \gamma^*}); \quad (11)$$

Trong (11) biểu thức: $\frac{\sin n\gamma^*}{\sin \gamma^*} = \frac{\sin(\arccos x)}{\sqrt{1-x^2}} = U_{n-1}(x)$ là đa thức Chebyshev loại 2, được xác định: $a_0 = \frac{U_0}{U_{tt}}; U_0(x) = 0; U_1(x) = 1$, và có công thức tổng quát: $U_{n+1}(x) = 2x \cdot U_n(x) - U_{n-1}(x)$.

Triển khai thêm ba bậc tiếp theo ta có [8]:

$$U_2(x) = 2x; U_3(x) = 4x^2 - 1; U_4(x) = 8x^3 - 4x.$$

Tín hiệu điều khiển trong trường hợp tổng quát (11) có dạng :

$$U_{dk}(x) = U_{tt} \cdot \sqrt{1-x^2} \cdot (a_0 + U_n(x)); \tag{12}$$

Nhiệm vụ tổng hợp tín hiệu điều khiển tuyến tính hóa là:

- Cần phải chọn $a_0 = \frac{U_0}{U_{tt}}$ để đa thức $a_0 + U_n(x)$ có n-1 nghiệm thực phân biệt trong khoảng $x \in [-1, 1]$ để đảm bảo tín hiệu điều khiển đổi dấu 2n lần trong một chu kỳ;
- Hệ số lệnh cần phụ thuộc tuyến tính vào a_0 .

Theo tính chất của đa thức Chebyshev luôn tồn tại a_0 để $a_0 + U_n(x) = 0$ có n-1 nghiệm phân biệt trong khoảng $[-1, 1]$. Giả sử $x_1, x_2, x_3, \dots, x_{n-1}$ là nghiệm theo thứ tự tăng dần của đa thức $a_0 + U_n(x) = 0$; Hàm U_{dk} đổi dấu n lần trong khoảng $0 \div \pi$ với các góc: $\gamma_1^* = 0; \gamma_2 = \arccos(x_{n-1}) \dots \gamma_n = \arccos(x_1)$; n điểm còn lại là các góc bù 2π với các góc $\gamma_2, \gamma_3, \dots, \gamma_n$.

Hệ số lệnh được tính theo phương pháp phân đoạn tích phân đã áp dụng ở trên, dễ dàng tìm được:

$$K_{y_s} = \frac{1}{2} \sum_{i=0}^{n-1} \cos \gamma_{2i+1} - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \cos \gamma_{2i} \tag{13}$$

$$K_{z_s} = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sin \gamma_{2i} - \frac{1}{2} \sum_{i=0}^{n-1} \sin \gamma_{2i+1} \tag{14}$$

Trong đó: $\gamma_i = \gamma_i^* + \varphi$ ($i = 1 \dots 2n$).

Dưới đây, chúng ta khảo sát K_{y_s} trong một số trường hợp thường áp dụng trong thực tế:

Với $n = 2, U_{dk}(x) = U_{tt} \cdot \sqrt{1-x^2} \cdot (a_0 + U_2(x)); U_{dk}(x) = 0$ có một nghiệm $x_0 = -a_0/2$; tương ứng với các góc $\gamma_1 = \varphi; \gamma_2 = \arccos(x_0) + \varphi; \gamma_3 = \pi + \varphi; \gamma_4 = 2\pi - \arccos(x_0) + \varphi$.

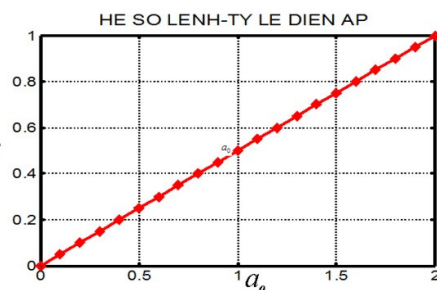
Theo (13), ta có:

$$K_y = \frac{1}{2} [\cos \gamma_1 - \cos \gamma_2 + \cos \gamma_3 - \cos \gamma_4] = x_0 \cos \varphi; \tag{15}$$

Vẽ đồ thị K_y là phụ thuộc vào a_0 trên hình 5. K_y -tỷ lệ tuyến tính với a_0 , tỷ lệ với U_y (vì $U_{tt} = const$) trong khoảng $a_0 = 0 \div 2$

Với $n = 3$,

$U_{dk}(x) = U_{tt} \cdot \sqrt{1-x^2} \cdot (a_0 + 4x^2 - 1)$; dễ dàng chứng minh được với $-3 \leq a_0 \leq 0$, đa thức $a_0 + 4x^2 - 1$ có hai nghiệm phân biệt:



Hình 5. $K_y = K_y(a_0)$ với $n = 2$.

$$x_1 = -\frac{\sqrt{1-a_0}}{2}; x_2 = \frac{\sqrt{1-a_0}}{2};$$

U_{dk} có 6 điểm cắt trong một chu kỳ :

$$\gamma_1 = \varphi; \gamma_2 = \arccos(x_2) + \varphi; \gamma_3 = \arccos(x_1) + \varphi; \gamma_4 = \pi + \varphi; \gamma_5 = 2\pi - \arccos(x_1) + \varphi; \gamma_6 = 2\pi - \arccos(x_2) + \varphi$$

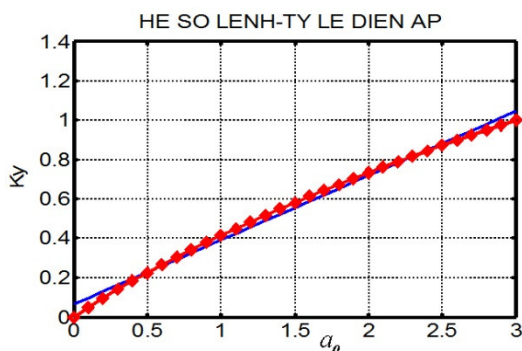
$$K_y = -\frac{1}{2} [\cos\gamma_1 - \cos\gamma_2 + \cos\gamma_3 - \cos\gamma_4 + \cos\gamma_5 - \cos\gamma_6] = -(1 + x_1 - x_2) \cdot \cos(\varphi) \tag{16}$$

với $\varphi = 0$ quan hệ $K_y = K_y(|a_0|)$ được biểu diễn theo hình vẽ 6:

Quan hệ gần như là tuyến tính với sai lệch 0,7%. Sai lệch so với đặc tính tuyến tính hóa được tính theo công thức:

$$\Delta = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^m (K_{y_{tt}} - K_{y_{tt}})^2}{m-1}} \tag{17}$$

Trong đó, $\tilde{K}_{y_{tt}}$ - đặc tính K_y xấp xỉ đường thẳng; m - số điểm lấy mẫu đánh giá.

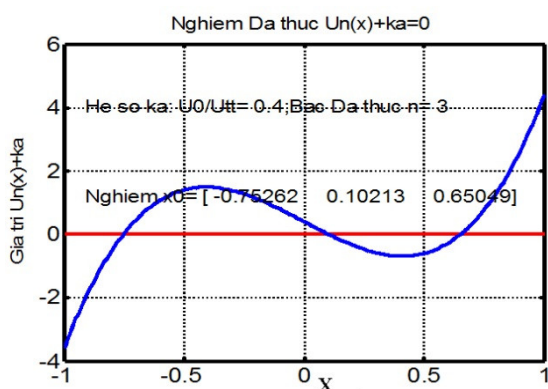


Hình 6. $K_y = K_y(a_0)$ với $n = 3$.

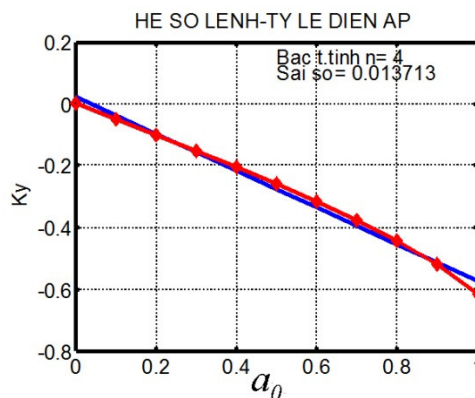
Với $n = 4$, $U_{dk}(x) = U_{tt} \cdot \sqrt{1-x^2} \cdot (a_0 + 8x^3 - 4x)$. Bằng khảo sát số ta tìm được với $0 \leq K_a \leq 1$. Đa thức $a_0 + U_4(x)$ có 3 nghiệm phân biệt x_1, x_2, x_3 (hình7). Với công thức tổng quát ta tìm được hệ số lệnh:

$$K_y = (-x_1 + x_2 - x_3) \cdot \cos\varphi. \tag{18}$$

Trên cơ sở (17), quan hệ K_y và a_0 được thể hiện trên hình 8.



Hình 7. Nghiệm đa thức với $n=4$.

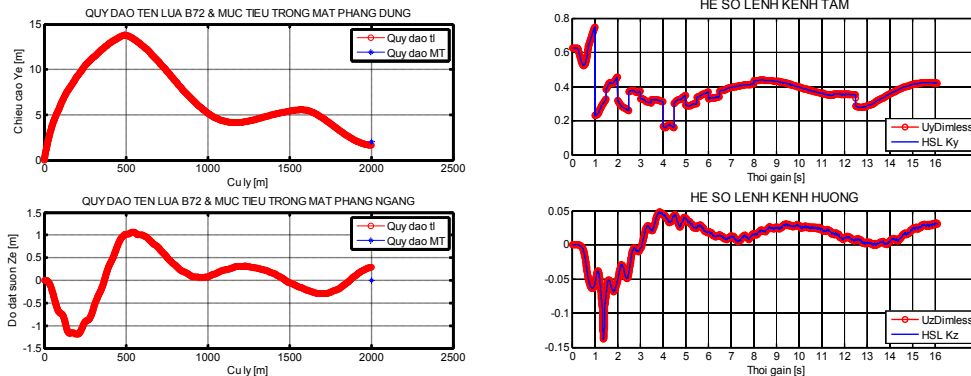


Hình 8. $K_y = K_y(a_0)$ với $n = 4$.

Như vậy, với $n=4, K_y = K_y(a_0)$ quan hệ gần tuyến tính với sai số 1,67% và trong dải $a_0 = 0 + 1$, hệ số lệnh $K_y = 0 + 0,62$.

Áp dụng công thức (15) để xác định hệ số lệnh trong tên lửa có điều khiển một kênh tầm gần [5]. Để dẫn tên lửa theo quỹ đạo theo hình 9. Hệ số lệnh cần tạo ra như hình 10. Trên hình vẽ 10 cũng thể hiện trong trường hợp $n=2$ hệ số lệnh K_y và

K_z có giá trị đúng với tỷ số $U_yDimless=U_y/U_{tt}$ và $U_zDimless=U_z/U_{tt}$, ở đây, U_y và U_z là điện áp điều khiển kênh tầm và kênh hướng.



Hình 9. Quỹ đạo tên lửa trong 2 mặt phẳng. Hình 10. Hệ số lệnh K_y và K_z .

4. KẾT LUẬN

Bài báo đã xây dựng biểu thức hệ số lệnh K_{y_s} , K_{z_s} với trường hợp tín hiệu điều khiển có dạng $U_{dk} = U_o \sin(\omega t - \varphi) + U_{tt} \cdot \sin n.(\omega t - \varphi)$, đã xây dựng đồ thị phụ thuộc $K_y = K_y(a_0)$ với $a_0 = \frac{U_o}{U_{tt}}$, và rút ra một số kết luận như sau:

1. Với $n=2$ hệ số lệnh $K_y = K_y(a_0)$ là tuyến tính với $0 \leq a_0 \leq 2$;
2. Với $n=3$ quan hệ $K_y = K_y(a_0)$ là tỷ lệ thuận trong khoảng $0 \leq a_0 \leq 3$ với sai lệch đặc tính tuyến tính 0,7%;
3. Với $n=4$ quan hệ $K_y = K_y(a_0)$ là tỷ lệ trong đoạn $0 \leq a_0 \leq 1$ nhưng hệ số lệnh chỉ trong khoảng $0 \leq K_y \leq 0,62$.

Như vậy, về mặt nguyên tắc đảm bảo lệnh điều khiển được tuyến tính hóa trong dải $0 \leq K_y \leq 1$ có thể chọn $n=2$ và $n=3$. Chọn $n=3$ tăng tần số dẫn tên lửa, do vậy, giảm biên độ chuyển động xoắn [3], tăng độ chính xác dẫn, nhưng yêu cầu tác động nhanh của máy lái tăng (lật 6 lần trong một chu kỳ quay). Thực tế, chọn bội số n phụ thuộc vào yêu cầu độ chính xác dẫn và khả năng đáp ứng nhanh của máy lái.

Với công thức (13) và (14) cho phép đánh giá hệ số lệnh trong các thuật toán điều khiển một kênh bằng cách tạo lệnh điều khiển khác nhau [6,7]. Kết quả áp dụng trong [5] khẳng định tính dẫn của thuật toán nêu trên.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Tô Văn Dục, Nguyễn Văn Sơn, Phạm Vũ Uy, “Động lực học bay và nguyên lý dẫn KCB điều khiển một kênh”. NXB "Khoa học Kỹ thuật". H. 2006.
- [2]. Tô Văn Dục. “Về một phương pháp gần đúng xác định hệ số lệnh điều khiển tên lửa một kênh”. Tuyển tập KNKH trung tâm KHKT và CNQS, 2003.
- [3]. Phan Văn Từ. “Xây dựng phương pháp và thuật toán điều khiển cho thiết bị bay một kênh”. Luận án tiến sỹ kỹ thuật. H. 2009.

- [4]. Trần Đức Thuận, Phan Văn Từ. “Về vấn đề tuyến tính hóa trong cấu trúc lệnh điều khiển thiết bị bay một kênh”. Tạp chí Nghiên cứu KHKT&CNQS, Số 17, 12/2006.
- [5]. Nguyễn Văn Chúc, Nguyễn Phú Thắng, Phạm Khắc Lâm. “Mô phỏng thời gian thực tên lửa một kênh điều khiển tầm gần kiểu B72”. Tạp chí Nghiên cứu KHKT&CNQS 6/2016.
- [6]. “Техническое описание наземной аппаратуры управления 9M14”. Москва . Издательство Машиностроение –1967.
- [7]. Кашин В.М. “Вращающаяся управляемая ракета”. Патент РФ № 2241953 от 20.10.2003г.
- [8]. Трифионов В.Ю.; Дедешин С.А.; Судариков В.И. “Устройство для формирования одноканального сигнала управления вращающейся ракеты (Варианты)”. Патент РФ № 2111522 от 28.12.1995г.
- [9]. “Đa thức Chebyshev” – Wikipedia tiếng Việt.
https://vi.wikipedia.org/wiki/Đa_thức_Chebyshev.

ABSTRACT

THE METHOD OF DETERMINING COMMAND COEFFICIENT FOR THE ROLLING AIRFLAME MISSILE

The article investigates the control principles and command coefficients of a rolling airframe missile. The paper also explains the analytical function of the command coefficients when the phase of the linearized signal is multiple of control signal phase. The changing range of the amplitude between the control signal and the linearized signal when $n = 2..4$ is also estimated so that the command coefficients is proportional to the control signal. The proposed algorithm can be applied to calculate the command coefficients when simulating a rolling airframe missile of B72 type.

Keywords: Commandcoefficient, The control voltage, Simulation.

Nhận bài ngày 08 tháng 04 năm 2016

Hoàn thiện ngày 13 tháng 10 năm 2016

Chấp nhận đăng ngày 26 tháng 10 năm 2016

Địa chỉ: Viện Tên lửa/ Viện Khoa học và Công nghệ quân sự;

**Email:* tranphuhoanh@gmail.com