

NGHIÊN CỨU TỔNG HỢP LUẬT ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT CHO THIẾT BỊ BAY VỚI HỆ THỐNG DẪN VÀ ĐIỀU KHIỂN TÍCH HỢP

Nguyễn Minh Tú^{1,*}, Nguyễn Vĩ Thuận¹

¹Viện Kỹ thuật điều khiển, Trường Đại học Kỹ thuật Lê Quý Đôn

Tóm tắt

Thiết bị bay (TBB) có khả năng tấn công và tiêu diệt các mục tiêu đường không đang được nhiều nước trên thế giới sản xuất và đưa vào sử dụng. Bài báo đề xuất tổng hợp hệ thống dẫn và điều khiển tích hợp mới cho TBB dựa trên cơ sở điều khiển trượt (SMGC) nhằm nâng cao chất lượng vòng điều khiển và ứng dụng cho các loại TBB hiện đại với khả năng cơ động cao. Bài báo nghiên cứu so sánh hệ SMGC với hệ thống thông thường sử dụng hai vòng dẫn và điều khiển độc lập SMG-SMC, từ đó đánh giá ưu, nhược điểm cũng như chất lượng và độ chính xác của hệ thống tích hợp mới được tổng hợp. Kết quả bài báo cho thấy hệ thống tích hợp sử dụng điều khiển trượt có chất lượng tốt hơn và có ưu điểm đáng kể trong trường hợp tiếp cận mục tiêu có tính cơ động cao, độ trượt thấp hơn và góc lệch cánh lái ít bị dao động khi so sánh với hệ thống dẫn và điều khiển thông thường.

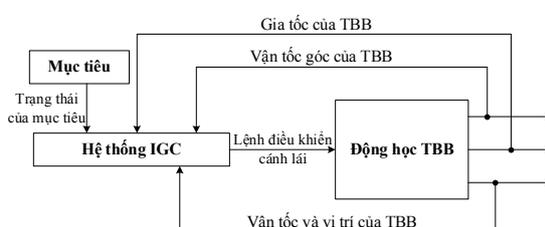
Từ khóa: Điều khiển trượt; hệ thống dẫn và điều khiển tích hợp; thiết bị bay; luật dẫn; hệ thống tự lái; gia tốc pháp tuyến.

1. Đặt vấn đề

Trong xu hướng phát triển hiện đại của các mục tiêu trên không, đặc biệt là các mối đe dọa như máy bay tiêm kích, tên lửa hành trình, UAV..., việc nâng cao hiệu quả bài toán dẫn TBB tiếp cận mục tiêu đóng vai trò quan trọng. Phương pháp thiết kế hệ thống dẫn và điều khiển TBB thông thường cần sử dụng hai vòng lặp riêng biệt là thiết kế luật dẫn (vòng ngoài) và thiết kế luật điều khiển (vòng trong), sau đó kết hợp hai khâu thành một hệ thống kín (Hình 1).



Hình 1. Hệ thống dẫn và điều khiển TBB thông thường.



Hình 2. Hệ thống dẫn và điều khiển tích hợp cho TBB.

Một phương pháp thiết kế được bài báo đề xuất là thiết kế hệ thống dẫn và điều

* Email: minhthu1709@gmail.com
DOI: 10.56651/lqdtu.jst.v19.n02.793

khuyến tích hợp cho TBB trên cơ sở điều khiển trượt (SMC). Đây là phương pháp nâng cao hiệu quả tiếp cận mục tiêu bay cơ động của TBB bằng cách thiết kế đồng thời hệ thống điều khiển và hệ thống dẫn với yêu cầu độ trượt nhỏ (Hình 2).

2. Phương pháp điều khiển trượt SMC

Phương pháp điều khiển trượt SMC [1] là một trong các phương pháp điều khiển bền vững giải quyết bài toán điều khiển khi hệ thống có những thành phần nhiễu loạn bị chặn không biết trước, thành phần không chắc chắn hoặc chứa tham số bất định.

Một số nghiên cứu đã ứng dụng phương pháp điều khiển trượt để tổng hợp hệ thống dẫn và điều khiển TBB. Luật dẫn TBB theo phương pháp tiếp cận tỉ lệ (PN) sử dụng SMC để thiết kế được đề xuất trong [2]. Mặt trượt được lựa chọn tỉ lệ với tốc độ góc quay đường ngắm LOS và gia tốc cơ động của mục tiêu được xem là thành phần không chắc chắn bị chặn. Trong [3], luật dẫn sử dụng điều khiển trượt thích nghi được xây dựng. Bộ điều khiển và dẫn tích hợp (SMGC - *Sliding Mode Guidance and Control*) được trình bày trong [4] được thiết kế từ hệ thống dẫn - điều khiển 2 vòng lặp, sử dụng phương pháp backstepping và điều khiển trượt bậc cao.

3. Xây dựng mô hình hệ thống

3.1. Các khâu động hình học và động học phi tuyến

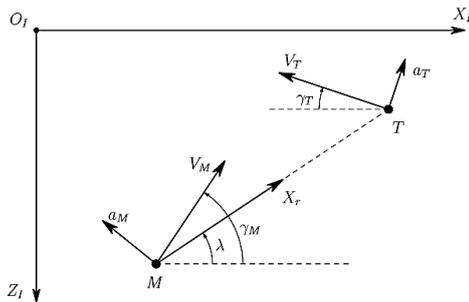
a) Mối tương quan động hình học giữa TBB - mục tiêu

Xét hệ tọa độ quán tính Đề-các $X_I - O_I - Z_I$ (Hình 3), ký hiệu M và T lần lượt biểu diễn cho TBB và mục tiêu. Tốc độ, gia tốc pháp tuyến và góc nghiêng quỹ đạo tương ứng là V , a và γ ; cự ly nghiêng TBB - mục tiêu là r ; góc giữa đường ngắm LOS với hướng ban đầu của TBB là λ .

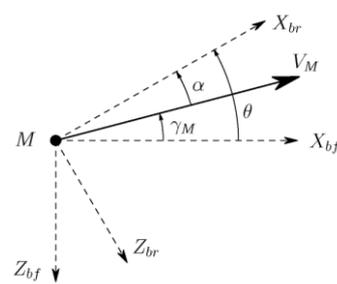
Bỏ qua thành phần lực trọng trường, mối quan hệ động hình học TBB trong hệ tọa độ cực (r, λ) gắn với TBB như sau:

$$\dot{r} = V_r \tag{1}$$

$$\dot{\lambda} = V_\lambda / r \tag{2}$$



Hình 3. Động hình học giữa TBB - mục tiêu.



Hình 4. Mối quan hệ các góc giữa hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ tốc độ TBB.

Trong đó, vận tốc tiếp cận TBB - mục tiêu V_r có giá trị:

$$V_r = -[V_M \cos(\gamma_M - \lambda) + V_T \cos(\gamma_T + \lambda)] \quad (3)$$

và vận tốc vuông góc với đường ngắm LOS V_λ là:

$$V_\lambda = -V_M \sin(\gamma_M - \lambda) + V_T \sin(\gamma_T + \lambda) \quad (4)$$

Thời gian bay còn lại đến mục tiêu t_{go} được xác định:

$$t_{go} = -r / V_r \quad (5)$$

b) Động học của mục tiêu và TBB

Giả sử mục tiêu chuyển động với tốc độ không đổi và khâu động học cơ động của mục tiêu là khâu quán tính bậc nhất [5], mô tả bởi:

$$\dot{a}_T = (a_T^c - a_T) / \tau_T \quad (6)$$

$$\dot{\gamma}_T = a_T / V_T \quad (7)$$

trong đó: τ_T - hằng số thời gian của khâu động học của mục tiêu; a_T^c - gia tốc lệnh cơ động của mục tiêu.

Động học TBB trong mặt phẳng thẳng đứng được biểu diễn với hệ phương trình:

$$\begin{cases} \dot{V}_M = [T \cos \alpha - D(\alpha, \delta)] / m \\ \dot{\alpha} = q - [T \sin \alpha + L(\alpha, \delta)] / (mV_M) \\ \dot{q} = M(\alpha, q, \delta) / I \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{\delta} = (\delta^c - \delta) / \tau_s \end{cases} \quad (8)$$

trong đó: q - tốc độ góc gập của TBB, m và I lần lượt là khối lượng và mô men quán tính của TBB, δ - góc quay cánh lái được điều khiển bởi bộ truyền động lái dạng servo mô tả bởi mô hình động học bậc nhất với hằng số thời gian τ_s , M - mô men gập của TBB, T - lực đẩy động cơ dọc theo trục dọc của TBB, L và D lần lượt là lực nâng và lực cản. Bỏ qua tác động của lực đẩy và tốc độ của nó thay đổi không đáng kể, hệ phương trình (8) giảm xuống thành mô hình bậc 4 như sau:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = q - L(\alpha, \delta) / (mV_M) \\ \dot{q} = M(\alpha, q, \delta) / I \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{\delta} = (\delta^c - \delta) / \tau_s \end{cases} \quad (9)$$

3.2. Tuyến tính hóa các khâu động hình học và động học

a) Động hình học giữa TBB - mục tiêu

Giả sử vận tốc $V_r = \text{const}$, thời gian tiếp cận $t_f = -r_0 / V_r$ cố định. Thời gian t_{go} từ phương trình (5) trở thành $t_{go} = t_f - t$. Gọi z là độ lệch tương đối giữa mục tiêu và TBB vuông góc với hướng LOS ban đầu: $z = z_T - z_M$. Các phương trình chuyển động vuông góc với LOS ban đầu là:

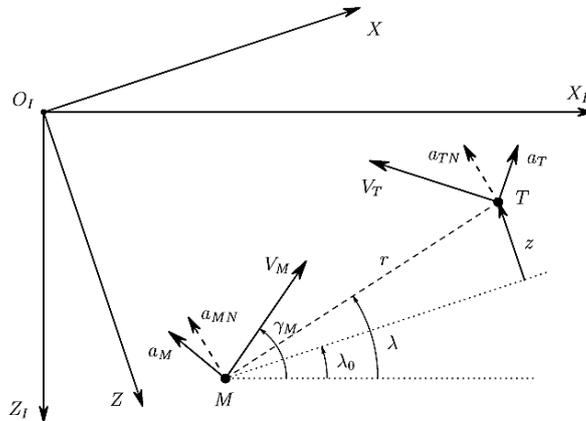
$$\dot{z} = V_T \sin \gamma_T - V_M \sin \gamma_M; \quad z(0) = 0 \quad (10)$$

$$\ddot{z} = a_{TN} - a_{MN}; \quad \dot{z}(0) = V_T \sin \gamma_{T0} - V_M \sin \gamma_{M0} \quad (11)$$

trong đó, a_{TN} và a_{MN} lần lượt là gia tốc của mục tiêu và TBB vuông góc với LOS, cụ thể:

$$a_{MN} \approx a_M \cos(\gamma_{M0} - \lambda_0) \quad (12)$$

$$a_{TN} \approx a_T \cos(\gamma_{T0} + \lambda_0) \quad (13)$$



Hình 5. Quan hệ động hình học TBB - mục tiêu tuyến tính hóa.

Hệ kín của động học TBB được xấp xỉ tương đương với khâu quán tính bậc nhất với hằng số thời gian τ_M . Xét hàm truyền với gia tốc lệnh trên TBB a_M^c (đầu vào) và gia tốc thực tế của TBB a_M (đầu ra), ta có:

$$a_M = \frac{1}{1 + s\tau_M} a_M^c \quad (14)$$

Sử dụng vectơ trạng thái \mathbf{x}_G của bài toán dẫn được tuyến tính hóa là:

$$\mathbf{x}_G = [z \quad \dot{z} \quad a_{TN} \quad a_{MN}]^T \quad (15)$$

Hàm chỉ tiêu được sử dụng như sau:

$$J(u, v) = \frac{1}{2} Z^2(t_f) + \frac{1}{2} \int_t^{t_f} \alpha u^2(\tau) - \beta v^2(\tau) d\tau \quad (16)$$

trong đó: $u(t)$ - tín hiệu điều khiển của TBB, $v(t)$ - tín hiệu điều khiển của mục tiêu, $Z(t)$ - độ trượt ZEM. Phương trình trạng thái của hệ thống có dạng:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}u + \mathbf{C}v \quad (17)$$

Sử dụng vector trạng thái \mathbf{x}_G từ biểu thức (15), có thể viết lại như sau:

$$\dot{\mathbf{x}}_G = \mathbf{A}_G \mathbf{x}_G + \mathbf{B}_G a_{MN}^c + \mathbf{G}_G a_{TN}^c \quad (18)$$

Cụ thể là:

$$\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \ddot{z} \\ \dot{a}_{TN} \\ \dot{a}_{MN} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & -1/\tau_T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ \dot{z} \\ a_{TN} \\ a_{MN} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1/\tau_M \end{bmatrix} a_{MN}^c + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1/\tau_T \\ 0 \end{bmatrix} a_{TN}^c \quad (19)$$

trong đó:

$$\mathbf{A}_G = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{G11} & \mathbf{A}_{G12} \\ [0]_{1 \times 3} & -1/\tau_M \end{bmatrix} \text{ với } \mathbf{A}_{G11} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1/\tau_T \end{bmatrix}, \mathbf{A}_{G12} = \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\mathbf{B}_G = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1/\tau_M \end{bmatrix}, \mathbf{G}_G = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1/\tau_T \\ 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

và a_{TN}^c và a_{MN}^c lần lượt là gia tốc lệnh mục tiêu và TBB vuông góc với LOS ban đầu.

b) Động học của TBB

Động học TBB trong mặt phẳng thẳng đứng được mô tả trong hệ phương trình (9):

$$\dot{\mathbf{x}}_M = \mathbf{A}_M \mathbf{x}_M + \mathbf{B}_M \delta^c \quad (22)$$

trong đó: vector trạng thái của hệ thống $\mathbf{x}_M = [\alpha \quad q \quad \delta]^T$; các ma trận \mathbf{A}_M , \mathbf{B}_M có dạng như sau:

$$\mathbf{A}_M = \begin{bmatrix} -L_\alpha/V_M & 1 & -L_\delta/V_M \\ M_\alpha & M_q & M_\delta \\ 0 & 0 & -1/\tau_s \end{bmatrix}, \mathbf{B}_M = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1/\tau_s \end{bmatrix} \quad (23)$$

Gia tốc pháp tuyến - thành phần trong biểu thức (15) là tín hiệu điều khiển hệ thống dẫn và điều khiển TBB:

$$a_{MN} = C_M \mathbf{x}_M \quad (24)$$

trong đó:

$$C_M = [L_\alpha \quad 0 \quad L_\delta] \cos(\gamma_{M0} - \lambda_0) \quad (25)$$

c) *Động học tích hợp*

Vectơ trạng thái của bài toán dẫn và điều khiển tích hợp cho TBB như sau:

$$\mathbf{x}_{GC} = [z \quad \dot{z} \quad a_{TN} \quad \alpha \quad q \quad \delta]^T \quad (26)$$

Phương trình trạng thái trong trường hợp này là:

$$\dot{\mathbf{x}}_{GC} = A_{GC} \mathbf{x}_{GC} + B_{GC} \delta^c + G_{GC} a_{TN}^c \quad (27)$$

trong đó:

$$A_{GC} = \begin{bmatrix} A_{G11} & A_{12} \\ [0]_{3 \times 3} & A_M \end{bmatrix} \text{ với } A_{12} = \begin{bmatrix} [0]_{1 \times 3} \\ -C_M \\ [0]_{1 \times 3} \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$B_{GC} = [[0]_{1 \times 5} \quad 1/\tau_s]^T, \quad G_{GC} = [0 \quad 0 \quad 1/\tau_T \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T \quad (29)$$

với A_{G11}, A_M, C_M được định nghĩa trong biểu thức (20), (23), (25).

3.3. Độ trượt ZEM

a) *ZEM đối với bài toán xây dựng luật dẫn độc lập*

Các phương trình điều khiển (18) - (21), $\Phi_G(t_f, t)$ là ma trận chuyển đổi cơ sở [6, 7] tương ứng với các khâu động học và được tính toán như sau:

$$\Phi_G(t_f, t) = \Phi_G(t_{go}, t) = \exp(A_G t_{go}) \quad (30)$$

Với ma trận A_G trong biểu thức (20), xác định được độ trượt ZEM như sau:

$$Z_G \triangleq C_G \Phi_G(t_{go}, t) \mathbf{x}_G = z + \dot{z} t_{go} + a_{TN} \tau_T^2 \psi(t_{go}/\tau_T) - a_{MN} \tau_M^2 \psi(t_{go}/\tau_M) \quad (31)$$

với $C_G = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$. Giả thiết sai lệch nhỏ trong tam giác “va chạm”, z vuông góc với LOS ban đầu có thể tính toán xấp xỉ như sau:

$$z \approx (\lambda - \lambda_0) r \quad (32)$$

Đạo hàm hai vế phương trình (32) theo thời gian, ta có:

$$z + \dot{z} t_{go} = -V_r t_{go}^2 \dot{\lambda} \quad (33)$$

Độ trượt ZEM từ phương trình (31) và (33) có dạng:

$$Z_G = -V_r t_{go}^2 \dot{\lambda} + a_{TN} \tau_T^2 \psi(t_{go} / \tau_T) - a_{MN} \tau_M^2 \psi(t_{go} / \tau_M) \quad (34)$$

b) ZEM đối với hệ thống tích hợp

Xây dựng A_{GC} và biến đổi tương tự (31), từ các biểu thức (27) - (29), ta có:

$$Z_{GC} \triangleq z + \dot{z}_{t_{go}} + a_{TN} \tau_T^2 \psi(t_{go} / \tau_T) + \psi_\alpha(t_{go}) \alpha + \psi_q(t_{go}) q + \psi_\delta(t_{go}) \delta \quad (35)$$

Thay ba thành phần của (35) thu được từ ma trận chuyển đổi $\Phi_{GC}(t_{go})$ tương ứng với A_{GC} của biểu thức (28), độ trượt ZEM cho hệ thống IGC có giá trị như sau:

$$Z_{GC} = -V_r t_{go}^2 \dot{\lambda} + a_{TN} \tau_T^2 \psi(t_{go} / \tau_T) + C_{GC} \Phi_{GC}(t_{go}) \bar{x}_{GC} \quad (36)$$

trong đó:

$$\Phi_{GC}(t_{go}) = \exp(A_{GC} t_{go}) \quad (37)$$

$$C_{GC} = [1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] \quad (38)$$

$$\bar{x}_{GC} = [0 \ 0 \ 0 \ \alpha \ q \ \delta]^T \quad (39)$$

4. Tổng hợp hệ thống dẫn và điều khiển TBB trên cơ sở điều khiển trượt

Đầu vào của hệ thống là lệnh truyền động cánh lái δ^c trong khi gia tốc lệnh của mục tiêu a_{TN}^c được xem như là nhiễu loạn.

Độ trượt ZEM Z_{GC} theo biểu thức (36) xác định mặt trượt như sau:

$$\sigma_{GC} = Z_{GC} \quad (40)$$

Chọn hàm Lyapunov và đạo hàm của nó như sau:

$$\mathcal{L}_{GC} = \frac{1}{2} \sigma_{GC}^2 \quad (41)$$

$$\dot{\mathcal{L}}_{GC} = \sigma_{GC} \dot{Z}_{GC} \quad (42)$$

Đạo hàm hai vế biểu thức (36):

$$\begin{aligned} \dot{Z}_{GC} = & -(\dot{V}_r t_{go} \dot{\lambda} + 2V_r \dot{t}_{go} \dot{\lambda} + V_r t_{go} \ddot{\lambda}) t_{go} + [\dot{a}_{TN} \psi(t_{go} / \tau_T) + a_{TN} \psi'(t_{go} / \tau_T) \dot{t}_{go}] \tau_T^2 \\ & + C_{GC} [\Phi'_{GC}(t_{go}) \bar{x}_{GC} \dot{t}_{go} + \Phi_{GC}(t_{go}) \dot{\bar{x}}_{GC}] \end{aligned} \quad (43)$$

Ta có:

$$\psi' \left(\frac{t_{go}}{\tau_T} \right) = \frac{\partial \psi(t_{go} / \tau_T)}{\partial t_{go}} = \frac{t_{go} / \tau_T - \psi(t_{go} / \tau_T)}{\tau_T} \quad (44)$$

Sử dụng mối quan hệ động hình học từ phương trình (1) - (5), ta thu được:

$$\begin{cases} \dot{V}_r = V_\lambda^2 / r + a_M \sin(\gamma_M - \lambda) + a_T \sin(\gamma_T + \lambda) \\ \dot{V}_\lambda = -V_\lambda V_r / r - a_M \cos(\gamma_M - \lambda) + a_T \cos(\gamma_T + \lambda) \\ \ddot{\lambda} = \dot{V}_\lambda / r - V_\lambda V_r / r^2 \\ \dot{t}_{go} = -1 + \dot{V}_r r / V_r^2 \end{cases} \quad (45)$$

Các khâu động học thực tế của mục tiêu và TBB được giả thiết liên quan xấp xỉ mô hình tuyến tính bậc nhất:

$$\begin{cases} \dot{a}_{TN} = (a_{TN}^c - a_{TN}) / \tau_T + \Delta_{aTN} \\ \dot{a}_{MN} = (a_{MN}^c - a_{MN}) / \tau_M + \Delta_{aMN} \end{cases} \quad (46)$$

trong đó:

$$\begin{cases} |\Delta_{aTN}| \leq \bar{\Delta}_{aTN} \\ |\Delta_{aMN}| \leq \bar{\Delta}_{aMN} \end{cases} \quad (47)$$

Thay các phương trình (44) - (46) vào biểu thức (43), sau một số phép biến đổi, đạo hàm của độ trượt ZEM tích hợp được tính toán như sau:

$$\begin{aligned} \dot{Z}_{GC} = & -\{V_\lambda + a_{TN} \tau_T [1 - \exp(-t_{go} / \tau_T)]\} \dot{V}_r r / V_r^2 + \tau_T (a_{TN}^c + \tau_T \Delta_{aTN}) \psi(t_{go} / \tau_T) - t_{go} a_{MN} \\ & + C_{GC} [\Phi'_{GC}(t_{go}) \bar{\mathbf{x}}_{GC} \dot{t}_{go} + \Phi_{GC}(t_{go}) \ddot{\mathbf{x}}_{GC}] \end{aligned} \quad (48)$$

trong đó:

$$\Phi'_{GC}(t_{go}) = \frac{\partial \Phi_{GC}(t_{go})}{\partial t_{go}} = A_{GC} \Phi_{GC}(t_{go}) \quad (49)$$

Giả sử lực nâng và mô men gập khí động trong hệ phương trình (9) được tạo nên bởi thân và cánh TBB, được mô hình hóa bởi công thức sau:

$$\frac{L}{m} = L_\alpha^B f_1(\alpha) + L_\delta f_2(\alpha + \beta) \quad (50)$$

$$\frac{M}{I} = M_\alpha^B f_3(\alpha) + M_q q + M_\delta f_4(\alpha + \beta) \quad (51)$$

trong đó:

$$L_\alpha^B = L_\alpha - L_\delta \quad (52)$$

$$M_\alpha^B = M_\alpha - M_\delta \quad (53)$$

và $f_i(\cdot), i=1,2,3,4$ là các hàm bị chặn mô tả đặc tính khí động phi tuyến của TBB.

Hệ thống tự lái được thiết kế để điều khiển gia tốc pháp tuyến:

$$a_M = \frac{L}{m} \quad (54)$$

với $\frac{L}{m}$ được định nghĩa trong biểu thức (50).

Hệ thống tự lái trên cơ sở điều khiển trượt được thiết kế bằng cách xấp xỉ hóa mô hình phi tuyến của (9), (50), (51). Ta có hệ phương trình sau:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = q - [\bar{L}_\alpha^B \bar{f}_1(\alpha) + \bar{L}_\delta \bar{f}_2(\alpha + \beta)] / V_M \\ \dot{q} = \bar{M}_\alpha^B \bar{f}_3(\alpha) + \bar{M}_q q + \bar{M}_\delta \bar{f}_4(\alpha + \beta) \\ \dot{\delta} = (\delta^c - \delta) / \tau_s \end{cases} \quad (55)$$

và

$$\bar{a}_M = \bar{L}_\alpha^B \bar{f}_1(\alpha) + \bar{L}_\delta \bar{f}_2(\alpha + \beta) \quad (56)$$

trong đó: $\bar{L}(\cdot)$, $\bar{M}(\cdot)$ và $\bar{f}_i(\cdot)$, $i=1,2,3,4$ là các giá trị xấp xỉ gần đúng tương ứng với giá trị L , M và hàm bị chặn $f_i(\cdot)$, $i=1,2,3,4$.

Giả thiết tồn tại sai số giữa a_M và \bar{a}_M :

$$a_M - \bar{a}_M = \Delta_a \quad (57)$$

Giá trị Δ_a bị giới hạn với biểu thức:

$$|\Delta_a| \leq \bar{\Delta}_a \quad (58)$$

Đạo hàm hai vế của biểu thức:

$$\dot{\bar{a}}_M = [\bar{L}_\alpha^B \bar{f}_1'(\alpha)] \dot{\alpha} + [\bar{L}_\delta \bar{f}_2'(\alpha + \beta)] (\dot{\alpha} + \dot{\beta}) \quad (59)$$

và $\bar{f}_i'(\cdot)$, $i=1,2,3,4$ là các đạo hàm riêng của hàm $\bar{f}_i(\cdot)$, $i=1,2,3,4$ tương ứng với đối số của nó.

Sử dụng biểu thức (57) trong mô hình phi tuyến của hệ phương trình (9), đạo hàm của các trạng thái trong phương trình (59) được mô tả như sau:

$$\dot{\alpha} = q - \frac{a_M}{V_M} = q - \frac{(\bar{a}_M + \Delta_a)}{V_M} \quad (60)$$

$$\dot{\delta} = (\delta^c - \delta) / \tau_s \quad (61)$$

Xác định \dot{q} được mô tả như sau:

$$\dot{q} = \bar{M}_\alpha^B \bar{f}_3(\alpha) + \bar{M}_q q + \bar{M}_\delta \bar{f}_4(\alpha + \delta) + \Delta_q \quad (50)$$

với Δ_q là sai số bị chặn trong phương trình mô men gập thỏa mãn $|\Delta_q| \leq \bar{\Delta}_q$.

Thay các biểu thức trên vào phương trình (46), ta có:

$$\begin{aligned} \dot{Z}_{GC} = & \{V_\lambda + a_{TN}\tau_T[1 - \exp(-t_{go}/\tau_T)] + C_{GC}\Phi_{GC}(t_{go})\bar{y}_{GC}\} \dot{V}_r r / V_r^2 \\ & + \Phi_{GC}^{(1,6)}(t_{go})\delta^c / \tau_s + \tau_T(a_{TN}^c + \tau_T\Delta_{aTN})\psi(t_{go}/\tau_T) + \Delta_{GC} \end{aligned} \quad (51)$$

trong đó: $\bar{y}_{GC} = A_{GC}\bar{x}_{GC}, \bar{a}_{MN} = -\bar{y}_{GC}$ (2) (phần tử thứ hai của vector \bar{y}_{GC}); $\Phi_{GC}^{(1,6)}(t_{go})$ là phần tử thứ (1,6) của ma trận chuyển đổi cơ sở $\Phi_{GC}(t_{go})$ trong biểu thức (37).

Tất cả các sai số mô hình bị chặn thỏa mãn điều kiện $|\Delta_{GC}| \leq \bar{\Delta}_{GC}$.

Như vậy, bộ điều khiển tích hợp trên cơ sở điều khiển trượt SMC có dạng:

$$\delta^c = \delta^{eq} - \mu_{GC} \text{sgn}(\sigma_{GC})\tau_s / \Phi_{GC}^{(1,6)}(t_{go})\delta^c \quad (62)$$

Tín hiệu điều khiển giữ trên mặt trượt là:

$$\delta^{eq} = - \left\{ V_\lambda + a_{TN}\tau_T[1 - \exp(\frac{-t_{go}}{\tau_T})] + C_{GC}\Phi_{GC}(t_{go})\bar{y}_{GC} \right\} \frac{\dot{V}_r r \tau_s}{V_r^2 \Phi_{GC}^{(1,6)}(t_{go})} \quad (63)$$

Với định nghĩa của tín hiệu điều khiển δ^c , đạo hàm trong biểu thức (42) bị chặn bởi:

$$\dot{\sigma}_{GC} \leq |\sigma_{GC}|(\mu_{GC} - \bar{\Delta}_{aTNc} - \bar{\Delta}_{aTN\tau} - \bar{\Delta}_{GC}) \quad (64)$$

Bằng cách điều chỉnh thỏa mãn điều kiện $\mu_{GC} > \bar{\Delta}_{aTNc} + \bar{\Delta}_{aTN\tau} + \bar{\Delta}_{GC}$, mặt trượt $Z_{GC} \rightarrow 0$ trong thời gian hữu hạn.

Để hạn chế hiện tượng rung “chattering”, thay thế hàm dấu $sign()$ bằng hàm $sat()$ trong các hàm $\bar{f}_i(\cdot), i=1,2,3,4$.

Bài toán này sử dụng các hàm số $\bar{f}_i(\cdot), i=1,2,3,4$ của mô hình động lực học (50), (51) được lựa chọn bởi hàm bão hòa như sau:

$$sat(u) = \begin{cases} U_M & u > U_M \\ u & -U_M \leq u \leq U_M \\ -U_M & u < -U_M \end{cases} \quad (65)$$

trong đó, $U_M = 30^\circ$ với mọi giá trị i . Đối với bài toán SMG-SMC yêu cầu tính toán các đạo hàm riêng của $\bar{f}_i(\cdot), i=1,2,3,4$ với biến α, δ . Do đó, cần sử dụng hàm gần đúng của

hàm bão hòa (65) có dạng:

$$f(x) = \frac{U_{\max} - U_{\min}}{1 + e^{-\sigma(x-x_0)}} + U_{\min} \quad (66)$$

5. Kết quả và thảo luận

Bài báo đánh giá hiệu quả của hệ thống tích hợp đề xuất SMGC khi so sánh với hệ thống độc lập SMG-SMC đồng thời sử dụng mô phỏng Monte-Carlo đánh giá tính bền vững đối với các thành phần không chắc chắn của hệ thống SMGC đã tổng hợp. Kịch bản mô phỏng được thể hiện bằng các tham số dưới đây.

Bảng 1. Điều kiện ban đầu của bài toán

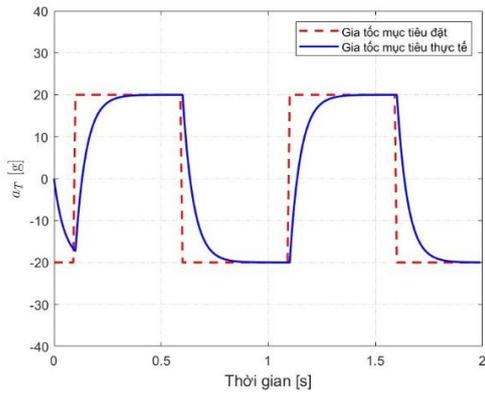
STT	Tham số	Thiết bị bay	Mục tiêu
1	Tọa độ ban đầu [m]	(0,0)	(1000,0)
2	Góc nghiêng quỹ đạo ban đầu [°]	20	0
3	Vận tốc ban đầu [m/s]	380	380
4	Tín hiệu điều khiển	$\delta_c \leq 30^\circ$	$a_T = a_{T\max} \text{square}\left(\frac{t}{\Delta_T} - \Delta_\phi\right)$
5	Điều kiện dừng	$\dot{r} > 0$	

Bảng 2. Tham số của thiết bị bay và mục tiêu

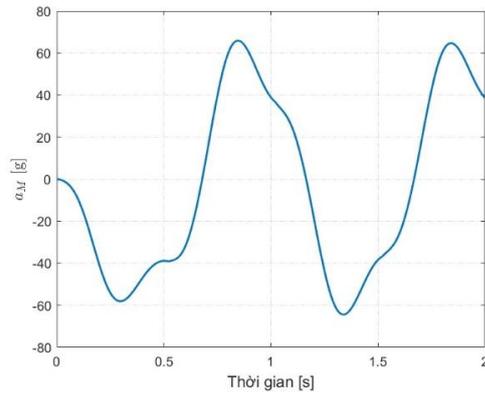
STT	Thiết bị bay	Mục tiêu
1	$a_M^{\max} = 40\text{g}$	$a_T^{\max} = 20\text{g}$
2	$\tau_s = 0.02\text{s}, \tau_M = 0.1\text{s}$	$\tau_T \in [0.05, 0.2]\text{s}$
3	$\bar{L}_\alpha^B = 1190\text{m/s}^2$ $\bar{L}_\delta = 80\text{m/s}^2$ $\bar{M}_\alpha^B = -234\text{s}^{-2}$ $\bar{M}_\delta = 160\text{s}^{-1}$ $\bar{M}_q = -5\text{s}^{-1}$	$\Delta T = 1\text{s} \Delta\phi \in [0, 1]\text{s}$

Kết quả mô phỏng:

Khảo sát tính chất động học của mục tiêu và TBB. Gia tốc mục tiêu mô tả ở (6) được thể hiện trên Hình 6 và gia tốc pháp tuyến của TBB thể hiện trên Hình 7 khi đầu vào góc quay cánh lái có dạng xung vuông với biên độ là 20° thông qua mô hình động học TBB (22).



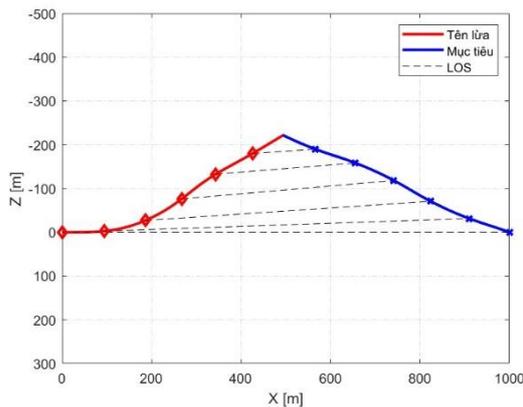
Hình 6. Gia tốc cơ động của mục tiêu.



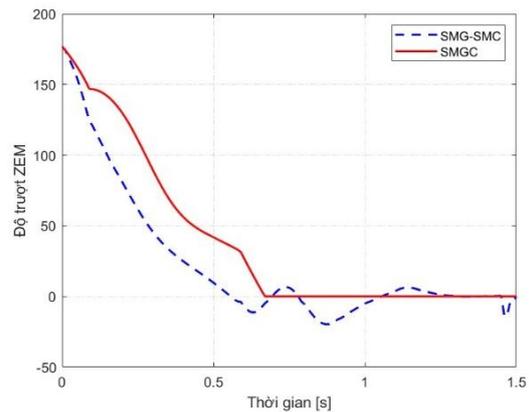
Hình 7. Gia tốc pháp tuyến của TBB.

Hình 8 mô tả quỹ đạo bay của mục tiêu và TBB, trong đó vectơ vận tốc ban đầu dọc theo hướng LOS ban đầu. Sau một thời gian ngắn gây ra bởi sai số góc đón ban đầu, hướng LOS gần như không thay đổi trong thời gian TBB tiếp cận mục tiêu.

Độ trượt ZEM trong Hình 9 được tính toán bằng công thức (36) cho hệ thống IGC và công thức (34) cho hệ thống độc lập. Sai số góc đón ban đầu dẫn đến độ trượt ZEM ban đầu lớn và được giảm dần khi TBB tiếp cận gần mục tiêu. Ngược lại với trường hợp hệ thống độc lập SMG-SMC, hệ thống SMGC không có độ quá chỉnh và xấp xỉ bằng 0 (0,0017 m) sau thời gian 0,67 s.

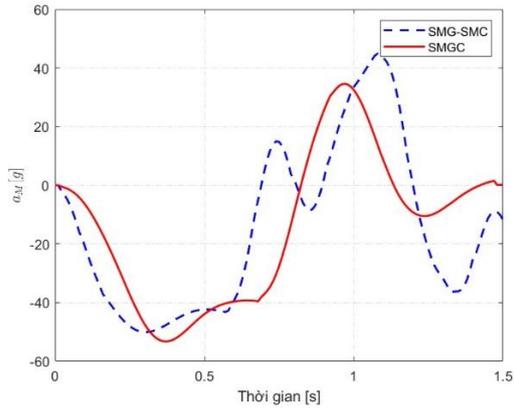


Hình 8. Quỹ đạo TBB - mục tiêu.

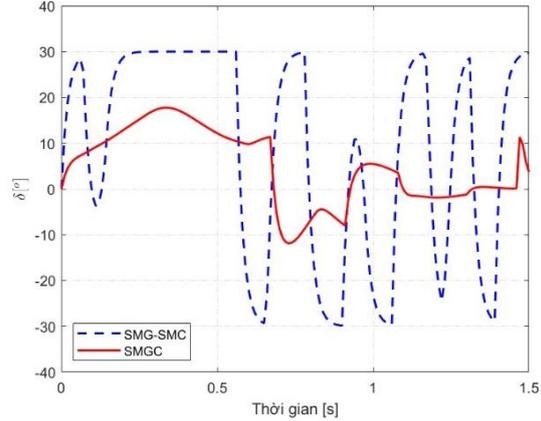


Hình 9. Độ trượt ZEM.

Hình 10 thể hiện gia tốc pháp tuyến của TBB trong hai trường hợp. Đối với SMGC, gia tốc điều khiển ổn định và ít dao động hơn SMG-SMC. Hình 11 biểu diễn góc quay cánh lái của TBB trong quá trình TBB tiếp cận mục tiêu. Đối với hệ thống độc lập, góc quay cánh lái dao động nhiều và thời điểm đầu có xuất hiện giá trị bão hòa. Ngược lại, hệ thống SMGC cho góc quay cánh lái ít dao động và biên độ nhỏ hơn, không xuất hiện hiện tượng bão hòa trong suốt quá trình TBB tiếp cận mục tiêu.



Hình 10. Gia tốc pháp tuyến của TBB.



Hình 11. Góc quay cánh lái điều khiển TBB.

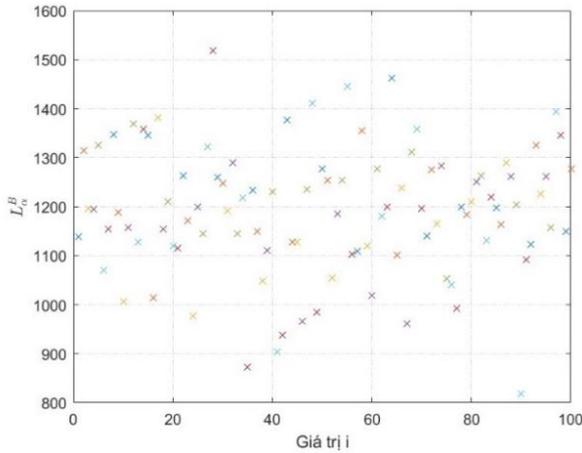
Bảng 3. So sánh độ trượt ZEM và tín hiệu điều khiển

STT	Hệ thống	Độ trượt ZEM [m]	Góc quay cánh lái cực đại [°]
1	Hệ thống độc lập SMG-SMC	13,851	30
2	Hệ thống tích hợp SMGC	0,0017	17,752

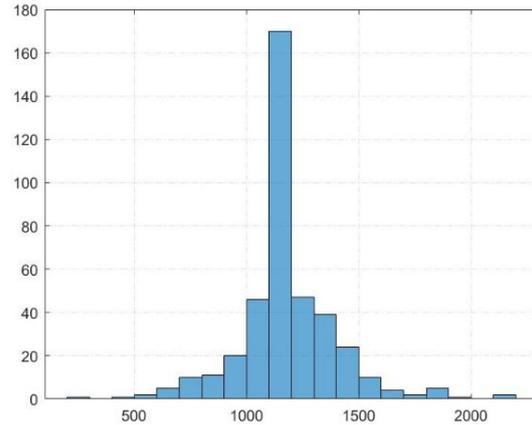
Hình 12 và Hình 13 biểu diễn phân bố ngẫu nhiên của tham số \bar{L}_α^B với sai số ngẫu nhiên 20% (phân bố chuẩn). Để đánh giá tính bền vững đối với các thành phần không chắc chắn của hệ thống SMGC đã tổng hợp, bài báo sử dụng phương pháp Monte-Carlo để thực hiện mô phỏng bao gồm 100 mẫu chạy cho mỗi trường hợp kiểm tra. Đối với từng trường hợp kiểm tra, các giá trị ngẫu nhiên $\Delta\phi, \bar{L}_\alpha^B, \bar{L}_\delta, \bar{M}_\alpha^B, \bar{M}_\delta, \bar{M}_q$ được mô tả như trong Bảng 4.

Bảng 4. Thành phần không chắc chắn của hệ thống

STT	Thành phần không chắc chắn	Loại phân bố ngẫu nhiên	Lấy mẫu
1	$\Delta\phi \in [0, 1]$ s	Phân bố đều	unifrnd(0,1,100,1);
2	$\bar{L}_\alpha^B = 1190$ m/s ² $\bar{L}_\delta = 80$ m/s ² $\bar{M}_\alpha^B = -234$ s ⁻² $\bar{M}_\delta = 160$ s ⁻¹ $\bar{M}_q = -5$ s ⁻¹	Phân bố chuẩn	Sai số 10%: normrnd(1,0.1,100,1); Sai số 20%: normrnd(1,0.2,100,1); Sai số 30%: normrnd(1,0.3,100,1);



Hình 12. Giá trị sai số mô hình \bar{L}_α^B .

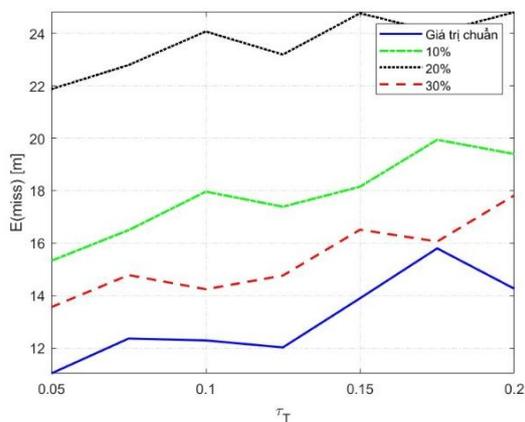


Hình 13. Histogram phân bố của \bar{L}_α^B .

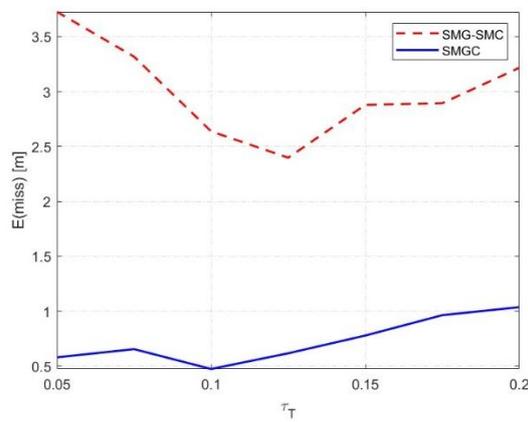
Trên Hình 14, giá trị độ trượt trung bình được biểu diễn khi hệ thống SMGC tồn tại những thành phần không chắc chắn với sai số mô hình lần lượt là 10%, 20%, 30%. Ta thấy rằng độ hiệu quả bền vững trong trường hợp với mô hình chuẩn không có sai số với độ trượt ZEM trung bình nhỏ nhất.

Hình 15 so sánh hiệu quả giữa hai hệ thống độc lập SMG-SMC và hệ thống tích hợp SMGC với sai số mô hình không chắc chắn 20%. Kết quả cho thấy việc sử dụng bài toán dẫn và điều khiển tích hợp SMGC dẫn đến chất lượng điều khiển tốt hơn trong khi đó với thiết kế truyền thống hai vòng độc lập SMG-SMC có độ trượt trung bình lớn hơn.

Bên cạnh đó, với độ cơ động mục tiêu cao (đặc trưng bởi hằng số thời gian τ_T nhỏ), ưu điểm của hệ thống SMGC cũng được thể hiện với độ trượt thấp hơn so với hệ độc lập SMG-SMC.



Hình 14. Tính bền vững của hệ thống SMGC khi có sai số mô hình.



Hình 15. Độ trượt trung bình của hai hệ thống tích hợp và độc lập khi sai số mô hình 20%.

6. Kết luận

Bài báo đã trình bày và tổng hợp hệ thống dẫn và điều khiển tích hợp SMGC cho thiết bị bay trên cơ sở điều khiển trượt. Kết quả cho thấy, khi so sánh với cấu trúc thông thường hai vòng lặp riêng biệt giữa vòng điều khiển và khâu động hình học, hệ thống tích hợp sử dụng điều khiển trượt có chất lượng tốt hơn và có ưu điểm đáng kể trong trường hợp tiêu diệt mục tiêu có tính cơ động cao, đảm bảo cho thời gian tiếp cận mục tiêu của TBB không bị trễ như hệ thống dẫn và điều khiển độc lập, độ trượt giảm đáng kể và góc lệch cánh lái ít bị dao động khi sử dụng phương pháp SMC để tổng hợp hệ thống.

Tài liệu tham khảo

- [1] Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman, and A. Levant, *Sliding mode control and observation*. Springer, 2014.
- [2] J. Moon, K. Kim, and Y. Kim, "Design of missile guidance law via variable structure control", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 4, pp. 659-664, 2001. DOI: 10.2514/2.4792
- [3] D. Zhou, C. Mu, and W. Xu, "Adaptive sliding-mode guidance of a homing missile", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 4, pp. 589-594, 1999. DOI: 10.2514/2.4421
- [4] D. Lianos, Y. Shtessel, and I. Shkolnikov, "Integrated guidance-control system of a homing interceptor-sliding mode approach", in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2001, 4218. DOI: 10.2514/6.2001-4218
- [5] H. G. Kim and J. Shin, "Integrated Autopilot Guidance Based on Zero-Effort-Miss Formulation for Tail-Controlled Missiles", *Applied Sciences*, Vol. 12, No. 14, 2022, 7120. DOI: 10.3390/app12147120
- [6] S. Gutman, "On optimal guidance for homing missiles", *Journal of Guidance and Control*, Vol. 2, No. 4, pp. 296-300, 1979. DOI: 10.2514/3.55878
- [7] P. Zarchan, *Tactical and strategic missile guidance*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.

RESEARCH ON SYNTHESIZING SLIDING MODE CONTROLLER FOR AERIAL VEHICLE WITH INTEGRATED GUIDANCE AND CONTROL SYSTEM

Abstract: *Aerial vehicles with capability of attacking and destroying aerial targets are being produced and utilized by many countries around the world. This article proposes a new integrated guidance and control system for aerial vehicle based on Sliding Mode Guidance and Control (SMGC) to enhance the quality of the control loop and to be applied to modern aerial vehicle with high maneuverability. The article compares the SMGC system with the conventional system that uses separated guidance and control loops (SMG-SMC), and evaluates the advantages, disadvantages, quality, and accuracy of the newly synthesized integrated system. The results of article indicate that the integrated system utilizing sliding control demonstrates superior quality and significant advantages when approaching highly maneuverable targets. It exhibits lower miss distance and less fluctuation in rudder angle deviation compared to conventional guidance and control systems.*

Keywords: Sliding mode control; integrated guidance and control; aerial vehicles; guidance law; autopilot system; normal acceleration.

Nhận bài: 21/05/2024; Hoàn thiện sau phản biện: 18/07/2024; Duyệt đăng: 13/08/2024

