Thuật toán dẫn cho UAV bám theo đường dẫn phức tạp dựa trên hệ tọa độ Frenet

Nguyễn Hoàng Việt, Nguyễn Vũ*, Nguyễn Thu Trang

Viện Tự động hóa Kỹ thuật quân sự, Viện Khoa học và Công nghệ quân sự, 89B Lý Nam Đế, Cửa Đông, Hoàn Kiếm, Hà Nội, Việt Nam.
*Email: vutudonghoa@yahoo.com.vn
Nhận bài: 26/12/2023; Hoàn thiện: 06/3/2024; Chấp nhận đăng: 14/3/2024; Xuất bản: 01/4/2024.
DOI: https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.CAPITI.2024.119-125

TÓM TẮT

Bài báo trình bày về vấn đề điều khiển UAV cánh bằng bám theo đường dẫn phức tạp. Để dẫn đường cho UAV bám theo đường phức tạp, bài báo áp dụng khung Serret-Frenet để mô tả đường dẫn mong muốn và đề xuất một thuật toán dẫn đường. Tính ổn định của thuật toán dẫn được chứng minh bằng tiêu chuẩn Lyapulov, các thuật toán đề xuất được kiểm chứng bằng mô phỏng.

Từ khoá: Điều khiển UAV; Bám đường; Serret-Frenet.

1. MỞ ĐẦU

Bám theo quỹ đạo và bám theo đường dẫn là hai bài toán điều khiển chuyển động điển hình của UAV trong không gian. Các thuật toán dẫn UAV bám theo đường dẫn *(trong đó không có ràng buộc về thời gian và do đó UAV có thể di chuyển với tốc độ tùy chọn)*, được phân loại tùy theo cách tiếp cận để giải bài toán, từ lý thuyết hình học hoặc lý thuyết điều khiển [4]. Các thuật toán tiếp cận từ lý thuyết hình học có ưu điểm là trực quan, ít phức tạp và dễ thực hiện do việc tính toán các sai số góc và các sai số vị trí nhanh chóng. Các phương pháp này có thể kể đến như: dẫn đường trên cơ sở trường vector; bám theo đường ngắm,… Các thuật toán dẫn đường từ lý thuyết điều khiển, đặc biệt là các kỹ thuật điều khiển phi tuyến, cung cấp cho các bộ điều khiển một mức độ chắc chắn nhất định trước sự nhiễu loạn của gió. Tuy nhiên, chúng thường phức tạp và đòi hỏi nhiều thời gian để phân tích, đánh giá và tổng hợp [4]. Các thuật toán này có thể kể đến như: điều chỉnh bậc hai tuyến tính (LQR), điều khiển chế độ trượt, điều khiển dự đoán mô hình,… hoặc một số thuật toán ứng dụng mạng nơ-ron, trí tuệ nhân tạo như: điều khiển dựa trên học tập tăng cường [9],…

Theo cách tiếp cận từ lý thuyết hình học, việc điều khiển UAV bám theo một đường hình học không gian xác định trước *(bao gồm điều khiển đồng thời đồng thời cả vị trí và hướng)*, có thể đạt được bằng cách so sánh sự sai lệch vị trí và góc, giữa một hệ tọa độ *(khung tọa độ)* được chỉ định liên kết với phương tiện và một khung mô tả đường dẫn, tương ứng với mỗi điểm cần đạt tới. Với cách giải quyết như vậy, theo [2], thuật toán bám theo đường dẫn sẽ giảm sự phức tạp, tránh gặp phải các điểm kỳ dị *(khi UAV nằm đúng tâm của đường quỹ đạo)* đồng thời sẽ được giải quyết như bài toán bám quỹ đạo với tốc độ UAV được thay đổi.

Trong phần nội dung dưới đây, bài báo sẽ trình bày việc áp dụng hệ tọa độ Serret Frenet để mô tả đường dẫn phức tạp của UAV, tức là đường dẫn có độ cong và độ xoắn thay đổi theo tham số mô tả *(tham số độ dài cung)*, và giả định rằng đường dẫn đó thỏa mãn các giới hạn khí động học của UAV, từ đó xây dựng mô hình động học và đề xuất một luật dẫn cho UAV. Tính ổn định của thuật toán dẫn được chứng minh bằng tiêu chuẩn Lyapulov và kiểm chứng bằng mô phỏng.

Bài báo tổ chức gồm 5 phần: Phần 1: Mở đầu; Phần 2: Mô hình động học của UAV cánh bằng trong hệ tọa độ Serret – Frenet; Phần 3: Thuật toán dẫn đường và tính ổn định theo tiêu chuẩn Lyapunov; Phần 4: Mô phỏng kiểm chứng; Phần 5: Kết luận.

***Ký hiệu:** ${}^{B}_{A}\mathcal{R}$ là ma trận quay từ Hệ tọa độ $\{\boldsymbol{A}\}$ sang Hệ tọa độ $\{\boldsymbol{B}\}$; $\varepsilon^{A}_{(\mathbf{1})(\mathbf{2})}$ là đại lượng $\mathcal{E}$ (tọa độ, vận tốc dài, vận tốc góc,…) của đối tượng $(\mathbf{1})$ so với đối tượng $(\mathbf{2})$ biểu diễn trong hệ tọa độ $\{\boldsymbol{A}\}$.

2. MÔ HÌNH ĐỘNG HỌC CỦA UAV TRONG HỆ TỌA ĐỘ SERRET- FRENET

Theo [7], động học của UAV mô tả trong hệ tọa độ dẫn đường $\{\mathbb{I}\}$ xác định bằng hệ phương trình:

$$\begin{cases} \dot{x} = V_a.\cos\theta\cos\psi \\ \dot{y} = V_a.\cos\theta\sin\psi \\ \dot{z} = -V_a\sin\theta \\ \dot{\psi} = \omega = \dfrac{g}{V}\tan\phi \end{cases} \quad (1)$$

Với:

- $q^I_{UAV} = [x \quad y \quad z]^T$ là tọa độ của UAV trong $\{\mathbb{I}\}$;

- $\phi, \theta, \psi, \omega, V_a$ lần lượt là góc nghiêng, góc chúc – ngóc, góc hướng, tốc độ góc hướng và tốc độ đối không của UAV;

- g là gia tốc trọng trường.

Mô hình (1) có vector trạng thái và vector điều khiển là:

$$\begin{cases} \mathbf{x} = [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4] = [x \quad y \quad z \quad \psi] \\ \mathbf{u} = [u_1 \quad u_2] = [\theta_c \quad \phi_c] \end{cases}$$

Trong hệ tọa độ Serret-Frenet $\{\mathbb{F}\}$, một cách cách gần tương tự, mô hình động học của UAV sẽ thu được bằng cách so sánh sự sai khác vị trí và góc giữa hệ tọa độ liên kết $\{\mathbb{B}\}$ của UAV và hệ tọa độ Serret-Frenet $\{\mathbb{F}\}$ có gốc chuyển động dọc theo đường dẫn, cụ thể như sau:

Giả sử đường dẫn 3D $p(\ell)$ có mô tả bằng tham số độ dài cung ℓ. Gốc O_F của hệ tọa độ $\{\mathbb{F}\}$ chuyển động dọc $p(\ell)$ có các trục O_Fx_F; O_Fy_F; O_Fz_F lần lượt trùng với các vector $\boldsymbol{T}$, $\boldsymbol{N}$, $\boldsymbol{B}$ xác định từ phương trình:

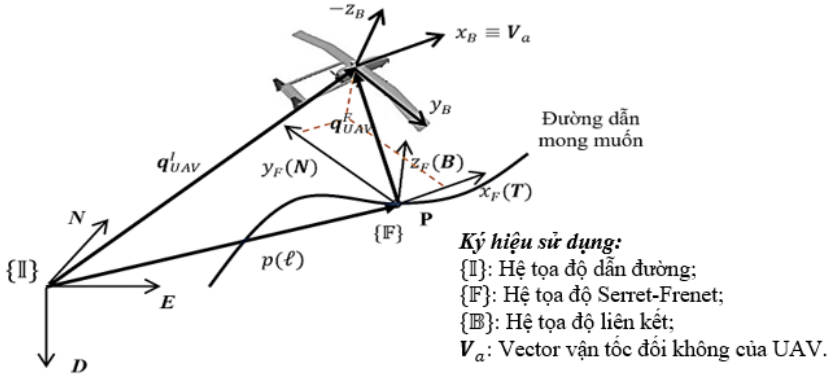
$$\frac{d}{d\ell}\begin{pmatrix}\boldsymbol{T}(\ell)\\ \boldsymbol{N}(\ell)\\ \boldsymbol{B}(\ell)\end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \kappa(\ell) & 0 \\ -\kappa(\ell) & 0 & \tau(\ell) \\ 0 & -\tau(\ell) & 0 \end{bmatrix}\begin{pmatrix}\boldsymbol{T}(\ell)\\ \boldsymbol{N}(\ell)\\ \boldsymbol{B}(\ell)\end{pmatrix}$$

Trong đó: $\kappa(\ell)$; $\tau(\ell)$ lần lượt là độ cong và độ xoắn của đường dẫn và là hàm của ℓ. Tọa độ $q^F_{UAV} = [e_x \quad e_y \quad e_z]^T$ của UAV trong $\{\mathbb{F}\}$ được xác định bằng công thức:

$$q^F_{UAV} = {}^F_I\mathcal{R}(q^I_{UAV} - p(\ell)) \quad (2)$$

Với ${}^F_I\mathcal{R}$ là ma trận quay từ $\{\mathbb{I}\}$ sang $\{\mathbb{F}\}$. Ký hiệu: $\{\phi \quad \theta \quad \psi\}$ và $\{\phi_F \quad \theta_F \quad \psi_F\}$ lần lượt là 3 góc lệch Euler của $\{\mathbb{B}\}$ và $\{\mathbb{F}\}$ so với $\{\mathbb{I}\}$. Lấy đạo hàm theo thời gian 2 vế (2), ta có:

$$\begin{bmatrix}\dot{e}_x\\ \dot{e}_y\\ \dot{e}_z\end{bmatrix} = {}^F_I\dot{\mathcal{R}}\left(q^I_{UAV} - p(\ell)\right) + {}^F_I\mathcal{R}.\left(\dot{q}^I_{UAV} - \dot{p}(\ell)\right) \quad (3)$$



Hình 1. *Tọa độ UAV trong các hệ tọa độ.*

Trong đó: ${}_I^F\dot{\mathcal{R}} = {}_I^F\mathcal{R}.S(\omega_{FI}^F)$. Các góc ψ_F và θ_F tương ứng với thứ tự quay các trục $O_F z_F \rightarrow O_F y_F$ và $\dot{\psi}_F = \dot{\ell}.\kappa(\ell)$; $\dot{\theta}_F = \dot{\ell}.\tau(\ell)$ nên tốc độ góc ω_{FI}^F và ma trận $S(\omega_{FI}^F)$ xác định theo công thức:

$$\omega_{FI}^F = \begin{bmatrix}0\\ \dot{\theta}_F\\ 0\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}\cos\theta_F & 0 & -\sin\theta_F\\ 0 & 1 & 0\\ \sin\theta_F & 0 & \cos\theta_F\end{bmatrix}\begin{bmatrix}0\\ 0\\ \dot{\psi}_F\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}-\dot{\psi}_F\sin\theta_F\\ \dot{\theta}_F\\ \dot{\psi}_F\cos\theta_F\end{bmatrix}$$

$$S(\omega_{FI}^F) = \begin{bmatrix}0 & -\dot{\ell}.\kappa(\ell).\cos\theta_F & \dot{\ell}.\tau(\ell)\\ \dot{\ell}.\kappa(\ell).\cos\theta_F & 0 & \dot{\ell}.\kappa(\ell).\sin\theta_F\\ -\dot{\ell}.\tau(\ell) & -\dot{\ell}.\kappa(\ell).\sin\theta_F & 0\end{bmatrix} \quad (4)$$

Do: $\dot{q}_{UAV}^I = {}_I^B\mathcal{R}^T.\begin{bmatrix}V_a\\0\\0\end{bmatrix}$ và $\dot{p}(\ell) = {}_I^F\mathcal{R}^T.\begin{bmatrix}\dot{\ell}\\0\\0\end{bmatrix}$, với ${}_I^B\mathcal{R}$ và ${}_I^F\mathcal{R}$ xác định như (5), (6):

$${}_I^B\mathcal{R} = \begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta\\ -\sin\psi & \cos\psi & 0\\ \cos\psi\sin\theta & \sin\theta\sin\psi & \cos\theta\end{bmatrix} \quad (5)$$

$${}_I^F\mathcal{R} = \begin{bmatrix}\cos\theta_F\cos\psi_F & \cos\theta_F\sin\psi_F & -\sin\theta_F\\ -\sin\psi_F & \cos\psi_F & 0\\ \cos\psi_F\sin\theta_F & \sin\theta_F\sin\psi_F & \cos\theta_F\end{bmatrix} \quad (6)$$

Nên kết hợp (4), (5), (6) và (3), ta thu được ***phương trình lỗi vị trí*** của UAV trong {𝔽}:

$$\begin{cases}\dot{e}_x = V_a.(\cos\theta.\cos\theta_F.\cos(\psi-\psi_F) + \sin\theta.\sin\theta_F) + \dot{\ell}.\left(\tau(\ell).e_z - \kappa(\ell).\cos\theta_F.e_y - 1\right)\\ \dot{e}_y = V_a.\cos\theta.\sin(\psi-\psi_F) + \dot{\ell}.\kappa(\ell).(\cos\theta_F.e_x + \sin\theta_F.e_z)\\ \dot{e}_z = V_a.(\cos\theta.\sin\theta_F.\cos(\psi-\psi_F) - \sin\theta\cos\theta_F) - \dot{\ell}.\left(\kappa(\ell).\sin\theta_F.e_y + \tau(\ell).e_x\right)\end{cases} \quad (7)$$

Mặt khác, ký hiệu: $\psi_e = \psi - \psi_F$ là sai lệch giữa 2 góc hướng của {𝔹} so với {𝔽} biểu diễn trong {𝕀} và lấy đạo hàm theo thời gian, ta có ***phương trình lỗi góc***:

$$\dot{\psi}_e = \dot{\psi} - \dot{\psi}_F = \frac{g}{V_a}\tan\phi - \dot{\ell}.\kappa(\ell) \quad (8)$$

Kết hợp (7) và (8) ta có ***phương trình mô tả động học*** của UAV trong hệ tọa độ {𝔽}:

$$\begin{cases}\dot{e}_x = V_a.(\cos\theta.\cos\theta_F.\cos\psi_e + \sin\theta.\sin\theta_F) + \dot{\ell}.\left(\tau(\ell).e_z - \kappa(\ell).\cos\theta_F.e_y - 1\right)\\ \dot{e}_y = V_a.\cos\theta.\sin\psi_e + \dot{\ell}.\kappa(\ell).(\cos\theta_F.e_x + \sin\theta_F.e_z)\\ \dot{e}_z = V_a.(\cos\theta.\sin\theta_F.\cos\psi_e - \sin\theta\cos\theta_F) - \dot{\ell}.\left(\kappa(\ell).\sin\theta_F.e_y + \tau(\ell).e_x\right)\\ \dot{\psi}_e = \frac{g}{V_a}\tan\phi - \dot{\ell}.\kappa(\ell)\ (với\ \phi \neq \pm\frac{\pi}{2})\end{cases} \quad (9)$$

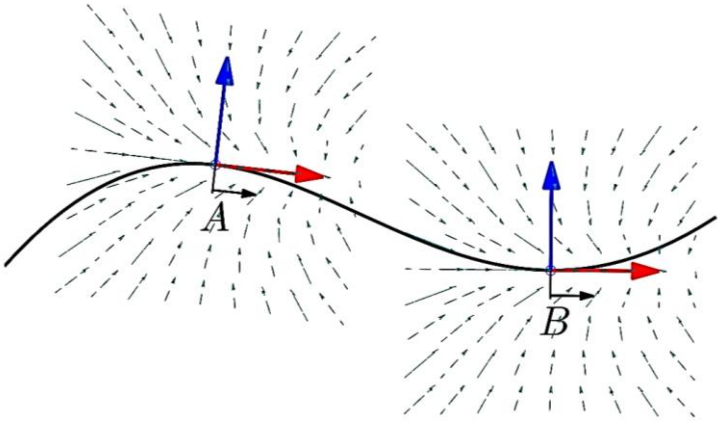
Trong (9), $\dot{\ell}$ thể hiện tốc độ di chuyển gốc tọa độ O_F dọc đường dẫn, và do không có các ràng buộc giữa thời gian và vị trí trong bài toán bám đường dẫn, nên gốc tọa độ O_F của hệ tọa độ {𝔽} có thể được điều chỉnh thông qua việc điều chỉnh $\dot{\ell}$. Tức là về mặt hình thức, có thể coi tốc độ biến đổi $\dot{\ell}$ của gốc tọa độ {𝔽} là một thành phần của vector điều khiển *(là hình thức do $\dot{\ell}$ chỉ là một đại lượng toán học, không phải là đại lượng vật lý của đối tượng điều khiển)*, với mục đích đưa tọa độ của UAV trong {𝔽} tiến về giá trị "0". Trong mặt phẳng ngang [2], $\dot{\ell}$ được điều chỉnh sao cho O_F là hình chiếu trực giao của UAV trên đường dẫn, để sai lệch trên trục $O_F x_F$ $e_x \rightarrow 0$. Trong không gian 3D, bài báo lựa chọn O_F sao cho mặt phẳng $(O_F y_F z_F)$ chứa trọng tâm của UAV, tức là sai số $e_x \rightarrow 0$, lúc này sai số khoảng cách chính là sai số trên 2 trục $O_F y_F$ và $O_F z_F$ và sai số giữa góc hướng ψ của UAV và góc hướng ψ_F của vector tiếp tuyến $\boldsymbol{T}$**.** Từ (9), chọn vector trạng thái và vector điều khiển là:

$$\begin{cases}\mathbf{x} = [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4]^T = \left[e_x \quad e_y \quad e_z \quad \psi_e - \delta_\psi(e_y)\right]^T\\ \mathbf{u} = [u_1 \quad u_2 \quad u_3] = [\theta \quad \phi \quad \dot{\ell}]\end{cases} \quad (10)$$

Trong đó, thay vì góc ψ_e, bài báo sử dụng $\psi_e - \delta_\psi(e_y)$ *(Helmsman behavior)* [8], để định hình các góc tiếp cận với đường dẫn, với $\delta_\psi(e_y)$ là một hàm bất kỳ, tỷ lệ với sai số e_y và thỏa mãn:

$$\begin{cases} e_y.\delta_\psi(e_y) > 0 \\ \delta_\psi(0) = 0 \\ \delta_\psi(e_y) \in (-\psi_e, \psi_e) \end{cases} \quad (11)$$

Khi UAV ở xa đường dẫn, góc tiếp cận gần bằng $\frac{\pi}{2}$, khi UAV đến gần đường dẫn hơn, góc tiếp cận có xu hướng bằng không và sẽ bằng không khi $e_y = 0$. Đồng thời, UAV rẽ trái khi đang nằm ở bên phải đường dẫn và rẽ phải trong trường hợp ngược lại. Hình 2 minh họa các góc tiếp cận theo khoảng cách tới đường dẫn bằng trường vector tại các điểm trên đường dẫn.



Hình 2. *Minh họa góc UAV tiếp cận đường dẫn.*

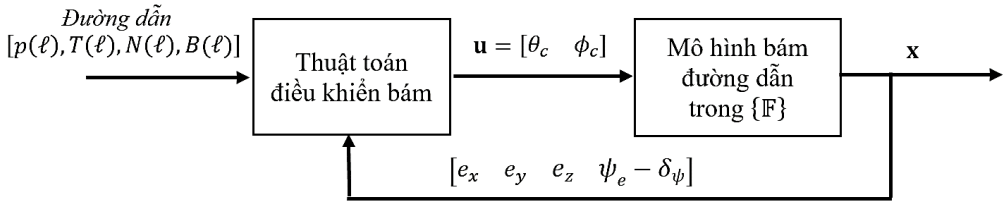
Dẫn đường trong hệ tọa độ {𝔽} lúc này là việc thiết kế một luật điều khiển phản hồi cho $\theta;\ \phi;\ \dot{\ell}$ sao cho các tín hiệu trạng thái (10) tiệm cận về "0".

3. LUẬT DẪN ĐƯỜNG VÀ TÍNH ỔN ĐỊNH THEO TIÊU CHUẨN LYAPUNOV

Một cách trực quan, bài toán điều khiển UAV lúc này là việc đưa trọng tâm của UAV trùng với gốc tọa độ O_F và căn chỉnh vector vận tốc V_a thẳng hàng với trục $O_F x_F$. Giả định rằng UAV được trang bị một bộ lái tự động *(autopilot)*, đóng vai trò là bộ điều khiển vòng trong đáp ứng được tất cả các lệnh θ_c và ϕ_c mà bộ điều khiển dẫn đường đưa tới, bài toán bám đường dẫn được phát biểu như sau:

Bài toán: *Cho một đường dẫn mong muốn $p(\ell)$ trong không gian và một cấu hình vận tốc của UAV $V_{min} \le V_a(t) \le V_{max}\ \forall t \ge 0$ dọc theo đường dẫn đó. Xác định luật điều khiển cho θ_c, ϕ_c và $\dot{\ell}$ để đưa các sai số e_x; e_y; e_z và ψ_e tiệm cận về 0.*

Chọn vector trạng thái và vector điều khiển như (10). Sơ đồ điều khiển vòng kín cho UAV ở cấp độ động hình học biểu diễn như hình 3.



Hình 3. *Sơ đồ điều khiển vòng kín UAV bám đường dẫn.*

Chọn hàm Lyapunov:

$$V(\mathbf{x}) = \frac{1}{2}\left(e_x^2 + e_y^2 + e_z^2\right) + \frac{1}{2}\left(\psi_e - \delta_\psi(e_y)\right)^2 \quad (12)$$

Đạo hàm theo thời gian 2 vế của (12), ta có:

$$\begin{aligned}\dot{V}(\mathbf{x}) &= e_x\dot{e}_x + e_y\dot{e}_y + e_z\dot{e}_z + (\psi_e - \delta_\psi(e_y))\left(\dot{\psi}_e - \dot{\delta}_\psi(e_y).\dot{e}_y\right)\\ &= e_x.\left(V_a.(\cos\theta.\cos\theta_F.\cos\psi_e + \sin\theta.\sin\theta_F) - \dot{\ell}\right)\\ &\quad + e_y.V_a.\cos\theta.\sin\psi_e + e_z.V_a.(\cos\theta.\sin\theta_F.\cos\psi_e - \sin\theta.\cos\theta_F)\\ &\quad + (\psi_e - \delta_\psi(e_y))\left(\frac{g}{V_a}\tan\phi - \dot{\ell}.\kappa(\ell) - \dot{\delta}_\psi(e_y)\begin{pmatrix}\dot{\ell}.\kappa(\ell).(\cos\theta_F.e_x + \sin\theta_F.e_z)\\ + V_a.\cos\theta.\sin\psi_e\end{pmatrix}\right)\\ \Leftrightarrow \dot{V}(\mathbf{x}) &= e_x\left(\Delta_1 - \dot{\ell}\right) - e_z V_a\sin\theta\cos\theta_F - e_y V_a\tan\delta_\psi(e_y) + (\psi_e - \delta_\psi(e_y))\left(\frac{g}{V_a}\tan\phi + \Delta_2\right)\end{aligned}$$

Trong đó:

$$\Delta_1 = V_a.(\cos\theta.\cos\theta_F.\cos\psi_e + \sin\theta.\sin\theta_F)$$

$$\begin{aligned}\Delta_2 = &-\dot{\ell}.\kappa(\ell) - \dot{\delta}_\psi(e_y)(\dot{\ell}.\kappa(\ell).(\cos\theta_F.e_x + \sin\theta_F.e_z) + V_a.\cos\theta.\sin\psi_e)\\ &+ V_a.\frac{e_y.\left(\cos\theta.\sin\psi_e + \tan\delta_\psi(e_y)\right) + e_z.\cos\theta.\sin\theta_F.\cos\psi_e}{\psi_e - \delta_\psi(e_y)}\end{aligned}$$

Tới đây, chọn:

$$\dot{\ell} = K_1 e_x + V_a.(cos\,\theta.cos\,\theta_F.cos\,\psi_e + sin\,\theta.sin\,\theta_F) = K_1 e_x + \Delta_1$$

$$\theta = arcsin\,(\frac{K_3 e_z}{V_a.cos\,\theta_F}) \quad (13)$$

$$\phi = arctan(\frac{V_a}{g}(-\Delta_2 - K_2(\psi_e - \delta_\psi(e_y))))$$

$$\delta_\psi(e_y) = arctan(\frac{e_y}{d}) \text{ với } K_1; K_2; K_3; d \text{ là các hằng số dương.}$$

Dẫn đến: $\dot{V}(\mathbf{x}) = -K_1 e_x^2 - K_3 e_z^2 - K_2\left(\psi_e - \delta_\psi(e_y)\right)^2 - V_a\tan\delta_\psi(e_y)$

$$= -K_1 e_x^2 - K_3 e_z^2 - K_2\left(\psi_e - \delta_\psi(e_y)\right)^2 - V_a\frac{e_y^2}{d} \le 0$$

$\Longrightarrow$ Như vậy, với luật điều khiển (13) đề xuất trên, hàm $V(\mathbf{x})$ xác định dương có đạo hàm theo thời gian $\dot{V}(\mathbf{x})$ luôn nhỏ hơn hoặc bằng 0. Hệ mô tả trong hình 3 ổn định tiệm cận về 0 $(e_x; e_x; e_x \to 0 \text{ và } \psi_e \to \delta_\psi(e_y) \text{ khi } t \to \infty)$ theo tiêu chuẩn Lyapunov.

4. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG

Để kiểm chứng kết quả trên, tiến hành mô phỏng UAV bám theo đường dẫn Helix có phương trình mô tả theo tham số độ dài cung ℓ:

$$\begin{cases} x(\ell) = R.\cos(\frac{\ell}{R}) \\ y(\ell) = R.\sin(\frac{\ell}{R}) \\ z(\ell) = b.\frac{\ell}{R} \end{cases}$$

Vector tiếp tuyến:

$$\boldsymbol{T}(\ell) = \frac{\frac{dp_d(\ell)}{dl}}{\left\|\frac{dp_d(\ell)}{dl}\right\|} = (-\frac{R}{\sqrt{(R^2+b^2)}}\sin\left(\frac{\ell}{R}\right); \frac{R}{\sqrt{(R^2+b^2)}}\cos\left(\frac{\ell}{R}\right); \frac{b}{\sqrt{(R^2+b^2)}})$$

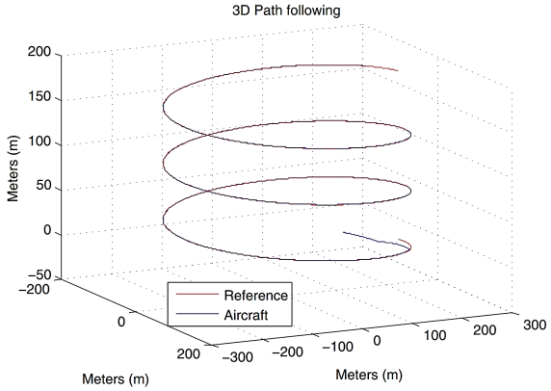
Vector pháp tuyến:

$$\boldsymbol{N} = \frac{1}{\kappa}\boldsymbol{T}' = \left(-\frac{R}{\sqrt{(R^2+b^2)}}\cos\left(\frac{\ell}{R}\right); -\frac{R}{\sqrt{(R^2+b^2)}}\sin\left(\frac{\ell}{R}\right); 0\right)$$

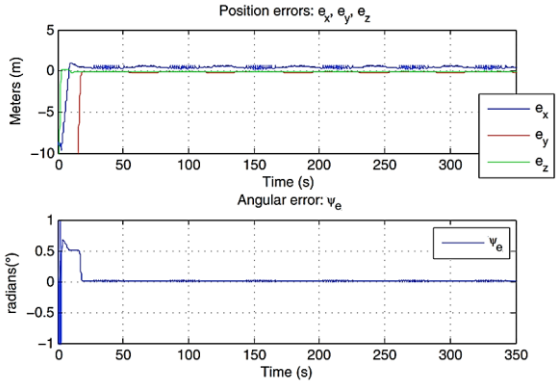
Vector trùng pháp tuyến:

$$\boldsymbol{B} = \boldsymbol{T} \times \boldsymbol{N}$$

Mô phỏng với: $\ell \in [0\ 3500]$; $R = 200$; $b = 10$; $V_a = 10\ m/s$; tọa độ ban đầu của UAV là: $[-150 \quad 200 \quad -10]$ và các tham số chọn để mô phỏng là: $K_1 = 0.1$; $K_2 = 0.05$; $K_3 = 0.05$; ta có kết quả như hình 4. Trên hình 4, đường dẫn mong muốn là đường màu đỏ và kết quả bám của UAV là đường màu xanh. Kết quả cho thấy, vị trí ban đầu của UAV là $[-150 \quad 200 \quad -10]$ khác với vị trí bắt đầu đường dẫn là $[0 \quad 200 \quad 0]$, nhưng với luật điều khiển (13), UAV đã tiếp cận và chuyển động cách trơn tru và ổn định theo đường dẫn. Với tốc độ đối không V_a=10 m/s, UAV tiếp cận đường dẫn tại thời điểm 16,67 s (hình 5). Các sai số vị trí và sai số góc của UAV luôn ổn định ở các giá trị tiệm cận *"0"* với giá trị lớn nhất nhỏ hơn 2,1 m như hình 5.



Hình 4. *Đường dẫn mong muốn và đường bám của UAV.*



Hình 5. *Động học lỗi vị trí và lỗi góc hướng ψ.*

5. KẾT LUẬN

Trên cơ sở tiếp cận bài toán UAV bám đường dẫn từ cơ sở lý thuyết hình học, bài báo đã tiếp tục giải quyết thuật toán dẫn đường trong không gian 3D dựa trên hệ tọa độ Serret-Frenet từ các kết quả mà [2] đã đạt được trong mặt phẳng 2D. Thuật toán dẫn đường trong hệ tọa độ {𝔽} sẽ không thể xác định được điểm cần bám khi đường dẫn mong muốn có độ cong bằng không *(tức là đường dẫn là đường thẳng)*. Tuy nhiên, ưu điểm dễ nhận thấy của phương pháp này chính là tính trực quan và tính toán đơn giản của nhóm các thuật toán dẫn đường tiếp cận từ lý thuyết hình học. So với phương pháp bám theo điểm tham chiếu là một điểm thuộc đường dẫn ở gần UAV nhất, phương pháp bám trong hệ tọa độ {𝔽} mềm dẻo hơn và loại bỏ được trường hợp có nhiều nghiệm khi có nhiều điểm trên đường dẫn cùng thỏa mãn khoảng cách nhỏ nhất tới UAV. Thay vì xác định một điểm *"cứng"* như cách chọn điểm bám là hình chiếu của trọng tâm UAV lên đường dẫn, hoặc là một điểm nằm phía trước có khoảng cách cố định với UAV, *"điểm tham chiếu"* với phương pháp dẫn đường hệ tọa độ {𝔽}, có thể được khởi tạo ở bất kỳ đâu trên đường dẫn, và có thể điều chỉnh quá trình phát triển thông qua điều khiển $\dot{\ell}$ để đưa các sai số đến giá trị mong muốn. Điều này cũng cho phép bài toán dẫn đường thuần túy không có các ràng buộc vị trí – thời gian, được xem xét đến các yếu tố thời gian như là một bài toán bám theo quỹ đạo.

Bài báo đã sử dụng một luật dẫn trên cơ sở lựa chọn góc tiếp cận đường dẫn mong muốn là hàm ***arctan(x)*** của khoảng cách từ UAV tới điểm dẫn. Các kết quả thu được từ mô phỏng cho thấy việc bám đường dẫn mong muốn ổn định và có độ chính xác tốt. Trên cơ sở những kết quả đã trình

bày, những nội dung có thể tiếp tục được nghiên cứu đó là đánh giá độ chính xác, hiệu suất,… của UAV bám đường dẫn khi có tác động của gió và nhiễu cũng như xem xét đến yếu tố thời gian trong phương pháp bám đường dẫn nói trên.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Đinh Thế Lục, Phạm Huy Điển, Tạ Duy Phượng*,"Giải tích các hàm nhiều biến-Những nguyên lý cơ bản và tính toán thực hành"*. Nhà xuất bản Đại học Quốc gia Hà Nội.

[2]. Phạm Thị Phương Anh, Nguyễn Vũ, Phan Tương Lai, *"Thuật toán dẫn đường cho UAV dựa trên hệ tọa độ Serret-Frenet"*. Tạp chí Nghiên cứu Khoa học và Công nghệ quân sự, Số Đặc san TĐH, (2019).

[3]. Lê Ngọc Lân, *"Xây dựng bộ ổn định và thuật toán điều khiển bám quỹ đạo cho UAV cánh bằng"*. Luận án Tiến sỹ kỹ thuật, (2020).

[4]. P.B. Sujit, Srikanth Saripalli, and João Borges Sousa, *"A survey And Analysis of Algorithmsfor fixed-wing Unmanned Aerial Vehicles"*. IEEE Control Systems Magazine, (2014).

[5]. Marco Bibuli, Gabriele Bruzzone, Massimo Caccia, Lionel Lapierre, *"Path-Following Algorithms and Experiments for an Unmanned Surface Vehicle".* Journal of Field Robotics, (2009).

[6]. R. Ghabcheloo, A. Pascoal, C. Silvestre and I. Kaminer, *"Nonlinear Coordinated Path Following Control of Multiple Wheeled Robots with Bidirectional Communication Constraints"*. Journal of Adaptive Control and Signal Processing, (2005).

[7]. Randal W. Beard , Timothy W. McLain, *"Small Unmanned Aircraft - Theory and Practice Supplement".* Princeton University, (2023).

[8]. Craig R. Husby, *"Path Generation Tactics for a UAV Following a Moving Target"*, University of Washington, (2005).

[9]. Mohammad Rokonuzzaman, Navid Mohajer, Saeid Nahavandi, and Shady Mohamed, *"Learning-based model predictive control for path tracking control of autonomous vehicle"*. IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics (SMC), pages 2913, (2020).

ABSTRACT

The guidance algorithm for the UAV follows a complex path based on the Frenet coordinate system

This article presents the problem of controlling a fixed-wings UAV to follow complex paths when performing special tasks. To guide the UAV following complex paths, the article proposes a solution to apply the Frenet-Serret frame to the desired path and proposes a guidance algorithm. The stability of the guidance control law is proven by the Lyapulov function, the proposed algorithms are verified by simulation in Matlab.

Keywords: Fixed-wing UAV; Path following; Frenet-Serret frame; UAV guidance.