

ĐIỀU KHIỂN BÁM TƯ THỂ VỆ TINH VỚI NHIỀU THAM SỐ BẤT ĐỊNH

PHẠM MINH TUẤN

Viện Công nghệ Thông tin, Viện Khoa học và Công nghệ Việt Nam

Tóm tắt. Bài báo đề xuất một phương pháp điều khiển bám tư thể vệ tinh khi không biết rõ giá trị của ma trận mômen quán tính của vệ tinh và các mômen nhiễu tác động lên hệ động lực vệ tinh. Phương pháp đề xuất có sử dụng một mạng nơron nhân tạo với các trọng số học on-line để tạo ra tín hiệu xấp xỉ tác động của các thành phần bất định và bảo đảm sai lệch bám luôn bị triệt tiêu khi có nhiễu tác động vào hệ thống. Độ ổn định tiệm cận của hệ thống điều khiển sử dụng mạng nơron được chứng minh chặt chẽ về mặt toán học sử dụng lý thuyết ổn định Lyapunov.

Abstract. This paper proposes a tracking control method of the satellite attitude with the satellite's inertial moment matrix and the noise moments acting on the satellite dynamics and being not precisely known. The proposed methodology uses an artificial neural network with its weight coefficients being online trained to generate the approximation signal of the uncertain parameters and to ensure that the tracking error converges to zero when the noise is acting on the satellite system. The asymptotical stability of the control system using the neural network is strictly mathematically proven by applying the Lyapunov stability theory.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Vệ tinh ngày càng được ứng dụng rộng rãi trong các ngành thông tin truyền thông, giám sát phòng chống thiên tai và an ninh quốc phòng. Việc điều chỉnh tư thế vệ tinh có tầm quan trọng đặc biệt trong suốt quá trình hoạt động của vệ tinh vì nó đảm bảo cho các thiết bị trên vệ tinh như camera quan sát, ăng ten thông tin vệ tinh, các tấm pin mặt trời thu năng lượng cho hoạt động của vệ tinh có hướng hoạt động chính xác trên quỹ đạo chuyển động liên tục của vệ tinh. Hệ động lực của vệ tinh là một hệ phi tuyến với nhiều tác động xuyên chéo, có nhiều tham số bất định như mômen quán tính, vị trí trọng tâm của vệ tinh. Ngoài ra có nhiều mômen nhiễu không biết chính xác tác động lên vệ tinh như mômen nhiễu bức xạ mặt trời, mômen nhiễu khí quyển, mômen nhiễu từ trường v.v. Để đơn giản trước đây các mô hình hệ động học và động lực học tư thế vệ tinh thường được tuyến tính hoá và các vòng điều khiển phản hồi tuyến tính như điều khiển PID, điều khiển tối ưu toàn phương LQR được áp dụng để ổn định tư thế vệ tinh [1, 2, 3]. Với sự phát triển của công nghệ vệ tinh các phương pháp điều khiển phi tuyến [4, 5, 6], điều khiển tự thích nghi [7, 8, 9, 14] đã được nghiên cứu và áp dụng. Hiện nay các phương pháp điều khiển thông minh có sự tham gia của mạng nơron, hệ mờ và thuật gen đang được chú ý vì nó cho khả năng tự học trong quá

trình hoạt động của vệ tinh đảm bảo khắc phục được những ảnh hưởng của sự thay đổi của các thông số và nhiễu tác động lên vệ tinh [10, 11, 12, 13].

Bài báo đề xuất một phương pháp điều khiển tư thế vệ tinh có tính bền vững và tự thích nghi cao sử dụng mạng nơron học on-line để bù các tác động của sự bất định và mômen nhiễu không biết trước trong hệ phương trình mô tả chuyển động của tư thế vệ tinh. Bài báo gồm 4 phần. Sau phần mở đầu là phần mô tả mô hình của hệ điều khiển bám tư thế vệ tinh. Tiếp đến, Mục 3 đề xuất phương pháp điều khiển bền vững sử dụng mạng nơron nhân tạo và chứng minh tính ổn định toàn cục của phương pháp. Cuối là phần kết luận.

2. MÔ HÌNH TOÁN HỌC HỆ ĐIỀU KHIỂN BẮM TƯ THẾ VỆ TINH

Hệ phương trình động lực tư thế vệ tinh có dạng [3]:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} = -\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{\tau} + \mathbf{d} \quad (1)$$

trong đó:

\mathbf{J} ma trận hằng 3×3 là ma trận mômen quán tính của vệ tinh đối xứng xác định dương tính trong hệ tọa độ vệ tinh \mathcal{F}_b ,

$\boldsymbol{\Omega}$ là véc tơ tốc độ quay $\boldsymbol{\Omega} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ của hệ tọa độ vệ tinh \mathcal{F}_b so với hệ tọa độ quán tính \mathcal{F}_i nhìn trong hệ tọa độ vệ tinh \mathcal{F}_b ,

$\boldsymbol{\tau}$ véc tơ mômen điều khiển $\boldsymbol{\tau} = [\tau_1, \tau_2, \tau_3]^T$,

\mathbf{d} véc tơ mômen nhiễu $\mathbf{d} = [d_1, d_2, d_3]^T$,

$\boldsymbol{\Omega}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$ là ma trận đối xứng lệch của véc tơ $\boldsymbol{\Omega}$.

Hệ phương trình động học vệ tinh dùng các tham số MRP (Modified Rodrigues Parameters) $\boldsymbol{\Sigma} = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T$ chỉ tư thế của vệ tinh được mô tả như sau [3]:

$$\dot{\boldsymbol{\Sigma}} = \mathbf{G}(\boldsymbol{\Sigma})\boldsymbol{\Omega}, \quad (2)$$

$$\mathbf{G}(\boldsymbol{\Sigma}) = \frac{1}{2} \left(\frac{1 - \boldsymbol{\Sigma}^T \boldsymbol{\Sigma}}{2} \mathbf{I}_3 + \boldsymbol{\Sigma}^\times + \boldsymbol{\Sigma} \boldsymbol{\Sigma}^T \right), \quad (3)$$

trong đó, $\mathbf{I}_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$.

Xây dựng phương trình hệ bám tư thế vệ tinh

Ký hiệu $\boldsymbol{\Sigma}_d$ là tư thế mong muốn của hệ tọa độ quy chiếu \mathcal{F}_o so với hệ tọa độ quán tính \mathcal{F}_i . $\boldsymbol{\Sigma}_e$ là sai lệch tư thế vệ tinh được tính theo dạng hiệu $\boldsymbol{\Sigma}_e = \boldsymbol{\Sigma} - \boldsymbol{\Sigma}_d$. Ma trận quay tính được từ tư thế $\boldsymbol{\Sigma}$ có dạng

$$\mathbf{R}(\boldsymbol{\Sigma}) = \mathbf{I}_3 - \frac{4(1 + \boldsymbol{\Sigma}^T \boldsymbol{\Sigma})}{(1 - \boldsymbol{\Sigma}^T \boldsymbol{\Sigma})^2} \boldsymbol{\Sigma}^\times + \frac{8}{(1 - \boldsymbol{\Sigma}^T \boldsymbol{\Sigma})^2} \boldsymbol{\Sigma}^\times \boldsymbol{\Sigma}^\times, \quad (4)$$

Ω_e sai lệch bám tốc độ quay của vệ tinh được tính bởi

$$\Omega_e = \Omega - \mathbf{R}(\Sigma_e)\Omega_d, \quad (5)$$

trong đó, Ω_d là tốc độ quay mong muốn của hệ tọa độ quy chiếu \mathcal{F}_o so với hệ tọa độ quán tính \mathcal{F}_i . Từ các phương trình (1)-(5) và sử dụng $\dot{\mathbf{R}}(\Sigma_e) = -\Omega_e^\times \mathbf{R}(\Sigma_e)$ ta có

$$\begin{aligned} \mathbf{J}\dot{\Omega}_e &= -(\Omega_e + \mathbf{R}(\Sigma_e)\Omega_d)^\times \mathbf{J}(\Omega_e + \mathbf{R}(\Sigma_e)\Omega_d) \\ &+ \mathbf{J}(\Omega_e^\times \mathbf{R}(\Sigma_e)\Omega_d - \mathbf{R}(\Sigma_e)\dot{\Omega}_d) + \tau + \mathbf{d}, \end{aligned} \quad (6)$$

$$\dot{\Sigma}_e = \mathbf{G}(\Sigma_e)\Omega_e. \quad (7)$$

Phương trình (6), (7) mô tả sai lệch bám về tốc độ quay Ω_e và sai lệch tư thế Σ_e . Như vậy bài toán điều khiển là tìm được mômen điều khiển τ sao cho đưa các sai lệch Σ_e và Ω_e về $\mathbf{0}$ trong khi không biết rõ mômen quán tính vệ tinh \mathbf{J} và mômen nhiễu \mathbf{d} . Lấy đạo hàm phương trình (7) và nhân 2 vế với ma trận $\mathbf{J}\mathbf{F}$ với $\mathbf{F} = \mathbf{G}^{-1}(\Sigma_e)$ ta được

$$\mathbf{J}\mathbf{F}\ddot{\Sigma}_e = \mathbf{J}\mathbf{F}\dot{\mathbf{G}}(\Sigma_e)\Omega_e + \mathbf{J}\dot{\Omega}_e. \quad (8)$$

Tiếp tục nhân 2 vế phương trình (8) với \mathbf{F}^T rồi thay thế $\Omega_e = \mathbf{G}^{-1}(\Sigma_e)\dot{\Sigma}_e$ và Ω từ (6) ta có

$$\mathbf{M}\ddot{\Sigma}_e + \mathbf{C}\dot{\Sigma}_e + \mathbf{g} = \mathbf{F}^T\tau + \mathbf{F}^T\mathbf{d}, \quad (9)$$

trong đó,

$$\mathbf{M} = \mathbf{F}^T\mathbf{J}\mathbf{F}, \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{C} &= -\mathbf{F}^T \left[\mathbf{J}\mathbf{F}\dot{\mathbf{G}}(\Sigma_e) + (\mathbf{J}\mathbf{F}\dot{\Sigma}_e)^\times \right] \mathbf{F} + \mathbf{F}^T [\mathbf{J}\mathbf{R}_{bi}(\Sigma_e)\Omega_d]^\times \\ &+ [\mathbf{R}_{bi}(\Sigma_e)\Sigma_d]^\times \mathbf{J} - [\mathbf{J}\mathbf{R}_{bi}(\Sigma_e)\Sigma_d]^\times \mathbf{F}, \end{aligned} \quad (11)$$

$$\mathbf{g} = \mathbf{F}^T \left[(\mathbf{R}_{bi}(\Sigma_e)\Sigma_d)^\times \mathbf{J}\mathbf{R}_{bi}(\Sigma_e)\Sigma_d + \mathbf{J}\mathbf{R}_{bi}(\Sigma_e)\dot{\Sigma}_d \right]. \quad (12)$$

Do ma trận mômen quán tính \mathbf{J} và mômen nhiễu \mathbf{d} không biết chính xác, ta có thể mô tả độ bất định này như sau

$$\mathbf{J} = \hat{\mathbf{J}} + \Delta\mathbf{J}, \quad (13)$$

$$\mathbf{d} = \hat{\mathbf{d}} + \Delta\mathbf{d}, \quad (14)$$

trong đó $\hat{\mathbf{J}}$, $\hat{\mathbf{d}}$ là thành phần biết và $\Delta\mathbf{J}$, $\Delta\mathbf{d}$ là phần không biết.

Thay thế(13) vào các phương trình (10), (11), (12) ta có thể xác định được

$$\mathbf{M} = \hat{\mathbf{M}} + \Delta\mathbf{M}, \quad (15)$$

$$\mathbf{C} = \hat{\mathbf{C}} + \Delta\mathbf{C}, \quad (16)$$

$$\mathbf{g} = \hat{\mathbf{g}} + \Delta\mathbf{g}, \quad (17)$$

trong đó, $\hat{\mathbf{M}}$, $\hat{\mathbf{C}}$, $\hat{\mathbf{g}}$ là thành phần biết và $\Delta\mathbf{M}$, $\Delta\mathbf{C}$, $\Delta\mathbf{d}$ là phần không biết.

Thay thế (14)-(17) vào phương trình (9) ta có

$$\hat{\mathbf{M}}\ddot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \hat{\mathbf{C}}\dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \hat{\mathbf{g}} + \mathbf{F}^T \hat{\mathbf{d}} = \mathbf{F}^T \boldsymbol{\tau} - \mathbf{f}, \quad (18)$$

trong đó \mathbf{f} là phần không biết

$$\mathbf{f} = -\mathbf{F}^T \boldsymbol{\Delta} \mathbf{d} + \boldsymbol{\Delta} \mathbf{M} \ddot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \mathbf{C} \dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \boldsymbol{\Delta} \mathbf{g}. \quad (19)$$

Như vậy bài toán điều khiển bám tư thế vệ tinh là tìm mômen điều khiển sao cho phương trình (18) ổn định $\dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e, \boldsymbol{\Sigma}_e \rightarrow \mathbf{0}$. Khi $\dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e \rightarrow \mathbf{0}$ thì $\boldsymbol{\Omega}_e$ cũng sẽ dần về $\mathbf{0}$ do ma trận $\mathbf{G}(\boldsymbol{\Sigma}_e)$ trong phương trình luôn xác định dương.

3. THIẾT KẾ LUẬT ĐIỀU KHIỂN $\boldsymbol{\tau}$

Ta chọn mômen điều khiển $\boldsymbol{\tau}$ gồm hai thành phần như sau

$$\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\tau}_0 + \boldsymbol{\tau}_1, \quad (20)$$

trong đó,

$$\boldsymbol{\tau}_0 = (\mathbf{F}^T)^{-1} \left[\hat{\mathbf{M}}(-\mathbf{K}_D \dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e - \mathbf{K}_P \boldsymbol{\Sigma}_e) + \hat{\mathbf{C}} \dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \hat{\mathbf{g}} \right], \quad (21)$$

ở đây, $\mathbf{K}_D = \mathbf{K}_D^T > 0$, $\mathbf{K}_P = \mathbf{K}_P^T > 0$ (là các ma trận đối xứng xác định dương) và $\boldsymbol{\tau}_1$ sẽ được xác định sau. Thay thế (20), (21) vào (18) và sau khi rút gọn ta có

$$\ddot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \mathbf{K}_D \dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \mathbf{K}_P \boldsymbol{\Sigma}_e = \hat{\mathbf{M}}^{-1} \left([\mathbf{G}^{-1}(\boldsymbol{\Sigma})]^T \boldsymbol{\tau}_1 - \mathbf{f} \right). \quad (22)$$

Đặt

$$\boldsymbol{\tau}' = \hat{\mathbf{M}}^{-1} [\mathbf{G}^{-1}(\boldsymbol{\Sigma})]^T \boldsymbol{\tau}_1, \quad (23)$$

$$\mathbf{f}' = \hat{\mathbf{M}}^{-1} \mathbf{f}, \quad (24)$$

phương trình (22) sẽ có dạng

$$\ddot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \mathbf{K}_D \dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \mathbf{K}_P \boldsymbol{\Sigma}_e = \boldsymbol{\tau}' - \mathbf{f}'. \quad (25)$$

Như vậy bài toán trở thành phải tìm $\boldsymbol{\tau}'$ sao cho hệ (25) ổn định tiệm cận $\dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e, \boldsymbol{\Sigma}_e \rightarrow \mathbf{0}$ khi không biết \mathbf{f}' . Để xác định $\boldsymbol{\tau}'$ ta cần biết được \mathbf{f}' . Sử dụng mạng nơron nhân tạo ta có thể xấp xỉ được \mathbf{f}' . Trước tiên ta xác định biến phụ \mathbf{s} như sau

$$\mathbf{s} = \dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e + \boldsymbol{\Lambda} \boldsymbol{\Sigma}_e, \quad (26)$$

trong đó, $\boldsymbol{\Lambda}$ là ma trận đối xứng xác định dương $\boldsymbol{\Lambda} = \boldsymbol{\Lambda}^T > 0$ có thể chọn tự do. Như vậy nếu ta bảo đảm được $\mathbf{s} \rightarrow \mathbf{0}$ thì với $\boldsymbol{\Lambda}$ xác định dương ta có $\dot{\boldsymbol{\Sigma}}_e \rightarrow \mathbf{0}$, $\boldsymbol{\Sigma}_e \rightarrow \mathbf{0}$. Ta chọn mạng nơron để xấp xỉ \mathbf{f}' như sau

$$\mathbf{f}' = \hat{\mathbf{f}} + \varepsilon, \quad (27)$$

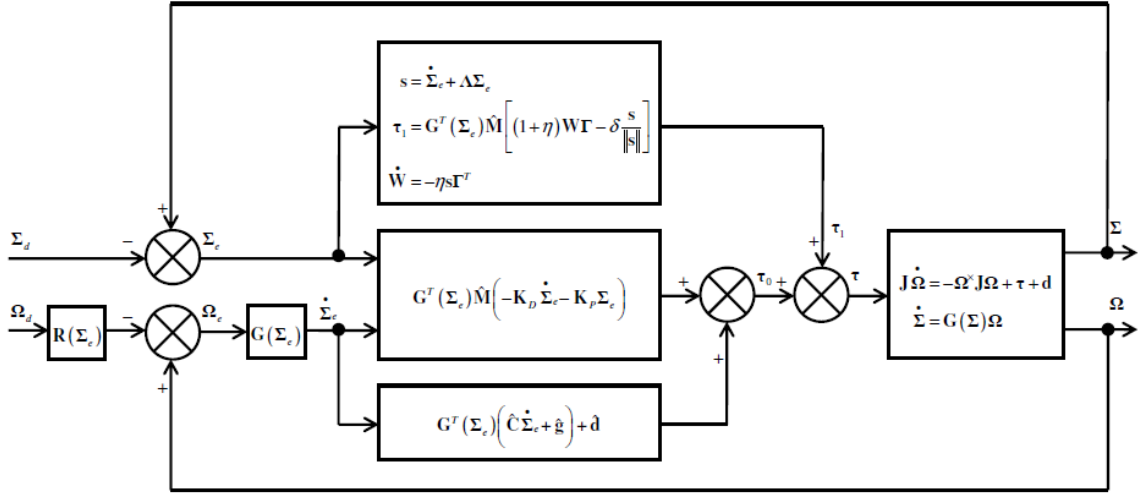


Figure 1: Hệ điều khiển bám tư thế vệ tinh với nhiều tham số bất định sử dụng mạng nơron

trong đó, ε là sai số xấp xỉ, $\hat{\mathbf{f}}$ là đầu ra của mạng nơron,

$$\hat{\mathbf{f}} = \mathbf{W}\mathbf{\Gamma}, \quad (28)$$

ở đây, $\mathbf{\Gamma} = [\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3]^T$ là vector các hàm Gauss có dạng

$$\gamma_j = \exp\left(-\frac{s_j - c_j}{\lambda_j^2}\right); j = 1, 2, 3, \quad (29)$$

với c_j, λ_j là các tham số của hàm Gauss được chọn tương thích với vùng giới hạn của \mathbf{f}' .

\mathbf{W} là ma trận trọng số liên kết lớp ẩn với đầu ra. Ta cần xác định luật học của ma trận trọng số này để mạng hội tụ. Do $\mathbf{\Delta J}, \mathbf{\Delta d}$ là các đại lượng bị chặn nên ta cũng sẽ có \mathbf{f}' bị chặn $\|\mathbf{f}'\| \leq f_0$ và $\|\varepsilon\| \leq \varepsilon_0$.

Định lý 1. Hệ sai lệch bám tư thế vệ tinh với ma trận mômen quán tính và véc tơ mômen nhiễu có nhiễu bất định (9) và mạng nơron RBF (26)-(29) sẽ ổn định tiệm cận và sai lệch bám $\Sigma_e \rightarrow \mathbf{0}$, $\Omega_e \rightarrow \mathbf{0}$ nếu mômen điều khiển được xác định như sau

$$\tau = \mathbf{G}^T(\Sigma_e) \left[\hat{\mathbf{M}}(-\mathbf{K}_D \dot{\Sigma}_e - \mathbf{K}_P \Sigma_e) + \hat{\mathbf{C}} \dot{\Sigma}_e + \hat{\mathbf{g}} \right] + \tau_1, \quad (30)$$

$$\tau_1 = \mathbf{G}^T(\Sigma_e) \hat{\mathbf{M}} \left[(1 + \eta) \mathbf{W}\mathbf{\Gamma} - \delta \frac{\mathbf{s}}{\|\mathbf{s}\|} \right], \quad (31)$$

$$\dot{\mathbf{W}} = -\eta \mathbf{s} \mathbf{\Gamma}^T, \quad (32)$$

trong đó, các đại lượng $\mathbf{K}_D = \mathbf{D} + \mathbf{\Lambda}$, $\mathbf{K}_P = \mathbf{D}\mathbf{\Lambda}$, $\mathbf{D} = \mathbf{D}^T > 0$, $\eta > 0$, $\delta > \varepsilon_0$.

Sơ đồ hệ điều khiển bám tư thế vệ tinh được mô tả trong Hình 1.

Chứng minh

Chọn hàm V xác định dương như sau

$$V(\mathbf{s}, \mathbf{w}_i) = \frac{1}{2} \left(\mathbf{s}^T \mathbf{s} + \sum_{i=1}^3 \mathbf{w}_i^T \mathbf{w}_i \right), \quad (33)$$

ở đây, \mathbf{w}_i là cột thứ i của ma trận trọng số \mathbf{W} .

$V > 0$ khi $\mathbf{s}, \mathbf{w}_i \neq \mathbf{0}$, $V \rightarrow \infty$ khi $\mathbf{s}, \mathbf{w}_i \rightarrow \infty$ và $V = 0$ chỉ khi $\mathbf{s} = \mathbf{w}_i = \mathbf{0}$.

Lấy đạo hàm (33) theo thời gian, \dot{V} có dạng

$$\dot{V} = \mathbf{s}^T \dot{\mathbf{s}} + \sum_{i=1}^3 \mathbf{w}_i^T \dot{\mathbf{w}}_i. \quad (34)$$

Và từ $\mathbf{K}_D = \mathbf{D} + \mathbf{\Lambda}$, $\mathbf{K}_P = \mathbf{D}\mathbf{\Lambda}$, $\mathbf{D} = \mathbf{D}^T > 0$, ta có

$$\dot{\mathbf{s}} = \ddot{\Sigma}_e + \mathbf{\Lambda} \dot{\Sigma}_e = -\mathbf{K}_D \dot{\Sigma}_e - \mathbf{K}_P \Sigma_e + \tau' - \mathbf{f}' + \mathbf{\Lambda} \dot{\Sigma}_e = \tau' - \mathbf{f}' - \mathbf{D}\mathbf{s}. \quad (35)$$

Thay thế (35) vào (34) ta được

$$\dot{V} = -\mathbf{s}^T \mathbf{D}\mathbf{s} + \mathbf{s}^T (\tau' - \mathbf{f}') + \sum_{i=1}^3 \mathbf{w}_i^T \dot{\mathbf{w}}_i. \quad (36)$$

Với thuật học on-line (32) ta xác định được

$$\dot{\mathbf{w}}_i = -\eta \mathbf{s} \gamma_i; \quad i = 1, 2, 3, \quad (37)$$

$$\sum_{i=1}^3 \mathbf{w}_i^T \dot{\mathbf{w}}_i = \sum_{i=1}^3 -\eta \mathbf{w}_i^T \mathbf{s} \gamma_i = -\eta \mathbf{s}^T \mathbf{W}\mathbf{\Gamma}, \quad (38)$$

$$\dot{V} = -\mathbf{s}^T \mathbf{D}\mathbf{s} + \mathbf{s}^T [\tau' - (1 + \eta) \mathbf{W}\mathbf{\Gamma} - \varepsilon]. \quad (39)$$

Chọn

$$\tau' = (1 + \eta) \mathbf{W}\mathbf{\Gamma} - \delta \frac{\mathbf{s}}{\|\mathbf{s}\|}; \quad \delta > 0, \quad (40)$$

và thay (40) vào (39) thì \dot{V} có dạng

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\mathbf{s}^T \mathbf{D}\mathbf{s} + \mathbf{s}^T \left(-\delta \frac{\mathbf{s}}{\|\mathbf{s}\|} - \varepsilon \right) \\ &\leq -\mathbf{s}^T \mathbf{D}\mathbf{s} - \delta \|\mathbf{s}\| + \|\mathbf{s}\| \cdot \|\varepsilon\| \\ &\leq -\mathbf{s}^T \mathbf{D}\mathbf{s} - \delta \|\mathbf{s}\| + \|\mathbf{s}\| \varepsilon_0 \\ &\leq -\mathbf{s}^T \mathbf{D}\mathbf{s} - (\delta - \varepsilon_0) \|\mathbf{s}\| \leq 0. \end{aligned} \quad (41)$$

Ta thấy $\dot{V} < 0$ với mọi $\mathbf{s} \neq \mathbf{0}$ và $\dot{V} = 0$ chỉ khi $\mathbf{s} = \mathbf{0}$.

Như vậy V là hàm Lyapunov và ta có $\mathbf{s} \rightarrow \mathbf{0}$ khi $t \rightarrow \infty$ điều này dẫn đến $\Sigma_e \rightarrow \mathbf{0}$, $\dot{\Sigma}_e \rightarrow \mathbf{0}$ hay hệ điều khiển bám tư thế vệ tinh ổn định tiệm cận, sai lệch tư thế và sai lệch tốc độ quay sẽ tiến về 0.

Từ (40) và (23) ta suy ra thuật (31)

$$\tau_1 = \mathbf{G}^T(\boldsymbol{\Sigma}_e)\hat{\mathbf{M}} \left[(1 + \eta)\mathbf{W}\boldsymbol{\Gamma} - \delta \frac{\mathbf{s}}{\|\mathbf{s}\|} \right].$$

Như vậy định lý đã được chứng minh. ■

4. KẾT LUẬN

Xác định và điều khiển tư thế vệ tinh đóng vai trò quan trọng trong công nghệ vệ tinh. Với đặc thù phi tuyến mạnh, có nhiều tham số bất định và nhiễu tác động các phương pháp điều khiển tuyến tính truyền thống không đáp ứng được nhu cầu của công nghệ vệ tinh. Xu thế áp dụng các thuật điều khiển tự thích nghi có tính bền vững cao ngày càng được áp dụng vào điều khiển ngay ở các vệ tinh nhỏ bay trên quỹ đạo thấp. Bài báo này đề xuất một phương pháp điều khiển phi tuyến sử dụng mạng nơon nhân tạo để khắc phục tính bất định của hệ động lực và nhiễu tác động lên vệ tinh. Phương pháp đề xuất có tính tự thích nghi và tính bền vững cao do mạng nơon có cơ chế học và tự chỉnh trọng on-line. Thông thường hệ điều khiển sử dụng mạng nơon dựa trên cơ sở thực nghiệm, học theo thuật back-propagation và tính ổn định của hệ thống ít được chứng minh. Mạng nơon RBF với thuật học on-line dựa trên vector sai số điều khiển và chứng minh tính ổn định tiệm cận của toàn hệ thống bằng phương pháp ổn định Lyapunov được trình bày chi tiết trong bài. Các thử nghiệm thuật toán bằng mô phỏng bằng phần mềm và trên vệ tinh nhỏ mô phỏng bán vật lý trong phòng thí nghiệm sẽ được thực hiện trong những nghiên cứu tiếp theo.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] John Ting-Yung Wen and Kenneth Kreutz Delgado, The attitude control problem, *IEEE Transactions on Automatic Control* **36** (10) (Oct. 1991) 1148–1162.
- [2] Wiley J. Larson and James R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publishers, 2005.
- [3] Vladimir A. Chobotov, *Spacecraft Attitude Dynamics and Control*, Krieger Publishing Company, Malabar Florida USA, 1991.
- [4] D. Kim, W. MacKunis, N. Fitz-Coy, and W. E. Dixon, Precision IPACS in the Presence of Dynamic Uncertainty, *Proceedings of Joint 48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference*, Shanghai, P.R. China, December 16-18, 2009 (5959–5964).
- [5] Pooya Sekhavat, Andrew Fleming and I. Michael Ross, Time-Optimal Nonlinear Feedback Control for the NPSAT1 Spacecraft, *Proceedings of the 2005 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, California, USA, July 24-28, 2005 (843–850).

- [6] Long-Life Show, Jyh-Ching Juang, Ying-Wen Jan, and Chen-Tzung Lin, Quaternion Feedback Attitude Control Design: A Nonlinear H_∞ Approach, *Asian Journal of Control* **5** (3) (September, 2003) 406–411.
- [7] Dongeun Seo and Maruthi R. Akella, High-Performance Spacecraft Adaptive Attitude-Tracking Control Through Attracting-Manifold Design, *Journal of Guidance, Control and Dynamics* **31** (4) (July-August, 2008) 884–891.
- [8] Aaron Dando, Spacecraft Attitude Maneuvers using Composite Adaptive Control with Invariant Sliding Manifold, *Proceedings of Joint 48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference*, Shanghai, P.R. China, December 16-18, 2009 (4535–4540).
- [9] W. MacKunis, K. Dupree, S. Bhasin, and W. E. Dixon, Adaptive Neural Network Satellite Attitude Control in the Presence of Inertia and CMG Actuator Uncertainties, *Proceedings of 2008 American Control Conference*, Seattle, Washington, USA, June 11-13, 2008 (2975–2980).
- [10] Ali Heydari and Seid H. Pourtakdoust, Closed Loop Near Time Optimal Magnetic Attitude Control Using Dynamic Weighted Neural Network, *Proceedings of 16th Mediterranean Conference on Control and Automation*, Ajaccio, France, June 25-27, 2008 (23–28).
- [11] Dimitris C. Dracopoulos and Antonia J. Jones, Adaptive Neuro-Genetic Control of Chaos applied to the Attitude Control Problem, *Neural Computing and Applications* **6** (2) (1997) 102–115.
- [12] Jianting Lv, Dai Gao, He Rui, Adaptive Control for a Satellite Attitude Tracking System, *Proceedings of 4th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications, ICIEA 2009*, Xi'an, P.R.China, 2009 (1616–1620).
- [13] Xiyuan Huang, Qing Wang, Chaoyang Dong, Neural Network Adaptive Robust Attitude Control of Spacecraft, *Proceedings of IEEE International Conference on Intelligent Computing and Intelligent Systems, ICIS 2009*, Shanghai, P.R.China, 2009 (747–751).
- [14] Zhang Fan, Shang Hua, Mu Chundi, Lu Yuchang, An Optimal Attitude Control of Small Satellite with Momentum Wheel and Magnetic Torquods, *Proceedings of the 4th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Shanghai, P.R.China, June 1-14, 2002 (1395–1398).

Nhận bài ngày 25 - 10 - 2010