



Original Research Paper

Satellite Attitude Control in Elliptical Perturbed Orbit Using SDRE-Based Feedback Neural Network Controller

Majid Bakhtiari^{*}, Amirhossein Panahyazdan^{*}, and Seyed Alireza Kazemi^{*}

School of Advanced Technology, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 10 March 2025

Revised 04 May 2025

Accepted 07 May 2025

Available Online 07 May 2025

Keywords:

Satellite attitude stabilization
State-dependent Riccati equation
Modified Rodrigues parameters
Nonlinear control
Feedforward neural network

ABSTRACT

Satellite attitude control plays a vital role in ensuring accurate orientation and maintaining system stability, directly affecting essential operations such as communication, remote sensing, and scientific observation. This paper addresses the complex challenge of attitude stabilization by incorporating the effects of orbital perturbations, particularly zonal harmonics and atmospheric drag-environmental disturbances commonly encountered in low Earth orbit (LEO) that significantly degrade control precision and navigation reliability when unaccounted for. To mitigate these issues, a novel feedback controller based on the state-dependent Riccati equation (SDRE) framework, implemented using a feedforward neural network, is proposed. The neural network is trained to emulate the performance of a conventional SDRE controller by accurately estimating the co-state vector, a critical element of the SDRE control formulation. This eliminates the need to repeatedly solve the Riccati equation in real time, thereby substantially reducing computational demands. Extensive simulation results demonstrate that the proposed controller reliably maintains satellite attitude stability and accuracy under highly perturbed orbital conditions. Moreover, the improved computational efficiency makes it suitable for real-time onboard implementation. Overall, the proposed method offers a significant advancement in satellite control technology by enhancing robustness, reducing computational load, and improving real-time performance, thereby supporting more reliable and efficient space mission operations in dynamic orbital environments. These results highlight the method's strong potential to transform real-time satellite control and accelerate advancements in modern space exploration.

* Corresponding Author's E-mail: bakhtiari_m@iust.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Bakhtiari, A. Panahyazdan, and S. A. Kazemi, "Satellite attitude control in elliptical perturbed orbit using SDRE-based feedback neural network controller," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 4, pp. 19-30, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.4.2>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





کنترل وضعیت ماهواره در مدار بیضوی آشفته با استفاده از

کنترل کننده بازخورد عصبی مبتنی بر تکنیک SDRE

مجید بختیاری^{۱*}، امیرحسین پناه یزدان^۲، و سیدعلیرضا کاظمی^۳

*۱- استادیار، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

۲- دانش آموخته کارشناسی ارشد، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

چکیده

کنترل وضعیت ماهواره به منظور تضمین جهت‌گیری دقیق و پایداری سیستم، که مستقیماً بر توانایی اجرای وظایف حیاتی نظیر ارتباطات، تصویربرداری و مشاهدات علمی تأثیرگذار است، اهمیت ویژه‌ای دارد. در این مقاله، مسئله کنترل وضعیت ماهواره با در نظر گرفتن تأثیر اغتشاشات مداری، به‌ویژه هارمونیک‌های ناحیه‌ای و درگ اتمسفری، که اغتشاشات محیطی بنیادین در مدار پایین زمین (لثو) هستند می‌پردازد که نادیده گرفتن این اغتشاشات می‌تواند باعث کاهش دقت کنترل وضعیت و ناوبری ماهواره شوند. به منظور رفع این چالش، در این پژوهش یک کنترل کننده بازخورد شبکه عصبی که بر پایه معادله ریکاتی وابسته به حالت (SDRE) عمل می‌کند پیشنهاد می‌شود. در این رویکرد، یک شبکه عصبی پیشخور به نحوی آموزش داده می‌شود که بتواند رفتار کنترل کننده کلاسیک SDRE را تقلید کند که در نتیجه آن بتوان برادر هم‌حالت که نقش اساسی در قانون کنترل SDRE دارد را بدون نیاز به حل مستقیم معادله ریکاتی در هر مرحله زمانی از حل تخمین زد. هدف از پیشنهاد این روش کاهش هزینه محاسباتی بالا مربوط به حل معادله جبری ریکاتی است، که در نتیجه آن بتوان الگوریتم کنترلی را در برنامه‌های بلادرنگ بدون به خطر انداختن عملکرد پیاده‌سازی نمود. نتایج این مقاله بر دقت عملکرد این کنترل کننده در محیط‌های مداری پیچیده و متلاطم صحنه گذاشته و این نتایج نشان می‌دهند که رویکرد ارائه شده نه تنها قادر به حفظ پایداری و دقت وضعیت ماهواره است، بلکه به‌طور قابل توجهی بار محاسباتی را کاهش می‌دهد. در نهایت، با توجه به دقت و بهبود کارایی محاسباتی این روش نسبت به رویکرد کلاسیک SDRE، می‌توان بیان نمود که رویکرد نوین ارائه شده، پتانسیل بالایی برای استفاده در سیستم‌های کنترل ماهواره‌ای بلادرنگ و بهبود ناوبری ماهواره‌ها ارائه می‌دهد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله

دریافت ۲۰ اسفند ۱۴۰۳

بازنگری ۱۴ اردیبهشت ۱۴۰۴

پذیرش ۱۷ اردیبهشت ۱۴۰۴

اولین انتشار ۱۷ اردیبهشت ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی

پایدارسازی وضعیت ماهواره
معادله ریکاتی وابسته به حالت
پارامترهای اصلاح شده رودریگز
کنترل غیرخطی

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: bakhtiari_m@iust.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Bakhtiari, A. Panahyazdan, and S. A. Kazemi, "Satellite attitude control in elliptical perturbed orbit using SDRE-based feedback neural network controller," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 4, pp. 19-30, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.4.2>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



۱ مقدمه

توسعه و ساخت سامانه‌های فضایی با عمر عملیاتی طولانی، همواره یکی از اولویت‌های اساسی در اجرای مأموریت‌های فضایی به شمار می‌رود. در این میان، افزایش قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های حیاتی، به ویژه سامانه‌هایی که مسئول جهت‌یابی، مانوردهی، کنترل و حفظ پایداری مداری هستند، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. ارتقاء عملکرد این زیرسامانه‌ها نه تنها نقش تعیین‌کننده‌ای در موفقیت مأموریت ایفا می‌کند، بلکه موجب افزایش طول عمر عملیاتی و کاهش هزینه‌های ناشی از خرابی یا جایگزینی سامانه‌های فضایی می‌شود. در راستای تحقق این اهداف، تحقیقات گسترده‌ای بر بهبود طراحی سخت‌افزار و نرم‌افزار، انتخاب بهینه مواد، توسعه الگوریتم‌های کنترلی پیشرفته و به کارگیری روش‌های نوین آزمون و ارزیابی عملکرد متمرکز شده است. یکی از محورهای اصلی این تحقیقات، ارتقاء سامانه‌های کنترل وضعیت ماهواره‌ای است که به عنوان بخش کلیدی در پایداری و هدایت سامانه‌های فضایی شناخته می‌شوند [۱، ۲].

در سال‌های اخیر تحقیقات گسترده‌ای در زمینه کنترل وضعیت ماهواره‌ای انجام شده است. به طور کلی، مسأله کنترل وضعیت ماهواره‌ای را می‌توان به دو دسته اصلی تقسیم کرد: پایداری وضعیت و ردیابی وضعیت. ردیابی وضعیت معمولاً چالش برانگیزتر است، زیرا در مقایسه با تثبیت وضعیت شامل یک مدل پویا پیچیده‌تر است. با وجود این، الگوریتم‌های کنترلی اعمال شده برای هر دو مسأله به طور کلی مشابه هستند، زیرا مدل‌های سینماتیکی زیربنای هر دو نوع کنترل ساختار اساسی یکسانی دارند [۳].

تحقیقات زیادی در زمینه کنترل وضعیت صورتی گرفته است که در این جا مروری بر آن‌ها صورت گرفته است. پریش^۱ و ریذلی^۲ [۴] کاربرد تنظیم غیرخطی را برای کنترل موقعیت ماهواره با استفاده از روتورهای تکانه داخلی، با استفاده از روش SDRE بررسی کردند. با این حال، مطالعه آن‌ها اثرات اختلالات مداری را در نظر نمی‌گیرد. یانگ^۳ [۵] یک رویکرد تنظیم کننده خطی درجه دوم^۴ را برای کنترل فضاپیما با خطی‌سازی مدل سیستم که مبتنی بر کوآترینیون می‌باشد و به صورت ذاتی غیرخطی می‌باشد پیشنهاد کرد. اگرچه با استفاده از این روش، فرآیند طراحی کنترل را ساده می‌کند، با این حال، این خطی‌سازی حول یک نقطه تعادل می‌تواند منجر به عدم دقت قابل توجه شود، زیرا اطلاعات دینامیکی مهم از اصطلاحات غیرخطی مرتبه بالاتر را نادیده می‌گیرد، که می‌تواند تأثیر مستقیمی بر پایداری و عملکرد سیستم داشته

باشد. مسأله ردیابی وضعیت زمان محدود برای فضاپیماهای صلب با وجود اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌های اینرسی در [۶] با استفاده از یک سطح حالت لغزشی ترمینال سریع غیر منفرد^۵ بدون هیچ محدودیتی بررسی شده است. گائو و کای [۷] مسأله ردیابی وضعیت را برای یک فضاپیما صلب بررسی کردند و یک کنترل کننده مقاوم زمان-محدود بر اساس مدل کوآترینیون و لاگرانژ مانند با در نظرگیری عدم قطعیت‌های مدل و اغتشاشات خارجی پیشنهاد کردند. در [۸]، یک کنترل کننده پیش‌بین مدل متغیر با زمان خطی^۶ برای کنترل وضعیت یک ماهواره با دو چرخ عکس‌العملی با خطی‌سازی دینامیک و سینماتیک آن معرفی شد. در [۹] معادلات حرکت نسبی برای مدارهای آشفته بر اساس روش هندسی توسعه داده شد و سپس این معادلات برای یک مسأله ردیابی نسبی تحت تأثیر گرانش ماه و زمین مایل با استفاده از پارامترهای رودریگز اصلاح شده (MRPs) مورد استفاده قرار گرفت.

در این مقاله، یک مدل وضعیت ماهواره جدید که به طور خاص قابلیت اعمال برای مدارهای غیردایروی را دارد و همچنین اغتشاشات بنیادین در مدار پایین زمین^۷ که مشتمل بر تمام هارمونیک‌های ناحیه‌ای و درگ اتمسفری است، با استفاده از پارامترهای رودریگز اصلاح شده، معرفی می‌کند. این روش نمایش دقیق‌تری از رفتار دینامیکی ماهواره در چنین مدارهایی را ارائه می‌دهد و با محدودیت‌های مدل موجود مبارزه می‌کند، بررسی می‌کند. وضعیت فضاپیما و دینامیک مدار ذاتاً غیرخطی و کوپل هستند، به این معنی که مدار ماهواره نقش مهمی بر رفتار وضعیت آن دارد [۱۰]. بنابراین، محاسبه اغتشاشات مداری و در نظرگیری اثر آن‌ها در مدل دینامیک وضعیت می‌تواند دقت آن را به طور قابل توجهی بهبود بخشد.

در این تحقیق، یک الگوریتم کنترلی بازخورد عصبی مبتنی بر تکنیک معادله ریگاتی وابسته به حالت^۸ ارائه می‌کند. این رویکرد از دو بخش مجزا تشکیل شده است که در بخش اول تلاش می‌شود که یک یک شبکه عصبی پیشخور^۹ به نحوی تعلیم داده شود که بتواند بدون حل کردن مستقیم SDRE بتواند گشتاور کنترلی لازم را جهت کنترل وضعیت ماهواره تولید کند که بتوان در بخش دوم این کنترل کننده را وارد سیستم کرد و به صورت آنالین به کنترل وضعیت ماهواره پرداخت. لازم به ذکر است در هر مرحله از حل، شبکه عصبی به تخمین بردار هم‌حالت با استفاده از امان‌های مداری و پارامترهای وضعیت نظیر پارامترهای رودریگز اصلاح شده و سرعت زاویه‌ای می‌پردازد که در نهایت با استفاده از آن گشتاور کنترلی بهینه تولید می‌شود. در این مقاله، هدف اصلی ارائه روشی است که به طور مؤثر هزینه محاسباتی بالای

6. Linear Time-Varying Model Predictive Control (LTV MPC)
7. Low Earth Orbit (LEO)
8. State-Dependent Riccati Equation (SDRE)
9. FeedForward Neural Network

1. Parrish
2. Ridgely
3. Yang
4. Linear-Quadratic Regulator (LQR)
5. Fast Nonsingular Terminal Sliding Mode Surface (FNTSMS)

$$\dot{r} = v_x \quad (1)$$

$$\dot{v}_x = -\frac{\mu}{r^2} + \frac{h^2}{r^3} - \psi - C \|\hat{V}_a\| v_x \quad (2)$$

$$\dot{h} = -r\chi \cos \theta \sin i - C \|\hat{V}_a\| (h - \omega_e r^2 \cos i) \quad (3)$$

$$\dot{\theta} = \frac{h}{r^2} + \frac{r\chi \cos^2 i \sin \theta}{h \sin i} + \frac{C \|\hat{V}_a\| \omega_e r^2 \cos i \sin 2\theta}{2h} \quad (4)$$

$$\dot{i} = -\frac{r\chi \cos i \cos \theta}{h} - \frac{C \|\hat{V}_a\| \omega_e r^2 \sin i \cos^2 \theta}{h} \quad (5)$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{r\chi \cos i \sin \theta}{h \sin i} - \frac{C \|\hat{V}_a\| \omega_e r^2 \sin 2\theta}{2h} \quad (6)$$

که در آن $\hat{V}_a = \hat{V} - \hat{\omega}_e \times \hat{r}$ به آن \hat{V}_a سرعت نسبی ماهواره نسبت به جو است. علاوه بر این، $\hat{\omega}_e = \omega_e \hat{z}$ بردار چرخش زمین به دور خود در قاب ECI است. μ ثابت گرانشی زمین است. $C = c_a(A/m)$ برای افزایش شفاف سازی معادلات استفاده می شود. علاوه بر این، مقادیر ψ و χ را می توان با استفاده از معادلات زیر تعیین کرد.

$$\psi(r, \cos \varphi) = -\frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{R_e}{r}\right)^n P_n(\cos \varphi) + 1) P_n(\cos \varphi) \quad (7)$$

$$\chi(r, \cos \varphi) = \frac{1}{r} \frac{\partial U}{\partial (\cos \varphi)} = \frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{R_e}{r}\right)^n P'_n(\cos \varphi) \quad (8)$$

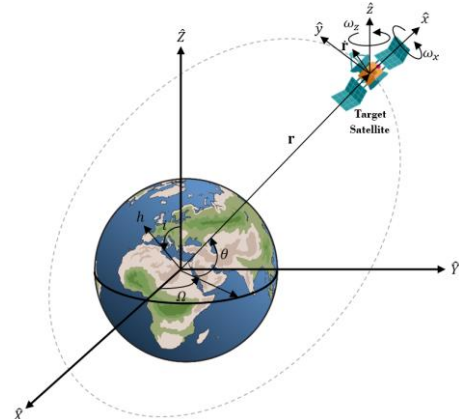
در این روابط R_e شعاع زمین، P_n چند جمله ای لژاندر و $\varphi = \cos^{-1}(\sin \theta \sin i)$ می باشد. علاوه بر آن، J_n ضرایب مربوط به هارمونیک های منطقه ای می باشند.

المان های کوپلینگ بین معادلات مدار و سیستم وضعیت، به ویژه نرخ مداری ω_x ، و نرخ فرمان ω_z را می توان با استفاده از معادلات زیر محاسبه کرد. پس از آن، شتاب مداری، α_x ، و شتاب فرمان، α_z ، را می توان با گرفتن مشتقات زمانی این معادلات تعیین کرد.

مرتبط با حل معادله جبری ریکاتی را کاهش دهد. حل این معادله معمولاً یک فرآیند پیچیده، زمان بر و پرهزینه است که می تواند بر اجرای بهینه مأموریت های واقعی تأثیر منفی بگذارد و حتی منجر به ایجاد اختلال در عملکرد سامانه های بلادرنگ شود. بنابراین، در این پژوهش تلاش شده است تا یک الگوریتم کنترلی نوآورانه ارائه شود که با حداقل هزینه محاسباتی قابل پیاده سازی بوده و عملکرد سامانه را تحت هیچ شرایطی به خطر نیندازد. این روش پیشنهادی امکان استفاده از الگوریتم های کنترلی در سیستم های بلادرنگ را بدون تأثیر منفی بر دقت و عملکرد کلی سامانه فراهم می سازد.

۲ مدل عناصر مداری غیرخطی آشفته

همان طور که در بخش پیشین اشاره شد، معادلات مدار تأثیر قابل توجهی بر معادلات وضعیت دارند؛ از این رو، استخراج دقیق معادلات حرکت ماهواره با در نظر گیری اثرات تمامی هارمونیک های ناحیه ای میدان گرانشی زمین و درگ اتمسفری، به ویژه برای مدارهای نزدیک به زمین (LEO)، امری ضروری است. در این مقاله، از معادلات دیفرانسیل مربوط به عناصر مداری هیبرید، $(r, v_x, i, h, \theta, \Omega)$ ، با لحاظ اغتشاشات مذکور، بهره گرفته شده است. این معادلات پیش تر توسط بختیاری و همکاران [۱۱] توسعه داده شده اند. همان طور که در شکل (۱) قابل مشاهده می باشد این عناصر شامل فاصله زمین مرکز $r = |\hat{r}|$ ، سرعت شعاعی v_x ، شیب مداری i ، تکانه زاویه ای $\theta = |\hat{r} \times \hat{z}|$ ، آرگومان عرض جغرافیایی θ و خط گره صعودی Ω است. سیستم دینامیکی متشکل از معادلات دیفرانسیل حاکم بر حرکت ماهواره در معادلات (۱) بیان شده است [۱۲].



شکل ۱- شماتیک فریم مدار مرجع مورد استفاده جهت استخراج تغییرات المان های هیبرید

Fig. 1. Schematic of the reference orbital frame employed to extract hybrid orbital elements.

4. Argument of Latitude
5. Right Ascension of the Ascending Node

1. Geocentric Distance
2. Inclination
3. Angular Momentum

و معادلات سینماتیک برای این نمایش به شرح زیر است:

$$\dot{\sigma} = \mathbf{G}(\sigma)\omega \quad (12)$$

که در اینجا، $\omega \in \mathbb{R}^3$ بردار سرعت زاویه‌ای است و تابع $\mathbf{G}(\sigma)$ را می‌توان با معادله (۱۳) توصیف کرد:

$$\mathbf{G}(\sigma) = \frac{1}{2} \left(\frac{1 - \sigma^T \sigma}{2} \mathbf{I}_{3 \times 3} + [\sigma]^\times + \sigma \sigma^T \right) \quad (13)$$

که در آن، \mathbf{I} نمایانگر ماتریس ممان اینرسی بوده و شرح آن در معادله (۱۴) ارائه شده است. همچنین $[\mathbf{x}]^\times$ ماتریس پادمتقارن برای هر بردار دلخواه $[\mathbf{x}] = [x_1, x_2, x_3]^T$ می‌باشد که به منظور انجام عملیات ضرب خارجی تشکیل می‌شود و با معادله (۱۵) تعریف می‌شود [۱۵]:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$[\mathbf{x}]^\times = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

در رویکردهای کنترل وضعیت ماهواره، وضعیت ماهواره را می‌توان نسبت به چارچوب مداری مرجع تعریف کرد. بنابراین معادله (۱۲) را می‌توان به شکل زیر فرموله کرد:

$$\dot{\sigma}_e = \mathbf{G}(\sigma_e)\omega_{ob}^b \quad (16)$$

که در آن، σ_e و ω_{ob}^b به ترتیب نشان‌دهنده وضعیت ماهواره و سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به چارچوب مداری مرجع است که در قاب بدنه توصیف می‌شود و می‌توان با استفاده از معادله زیر آن را محاسبه کرد.

$$\omega_{ob}^b = \omega_{ib}^b - \mathbf{R}(\sigma_e)\omega_{i0}^0 \quad (17)$$

که در این عبارت، ω_{ib}^b نشان‌دهنده سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی (ECI) می‌باشد که در قاب بدنه توصیف می‌شود، در حالی که ω_{i0}^0 نشان‌دهنده سرعت زاویه‌ای مداری ماهواره است. در این رابطه، $\mathbf{R}(\sigma_e)$ ماتریس چرخش از قاب اینرسی به قاب بدنه بر اساس پارامترهای اصلاح‌شده رودریگز می‌باشد که برای تبدیل سرعت زاویه‌ای مداری به قاب بدنه ماهواره استفاده می‌شود که رابطه ریاضی آن به صورت زیر ارائه میگردد [۱۵]:

$$\mathbf{R}(\sigma_e) = \mathbf{I}_{3 \times 3} - \frac{4(1 - \sigma_e^T \sigma_e)}{(1 + \sigma_e^T \sigma_e)^2} [\sigma_e]^\times + \frac{8}{(1 + \sigma_e^T \sigma_e)^2} [\sigma_e]^\times [\sigma_e]^\times \quad (18)$$

$$\omega_x = -\frac{r\chi \cos i}{h} - \frac{C \|\hat{V}_a\| \omega_e r^2 \cos \theta \sin i}{h} \quad (9)$$

$$\omega_z = \frac{h}{r^2} \quad (10)$$

۳ فرمولاسیون روابط وضعیت

دینامیک و سینماتیک ماهواره‌ها با استفاده از روش‌های مختلفی همچون زوایای اوپلر، کواترنیون، پارامترهای رودریگز و پارامترهای اصلاح‌شده رودریگز در ادبیات مورد بررسی قرار گرفته‌اند که هر یک مزایا و معایب خود را دارند. از آنجا که دوران‌های وضعیت در قالب زوایای اوپلر شامل توابع مثلثاتی می‌شود و امکان به وجود آمدن سینگولاریتی در آن‌ها وجود دارد می‌توان از انتقال‌های معادل نظیر کواترنیون استفاده کرد. نمایش کواترنیونی به دلیل حذف تکنیکی‌ها، خطی بودن معادلات سینماتیکی نسبت به سرعت زاویه‌ای و توانایی در توصیف دقیق چرخش‌های سه‌بعدی، به‌ویژه در مسائل کنترل وضعیت، رایج است؛ با این حال، از آنجایی که پارامترسازی کواترنیون شامل استفاده از چهار مؤلفه برای نشان دادن وضعیت می‌باشند، این مؤلفه‌ها غیرحداقلی (وابسته) هستند. این منجر به یک محدودیت می‌شود که کواترنیون باید دارای نرم واحد باشد [۱۳، ۱۴].

یکی دیگر از روش‌های متداول برای نمایش وضعیت استفاده از پارامترهای کلاسیک رودریگز (CRPs) و اصلاح‌شده رودریگز می‌باشد. این پارامترها با تبدیل مختصات چهارگانه اوپلر به یک مجموعه سه‌عضوی مینیمال، نمایشی کارآمد از وضعیت جسم ارائه می‌دهند. مزیت اصلی این روش‌ها، کارایی محاسباتی بالا و کاهش ابعاد مسئله است. با این حال، این نمایش‌ها محدودیت‌هایی نیز دارند بدین صورت که پارامترهای کلاسیک رودریگز در یک چرخش ۱۸۰ درجه دچار تکنیکی می‌شوند، در حالی که پارامترهای اصلاح‌شده رودریگز در یک چرخش کامل ۳۶۰ درجه با مشکل تکنیکی مواجه می‌شوند. این محدودیت‌ها می‌توانند در کاربردهای عملی، به‌ویژه در مانورهای زاویه‌ای بزرگ، چالش‌های محاسباتی ایجاد کنند. در این پژوهش، پس از بررسی دقیق، از پارامترهای اصلاح‌شده رودریگز به دلیل کاهش تکنیکی و سادگی مدل‌سازی برای کنترل فضاپیماها استفاده شده است [۱۳، ۱۴].

۳.۱ سینماتیک وضعیت

در این مقاله، از پارامترهای اصلاح‌شده رودریگز برای نمایش سینماتیک و دینامیک وضعیت ماهواره استفاده شده است. بردار MRP برای چرخش‌های اصلی کمتر از ۳۶۰ درجه یک مجموعه غیرتکین می‌باشد و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\sigma = [\sigma_1 \quad \sigma_2 \quad \sigma_3]^T \in \mathbb{R}^3 \quad (11)$$

$$\dot{\omega}_e = -I^{-1}[\omega_e]^\times I \omega_e + I^{-1}u \quad (25)$$

که در این رابطه u ورودی کنترلی مجازی می‌باشد که به سیستم اعمال می‌شود که می‌توان به صورتی که در معادله (۲۶) ذکر شده‌است آن را محاسبه کرد.

$$u = \tau_a - \{[\omega_e]^\times IR(\sigma_e)\omega_{i0}^0 + [R(\sigma_e)\omega_{i0}^0]^\times I \omega_e - [R(\sigma_e)\omega_{i0}^0]^\times IR(\sigma_e)\omega_{i0}^0 - I[\omega_e]^\times R(\sigma_e)\omega_{i0}^0 + IR(\sigma_e)\dot{\omega}_{i0}^0\} \quad (26)$$

۴ طراحی کنترل کننده

در این بخش هدف طراحی یک کنترل کننده بازخورد عصبی مبتنی بر تکنیک SDRE می‌باشد، لذا در ابتدا لازم می‌باشد که مقدمه‌ای بر تئوری SDRE بیان شود و در ادامه آن به معرفی کنترل کننده بازخورد عصبی پرداخته شود.

۱.۴ کنترل کننده معادله ریکاتی وابسته به حالت

در رویکرد معادله ریکاتی وابسته به حالت (SDRE)، هدف تنظیم یک سیستم غیرخطی با دینامیک سیستم زیر است.

$$\dot{x}(t) = f(x(t)) + g(x(t), u(t), t) \quad (27)$$

که در آن $f(x(t), t): \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^+ \rightarrow \mathbb{R}^n$ و $g(x(t), u(t), t): \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^m \times \mathbb{R}^+ \rightarrow \mathbb{R}^n$ نشان می‌دهند که در آن n بعد بردار حالت و m تعداد کل عملگرها است. لازم به ذکر می‌باشد که نقطه تعادل $f(0, t) = 0$ است. قابل ذکر است که بردارهای $f(x(t), t)$ و $g(x(t), u(t), t)$ نسبت به t به صورت تکه‌ای پیوسته هستند و توابعی هموار از متغیرهای مربوطه خود هستند که به وضعیت لپشیتز پایند هستند. علاوه بر این، $f(0, t)$ و $g(0, u(t), t)$ به‌طور یکنواخت برای همه $t \in \mathbb{R}^+$ محدود می‌شوند. در ادامه نیاز می‌باشد که سیستم توصیف شده توسط معادله (۲۷) با استفاده از روش پارامتری‌سازی ضرایب وابسته به حالت^۱ دوباره فرموله شده شود که این کار با فاکتورگیری از حالت‌های سیستم صورت می‌گیرد [۱۷]:

$$f(x(t), t) = A(x(t), t)x(t) \quad (28)$$

$$g(x(t), u(t), t) = B(x(t), u(t), t)u(t) \quad (29)$$

که در آن $A(x(t), t): \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^+ \rightarrow \mathbb{R}^{n \times n}$ و $B(x(t), u(t), t): \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^m \times \mathbb{R}^+ \rightarrow \mathbb{R}^{n \times m}$ نشان دهنده

اگر قاب مداری به عنوان چارچوب مرجع مورد نظر در نظر گرفته شود، عبارت سرعت زاویه ای ω_{ib}^b را می‌توان با ω_e نشان داد. در نتیجه، معادله سینماتیکی (۱۷) را می‌توان به شرح زیر بازنویسی کرد:

$$\dot{\sigma}_e = G(\sigma_e)\omega_e \quad (19)$$

۲.۳ دینامیک وضعیت

معادلات حرکت برای یک جسم صلب در یک قاب اینرسی، در غیاب هر گونه گشتاور خارجی ناشناخته‌ای که بر روی بدنه اثر می‌کند، به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\dot{\omega}_{ib}^b = -I^{-1}[\omega_{ib}^b]^\times I \omega_{ib}^b + I^{-1}\tau_a \quad (20)$$

جایی که $\tau_a \in \mathbb{R}^3$ ورودی گشتاور محرک است. نمایش دینامیک یک جسم صلب نسبت به چارچوب مدار را می‌توان به صورت زیر نشان داد:

$$\dot{\omega}_e = -I^{-1}[\omega_e + R(\sigma_e)\omega_{i0}^0]^\times I[\omega_e + R(\sigma_e)\omega_{i0}^0] - \dot{R}(\sigma_e)\omega_{i0}^0 - R(\sigma_e)\dot{\omega}_{i0}^0 + I^{-1}\tau_a \quad (21)$$

که در آن، $\dot{R}(\sigma_e)$ را می‌توان با استفاده از معادله زیر محاسبه کرد [16]:

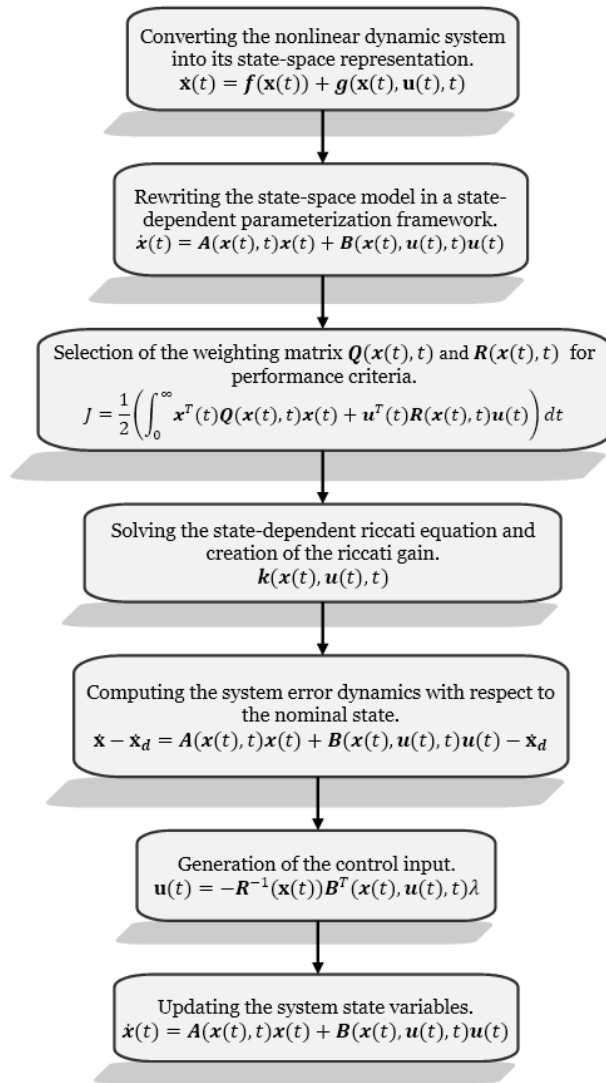
$$\dot{R}(\sigma_e) = [\omega_e]^\times R(\sigma_e) \quad (22)$$

از آنجایی که عملگر پادمترن یک تبدیل خطی را نشان می‌دهد، معادله (۲۱) را می‌توان به شرح زیر بازنویسی کرد. علاوه‌براین، برای ساده‌سازی معادلات و اجتناب از تکینگی می‌توان ورودی گشتاور محرک، τ_a ، را همانند آنچه در معادله (۲۴) تعریف شده‌است در نظر گرفت.

$$\dot{\omega}_e = -I^{-1}[\omega_e]^\times I \omega_e - I^{-1}[\omega_e]^\times IR(\sigma_e)\omega_{i0}^0 - I^{-1}[R(\sigma_e)\omega_{i0}^0]^\times I \omega_e - I^{-1}[R(\sigma_e)\omega_{i0}^0]^\times IR(\sigma_e)\omega_{i0}^0 - [\omega_e]^\times R(\sigma_e)\omega_{i0}^0 - R(\sigma_e)\dot{\omega}_{i0}^0 + I^{-1}\tau_a \quad (23)$$

$$\tau_a = \{[\omega_e]^\times IR(\sigma_e)\omega_{i0}^0 + [R(\sigma_e)\omega_{i0}^0]^\times I \omega_e + [R(\sigma_e)\omega_{i0}^0]^\times IR(\sigma_e)\omega_{i0}^0 + I[\omega_e]^\times R(\sigma_e)\omega_{i0}^0 + IR(\sigma_e)\dot{\omega}_{i0}^0\} + u \quad (24)$$

در نتیجه معادله دینامیک وضعیت ماهواره را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:



شکل ۲- فلوجارت مراحل الگوریتم کنترل SDRE.

Fig. 2. Stepwise flowchart of the SDRE control algorithm.

برای پیاده‌سازی کنترل کننده برای دینامیک معرفی شده، ابتدا لازم است پارامترسازی ضرایب وابسته به حالت (SDC) انجام شود. در نتیجه، سینماتیک و دینامیک شرح داده شده در معادلات (۱۲)، (۲۴)، و (۲۵) به شکل شبه خطی ارائه شده در معادله (۳۰)، همان طور که در معادله (۳۲) نشان داده شده‌است، تبدیل می‌شوند:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & \mathbf{G}(\sigma_e) \\ 0_{3 \times 3} & -\mathbf{I}^{-1}[\omega_e] \times \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_e \\ \omega_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}^{-1} \end{bmatrix} \mathbf{u} \quad (32)$$

ماتریس‌های سیستم است که در آن A یک ماتریس $n \times n$ و B یک ماتریس $n \times m$ است. بنابراین، سیستم توصیف شده توسط معادله (۲۵) را می‌توان به صورتی که در ادامه ذکر می‌شود فرموله کرد:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(\mathbf{x}(t), t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)\mathbf{u}(t) \quad (30)$$

در نهایت مسئله کنترل بهینه شامل تعیین نیروی کنترلی $\mathbf{u}(t)$ است که شاخص عملکرد زیر را به حداقل می‌رساند در این رویکرد به سیستم اجازه داده می‌شود تا به صورت مجانی به نقطه مدنظر همگرا شود. برای چنین سیستم‌هایی، به عنوان یک مورد خاص در صورتی که $t_f \rightarrow \infty$ ، آنگاه عبارت تابع هزینه به صورت زیر بیان می‌شود:

$$J = \frac{1}{2} \left(\int_0^{\infty} \mathbf{x}^T(t)\mathbf{Q}(\mathbf{x}(t), t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t)\mathbf{R}(\mathbf{x}(t), t)\mathbf{u}(t) \right) dt \quad (31)$$

و مقدار تلاش کنترلی به صورتی محاسبه می‌شود که $\mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)$ معادله زیر را ارضاء کند:

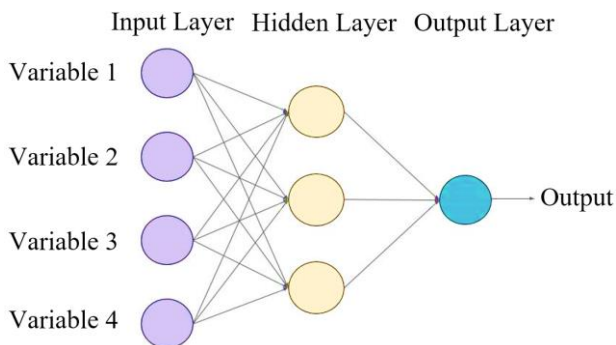
$$\begin{aligned} & \mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)\mathbf{A}(\mathbf{x}(t), t) \\ & + \mathbf{A}^T(\mathbf{x}(t), t)\mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \\ & - \mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)\mathbf{B}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \dots \\ & \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{x}(t), t)\mathbf{B}^T(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)\mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \\ & + \mathbf{Q}(\mathbf{x}(t), t) = 0 \end{aligned} \quad (32)$$

این معادله به معادله جبری ریکاتی معروف است. چون دیگر معادله دیفرانسیل نیست، نیازی به شرط مرزی ندارد. با این حال، حتی اگر این معادله، یک معادله جبری باشد، در کنار آن یک معادله ماتریسی غیرخطی است و از این رو راه‌حل‌های متعددی را برای $\mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)$ می‌پذیرد. لذا این معادله می‌بایست برای یک جواب مثبت معین برای $\mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)$ حل شود. این به این دلیل است که شرط مثبت معین در ماتریس ریکاتی $\mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)$ به نوبه خود تضمین می‌کند که سیستم حلقه بسته به طور مجانی پایدار شود. در نهایت قانون کنترل را می‌توان به شکل زیر بیان کرد:

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{R}^{-1}(\mathbf{x}(t))\mathbf{B}^T(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)\lambda \quad (33)$$

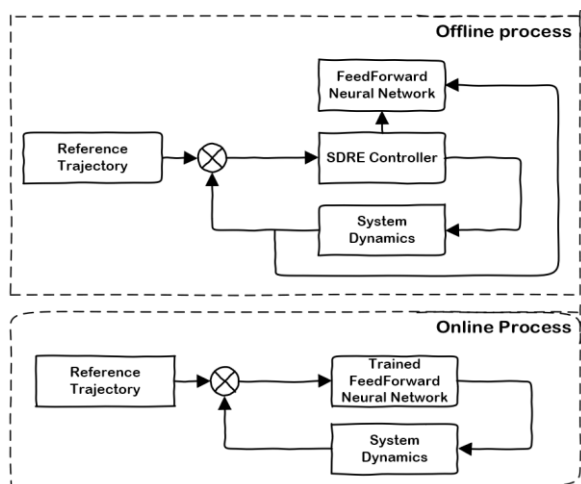
در اینجا، $\lambda = \mathbf{k}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)\mathbf{x}(t)$ بردار هم‌حالت^۱ را نشان می‌دهد، که در آن، پاسخ معادله جبری ریکاتی نشان داده شده در معادله (۳۲) می‌باشد. برای نمایش بهتر فلوجارت مراحل الگوریتم کنترل SDRE در شکل (۲) نشان داده شده‌است.

مرتبط با روش‌های سنتی، سیستم کنترل بلادرنگ کارآمدتری را امکان‌پذیر می‌کند. نمودار بلوکی فرآیند در شکل (۴) ارائه شده‌است.



شکل ۳- نمایی از جزئیات یک شبکه عصبی پیش‌خور با ۳ نورون و یک لایه پنهان.

Fig. 3. Detailed view of a feedforward neural network with 3 neurons and one hidden layer.



شکل ۴- بلوک دیاگرام الگوریتم مورد استفاده جهت کنترل وضعیت.

Fig. 4. Block Diagram of the Proposed Attitude Control Algorithm.

۵ شبیه‌سازی‌های عددی و نتیجه‌گیری

همان‌طور که در بخش‌های پیشین اشاره شد، این پژوهش به بررسی مسئله کنترل وضعیت ماهواره به‌منظور دستیابی به پایداری وضعی می‌پردازد. در این راستا، این بخش به ارائه نتایج شبیه‌سازی‌ها و تحلیل‌های مرتبط اختصاص دارد. پیش از ارائه نتایج، ضروری است که پیکربندی شبیه‌سازی، شامل شرایط اولیه و شرایط مطلوب ماهواره، که برای ارزیابی عملکرد سیستم کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گرفته‌اند،

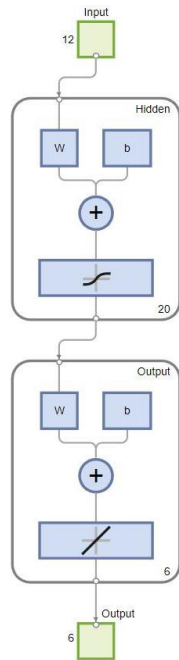
۲.۴ کنترل‌کننده بازخورد شبکه عصبی مبتنی بر SDRE

شبکه‌های عصبی الگوریتم‌هایی هستند که برای ایجاد ارتباط بین مجموعه‌ای از داده‌های ورودی و خروجی طراحی شده‌اند. این الگوریتم‌ها با الهام از اتصالات عصبی موجود در مغز انسان، برای مدل‌سازی روابط پیچیده در داده‌ها استفاده می‌شوند. ساده‌ترین نوع این شبکه‌ها از سه لایه تشکیل شده‌است: لایه ورودی، لایه پنهان و لایه خروجی که داده‌ها به‌صورت یک‌طرفه از لایه‌ای به لایه دیگر جریان می‌یابند. این نوع شبکه که در شکل (۳) نشان داده شده‌است، به‌عنوان شبکه عصبی پیش‌خور^۱ شناخته می‌شود [۱۸].

روش بنیادین آموزش شبکه عصبی پیش‌خور، گرادینان نزولی^۲ است که از روشی مبتنی بر گرادینان برای به‌روزرسانی تکرار شونده وزن‌های شبکه استفاده می‌کند. هدف از هر تکرار بهبود خروجی شبکه و کاهش خطای آن است. فرآیند آموزش با مقداردهی اولیه وزن‌ها و بایاس‌ها آغاز می‌شود. این مقداردهی اولیه به‌صورت تصادفی انجام می‌شود تا احتمال گیر افتادن در مینیمم‌های محلی کاهش یابد. سپس، سیگنال خروجی شبکه تولید شده و خطای خروجی محاسبه می‌شود. با استفاده از این خطا، گرادینان‌ها محاسبه و وزن‌های شبکه اصلاح می‌شوند. این روند به‌صورت تکراری ادامه یافته و وزن‌ها به‌طور پیوسته به‌روزرسانی می‌شوند [۱۸، ۱۹]. در معماری شبکه عصبی پیش‌خور هر لایه شامل نورون‌های متعددی است که با استفاده از یک تابع فعال‌سازی انتخابی عمل می‌کنند. این توابع فعال‌سازی به نورون‌ها اجازه می‌دهند در صورتی که ورودی به آستانه معینی برسد، یک خروجی ایجاد کنند. یکی از رایج‌ترین توابع فعال‌سازی مورد استفاده، تابع فعال‌سازی خطی اصلاح‌شده (ReLU) است. این تابع در صورتی که ورودی مثبت باشد، همان ورودی را به‌عنوان خروجی بازمی‌گرداند و در غیر این صورت مقدار صفر را برمی‌گرداند. ReLU به دلیل سادگی و کارآمدی در بسیاری از شبکه‌های عصبی مدرن به کار گرفته می‌شود [۱۸].

به‌منظور تولید قانون کنترل بازخورد در یک سیستم کنترل، یک شبکه عصبی پیش‌خور برای تخمین بردار هم‌حالت آموزش داده می‌شود که نقش مهمی در تولید نیروی کنترل ایفا می‌کند. این رویکرد به‌عنوان جایگزینی برای فرآیند محاسباتی پرهزینه حل معادله ریکاتی در هر تکرار عمل می‌کند. برای روشن شدن فرآیند، توجه به این نکته مهم است که کنترل‌کننده بازخورد شبکه عصبی بر اساس روش تولید قانون کنترل معادله ریکاتی وابسته به حالت (SDRE) آموزش داده شده‌است. پس از آموزش، شبکه عصبی مسئول تخمین بردار هم‌حالت است که سپس برای محاسبه قانون کنترل استفاده می‌شود. این رویکرد با کاهش بار محاسباتی

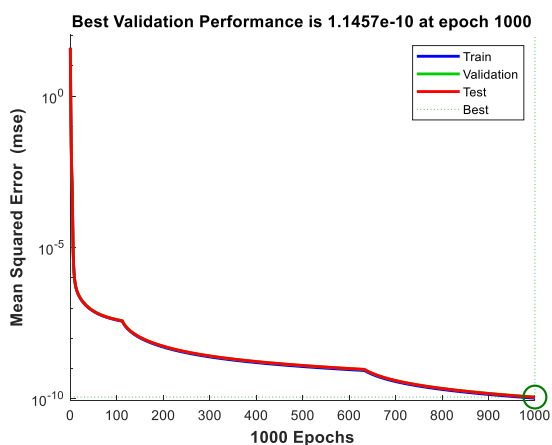
1. Feed Forward Neural Network (FFNN)
2. Gradient Descent



شکل ۵- نمایی از شماییک شبکه عصبی به کار گرفته شده برای پیش‌بینی بردار هم‌حالت.

Fig. 5. Schematic view of the neural network used for co-state vector prediction.

شکل (۶)، نمودار میانگین مربعات خطا^۲ را در طول فرآیند آموزش، اعتبارسنجی و تست برای ۱۰۰۰ دوره^۳ نشان می‌دهد. این نمودار به خوبی روند کاهش خطا و میزان همگرایی شبکه عصبی را در هر یک از این مراحل به تصویر می‌کشد. همچنین، شکل (۷) هیستوگرام مربوط به خطای شبکه عصبی را نمایش می‌دهد، که توزیع خطاهای پیش‌بینی شده را با توجه به مقادیر واقعی مشخص می‌سازد.



شکل ۶- نمودار میانگین مربعات خطا را در طول فرآیند آموزش، اعتبارسنجی و تست.

Fig. 6. The mean squared error (MSE) diagram during the training, validation, and testing process.

3. Epoch

کنترل وضعیت ماهواره در مدار بیضوی آشفته با استفاده از کنترل‌کننده بازخورد عصبی مبتنی...

مشخص گردد. جزئیات این شرایط به ترتیب در جدول‌های (۱) و (۲) آورده شده‌اند.

یکی از مراحل کلیدی در این پژوهش، طراحی و پیاده‌سازی یک شبکه عصبی مصنوعی برای پیش‌بینی بردار هم‌حالت ماهواره است. شبکه عصبی استفاده‌شده در این مطالعه دارای ساختاری شامل یک لایه پنهان با ۲۰ نورون می‌باشد که شماییک آن در شکل (۵) به‌نمایش درآمده است. برای بهینه‌سازی وزن‌ها و بایاس‌های این شبکه، از الگوریتم لونیگ-مارکواریت^۱ استفاده شده‌است. این الگوریتم به دلیل توانایی بالای خود در تسریع همگرایی و کاهش خطاهای شبکه در کاربردهای غیرخطی و پیچیده، انتخاب شده‌است. ورودی‌های شبکه عصبی شامل المان‌های مداری و اطلاعات وضعیت ماهواره می‌باشند که به‌عنوان داده‌های آموزشی به شبکه ارائه می‌شوند. این شبکه قادر است با دریافت ورودی‌های مذکور، بردار هم‌حالت را پیش‌بینی کند که به نوبه خود برای محاسبه و به‌روزرسانی دستورات کنترلی استفاده می‌شود. استفاده از این رویکرد مبتنی بر شبکه عصبی، امکان بهبود کارایی و سرعت کنترل وضعیت را به‌ویژه در شرایط پیچیده و متغیر مداری فراهم می‌سازد.

در ادامه، نتایج شبیه‌سازی‌های انجام‌شده با استفاده از شبکه عصبی مذکور و الگوریتم کنترل وضعیت ارائه شده و مورد بحث قرار خواهد گرفت.

جدول ۱- شرایط اولیه شامل المان‌های مداری و وضعیت ماهواره.

Table 1. Initial conditions for orbital elements and satellite attitude parameters.

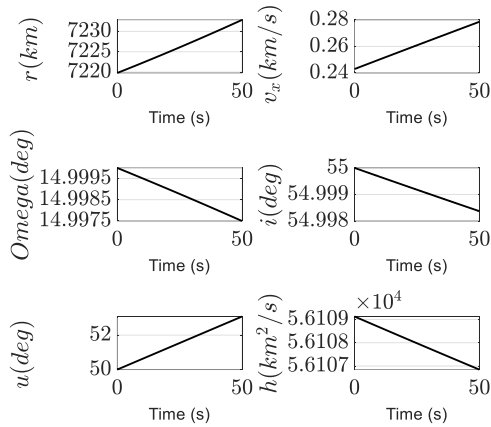
Parameter s	Magnitud e	Parameter s	Magnitud e
σ_1	0.30	[1]a	7978
σ_2	-0.40	[deg]i	55
σ_3	0.30	[---]e	0.1
[rad/s] ω_x	0.05	[deg] ω	30
[rad/s] ω_y	-0.10	[deg] θ	20
[rad/s] ω_z	0.20	[deg] Ω	5

جدول ۲- پارامترهای وضعیت مطلوب ماهواره

Table 2. Desired conditions for satellite attitude parameters.

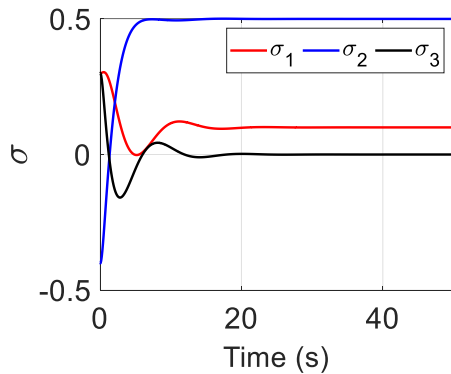
Parameters	Magnitude
σ_{1d}	0.5
σ_{2d}	0.2
σ_{3d}	0
ω_{xd} [rad/s]	0.00
ω_{yd} [rad/s]	0.00
ω_{zd} [rad/s]	0.00

1. Levenberg-Marquardt
2. Mean Squared Error (MSE)



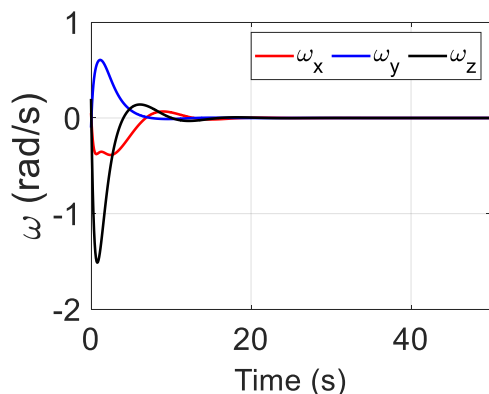
شکل ۸- نرخ تغییرات المان‌های هیبرید در طول دوره‌ی اعمال کنترل‌کننده بازخورد عصبی بر مبنای SDRE.

Fig. 8. Variation of hybrid orbital elements during the period of applying the SDRE-based feedback neural network controller



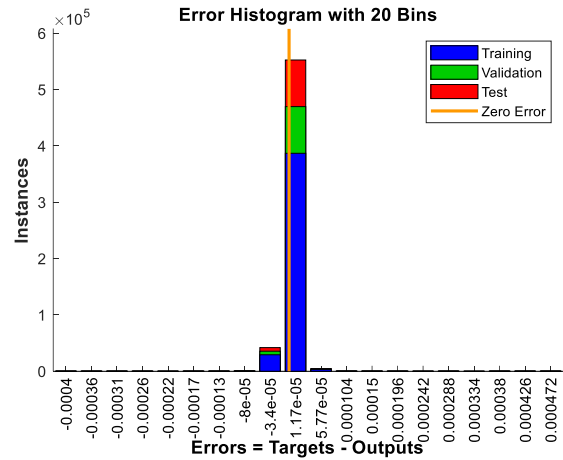
شکل ۹- تغییرات پارامترهای اصلاح‌شده رودریگز پس از اعمال کنترل‌کننده بازخورد عصبی بر مبنای SDRE.

Fig. 9. Variations of modified Rodrigues parameters after applying the SDRE-based feedback neural network controller.



شکل ۱۰- تغییرات سرعت زاویه‌ای پس از اعمال کنترل‌کننده بازخورد عصبی بر مبنای SDRE.

Fig. 10. Variations of angular velocity after applying the SDRE-based feedback neural network controller.



شکل ۷- هیستوگرام خطای شبکه عصبی در طول فرآیند آموزش، اعتبارسنجی و تست.

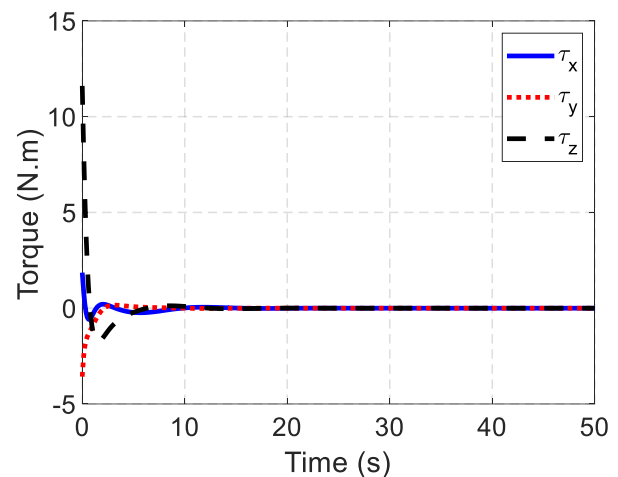
Fig. 7. Neural network error histogram during training, validation, and testing processes.

نرخ تغییرات المان‌های هیبریدی در طول دوره کنترل وضعیت، با در نظر گرفتن تأثیر اغتشاشات مداری، در شکل (۸) نمایش داده شده‌است. این اغتشاشات شامل هارمونیک‌های ناحیه‌ای باشند که به طور مستقیم بر عملکرد سیستم کنترل وضعیت تأثیر می‌گذارند. با تحلیل تغییرات این المان‌ها می‌توان به ارزیابی میزان تأثیر این اغتشاشات در پایداری و دقت کنترل وضعیت ماهواره پرداخت. در ادامه، تغییرات پارامترهای اصلاح‌شده رودریگز که به منظور توصیف وضعیت زاویه‌ای ماهواره استفاده می‌شوند، در شکل (۹) ارائه شده‌است. همان‌طور که در شکل‌های (۹)–(۱۰) قابل مشاهده است، پارامترهای رودریگز اصلاح‌شده پس از حدود ۱۲ ثانیه به مقدار مطلوب همگرا شده‌اند، و در طی همین زمان سرعت‌های زاویه‌ای به مقدار صفر رسیده‌اند، که نشان‌دهنده همگرایی پایدار و دقیق سیستم کنترل وضعیت است. این روند همگرایی، بیانگر توانایی سیستم کنترل در غلبه بر اغتشاشات و تنظیم وضعیت ماهواره به طور مؤثر می‌باشد.

در نهایت، تحلیل نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که سیستم کنترل وضعیت به خوبی توانسته است در برابر اغتشاشات مداری مقاومت کند و ماهواره را به وضعیت پایدار برساند. نتایج حاصل از تحلیل تغییرات المان‌های هیبریدی، پارامترهای رودریگز اصلاح‌شده و زوایای اویلر نشان می‌دهد که الگوریتم کنترلی به کاررفته، به طور مؤثر توانسته است عملکرد پایدار و دقیق سیستم کنترل وضعیت ماهواره را تضمین نماید.

همچنین گشتاورهای کنترلی مورد استفاده در کنترل وضعیت در شکل (۱۱) به تصویر کشیده شده‌اند.

- 83, 2021, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2021.1304>.
- [2] M. Navabi and F. Malekpoor, "satellite status control using tabulation gain controller in a variable parameter system," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 15, no. 2, pp. 15-25, 2022, <https://doi.org/10.30699/jsst.2021.244891.1309>.
- [3] Y. Li, D. Ye, and Z. Sun, "Robust finite time control algorithm for satellite attitude control," *Aerospace Science and Technology*, vol. 68, pp. 46-57, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.05.014>.
- [4] D. K. Parrish and D. B. Ridgely, "Attitude control of a satellite using the SDRE method," in *Proceedings of the 1997 American Control Conference (Cat. No. 97CH36041)*, IEEE, 1997, pp. 942-946.
- [5] Y. Yang, "Analytic LQR design for spacecraft control system based on quaternion model," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 25, no. 3, pp. 448-453, 2012, [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000142](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000142).
- [6] K. Lu and Y. Xia, "Adaptive attitude tracking control for rigid spacecraft with finite-time convergence," *Automatica*, vol. 49, no. 12, pp. 3591-3599, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2013.09.001>.
- [7] J. Gao and Y. Cai, "Fixed-time control for spacecraft attitude tracking based on quaternion," *Acta Astronautica*, vol. 115, pp. 303-313, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.05.014>.
- [8] A. Golzari, H. N. Pishkenari, H. Salarieh, and T. Abdollahi, "Quaternion-based linear time-varying model predictive attitude control for satellites with two reaction wheels," *Aerospace Science and Technology*, vol. 98, 2020, Art. no. 105677, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105677>.
- [9] S. Zarei, M. Bakhtiari, and K. Daneshjou, "Relative attitude tracking of two satellites in the presence of third-body perturbation and considering actuator saturation," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 43, no. 12, 2021, Art. no. 545, <https://doi.org/10.1007/s40430-021-03267-z>.
- [10] M. Chiniforoushan, M. Mortazavi, and K. Raissi, "Model-free predictive fault-tolerant control for spacecraft roto-translational relative motion," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 14, no. 1, pp. 77-92, 2021, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2021.1239>.
- [11] M. Bakhtiari, K. Daneshjou, and M. Fakoore, "Relative hovering analysis about an elliptical perturbed orbit with consideration of dynamic air drag and oblate Earth," *Aerospace Science and Technology*, vol. 70, pp. 286-299, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.07.034>.
- [12] M. Bakhtiari, A. Panahyazdan, and E. Abbasali, "Finite-time control for satellite formation reconfiguration and maintenance in LEO: A nonlinear Lyapunov-based SDDRE approach,"



شکل ۱۱- تلاش‌های کنترلی اعمال شده جهت کنترل کننده بازخورد عصبی بر مبنای SDRE.

Fig. 11. Control efforts applied by the SDRE-based feedback neural network controller.

۶ نتیجه گیری

این مقاله با معرفی یک مدل دینامیکی یکپارچه مدار-وضعیت، راه‌حل مؤثری برای مسئله کنترل وضعیت ماهواره با در نظرگیری چالش‌های ناشی از اغتشاشات مداری ارائه می‌کند. بر اساس این چارچوب، این مقاله یک کنترل کننده بازخورد شبکه عصبی مبتنی بر تکنیک SDRE ارائه کرد که یک جایگزین برای روش کلاسیک SDRE می‌باشد که از لحاظ سرعت و هزینه محاسبات کارآمدتر می‌باشد به این صورت که رفتار کنترل کننده کلاسیک SDRE را تقلید می‌کند و در عین حال بار محاسباتی را کاهش می‌دهد. این کنترل کننده در هر مرحله از حل با تخمین بردار هم‌حالت و تولید قانون کنترل توسط کنترل کننده پیشنهادی، کنترل کننده شبکه عصبی سیستم را قادر می‌سازد تا ردیابی دقیق نگرش را با حفظ عملکرد سیستم انجام دهد. این رویکرد پتانسیل خود را برای کاربردهای بلادرنگ در سیستم‌های کنترل ماهواره‌ای نشان می‌دهد و جهتی امیدوارکننده برای تحقیقات آینده در نوبری و کنترل ماهواره‌ای مستقل ارائه می‌دهد.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. Navabi and P. Zarei, "Attitude nonlinear predictive control of an under-actuated spacecraft," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 14, no. 4, pp. 77-

- [16] M. J. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, 7th ed. Cambridge University Press, 1997.
- [17] S. Rafee Nekoo, "Tutorial and review on the state-dependent Riccati equation," *Journal of Applied Nonlinear Dynamics*, vol. 8, pp. 109-166, 2019, <https://doi.org/10.5890/JAND.2019.06.001>.
- [18] N. Alsadi, S. A. Gadsden, and J. Yawney, "Intelligent estimation: A review of theory, applications, and recent advances," *Digital Signal Processing: A Review Journal*, vol. 135, 2023, Art. no. 103966, <https://doi.org/10.1016/j.dsp.2023.103966>.
- [19] I. Shafi, S. Ansari, S. Din, G. Jeon, and A. Paul, "Artificial neural networks as clinical decision support systems," *Concurrency and Computation: Practice and Experience*, vol. 33, no. 22, 2021, Art. no. e6342, <https://doi.org/10.1002/cpe.6342>.
- Aerospace*, vol. 12, no. 3, 2025, Art. no. 201, <https://doi.org/10.3390/aerospace12030201>.
- [13] M. Navabi and M. R. Hosseini, "Investigation into the effect of kinematic of the spacecraft attitude control using feedback linearization method," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 11, no. 1, pp. 59-71, 2018, (in Persian), <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.20084560.1397.11.1.6.2>.
- [14] J. Z. Chen, J. P. Yuan, and Q. Fang, "Attitude estimation using modified Rodrigues parameters and UKF," *Yuhang Xuebao / Journal of Astronautics*, NASA, 2008, pp. 1622–1626.
- [15] A. Tewari, *Atmospheric and Space Flight Dynamics*, Springer, 2007.