



Fault-Tolerant Neuro-Fuzzy Approach for Orbital Transfer Control of Satellites Under Hall-Effect Thruster Faults

Mahdi Mansoury¹, Sehraneh Ghaemi^{2*}, Samira Mir Mazhari Anvar³, Morteza Farhid⁴

¹ Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran
mahdimansoury@tabrizu.ac.ir

^{2*} Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran
ghaemi@tabrizu.ac.ir

³ Space Trusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
s.mazhari@isrc.ac.ir

⁴ Space Trusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
m.farhid@isrc.ac.ir

Article Info

Received: 2025-05-15
Accepted: 2025-10-19

Keywords

Neuro-Fuzzy Controller, Fault Tolerance, Hall Thruster, Orbital Transfer.

How to Cite this article

M. Mansoury, S. Ghaemi, S. Mir Mazhari Anvar, M. Farhid, “Fault-Tolerant Neuro-Fuzzy Approach for Orbital Transfer Control of Satellites Under Hall-Effect Thruster Faults”, *Journal of Space Science, Technology& Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 91-102, 2026.

Abstract

Orbital transfer operations, especially in low Earth orbits, are crucial for the success of space missions. These maneuvers are key in precisely positioning satellites, conducting scientific missions, and supporting communication and remote sensing applications. Electric thrusters, particularly Hall-effect thrusters, are ideal candidates for these missions due to their high efficiency and optimized fuel consumption. However, potential issues, such as plasma instabilities or reduced thrust performance, pose significant challenges that can affect accuracy and mission functionality. This study designs a fault-tolerant neuro-fuzzy controller to manage orbital transfer operations in the presence of thruster malfunctions. The fuzzy logic rules of this system are optimized and evaluated using neural networks, and its performance is evaluated under various environmental disturbances, such as gravitational forces and solar radiation. The results indicate that the proposed controller effectively compensates for thruster faults and ensures high precision and stability in orbital transfer operations. This innovative approach significantly improves the reliability and efficiency of space missions in unpredictable conditions.

رویکرد فازی- عصبی تحمل پذیر خطا در کنترل انتقال مداری ماهواره تحت تأثیر خطاهای رانشگر اثر هال

مهدی منصوری^۱، سحرانه قائمی^{۲*}، سمیرا میر مظهری انور^۳ و مرتضی فرهید^۴

۱- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه تبریز- mahdimansoury@tabrizu.ac.ir

۲*- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه تبریز- ghaemi@tabrizu.ac.ir

۳- پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران- s.mazhari@isrc.ac.ir

۴- پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران- m.farhid@isrc.ac.ir

* نویسنده مسئول

چکیده

عملیات انتقال مداری، به‌ویژه در مدارهای نزدیک به زمین، برای موفقیت مأموریت‌های فضایی از اهمیت بالایی برخوردار است. این عملیات در جابجایی دقیق ماهواره‌ها، اجرای مأموریت‌های علمی و پشتیبانی از کاربردهای مختلف نظیر ارتباطات و سنجش‌ازدور نقش کلیدی دارد. رانشگرهای الکتریکی، به‌ویژه نوع اثر هال، به دلیل کارایی بالا و بهره‌وری سوخت، گزینه‌ای مناسب برای این مأموریت‌ها محسوب می‌شوند. با این حال، بروز مشکلات در این نوع رانشگرها، مانند ناپایداری‌های پلاسما یا کاهش رانش، چالش‌های مهمی ایجاد می‌کند که بر دقت و عملکرد تأثیر می‌گذارد. در این پژوهش، یک کنترل‌کننده فازی- عصبی تحمل‌پذیر خطا برای انجام عملیات انتقال مداری در شرایط وقوع خطا طراحی شده است. قوانین این سیستم فازی با استفاده از شبکه‌های عصبی بهینه‌سازی و ارزیابی‌شده و عملکرد آن در شرایط مختلف اغتشاش محیطی مانند نیروی جاذبه و تابش خورشیدی بررسی شده است. یافته‌ها نشان می‌دهند که این کنترل‌کننده قادر است به‌طور مؤثر خطاها را جبران کرده و عملیات انتقال مداری را با دقت و پایداری بالا اجرا کند. این رویکرد نوآورانه اطمینان و بهره‌وری مأموریت‌های فضایی را در وضعیت‌های غیرمنتظره بهبود می‌بخشد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۲/۲۵

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۷/۲۷

واژه‌های کلیدی

کنترل‌کننده فازی-عصبی،
تحمل‌پذیری خطا، رانشگر اثر هال،
انتقال مداری.

نحوه استناد به مقاله

مهدی منصوری، سحرانه قائمی،
سمیرا میر مظهری انور، مرتضی
فرهید، "رویکرد فازی- عصبی
تحمل‌پذیر خطا در کنترل انتقال
مداری ماهواره تحت تأثیر خطاهای
رانشگر اثر هال"، دوفصلنامه علوم،
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد
ششم، شماره اول، صفحات ۹۱-۱۰۲،
۱۴۰۵.

دسترس‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۹۱-۱۰۲

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2025.523687.1251

۱- مقدمه

ماهواره‌های مستقر در مدار کم ارتفاع زمین^۱، در مأموریت‌های فضایی مدرن نقش کلیدی ایفا می‌کنند و برای کاربردهایی نظیر ارتباطات، سنجش‌ازدور و پایش زمین ضروری هستند [۱]. عملیات انتقال مداری در این مدارها که شامل جابجایی دقیق و مانورهای مداری است، برای موفقیت مأموریت‌ها حیاتی است. بااین‌حال، محیط پویای LEO با اغتشاشاتی مانند کشش اتمسفری^۲، فشار تابش خورشیدی^۳ و ناهنجاری‌های گرانشی^۴ همراه است که می‌توانند انحرافات مداری قابل‌توجهی ایجاد کنند [۲، ۳]. این چالش‌ها، همراه با نیاز به مصرف بهینه سوخت و پایداری طولانی‌مدت، طراحی سیستم‌های کنترلی پیشرفته و مقاوم را به ضرورتی انکارناپذیر تبدیل کرده است [۴، ۵]. استفاده از رانشگرهای الکتریکی، به‌ویژه اثر هال، به دلیل بازده بالا و مصرف کم سوخت، گزینه‌ای برتر برای LEO است [۶]. بااین‌حال، عواملی چون ناپایداری پلاسما و افت نیروی رانش، دقت و پایداری عملیات مداری را کاهش می‌دهند. روش‌های کنترلی متداول در سازگاری با عدم قطعیت‌ها و جبران خطاهای رانشگر کارآمد نیستند [۴]. ازاین‌رو، توسعه‌ی رویکردهای کنترلی تطبیقی و مقاوم برای حفظ پایداری و موفقیت مأموریت‌ها در محیط متغیر LEO ضروری است [۷].

مطالعات متعددی به طراحی سامانه‌های کنترلی برای هدایت دقیق ماهواره‌ها در انتقال مداری اختصاص یافته‌اند. روش‌های کنترل بهینه، مانند کنترل پیش‌بین مدل [۸، ۹]، هرچند در بهینه‌سازی مسیر مؤثرند، اما در سیستم‌های غیرخطی با پیچیدگی محاسباتی و محدودیت اجرایی روبه‌رو هستند [۱۰]. رویکردهای بر پایه پایداری لیاپانوف نیز برای تضمین پایداری مانورها به کار رفته‌اند، ولی در بهینه‌سازی هم‌زمان دقت ردیابی و هزینه انرژی ناکافی‌اند [۱۱، ۱۲]. روش‌های خطی LQR نیز نشان داده‌اند که خطاهای رانشگر اثر هال، مانند ناپایداری پلاسما، عملکرد کنترل را به شدت تضعیف می‌کند [۱۳]. درمجموع، فقدان رویکردی جامع برای جبران خطاهای رانشگر و هم‌زمان بهینه‌سازی دقت و مصرف سوخت، خلأ آشکار در پژوهش‌های موجود ایجاد کرده است [۱۴، ۱۵].

کنترل‌کننده‌های فازی به دلیل توانایی در مدیریت سیستم‌های پیچیده و نامعین، در کنترل مداری موردتوجه

هستند [۱۶، ۱۷]. این کنترل‌ها با استفاده از قوانین مبتنی بر دانش تجربی، در محیط‌های غیرخطی پایداری مناسبی نشان داده‌اند [۱۸، ۱۹]. بااین‌حال، وابستگی به تنظیم دستی قوانین، مقاومت آن‌ها را در برابر خطاهای رانشگر محدود می‌کند [۲۰]. در مقابل، کنترل‌کننده‌های فازی-عصبی با ترکیب یادگیری خودکار و بهینه‌سازی قوانین، رویکردی تطبیقی و مقاوم برای شرایط متغیر ارائه می‌کنند.

عملیات انتقال مداری در مدار LEO با اغتشاشات محیطی، تغییرات غیرخطی و خطاهای رانشگر اثر هال مواجه است. روش‌های سنتی و کنترل‌کننده‌های فازی معمول در جبران هم‌زمان ناپایداری‌های پلاسما و افت رانش کارایی محدودی دارند و به تنظیمات دستی وابسته‌اند. این پژوهش با توسعه یک کنترل‌کننده فازی-عصبی تحمل‌پذیر خطا که قوانین خود را بر اساس داده‌های لحظه‌ای تنظیم می‌کند، این محدودیت‌ها را برطرف می‌سازد. ادغام شبکه عصبی با منطق فازی، ضمن کاهش نیاز به تنظیم تجربی، دقت، پایداری و بهره‌وری سوخت را در مدار LEO بهبود می‌دهد.

این مقاله در چهار بخش سازمان‌دهی شده است. بخش دوم به مدل‌سازی دینامیکی ماهواره مجهز به رانشگر اثر هال اختصاص دارد. بخش سوم، طراحی کنترل‌کننده فازی-عصبی تحمل‌پذیر خطا را تشریح می‌کند. بخش چهارم، عملکرد این کنترل‌کننده را در یک عملیات انتقال مداری ارزیابی کرده و نتایج را از منظر دقت، پایداری و کارایی تحلیل می‌نماید.

۲- مدل‌سازی دینامیک ماهواره و رانشگر اثر هال

این بخش به مدل‌سازی دینامیک مداری ماهواره در مدار LEO و دینامیک رانشگر اثر هال به‌عنوان عملکردکنترلی می‌پردازد. هدف، ارائه معادلات حاکم بر حرکت ماهواره و نیروی رانشگر است که مبنای طراحی کنترل‌کننده در بخش‌های بعدی را تشکیل می‌دهد. مدل‌سازی با در نظر گرفتن اثرات اغتشاشات محیطی و خطاهای رانشگر انجام شده است.

دینامیک مداری ماهواره

دینامیک حرکت ماهواره تحت تأثیر نیروی گرانشی زمین و اختلالات محیطی مانند کشش اتمسفری، فشار تابش خورشیدی

³ Solar Radiation Pressure

⁴ Gravitational Anomalies

¹ Low Earth Orbit (LEO)

² Atmospheric Drag

میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی تولید می‌کنند. شتاب کنترلی ($\mathbf{a}_c$) ناشی از نیروی رانشگر به صورت (۵) تعریف می‌شود:

$$\mathbf{a}_c = \frac{\mathbf{F}_c}{m} \quad (5)$$

که ($\mathbf{F}_c$) نیروی رانش و (m) جرم ماهواره است. نیروی رانشگر با در نظر گرفتن خطاهای تراز و نویز به صورت (۶) مدل سازی می‌شود [۲۳]:

$$\mathbf{F}_c = \mathbf{Q}(\mathbf{q}_{IB}^*)(\mathbf{I}_{3 \times 3} - [\mathbf{R}_T \times]) \begin{bmatrix} (1+\kappa_x)F_{cx} + v_x \\ (1+\kappa_y)F_{cy} + v_y \\ (1+\kappa_z)F_{cz} + v_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

که ($\mathbf{Q}(\mathbf{q}_{IB}^*)$) ماتریس تبدیل از قاب بدنه به قاب اینرسی، (κ_i) ضرایب خطای تراز و (v_i) نویز تصادفی در محورهای (x, y, z) هستند. نویز تصادفی به صورت مدل (۷) توصیف می‌شود:

$$E[v_i(t)v_i(t')^T] = \sigma_i^2 \delta(t-t') \quad (7)$$

که (σ_i^2) واریانس نویز و ($\delta(t-t')$) تابع ضربه است. این مدل، اثرات خطاهای رانشگر را در تولید نیروی کنترلی دقیق بازتاب می‌دهد.

۳- کنترل کننده فازی و فازی-عصبی

این بخش به طراحی یک کنترل کننده برای عملیات انتقال مداری ماهواره در حضور خطاهای رانشگر اثر هال می‌پردازد. ابتدا، یک کنترل کننده فازی سوگنو به عنوان مبنای کنترل معرفی شده و سپس یک کنترل کننده فازی-عصبی برای بهینه سازی قوانین کنترلی و جبران خطاها توسعه داده می‌شود. هدف، دستیابی به پایداری و دقت مداری در شرایط پیچیده و غیرقطعی است.

۳-۱- کنترل کننده فازی سوگنو

کنترل کننده‌های فازی به دلیل توانایی مدیریت دینامیک‌های غیرخطی و عدم قطعیت‌های سیستمی، در کنترل ماهواره‌ها کاربرد گسترده‌ای دارند. در این پژوهش، یک کنترل کننده فازی سوگنو که ورودی‌های آن خطاهای مداری ($\dot{\mathbf{e}}$) و مشتقات آن‌ها ($\ddot{\mathbf{e}}$) و خروجی آن سیگنال کنترلی ($\mathbf{u}$) برای رانشگر اثر هال است، طراحی می‌شود. ساختار فازی سوگنو به صورت رابطه (۸) تعریف می‌شود:

$$y = \sum_{i=1}^M \mu_i(\mathbf{x})(\mathbf{c}_i^T \mathbf{x} + d_i) \quad (8)$$

که (y) خروجی فازی، ($\mu_i(\mathbf{x})$) توابع عضویت نرمال شده برای قانون (i)-ام، ($\mathbf{c}_i$) ضرایب خطی، (d_i) بایاس و

و ناهنجاری‌های گرانشی قرار دارد. معادله کلی حرکت ماهواره در قاب اینرسی زمین مرکزی به صورت رابطه (۱) بیان می‌شود [۲۱]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} + \mathbf{a}_c + \mathbf{a}_d \quad (1)$$

که در آن، ($\ddot{\mathbf{r}}$) بردار شتاب (مشتق دوم موقعیت)، ($\mathbf{r}$) بردار موقعیت، (μ) پارامتر گرانشی زمین، ($\mathbf{a}_c$) شتاب کنترلی ناشی از رانشگر و ($\mathbf{a}_d$) شتاب ناشی از اغتشاشات است. برای اجتناب از تکینگی‌های مداری (مانند میل مداری صفر یا ۱۸۰ درجه)، از المان‌های مداری اصلاحی استفاده می‌شود که به صورت روابط مطرح شده در (۲) تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} z_1 &= \Omega + \omega + \psi \\ z_2 &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \\ z_3 &= e \cos(\Omega + \omega) \\ z_4 &= e \sin(\Omega + \omega) \\ z_5 &= \tan\left(\frac{i}{2}\right) \cos(\Omega) \\ z_6 &= \tan\left(\frac{i}{2}\right) \sin(\Omega) \end{aligned} \quad (2)$$

این المان‌ها برای مدارهای دایره‌ای، بیضوی و هذلولوی معتبرند و تکینگی‌های ناشی از زوایای مداری خاص را حذف می‌کنند. خطای مداری، به عنوان اختلاف بین المان‌های اصلاحی ($\mathbf{z}$) و مقادیر مرجع ($\mathbf{z}^*$)، به صورت (۳) پارامتر بندی می‌شود [۲۲]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{z}}_1 &= \mathbf{z}_1 - \mathbf{z}_1^* \\ \dot{\mathbf{z}}_2 &= \frac{\mathbf{z}_2}{z_2^*} - 1 \\ \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{z}}_3 \\ \dot{\mathbf{z}}_4 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(z_1) & \sin(z_1) \\ \sin(z_1) & -\cos(z_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{z}_3 - \mathbf{z}_3^* \\ \mathbf{z}_4 - \mathbf{z}_4^* \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{z}}_5 \\ \dot{\mathbf{z}}_6 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(z_1) & \sin(z_1) \\ \sin(z_1) & -\cos(z_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{z}_5 - \mathbf{z}_5^* \\ \mathbf{z}_6 - \mathbf{z}_6^* \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

دینامیک خطا به صورت مدل غیرخطی (۴) توصیف می‌شود:

$$\frac{d\mathbf{e}}{dt} = \mathbf{A}\mathbf{e} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \boldsymbol{\eta}_d \quad (4)$$

که ($\mathbf{A}$) و ($\mathbf{B}$) ماتریس‌های دینامیک و ورودی (محاسبه شده در [۲۲]) و ($\boldsymbol{\eta}_d$) اثرات اغتشاشات هستند.

۲-۲- دینامیک رانشگر اثر هال

رانشگرهای اثر هال، به عنوان پیشران‌های الکتریکی کارآمد، نیروی رانش را از طریق شتابدهی به یون‌ها با استفاده از

را به گونه‌ای تنظیم می‌کند که خطاهای مداری (ò) در حضور خطاهای رانشگر (مانند نویز تصادفی یا خطای تراز) به حداقل برسند. این رویکرد، با حذف وابستگی به طراحی دستی قوانین، عملکرد مقاوم و تطبیقی را در عملیات انتقال مداری تضمین می‌کند. مزایای کنترل‌کننده فازی-عصبی در توانایی آن برای تطبیق پویا با شرایط غیرمنتظره و بهینه‌سازی خودکار قوانین کنترلی نهفته است که عملکردی کارآمدتر نسبت به روش‌های فازی سنتی فراهم می‌کند. این ویژگی‌ها، به‌ویژه در مأموریت‌های فضایی حساس که پایداری و دقت مداری در حضور خطاهای رانشگر حیاتی است، اهمیت دارند. ارزیابی عملکرد این کنترل‌کننده در بخش بعدی مقاله، با اعمال آن به سیستم ماهواره در یک عملیات انتقال مداری، دقت و قابلیت اطمینان رویکرد پیشنهادی را نشان خواهد داد.

۴- طراحی کنترل‌کننده فازی-عصبی برای انتقال مداری ماهواره

برای آموزش قوانین کنترل‌کننده فازی-عصبی، ابتدا داده‌های آموزشی با استفاده از یک کنترل‌کننده LQR، مشابه آنچه در [۶] ارائه شده، در یک عملیات انتقال مداری ۵۰ روزه تولید شدند. این داده‌ها شامل خطاهای مداری نسبت به مدار مرجع و سیگنال‌های کنترلی در حضور خطاهای رانشگر اثر هال (از جمله ناپایداری‌های پلاسما و اغتشاشات تصادفی) بودند. فرآیند یادگیری به روش هیبرید (ترکیب گرادیان نزولی و روش کمترین مربعات) صورت گرفت. توابع عضویت ورودی‌ها از نوع گاوسی بوده و با مقادیر اولیه مشخص‌سازی شدند. پارامترهای آموزشی و معماری سامانه در جدول ۱ ارائه شده‌اند.

جدول (۱): ابرپارامترها و مشخصات معماری کنترل‌کننده فازی-عصبی

مشخصه	مقدار / توضیح
تعداد قوانین فازی	۲۴۳
تعداد نورون‌ها	۵۲۴
نوع توابع عضویت	Gaussian
تابع فعال‌ساز	خطی (در بخش خروجی سوگنو)
نرخ یادگیری اولیه	۰/۰۱
نرخ یادگیری پس از ۵ اپوک	۰/۰۰۹
تعداد اپوک‌ها	۱۰
اندازه batch	کل مجموعه داده (batch کامل)
نسبت داده‌های آموزش	٪۱۰۰
بذر تصادفی	۱

($\mathbf{x} = [\delta, \ddot{\delta}]^T$) بردار ورودی است. قوانین فازی به صورت (۹) بیان می‌شوند:

$$\text{If } \ddot{\delta}_j \text{ is } A_{j,k} \text{ and } \delta_j \text{ is } B_{j,l}, \text{ then } u_m = c_{m,i}^T \mathbf{x} + d_{m,i}. \quad (9)$$

که ($A_{j,k}$) و ($B_{j,l}$) مجموعه‌های فازی برای خطا و مشتق آن و (u_m) مؤلفه (m)-ام سیگنال کنترلی است. این ساختار امکان تطبیق با دینامیک غیرخطی ماهواره را فراهم می‌کند، اما طراحی دستی قوانین فازی، به‌ویژه برای جبران خطاهای رانشگر مانند ناپایداری‌های پلاسما، چالش‌برانگیز است و ممکن است به عملکرد غیر بهینه منجر شود.

۲-۳- کنترل‌کننده فازی-عصبی

کنترل‌کننده‌های فازی، هرچند در مدیریت دینامیک‌های غیرخطی مؤثرند، در شرایط پیچیده مانند خطاهای رانشگر اثر هال به دلیل وابستگی به طراحی دستی قوانین، محدودیت‌هایی دارند. این کاستی‌ها، به‌ویژه در مأموریت‌های فضایی که نیازمند پاسخ سریع و دقیق به شرایط متغیر هستند، ضرورت توسعه رویکردهای پیشرفته‌تر را آشکار می‌سازد. کنترل‌کننده فازی-عصبی، با ادغام قابلیت‌های یادگیری شبکه‌های عصبی و انعطاف‌پذیری منطق فازی، راه‌حلی نوین برای جبران خطاها و بهبود عملکرد کنترلی ارائه می‌دهد. این رویکرد، با تنظیم خودکار قوانین و توابع عضویت، تطبیق‌پذیری و مقاومت در برابر عدم قطعیت‌های عملیاتی را تضمین می‌کند.

برای غلبه بر محدودیت‌های کنترل فازی، یک کنترل‌کننده فازی-عصبی توسعه داده شده که قوانین فازی را به صورت خودکار و بهینه تنظیم می‌کند. این کنترل‌کننده از یک شبکه عصبی برای یادگیری و بهینه‌سازی پارامترهای قوانین فازی ($(c_i), (d_i)$) و توابع عضویت استفاده می‌کند. ساختار فازی-عصبی به صورت رابطه (۱۰) مدل‌سازی می‌شود:

$$\mathbf{u} = \sum_{i=1}^M \tilde{\mu}_i(\mathbf{x}, \mathbf{w}) (\mathbf{k}_i^T \mathbf{x} + b_i) \quad (10)$$

که ($\tilde{\mu}_i(\cdot; \mathbf{X}, \mathbf{w})$) توابع عضویت تنظیم‌شده توسط وزن‌های شبکه عصبی، ($\mathbf{w}$) و ($\mathbf{k}_i$) ضرایب خطی و (b_i) بایاس هستند. هدف یادگیری، کمینه‌سازی خطای کنترلی تعریف‌شده به صورت رابطه (۱۱) است:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^T (\ddot{\delta}^T \mathbf{Q} \ddot{\delta} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (11)$$

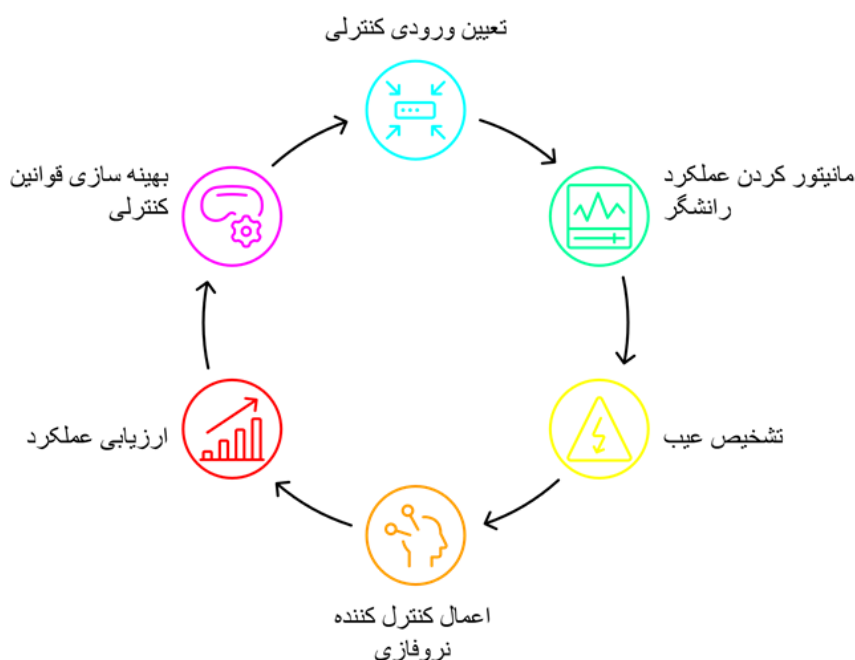
که ($\mathbf{Q}$) و ($\mathbf{R}$) ماتریس‌های وزن دهی برای خطا و ورودی کنترلی هستند. فرآیند یادگیری، پارامترهای ($\mathbf{w}$) و ($\mathbf{k}_i$) و (b_i)

تعداد پارامترهای خطی	۱۴۵۸
تعداد پارامترهای غیرخطی	۴۵
کل پارامترهای قابل تنظیم	۱۵۰۳
معیار توقف	حداقل RMSE یا پایان اپوکها
RMSE نهایی	$1/78152 \times 10^{-10}$

عملکرد در واحدهای فیزیکی، باید توجه داشت که هر مؤلفه مداری در حالت واقعی دارای مقادیر با واحدهای مشخص (مانند کیلومتر برای نیم‌محور بزرگ، درجه برای زاویه‌ها و بدون واحد برای گریز از مرکز) بوده و برآورد RMSE در آن واحدها متناسب با بازه تغییرات اصلی متغیر مربوطه خواهد بود؛ بنابراین مقدار گزارش‌شده بیانگر دقت مدل در فضای نرمال‌شده ورودی-خروجی است و اختلاف‌های متناظر در واحدهای واقعی، بسته به دامنه هر متغیر مداری، به همان نسبت کوچک و در مقیاس فیزیکی قابل‌توجه خواهند بود. ساختار کل سیستم آموزشی در شکل ۱ نمایش داده شده و سطح کنترلی حاصل در شکل ۲ ارائه شده که نشان‌دهنده ارتباط بین ورودی‌های خطا و خروجی‌های کنترلی در شرایط دینامیک غیرخطی ماهواره است.

فرآیند یادگیری منجر به کاهش سریع RMSE و دستیابی به مدل تطبیقی دقیق در کمتر از ۶ اپوک شد. این مقدار RMSE بر روی داده‌های نرمال‌شده و بدون واحد محاسبه شده است؛ داده‌ها شامل پنج مؤلفه ورودی (عناصر خطای مداری) و خروجی کنترلی حاصل از سناریوی انتقال مداری بوده و پیش از آموزش، با مقیاس‌گذاری خطی بر اساس محدوده تغییرات واقعی هر مؤلفه به بازه استاندارد در الگوریتم یادگیری نگاشت شده‌اند. برای درک

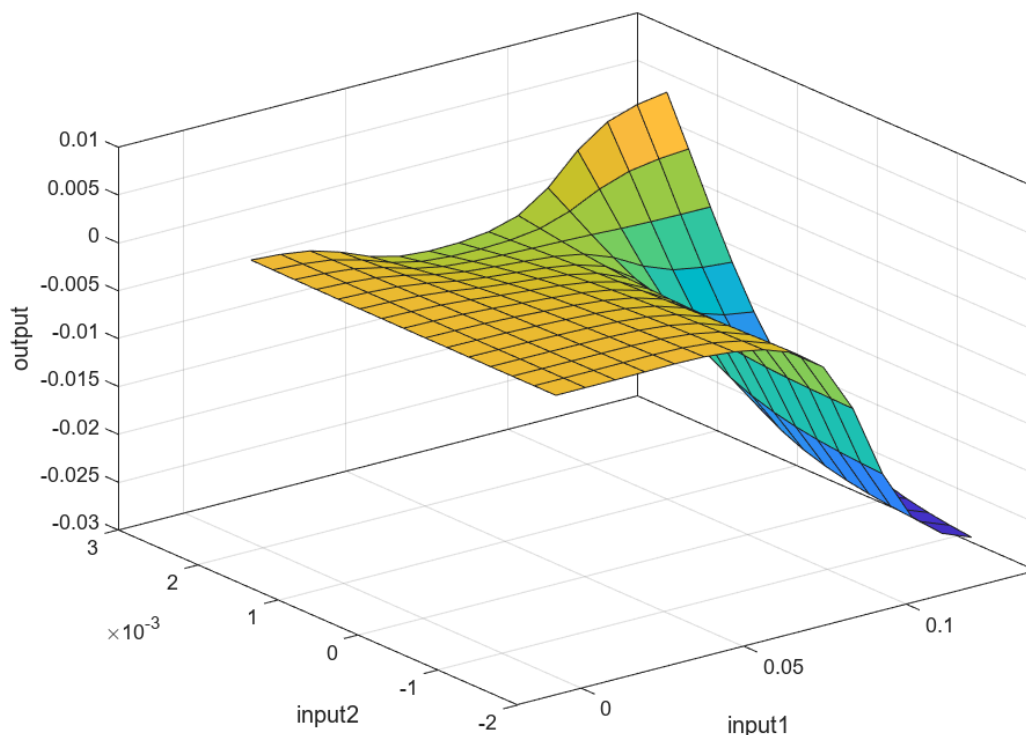
چرخه یادگیری قوانین کنترل‌کننده نروفازی مقاوم در برابر خطا در عملیات انتقال مداری



شکل (۱): چرخه یادگیری قوانین کنترل‌کننده فازی-عصبی مقاوم در برابر خطا عملیات انتقال مداری

با حذف ورودی‌های بدون تغییر در قوانین، کارایی را بهبود بخشید. این توابع عضویت در شکل ۳ ترسیم شده‌اند و توزیع بهینه آن‌ها برای جبران خطاهای رانشگر اثر هال را نشان می‌دهند.

کنترل‌کننده دارای شش ورودی (خطاها و مشتقات آن‌ها) و یک خروجی (سیگنال کنترلی) است، اما به دلیل بهینه‌سازی فازی-عصبی، تنها پنج تابع عضویت برای ورودی‌ها طراحی شد که



شکل (۲): سطح کنترلی ترسیم شده بین ورودی‌های تأثیرگذار و خروجی کنترل‌کننده

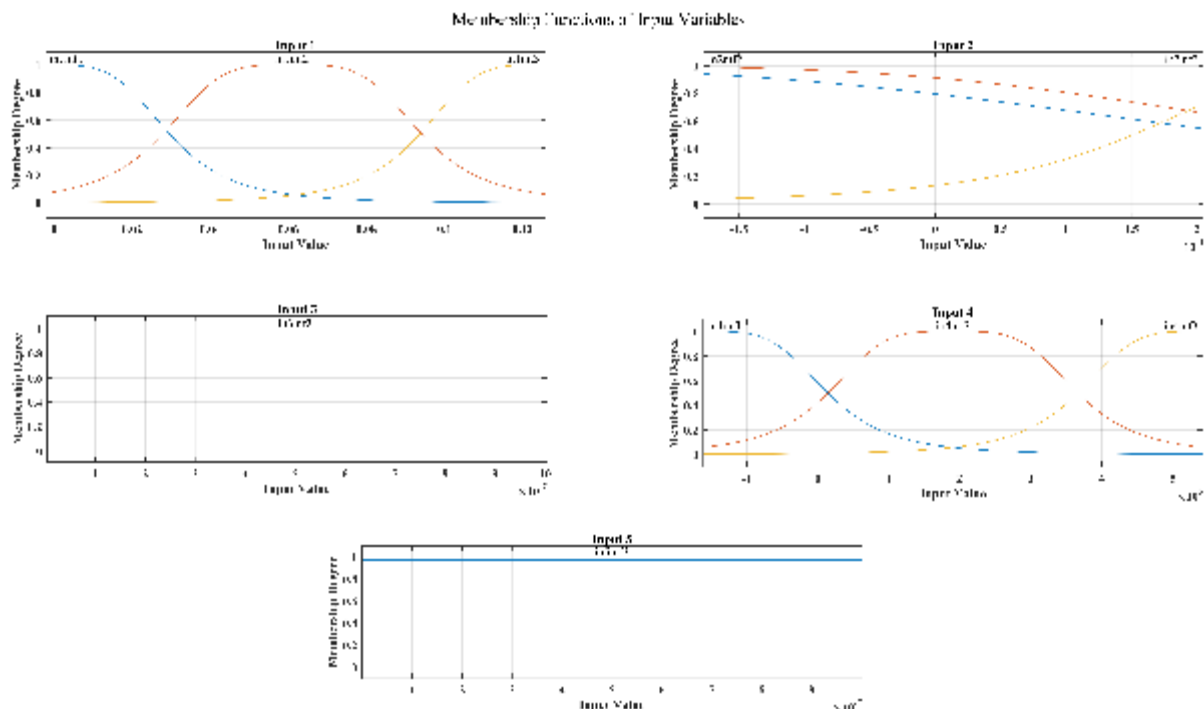
$$\mathbf{n}(t) = [0.001\sin(0.05t), 0.001\sin(0.05t), 0.001\sin(0.05t)]^T \quad (13)$$

در این مطالعه، دامنه 0.001 در $\mathbf{n}(t)$ به صورت نسبی (0.1%) نیروی اسمی رانشگر) و بر حسب نیوتن بوده و سه نوع اغتشاش شامل بایاس ثابت، خطای مقیاس‌دهی و نویز سینوسی با دامنه مشابه بر اساس منبع [۶] مدل‌سازی شده‌اند. بلوک دیاگرام کلی فرآیند کنترلی، شامل مدل ماهواره، رانشگر همراه با خطا و کنترل‌کننده فازی-عصبی، در شکل ۴ ارائه شده و جریان سیگنال‌های کنترلی را در حضور خطاها نشان می‌دهد.

برای شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده فازی-عصبی، خطای رانشگر اثر هال مدل‌سازی شد. مدل پایه رانشگر، پیش‌تر در معادله (۶) ارائه شده بود، اما برای اعمال خطا، خروجی رانشگر به صورت (۱۲) تغییر یافت:

$$\mathbf{F}_c = \mathbf{M}(\mathbf{I}_{3 \times 3} - \boldsymbol{\delta}_p) \left(\begin{bmatrix} (1 + \lambda_p)u_c \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{n}(t) \right) \quad (12)$$

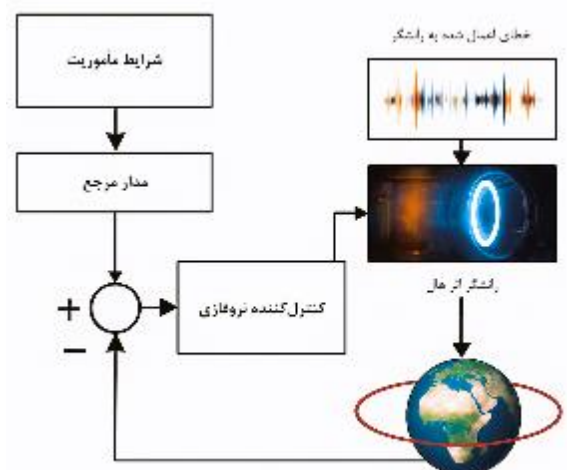
که $\mathbf{M}$ ماتریس تبدیل، $\boldsymbol{\delta}_p$ خطای تراز، λ_p ضریب خطا، u_c سیگنال کنترلی و $\mathbf{n}(t)$ خطا رخ داده شده است. این خطا در رانشگر بر اساس مدل‌سازی متداول ارائه شده در منبع [۶] تعریف شده و به صورت رابطه (۱۴) بیان می‌شود:



شکل (۳): توابع عضویت طراحی شده برای ورودی‌ها توسط شبکه عصبی

km	۶۸۵۱	a_0	نیم‌محور بزرگ اولیه
km	۴۸۰	-	ارتفاع اولیه نسبت به سطح زمین
-	۰	e_0	گریز از مرکز اولیه
deg	۸۲	i_0	زاویه شیب اولیه
km	۷۳۷۱	a_f	نیم‌محور بزرگ نهایی
km	۱۰۰۰	-	ارتفاع نهایی نسبت به سطح زمین
-	۰	e_f	گریز از مرکز نهایی
deg	۸۱	i_f	زاویه شیب نهایی
N	۰/۰۵	T_{max}	نیروی رانش بیشینه
N	۰/۰۴	T_{nom}	رانش میانگین اسمی
Hz	۱	-	نرخ نمونه‌برداری کنترل

سه پارامتر زاویه‌ای Ω ، ω و θ ، به دلیل عدم تأثیر در انتقال مداری آزاد در نظر گرفته شدن شرایط نه‌تنها باعث ساده‌سازی مدل‌سازی شد، بلکه امکان ارزیابی دقیق عملکرد کنترل‌کننده فازی-عصبی را در تغییر پارامترهای کلیدی مانند ارتفاع، شیب و گریز از مرکز فراهم کرد. مدت‌زمان شبیه‌سازی ۵۰ روز تعیین شد و اثرات اغتشاشات محیطی (مانند کشش اتمسفری و فشار تابش خورشیدی) با ضرایب ثابت مدل‌سازی شدند. در شبیه‌سازی حاضر، چهار منبع اصلی اغتشاش، شامل نیروی درگ اتمسفری، اثر ضریب عدم کرویت زمین (J_2)، فشار تابشی خورشیدی و اثر گرانشی اجسام سوم نظیر ماه و خورشید، مورد لحاظ قرار گرفته‌اند. مقادیر این اغتشاشات بر اساس مدل‌های معتبر دینامیک مداری و با

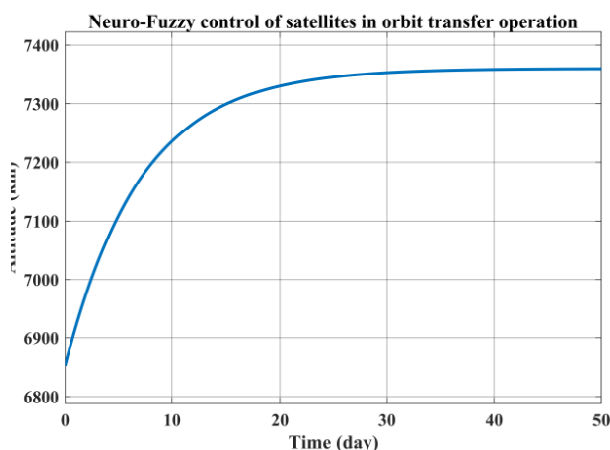


شکل (۴): بلوک دیاگرام فرآیند کنترلی ماهواره در عملیات انتقال مداری در حضور خطای رانشگر

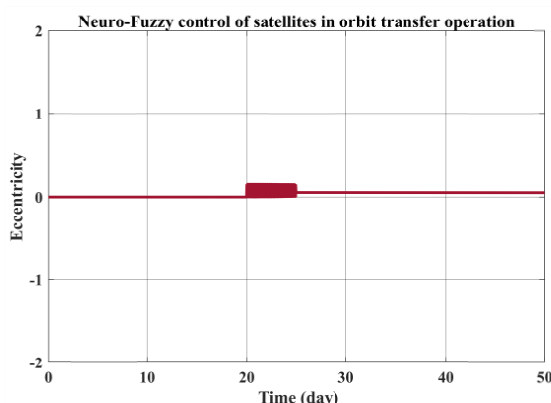
برای شبیه‌سازی عملیات انتقال مداری ماهواره بین دو مدار LEO، شرایط اولیه و مقصد مداری، محدودیت‌های رانشگر و مشخصات حلقه کنترلی در جدول ۲ ارائه شده‌اند. ترکیب این جدول با بلوک دیاگرام شکل ۴ امکان بازتولید کامل شبیه‌سازی را فراهم می‌کند.

جدول (۲): مشخصات اولیه و مقصد مداری، حدود رانشگر و تنظیمات

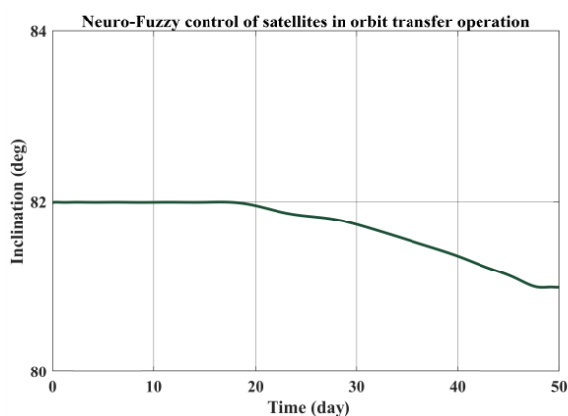
پارامتر	نماد	مقدار	واحد
---------	------	-------	------



(الف)



(ب)



(ج)

شکل (۵): المان‌های مداری ماهواره در حضور خطای رانشگر در طی روزهای ۱۷ ام تا ۲۲ ام که (الف) ارتفاع (ب) گریز از مرکز (ج) زاویه شیب ماهواره هستند

شکل ۶ رفتار سیگنال کنترلی تولیدشده توسط کنترل‌کننده فازی-عصبی را در طول عملیات انتقال مداری نشان می‌دهد که با وجود خطای رانشگر اثر هال به تدریج به مقدار نزدیک به صفر میل می‌کند. این رفتار نشان‌دهنده حفظ پایداری سیستم است، زیرا

بهره‌گیری از داده‌های استاندارد تعیین شده است. در ادامه، تحلیل صرفاً بر ارزیابی اثر ترکیبی این اغتشاشات بر مسیر و عملکرد کنترل‌کننده متمرکز شده و جزئیات ریاضی و روابط محاسباتی مربوطه در مطالعه [۶] ارائه شده است. ضرایب به‌کاررفته در روابط مطرح شده، در جدول ۳ ارائه شده‌اند که برای محاسبه دقیق دینامیک مداری تحت تأثیر اغتشاشات استفاده شده‌اند.

جدول (۳): ضرایب ثابت اغتشاشات وارد به ماهواره

تعریف پارامتر	مقدار	واحد
ثابت گرانش زمین	$398600/47$	km^3/s^2
شتاب گرانش	$9/8$	m/s^2
سطح مقطع مؤثر ماهواره	$0/5625$	m^2
چگالی هوا	$7/388 \times 10^{-12}$	kg/m^3
شعاع زمین	$6378/1363$	km
ضریب اغتشاشات گرانشی	$0/00108263$	-
ضریب درگ	$2/5$	-

۵- شبیه‌سازی و نتایج

در این بخش، عملکرد کنترل‌کننده فازی-عصبی طراحی شده در شرایط وجود خطاهای رانشگر و اغتشاشات محیطی مورد ارزیابی و تحلیل قرار می‌گیرد. شکل ۵ عملکرد کنترل‌کننده فازی-عصبی را در حضور خطای رانشگر اثر هال که در بازه زمانی روزهای ۲۰ تا ۲۵ رخ داده و به مدت ۵ روز ادامه داشته است؛ از طریق المان‌های مداری ماهواره شامل نیم‌محور بزرگ (a)، گریز از مرکز (e) و زاویه شیب (i) بررسی می‌کند. با وجود ناپایداری‌های سینوسی موجود در خروجی رانشگر (مطابق رابطه (۱۳))، کنترل‌کننده فازی-عصبی موفق شده، فرآیند انتقال مداری را بدون اختلال یا توقف به‌طور کامل به پایان برساند. این کنترل‌کننده با بهره‌گیری از تنظیمات پویا در قوانین فازی علاوه بر حفظ پایداری ماهواره، توانسته است المان‌های مداری را به مقادیر هدف مشخص‌شده برساند. شکل ۵، شامل نمودارهای (الف) ارتفاع، (ب) گریز از مرکز و (ج) زاویه شیب، عملکرد و مقاومت بالای کنترل‌کننده فازی-عصبی را در مواجهه با شرایط خطا به‌وضوح تأیید می‌کند.

مدت زمان کل انتقال در جدول ۴ ارائه شده‌اند. مقادیر به دست آمده بیانگر برتری محسوس روش پیشنهادی، در کاهش خطا و افزایش پایداری مدار در سناریوی انتقال مداری است.

جدول (۴): مقایسه شاخص‌های خطا و عملکرد انتقال مداری بین روش

فازی - عصبی پیشنهادی و روش LQR [۶]

نماد / واحد	مقدار در روش پیشنهادی	مقدار در روش LQR [۶]
RMSE(a) [km]	$2/10 \times 10^{-3}$	$3/07 \times 10^{-3}$
RMSE(e) [-]	$9/83 \times 10^{-4}$	$1/45 \times 10^{-3}$
RMSE(i) [deg]	$3/51 \times 10^{-4}$	$5/34 \times 10^{-4}$
Δv [m/s]	≈ 28	≈ 31
T [day]	50	50

۶- نتیجه‌گیری

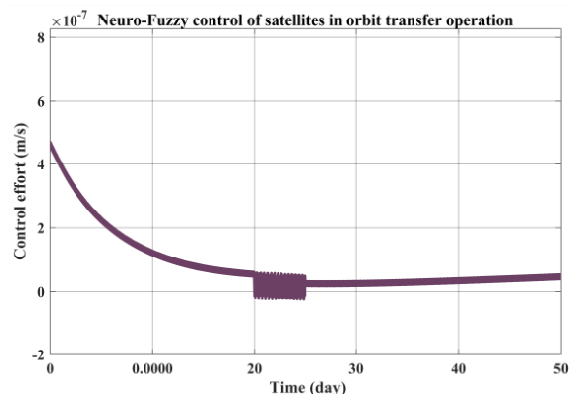
کنترل کننده فازی - عصبی با تنظیم پویا و خودکار قوانین فازی توانست اغتشاشات محیطی و خطاهای رانشگر را به طور مؤثری مدیریت کند. نتایج حاصل، از جمله میل سیگنال ورودی کنترلی به مقدار نزدیک به صفر و تطابق نیروی تولیدی رانشگر با نیازهای کنترلی، توانایی این سیستم را در ارتقای قابلیت اطمینان و کارایی مأموریت‌های فضایی در شرایط چالش برانگیز نشان داد و رویکردی مقاوم و عملی برای کاربردهای تجاری و علمی در حوزه فضایی ارائه کرد.

برای بهبود مقاومت سیستم در برابر شرایط پیچیده‌تر و نامعینی‌های پیشرفته، نظیر نویزهای غیرخطی یا تغییرات ناگهانی در دینامیک رانشگر، پیشنهاد می‌شود از کنترل کننده‌های فازی - عصبی نوع ۲ استفاده شود. این نسل پیشرفته از کنترل کننده‌ها، با بهره‌گیری از مدل سازی دقیق تر عدم قطعیت‌های فازی، می‌تواند عملکرد تطبیقی سیستم را در مواجهه با تنوع بیشتری از سناریوهای عملیاتی ارتقا داده و پایداری و کارایی مأموریت‌های فضایی را به سطح بالاتری برساند.

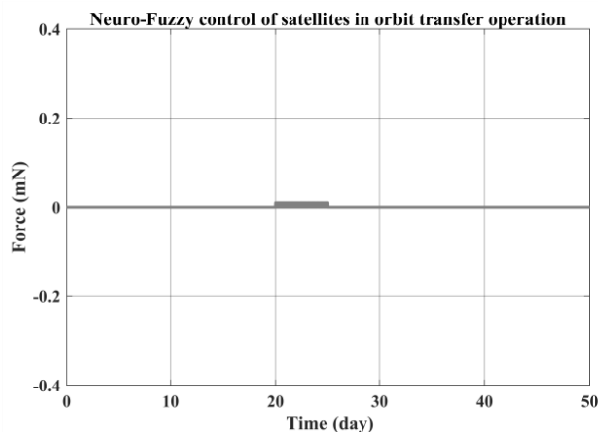
تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

خطاهای سینوسی رانشگر، با وجود ایجاد ورودی‌های کنترلی بزرگ‌تر در محدوده خطا، موجب ناپایداری در عملکرد کلی سیستم نشدند. عملکرد مطلوب کنترل کننده ناشی از تنظیم خودکار قوانین فازی توسط شبکه عصبی است که قادر به سازگاری با شرایط مختلف و کاهش اثرات خطا بوده است. در ادامه، شکل ۷ نیروی تولید شده توسط رانشگر را نمایش می‌دهد که هماهنگی آن با سیگنال کنترلی، کارآمدی کنترل کننده فازی - عصبی در جبران ناپایداری‌های ناشی از رانشگر را به وضوح اثبات می‌کند.



شکل (۶): ورودی کنترلی جهت کنترل ماهواره در حضور خطای رانشگر اثر هال



شکل (۷): نیروی تولید شده توسط رانشگر اثر هال در حضور خطا

به منظور ارزیابی کمی عملکرد کنترل کننده فازی - عصبی تحمل پذیر عیب پیشنهادی، نتایج آن با کنترل کننده خطی درجه دوم مبتنی بر شبکه عصبی ارائه شده در مرجع [۶] مقایسه شده است. هر دو روش تحت شرایط یکسان شبیه سازی، از جمله مشخصات مداری اولیه، مدت زمان مانور، اغتشاشات محیطی و نوع خطای رانشگر، مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. شاخص خطای میانگین مربعات ریشه برای سه المان مداری شامل نیم محور بزرگ a ، گرئز از مرکز e ، زاویه شیب i ، مقدار تغییر سرعت کل (Δv) و

تشکر و قدردانی

بدین‌وسیله از حمایت مالی پژوهشگاه فضایی ایران که زمینه‌ساز انجام این تحقیق بوده صمیمانه قدردانی می‌نماییم. همچنین، همکاری ارزشمند دانشگاه تبریز و پژوهشکده رانشگرهای فضایی در پیشبرد اهداف علمی و تحقیقاتی این پژوهش، نقش بسزایی داشته است. در نهایت، از تمامی افرادی که در این مسیر ما را یاری نمودند، سپاسگزاریم.

مراجع

- Science and Technology, vol. 76, pp. 229-241, 2018.
- [10] M. Mansoury, M. A. Badamchizadeh, and H. Kharrati, "Stochastic Model Predictive Control Based on Online Learning for a Class of Nonlinear Constrained Systems," in *2024 32nd International Conference on Electrical Engineering (ICEE)*, 2024, pp. 1-7: IEEE.
- [11] S. M. Sadigh, A. Kashaninia, and S. M. M. Dehghan, "Adaptive finite-time fault-tolerant control for nano-satellite attitude tracking under actuator constraints," *Aerospace Science and Technology*, vol. 138, p. 108337, 2023.
- [12] P. Gurfil, "Milankovitch–Lyapunov Geostationary Satellite Stationkeeping," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 47, no. 11, pp. 2418-2425, 2024.
- [13] D. Losa, M. Lovera, R. Draï, T. Dargent, and J. Amalric, "Electric station keeping of geostationary satellites: a differential inclusion approach," in *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control*, 2005, pp. 7484-7489: IEEE.
- [14] D. Izzo, M. Märten, and B. Pan, "A survey on artificial intelligence trends in spacecraft guidance dynamics and control," *Astrodynamics*, vol. 3, no. 4, pp. 287-299, 2019.
- [15] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Advanced Control for Applications: Engineering and Industrial Systems*, vol. 6, no. 3, p. e215, 2024.
- [16] S. Ghaemi, A. Aran, M. Mansoury, and J. Katebi, "Designing a fuzzy-based hybrid control system to reduce structure vibration using rooftop tank and MR damper," *Journal of Civil and Environmental Engineering*, 2025.
- [17] B. Huo, Y. Xia, L. Yin, and M. Fu, "Fuzzy adaptive fault-tolerant output feedback attitude-tracking control of rigid spacecraft," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 47, no. 8, pp. 1898-1908, 2016.
- [18] C. Tan, G. Xu, L. Dong, H. Zhao, J. Li, and S. Zhang, "Neural Network-Based Finite-Time Fault-Tolerant Control for Spacecraft without Unwinding," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2021, no. 1, p. 9269438, 2021.
- [19] A. Attar, M. A. Badamchizadeh, and S. Ghaemi, "Designing Of Type-2 Fuzzy Formation Controller For A Class Of Nonlinear Multiagent System Using JAYA Algorithm," in *2024 32nd International Conference on*
- [1] Y. Xu, "Robust fault-tolerant attitude control of spacecraft using hybrid actuators," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 94, no. 5, pp. 649-666, 2022.
- [2] M. N. Hasan, M. Haris, and S. Qin, "Fault-tolerant spacecraft attitude control: A critical assessment," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 130, p. 100806, 2022.
- [3] M. Leomanni, A. Garulli, A. Giannitrapani, and F. Scortecci, "Propulsion options for very low Earth orbit microsatellites," *Acta Astronautica*, vol. 133, pp. 444-454, 2017.
- [4] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, and A. Giannitrapani, "A class of globally stabilizing feedback controllers for the orbital rendezvous problem," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 27, no. 18, pp. 4607-4621, 2017.
- [5] S. Ueda and A. Noumi, "Precise rendezvous guidance in low earth orbit via machine learning," in *2019 SICE International Symposium on Control Systems (SICE ISCS)*, 2019, pp. 27-32: IEEE.
- [6] E. Jahanbazi, F. Jahangiri, and M. R. Mohammadi, "Neural Network based Fault Tolerant LQR Control for Orbital Maneuvering in LEO Satellites using Hall Effect Thrusters," *AUT Journal of Modeling and Simulation*, vol. 55, no. 1, pp. 171-182, 2023.
- [7] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "A review on underactuated attitude control of reaction wheel actuated satellites," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 18, no. 2, pp. 83-119, 2025.
- [8] M. Tavakoli and N. Assadian, "Model predictive orbit control of a low earth orbit satellite using Gauss's variational equations," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 228, no. 13, pp. 2385-2398, 2014.
- [9] A. Weiss, U. V. Kalabić, and S. Di Cairano, "Station keeping and momentum management of low-thrust satellites using MPC," *Aerospace*

- Electrical Engineering (ICEE)*, 2024, pp. 1-8: IEEE.
- [20] G. Bianchini, A. Garulli, A. Giannitrapani, M. Leomanni, and R. Quartullo, "Learning-based Parameter Optimization for a Class of Orbital Tracking Control Laws," *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 71, no. 1, p. 10, 2024.
- [21] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, and A. Giannitrapani, "State feedback control in equinoctial variables for orbit phasing applications," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 8, pp. 1815-1822, 2018.
- [22] M. Leomanni, G. Bianchini, A. Garulli, A. Giannitrapani, and R. Quartullo, "Orbit control techniques for space debris removal missions using electric propulsion," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 43, no. 7, pp. 1259-1268, 2020.
- [23] A. Garulli, A. Giannitrapani, M. Leomanni, and F. Scortecci, "Autonomous low-Earth-orbit station-keeping with electric propulsion," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 34, no. 6, pp. 1683-1693, 2011.