



Improved Reliability Analysis of Satellite Attitude Control Subsystem Using Actuator Failure Logic

Jamileh Hamzei¹, Mahdi Fakoor^{2*}, Peyman Nikpey³

¹ College of Interdisciplinary Science and Technology,
University of Tehran, Tehran, Iran
Jamila.hamzei@ut.ac.ir

^{2*} College of Interdisciplinary Science and Technology,
University of Tehran, Tehran, Iran
mfakoor@ut.ac.ir

³ Space Research Institute, Iranian Space Research Centre, Tehran, Iran
p.nikpey@isrc.ac.ir

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 150-160
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2026.549876.1268](https://doi.org/10.22034/jssta.2026.549876.1268)

Article Info

Received: 2025-09-29
Accepted: 2025-12-30

Keywords

Attitude Control
Subsystem, Actuator lose
efficiency, Actuator fault,
Reaction wheel, Thruster,
Monte Carlo simulation,
Reliability

How to Cite this article

J. Hamzei, M. Fakoor, P.
Nikpey, "Improved
Reliability Analysis of
Satellite Attitude Control
Subsystem Using Actuator
Failure Logic", *Journal of
Space Science, Technology &
Applications*, Vol. 6, No. 1,
pp. 150-160, 2026.

Abstract

In this work, a reliability-oriented design framework is proposed for the attitude control subsystem of a flexible satellite subjected to stochastic actuator degradation and failure. The study begins by formulating a high-fidelity dynamic model of the satellite that explicitly accounts for structural flexibility and external environmental disturbances. Random uncertainties influencing actuator effectiveness are modeled probabilistically and injected into the system dynamics. A fault-tolerant control architecture based on sliding mode control is implemented, where a redundant actuation scheme consisting of multiple reaction wheels and auxiliary thrusters is employed to maintain attitude stability under adverse conditions. The behavior of the subsystem is evaluated across a comprehensive set of failure patterns generated through combinatorial probability analysis. To ensure statistical robustness, each fault configuration is simulated repeatedly using randomized sampling techniques. Due to the extensive volume of simulation outcomes, a data-driven predictive framework is developed to estimate subsystem survivability as a function of failure severity and distribution. This framework enables rapid assessment of control success without requiring exhaustive re-simulation. Finally, system-level reliability is quantified using an advanced modeling strategy suitable for highly interconnected subsystems, allowing informed decisions regarding the integration of actuators with no prior operational heritage into future satellite missions.

روش بهبود یافته برای ارزیابی قابلیت اطمینان زیر سامانه کنترل وضعیت ماهواره در شرایط خرابی

جمیله حمزه ای^۱، مهدی فکور^{۲*}، پیمان نیک پی^۳

۱- دانشگاه تهران – Jamila.hamzei@ut.ac.ir

۲- دانشگاه تهران – mfakoor@ut.ac.ir

۳- پژوهشگاه فضایی ایران – p.nikpey@isrc.ac.ir

نویسنده مسئول*

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۱۶۰-۱۵۰

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2026.549876.1268

چکیده

در این پژوهش، یک چارچوب طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان برای زیر سامانه کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر که در معرض افت تصادفی عملکرد و خرابی عملگرها قرار دارد، ارائه می شود. مطالعه با توسعه یک مدل دینامیکی با دقت بالا آغاز می گردد که در آن اثرات انعطاف پذیری سازه ای ماهواره و اغتشاشات محیطی خارجی به صورت صریح لحاظ شده اند. عدم قطعیت های تصادفی مؤثر بر کارایی عملگرها به صورت آماری مدل سازی شده و در معادلات دینامیکی سیستم اعمال می شوند. در ادامه، یک ساختار کنترل مقاوم در برابر خطا مبتنی بر کنترل مد لغزشی پیاده سازی می شود که در آن از یک آرایش افزونه شامل چندین چرخ عکس العملی و عملگرهای رانشی کمکی برای حفظ پایداری وضعیت در شرایط نامطلوب استفاده شده است. عملکرد زیر سامانه کنترل وضعیت در مجموعه ای گسترده از الگوهای خرابی، که بر اساس تحلیل های ترکیبیاتی احتمالاتی تولید شده اند، مورد ارزیابی قرار می گیرد. به منظور افزایش اعتبار آماری نتایج، هر پیکربندی خرابی با استفاده از روش های نمونه برداری تصادفی به طور مکرر شبیه سازی می شود. با توجه به حجم بالای داده های حاصل از شبیه سازی ها، یک چارچوب پیش بینی داده محور توسعه داده شده است که قادر است قابلیت بقا و موفقیت زیر سامانه را به عنوان تابعی از شدت و توزیع خرابی عملگرها برآورد کند. این چارچوب امکان ارزیابی سریع عملکرد سیستم را بدون نیاز به انجام مجدد شبیه سازی های گسترده فراهم می سازد. در نهایت، قابلیت اطمینان در سطح سیستم با بهره گیری از یک روش پیشرفته مناسب برای مدل سازی سامانه های پیچیده و به شدت به هم پیوسته محاسبه شده و بر این اساس، تصمیم گیری آگاهانه در خصوص به کارگیری عملگرهای فاقد سابقه عملیاتی فضایی در مأموریت های آینده امکان پذیر می شود.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۷/۰۷

پذیرش: ۱۴۰۴/۱۰/۰۹

واژه های کلیدی

زیر سیستم کنترل وضعیت،
افت کارایی عملگر، خرابی عملگر،
چرخ عکس العملی، تراستر،
شبیه سازی مونت کارلو، قابلیت
اطمینان

نحوه استناد به این مقاله

جمیله حمزه ای، مهدی فکور، پیمان نیک پی، "روش بهبود یافته برای ارزیابی قابلیت اطمینان زیر سامانه کنترل وضعیت ماهواره در شرایط خرابی"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۱۶۰-۱۵۰، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

در رویکردهای آماری تفضلی، سپربر، صالح و همکاران [۱-۳] به بررسی سهم نسبی هر زیرسیستم با استفاده از مجموعه داده‌های مختلف، تجزیه و تحلیل خرابی‌ها در شکست فضاپیما در مدار پرداختند. این تحقیقات حاکی از آن بود که خطای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت عامل اصلی شکست ماهواره است. رابرتسون همچنین نشان داد ماهیت ناهجاری و شکست‌ها اکثراً مکانیکی بوده و در فاز ابتدایی رخ می‌دهد که طبیعتاً با تست مناسب تجهیزات و بهبود روند طراحی و تولید می‌توان شکست و خرابی را کاهش داد یا به طور کامل از بین برد [۴]. با توجه به اهمیت زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره در تحقق یافتن اهداف مأموریت فضایی، در ادامه پژوهش‌های انجام شده با توجه به روش پایدارسازی، نوع عملگرها، الگوریتم کنترلی و قابلیت اطمینان به کار گرفته شده بررسی شده‌اند. در حوزه طراحی کنترل‌کننده، روش‌های کنترلی مختلف با توجه به عملگرها ایجاد شده و توسعه یافته‌اند. آوانزینی و همکاران [۵] به بررسی کنترل وضعیت ماهواره‌ای در مدار نزدیک زمین که دارای سه عملگر مغناطیسی و سه چرخ عکس‌العالمیست پرداختند. در این تحقیق قانون کنترلی برای ماهواره صلب استفاده شده و همچنین از شبیه‌سازی مونت کارلو جهت دستیابی به ضرایب کنترلی بهینه استفاده شده است. در پژوهشی دیگر نیز کوزنتسو و همکاران [۶] جهت پایداری ماهواره انعطاف‌پذیر در حضور اغتشاشات محیطی، از چرخ عکس‌العالمی استفاده کرده‌اند. در حالتی که مکانیزم کنترلی به صورت تک محوره با چرخ دوار صورت می‌گیرد، اوسالو و اکبرنیا [۷] از دو چرخ عکس‌العالمی و عملگرهای افزونه استفاده کرده‌اند. در میان عملگرهای گوناگون برای ماهواره، چرخ‌های عکس‌العالمی به دلیل سادگی، عملکرد خوب و پاسخ سریع مناسب‌اند.

در سال ۲۰۲۰ هانگ و همکاران [۸] به دنبال کنترل وضعیت فضاپیما ترکیبی که به دلیل متغیر بودن خواص جرمی کل سیستم فضاپیما و ماتریس چیدمان چرخ‌های عکس‌العالمی چالش برانگیزست بوده‌اند. در این پژوهش چیدمان چهار چرخ عکس‌العالمی به صورت هرمی در نظر گرفته شده، یک طرح کنترل وضعیت تحمل‌پذیر خطا مبتنی بر ناظر اختلال غیرخطی برای فضاپیما ترکیبی توسعه داده شده و با کنترلر PD و مقاوم مقایسه شده است. حالت خطای عملگر و میزان از کارافتادگی به صورت دستی صرفاً برای یک حالت خاص دلخواه انتخاب شده است.

در [۹] مزایای افزونگی برای بالابردن قابلیت اطمینان ماهواره را ذکر کرده‌اند. این تحقیق برای ماهواره با پایداری سه محوره به همراه چهار چرخ عکس‌العالمی و گشتاور مغناطیسی انجام شده است. به طور کامل تر ابراهیم کوک در تحقیقش از میان ماهواره‌هایی که از چرخ عکس‌العالمی استفاده کرده‌اند، به مقایسه و ارزیابی ساختارهای مختلف استاندارد، هرمی و چهاروجهی پرداخته و با در نظر قراردادن از کارافتادگی عملگر، برتری ساختار چهاروجهی را نشان داده است [۱۰].

بسیاری از فضاپیماها از چرخ عکس‌العالمی اضافی برای قابلیت اطمینان و قابلیت مانور اضافی بهره می‌برند. یافتن یک چیدمان بهینه از عملگرها یک گام حیاتی است. کثیری و صابری [۱۱] مطالعه‌ای از سه چیدمان عملی از چهار چرخ عکس‌العالمی به منظور یافتن زاویه شیب بهینه انجام داده‌اند. نتایج حاکی از برتری ساختار چهاروجهی از نظر سنجش از دور با دقت نشانه‌روی بالا و پاسخ زمانی مناسب است. همچنین چیدمان هرمی با زاویه شیب خاصی به دلیل عملکرد مدیریت مومنوم و قابلیت اطمینان بالا به عنوان چیدمان بهینه به طور کلی انتخاب شده است.

از منظر الگوریتم کنترلی در حوزه کنترل وضعیت و پایدارسازی، روش‌های کنترلی مختلف با توجه به عملگرها ایجاد شده و توسعه یافته‌اند، روش‌های کنترل مد لغزشی، کنترل تطبیقی، کنترل مقاوم، کنترل فازی و... وجود دارند که روش کنترل مد لغزشی در برابر عدم قطعیت و اغتشاشات مقاوم است. در حال حاضر بسیاری از محققین نظریه‌ها و مشکلات اساسی کنترل وضعیت ماهواره را مطالعه کرده‌اند [۱۵-۱۲]. کی و همکاران یک ساختار متغیر برای کنترلر PID وضعیت ماهواره پیشنهاد داده که به منظور بهبود نرخ همگرایی سیستم، ساختار متغیر برای عبارت تناسبی و دیفرانسیل طراحی و از تأثیر منفی عبارت انتگرال در طول فرآیند همگرایی اجتناب کردند. شرایط خرابی عملگر نیز در نظر گرفته شده است [۱۶].

با توجه به وجود مأموریت فضایی ناموفق در چند دهه گذشته، طراحی کنترل وضعیت فضاپیما مقاوم در برابر خطا از اهمیت بالایی برخوردار است. در سال‌های اخیر، کنترل تحمل‌پذیر خطا به عنوان یک استراتژی کنترل برجسته برای اطمینان از قابلیت اطمینان و ایمنی سیستم‌های مدرن ظهور کرده است [۱۷]. رویکردهای مختلف طراحی نظری و عملی را برای دستیابی به سطح مطلوبی از تحمل خطا برای کنترل وضعیت فضاپیما ارزیابی کرده‌است. در کنترل وضعیت استراتژی‌های کنترل نقش تعیین

۲- مدلسازی ریاضی ماهواره

در این بخش سینماتیک و دینامیک ماهواره انعطاف پذیر ارائه شده و طراحی زیرسیستم کنترل وضعیت مورد بحث قرار گرفته است.

۲-۱- سینماتیک وضعیت

با استفاده از روش کواترنیون، در این بخش حرکت وضعی فضایی انعطاف پذیر توصیف می شود. با در نظر گرفتن بردار کواترنیون $\mathbf{Q} = (q_0, \mathbf{q})$ ، که $\mathbf{q} = (q_1 \ q_2 \ q_3)^T$ ، معادلات غیرخطی حاکم بر این حرکت، با تمرکز بر مؤلفه های متناظر با محورهای کنترلی در دستگاه بدنی فضایی، از روابط سینماتیکی وضعیت استخراج می گردند.

$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2}\mathbf{q}^T \boldsymbol{\omega} \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}(\mathbf{q}_0 \mathbf{I}_3 + \boldsymbol{\omega} \boldsymbol{\times}) \mathbf{q} \quad (2)$$

که در این روابط سرعت زاویه ای $\boldsymbol{\omega} = (\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3)^T$ چارچوب بدنی و $\mathbf{q}^{\times}$ ماتریس پاد متقارن مربوطه است که به صورت زیر تعریف می شود:

$$[\mathbf{q}^{\times}] = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

در پیاده سازی عملی کواترنیون، $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ بیانگر هم راستایی کامل فضایی با چارچوب مختصات مرجع است و همچنین $|\mathbf{Q}| = 1$ خواهد بود. در اینجا، $\mathbf{I}_3$ ماتریس همانی مرتبه سه را نشان می دهد.

۲-۲- دینامیک ماهواره

روش پیشنهادی با هدف استخراج معادلات دینامیکی برای ماهواره با اجزای انعطاف پذیر ارائه شده است؛ این معادلات در پیش بینی حرکت و رفتار ماهواره نقش کلیدی ایفا می کنند و به صورت زیر بیان می شوند:

$$J\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^{\times}(J\boldsymbol{\omega} + \delta\dot{\boldsymbol{\eta}}) + \delta\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{u} + \mathbf{d} \quad (4)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}} + \bar{\mathbf{C}}\dot{\boldsymbol{\eta}} + \bar{\mathbf{k}}\boldsymbol{\eta} + \delta^T \boldsymbol{\omega} = 0 \quad (5)$$

در این معادلات $\mathbf{I} \in R^{3 \times 3}$ ماتریس متقارن و مثبت اینرسی ماهواره است. بردار $\mathbf{u} = (u_1 \ u_2 \ u_3)^T$ نشان دهنده ی ورودی

کننده ای دارند. در [۱۸]، یک سیستم کواترنیون مرتبه دوم از دینامیک وضعیت فضایی صلب بر اساس رویکرد سیستم کاملاً فعال بدست آمده است.

اولین و اصلی ترین قانون مد لغزشی در سال ۱۹۷۷ با عنوان سیستم های ساختار متغیر با مد لغزشی توسط اوتکین بیان شد [۱۹]. همچنین دکارلو و همکاران نیز در سال ۱۹۸۸ بهترین طرح کنترل ساختار متغیر را معرفی کردند [۲۰].

برای ماهواره صلبی شامل دو چرخ که از روش مومنوم بایاس پایدار می گردد، در [۲۱] با الگوریتم کنترل مد لغزشی به کنترل ماهواره پرداخته اند. پرابهت و همکاران با استفاده از گشتاورهای مغناطیسی به پایداری ماهواره به روش پایداری مد لغزشی پرداخته اند [۲۲].

قابلیت اطمینان از دیرباز به عنوان یک ویژگی حیاتی برای سیستم های فضایی شناخته شده است. متأسفانه، داده های محدودی از خرابی در مدار و تحلیل های آماری قابلیت اطمینان ماهواره در پژوهش های پیشین وجود دارد. برای پر کردن این شکاف، یک تجزیه و تحلیل غیر پارامتریک از قابلیت اطمینان برای ۱۵۸۴ ماهواره در مدار زمین که بین ژانویه ۱۹۹۰ و اکتبر ۲۰۰۸ پرتاب شده اند، توسط کسنت و صالح انجام شده است [۲۳]. در این تحقیق، تجزیه و تحلیل آماری از قابلیت اطمینان ماهواره ها بیان و قابلیت اطمینان زیرسیستم های ماهواره ای بررسی شدند.

توصیف و ارزیابی قابلیت اطمینان شبکه ارتباطی ماهواره ای مدار لئو که دارای تعداد زیادی ماهواره است، کار دشواری است. برای حل این مشکل در پژوهش [۲۴]، قابلیت اطمینان پایانه های همه کاربره در شبکه ارتباطی ماهواره ای تعریف شده و روش ارزیابی قابلیت اطمینان پیشنهاد شده است.

در پژوهش دمیرچلی، فکور و یادگاری [۲۵] مفهوم جدیدی را برای ارزیابی خطای ماهواره بیان کرده اند که بین خطای المان ها و شکست مأموریت ارتباط برقرار می کند. در این تحقیق توجه بر روی طراحی چیدمان عملگرها بوده از همین روی چیدمان چرخ های عکس العملی به صورت چهاروجهی به همراه سه تراستر به عنوان عضو افزونه برای داشتن بالاترین قابل اطمینان هنگام بروز خطا در نظر گرفته شده است. قسمت جالب توجه مقاله، توصیف روشی برای تشخیص تمام ترکیبات ممکن خطای عملگرهاست که سبب شکست مأموریت می گردد.

در این بخش، طراحی زیرسامانه‌ی کنترل وضعیت در چهار فاز مجزا تشریح می‌شود. در فاز نخست، چیدمان برای عملگرها و روش کنترلی برای دستیابی به عملکرد مطلوب توصیف می‌گردد. در فاز دوم، موضوع افت کارایی عملگرها تحلیل می‌شود و در فاز سوم،

همچنین S سطح لغزشی تعریف شده که به صورت زیر بیان

می شود:

$$s = \omega + kq \quad (14)$$

با طراحی فوق، دو هدف اصلی محقق می شود:

- نزدیک شدن سطح لغزشی به صفر؛
- همگرایی متغیرهای q و ω به صفر در سیستم حلقه بسته.

۳-۲- فاز دوم: افت کارایی عملگرها

در معادله پایه‌ی معرفی شده (رابطه ۴)، فرض بر آن است که عملگرها دچار هیچ گونه خرابی نمی شوند. در حالتی که بخواهیم معادله را برای وضعیتی باز نویسی کنیم که بخشی از کارایی عملگرها به دلیل بروز خرابی کاهش یافته است، رابطه به صورت زیر خواهد بود:

$$J\dot{\omega} + \omega^* (J\omega + \delta\dot{\eta}) + \delta\ddot{\eta} = F(u) + d \quad (15)$$

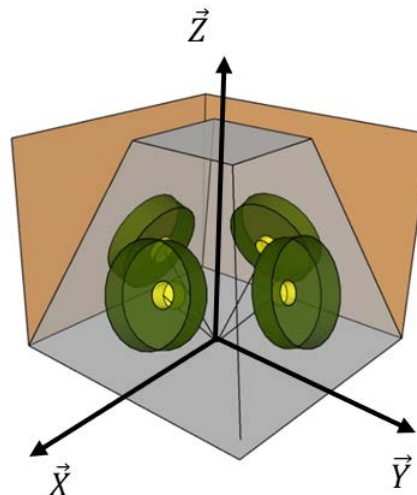
در سمت راست معادله‌ی اصلی، جمله‌ی $F(u)$ قرار دارد که ضریب افت کارایی ρ را در نظر می گیرد. به منظور نزدیکی بیشتر شبیه سازی ها به حقیقت، فاکتور افت کارایی مذکور به مدل افزوده شده است تا اثر گذاری آن بر عملکرد عملگرها مشخص گردد. ضریب کاهش ρ می تواند شامل سیگنال های تصادفی، ثابت یا متغیر با زمان باشد که به صورت زیر تعریف می شود خو [۲۷]:

$$\rho_i(t) = \begin{cases} 1 & \text{if } t \leq 10 \\ 0.55 + 0.25rand(.) + 0.2\sin(0.25(i+1)t + i\frac{\pi}{3}) & \text{if } t > 10 \end{cases} \quad (16)$$

رابطه (۱۶) برای تمامی عملگرها اعمال شده و مدلسازی کاهش عملکرد آن ها را ارائه می دهد. شکل (۳) و شکل (۴) به ترتیب افت کارایی چرخ های عکس العملی و تراسترها را در شرایط تصادفی نشان می دهند. مطابق با نتایج به دست آمده، چهار چرخ عکس العملی پس از ۲۰ ثانیه دچار خرابی می شوند و سه تراستر از همان لحظه‌ی اولیه از کار می افتند.

ماتریس توزیع برای چیدمان هرمی به صورت زیر بدست می آید:

$$L = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & -\cos\beta & 0 \\ 0 & \cos\beta & 0 & -\cos\beta \\ \sin\beta & \sin\beta & \sin\beta & \sin\beta \end{bmatrix} \quad (12)$$



شکل (۲): چیدمان هرمی چرخ های عکس العملی

با پیشرفت روزافزون دانش، روش های کنترلی متعددی معرفی شده اند. با توجه به وجود اغتشاشات و عدم قطعیت های متعدد در شبیه سازی، استفاده از رویکردی کنترلی که بتواند این چالش ها را به طور مؤثر مدیریت کند ضروری است. از این رو، کنترل مد لغزشی - به عنوان روشی شناخته شده در مواجهه با عدم قطعیت ها - یکی از گزینه های اصلی این پژوهش انتخاب شده است.

در حوزه‌ی کنترل مقاوم در برابر خطا، به ویژه در کنترل وضعیت فضاییما، ویژگی های تاب آوری و استحکام کنترل مد لغزشی در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت های گوناگون، از جمله بروز خطا در عملگرها، آن را به گزینه ای جذاب تبدیل می سازد. طراحی SMC معمولاً شامل دو مرحله است: تعریف سطح لغزشی و طراحی کنترل کننده ای که شرایط لغزش (رابطه ۱۲) را برآورده سازد؛ به گونه ای که حالات سیستم بر روی سطح لغزشی باقی مانده و به وضعیت تعادلی مطلوب همگرا شوند (رابطه ۱۳). در این روابط k_1, k_2, k_3 و π به ترتیب ضرایب کنترلی و ضریبی مثبت را نمایش می دهند.

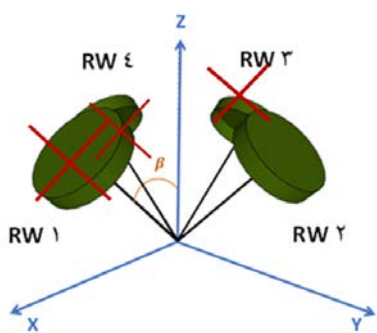
$$\begin{aligned} \bar{u} &= \omega^* J \omega \\ &- \frac{1}{2} k_1 S^T J (q_v^* + q_0 I) \omega - k_2 S - k_3 \frac{S}{|S + \pi|} \end{aligned} \quad (13)$$

با شبیه سازی این ۱۲۸ حالت می توان مشخص کرد که آیا ماهواره با وجود خطاها به هدف مطلوب خود دست می یابد یا خیر.

به عنوان مثال، داده های ۴ حالت از ۱۲۸ حالت ممکن برای چیدمان هرمی که از کنترلر مد لغزشی استفاده می کند در جدول (۱) آمده است. همانطور که نشان داده شده، به عنوان نمونه در حالت اول انتخابی از ۱۲۸ حالت، تمامی عملگرها سالم هستند. در حالت دوم، چرخ های عکس العملی ۱ و ۳ و تراستر شماره ۲ با خرابی مواجه شده اند. با افزایش تعداد خرابی، احتمال شکست نیز بالاتر رفته است.

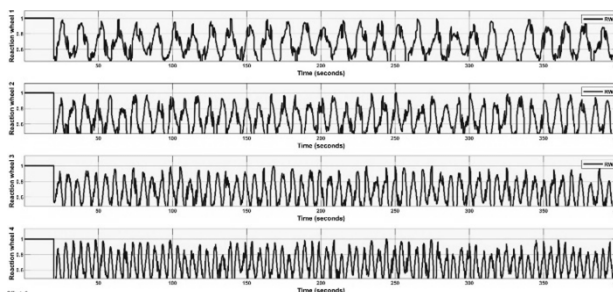
جدول (۱): پاسخ چند نمونه از زمان پایداری در حضور خرابی عملگرها

عملگرهای دچار خرابی	شماره شبیه سازی مونت کارلو شماره حالت خرابی خطا از ۱۲۸ تا	۱	۲	...	۹۹	۱۰۰	میانگین ۱۰۰ تکرار احتمال شکست تصادفی	درصد
-	۱	۷۴/۸	۶۷	...	۷۶/۸	۷۳/۷	۷۴/۸	۰٪
عکس العملی ۳ و ۱ تراستر ۲	۴۱	۱۶۲/۳	۱۵۶/۰۵	...	۱۵۱/۱	۱۵۸/۹	۱۵۹/۷۱	۶٪
عکس العملی ۴ و ۲ تراستر ۲	۷۱	۳۰۳/۱	۳۱۴/۴۷	...	۲۶۴/۱	۳۰۶/۱	۲۸۸/۵۲	۹۱٪
عکس العملی ۳ و ۲ تراستر ۲	۱۰۱	۳۴۴/۵	۴۶۹/۳۲	...	۲۹۴/۴	۳۲۵/۶	۳۳۷/۲۰	۱۰۰٪

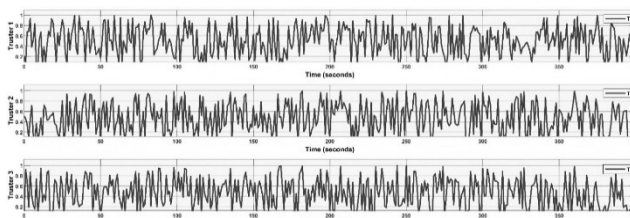


شکل (۵): خرابی چرخ های عکس العملی شماره ۱، ۳ و ۴

شکل (۶) پاسخ سیستم را در برابر خرابی چرخ های عکس العملی شماره ۱، ۳ و ۴ و تراسترهای شماره ۲ و ۳ برای چیدمان هرمی شکل (۵) و کنترل کننده ی SMC نمایش می دهد. همان گونه که مشاهده می شود، این ترکیب خرابی در بازه ی زمانی ۲۵۰ ثانیه مورد نظر به موفقیت نینجامیده و شرایط پایداری حاصل نشده است.



شکل (۳): افت کارایی چرخ های عکس العملی



شکل (۴): افت کارایی تراسترها

منطق پشت این معادله در نظر گرفتن کاهش کارایی ناشی از اغتشاشات و عدم قطعیت های متعددی است که به طور کامل قابل شناسایی، توصیف یا شبیه سازی نیستند. با وارد کردن مؤلفه ی تصادفی بر عملکرد عملگرها، تلاش می شود بخشی از این عدم قطعیت ها مدل سازی گردد. برای دستیابی به دقت بالاتر، تکرار شبیه سازی ضروری است. تکرار هر حالت خطای تصادفی با متغیرهای تصادفی گوناگون، نتایجی نزدیک تر به واقعیت فراهم می آورد.

۳-۳- فاز سوم: خرابی عملگرها

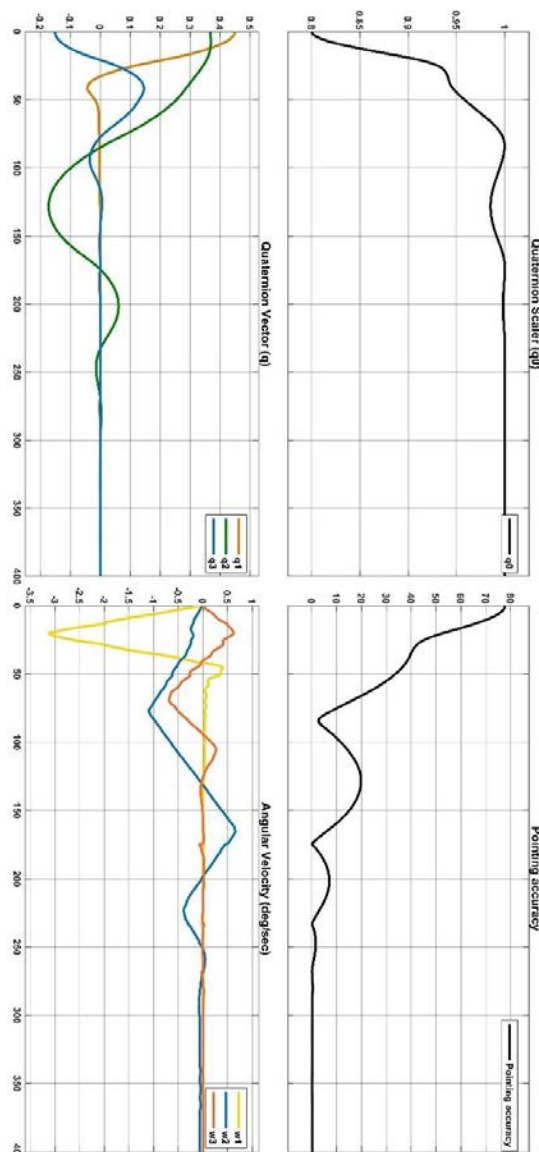
در طول مأموریت، هر یک از عملگرهای ماهواره ممکن است دچار خرابی شوند و این امر می تواند عملکرد مأموریت را مختل کند. نوع، میزان کارایی و موقعیت هر عملگر، تأثیر متفاوتی بر مأموریت خواهد داشت. افزون بر این، تعداد عملگرهای از کار افتاده و ترکیب آنها نیز نتایج متفاوتی ایجاد می کند. برای درک بهتر اثربخشی هر عملگر، لازم است حالات مختلف خرابی عملگرها در موقعیت های گوناگون مورد مقایسه قرار گیرند.

به عنوان مثال، در یک ماهواره ی مجهز به چهار چرخ واکنشی و سه جفت تراستر، ۱۲۸ حالت مختلف از ترکیب خرابی ها قابل تعریف است که برخی از این حالت ها موجب ناممکن شدن کنترل می شوند.

شبیه سازی مونت کارلو برای زیرسیستم کنترل وضعیت انجام شده تا اثر خطاهای عملگرها در هر ترکیب خرابی مورد بررسی قرار گیرد. برای نمایش جامع نتایج مربوط به ۱۲۸ حالت خرابی، شکل (۷) تمامی این حالت ها را نشان می دهد. در این شکل، رنگ سبز نمایانگر سلامت عملگر و رنگ قرمز بیانگر خرابی آن است. علامت تیک سبز نشان دهنده موفقیت مأموریت در شرایط خرابی مشخص، و علامت ضربدر قرمز بیانگر عدم دستیابی به هدف مطلوب در زمان تعیین شده است. طبیعتاً موفقیت مأموریت به معنای دستیابی به پایداری در مدت زمان تعیین شده در تمامی حالات است.

No.	Number of Fault	Reaction Wheel	Truster	Fail or Pass
1	0	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
2	1R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
3	1R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
4	1R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
5	1R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
6	1T	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
7	1T	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
8	1T	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
9	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
10	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
11	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
12	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
13	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
14	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
15	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
16	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
17	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
18	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
19	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
20	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
21	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
22	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
23	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
24	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
25	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
26	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
27	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
28	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
29	2R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
30	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
31	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
32	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
33	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
34	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
35	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
36	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
37	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
38	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
39	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
40	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
41	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
42	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
43	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
44	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
45	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
46	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
47	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
48	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
49	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
50	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
51	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
52	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
53	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
54	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
55	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
56	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
57	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
58	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
59	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
60	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
61	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
62	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
63	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓
64	3R	R1 R2 R3 R4 T1 T2 T3		✓

شکل (۷): پاسخ سیستم، نتیجه شکست یا موفقیت زیرسیستم کنترل وضعیت



شکل (۶): پاسخ سیستم با چیدمان هرمی و کنترلر مد لغزشی به خرابی چرخ های عکس العملی شماره ۱، ۳ و ۴ و تراسترهای شماره ۲ و ۳

۳-۴- فاز چهارم: شبیه سازی مونت کارلو

از آنجا که عوامل تصادفی همچون ضرایب متغیر بازدهی عملگرها و اغتشاشات محیطی وجود دارند، نمی توان تنها بر یک شبیه سازی تکیه کرد. برای رفع این محدودیت، در این پژوهش از شبیه سازی مونت کارلو استفاده شده است که طی آن هر حالت خرابی ۱۰۰ بار تکرار می شود تا قابلیت اعتماد نتایج افزایش یابد. شایان ذکر است که دستیابی به این دقت، مستلزم صرف زمان محاسباتی زیاد و تولید حجم بالای داده است.

۴- الگوریتم

میان ترکیب‌های مختلف دو خرابی از چهار چرخ واکنشی (نظیر $\{2و1\}$ ، $\{3و1\}$ ، $\{4و1\}$ ، $\{3و2\}$ ، $\{4و2\}$ یا $\{3و3\}$) انتخاب کند. به‌طور مشابه، برای تراسترها نیز خرابی می‌تواند در ترکیب‌های $\{2و1\}$ ، $\{3و1\}$ یا $\{3و2\}$ رخ دهد.

جدول (۲): نمونه‌ای از پیش‌بینی الگوریتم با خرابی‌های انتخابی توسط کاربر

پاسخ الگوریتم				دریافت از کاربر		
درصد شکست	درصد موفقیت	زمان رسیدن به پایداری (میانگین مونت کارلو)	تراسترهای خراب	چرخ‌های عکس‌العملی خراب	تعداد خطا تراسترها	تعداد خطای چرخ‌های
۵۲	۴۸	۲۳۴/۱۴	۳ و ۲	۴ و ۱	۲	۲

۵- بهترین موقعیت

بر اساس داده‌های گسترده به‌دست‌آمده، امکان شناسایی کارآمدترین و کم‌اثرترین عملگرها در حالات مختلف فراهم می‌شود. جای‌گذاری بهینه از طریق ارزیابی این‌که خرابی کدام محرک کمترین آسیب را به مأموریت وارد می‌سازد، تعیین می‌گردد. برای این منظور، روش‌هایی همچون میانگین‌گیری از نتایج شبیه‌سازی مونت کارلو و تهیه جداول مقایسه‌ای برای تمامی ۱۲۸ حالت خرابی محرک‌ها به کار گرفته شده است تا موقعیت مناسب شناسایی شود. با میانگین‌گیری و مقایسه نتایج، ترکیب بهینه‌ای از چرخ‌های واکنشی و تراسترها تعیین گردید که در صورت وقوع خرابی، کمترین ریسک را متوجه مأموریت سازد. این جای‌گذاری نه تنها برای تست‌های حساسیت اهمیت دارد، بلکه برای محرک‌هایی که سابقه عملکردی در فضا ندارند نیز حیاتی است.

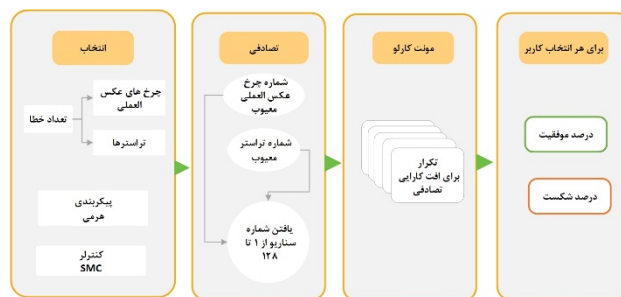
بررسی‌های گسترده نشان می‌دهد که در چیدمان هرمی چرخ‌های عکس‌العملی بهینه است؛ به‌طوری‌که خرابی چرخ‌های عکس‌العملی ۱ و ۳ به همراه تراستر ۳، کمترین ریسک شکست مأموریت را ایجاد می‌کند.

بنابراین، برای بهره‌گیری از چرخ‌های واکنشی فاقد تجربه فضایی، چیدمان پیشنهادی همان ساختار هرمی با تمرکز بر چرخ‌های ۱ و ۳ است، و در مورد تراسترها نیز اتکا بر تراستر شماره ۳ توصیه می‌شود.

با توجه به چهار بخش مطرح‌شده، امکان توسعه الگوریتمی بهینه برای پیش‌بینی درصد موفقیت یا شکست زیرسامانه‌ی کنترل وضعیت فراهم می‌شود. علاوه بر این، حجم قابل توجه داده‌های تولیدشده این فرصت را ایجاد می‌کند تا مؤثرترین و کم‌اثرترین عملگرها شناسایی شوند. بدین ترتیب، می‌توان برای مأموریت‌های آتی - به‌ویژه در مورد عملگرهایی که برای نخستین بار به فضا پرتاب می‌شوند و فاقد سابقه‌ی پروازی هستند - بهترین جای‌گذاری را پیشنهاد داد.

همان‌گونه که پیش‌تر بیان شد، موفقیت زیرسیستم به تحقق پایداری مطلوب در بازه زمانی در نظر گرفته‌شده (۲۵۰ ثانیه) وابسته است. با توجه به تأثیر عناصر تصادفی، هر یک از ۱۲۸ حالت خرابی عملگرها به کمک شبیه‌سازی مونت کارلو و با ۱۰۰ تکرار متغیر تصادفی انجام شد. این تکرارها موجب افزایش قابلیت اطمینان پاسخ سیستم شده و با میانگین‌گیری، مجموعه‌ای کامل از نتایج به دست آمده است. به منظور مدیریت حجم بالای محاسبات و یکپارچه‌سازی نتایج گسترده حاصل‌شده، الگوریتمی جدید بر اساس داده‌های به‌دست‌آمده توسعه یافته است.

بر اساس این الگوریتم، با دریافت تعداد خطاهای موردنظر کاربر برای هر یک از محرک‌ها (شامل چرخ‌های عکس‌العملی و تراسترها)، احتمال موفقیت یا شکست زیرسیستم کنترل وضعیت قابل پیش‌بینی خواهد بود. کل فرآیند سناریوی الگوریتم پیش‌بینی به‌صورت خلاصه و شماتیک در شکل (۸) ارائه شده است.



شکل (۸): الگوریتم پیش‌بینی شکست یا موفقیت زیرسیستم

به عنوان نمونه، با چیدمان هرمی و کنترل‌کننده SMC اگر کاربر تعداد خطاهای چرخ عکس‌العملی را دو و تعداد خطاهای تراستر را نیز دو در نظر گیرد، درصد موفقیت در جدول (۲) نمایش داده خواهد شد. شایان ذکر است که الگوریتم می‌تواند به‌طور تصادفی از

۲- محاسبه قابلیت اطمینان

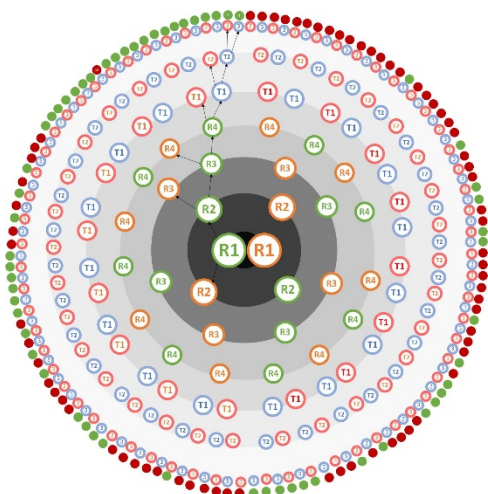
برای سنجش میزان قابلیت اطمینان زیرسیستم کنترل وضعیت، در گام نخست ضروری است شناخت دقیقی از اجزاء تشکیل دهنده و روابط میان آن‌ها حاصل شود. درخت محصول برای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره، تمامی اجزاء آن از جمله چهار چرخ عکس‌العملی و سه تراستر را در بر می‌گیرد.

همان‌گونه که در بخش شبیه‌سازی مشاهده شد، سامانه از پیچیدگی بالایی برخوردار است. در این پژوهش، روشی نوین برای مدل‌سازی سامانه‌های پیچیده ارائه شده است که با رویکرد سنتی مبتنی بر معادل‌سازی سامانه با نمودارهای بلوکی سری و موازی تفاوت دارد. در این روش، از درخت رخداد برای محاسبه قابلیت اطمینان بهره گرفته می‌شود. این روش نمایش شماتیکی از تمامی رویدادهای ممکن در سامانه، شامل حالات موفقیت و خرابی اجزاء، فراهم می‌آورد، بدون آن‌که تقدم و تأخر عملکرد اجزاء مورد توجه قرار گیرد. به عنوان نمونه، شکل (۹) درخت رخداد زیرسیستم کنترل وضعیت این مطالعه را نشان می‌دهد که در لایه‌ی پایانی، حالات موفقیت با رنگ سبز مشخص شده‌اند.

بر اساس رابطه‌ی (۱۷)، قابلیت اطمینان سامانه از طریق درخت رخداد قابل محاسبه است.

۶- نتیجه‌گیری

در طول دوره عملیاتی ماهواره، زیرسیستم کنترل وضعیت باید به‌طور پیوسته عمل کند تا نیازهای مأموریتی برآورده شود. در مواجهه با اغتشاشات داخلی و خارجی، ماهواره موظف است کنترل وضعیت خود را حفظ نماید. این پژوهش به بررسی تأثیر بالقوه خرابی‌ها و افت کارایی بر موفقیت زیرسیستم پرداخته و سناریوهای مختلف خرابی عملگرها را تحلیل می‌کند. برخلاف



شکل (۹): درخت کامل رخدادهای زیرسیستم کنترل وضعیت شامل چیدمان هرمی و کنترل مد لغزشی

پژوهش‌های پیشین که غالباً تنها تعداد محدودی از حالات خرابی عملگرها را مدنظر قرار می‌دادند، در این تحقیق با بهره‌گیری از بهترین چیدمان و کنترل‌کننده معرفی شده در تحقیقات قبلی، تمامی حالات ممکن خرابی عملگرها بررسی شده است. برای رفع کاستی‌های مطالعات پیشین در نادیده گرفتن عناصر تصادفی، شبیه‌سازی مونت کارلو به کار گرفته شده است. افزون بر این، برخلاف روش‌های ساده‌سازی متداول در مدل‌سازی، برای محاسبه قابلیت اطمینان، از یک روش نوین مدل‌سازی سیستم‌های پیچیده استفاده شده است.

$$\begin{aligned}
 R_{Scenario\ 2} = & R^4 + R^4Q + R^4Q^2 + R^3Q^4 + R^4Q + R^4Q^2 + R^4Q^3 + \\
 & R^3Q^4 + R^3Q^4 + R^4Q + R^4Q^2 + R^3Q^4 + R^4Q^3 + \\
 & R^3Q^4 + R^3Q^2 + R^3Q^4 + R^4Q + R^4Q^2 + R^4Q^3 + \\
 & R^3Q^4 + R^3Q^2 + R^3Q^4 + R^3Q^4 + R^4Q^2 + R^3Q^4 + \\
 & R^3Q^4 + R^3Q^4 = R^4 + 4R^4Q + 5R^4Q^2 + 3R^4Q^3 \\
 & + 2R^3Q^2 + 12R^3Q^4 = \\
 & R^4[1 + 4Q + 5Q^2 + 3Q^3] + R^3[2Q^2 + 12Q^4] \\
 & = 0.99877936
 \end{aligned}
 \quad (17)$$

هدف از طراحی زیرسیستم کنترل وضعیت، دستیابی به دقت نشانه‌روی معادل ۰/۱ درجه در بازه زمانی مشخص است. چنانچه در میان ۱۲۸ حالت خرابی، میانگین زمان دستیابی به مقدار مطلوب در شبیه‌سازی‌های مونت کارلو از بازه تعیین‌شده فراتر رود، به‌منزله شکست سیستم تلقی می‌شود؛ در غیر این صورت، زیرسیستم

- [10] I. Kök, "Comparison and analysis of attitude control systems of a satellite using reaction wheel actuators," 2012.
- [11] A. Kasiri and F. Fani Saberi, "Optimal configuration of four reaction wheels in momentum management performance and reliability point of view," *Iran. J. Sci. Technol., Trans. Mech. Eng.*, pp. 1–23, 2023.
- [12] R. Dadkhah Tehrani, H. Givi, D.-E. Crunteanu, and G. Cican, "Adaptive predictive functional control of XY pedestal for LEO satellite tracking using Laguerre functions," *Appl. Sci.*, vol. 11, no. 21, p. 9794, 2021.
- [13] Z. Zhang, A. Pang, H. Zhu, and H. Feng, "Structured H_∞ control for spacecraft with flexible appendages," *Entropy*, vol. 23, no. 8, p. 930, 2021.
- [14] M. Li, Y. Lei, and X. Mu, "Satellite attitude control method and physical test with load disturbance suppression," *Chin. Space Sci. Technol.*, vol. 39, no. 1, p. 73, 2019.
- [15] B. Xiao, L. Cao, and D. Ran, "Attitude exponential stabilization control of rigid bodies via disturbance observer," *IEEE Trans. Syst., Man, Cybern.: Syst.*, vol. 51, no. 5, pp. 2751–2759, 2019.
- [16] Y. Qi, H. Jing, and X. Wu, "Variable structure PID controller for satellite attitude control considering actuator failure," *Appl. Sci.*, vol. 12, no. 10, p. 5273, 2022.
- [17] M. N. Hasan, M. Haris, and S. Qin, "Fault-tolerant spacecraft attitude control: A critical assessment," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 130, p. 100806, 2022.
- [18] F.-Z. Xiao and L.-Q. Chen, "Fully actuated systems in terms of quaternions for spacecraft attitude control," *Acta Astronaut.*, vol. 209, pp. 1–5, 2023.
- [19] V. Utkin, "Variable structure systems with sliding modes," *IEEE Trans. Autom. Control*, vol. 22, no. 2, pp. 212–222, 1977.
- [20] R. A. DeCarlo, S. H. Zak, and G. P. Matthews, "Variable structure control of nonlinear multivariable systems: A tutorial," *Proc. IEEE*, vol. 76, no. 3, pp. 212–232, 1988.
- [21] H. Kojima and P. M. Trivailo, "Adaptive time-delay estimated sliding mode control for a bias momentum satellite with two reaction wheels," *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 62, no. 4, pp. 236–245, 2019.
- [22] H. Prabhat, B. K. Mukherjee, D. K. Giri, and M. Sinha, "Fault-tolerant sliding mode satellite attitude stabilization using magneto-Coulombic torquers," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 121, p. 107316, 2022.
- [23] J.-F. Castet and J. H. Saleh, "Satellite and satellite subsystems reliability: Statistical data analysis and modeling," *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, vol. 94, no. 11, pp. 1718–1728, 2009.
- [24] Y. Du, S. Liu, Z. Fang, and S. Gao, "Reliability evaluation of all-user terminals in LEO satellite communication network based on modular reduction," *China Commun.*, vol. 19, no. 2, pp. 235–246, 2022.
- [25] M. Damircheli, M. Fakoor, and H. Yadegari, "Failure assessment logic model (FALM): A new approach for reliability analysis of satellite attitude control subsystem," *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, vol. 198, p. 106889, 2020.
- [26] W. Cai, X. Liao, and Y. Song, "Indirect robust adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft," *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 31, no. 5, pp. 1456–1463, 2008.
- [27] Q. Hu and B. Xiao, "Fault-tolerant sliding mode attitude control for flexible spacecraft under loss of actuator effectiveness," *Nonlinear Dyn.*, vol. 64, pp. 13–23, 2011.

علی‌رغم وجود خرابی‌ها و افت کارایی، موفق به حفظ دقت موردنظر خواهد شد. با توجه به حجم گسترده داده‌ها و نتایج به‌دست‌آمده، در این پژوهش از جداول و نمودارهای مفهومی برای خلاصه‌سازی یافته‌ها و تسهیل تحلیل استفاده شده است. بررسی ارتباط میان خرابی عملگرها و موفقیت یا شکست زیرسیستم، دو دستاورد کلیدی به همراه دارد: نخست، توسعه الگوریتمی نوین که قادر است با دریافت آستانه خطای مورد نظر از سوی کاربر، نرخ موفقیت و شکست زیرسیستم را پیش‌بینی کند؛ و دوم، شناسایی راهبردهای بهینه استقرار عملگرهایی که فاقد سابقه فضایی هستند، به‌منظور ارتقای کارایی عملیاتی و قابلیت اطمینان.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

تشکر و قدردانی

از حمایت مادی و معنوی پژوهشگاه فضایی ایران تشکر می‌شود.

مراجع

- [1] J. H. Saleh and J.-F. Castet, *Spacecraft Reliability and Multi-State Failures: A Statistical Approach*. Hoboken, NJ, USA: John Wiley & Sons, 2011.
- [2] R. Sperber, "Hazardous subsystems (to commercial geosynchronous spacecraft)," in *Proc. SatMax 2002—Satellite Performance Workshop*, Arlington, VA, USA, 2002.
- [3] M. Tafazoli, "A study of on-orbit spacecraft failures," *Acta Astronaut.*, vol. 64, nos. 2–3, pp. 195–205, 2009.
- [4] B. Robertson and E. Stoneking, "Satellite GN and C anomaly trends," in *Proc. 2003 AAS Guidance and Control Conf.*, 2003, no. AAS-03-071.
- [5] G. Avanzini, E. de Angelis, F. Giuliotti, and N. Serrano, "Attitude control of low Earth orbit satellites by reaction wheels and magnetic torquers," *Acta Astronaut.*, vol. 160, pp. 625–634, 2019.
- [6] N. V. Kuznetsov, B. Andrievsky, E. V. Kudryashova, and O. A. Kuznetsova, "Stability and hidden oscillations analysis of the spacecraft attitude control system using reaction wheels," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 131, p. 107973, 2022.
- [7] H. S. Ousaloo and B. Akbarinia, "Spin axis control using reaction wheels: Modeling and experimental validation," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 35, no. 5, p. 04022058, 2022.
- [8] X. Huang and G. Duan, "Fault-tolerant attitude tracking control of combined spacecraft with reaction wheels under prescribed performance," *ISA Trans.*, vol. 98, pp. 161–172, 2020.
- [9] E. A. Hogan and H. Schaub, "Three-axis attitude control using redundant reaction wheels with continuous momentum dumping," *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 38, no. 10, pp. 1865–1871, 2015.