



Original Research Paper

# Design a Robust Fault Tolerant Control Based on Neural Network for Spacecraft

Ali Foroutan<sup>1\*</sup>, Milad Ghazal<sup>2</sup>, and Vahid Momeni<sup>3</sup>

1. Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering, Golestan University, Gorgan, Iran
2. Department of Electrical Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran
3. Department of Electrical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

## ARTICLE INFO

### Article History:

Received 22 November 2024  
Revised 30 January 2025  
Accepted 23 February 2025  
Available Online 10 March 2025

### Keywords:

Fault-tolerant control  
Model-free controller  
Robust sliding mode control  
Neural network

## ABSTRACT

In this article, a robust fault-tolerant controller based on artificial neural networks is introduced for attitude regulation of a nonlinear spacecraft system under system dynamic uncertainties, measurement noise, external disturbances, and actuator faults. Using neural networks, the spacecraft's nonlinear dynamics are approximated and incorporated into the development of the robust control scheme. The proposed method offers enhanced reliability, precise trajectory tracking, minimal tracking error, rapid convergence, robustness, and consistent control performance despite dynamic uncertainties, actuator malfunctions, and external perturbations. Neural network weights are adapted and updated to ensure that the Lyapunov function's derivative remains negative, thereby guaranteeing closed-loop system stability. The controller's performance is assessed under multiple actuator fault scenarios and benchmarked against alternative control strategies.

\* Corresponding Author's E-mail: [a.foroutan400@stu.gu.ac.ir](mailto:a.foroutan400@stu.gu.ac.ir)

## How to Cite this Article:

A. Foroutan, M. Ghazal, and V. Momeni, "Design a robust fault tolerant control based on neural network for spacecraft," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 4, pp. 1-18, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.4.1>.

## 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/).





## طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب مقاوم مبتنی بر شبکه عصبی برای فضاپیما

علی فروتن<sup>۱\*</sup>، میلاد غزل<sup>۲</sup>، و وحید مومنی<sup>۳</sup>

- ۱- کارشناسی ارشد، گروه مهندسی برق، دانشکده مهندسی، دانشگاه گلستان، گرگان، ایران
- ۲- استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
- ۳- دانشجوی دکتری، گروه مهندسی برق، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

### چکیده

در این مقاله یک کنترل کننده مقاوم تحمل پذیر عیب مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی به منظور کنترل وضعیت سیستم غیرخطی فضاپیما در حضور نامعینی های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش های خارجی وارد بر سیستم و عیب عملگرها پیشنهاد می گردد. با بهره گیری از شبکه عصبی، دینامیک غیرخطی سیستم تخمین زده می شود و در طراحی کنترل کننده مقاوم پیشنهادی مورد استفاده قرار می گیرد. از مزایای رهیافت پیشنهادی، قابلیت اطمینان بالا، ردیابی دقیق مسیر، خطای ردیابی کوچک، سرعت همگرایی، قوام و عملکرد مناسب سیستم کنترل در حضور عدم قطعیت های دینامیک سیستم، عیب و خرابی عملگرها و اغتشاش های خارجی است. وزن های شبکه عصبی به قسمی تنظیم و به روزرسانی می شوند که مشتق تابع لیاپانوف منفی و پایداری سیستم حلقه بسته تضمین گردد. در سناریوهای مختلف عیب عملگرها، عملکرد کنترل کننده پیشنهادی با سایر کنترل کننده ها مورد قیاس قرار گرفته است.

### اطلاعات مقاله

#### تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۲ آذر ۱۴۰۳  
بازنگری ۱۱ بهمن ۱۴۰۳  
پذیرش ۰۵ اسفند ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۲۰ اسفند ۱۴۰۳

#### واژه های کلیدی:

کنترل کننده تحمل پذیر عیب  
کنترل کننده مدل آزاد  
کنترل مد لغزشی مقاوم  
شبکه عصبی

\* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [a.foroutan400@stu.gu.ac.ir](mailto:a.foroutan400@stu.gu.ac.ir)

#### How to Cite this Article:

A. Foroutan, M. Ghazal, and V. Momeni, "Design a robust fault tolerant control based on neural network for spacecraft," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 4, pp. 1-18, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.4.1>.

#### 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/).



از شبکه عصبی تطبیقی تخمین زده می‌شود. در مقاله مذکور، عملکرد طرح کنترلی پیشنهادی در وقوع عیب عملگرها از نوع کاهش اثر و کارائی<sup>۱</sup> مورد بررسی قرار گرفته‌است. در پژوهش [۱۵]، کنترل کننده ردیابی وضعیت مبتنی بر وقوع رویداد با بهره‌گیری از شبکه عصبی تطبیقی برای سیستم فضاپیما پیشنهاد شد. در پژوهش [۲۲]، کنترل کننده ردیاب وضعیت مبتنی بر وقوع رویداد با رویکردی برای کنترل سیستم فضاپیما پیشنهاد شد. در پژوهش رهیافت کنترلی مد لغزشی پیش‌بین [۲۸]، برای ردیابی وضعیت فضاپیمای سه‌محوره در زمان محدود پیشنهاد شد. مهمترین معایب برخی از طرح‌های کنترلی پیشنهاد شده عبارت هستند از:

- طراحی کنترل کننده مبتنی بر مدل سیستم
- عدم بررسی تأثیر عیب و خرابی عملگرها

مطابق پژوهش‌های انجام شده، بسیاری از رهیافت‌های کنترلی پیشنهادی، نیازمند دسترسی به مدل دقیق سیستم فضاپیما در طراحی کنترل کننده خواهند داشت. از طرفی دستیابی به مدل دقیق دینامیک سیستم غیرخطی فضاپیمای صلب، امری دشوار است. یکی از مهمترین کاربردهای شبکه‌های عصبی، تخمین دینامیک و توابع غیرخطی سیستم‌های پیچیده است [۳۴-۳۶]. شبکه‌های عصبی مصنوعی از واحدهای پردازش نورون تشکیل شده‌اند. شبکه‌های عصبی مصنوعی، سیستم‌های ریاضیاتی محاسباتی هستند که از علم بیولوژیک الهام گرفته‌اند و قادر به تخمین توابع پیچیده هستند [۳۵، ۳۷]. یکی از چالش‌های موجود در علم کنترل، شناسایی سیستم‌ها و تخمین توابع غیرخطی و پیچیده است. در سال‌های اخیر، پیشرفت‌های نوین کثیری در شناسایی توابع پیچیده و دینامیک سیستم‌های غیرخطی حاصل شده‌است. تخمین توابع غیرخطی با استفاده از شبکه‌های عصبی، تاریخچه دیرینه‌ای دارد و به گذشته باز می‌گردد [۳۸]. فرآیند یادگیری شبکه‌های عصبی با آموزش و تنظیم مکرر وزن‌های شبکه عصبی حاصل می‌شود [۳۹]. شبکه عصبی قادر به تخمین دینامیک غیرخطی فضاپیما با سرعت و دقت بالا و خطای تخمین بسیار کم، به صورت برخط است [۴۰، ۴۱]. وزن‌های شبکه عصبی مصنوعی به قسمی تنظیم و به‌روزرسانی می‌گردند که مشتق تابع لیاپانوف منفی گردد و پایداری سیستم حلقه بسته فضاپیما تضمین شود. در این مقاله، از کنترل کننده مد لغزشی به دلیل قوام بالا در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاش‌های خارجی وارد بر سیستم در کنترل وضعیت سیستم فضاپیما استفاده می‌گردد. دینامیک غیرخطی سیستم فضاپیما با بهره‌گیری از شبکه‌های عصبی، تخمین زده شده و به کنترل کننده مدل آزاد مقاوم اعمال می‌گردد. در این مقاله به منظور کنترل وضعیت سیستم غیرخطی فضاپیما، از

## ۱ مقدمه

سیستم فضاپیما، دسته مهمی از سیستم‌های غیرخطی می‌باشند که در سالیان اخیر توجه مهندسان کنترل، هوافضا و سایر پژوهشگران را به خود جلب کرده است. مطابق کاربردهای گسترده سیستم فضاپیما در حوزه‌های نظامی، تصویربرداری، ارتباطات، رصد و نظارت زمین، پژوهش‌ها در این حوزه همچنان ادامه دارد [۱-۳]. از مهمترین چالش‌های موجود در کنترل وضعیت سیستم فضاپیما، به عدم قطعیت‌های غیرخطی موجود در دینامیک سیستم، اغتشاش‌های خارجی و عیب عملگرها می‌توان اشاره نمود. مطابق اغتشاش‌های خارجی ناشی از گشتاور گرانش در مأموریت‌های فضایی و نامعینی‌های اینرسی ناشی از مصرف سوخت فضاپیما، دستیابی به مدل دقیق سیستم، امری دشوار است. مطابق چالش‌های مذکور در کنترل سیستم فضاپیما، طراحی کنترل کننده مدل آزاد مناسب، با هدف تحقق اهداف کنترلی در مأموریت‌های فضایی، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است [۱، ۴-۷]. از طرفی دیگر، توسعه روز افزون مأموریت‌های فضایی، منجر به پیدایش چالش‌های نوین در هدایت، ناوبری و کنترل سیستم فضاپیما شده‌است. به همین دلیل کنترل وضعیت فضاپیما، از موضوعات تحقیقاتی فعال در سالیان اخیر به شمار می‌رود [۸-۱۱]. سیستم کنترل وضعیت در فضاپیما به‌عنوان یکی از سیستم‌های فضاپیما، نقش مهمی در عملکرد کلی سیستم فضاپیما ایفاء می‌کند. در شرایط عملیاتی، وقوع عیب و خرابی در عملگرها می‌تواند منجر به کاهش قابل توجه عملکرد کنترل کننده و شکست مأموریت فضایی گردد [۴، ۱۲]. مطابق اهمیت طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب در کنترل وضعیت فضاپیما، در سالیان اخیر پژوهش‌های علمی کثیری در این حوزه منتشر شده‌است [۱۳-۱۷]. مطابق پژوهش‌های انجام شده، رویکردهای کنترلی نظیر کنترل کننده مد لغزشی [۱۸]، کنترل مقاوم [۱۹، ۲۰]، کنترل معکوس بهینه [۲۱]، کنترل فازی [۲۲]، کنترل فیدبک خروجی [۲۳]، کنترل کننده  $H_\infty$  [۲۴]، کنترل تطبیقی پسگام [۲۵]، کنترل هیبرید [۲۶]، کنترل PID [۲۷]، کنترل مد لغزشی پیش‌بین [۲۸] و سایر کنترل کننده‌های هوشمند به‌منظور کنترل سیستم وضعیت فضاپیما پیشنهاد شده‌است. به‌عنوان نمونه در پژوهش [۲۹]، یک کنترل کننده ردیابی وضعیت نوین تطبیقی برای سیستم‌های با بدنه صلب در حضور عدم قطعیت‌های اینرسی پیشنهاد شده‌است. در پژوهش [۳۰]، یک کنترل کننده وضعیت زمان محدود پیوسته مبتنی بر رویکرد سرعت زاویه‌ای برای فضاپیمای صلب پیشنهاد شد. در پژوهش [۳۱]، یک کنترل کننده تطبیقی پسگام پیشنهاد شده‌است. در این رویکرد کنترلی عدم قطعیت‌های غیرخطی با بهره‌گیری

## ۱.۲ مدل سازی سینماتیک و دینامیک

معادلات حرکت فضایی صلب با کوآرنیون<sup>۴</sup> به صورت رابطه زیر توصیف می گردد [۲، ۴۳]:

$$q_v = \frac{1}{2}(q_v^x + q_0 I_3)\omega, \quad (1)$$

$$q_4 = -\frac{1}{2}q_v^T \omega, \quad (2)$$

در روابط فوق، واحد کوآرنیون  $q = [q_v^T, q_4]^T \in \mathbb{R}^3 \times \mathbb{R}$  نشان دهنده دوران وضعیت فضایی در قاب بدنه  $\mathcal{B}$  نسبت به قاب اینرسی  $I$  می باشد. در این مقاله به منظور توصیف دینامیک سیستم غیر خطی فضایی بدون مشکل تکنیکی، از واحد کوآرنیون بهره گرفته شده است. واحد کوآرنیون از بردار کوآرنیون  $q_v = [q_{v_1}, q_{v_2}, q_{v_3}]^T \in \mathbb{R}^3$  و بخش اسکالر  $q_4$  تشکیل شده است. در توصیف دینامیک فضایی توسط کوآرنیون ها، رابطه زیر برقرار است [۴۴]:

$$q_v^T q_v + q_4^2 = 1, \quad (3)$$

معادله دینامیک سیستم کنترل وضعیت فضایی صلب به صورت رابطه زیر استخراج می شود [۴۴، ۴۵]:

$$J\dot{\omega} = -\omega^* J \omega + D\Gamma u + \tau_d, \quad (4)$$

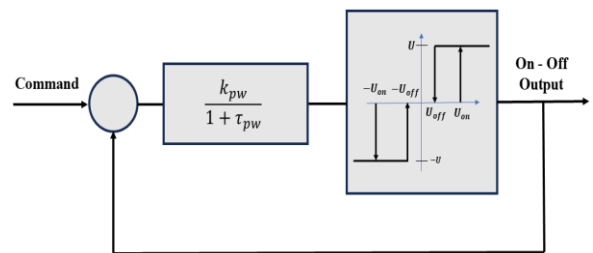
در روابط فوق،  $u = [u_1, u_2, u_3]^T \in \mathbb{R}^3$  بردار گشتاور تولید شده توسط  $n$  عملگر و  $\tau_d = [\tau_{d_1}, \tau_{d_2}, \tau_{d_3}]^T \in \mathbb{R}^3$  بردار اغتشاش خارجی وارد بر سیستم فضایی است. سرعت زاویه ای سیستم فضایی صلب  $\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T \in \mathbb{R}^3$  است که بیان کننده سرعت زاویه ای قاب بدنه  $\mathcal{B}$  نسبت به قاب اینرسی  $I$  می باشد.

## ۲.۲ مدل سازی عیب عملگرها

گشتاور کنترلی  $u$  توسط عملگرهای فضایی تولید می شود. در این پژوهش از تراستها به عنوان عملگر با هدف کنترل وضعیت فضایی صلب استفاده شده است. مطابق تعاریف عیب و خرابی عملگرها در پژوهش [۲]، ماتریس اثربخشی عملگرهای فضایی  $\Gamma_i = \text{diag}\{\Gamma_1, \dots, \Gamma_n\} \in \mathbb{R}^{n \times n}$  است که بیان کننده وضعیت عملگر  $i$  است. پارامتر  $\Gamma_i$  برای هر تراستر  $i$ ، در بازه  $\Gamma_i = [0, 1]$  محدود است. در صورتی که  $\Gamma_i = 1$  باشد آنگاه تراستر  $i$  در سلامت کامل بوده و در صورتی که  $\Gamma_i = 0$  باشد آنگاه اثربخشی و توان تراستر  $i$  به طور کامل از دست رفته است. در صورتی که پارامتر  $\Gamma_i$  در بازه  $0 < \Gamma_i < 1$  باشد آنگاه تراستر  $i$  دچار عیب از نوع کاهش کارایی شده است. در جدول ۱ وضعیت عملگرهای فضایی در حالت های مختلف بیان شده است. در این

تراستها به عنوان عملگرهای سیستم مذکور استفاده شده است. یکی از مهم ترین عملگرهای مورد استفاده در سیستم کنترل وضعیت فضایی، تراستها هستند. این نوع عملگرها، خطی و پیوسته نیستند و در حالت خاموش یا روشن قرار می گیرند. به منظور گسسته سازی فرمان کنترلی پیوسته، فیلتر مدولاسیون عرض پالس: فرکانس پالس<sup>۱</sup> طراحی می گردد و فرمان کنترلی مناسب به تراستها اعمال می گردد. ساختار فیلتر PWPF در شکل ۱ ترسیم شده است. فیلتر PWPF از یک فیلتر تأخیر مرتبه اول و اشمیت تریگر در یک حلقه بازخورد منفی تشکیل شده است [۴۲]. وقوع عیب و خرابی در تراستها می تواند منجر به عملکرد نامناسب سیستم کنترل و ناپایداری سیستم حلقه بسته فضایی شود. مطابق نتایج حاصل شده از شبیه سازی، رهیافت کنترلی مدل آزاد در حضور نامعینی های دینامیک سیستم فضایی، اغتشاش های خارجی، از سرعت و دقت ردیابی مناسبی برخوردار می باشد. کنترل کننده مدل آزاد تحمل پذیر عیب دارای قابلیت همگرایی سریع با دقت بالا، خطای ردیابی مسیر کم، قوام بالا در وقوع عیب، خرابی تراستها و حضور اغتشاش های خارجی است. پایداری سیستم حلقه بسته فضایی با تئوری لیاپانوف تضمین می گردد. برخی از دستاوردهای پژوهشی این مقاله عبارت هستند از:

- طراحی کنترل کننده ایمن و قابل اعتماد بدون نیاز به مدل دقیق سیستم فضایی
- جلوگیری از ناپایداری سیستم فضایی در وقوع عیب<sup>۲</sup> و خرابی<sup>۳</sup> تراستها
- قوام بالا و بهبود کنترل وضعیت فضایی در حضور نویز، اغتشاش و نامعینی های دینامیک سیستم



شکل ۱- ساختار فیلتر PWPF.

Fig. 1. The structure of the PWPF filter.

## ۲ سینماتیک و دینامیک فضایی صلب

در این بخش، به منظور طراحی کنترل کننده تحمل پذیر عیب برای سیستم فضایی، سینماتیک و دینامیک سیستم فضایی استخراج شده و مدل عیب عملگرها و نامعینی های دینامیک سیستم توصیف خواهد شد.

3. Failure  
4. Quaternions

1. Pulse: Width Pulse: Frequency Modulator  
2. Fault

عدم قطعیت ماتریس اینرسی است. عدم قطعیت ماتریس اینرسی  $\Delta J$  توسط پارامتر  $J_M$  محدود به  $\|\Delta J\| \leq J_M$  است.  $J_M$  یک مقدار اسکالر مثبت نامعین است.

فرض سوم: ماتریس اغتشاش  $\tau_d$  توسط پارامتر  $\tau_{dM}$  به صورت  $\|\tau_d\| \leq \tau_{dM}$  محدود است. مقدار  $\tau_{dM}$  یک مقدار ثابت نامعین است. فرض چهارم: مقدار نیروی تولید شده  $u$  توسط پارامتر  $u_M$  به صورت  $\|u\| \leq u_M$  محدود شده است.  $u_M$  حداکثر نیروی قابل تولید تراسترهای فضاپیما بوده که دارای یک مقدار ثابت مثبت است.

### ۳ مدل خطای ردیابی وضعیت فضاپیما صلب

خطای ردیابی وضعیت فضاپیما  $q_e = [q_{e_v}^T, q_{e_4}]^T \in \mathbb{R}^3 \times \mathbb{R}$  است.  $q_e$  از بردار  $q_{e_v} = [q_{e_1}, q_{e_2}, q_{e_3}] \in \mathbb{R}^3$  و مقدار اسکالر  $q_{e_4} \in \mathbb{R}$  تشکیل شده است.  $q_{e_v}$  به عنوان دوران نسبی میان قاب بدنه  $B$  و قاب مطلوب  $\mathcal{U}$  تعریف می شود. دوران وضعیت مطلوب فضاپیمای صلب  $q_d$  است.  $q_d$  از بردار  $q_d = [q_{d1}, q_{d2}, q_{d3}]^T$  و مقدار اسکالر  $q_{d4}$  تشکیل شده است. حرکت وضعیت مطلوب و  $\omega_d$  سرعت زاویه ای مطلوب فضاپیما است [۴۷].

$$q_d = [q_{d_v}^T, q_{d_4}]^T \in \mathbb{R}^3 \times \mathbb{R}^1. \quad (7)$$

$$\dot{q}_{d_v} = \frac{1}{2}(q_{d_v}^\times + q_{d_4} I_3) \omega_d. \quad (8)$$

$$\dot{q}_{d_4} = -\frac{1}{2} q_{d_v}^T \omega_d. \quad (9)$$

مطابق قوانین کواترنیون ها، در دوران وضعیت مطلوب و خطای ردیابی وضعیت، شروط  $\|q_e\| = 1$  و  $\|q_d\| = 1$  برقرار است. مطابق قوانین ضرب کواترنیون ها، مدل خطای ردیابی وضعیت  $q_e$  از روابط زیر حاصل می شود [۴]:

$$q_e = [q_{e_v}^T, q_{e_4}]^T. \quad (10)$$

$$q_{e_v} = q_{d_4} q_v - q_{d_v}^\times q_v - q_4 q_{d_v}. \quad (11)$$

$$q_{e_4} = q_{d_v}^T q_v + q_{d_4} q_4. \quad (12)$$

مطابق قوانین کواترنیون ها رابطه زیر برقرار است [۴]:

$$q_{e_v}^T q_{e_v} + q_{e_4}^2 = 1. \quad (13)$$

سرعت زاویه ای نسبی  $\omega_e \in \mathbb{R}^3$  برابر است با [۲]:

$$\omega_e = \omega - Y \omega_d. \quad (14)$$

سرعت زاویه ای نسبی  $\omega_e = [\omega_{e_1}, \omega_{e_2}, \omega_{e_3}]^T \in \mathbb{R}^3$  میان قاب اینرسی  $\mathcal{B}$  و قاب مطلوب  $\mathcal{U}$  تعریف می گردد. در رابطه فوق، سرعت

پژوهش، سه سناریوی عیب به صورت انتخابی اتخاذ گردیده است. در سناریوی اول، تراسترهای فضاپیما دچار وقوع عیب از نوع کاهش اثربخشی و کارائی شده است. وقوع عیب در تراسترها در کل زمان شبیه سازی رخ داده است.

جدول ۱- وضعیت عملگرهای فضاپیما در شرایط مختلف [۲].

Table 1. Status of spacecraft actuators under varying conditions [2].

Effectiveness matrix	Actuator status
$\Gamma_i = 1$	Healthy
$0 \leq \Gamma_i \leq 1$	Partial loss of effectiveness
$\Gamma_i = 0$	Failure

در سناریوی عیب دوم، علاوه بر عیب از نوع کاهش اثربخشی و کارائی<sup>۱</sup>، عیب از نوع از کارافتادگی کامل تراستر یا خرابی<sup>۲</sup> نیز مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت. در سناریوی دوم، تراستر پنجم پس از ۶۰ ثانیه به طور کامل از کار افتاده و سایر تراسترها نیز دچار وقوع عیب از نوع کاهش اثربخشی و کارائی شده اند. در سناریوی سوم، علاوه بر عیب از نوع کاهش کارائی و از کارافتادگی تراستر پنجم، تراسترهای دوم، سوم و چهارم نیز قادر به اثربخشی ناچیز در کنترل وضعیت فضاپیما هستند. در سناریوی سوم، تراسترهای دوم، سوم و چهارم بدون توجه به خطای ردیابی وضعیت و سیگنال دریافتی از کنترل کننده، نیروی ثابت تولید می کنند. ماتریس توزیع عملگرهای فضاپیما  $D \in \mathbb{R}^{3 \times N}$  است.  $N$  تعداد تراسترهای مورد استفاده در کنترل وضعیت فضاپیما است.

### ۳.۲ نامعینی های دینامیک سیستم

ماتریس مثبت معین اینرسی فضاپیما  $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  است و داریم:

$$J = J^T, \quad (5)$$

در روابط فوق  $x^\times$  بیان کننده عمل ضرب خارجی بر روی بردار  $x = [x_1, x_2, x_3]$  است و ماتریس متقارن به صورت ماتریس زیر تعریف می گردد [۴۶]:

$$[x^\times] = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

برخی از مفروضات این پژوهش عبارت هستند از: فرض اول: واحد کواترنیون  $q$  و سرعت زاویه ای  $\omega$  قابل اندازه گیری هستند.

فرض دوم: ماتریس اینرسی  $J$  را می توان به صورت  $J = J_0 + \Delta J$  بازنویسی نمود.  $J_0$  مقدار نامی شناخته شده ماتریس اینرسی است و  $\Delta J$

فضایما با تئوری لیاپانوف تضمین می‌گردد. عملکرد رهیافت پیشنهادی در وقوع عیب عملگرها، نویز، اغتشاش‌های خارجی و نامعینی‌های دینامیک سیستم بررسی می‌گردد و با سایر رویکردهای کنترلی نوین مورد قیاس و ارزیابی قرار گرفته‌است.

#### ۴ طراحی کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب مدل آزاد مقاوم

دستیابی به کنترل کننده قابل اطمینان و مقاوم به منظور کنترل بهینه سیستم غیرخطی فضایما در صورت وقوع عیب در عملگرها، یکی از اهداف اصلی این مقاله است. کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر شبکه عصبی الزام به عملکرد مناسب در حضور نامعینی‌های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش‌های خارجی و وقوع عیب عملگرها دارد. در این بخش، کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب مدل آزاد مقاوم طراحی شده و پایداری سیستم حلقه بسته فضایما مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

#### ۴.۱ طراحی کنترل کننده تحمل‌پذیر مدل آزاد

در گام نخست به منظور طراحی کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب مدل آزاد مقاوم<sup>۱</sup> برای کنترل سیستم غیرخطی فضایما، سیستم غیرخطی پیوسته با زمان به صورت زیر توصیف می‌گردد [۴۹]:

$$\dot{x} = \mathcal{F}(x) + \mathcal{g}(x)u \quad (۲۳)$$

در رابطه فوق، بردار حالت‌های سیستم فضایما  $x \in \mathbb{R}^n$ ، بردار تابع حالت‌های سیستم  $\mathcal{F}(x) \in \mathbb{R}^n$ ، ماتریس بهره بهره  $\mathcal{g}(x) \in \mathbb{R}^{n \times m}$  است. سیستم فضایما یک سیستم غیرخطی مرتبه دوم است:

$$\ddot{x} = \mathcal{F}(x, \dot{x}) + \mathcal{g}(x, \dot{x})u \quad (۲۴)$$

در رویکرد کنترلی تحمل‌پذیر مقاوم پیشنهادی از قابلیت یادگیری شبکه عصبی به منظور تخمین<sup>۲</sup> توابع غیرخطی  $\mathcal{F}(x, \dot{x})$  و  $\mathcal{g}(x, \dot{x})$  سیستم غیرخطی فضایما بهره گرفته می‌شود. برای تخمین توابع نامعلوم  $\mathcal{F}(x, \dot{x})$  و  $\mathcal{g}(x, \dot{x})$ ، سیستم غیرخطی فضایما ملزم به بهره‌گیری از شش شبکه عصبی است. سه شبکه عصبی با هدف تخمین تابع  $\mathcal{F}(x, \dot{x})$ ، و سه شبکه عصبی دیگر با هدف تخمین تابع  $\mathcal{g}(x, \dot{x})$  مورد استفاده قرار گرفت. وزن‌های شبکه عصبی به قسمی به روزرسانی می‌شوند که پایداری سیستم غیرخطی فضایما تضمین شود. برای تخمین توابع غیرخطی  $\mathcal{F}(x, \dot{x})$  و  $\mathcal{g}(x, \dot{x})$  از شبکه عصبی پیش‌خور<sup>۳</sup> بهره گرفته شده‌است. به منظور دستیابی به سیگنال کنترلی مناسب، توابع غیرخطی  $\mathcal{F}(x, \dot{x})$ ،  $\mathcal{g}(x, \dot{x})$  به صورت برخط تخمین زده می‌شوند و به کنترل کننده مدل آزاد اعمال می‌شوند.

$$\hat{\mathcal{F}} = \delta_{\mathcal{F}}^T \zeta_{\mathcal{F}}, \quad (۲۵)$$

زاویه‌ای مطلوب  $\omega_d = [\omega_{d1}, \omega_{d2}, \omega_{d3}]^T \in \mathbb{R}^3$  است. ماتریس دوران وضعیت  $Y \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  است و از رابطه زیر استخراج می‌شود [۴۸]:

$$Y = (q_{e_4}^2 - q_{e_v}^T q_{e_v}) I_3 + 2q_{e_v} q_{e_v}^T - 2q_{e_4} q_{e_v}^{\times}. \quad (۱۵)$$

در ماتریس دوران وضعیت، شرط زیر برقرار است [۴۸]:

$$\|Y\| = 1 \quad (۱۶)$$

مشتق ماتریس دوران وضعیت برابر است با:

$$\dot{Y} = -\omega_e^{\times} Y \quad (۱۷)$$

در رابطه فوق، حاصل  $Y$  یکتا است. مدل خطای ردیابی وضعیت فضایما از روابط زیر استخراج می‌گردد [۲۵، ۴۵]:

$$\dot{q}_{e_v} = \frac{1}{2} (q_{e_4} I_3 + q_{e_v}^{\times}) \omega_e \quad (۱۸)$$

$$\dot{q}_{e_4} = -\frac{1}{2} q_{e_v}^T \omega_e. \quad (۱۹)$$

$$J\dot{\omega}_e = -(\omega_e + Y\omega_d)^{\times} J(\omega_e + Y\omega_d) + J(\omega_e^{\times} Y\omega_d - Y\dot{\omega}_d) + D\Gamma u + \tau_d. \quad (۲۰)$$

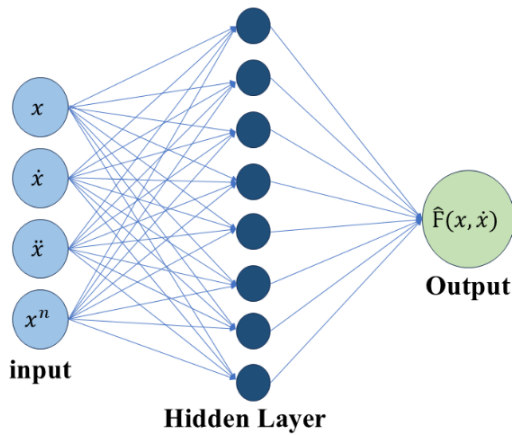
$$J\dot{\omega}_e = -\omega^{\times} J_0 \omega + J_0(\omega_e^{\times} Y\omega_d - Y\dot{\omega}_d) + D\Gamma u + \tau_d - \omega^{\times} \Delta J \omega + \Delta J(\omega_e^{\times} Y\omega_d - Y\dot{\omega}_d). \quad (۲۱)$$

فرض پنجم: سرعت زاویه‌ای مطلوب  $\omega_d$  پیوسته است و مقدار مشتق سرعت زاویه‌ای همیشه در دسترس خواهد بود. از طرفی دیگر  $\omega_d$  و  $\dot{\omega}_d$  مطابق  $\|\dot{\omega}_d\| \leq l_1$  و  $\|\omega_d\| \leq l_0$  محدود هستند.  $l_1$  مقادیر مثبت ثابت می‌باشند.

فرض‌های (۱:۵) در کنترل وضعیت مقاوم فضایما پیرو مراجع [۳۶، ۴۶]، کاملاً منطقی و رایج هستند. هدف این مقاله، طراحی سیستم کنترل قابل اطمینان به منظور پایداریسازی مجانبی سیستم حلقه بسته فضایما و حل مسئله ردیابی مسیر در حضور عیب عملگرها، نویز، اغتشاش‌های خارجی و نامعینی‌های دینامیک سیستم است. مقصود از رهیافت کنترلی نوین پیشنهادی، میل نمودن خطای ردیابی وضعیت و سرعت زاویه‌ای  $q_{e_v}$  و  $\omega_e$  به صفر است. هدف کنترل و ردیابی مسیر سیستم فضایما به صورت رابطه زیر توصیف می‌گردد.

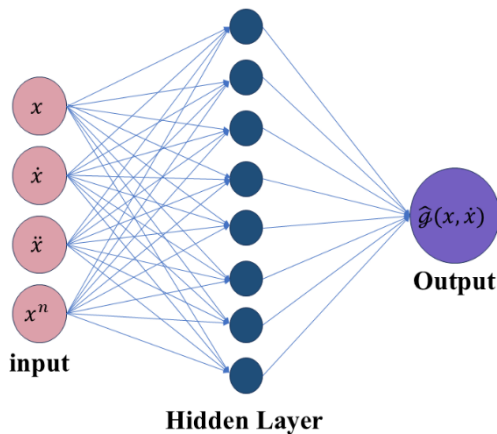
$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow \infty} (q_{e_{v_i}}) = 0, & i = 1, 2, 3. \\ \lim_{t \rightarrow \infty} (\omega_{e_i}) = 0, & i = 1, 2, 3. \end{cases} \quad (۲۲)$$

در گام بعد، کنترل کننده تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر شبکه عصبی برای کنترل سیستم فضایما طراحی می‌شود و پایداری سیستم حلقه بسته



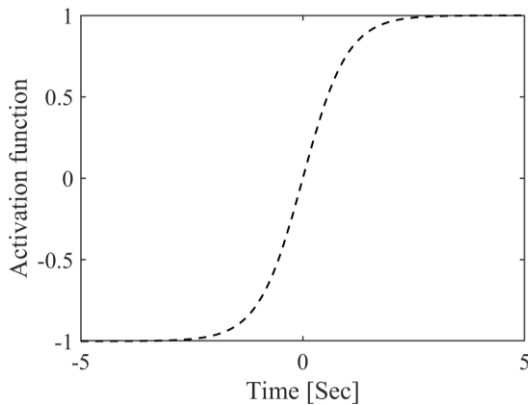
شکل ۲- ساختار شبکه عصبی با هدف تخمین تابع  $F(x, \dot{x})$ .

Fig. 2. Neural network architecture for estimating the function  $F(x, \dot{x})$ .



شکل ۳- ساختار شبکه عصبی با هدف تخمین تابع  $g(x, \dot{x})$ .

Fig. 3. Neural network architecture for estimating the function  $g(x, \dot{x})$ .



شکل ۴- تابع فعال ساز شبکه عصبی.

Fig. 4. The activation function of the neural network.

در رابطه فوق، تخمین تابع  $F(x, \dot{x})$  با  $\hat{F}$  نام گذاری شده است. تابع غیر خطی  $\hat{F}$  از بردار مجهولات  $\delta_f^T$  و معلومات  $\zeta_f$  تشکیل می شود.

اگر وزن لایه اول شبکه عصبی،  $W_1$  باشد، آنگاه خواهیم داشت:

$$\zeta_f = F_1(W_1^T X_{NN}). \quad (26)$$

ورودی شبکه عصبی پیشخور  $X_{NN}$  است. با بهره گیری از سری تیلور، تخمین تابع غیر خطی  $F(x, \dot{x})$  حاصل می گردد.

$$\hat{F} = W_1^T \frac{\partial O_2}{\partial W_1}. \quad (27)$$

در رابطه (۲۷) خروجی لایه دوم  $O_2$  و وزن لایه اول شبکه عصبی  $W_1$  است. برای تخمین تابع غیر خطی  $g(x, \dot{x})$  با استدلالی مشابه خواهیم داشت:

$$\hat{g} = \delta_d^T \zeta_g. \quad (28)$$

در رابطه (۲۸) تخمین تابع  $g(x, \dot{x})$  با  $\hat{g}$  نشان داده شده است و از بردار مجهولات  $\delta_g^T$  و معلومات  $\zeta_g$  تشکیل می شود.

$$\zeta_g = F_1(W_1^T X_{NN}). \quad (29)$$

لذا به منظور تخمین تابع  $g(x, \dot{x})$  با بهره گرفتن از سری تیلور داریم:

$$\hat{g} = W_1^T \frac{\partial O_2}{\partial W_1}. \quad (30)$$

ساختار شبکه های عصبی مصنوعی طراحی شده به منظور تخمین توابع  $F$  و  $g$  در شکل های ۲ و ۳ ترسیم شده است. ورودی های شبکه عصبی طراحی شده از عناصر زیر تشکیل شده اند.

$$X_{NN} = [q, \omega]. \quad (31)$$

تابع فعال ساز  $F_N$  و مشتق تابع فعال ساز  $D_{F_N}$  مورد استفاده در شبکه عصبی در روابط زیر بیان شده است:

$$F_N = \frac{2}{1 + e^{-2 \times t} - 1}. \quad (32)$$

$$D_{F_N} = \frac{4e^{-2 \times t}}{(e^{-2 \times t} + 1)^2}. \quad (33)$$

در شبکه عصبی طراحی شده، یک لایه خروجی با تابع فعال ساز خطی pureline استفاده شده است. با بهره گیری از شش شبکه عصبی متفاوت، توابع نامعلوم  $F(x, \dot{x})$  و  $g(x, \dot{x})$  تخمین زده می شود. در این مقاله از شش شبکه عصبی واحد به جای دو شبکه عصبی، برای تخمین توابع  $F(x, \dot{x})$  و  $g(x, \dot{x})$  استفاده شد. تخمین توابع با بهره گیری از شش شبکه عصبی مستقل، از دقت تخمین بالاتری برخوردار است. در این شبکه عصبی، به منظور طراحی کنترل کننده قابل اطمینان برای کنترل وضعیت سیستم غیر خطی فضاپیما و تضمین ردیابی وضعیت، سطح لغزش تعریف شده در رابطه (۳۴) برای کنترل وضعیت سیستم غیر خطی فضاپیما اتخاذ می گردد [۵۰]:

$$\text{sign}(s) = \begin{cases} +1 & \text{if } s > 0 \\ -1 & \text{if } s \leq 0 \end{cases} \quad (41)$$

مشتق سطح لغزش را می توان به صورت روابط زیر بازنویسی نمود:

$$\dot{s} = \mathcal{F} + \mathcal{G}(u) - y_d^n + k_{n-1}e^{n-1} + k_{n-2}e^{n-2} + \dots + k_1\dot{e}. \quad (42)$$

با جمع و تفریق مقدار  $\hat{\mathcal{G}}(u)$  در رابطه (۴۲) خواهیم داشت:

$$\dot{s} = \mathcal{F} + \mathcal{G}(u) + \hat{\mathcal{G}}(u) - \hat{\mathcal{G}}(u) - y_d^n + k_{n-1}e^{n-1} + k_{n-2}e^{n-2} + \dots + k_1\dot{e} \quad (43)$$

سیگنال کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل آزاد دارای دو فاز رسش<sup>۱</sup> و لغزش<sup>۲</sup> است:

$$u := u_{eq} + u_{reach}, \quad (44)$$

سیگنال کنترلی معادل  $u_{eq}$  در کنترل کننده تحمل پذیر مدل آزاد است و سیگنال کنترلی مد لغزشی  $u_{reach}$  است. فاز رسش رهیافت کنترلی پیشنهادی با عنایت به رابطه (۴۲)، برای حذف عبارتهای معلوم به صورت زیر پیشنهاد می گردد:

$$u_{eq} := \frac{1}{\hat{\mathcal{G}}} [-\hat{\mathcal{F}} + y_d^n - k_{n-1}e^{(n-1)} - k_{n-2}e^{(n-2)} + \dots + k_1\dot{e}]. \quad (45)$$

در رابطه فوق، باتوجه به اینکه تابع  $\mathcal{F}$  نامعلوم فرض شده است از تخمین آن استفاده شده است. فاز لغزش رهیافت کنترلی پیشنهادی نیز به صورت رابطه زیر تعریف می گردد:

$$u_{reach} := -\frac{\rho}{\hat{\mathcal{G}}} \text{sign}(s). \quad (46)$$

با جای گذاری و ساده نویسی قوانین کنترلی (۴۵) و (۴۶) در رابطه (۴۲) خواهیم داشت:

$$\dot{s} = \mathcal{F} - \hat{\mathcal{F}} + (\mathcal{G} - \hat{\mathcal{G}})u - \rho \text{sign}(s). \quad (47)$$

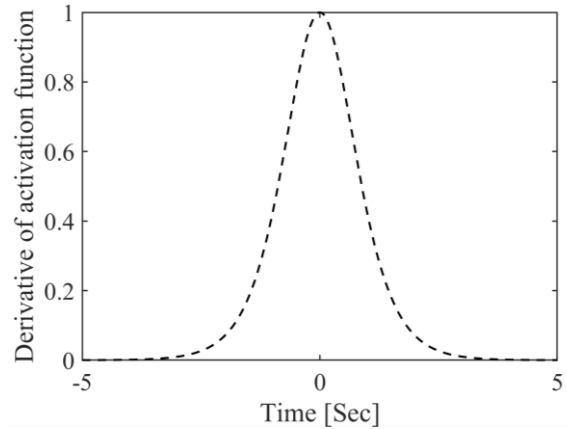
خطای تخمین توابع غیرخطی  $\mathcal{F}(x, \dot{x})$  و  $\mathcal{G}(x, \dot{x})$  با  $\delta_{\mathcal{F}}$  و  $\delta_{\mathcal{G}}$  نشان داده شده است. فرض می شود که یک شبکه عصبی ایڈنال با خروجی بهینه و خطای تخمین کمینه  $\delta_{\mathcal{F}}$  و  $\delta_{\mathcal{G}}$  وجود دارد آنگاه روابط زیر برقرار است:

$$\mathcal{F} - \mathcal{F}^* < \epsilon. \quad (48)$$

$$\mathcal{G} - \mathcal{G}^* < \epsilon. \quad (49)$$

$$\mathcal{F}^* = \delta_{\mathcal{F}}^{*T} \zeta_{\mathcal{F}}. \quad (50)$$

$$\mathcal{G}^* = \delta_{\mathcal{G}}^{*T} \zeta_{\mathcal{G}}. \quad (51)$$



شکل ۵- مشتق تابع فعال ساز شبکه عصبی.

Fig. 5. Derivative of the activation function utilized in the neural network model.

$$s := \left( \frac{d}{dt} + \Lambda \right)^{n-1} e(t), \quad (34)$$

در رابطه فوق،  $n$  مرتبه سیستم است. سیستم فضایی صلب یک سیستم مرتبه دوم است لذا برای سیستم فضایی سطح لغزش به صورت رابطه زیر تعریف می شود:

$$s := \left( \frac{d}{dt} + \Lambda \right)^{2-1} e(t), \quad (35)$$

$$s = \dot{e}(t) + \Lambda e(t), \quad (36)$$

$$s = [s_1, s_2, s_3]^T \in \mathbb{R}^3, \quad (37)$$

پارامتر طراحی  $\Lambda \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  در کنترل کننده مد لغزشی، ثابت و مثبت است. در صورتی که سطح لغزش  $s = 0$  باشد آنگاه  $\dot{e}(t) = -\Lambda e(t)$  است. در  $t \rightarrow \infty$  خطای ردیابی وضعیت و سرعت زاویه ای فضایی صلب به صفر همگرا می شود. سیگنال کنترلی مناسب برای کنترل سیستم فضایی صلب به تراسترها اعمال شده است و عملیات ردیابی وضعیت با قوام بالا انجام می شود [۳۹، ۵۱].

$$\Lambda = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n\}, \quad \lambda_i > 0. \quad (38)$$

هدف از کنترل سیستم فضایی، همگرا شدن خطای ردیابی وضعیت سیستم فضایی به صفر و تضمین پایداری سیستم حلقه بسته است. فرض می گردد مشتق سطح لغزش رابطه زیر را برآورده سازد:

$$s\dot{s} = -\rho s \text{sign}(s). \quad (39)$$

در رابطه فوق، پارامتر  $\rho \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  ثابت مثبت است. پارامتر  $\rho$  از عناصر زیر تشکیل شده است:

$$\rho = \text{diag}\{\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_n\}, \quad \rho_i > 0. \quad (40)$$

تابع  $\text{sign}(s)$  به صورت رابطه زیر تعریف می گردد:

$$\begin{aligned} \dot{v} &\leq 2\epsilon|s| - \rho|s| \\ &+ \delta_{\mathcal{F}}^T \left( s\zeta_{\mathcal{F}} - \frac{1}{\gamma} \dot{\delta}_{\mathcal{F}} \right) \\ &+ \delta_{\mathcal{G}}^T \left( s\zeta_{\mathcal{G}} u - \frac{1}{\gamma} \dot{\delta}_{\mathcal{G}} \right). \end{aligned} \quad (61)$$

وزن های شبکه عصبی به صورت روابط زیر اختیار می شود:

$$s\zeta_{\mathcal{F}} - \frac{1}{\gamma} \dot{\delta}_{\mathcal{F}} = 0 \rightarrow \dot{\delta}_{\mathcal{F}} = \gamma s \zeta_{\mathcal{F}}. \quad (62)$$

$$su\zeta_{\mathcal{G}} - \frac{1}{\gamma} \dot{\delta}_{\mathcal{G}} = 0 \rightarrow \dot{\delta}_{\mathcal{G}} = \gamma su \zeta_{\mathcal{G}}. \quad (63)$$

با جای گذاری قوانین به روزرسانی استخراج شده در روابط (62) و (63) در معادله لیاپانوف رابطه (61) خواهیم داشت:

$$\dot{v} \leq 2\epsilon|s| - \rho|s|. \quad (64)$$

تابع لیاپانوف پیشنهادی در رابطه (56)، مثبت معین بیکران شعاعی است. لذا بنا بر لم ۳/۵ مرجع [52]، توابع  $a_1$  و  $a_2$  متعلق به کلاس  $\mathcal{K}_{\infty}$  وجود دارند به قسمی که:

$$a_1 \leq v \leq a_2. \quad (65)$$

مطابق رابطه استخراج شده در رابطه (64)، در صورتی که  $\rho > 2\epsilon$  باشد،  $\dot{v}$  یک تابع منفی معین است لذا بنا بر قضیه ۳/۸ در مرجع [52]، سیستم پایدار مجانبی یکنواخت است.

## ۵ نتایج شبیه سازی

در این بخش، به منظور بررسی عملکرد کنترل کننده مدل آزاد تحمل پذیر عیب مقاوم، مدل دینامیک سیستم غیرخطی فضاییم در محیط نرم افزار متلب شبیه سازی می گردد. پارامترهای سیستم فضاییم مطابق جدول ۲ مقاردهی شده است. در کنترل کننده مدل آزاد تحمل پذیر عیب مقاوم، به منظور فعال نمودن تراسترها از یک فیلتر مرتبه اول بهره گرفته می شود. از فیلتر مرتبه اول به منظور افزایش ایمنی، عملکرد مناسب و راه اندازی نرم تراسترهای فضاییم بهره گرفته خواهد شد. فیلتر مرتبه اول از فعال سازی ناگهانی تراسترها جلوگیری می کند. در پیاده سازی عملی، طراحی فیلتر مرتبه اول از اهمیت ویژه ای برخوردار است. تابع تبدیل فیلتر مرتبه اول  $\zeta_{\mathcal{F}}$  عبارت است از:

$$\zeta_{\mathcal{F}} = \frac{1}{\tau_s + 1}. \quad (66)$$

در رابطه فوق  $\tau_s$  ثابت زمانی است. در این مقاله، زمان نشست تراسترها ۲۵ میلی ثانیه در نظر گرفته شده است. پس از ۲۵ میلی ثانیه، نیروی ایجاد

خروجی شبکه عصبی بهینه  $\mathcal{F}^*$  و  $\mathcal{G}^*$  هستند. در این پژوهش  $\epsilon$  یک مقدار ثابت بسیار کوچک تعریف می شود. با جمع و تفریق  $\mathcal{F}^*$  و  $\mathcal{G}^* u$  در مشتق سطح لغزش رهیافت کنترلی پیشنهادی داریم:

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \mathcal{F} - \mathcal{F}^* + \mathcal{F} - \hat{\mathcal{F}} + \mathcal{G}^* u - \mathcal{G}^* u \\ &+ (\mathcal{G} - \hat{\mathcal{G}})u - \rho \operatorname{sign}(s). \end{aligned} \quad (52)$$

با ساده سازی رابطه (52) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{s} &= (\mathcal{F} - \mathcal{F}^*) + (\mathcal{F} - \hat{\mathcal{F}}) + \\ &(\mathcal{G} - \mathcal{G}^*)u + (\mathcal{G}^* - \hat{\mathcal{G}})u \\ &- \rho \operatorname{sign}(s). \end{aligned} \quad (53)$$

خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{s} &= 2\epsilon + (\delta_{\mathcal{F}}^* - \delta_{\mathcal{F}})^T \zeta_{\mathcal{F}} \\ &+ (\delta_{\mathcal{G}}^* - \delta_{\mathcal{G}})^T \zeta_{\mathcal{G}} u \\ &- \rho \operatorname{sign}(s). \end{aligned} \quad (54)$$

تفاضل مقادیر  $\delta_{\mathcal{F}}$  و  $\delta_{\mathcal{F}}^*$  با  $\delta_{\mathcal{F}}$  و  $\delta_{\mathcal{G}}$  و  $\delta_{\mathcal{G}}^*$  با  $\delta_{\mathcal{G}}$  بیان می شود. مشتق سطح لغزش عبارت است از:

$$\dot{s} = 2\epsilon + \delta_{\mathcal{F}}^T \zeta_{\mathcal{F}} + \delta_{\mathcal{G}}^T \zeta_{\mathcal{G}} u - \rho \operatorname{sign}(s). \quad (55)$$

به منظور اثبات پایداری سیستم حلقه بسته فضاییمای صلب، تابع مثبت معین لیاپانوف زیر اتخاذ می گردد:

$$v = \frac{1}{2}s^2 + \frac{1}{2\gamma} \delta_{\mathcal{F}}^T \delta_{\mathcal{F}} + \frac{1}{2\gamma} \delta_{\mathcal{G}}^T \delta_{\mathcal{G}}. \quad (56)$$

با مشتق گیری از تابع لیاپانوف نسبت به واحد زمان داریم:

$$\dot{v} = s\dot{s} - \frac{1}{\gamma} \delta_{\mathcal{F}}^T \dot{\delta}_{\mathcal{F}} - \frac{1}{\gamma} \delta_{\mathcal{G}}^T \dot{\delta}_{\mathcal{G}}. \quad (57)$$

با جایگذاری رابطه (55) در رابطه (57)، مشتق تابع لیاپانوف به صورت رابطه زیر بازنویسی می گردد:

$$\begin{aligned} \dot{v} &= s \left( 2\epsilon + \delta_{\mathcal{F}}^T \zeta_{\mathcal{F}} + \delta_{\mathcal{G}}^T \zeta_{\mathcal{G}} u - \rho \operatorname{sign}(s) \right) \\ &- \frac{1}{\gamma} \delta_{\mathcal{F}}^T \dot{\delta}_{\mathcal{F}} - \frac{1}{\gamma} \delta_{\mathcal{G}}^T \dot{\delta}_{\mathcal{G}}. \end{aligned} \quad (58)$$

با ساده سازی رابطه فوق خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{v} &= 2\epsilon s + s\delta_{\mathcal{F}}^T \zeta_{\mathcal{F}} + s\delta_{\mathcal{G}}^T \zeta_{\mathcal{G}} u \\ &- s\rho \operatorname{sign}(s) - \frac{1}{\gamma} \delta_{\mathcal{F}}^T \dot{\delta}_{\mathcal{F}} - \frac{1}{\gamma} \delta_{\mathcal{G}}^T \dot{\delta}_{\mathcal{G}}. \end{aligned} \quad (59)$$

با فاکتورگیری از ترم های  $\delta_{\mathcal{F}}^T$  و  $\delta_{\mathcal{G}}^T$  در رابطه (59)، رابطه زیر حاصل می شود:

$$\begin{aligned} \dot{v} &= 2\epsilon s + \delta_{\mathcal{F}}^T \left( s\zeta_{\mathcal{F}} - \frac{1}{\gamma} \dot{\delta}_{\mathcal{F}} \right) \\ &+ \delta_{\mathcal{G}}^T \left( s\zeta_{\mathcal{G}} u - \frac{1}{\gamma} \dot{\delta}_{\mathcal{G}} \right) - s\rho \operatorname{sign}(s). \end{aligned} \quad (60)$$

با لحاظ نمودن  $s \times \operatorname{sign}(s) = |s|$  آنگاه خواهیم داشت:

$$ITAE = \int_0^T t |q_{ev}(t)| dt. \quad (۷۲)$$

(د) معیار میانگین مربعات خطا<sup>۴</sup> عبارت است از [۵۳]:

$$MSE = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (q_{ev}(t))^2. \quad (۷۳)$$

در رابطه فوق،  $N$  تعداد داده‌های نمونه‌برداری است. پارامترهای لازم در طراحی کنترل کننده مدل آزاد تحمل پذیر عیب  $\Lambda = \text{diag}\{4, 4, 4\}$  و  $\rho = \text{diag}\{9, 9, 9\}$  هستند. نرخ یادگیری شبکه عصبی  $\eta = \text{diag}\{0.01, 0.01, 0.01\}$  و تعداد نورون‌های

لایه مخفی شبکه‌های عصبی مورد نظر برای تخمین تابع  $F(x, \dot{x})$  و  $g(x, \dot{x})$  برابر با  $\text{NOH}=[4, 6, 7]$  در نظر گرفته شده است. پارامترهای فیلتر PWWF مطابق جدول ۳ مقداردهی شده است. ماتریس توزیع تراسترهای فضایی صلب  $D$  عبارت است از [۳۳]:

$$D = [D_{T_1}, D_{T_2}, D_{T_3}, D_{T_4}, D_{T_5}, D_{T_6}] \quad (۷۴)$$

$$D_{T_1} = [0.707R \quad 0.259L \quad -0.966L]^T \quad (۷۵)$$

$$D_{T_2} = [-0.707R \quad 0.966L \quad 0.259L]^T \quad (۷۶)$$

$$D_{T_3} = [0.707R \quad 0.707L \quad 0.707L]^T \quad (۷۷)$$

$$D_{T_4} = [-0.707R \quad -0.707L \quad 0.707L]^T \quad (۷۸)$$

$$D_{T_5} = [0.707R \quad -0.966L \quad 0.259L]^T \quad (۷۹)$$

$$D_{T_6} = [-0.707R \quad -0.259L \quad -0.966L]^T \quad (۸۰)$$

### ۵.۱ ردیابی وضعیت سیستم فضایی

در این بخش، به منظور بررسی عملکرد رهیافت کنترل کننده پیشنهادی، زوایای اوایل بزرگ به منظور انتقال سیستم، به مدل غیرخطی فضایی اعمال شده و عملکرد کنترل کننده پیشنهادی در ردیابی وضعیت، مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. نمودار ردیابی وضعیت کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل آزاد در عدم حضور عیب عملگرها و خرابی تراسترها، نویز، اغتشاش و عدم قطعیت‌های دینامیک سیستم برای محورهای  $\phi$ ،  $\theta$  و  $\psi$  در شکل ۶ ترسیم شده است. نمودار خطای ردیابی وضعیت کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل آزاد برای محورهای  $\phi$ ،  $\theta$  و  $\psi$  در شکل ۷ بازتاب داده شده است. مطابق نتایج استخراج شده، پس از مدت زمان کوتاهی خطای ردیابی وضعیت و سرعت زاویه‌ای به صفر میل نموده و هدف کنترلی برقرار می‌گردد. کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل آزاد، دارای قابلیت همگرایی و ردیابی وضعیت سریع و با دقت بالا، خطای ردیابی وضعیت کم، زمان نشست و صعود کم، پاسخ سریع و بدون

شده توسط تراسترها به مقدار حداکثر خود می‌رسد. مدت زمان شبیه‌سازی  $t \in [0, t_f]$  می‌باشد.  $t_f = 100$  ثانیه در نظر گرفته شده است. تراسترها قادر به ایجاد حداکثر نیروی ۱۰ نیوتون هستند. در نتیجه محدودیت فیزیکی تراسترها عبارت است از:

$$u_M = \pm 10 \quad (N) \quad (۶۷)$$

$J_0$  مقدار نامی شناخته شده ماتریس اینرسی و  $\Delta J$  عدم قطعیت می‌باشد. مقادیر ماتریس‌های اینرسی معین  $J_0$  و نامعین  $\Delta J$  عبارت است از:

$$J_0 = \begin{bmatrix} 350 & 3 & 4 \\ 3 & 280 & 10 \\ 4 & 10 & 190 \end{bmatrix} \quad (Kg.m^2) \quad (۶۸)$$

$$\Delta J = \begin{bmatrix} \sin(0.1t) \\ 2 \sin(0.2t) \\ 3 \sin(0.3t) \end{bmatrix}^T \quad (Kg.m^2) \quad (۶۹)$$

به منظور اندازه‌گیری و قیاس خطای ردیابی مسیر در کنترل فضایی از معیارهای متفاوتی بهره گرفته شده است.

جدول ۲- اطلاعات سیستمی فضایی.

Table 2. The information about the spacecraft system.

Parameter	Value	Description	unit
$R$	0.45	Radial Arm Thruster	$m$
$L$	0.4	X-Axis Arm Thruster	$m$
$M$	350	mass	$kg$

جدول ۳- اطلاعات فیلتر مدولاسیون PWWF.

Table 3. The information about the PWWF modulation filter.

Parameter	Value
$K_{pw}$	4.2
$\tau_{pw}$	0.64
$U_{on}$	0.65
$H = U_{on} - U_{off}$	0.55

(الف) معیار انتگرال مجذور خطا<sup>۱</sup> عبارت است از:

$$ISE = \int_0^T q_{ev}^2(t) dt. \quad (۷۰)$$

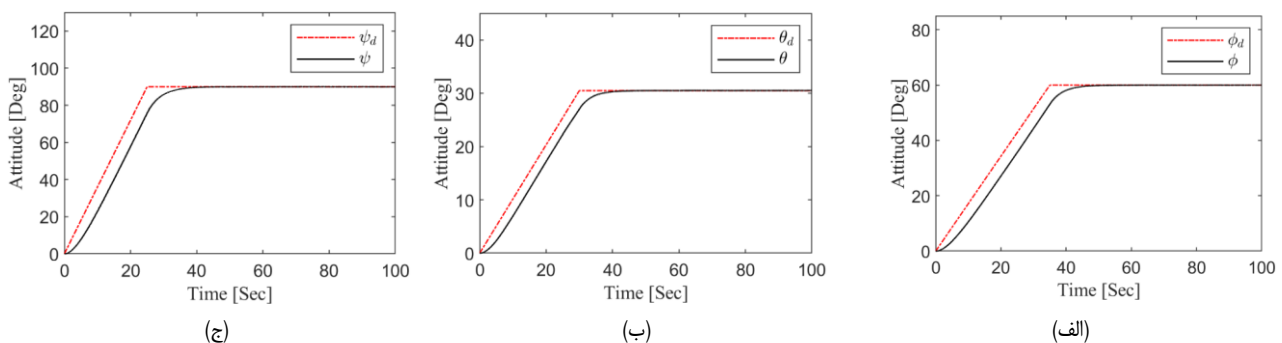
(ب) معیار انتگرال قدرمطلق خطا<sup>۲</sup> عبارت است از:

$$IAE = \int_0^T |q_{ev}(t)| dt. \quad (۷۱)$$

(ج) معیار انتگرال قدرمطلق خطا ضربدر زمان<sup>۳</sup> عبارت است از:

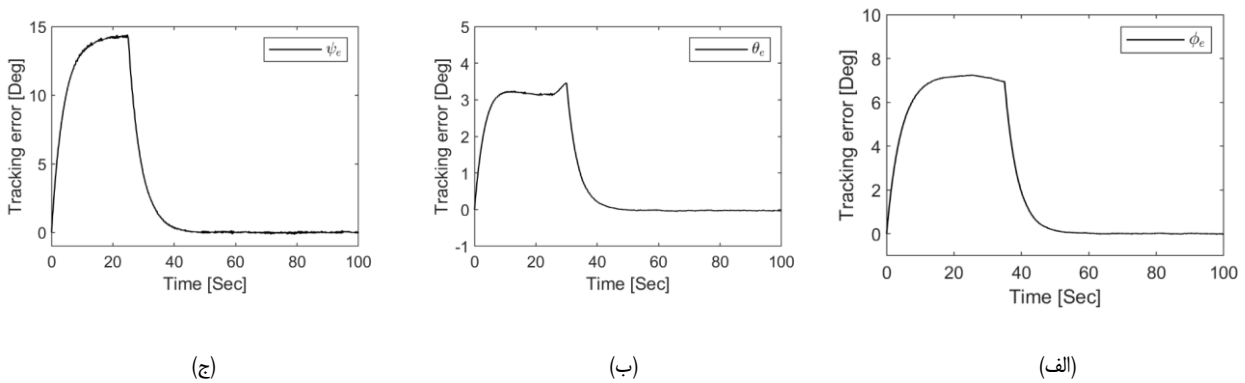
۱۰، سرعت زاویه‌ای کنترل کننده مدل آزاد در حضور نامعینی‌های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش خارجی و سناریو عیب اول از نوع از دست دادن کارائی بازتاب داده شده است. با عنایت به شکل ۱۰، پس از گذشت زمان کمی سرعت زاویه‌ای فضاپیما به نواحی نزدیک صفر میل شده است. عملکرد ردیابی وضعیت کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل آزاد، با رخداد سناریوی عیب اول در شکل ۱۱، وقوع سناریوی عیب دوم در شکل ۱۲ و وقوع سناریوی سوم عیب عملگرها در شکل ۱۳ ترسیم شده است. برای نمایش بهتر نتایج، خطای ردیابی وضعیت با کنترل کننده پیشنهادی پس از گذشت ۷۰ ثانیه، بزرگ‌نمایی صورت گرفته است. با استناد به مشاهدات، عملکرد کنترل کننده مدل آزاد تحمل پذیر عیب پیشنهادی در شکل‌های ۱۱، ۱۲ و ۱۳ می‌توان دریافت نمود که کنترل کننده مدل آزاد پیشنهادی، دارای قابلیت اطمینان و ایمنی بالا در حضور نامعینی‌های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش و وقوع عیب در تراسترها است. با وقوع عیب در تراسترها، پایداری سیستم حلقه بسته حفظ شده و مأموریت فضایی با شکست مواجه نخواهد شد. از طرفی، رهیافت پیشنهادی دارای قابلیت همگرایی سریع، زمان صعود و نشست کم، دقت ردیابی بالا و خطای ردیابی کم در حضور اغتشاش‌های خارجی، نویز، عیب و خرابی تراسترها است. در گام نهایی، عملکرد و کارائی رهیافت کنترلی پیشنهادی با سایر کنترل کننده‌های PD، ASMC، NFTSMC مورد قیاس و ارزیابی قرار گرفته است. در این بخش از شبیه‌سازی، عملکرد کنترل کننده‌های مذکور در حضور نامعینی‌های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش‌های خارجی وارد بر سیستم و وقوع سناریوهای عیب در تراسترها بررسی شده است.

فراجهش است. با بهره‌گیری از فیلتر مدولاسیون PWWF، سیگنال کنترلی اعمالی به تراسترهای فضاپیما در محدوده مجاز نگه داشته و از اثرات مخرب پدیده اشباع عملگر نیز جلوگیری می‌شود. در گام دوم با هدف بررسی قوام رهیافت کنترلی پیشنهادی، عملکرد کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل آزاد در مقابل حضور نامعینی‌های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش و وقوع عیب عملگرها، مورد ارزیابی قرار گرفته و حساسیت رویکرد کنترلی به سیگنال‌های نویز، اغتشاش و عدم قطعیت‌های دینامیک سیستم بررسی می‌گردد. سیگنال‌های نویز، اغتشاش و عدم قطعیت‌های دینامیک سیستم در شکل ۸ ترسیم شده است و به مدل فضاپیما اعمال می‌گردد. در این پژوهش به منظور بررسی قوام کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل آزاد در وقوع عیب عملگرها، سه سناریو به عنوان عیب در تراسترهای فضاپیما اتخاذ می‌گردد و عملکرد رهیافت کنترلی پیشنهادی در وقوع سناریوهای عیب مورد بررسی قرار می‌گیرد. سناریوهای عیب در تراسترهای فضاپیما در شکل ۹ ترسیم شده است. با عنایت به شکل ۹، در سناریوی اول، تراسترهای فضاپیما دچار وقوع عیب از نوع کاهش اثربخشی می‌شوند. در سناریوی عیب دوم، علاوه بر عیب از نوع کاهش اثربخشی، خرابی تراستر پنجم پس از گذشت ۶۰ ثانیه نیز مورد بررسی قرار می‌گیرد. در سناریوی سوم، علاوه بر عیب از نوع کاهش کارائی و از کارافتادگی تراستر پنجم، تراسترهای دوم، سوم و چهارم نیز قادر به اثربخشی ناچیز در کنترل وضعیت فضاپیما می‌باشند. در سناریوی سوم، تراسترهای دوم، سوم و چهارم بدون توجه به خطای ردیابی وضعیت و سیگنال دریافتی از کنترل کننده، نیروی ثابت تولید می‌کنند. وقوع عیب بر روی تراسترهای فضاپیما، در کل زمان شبیه‌سازی اعمال شده است. در شکل



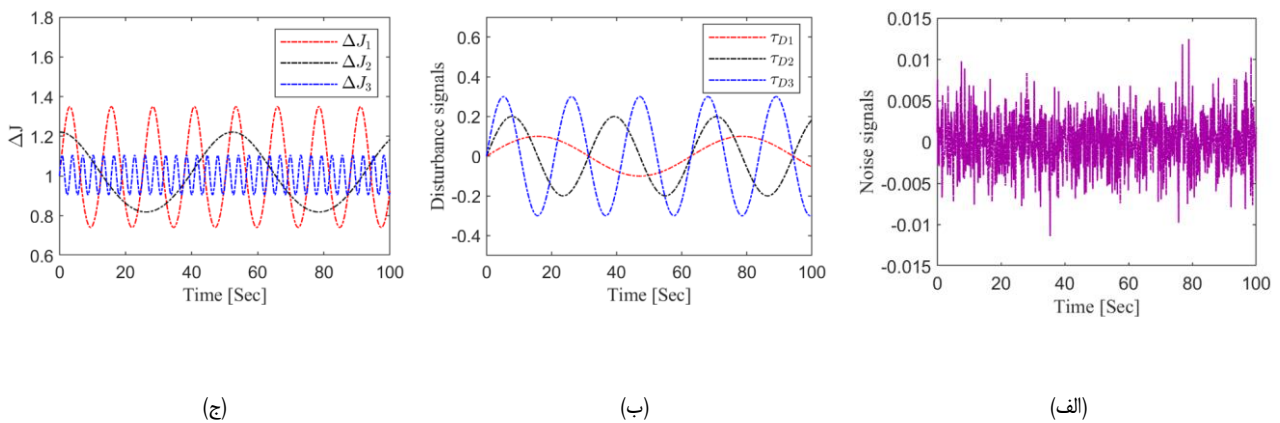
شکل ۶- نمودارهای ردیابی وضعیت فضاپیما صلب برای محورهای: (الف) محور  $\phi$  (ب) محور  $\theta$  (ج) محور  $\psi$  با کنترل کننده  $MFFTC$  در عدم حضور نویز، اغتشاش، عدم قطعیت‌های دینامیک سیستم و عیب عملگرها.

Fig. 6. Attitude tracking diagrams of a rigid spacecraft for the following axes: (a)  $\phi$  axis, (b)  $\theta$  axis, (c)  $\psi$  axis, with the MFFTC controller in the absence of noise, disturbances, system dynamic uncertainties, and actuator faults.



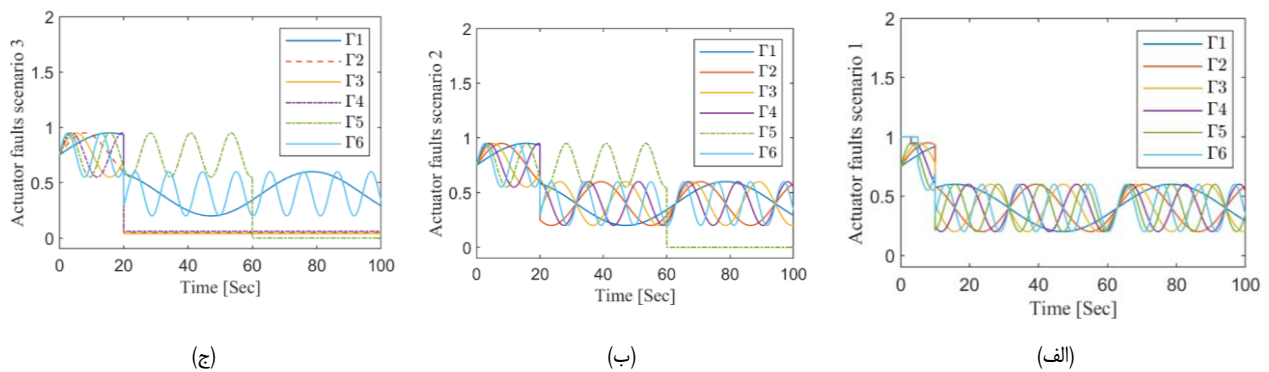
شکل ۷- نمودار خطای ردیابی وضعیت کنترل کننده *MFFTC* در عدم حضور نویز، اغتشاش، عدم قطعیت‌های دینامیک سیستم و عیب عملگرها.

**Fig. 7.** Attitude tracking error diagram of the MFFTC controller in the absence of noise, disturbances, system dynamic uncertainties, and actuator faults.



شکل ۸- سیگنال‌های - (الف) نویز (ب) اغتشاش (ج) عدم قطعیت‌های دینامیک سیستم.

**Fig. 8.** Signals of (a) noise, (b) disturbances, and (c) system dynamic uncertainties.



شکل ۹- سناریوهای عیب در تراسترهای فضاییما: (الف) سناریوی اول (ب) سناریوی دوم (ج) سناریوی سوم.

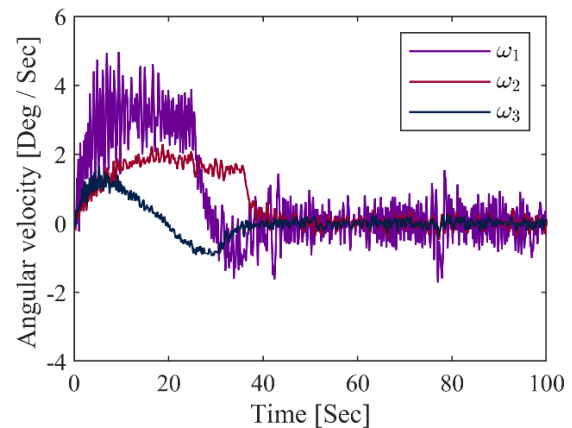
**Fig. 9.** Fault scenarios in thrusters: (a) first scenario, (b) second scenario, and (c) third scenario.

کنترل کننده تحمل پذیر عیب مدل آزاد مقاوم از نظر خطای ردیابی وضعیت نسبت به سایر کنترل کننده‌ها، دارای عملکرد بهتری است. از نظر مصرف سوخت و تعداد تریگ شدن تراسترهای فضاپیما، کنترل کننده PD نسبت به سایر کنترل کننده‌ها، دارای عملکرد مناسب تری است. نمودار قدرمطلق لگاریتم میانگین مربعات خطای ردیابی وضعیت برای کنترل کننده‌های مختلف با وقوع سناریوی عیب اول در شکل ۱۴ بازتاب داده شده است. نمودار قدرمطلق لگاریتم خطای ردیابی وضعیت با بهره‌گیری از معیارهای IAE و ITAE در شکل ۱۵ ترسیم شده است. نمودار مقایسه‌ای زمان صعود کنترل کننده‌های مختلف در شرایط یکسان در شکل ۱۶ ترسیم شده است. مطابق نتایج استخراج شده، رهیافت کنترلی تحمل پذیر عیب مدل آزاد در مقایسه با سایر کنترل کننده‌های ASMC، NFTSMC، PD از خطای ردیابی وضعیت کمتر و سرعت همگرایی بالاتری برخوردار است. در شکل ۱۷ نیروی تولید شده توسط تراسترهای فضاپیما در واحد زمان ترسیم شده است. باتوجه به این موضوع که تراسترهای اتخاذ شده در کنترل وضعیت فضاپیما می‌توانند در دو وضعیت خاموش و روشن قرار بگیرند، امکان اعمال سیگنال کنترلی پیوسته وجود ندارد؛ لذا از فیلتر مدولاسیون PWWF با هدف گسسته‌سازی سیگنال کنترلی پیوسته استفاده شده است. فیلتر مدولاسیون PWWF، فرمان کنترلی پیوسته محاسبه شده توسط کنترل کننده مدل آزاد تحمل پذیر عیب را گسسته نموده و فرمان کنترلی مناسب را به تراسترهای فضاپیما اعمال می‌کند. با فعال سازی تراسترها، نیروی مورد نیاز تولید شده در شکل ۱۷، منجر به کنترل وضعیت سیستم و موفقیت در مأموریت فضاپیما می‌شود. در این پژوهش حداکثر نیروی تولید شده توسط تراسترهای فضاپیما ۱۰ نیوتن است. مطابق نتایج حاصل شده از شبیه‌سازی، کنترل کننده MFFTC دارای دقت ردیابی وضعیت بالا، خطای ردیابی کم، زمان صعود و نشست کم، سرعت ردیابی بالا و قوام در حضور نویز، اغتشاش، عدم قطعیت‌های دینامیک سیستم و وقوع عیب در تراسترها است. نمودارهای ردیابی وضعیت کنترل کننده‌های مختلف در وقوع سناریوهای عیب متفاوت در شکل‌های ۱۸، ۱۹ و ۲۰ ترسیم شده است. با تجزیه و تحلیل عملکرد رهیافت کنترلی پیشنهادی در سناریوهای متفاوت عیب عملگرها، قابلیت اطمینان و ایمنی این کنترل کننده در وقوع عیب‌های مختلف و خرابی تراسترهای فضاپیما صلب تضمین شد. مطابق نتایج حاصل شده در وقوع سناریوهای عیب موردنظر، کنترل کننده پیشنهادی دارای قوام بالا در وقوع عیب‌های متفاوت است و از قابلیت اطمینان بالایی برخوردار است. از طرفی عملکرد کنترل کننده MFFTC نسبت به سایر کنترل کننده‌ها، از سرعت و دقت ردیابی بالاتر، زمان صعود و نشست کمتر برخوردار است. نتایج گویای بهبود عملکرد و اثربخشی رویکرد کنترلی پیشنهادی در وقوع سناریوهای مختلف عیب عملگرها است.

جدول ۴- بررسی عملکرد کنترل کننده‌ها در سناریوهای مختلف عیب.

Table 4. Performance assessment of controllers across different fault scenarios.

Fault scenario	Controller	ITAE	NOTT	Fuel consumption (kg)
First	PD	181.6	1058	1.053
	NFTSMC	414.8	2235	2.4
	ASMC	261.8	1611	1.5
	MFFTC	79.8	2142	2.21
Second	PD	317.63	1401	1.4
	NFTSMC	453.5	1559	2.57
	ASMC	273.6	1360	1.45
	MFFTC	130.66	1432	2.37
Third	PD	558.6	397	1.04
	NFTSMC	1248.9	1051	2.6
	ASMC	810.9	455	1.56
	MFFTC	276.06	638	2.44

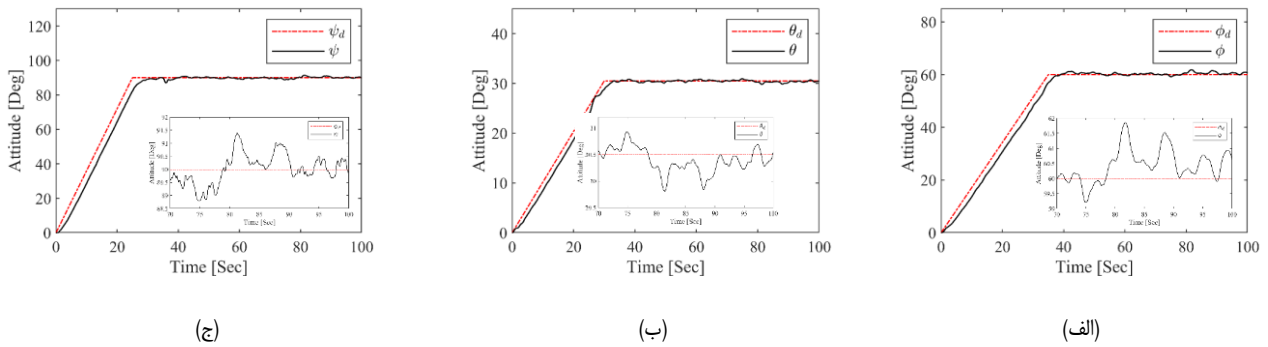


شکل ۱۰- نمودار سرعت‌های زاویه‌ای فضاپیما صلب.

Fig. 10. Angular velocity diagram for a rigid spacecraft.

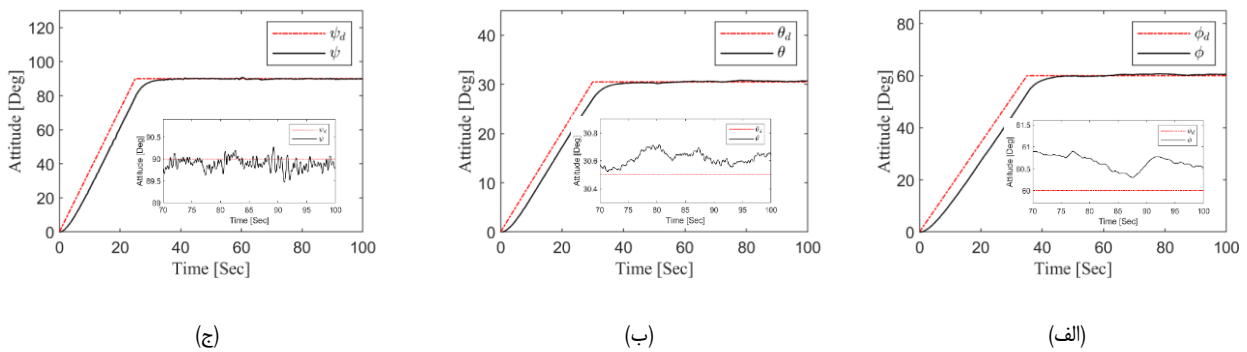
در حضور عدم قطعیت دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش و وقوع سناریوی عیب اول در جدول ۴، عملکرد کنترل کننده‌های مختلف در سناریوهای عیب مذکور مورد ارزیابی قرار گرفته است. در جدول ۴، مقدار خطای ردیابی وضعیت، تعداد تریگ شدن تراسترهای فضاپیما و مصرف سوخت برای پیکربندی موردنظر بررسی شده است. مجموع تعداد فعال شدن تراسترهای فضاپیما NOTT<sup>۱</sup> است. مطابق نتایج استخراج شده در جدول ۴،

1. Number of Thrusters Trigger



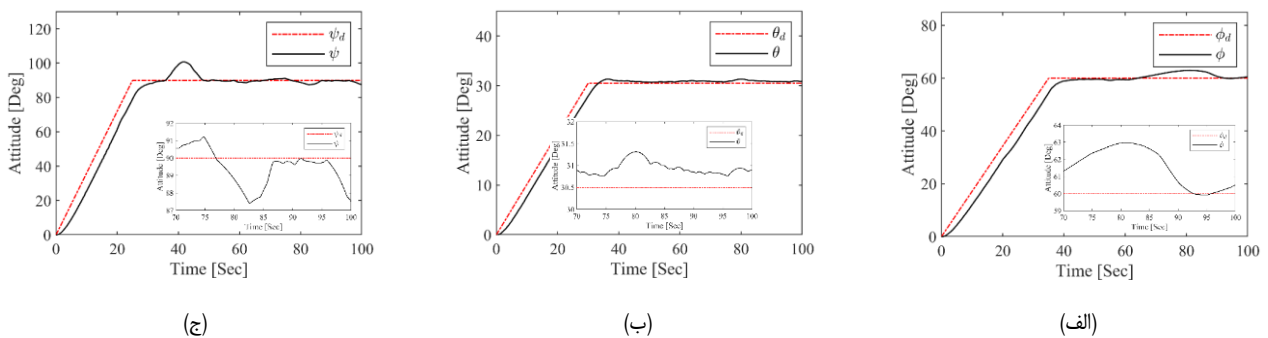
شکل ۱۱- نمودارهای ردیابی وضعیت فضایی صلب برای محورهای: (الف)  $\phi$  (ب)  $\theta$  (ج)  $\psi$  با کنترل کننده *MFFTC* در حضور عدم قطعیت های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش و وقوع سناریوی عیب اول.

**Fig. 11.** Attitude tracking diagrams of a rigid spacecraft for the following axes: (a)  $\phi$  axis, (b)  $\theta$  axis, (c)  $\psi$  axis, with the *MFFTC* controller in the presence of noise, disturbances, dynamic uncertainties, and the occurrence of a first fault scenario.



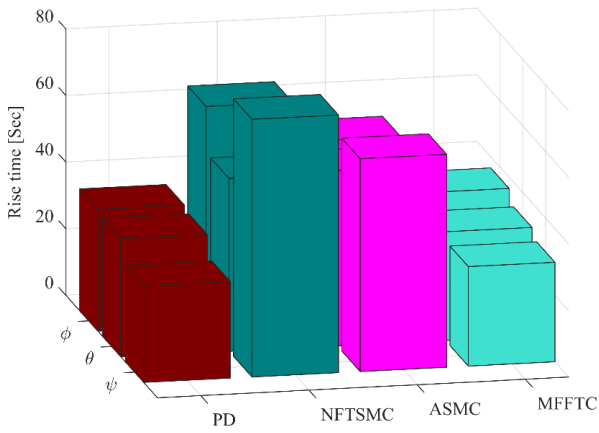
شکل ۱۲- نمودارهای ردیابی وضعیت فضایی صلب برای محورهای: (الف)  $\phi$  (ب)  $\theta$  (ج)  $\psi$  با کنترل کننده *MFFTC* در حضور عدم قطعیت های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش و وقوع سناریوی عیب دوم.

**Fig. 12.** Attitude tracking diagrams of a rigid spacecraft for the following axes: (a)  $\phi$  axis, (b)  $\theta$  axis, (c)  $\psi$  axis, with the *MFFTC* controller in the presence of noise, disturbances, dynamic uncertainties, and the occurrence of a second fault scenario.



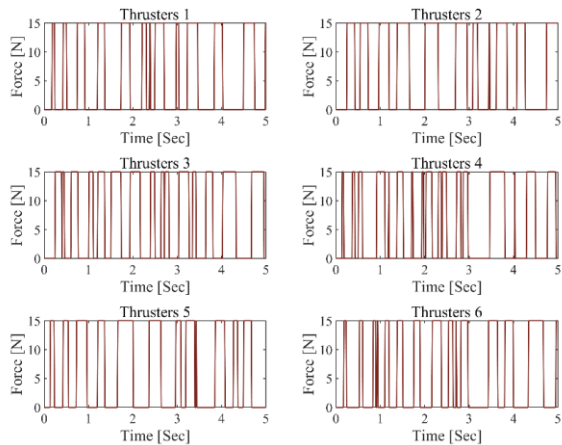
شکل ۱۳- نمودارهای ردیابی وضعیت فضایی صلب برای محورهای: (الف)  $\phi$  (ب)  $\theta$  (ج)  $\psi$  با کنترل کننده *MFFTC* در حضور عدم قطعیت های دینامیک سیستم، نویز، اغتشاش و وقوع سناریوی عیب سوم.

**Fig. 13.** Attitude tracking diagrams of a rigid spacecraft for the following axes: (a)  $\phi$  axis, (b)  $\theta$  axis, (c)  $\psi$  axis, with the *MFFTC* controller in the presence of noise, disturbances, dynamic uncertainties, and the occurrence of a third fault scenario.



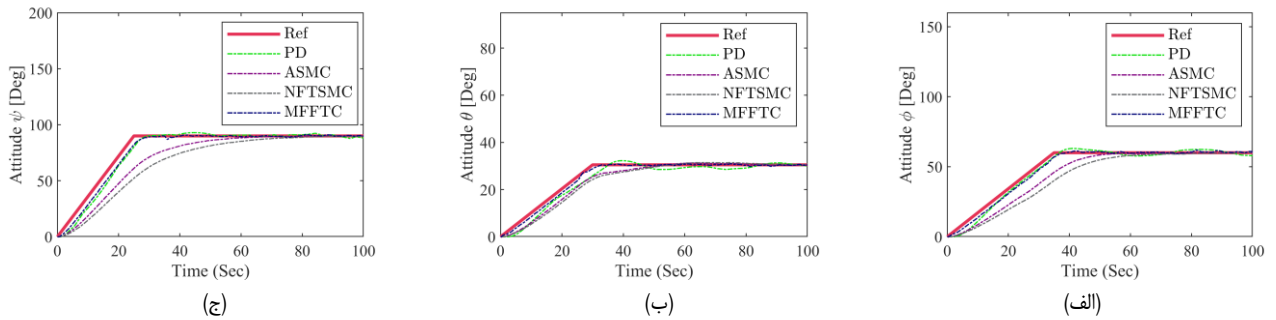
شکل ۱۶- نمودار مقایسه‌ای زمان صعود کنترل کننده‌های مختلف در سناریوی عیب.

Fig. 16. Comparative rising time of various controllers under the fault scenario.



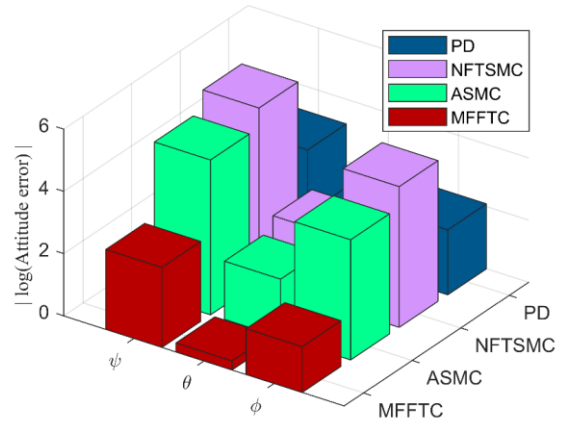
شکل ۱۷- نیروی تولید شده توسط تراسترهای فضاپیما با هدف کنترل وضعیت سیستم فضاپیما.

Fig. 17. The force produced by spacecraft thrusters for the purpose of attitude control within the spacecraft system.



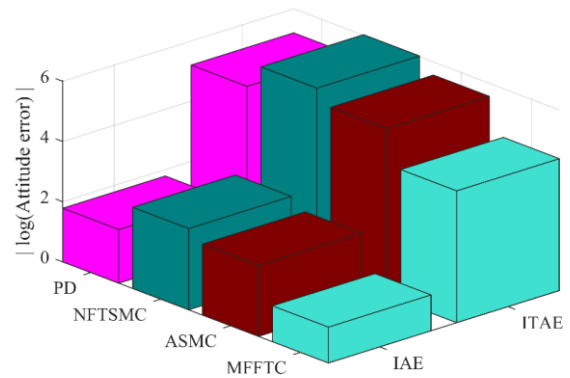
شکل ۱۸- نمودار ردیابی وضعیت کنترل کننده‌های مختلف با وقوع سناریوی اول عیب عملگرها در محورهای: (الف)  $\phi$  (ب)  $\theta$  (ج)  $\psi$ .

Fig. 18. The attitude tracking performance of various controllers under the first actuator fault scenario in the axes: (a)  $\phi$  (b)  $\theta$  (c)  $\psi$ .



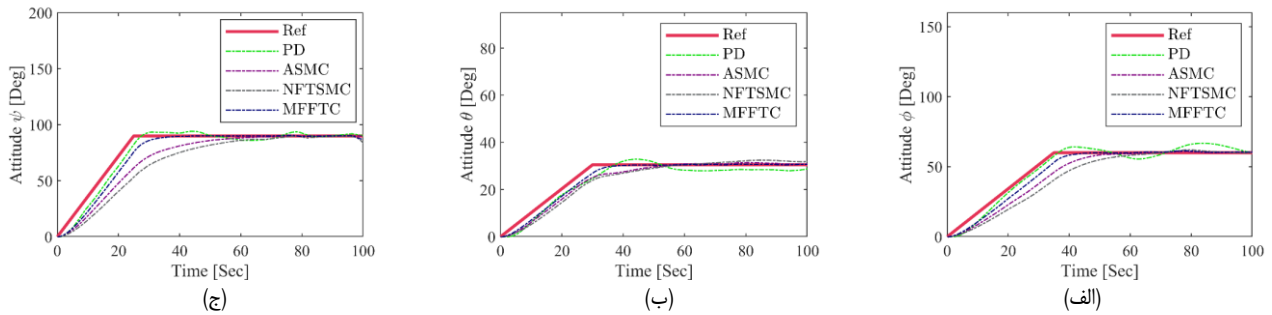
شکل ۱۴- نمودار قدرمطلق لگاریتم میانگین مربعات خطای کنترل وضعیت کنترل کننده‌های مختلف در سناریوی عیب اول.

Fig. 14. Graph illustrating the logarithmic absolute value of the mean square error in attitude control for various controllers in the first fault scenario.



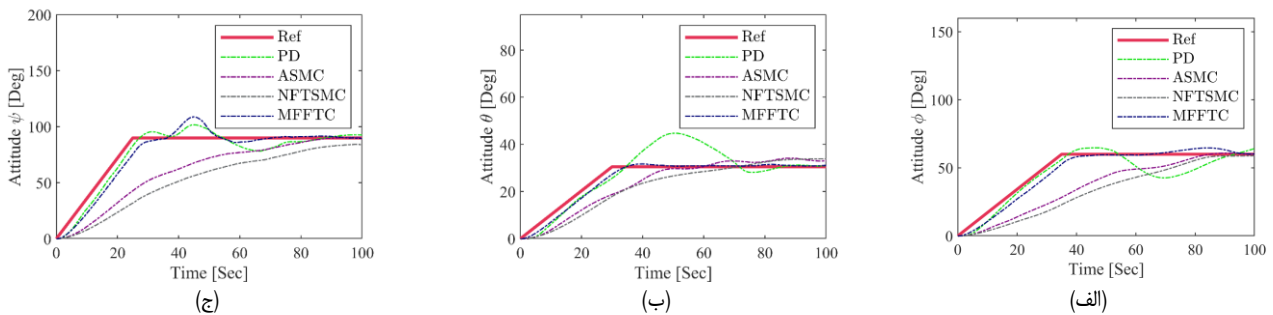
شکل ۱۵- نمودار قدرمطلق لگاریتم خطای ردیابی وضعیت کنترل کننده‌های مختلف در سناریوی عیب اول.

Fig. 15. Graph illustrating the absolute logarithmic tracking error for various controllers in the first fault scenario.



شکل ۱۹- نمودار ردیابی وضعیت کنترل‌کننده‌های مختلف با وقوع سناریوی دوم عیب عملگرها در محورهای: (الف)  $\phi$  (ب)  $\theta$  (ج)  $\psi$ .

Fig. 19. The attitude tracking performance of various controllers under the second actuator fault scenario in the axes: (a)  $\phi$  (b)  $\theta$  (c)  $\psi$ .



شکل ۲۰- نمودار ردیابی وضعیت کنترل‌کننده‌های مختلف با وقوع سناریوی سوم عیب عملگرها در محورهای: (الف)  $\phi$  (ب)  $\theta$  (ج)  $\psi$ .

Fig. 20. The attitude tracking performance of various controllers under the third actuator fault scenario in the axes: (a)  $\phi$  (b)  $\theta$  (c)  $\psi$ .

لیاپانوف منفی و پایداری سیستم حلقه بسته فضایی تضمین شود. عملکرد و قوام رهیافت پیشنهادی در وقوع عیب تراسترها با سایر رویکردهای کنترلی ASMC، NFTSMC و PD مورد قیاس قرار گرفته‌است.

### تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

### مراجع

- [1] X. Wu, S. Luo, C. Wei, and Y. Liao, "Observer-based fault-tolerant attitude tracking control for rigid spacecraft with actuator saturation and faults," *Acta Astronautica*, vol. 178, pp. 824-834, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.10.017>.
- [2] S. Gao, Y. Jing, G. M. Dimirovski, and Y. Zheng, "Adaptive fuzzy fault-tolerant control for the attitude tracking of spacecraft within finite time," *Acta Astronautica*, vol. 189, pp. 166-180, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.08.033>.
- [3] S. Gao, Y. Jing, X. Liu, and S. Zhang, "Finite-time attitude-tracking control for rigid spacecraft with actuator failures and saturation constraints," *International Journal of Robust and*

در این پژوهش، مطابق به‌روزرسانی وزن‌های شبکه عصبی، کنترل‌کننده تطبیق‌یافته و سیگنال کنترلی مناسب، توسط الگوریتم تخصیص کنترل به تراسترهای فضایی اعمال شده و منجر به بهبود کنترل وضعیت فضایی در وقوع عیب<sup>۱</sup> و خرابی<sup>۲</sup> می‌گردد. با توجه به محدودیت اشباع عملگرها، فرمان کنترلی اعمال شده به تراسترها از حد مجاز فراتر نمی‌رود و از اثرات مخرب اشباع عملگرها جلوگیری می‌شود.

### ۶ جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

سیستم غیرخطی فضایی، یک سیستم غیرخطی جذاب و کارآمد در حوزه هوافضا است. در این مقاله یک رهیافت کنترلی تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر شبکه عصبی برای کنترل یک سیستم غیرخطی پیشنهاد شده‌است. با بهره‌گیری از شبکه عصبی، دینامیک سیستم غیرخطی فضایی با سرعت و دقت بالا به‌صورت برخط و با خطای تخمین کم تخمین زده شده‌است. رهیافت پیشنهادی دارای قابلیت همگرایی سریع، زمان صعود و خطای ردیابی کم، قوام در حضور اغتشاش‌های خارجی، نویز، عیب و خرابی تراسترها است. وزن‌های شبکه عصبی طراحی شده به قسمی تنظیم می‌گردد که مشتق تابع

- Automatica*, vol. 149, 2023, Art. no. 110814, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2022.110814>.
- [17] M. N. Hasan, M. Haris, and S. Qin, "Flexible spacecraft's active fault-Tolerant and anti-unwinding attitude control with vibration suppression," *Aerospace Science and Technology*, vol. 122, 2022, Art. no. 107397, <https://doi.org/10.1016/J.Ast.2022.107397>.
- [18] Y. Xia, Z. Zhu, M. Fu, and S. Wang, "Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 58, no. 2, pp. 647-659, 2010, <https://doi.org/10.1109/TIE.2010.2046611>.
- [19] X. Liu, T. Zhao, J. Cao, and P. Li, "Design of an interval type: 2 fuzzy neural network sliding mode robust controller for higher stability of magnetic spacecraft attitude control," *Isa Transactions*, vol. 137, pp. 144-159, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2023.01.011>.
- [20] Q. Li, C. Sun, S. Song, Q. Gou, and Z. Niu, "Robust adaptive control for spacecraft final proximity maneuvers with safety constraint and input quantization," *Isa Transactions*, vol. 111, pp. 35-46, 2021, <https://doi.org/10.1016/J.Isatra.2020.10.064>.
- [21] Y. Park, "Inverse optimal and robust nonlinear attitude control of rigid spacecraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 28, no. 1, pp. 257-265, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2012.11.006>.
- [22] L. Sun and Z. Zheng, "Saturated adaptive hierarchical fuzzy attitude-tracking control of rigid spacecraft with modeling and measurement uncertainties," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 66, no. 5, pp. 3742-3751, 2018, <https://doi.org/10.1109/TIE.2018.2856204>.
- [23] 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, <https://doi.org/10.1109/TSMC.2016.2564918>.
- [24] S. Wu and S. Wen, "Robust  $H_\infty$  output feedback control for attitude stabilization of a flexible spacecraft," *Nonlinear Dynamics*, vol. 84, no. 1, pp. 405-412, 2016, <https://doi.org/10.1007/s11071-016-2624-5>.
- [25] Y. Li and F. Yang, "Robust adaptive attitude control for non-rigid spacecraft with quantized control input," *IEEE/Caa Journal of Automatica Sinica*, vol. 7, no. 2, pp. 472-481, 2020, <https://doi.org/10.1109/JAS.2020.1003000>.
- [26] H. S. Ousaloo, "Globally asymptotic three-axis attitude control for a two-wheeled small satellite," *Acta Astronautica*, vol. 157, pp. 17-28, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.11.055>.
- [27] N. Najafizadeh Sari, H. Jahanshahi, and M. Fakoor, "Adaptive fuzzy PID control strategy for spacecraft attitude control," *International Journal of Fuzzy Systems*, vol. 21, pp. 769-781, 2019, <https://doi.org/10.1007/s40815-018-0576-2>.
- [28] F. Bayat, "Model predictive sliding control for finite-time three-axis spacecraft attitude tracking," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 66, no. 10, pp. 7986-7996, 2018, <https://doi.org/10.1109/TIE.2018.2881936>.
- [29] A. Benallegue, Y. Chitour, and A. Tayebi, "Adaptive attitude tracking control of rigid body systems with unknown inertia and gyro-bias," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 63, no. 11, pp. 3986-3993, 2018, <https://doi.org/10.1109/TAC.2018.2808443>.
- [30] Q. Hu and B. Jiang, "Continuous finite-time attitude control for rigid spacecraft based on angular velocity observer," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 54, *Nonlinear Control*, vol. 30, no. 5, pp. 1903-1937, 2020, <https://doi.org/10.1002/rnc.4863>.
- [4] N. Zhou, Y. Kawano, and M. Cao, "Neural network-based adaptive control for spacecraft under actuator failures and input saturations," *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, vol. 31, no. 9, pp. 3696-3710, 2020, <https://doi.org/10.1109/TNNLS.2019.2945920>.
- [5] N. Zhou, X. Cheng, Y. Xia, and Y. Liu, "Fully adaptive-gain-based intelligent failure-tolerant control for spacecraft attitude stabilization under actuator saturation," *IEEE Transactions on Cybernetics*, vol. 52, no. 1, pp. 344-356, 2020, <http://doi.org/10.1109/TCYB.2020.2969281>.
- [6] M. Zhuang and S. Song, "Fixed-time fault-tolerant attitude control for rigid spacecraft with torque saturation," *Isa Transactions*, vol. 139, pp. 229-243, 2023, <https://doi.org/10.1109/TCYB.2020.2969281>.
- [7] Y. Su and S. Shen, "Adaptive predefined: Time fault-tolerant attitude tracking control for rigid spacecraft with guaranteed performance," *Acta Astronautica*, vol. 214, pp. 677-688, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.11.015>.
- [8] X. Sun, Q. Shen, and S. Wu, "Fuzzy supervised learning-based model-free adaptive fault-constraints," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 59, no. 6, pp. 8884-8900, 2023, <https://doi.org/10.1109/TAES.2023.3312363>.
- [9] M. Golestani, W. Zhang, Y. Yang, and N. Xuan-Mung, "Disturbance observer-based constrained attitude control for flexible spacecraft," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 59, no. 2, pp. 963-972, 2023, <https://doi.org/10.1109/TAES.2022.3195691>.
- [10] Y. Wu, W. Wang, H. Zhu, S. Wu, and C. J. Damaren, "Adaptive fault-tolerant control for spacecraft formation under external disturbances with guaranteed performance," *Advances in Space Research*, vol. 72, no. 5, pp. 1583-1592, 2023, <https://doi.org/10.1016/J.Asr.2023.05.008>.
- [11] X. Shao, Q. Hu, Y. Shi, and Y. Zhang, "Fault-tolerant control for full-state error constrained attitude tracking of uncertain spacecraft," *Automatica*, vol. 151, 2023, Art. no. 110907, <https://doi.org/10.1016/J.Automatica.2023.110907>.
- [12] B. Xiao, H. Zhang, Z. Chen, and L. Cao, "Fixed-time fault-tolerant optimal attitude control of spacecraft with performance constraint via reinforcement learning," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 59, no. 6, pp. 7715-7724, 2023, <https://doi.org/10.1109/TAES.2023.3292809>.
- [13] H. Hu, L. Liu, Y. Wang, Z. Cheng, and Q. Luo, "Active fault-tolerant attitude tracking control with adaptive gain for spacecrafts," *Aerospace Science and Technology*, vol. 98, 2020, Art. no. 105706, <https://doi.org/10.1016/J.Ast.2020.105706>.
- [14] Y. Liu, X. Chen, Y. Wu, H. Cai, and H. Yokoi, "Adaptive neural network control of a flexible spacecraft subject to input nonlinearity and asymmetric output constraint," *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, vol. 33, no. 11, pp. 6226-6234, 2021, <https://doi.org/10.1109/TNNLS.2021.3072907>.
- [15] H. Xie, B. Wu, and W. Liu, "Adaptive neural network model-based event-triggered attitude tracking control for spacecraft," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 19, no. 1, pp. 172-185, 2021, <https://doi.org/10.1007/s12555-019-0487-5>.
- [16] Q. Meng, H. Yang, and B. Jiang, "Second-order sliding-mode on  $SO(3)$  and fault-tolerant spacecraft attitude control,"

- Informatics*, vol. 14, no. 9, pp. 3792-3800, 2018, <https://doi.org/10.1109/TII.2018.2793347>.
- [42] A. H. Mazinan, "On comprehensive cascade control strategy considering a class of overactuated autonomous non-rigid space systems with model uncertainties," *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 155, 2022, Art. no. 102587, <https://doi.org/10.1016/j.robot.2015.12.004>.
- [43] Y. X. Yang, M. Chen, K. X. Peng, and M. Yu, "Adaptive sliding mode fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft with actuator faults," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 21, no. 8, pp. 2587-2594, 2023, <https://doi.org/10.1007/s12555-021-1118-5>.
- [44] Z. Wang, Q. Li, and S. Li, "Adaptive integral-type terminal sliding mode fault tolerant control for spacecraft attitude tracking," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 35195-35207, 2019, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2901966>.
- [45] P. M. Tiwari, S. Janardhanan, and M. Un Nabi, "Rigid spacecraft attitude control using adaptive non-singular fast terminal sliding mode," *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, vol. 26, pp. 115-124, 2015, <https://doi.org/10.1007/s40313-014-0164-0>.
- [46] C. Zhang, M. Z. Dai, J. Wu, B. Xiao, B. Li, and M. Wang, "Neural-networks and event-based fault-tolerant control for spacecraft attitude stabilization," *Aerospace Science and Technology*, vol. 114, 2021, Art. no. 106746, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106746>.
- [47] S. Gao, Y. Jing, X. Liu, and G. M. Dimirovski, "Finite-time adaptive fault-tolerant control for rigid spacecraft attitude tracking," *Asian Journal of Control*, vol. 23, no. 2, pp. 1003-1024, 2021, <https://doi.org/10.1002/asjc.2277>.
- [48] E. Liu, Y. Yan, and Y. Yang, "Neural network approximation-based backstepping sliding mode control for spacecraft with input saturation and dynamics uncertainty," *Acta Astronautica*, vol. 191, pp. 1-10, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.10.035>.
- [49] M. Ghafarian, B. Shirinzadeh, A. Al-Jodah, and T. K. Das, "Adaptive fuzzy sliding mode control for high-precision motion tracking of a multi-DOF micro/nano manipulator," *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 5, no. 3, pp. 4313-4320, 2020, <https://doi.org/10.1109/LRA.2020.2996065>.
- [50] K. Shao, J. Zheng, R. Tang, X. Li, Z. Man, and B. Liang, "Barrier function based adaptive sliding mode control for uncertain systems with input saturation," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 27, no. 6, pp. 4258-4268, 2022, <https://doi.org/10.1109/TMECH.2022.3153670>.
- [51] K. Shao, R. Tang, F. Xu, X. Wang, and J. Zheng, "Adaptive sliding mode control for uncertain Euler-Lagrange systems with input saturation," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 358, no. 16, pp. 8356-8376, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2021.08.027>.
- [52] H. Khalil, "Nonlinear Control", 2ed. New York: Pearson, 2015.
- [53] I. Ruiz and M. Zeron, "Machine Learning for Risk Calculations," A Practitioner's View. John Wiley and Sons, 2021.
- no. 3, pp. 1082-1092, 2018, <https://doi.org/10.1109/TAES.2017.2773340>.
- [31] X. Cao, P. Shi, Z. Li, and M. Liu, "Neural-network-based adaptive backstepping control with application to spacecraft attitude regulation," *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, vol. 29, no. 9, pp. 4303-4313, 2018, <https://doi.org/10.1109/TNNLS.2017.2756993>.
- [32] C. Zhang, J. Wang, D. Zhang, and X. Shao, "Learning observer based and event-triggered control to spacecraft against actuator faults," *Aerospace Science and Technology*, vol. 78, pp. 522-530, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.05.007>.
- [33] S. Szabo Jr et al., "Titan/Centaur T/C:1 Post Flight Evaluation Report," 1975.
- [34] J. Qin and J. Du, "Minimum-learning-parameter-based adaptive finite-time trajectory tracking event-triggered control for underactuated surface vessels with parametric uncertainties," *Ocean Engineering*, vol. 271, 2023, Art. no. 113634, <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.113634>.
- [35] H. Moayedi, M. Mosallanezhad, A. S. A. Rashid, W. A. W. Jusoh, and M. A. Muazu, "A systematic review and meta-analysis of artificial neural network application in geotechnical engineering: Theory and applications," *Neural Computing and Applications*, vol. 32, pp. 495-518, 2020, <https://doi.org/10.1007/s00521-019-04109-9>.
- [36] Y. Xia, J. Zhang, K. Lu, and N. Zhou, "Finite-time tracking control of rigid spacecraft under actuator saturations and faults," in *Finite Time and Cooperative Control of Flight Vehicles*, Y. Xia, J. Zhang, K. Lu, and N. Zhou, Eds. Singapore: Springer Singapore, 2019, pp. 141-169, [https://doi.org/10.1007/978-981-13-1373-8\\_8](https://doi.org/10.1007/978-981-13-1373-8_8).
- [37] Q. Jia, R. Shu, C. K. Ahn, and C. Zhang, "Learning neural network-based fault-tolerant formation control for elliptical orbit spacecraft," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 60, no. 2, pp. 1937-1950, 2024, <https://doi.org/10.1109/TAES.2023.3344390>.
- [38] W. S. McCulloch and W. Pitts, "A logical calculus of the ideas immanent in nervous activity," *The Bulletin of Mathematical Biophysics*, vol. 5, pp. 115-133, 1943, <https://doi.org/10.1007/BF02478259>.
- [39] M. B. Milovanović, D. S. Antić, M. T. Milojković, and M. D. Spasić, "Adaptive control of nonlinear mimo system with orthogonal endocrine intelligent controller," *IEEE Transactions on Cybernetics*, vol. 52, no. 2, pp. 1221-1232, 2020, <https://doi.org/10.1109/TCYB.2020.2998505>.
- [40] C. G. Ametrano, K. Knudsen, J. Kocourková, M. Grube, L. Selbmann, and L. Muggia, "Phylogenetic relationships of rock-inhabiting black fungi belonging to the widespread genera *Lichenothelia* and *Saxomyces*," *Mycologia*, vol. 111, no. 1, pp. 127-160, 2019, <https://doi.org/10.1080/00275514.2018.1543510>.
- [41] P. Chittora, A. Singh, and M. Singh, "Chebyshev functional expansion based artificial neural network controller for shunt compensation," *IEEE Transactions on Industrial*