



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 4, No. 2, pp.: 1-13
2025

DOI:

[10.22034/jsssta.2024.449902.1156](https://doi.org/10.22034/jsssta.2024.449902.1156)

Adaptive Integral Fault-Tolerant Sliding Mode Control of a Flexible Spacecraft Based on Disturbance Observer

Marzieh Eghlimi Dezh¹, Milad Azimi^{2*}

1. Aerospace Research Institute, Tehran, Iran, Eghlimi@sun.ari.ac.ir
 2. Faculty of Aerospace Research Institute, Tehran, Iran, Eghlimi@sun.ari.ac.ir
- * corresponding Author

Article Info

Received: 2024-03-25
Accepted: 2024-11-20

Keywords

Flexible spacecraft, Fault tolerant control, Integral sliding mode control, Active vibration control, Disturbance observer, Input saturation

How to Cite this article

Marzieh Eghlimi Dezh, Milad Azimi ” Adaptive Integral Fault-Tolerant Sliding Mode Control of a Flexible Spacecraft Based on Disturbance Observer”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 4 (2), p.:1-13, 2025.

Abstract

This article investigates the enhancement of the control performance of flexible spacecraft by addressing actuator faults, input saturations, and internal and external disturbances (including flexible solar panel vibrations) during attitude maneuvers. First, the proposed observer, which can estimate the angular velocity and lumped disturbances (including flexible panels and external disturbances) of the system, is developed. Hereinafter, a fault-tolerant control algorithm is proposed using an integral sliding mode with adaptive gain to accurately estimate the upper bound of actuator faults with input saturation considering the rigid-flexible body interaction effects. On the other hand, fault-tolerant control, which proposes adaptive gain in the structure of the sliding surface, has the potential to eliminate the undesirable phenomenon of chatter in the system. The global stability of the nonlinear system is proven using Lyapunov theory. Additionally, during the attitude maneuver, active vibration control, also referred to as strain rate feedback control, using piezoelectric sensor/actuator patches is simultaneously implemented to reduce residual vibrations caused by rigid-flexible body dynamic interactions and the effect of actuator faults. The simulations in the form of a comparative study with conventional approaches show the validity and capability of the proposed approach in reducing the effect of external and internal disturbances for flexible spacecraft with actuator faults.



کنترل تحمل پذیر خطای مود لغزشی انتگرالی تطبیقی فضاپیمای انعطاف پذیر مبتنی بر مشاهده گر اغتشاشات

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال چهارم، شماره ۲، صفحه ۱۳-۱
پاییز و زمستان ۱۴۰۳

DOI:
10.22034/jssta.2024.449902.1156

مرضیه اقلیمی دژ^۱، میلاد عظیمی^{۲*}

۱- کارشناسی ارشد، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران Eghlimi@sun.ari.ac.ir

۲- استادیار، گروه طراحی وسایل فضایی، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران azimi.m@ari.ac.ir

* نویسنده مسئول

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۱/۰۶

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۳۰

واژه‌های کلیدی

فضاپیمای انعطاف پذیر، کنترل
تحمل پذیر خطا، کنترل مود
لغزشی انتگرالی، کنترل فعال
ارتعاشات، مشاهده گر اغتشاشات،
ورودی اشباع

نحوه استناد به این مقاله

مرضیه اقلیمی دژ، میلاد عظیمی
"کنترل تحمل پذیر خطای مود
لغزشی انتگرالی تطبیقی فضاپیمای
انعطاف پذیر مبتنی بر مشاهده گر
اغتشاشات"، دو فصلنامه علوم،
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد
چهارم، شماره دوم، صفحات ۱۳-۱،
۱۴۰۳.

چکیده

در این مقاله به بهبود عملکرد کنترلی فضاپیمای انعطاف پذیر در مقابله با خطاهای عملگر، اغتشاشات داخلی و خارجی (شامل ارتعاشات پنل‌های انعطاف پذیر) و ورودی اشباع در طول مانورهای وضعیت پرداخته شده است. ابتدا، مشاهده گر پیشنهادی جهت تخمین سرعت‌های زاویه‌ای و اغتشاشات کلی سیستم (ناشی از پنل‌های انعطاف پذیر و اغتشاشات خارجی) توسعه داده شده است. سپس کنترل تحمل پذیر خطای مبتنی بر الگوریتم مود لغزشی انتگرالی با بهره تطبیقی، جهت تخمین کران بالای خطای عملگر با ورودی اشباع و با لحاظ اثرات متقابل ناشی از دینامیک جسم صلب و انعطاف پذیر، توسعه یافته است. از طرف دیگر، کنترل تحمل پذیر خطا با پیشنهاد بهره تطبیقی در ساختار سطح لغزش توانایی رفع پدیده نامطلوب چترینگ را در سیستم دارد. پایداری کلی سیستم غیرخطی با استفاده از تئوری لیاپانوف اثبات شده است. همچنین، جهت کاهش ارتعاشات باقی مانده ناشی از برهم کنش دینامیک جسم صلب و انعطاف پذیر و اثرات خطاهای عملگر، الگوریتم کنترل فعال فیدبک نرخ کرنش با استفاده از وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک به طور همزمان در طول مانور وضعیت فعال سازی می‌شود. نتایج شبیه‌سازی‌ها در قالب یک مطالعه مقایسه‌ای با رویکردهای رایج، قابلیت و توانمندی رویکرد پیشنهادی در کاهش اثر اغتشاشات خارجی و داخلی را برای فضاپیمای انعطاف پذیر ناقص عملگر نشان می‌دهد.

۱- مقدمه

کنترل فضاپیماهای انعطاف‌پذیر با دینامیک پیچیده و اغلب غیر قابل پیش‌بینی‌شان، یک فرایند چالش برانگیز است. از طرف دیگر، عملکرد فضاپیما در حضور اغتشاشات داخلی مانند ارتعاشات پنل‌ها و نامعینی‌های اینرسی دچار مشکل می‌شود. برای فضاپیماهای انعطاف‌پذیر در مدار، سیستم کنترل وضعیت تحت تاثیر اغتشاشات خارجی نیز قرار می‌گیرد. همچنین، وجود خطاهای ناشی از عملگرهای سامانه کنترل وضعیت، ممکن است کل ماموریت را مختل کند [۴-۱]. به این ترتیب، لازم است کنترل تحمل‌پذیر خطایی پیشنهاد شود که به جبران خطاهای عملگر پرداخته و در مقابل اغتشاشات سیستم نیز مقاوم باشد. برخی از رویکردهای کنترلی جهت تحمل‌پذیری موثر خطاهای ناشی از خرابی عملگر (برای سیستم‌های خطی و غیرخطی) مانند رویکرد H_∞ [۵]، رویکرد لیاپانوف [۶]، کنترل تطبیقی [۷]، کنترل پیش‌بین [۸، ۹]، کنترل پسگام [۱۰]، کنترل فازی [۱۱] و کنترل مود لغزشی [۱۲] پیشنهاد شده است.

در میان روش‌های مذکور، الگوریتم کنترل مود لغزشی، تکنیک موثر و مقاوم در برابر اغتشاشات خارجی و خطاهای عملگر می‌باشد که در سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطای وضعیت فضاپیماها مورد استفاده قرار گرفته است [۱۳]. ژیبین و همکاران^۱ به توسعه کنترل وضعیت با استفاده از کنترل مود لغزشی برای فضاپیمای انعطاف‌پذیر مجهز به چرخ عکس‌عملی پرداختند [۱۴]. هوو و همکاران^۲ یک قانون کنترل تحمل‌پذیر خطای مود لغزشی پسگام جهت حفظ پایداری و قابلیت اطمینان سیستم کنترل وضعیت فضاپیما پیشنهاد کرده‌اند [۱۵].

روش مود لغزشی کلاسیک می‌تواند در مقابل اغتشاشات خارجی و نامعینی‌های دینامیک مقاوم باشد ولی در این تکنیک ممکن است دینامیک در هنگام رسیدن به سطح لغزش آسیب‌پذیر باشد. بنابراین تکنیک کنترل مود لغزشی انتگرالی برای حل این مسئله ارائه شد [۱۶]. کنترل مود لغزشی انتگرالی با طراحی مناسب سطح لغزش، می‌تواند از همان ابتدای مانور سیستم را وارد فاز لغزش کرده و قوام سیستم را تضمین کند [۱۷].

از طرف دیگر، به منظور کاهش اغتشاشات داخلی و خارجی سیستم، طراحی مشاهده‌گر اغتشاشات یک راه‌حل مناسب است

[۱۸]. هو و همکاران یک مشاهده‌گر مرتبه دو جهت تخمین اغتشاشات خارجی، نامعینی‌های اینرسی فضاپیمای صلب و خطای عملگر ارائه کردند [۱۹]. یک مشاهده‌گر اغتشاشات برای ارائه تابع تخمینی از نامعینی‌ها، اغتشاشات داخلی و خارجی سیستم توسط وانگ و وو^۳ توسعه یافته است [۲۰]. سپس با استفاده از رویکرد خطی‌ساز پسخور، قانون کنترل وضعیت مبتنی بر مشاهده‌گر برای فضاپیماهای انعطاف‌پذیر ارائه شده است که قانون کنترل پیشنهادی می‌تواند تاثیر اغتشاشات بر سیستم را کاهش دهد. الگوریتم کنترل وضعیتی با رویکرد کنترل مود لغزشی ترمینال تکین مبتنی بر مشاهده‌گر اغتشاشات مود لغزشی مرتبه کاهش یافته^۴ توسط یان و وو^۵ طراحی شده است [۲۱]. در این طرح، مقدار بهره سوئیچینگ در بخش قانون کنترل ساختار متغیر مود لغزشی کوچک انتخاب شده که این موضوع منجر به کاهش پدیده چترینگ در سیستم شده است.

مطالعات صورت گرفته نشان می‌دهد که کنترل‌رهای وضعیت طراحی شده براساس مشاهده‌گر اغتشاشات و متغیرهای حالت است. اگرچه، هنگامیکه یک حسگر متغیر حالت (سرعت زاویه‌ای) از کار بیفتد، نمی‌توان اطلاعات دقیقی از متغیرهای حالت به دست آورد. در این صورت، مشاهده‌گری باید طراحی شود تا اغتشاشات و متغیرهای حالت را به طور همزمان تخمین بزند [۲۲].

در فضاپیماهایی با دینامیک صلب-انعطاف‌پذیر، وجود وصله‌های انعطاف‌پذیر (مانند پنل‌های خورشیدی، آنتن‌ها، بوم‌های گرادیان جاذبه و ...) می‌تواند ماموریت‌های فضایی با دقت بالا را به خطر اندازد. از طرف دیگر، بخش‌های انعطاف‌پذیر، دارای مشخصه‌های سبکی وزن و میرایی کم می‌باشند. این موضوع منجر به ارتعاشات ناخواسته در سیستم می‌شود [۲۳]. یکی از رویکردها جهت کاهش ارتعاشات در سیستم‌های با دینامیک صلب-انعطاف‌پذیر، استفاده از حسگر/عملگرهای پیزوالکتریک و کنترل فعال ارتعاشات می‌باشد.

در میان تکنیک‌های کنترل فعال ارتعاشات می‌توان به روش‌های فیدبک موقعیت مثبت [۲۴]، کنترل فیدبک نرخ کرنش [۲۵]، تکنیک‌های بهینه‌سازی [۲۶]، و الگوریتم‌های فازی-عصبی [۲۷] اشاره کرد. در میان روش‌های مذکور، تکنیک فیدبک نرخ کرنش،

³ Wang and Wu

⁴ Reduced order

⁵ Yan and Wu

¹ Xibin et al

² Huo et al

اصل همیلتون و نظریه تیر اویلر-برنولی استخراج شده است [۲۸]:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{RR} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{M}_{RF} \ddot{\boldsymbol{\eta}}_k + \mathbf{C}_{RR} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_{RF} \dot{\boldsymbol{\eta}}_k &= \mathbf{u}_c + \mathbf{d}_e \\ \mathbf{M}_{FR} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{M}_{FF} \ddot{\boldsymbol{\eta}}_k + \mathbf{C}_{FR} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_{FF} \dot{\boldsymbol{\eta}}_k + \mathbf{K}_{FF} \boldsymbol{\eta}_k &= \\ -\mathbf{P} \mathbf{g} \mathbf{A}_p^a - \mathbf{d}_f \end{aligned} \quad (1)$$

که در آن $\mathbf{u}_c \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ گشتاور کنترلی عملگرهای هاب، $\mathbf{d}_e \in \mathbf{R}^{3 \times 1}$ اغتشاشات خارجی وارد بر هاب، \mathbf{K} و \mathbf{C} ، \mathbf{M} به ترتیب ماتریس‌های جرم، میرایی و سختی، $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ به ترتیب بردار سرعت زاویه‌ای جسم صلب و مختصات تعمیم یافته، اندیس‌های \mathbf{R} ، \mathbf{F} و \mathbf{P} به ترتیب معرف بخش‌های صلب، انعطاف‌پذیر، \mathbf{K} امین مختصات تعمیم یافته و پیزوالکتریک فضاپیما می‌باشند. همچنین \mathbf{g} ضریب بهره تقویتی حسگر/عملگرهای پیزوالکتریک، بالانویس‌های \mathbf{a} و \mathbf{s} به ترتیب نشان‌دهنده عملگر و حسگر پیزوالکتریک، ترم‌های \mathbf{P} ، \mathbf{A} و \mathbf{N} نیز مشخصات پیزوالکتریک هستند.

سینماتیک فضاپیما را می‌توان با استفاده از کواترنیون‌ها به صورت زیر توصیف کرد:

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} (q_0 \mathbf{I}_{3 \times 3} + \mathbf{q}_{1:3}^{\times}) \boldsymbol{\omega} \\ -\mathbf{q}_{1:3}^{\times} \boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} \quad (2)$$

بطوریکه در آن $\mathbf{q} = [q_0 \ \mathbf{q}_{1:3}]^T \in \mathbf{R}^{4 \times 1}$ زوایای مانور بر حسب کواترنیون‌ها را نشان می‌دهد. جهت مدلسازی دینامیک خطای عملگر داریم:

$$\mathbf{u}_c = [\mathbf{I}_{3 \times 3} - \mathbf{E}(t)] \mathbf{u}_h \quad (3)$$

که در آن $\mathbf{E}(t) = \text{diag}\{e_1, e_2, e_3\} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ ماتریس کاهش اثربخشی عملگرهای فضاپیما و \mathbf{u}_h گشتاور دلخواه کنترلی است. با بازنویسی بخش اول دینامیک سیستم و استفاده از معادله (۳)، داریم:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{RR} \dot{\boldsymbol{\omega}} &= -\mathbf{M}_{RF} \ddot{\boldsymbol{\eta}}_k - \mathbf{C}_{RR} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}_{RF} \dot{\boldsymbol{\eta}}_k \\ &+ [\mathbf{I}_{3 \times 3} - \mathbf{E}(t)] \mathbf{u}_h + \mathbf{d}_e \end{aligned} \quad (4)$$

معادله دینامیک فضاپیما (۱) را می‌توان به دو سیستم غیرخطی تقسیم کرد:

$$\mathbf{P} = \mathbf{M}_{RR}^{-1} (-\mathbf{C}_{RR} \boldsymbol{\omega}) \quad (5)$$

$$\mathbf{d} = \mathbf{M}_{RR}^{-1} (-\mathbf{M}_{RF} \ddot{\boldsymbol{\eta}}_k - \mathbf{C}_{RF} \dot{\boldsymbol{\eta}}_k + \mathbf{d}_e)$$

بنابراین معادله (۴) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\mathbf{M}_{RR} \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\mathbf{C}_{RR} \boldsymbol{\omega} + [\mathbf{I}_{3 \times 3} - \mathbf{E}(t)] \mathbf{u}_h + \mathbf{d} \quad (6)$$

علاوه بر پیاده‌سازی آسان، ناحیه میرایی فعال بیشتری دارد و می‌تواند بیش از یک مود ارتعاشی را پایدار کند [۲۵].

در این مقاله، از رویکرد کنترل مود لغزشی انتگرالی جهت پایدارسازی فضاپیما انعطاف‌پذیر استفاده شده است. به طور خاص، برای سیستم کنترل وضعیت از یک الگوریتم کنترل تناسبی-مشتقی در قالب کنترل نامی استفاده شده است. با فرض وجود اطلاعات از حدود خطا در سیستم، کنترل تحمل‌پذیر خطایی مبتنی بر مود لغزشی انتگرالی ارائه شده است. کنترل تحمل‌پذیر خطای ارائه شده، با استفاده از یک رویکرد تطبیقی طراحی شده که توانایی تحمل خطای عملگر را بدون نیاز به اطلاعات خطای سیستم دارد. همچنین، از یک مشاهده‌گر اغتشاشات جهت تخمین اغتشاشات کلی سیستم ارائه شده است. برای کنترل ارتعاشات حین و پس از مانور، الگوریتم فیدبک نرخ کرنش همزمان با الگوریتم کنترل وضعیت پیاده‌سازی شده است. از جمله نکات بدیع در نظر گرفته شده در این مقاله عبارتست از: (۱) کنترلر تحمل‌پذیر خطای پیشنهادی توانایی مقابله با خطاهای عملگر، اشباع ورودی کنترلی و دینامیک ناشی از کوپلینگ دینامیک صلب-انعطاف‌پذیر را به طور همزمان دارد.

(۲) بهره تطبیقی کنترل تحمل‌پذیر خطا ساختاری ساده داشته و توانایی تخمین خطای عملگر را دارد. بهره تطبیقی پیشنهادی قابلیت کاهش چترینگ را نیز دارد.

(۳) مشاهده‌گر اغتشاشات پیشنهادی توانایی تخمین متغیرهای حالت و اغتشاشات داخلی و خارجی سیستم را به صورت همزمان دارد.

ساختار مقاله به این صورت سازماندهی شده است: در بخش ۲، مدل ریاضی و دینامیک فضاپیما انعطاف‌پذیر مجهز به وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک در مانور چند محوره ارائه شده است. در بخش ۳، مشاهده‌گر اغتشاشات و کنترلر تحمل‌پذیر خطای مود لغزشی انتگرالی تطبیقی طراحی شده است. در بخش ۴، نتایج شبیه‌سازی‌های عددی برای نمایش میزان اثربخشی رویکرد پیشنهادی ارائه شده است. در پایان، مقاله با بخش نتیجه‌گیری خاتمه یافته است.

۲- مدلسازی ریاضی

معادلات غیرخطی فضاپیما انعطاف‌پذیر در دوران چند محوره که از یک بدنه صلب و پنل‌های انعطاف‌پذیر مجهز به وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک تشکیل شده، با استفاده از

$$\dot{\hat{\lambda}} = \hat{\lambda} - \lambda = \hat{\lambda} \quad (10)$$

خطای مشاهده گر اغتشاشات به صورت $\tilde{\mathbf{d}} = \hat{\mathbf{d}} - \mathbf{d}$ تعریف می شود. بنابراین از معادله (5) و (7) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\mathbf{d}}} &= \dot{\hat{\mathbf{d}}} - \dot{\mathbf{d}} \\ &= -\kappa\tilde{\omega} - \hat{\lambda} \text{sign}(\tilde{\omega}) - \|\mathbf{P}\| \text{sign}(\tilde{\omega}) - \mathbf{P} - \mathbf{d} \\ &= -\kappa\tilde{\omega} - \hat{\lambda} \text{sign}(\tilde{\omega}) - \|\mathbf{P}\| \text{sign}(\tilde{\omega}) + \mathbf{M}_{RR}^{-1} \mathbf{u}_c - \dot{\omega} \\ &= \dot{\tilde{\omega}} - \dot{\omega} = \dot{\tilde{\omega}} \end{aligned} \quad (11)$$

با توجه به مقدمات توضیح داده شده، ویژگی همگرایی مشاهده گر اغتشاشات پیشنهادی در قضیه زیر بحث شده است.

قضیه ۱: برای یک فضا پیمای انعطاف پذیر در حضور اغتشاشات خارجی، مشاهده گر اغتشاشات به صورت معادله (7) پیشنهاد شده است. بنابراین، با محدود در نظر گرفتن خطای بهره تطبیقی $\tilde{\lambda} = \hat{\lambda} - \lambda$ ، خطای سرعت زاویه ای مشاهده گر $\tilde{\omega} = \hat{\omega} - \omega$ و اغتشاشات مشاهده گر $\tilde{\mathbf{d}} = \hat{\mathbf{d}} - \mathbf{d}$ به صفر همگرا می شود.

اثبات: تابع لیپانوف به صورت زیر پیشنهاد شده است:

$$V_1 = \frac{1}{2} \tilde{\omega}^T \tilde{\omega} + \frac{1}{2\theta} \tilde{\lambda}^2 \quad (12)$$

با مشتق گیری زمانی از تابع V_1 و جایگذاری روابط (8) تا (11) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \tilde{\omega}^T \dot{\tilde{\omega}} + \frac{1}{\theta} \tilde{\lambda} \dot{\tilde{\lambda}} \\ &= \tilde{\omega}^T (-\kappa\tilde{\omega} - \hat{\lambda} \text{sign}(\tilde{\omega}) - \|\mathbf{P}\| \text{sign}(\tilde{\omega}) - \mathbf{P} - \mathbf{d}) \\ &\quad + \frac{1}{\theta} \tilde{\lambda} \dot{\tilde{\lambda}} \\ &= -\tilde{\omega}^T \kappa\tilde{\omega} - \hat{\lambda} \tilde{\omega}^T \text{sign}(\tilde{\omega}) - \tilde{\omega}^T \|\mathbf{P}\| \text{sign}(\tilde{\omega}) \\ &\quad - \tilde{\omega}^T \mathbf{P} - \tilde{\omega}^T \mathbf{d} + \tilde{\lambda} \|\tilde{\omega}\| \\ &= -\tilde{\omega}^T \kappa\tilde{\omega} - \hat{\lambda} \|\tilde{\omega}\|^T - \|\mathbf{P}\| \|\tilde{\omega}\|^T - \tilde{\omega}^T \mathbf{P} - \tilde{\omega}^T \mathbf{d} \\ &\quad + (\hat{\lambda} - \lambda) \|\tilde{\omega}\| \\ &= -\tilde{\omega}^T \kappa\tilde{\omega} - \|\mathbf{P}\| \|\tilde{\omega}\|^T - \tilde{\omega}^T \mathbf{P} - \tilde{\omega}^T \mathbf{d} - \lambda \|\tilde{\omega}\| \end{aligned} \quad (13)$$

از طرف دیگر، با در نظر گرفتن فرضیه ۱ داریم:

$$\tilde{\omega}^T \mathbf{d} + \|\tilde{\omega}\|^T \|\mathbf{d}\| \geq \tilde{\omega}^T \mathbf{d} + |\tilde{\omega}|^T |\mathbf{d}| \geq 0 \quad (14)$$

با استفاده از معادله (14) می توان نوشت:

$$-\tilde{\omega}^T \mathbf{d} - \lambda \|\tilde{\omega}\| \leq -\|\tilde{\omega}\|^T \|\mathbf{d}\| - \lambda \|\tilde{\omega}\| \leq 0 \quad (15)$$

در نهایت داریم:

$$\|\mathbf{P}\| \|\tilde{\omega}\|^T + \tilde{\omega}^T \mathbf{P} \geq \tilde{\omega}^T \mathbf{P} + |\tilde{\omega}|^T |\mathbf{P}| \geq 0 \quad (16)$$

۳- طراحی کنترلر و مشاهده گر

در این بخش ابتدا یک مشاهده گر اغتشاشات طراحی شده، سپس الگوریتم کنترل تحمل پذیر خطای مود لغزشی انتگرالی با تابع سوئیچینگ تطبیقی جهت تخمین خطای عملگر پیشنهاد شده است. در ادامه الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات جهت کاهش ارتعاشات حین و پس از مانور ارائه شده است. پیش از طراحی کنترلر، فرضیات زیر در نظر گرفته شده است:

فرضیه ۱: اغتشاشات کلی سیستم \mathbf{d} با مقدار اشباع λ محدود شده است؛ بطوریکه $\|\mathbf{d}\| \leq \lambda$ [۲۹].

فرضیه ۲: خطای عملگر با ثابت مثبت e_m محدود در نظر گرفته شده است $0 \leq \max\{e_1, e_2, e_3\} \leq e_m$ [۳۰].

فرضیه ۳: ماتریس \mathbf{M}_{RR} مثبت معین است.

فرضیه ۴: دینامیک بخش های انعطاف پذیر $\|\boldsymbol{\eta}_k\|$ و مشتق آن $\|\dot{\boldsymbol{\eta}}_k\|$ محدود در نظر گرفته شده است.

۳-۱- مشاهده گر اغتشاشات کلی سیستم

پیش از طراحی قانون کنترل وضعیت، با توجه به این موضوع که اندازه گیری های دقیقی از مقدار اغتشاشات کلی سیستم امکان پذیر نمی باشد، لازم است مشاهده گری جهت تخمین دقیق مقدار سرعت زاویه ای و اغتشاشات طراحی شود. برای سیستم (۱)، مشاهده گر اغتشاشات کلی سیستم به صورت زیر تعریف شده است:

$$\dot{\tilde{\omega}} = -\kappa\tilde{\omega} - \hat{\lambda} \text{sign}(\tilde{\omega}) - \|\mathbf{P}\| \text{sign}(\tilde{\omega}) + \mathbf{M}_{RR}^{-1} \mathbf{u}_c \quad (7)$$

$$\dot{\tilde{\mathbf{d}}} = -\kappa\tilde{\omega} - \hat{\lambda} \text{sign}(\tilde{\omega}) - \|\mathbf{P}\| \text{sign}(\tilde{\omega}) - \mathbf{P}$$

بطوریکه در آن κ یک ثابت مثبت و $\tilde{\omega} = \hat{\omega} - \omega$ خطای سرعت زاویه ای مشاهده گر می باشد. در حقیقت تخمین کران بالای اغتشاشات کلی سیستم دشوار است، در نتیجه جهت حل این مسئله، از الگوریتم تطبیقی جهت تخمین مقدار λ استفاده می شود. که در آن $\hat{\lambda}$ مقدار تطبیقی λ است که به صورت زیر ارائه شده است:

$$\dot{\hat{\lambda}} = \theta \|\tilde{\omega}\| \quad (8)$$

که در آن θ یک ثابت مثبت است که نرخ تطبیق را مشخص می کند. خطای بهره تطبیقی λ به صورت زیر تعریف می شود:

$$\tilde{\lambda} = \hat{\lambda} - \lambda \quad (9)$$

مشتق زمانی معادله (9) به صورت زیر محاسبه می شود:

۳-۳- کنترل تطبیقی تحمل‌پذیر خطا مود لغزشی انتگرالی

سطح لغزش انتگرالی به صورت زیر در نظر گرفته شده است [۳۲]:

$$\mathbf{S} = \mathbf{D}\{\boldsymbol{\omega}(t) - \boldsymbol{\omega}(t_0) - \int_{t_0}^t \mathbf{M}_R^{-1}[-\mathbf{M}_R \ddot{\boldsymbol{\eta}}_k(\tau) - \mathbf{C}_R \boldsymbol{\omega}(\tau) - \mathbf{C}_R \dot{\boldsymbol{\eta}}_k(\tau) + \mathbf{u}_N(\mathbf{q}, \boldsymbol{\omega})] d\tau\} \quad (22)$$

که در آن $\mathbf{D} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ یک ماتریس ثابت است و باید به گونه‌ای انتخاب شود که \mathbf{DM}_R^{-1} معکوس‌پذیر باشد. باید به این نکته توجه داشت که در $t = t_0$ باید شرط $\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}(t_0), \dot{\boldsymbol{\omega}}(t_0)) = 0$ برقرار باشد. بنابراین قانون کنترلی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{u}_h = \mathbf{u}_{nom} + \mathbf{u}_{Affc} \quad (23)$$

قانون کنترل تحمل‌پذیر خطای مود لغزشی انتگرالی با بهره سوئیچینگ تطبیقی به صورت زیر پیشنهاد شده است:

$$\mathbf{u}_{Affc} = \begin{cases} \hat{\beta}_m \frac{(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}}{\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\|} & \text{if } \hat{\beta}_m \|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| \geq \xi \\ -\hat{\beta}_m \frac{(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}}{\xi} & \text{if } \hat{\beta}_m \|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| < \xi \end{cases} \quad (24)$$

بطوریکه در آن ξ یک اسکالر مثبت کوچک می‌باشد و $\hat{\beta}_m \geq 0$ طبق قانون تطبیقی زیر محاسبه می‌شود:

$$\dot{\hat{\beta}}_m = \rho(\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| - \mu \hat{\beta}_m), \quad \hat{\beta}_m(0) \geq 0 \quad (25)$$

که در آن ρ و μ بهره‌های مثبت و ثابتی هستند.

نکته ۳: بهره سوئیچینگ $\hat{\beta}_m$ را می‌توان به صورت یک مقدار ثابت مثبت به صورت زیر تعریف کرد:

$$\beta_m = \frac{\sqrt{3}e_m(K) + d_{max} + \varepsilon}{1 - e_m} \quad (26)$$

بطوریکه در آن ε ثابت مثبت است.

لم ۲: با توجه به قانون به‌روزرسانی بهره سوئیچینگ معادله (۲۵)، بهره β_m حد بالا دارد؛ به عنوان مثال، همیشه یک مقدار مثبت اسکالر $\bar{\beta}_m$ برای همه $t > 0$ وجود دارد، بطوریکه $\hat{\beta}_m \leq \bar{\beta}_m$ و $\beta_m \leq \bar{\beta}_m$.

اثبات. تابع لیپانوف زیر را در نظر بگیرید.

$$V_s = \frac{1}{2} \mathbf{S}^T \mathbf{S} \quad (27)$$

با مشتق‌گیری زمانی V_s و جایگذاری معادلات حلقه بسته در آن داریم:

$$\dot{V}_s \leq -(1 - e_m)(\hat{\beta}_m(t) - \beta_m) \|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| \quad (28)$$

برای نمایش حد بالای $\hat{\beta}_m$ چهار حالت زیر بررسی می‌شود:

بنابراین، معادله (۱۳) به صورت زیر خلاصه می‌شود:

$$V_1 \leq -\tilde{\boldsymbol{\omega}}^T \boldsymbol{\kappa} \tilde{\boldsymbol{\omega}} \leq 0 \quad (17)$$

بنابراین خطای تخمینی سرعت زاویه‌ای یک تابع مربعی انتگرال‌پذیر است و V_1 محدود است، به این معنی که $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ و $\dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}$ محدود است.

$$-\|\mathbf{P}\| \text{sign}(\tilde{\boldsymbol{\omega}}) - \mathbf{P} \leq 0 \quad (18)$$

مطابق لم باربالات [۳۱] می‌توان نشان داد که $\dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}$ پیوسته و $\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{\boldsymbol{\omega}} = 0$ است. همچنین، $\dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}$ به صفر همگرا می‌شود. در حالیکه $\tilde{\mathbf{d}} = \hat{\mathbf{d}} - \mathbf{d} = \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}$ خطای مشاهده‌گر اغتشاشات نیز به صفر همگرا می‌شود. به این ترتیب اثبات کامل می‌شود.

۳-۲- کنترل نامی

لم ۱: دینامیک و سینماتیک وضعیت بدون خطای عملگر و اغتشاشات خارجی را در نظر بگیرید (بخش اول معادله (۱)). قانون کنترل نامی پیشنهادی به صورت زیر طراحی شده است:

$$\mathbf{u}_{nom} = -k_p \mathbf{q}_{1:3} - k_d \tanh(\boldsymbol{\omega}/p^2) + \mathbf{C}_{RR} \boldsymbol{\omega} + \hat{\mathbf{d}} \quad (19)$$

بطوریکه در آن k_p ، k_d و p بهره‌های ثابت مثبت هستند.

اثبات: لم ۱ در مرجع [۳۲] به صورت کامل ارائه شده است.

نکته ۱: با استفاده از ویژگی‌های کواترنیون‌ها و تابع تانژانت هایپربولیک، می‌توان \mathbf{u}_{nom} معادله (۱۹) را به صورت کران بالای زیر نوشت:

$$\|\mathbf{u}_{nom}\| \leq |k_p \mathbf{q}_{1:3}| + |k_d \tanh(\boldsymbol{\omega}/p^2)| + |\mathbf{C}_{RR} \boldsymbol{\omega}| \leq k_p + k_d + a + \lambda \leq K \quad (20)$$

که در آن می‌توان کران بالای $|\mathbf{C}_{RR} \boldsymbol{\omega}|$ تعریف شده در معادله (۲۰) را به صورت زیر در نظر گرفت [۳۳]:

$$\|\mathbf{C}_{RR} \boldsymbol{\omega}\| = a_1 \|\boldsymbol{\phi}\| + a_2 \|\boldsymbol{\omega}\| = a \quad (21)$$

که در آن $\boldsymbol{\phi}$ دوران جسم صلب حول محور اوپلر است.

نکته ۲: لازم به ذکر است p^2 در مخرج تابع تانژانت هایپربولیک ظاهر می‌شود، بطوریکه مقدار آن شدت تغییرات سیگنال کنترلی با تغییرات $\boldsymbol{\omega}$ را تعیین می‌کند. تنظیم p^2 نرخ تغییرات گشتاور کنترل نامی را نیز تغییر می‌دهد، بنابراین، عملکرد دینامیکی بهتری حاصل می‌شود.

قضیه ۲: سیستم کنترل وضعیت برای سیستم معادله (۱) را در مقابل خطای عملگر و اغتشاشات خارجی در نظر بگیرید. با توجه به فرضیه ۲، کران بالای خطای عملگر مشخص است. می توان مسیر حلقه بسته سیستم را با استفاده از کنترلر پیشنهادی (۲۴) و قانون تطبیقی (۲۵) به همسایگی سطح لغزش به صفر همگرا نمود.

اثبات: تابع لیپانوف به صورت زیر پیشنهاد شده است.

$$V_2 = \frac{1}{2} \mathbf{S}^T \mathbf{S} + \frac{1-e_m}{2\rho} (\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m)^2 \quad (29)$$

حالت اول: طبق شرط اول معادله (۲۴)، اگر $\xi \geq \rho \|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\|$ باشد، با جایگذاری معادلات (۲۳) تا (۲۵) در مشتق زمانی V_2 داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \mathbf{S}^T \dot{\mathbf{S}} + \frac{1-e_m}{\rho} (\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m) \dot{\hat{\beta}}_m \\ &= \mathbf{S}^T \mathbf{DM}_R^{-1} \{-\mathbf{E}(t) \mathbf{u}_{nom} + (\mathbf{I}_3 - \mathbf{E}(t)) \mathbf{u}_{Aftc} + \mathbf{d}\} \\ &\quad + \frac{1-e_m}{\rho} (\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m) \rho (\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| - \mu \hat{\beta}_m) \end{aligned} \quad (30)$$

با توجه به لم ۲، واضح است دو نامساوی $|\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m| \leq \bar{\beta}_m$ و $\bar{\beta}_m - \frac{\sqrt{3}e_m(K) + d_{max} + \varepsilon}{1-e_m} \geq \frac{\varepsilon}{1-e_m}$ استفاده از نامساوی $x^T y \leq \sqrt{3} \|x\| \|y\|_\infty$ داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -\mu(1-e_m) |\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m| - \varepsilon \|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| \\ &\quad + \mu(1-e_m) \left(|\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m| + \frac{1}{4} \bar{\beta}_m^2 \right) \end{aligned} \quad (31)$$

بطوریکه در آن δ_1 ، δ_2 ، و η_1 ثابت های مثبت هستند که به ترتیب طبق $\delta_1 = \mu(1-e_m)$ ، $\delta_2 = \varepsilon \|(\mathbf{DM}_R^{-1})\|$ ، $\eta_1 = \mu(1-e_m) (\bar{\beta}_m + \frac{1}{4} \bar{\beta}_m^2)$ تعاریف داریم:

حالت ۱: اگر $\hat{\beta}_m(t) > \beta_m$ و $\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| \geq \mu \hat{\beta}_m$ ، می توان نتیجه گرفت: $V_s(t) < 0$ و $\dot{\hat{\beta}}_m(t) \geq 0$. در حالیکه $V_s(t) \leq 0$ ، تابع لغزش \mathbf{S} کاهش پیدا می کند و می توان نشان داد $V_s(t) \leq V_s(0)$ ، که پاسخ آن به صورت $\|\mathbf{S}\| \leq \sqrt{2V_s(0)}$ می باشد. بنابراین، اگرچه $\dot{\hat{\beta}}_m \geq 0$ ، بهره تطبیقی $\hat{\beta}_m$ حد بالایی در قانون به روزرسانی $\dot{\hat{\beta}}_m = \rho (\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| - \mu \hat{\beta}_m)$ دارد.

حالت ۲: اگر $\hat{\beta}_m(t) > \beta_m$ و $\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| < \mu \hat{\beta}_m$ ، می توان نتیجه گرفت: $V_s(t) < 0$ و $\dot{\hat{\beta}}_m(t) \leq 0$. به عنوان نتیجه، هر دو تابع لیپانوف $V_s(t)$ و بهره تطبیقی $\hat{\beta}_m(t)$ دارای حد بالا توسط مقادیرهای اولیه $V_s(0)$ و $\hat{\beta}_m(0)$ است. بنابراین اثبات می شود: $V_s(t) \leq V_s(0)$ و $\hat{\beta}_m(t) \leq \hat{\beta}_m(0)$.

حالت ۳: اگر $\hat{\beta}_m(t) \leq \beta_m$ و $\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| < \mu \hat{\beta}_m$ ، می توان نتیجه گرفت: $V_s(t) > 0$ و $\dot{\hat{\beta}}_m(t) \leq 0$. در این مورد واضح است که $\hat{\beta}_m$ به دلیل وجود ثابت β_m حد بالا دارد. بنابراین، اگرچه $V_s(t) > 0$ ، در ادامه اثبات می شود که V_s محدود است. زمانی که تابع لغزش \mathbf{S} تحت شرایط $\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| \leq \mu \hat{\beta}_m$ قرار دارد می توان نشان داد $\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| \leq \mu \hat{\beta}_m / \|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T\|$ از این رو تابع لیپانوف $V_s(t)$ توسط ثابت $V_s^* = 0.5(\mu \hat{\beta}_m / \|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T\|)$ در این مورد، حد بالا دارد.

حالت ۴: اگر $\hat{\beta}_m(t) \leq \beta_m$ و $\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| \geq \mu \hat{\beta}_m$ ، می توان نتیجه گرفت: $V_s(t) > 0$ و $\dot{\hat{\beta}}_m(t) \geq 0$. در این مورد واضح است که $\hat{\beta}_m$ به دلیل وجود ثابت β_m حد بالا دارد. زمانی که \mathbf{S} مقدار بزرگی به اندازه $\|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\| > \mu \hat{\beta}_m$ داشته باشد، می توان قانون تطبیقی $\dot{\hat{\beta}}_m = \rho \|(\mathbf{DM}_R^{-1})^T \mathbf{S}\|$ را تخمین زد. با مقایسه $V_s(t)$ با $\dot{\hat{\beta}}_m(t)$ ، این نکته قابل توجه است $V_s(t) \leq k_m \dot{\hat{\beta}}_m(t)$ بطوریکه k_m ثابت مثبتی است که به صورت $k_m = (1-e_m) \beta_m / \beta$ تعریف شده است. بنابراین، تابع لیپانوف براساس اصل مقایسه $V_s(t) \leq V_s(0) + k_m [\hat{\beta}_m(t) + \hat{\beta}_m(0)]$ ، حد بالا دارد. علاوه بر این، در شرایطی که $\hat{\beta}_m(t) \leq \beta_m$ ، می توان نشان داد $V_s(t) \leq V_s(0) + 2k_m \beta_m$.

بر اساس تحلیل فوق از این چهار حالت، اثبات می شود که بهره تطبیقی $\hat{\beta}_m$ همیشه کران بالایی دارد. بنابراین، همیشه یک مقدار ثابت مثبتی $\bar{\beta}_m$ وجود دارد بطوریکه $\beta_m \leq \bar{\beta}_m$ و $\hat{\beta}_m \leq \bar{\beta}_m$ برای تمامی $t > 0$ برقرار است.

که در آن $\eta = \max\{\eta_1, \eta_2\} = \frac{1-e_m}{4}(\mu\bar{\rho}_m^2 + 4\mu\bar{\rho}_m + \xi)$ است. بنابراین، مسیر این سیستم در زمان محدود پایدار است [۳۴]. علاوه بر این، کاهش V_2 می‌تواند در زمان محدود، منجر به $V_2^{1/2} \leq \frac{\eta}{(1-\sigma)\delta}$ شود. بطوریکه در آن σ یک ثابت مثبت بوده و $0 < \sigma < 1$ را برآورده می‌سازد.

۳-۴ کنترل فعال ارتعاشات

به منظور ایجاد مانورهای با دقت بالا، در این بخش به طراحی یک الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات با استفاده از وصله‌های پیزوالکتریک پرداخته شده است. از آنجاییکه هیچ میدان خارجی به لایه حسگر اعمال نمی‌شود، جابجایی الکتریکی ایجاد شده بر روی سطح حسگر به طور مستقیم با کرنش اعمال شده بر روی آن متناسب است. جریان خروجی حسگر پیزوالکتریک نرخ کرنش پنل‌های انعطاف‌پذیر را اندازه‌گیری می‌کند. این جریان با استفاده از یک تنظیم‌کننده سیگنال با بهره G_c به ولتاژ حسگر V_s تبدیل می‌شود و با ضریب بهره متناسب کنترلر به عملگرهای پیزوالکتریک اعمال می‌شود. ولتاژ خروجی حسگرهای پیزوالکتریک را می‌توان با رابطه زیر نمایش داد:

$$V_s(t) = G_c i(t) = G_c e_{31} \left(\frac{h_b}{2} + h_p \right) w_p \int_0^{L_p} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \Psi_k(x) \dot{u}_k(t) dx \quad (36)$$

که در آن $i(t)$ جریان مدار، $e_{31}(t)$ ثابت شارژ/تنش پیزوالکتریک و Ψ_k (امین \mathbf{k}) توابع شکلی است. پارامترهای h_b ، h_p ، L_p و w_p به ترتیب طول پنل، ضخامت، طول، و عرض پیزوالکتریک می‌باشد. نیروی کنترل نسبی f_{ctrl} تولید شده توسط عملگر که بر روی وصله‌ها اعمال می‌شود با استفاده از نظریه گشتاور خمشی به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$f_{ctrl} = E_p d_{31} \hat{\omega}_p \left(\frac{h_b + h_p}{2} \right) \int_0^{L_p} \frac{\partial}{\partial x} \Psi_k(x) dx V_a(t) \quad (37)$$

که در آن V_a ولتاژ تولید شده توسط عملگرهای پیزوالکتریک و d_{31} ثابت کرنش پیزوالکتریک هستند.

۴- شبیه‌سازی

در این بخش شبیه‌سازی‌های عددی فضاپیما انعطاف‌پذیر برای تضمین عملکرد رویکرد پیشنهادی در نرم‌افزار Matlab/simulink انجام شده است. پارامترهای فیزیکی در نظر گرفته شده برای فضاپیما انعطاف‌پذیر عبارتند از: طول

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq \sqrt{\frac{2\rho\delta_1^2}{1-e_m}} \sqrt{\frac{1-e_m}{2\rho} (\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m)^2} \\ &\quad - \sqrt{2}\delta_2 \sqrt{\frac{1}{2} \mathbf{S}^T \mathbf{S}} + \eta_1 \\ &\leq -\min\left\{ \sqrt{\frac{2\rho\delta_1^2}{1-e_m}}, \sqrt{2}\delta_2 \right\} \\ &\quad \times \left(\sqrt{\frac{1-e_m}{2\rho} (\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m)^2} + \sqrt{\frac{1}{2} \mathbf{S}^T \mathbf{S}} \right) + \eta_1 \\ &\leq -\delta V_2^{1/2} + \eta_1 \end{aligned} \quad (32)$$

بطوریکه در آن $\delta = \sqrt{2} \min\left\{ \sqrt{\frac{\rho\delta_1^2}{1-e_m}}, \delta_2 \right\}$ است.

حالت دوم: طبق شرط دوم معادله (۲۴)، اگر $\xi < \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\|$ باشد، مشتق زمانی تابع لیاپانوف پیشنهادی (۲۹) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -\frac{1-e_m}{\rho} (\hat{\beta}_m^2) \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\|^2 \\ &\quad + (1-e_m) \hat{\beta}_m \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\| \\ &\quad - (1-e_m) \left[\bar{\beta}_m - \frac{\sqrt{3}e_m(K) + d_{\max} + \varepsilon}{1-e_m} \right] \\ &\quad \times \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\| \\ &\quad + (1-e_m) (\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m) \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\| \\ &\quad - \mu(1-e_m) (\hat{\beta}_m - \bar{\beta}_m) \hat{\beta}_m \end{aligned} \quad (33)$$

با توجه به $\xi < \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\|$ می‌توان اثبات نمود که $\frac{1-e_m}{\xi} \hat{\beta}_m^2 \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\|^2 + (1-e_m) \hat{\beta}_m \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\|$ با مقدار $\frac{\xi}{2} \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\| = \frac{\xi}{4}$ به بیشینه مقدار خود می‌رسد. بنابراین، با توجه به لم ۲ و توضیحات موجود در حالت اول اثبات می‌توان معادله (۳۳) را به فرم زیر نوشت:

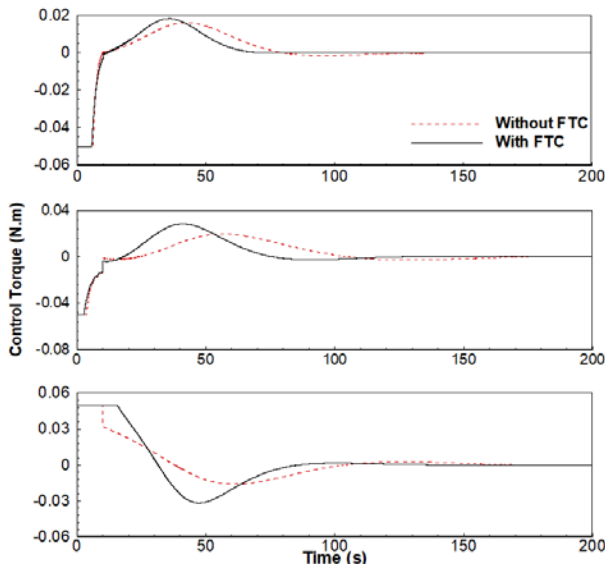
$$\dot{V}_2 \leq -\delta V_2^{1/2} + \eta_2 \quad (34)$$

بطوریکه δ_1 و δ_2 تعاریف یکسانی همانند حالت اول دارند، و η_2 یک ثابت مثبت است که به صورت

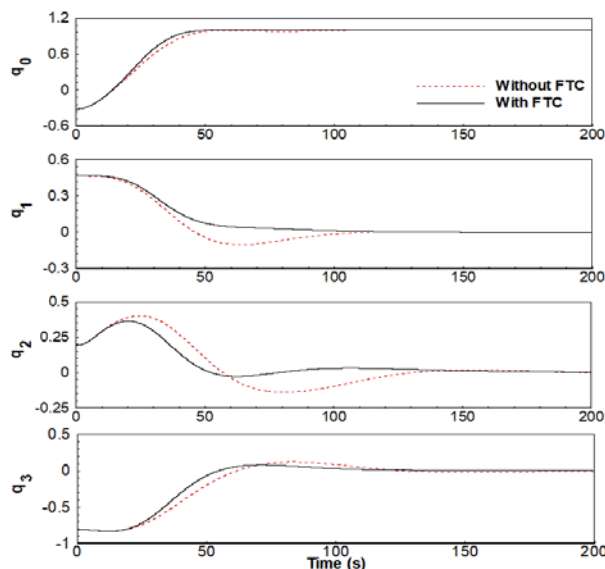
$$\eta_2 = \frac{1-e_m}{4} (\mu\bar{\rho}_m^2 + 4\mu\bar{\rho}_m + \xi)$$

در نهایت، با ترکیب هر دو حالت بالا، برای هر مقدار $\hat{\beta}_m \|\mathbf{DM}_R^{-1}\|^T \mathbf{S}\|$ داریم:

$$\dot{V}_2 \leq -\delta V_2^{1/2} + \eta \quad (35)$$



شکل (۱): تلاش کنترلی (به ترتیب $u_{c,x}$ ، $u_{c,y}$ و $u_{c,z}$)



شکل (۲): زوایای مانور (کواترنیون ها)

شکل ۱ تلاش کنترلی سیستم را با و بدون کنترل تحمل پذیر خطا و با وجود کاهش اثر بخشی عملگر نشان می دهد. خطا در زمان ۱۰ ثانیه در سیستم رخ می دهد و نبود کنترل تحمل پذیری خطا موجب کاهش تلاش کنترلی می شود، این موضوع در محور سوم به خوبی مشاهده می شود. شکل ۲ و ۳ به ترتیب زوایای مانور (کواترنیون ها) و سرعت های زاویه ای را نشان می دهد. هر دو نمودار پایداری سیستم را با تحمل پذیر خطا در زمان حدود ۷۰ ثانیه گزارش می دهند. همچنین، در غیاب قابلیت کنترل تحمل پذیر خطا اختلاف قابل توجهی نسبت

هاب $a = 0.3(m)$ ، چگالی فضا پیمای $\rho_A = 2(kg/m)$ ، ممان اینرسی $I_x = 7.31, I_y = 13.44, I_z = 11.72(kg/m^2)$ مشخصات پنل؛ طول $L_m = 2(m)$ ، عرض $W = 0.3(m)$ ضخامت $h_b = 0.01(m)$ ، مدول خمشی $EI_y = 35(GPa)$ می باشد. همچنین، وصله های حسگر/عملگر پیزوالکتریک A5 در نظر گرفته شده است [۳۵].

علاوه بر این، اغتشاشات خارجی وارد بر بدنه صلب و انعطاف پذیر به ترتیب $d_e = 0.04(\sin(0.07t))$ و $d_f = 0.0005(\sin(10t))$ می باشد. سناریوی خطای عملگر نیز به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$e_i = \begin{cases} 0 & t < 10 \\ 0.8 & t \geq 10 \end{cases} \quad (38)$$

همچنین، تابع اشباع گشتاور کنترلی به صورت زیر است:

$$sat(u_{c,i}) = \begin{cases} u_{c,i} & |u_{c,i}| \leq 0.05 \\ 0.05 \text{sign}(u_{c,i}) & |u_{c,i}| > 0.05 \end{cases}, (i=1,2,3) \quad (39)$$

شبیه سازی ها با شرایط اولیه $\omega(0) = [0; 0; 0]$ برای سرعت زاویه ای و $q(0) = [-0.3157; 0.4646; 0.1928; -0.8047]$ برای کواترنیون ها اعمال شده است. سه مود اول انعطاف پذیری $k = 3$ جهت گسسته سازی تغییرات الاستیک سیستم در نظر گرفته شده است. همچنین، جهت شبیه سازی بخش انعطاف پذیر از تئوری تیر اوپلر-برنولی استفاده شده است. جدول (۱) مقادیر مورد نیاز برای طراحی کنترلر پیشنهادی را نمایش می دهد.

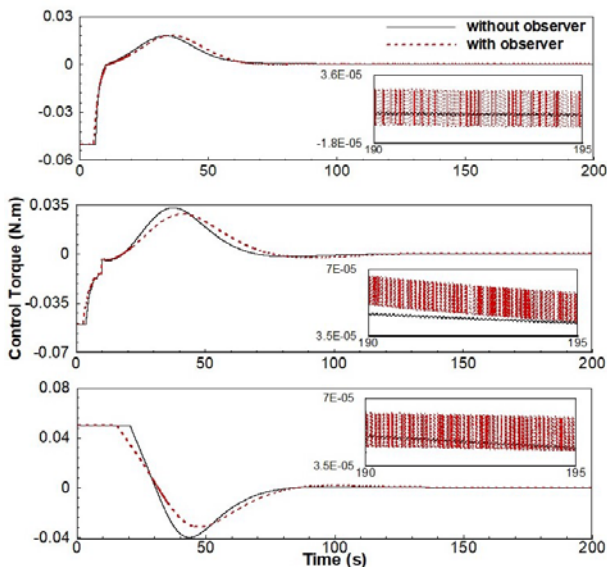
جدول (۱): پارامترهای طراحی کنترلر

رویکرد	مقادیر
کنترل نامی	$k_d = k_p = 0.5, p^2 = 0.1$
کنترل تحمل پذیر خطا	$k_s = 0.0001, \mathbf{D} = \mathbf{I}_{3 \times 3}$ $a = 0.07, b = c = 0.02$
مشاهده گر اغتشاشات	$\kappa = 10, \theta = 0.01$
کنترل فعال ارتعاشات	$G_c = 127, \mathbf{k}_{pzt} = [32; 27; 19; 7]$

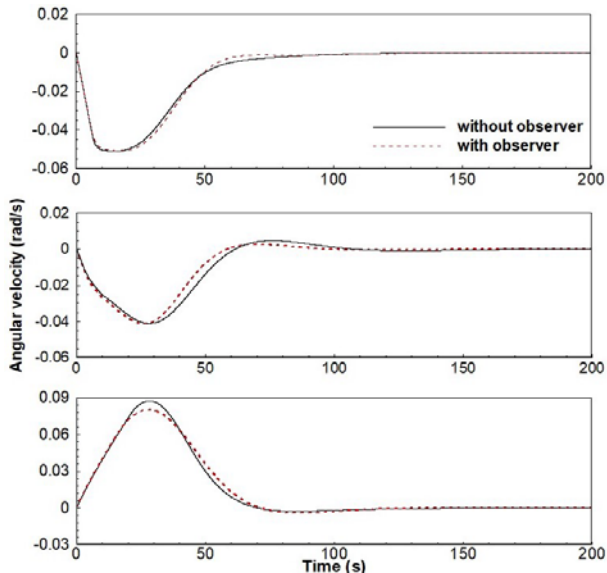
نمودارهای ۱-۱۲ نشان می دهد که رویکرد کنترلی پیشنهادی در مقابل اغتشاشات خارجی و داخلی سیستم مقاوم است و قابلیت پایدارسازی وضعیت فضا پیمای انعطاف پذیر را در حضور اغتشاشات داخلی و خارجی، خرابی عملگر و ورودی اشباع دارا می باشد.

شکل های ۱-۴ عملکرد مطلوب کنترل تحمل پذیر خطای مود لغزشی را در مقابل کاهش اثر بخشی عملگر نشان می دهد. قابل ذکر است که در این بخش و در شبیه سازی ها، کنترل فیدبک نرخ کرنش و مشاهده گر اغتشاشات فعال است.

همزمان با الگوریتم کنترل تحمل‌پذیر خطا، فعال است. شکل ۵ و ۶ مقدار گشتاور کنترلی و سرعت زاویه‌ای را با و بدون مشاهده‌گر اغتشاشات نمایش می‌دهد. همان‌طور که انتظار می‌رفت با توجه به شکل ۵ شدت نوسانات انتهایی گشتاور کنترلی به علت وجود تابع علامت (*sign*) در مشاهده‌گر افزایش یافته است. در هر دو شکل ۵ و ۶ مقدار گشتاور کنترلی و سرعت زاویه‌ای در انتهای مانور به صفر همگرا می‌شود.



شکل (۵): تلاش کنترلی (به ترتیب $u_{c,x}$ ، $u_{c,y}$ و $u_{c,z}$)

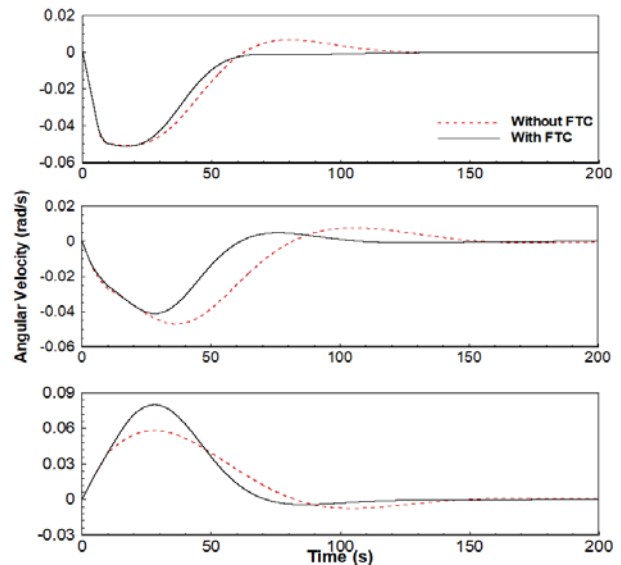


شکل (۶): سرعت‌های زاویه‌ای (به ترتیب ω_x ، ω_y و ω_z)

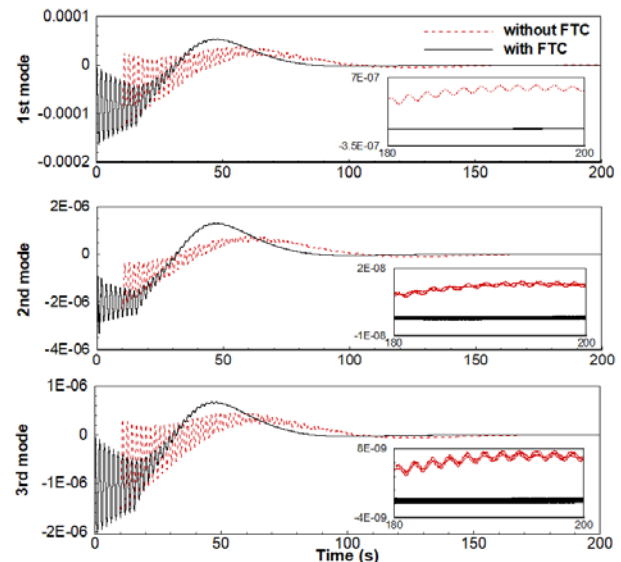
برای بررسی عملکرد قانون کنترل تطبیقی پیشنهادی، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها، با الگوریتم رایج مود لغزشی انگترالی نیز [۳۶] مقایسه شده است. شکل ۷ - ۹ به ترتیب تاثیر قانون کنترل تحمل‌پذیر خطای تطبیقی پیشنهادی را برای تلاش کنترلی، سرعت زاویه‌ای و سه مود ارتعاشی اول نشان می‌دهد. در

به حالت با قابلیت تحمل‌پذیری خطا و دستیابی به مقادیر مطلوب نمایش داده شده است.

شکل ۴ سه مود ارتعاشی اول را با و بدون کنترل تحمل‌پذیر خطا نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، ارتعاشات هر سه مود قبل از وقوع خطا در زمان ۱۰ ثانیه رفتار یکسانی دارد. اما، دقیقاً بعد از وقوع خطا، ارتعاشات سیستم بدون قابلیت کنترل تحمل‌پذیری خطا افزایش ناگهانی دارد. همچنین، با افزایش زمان مانور، سه مود ارتعاشی اول برای سیستم بدون کنترل تحمل‌پذیر خطا دیرتر به صفر همگرا شده و نوسانات باقی‌مانده‌ای در سیستم مشاهده می‌شود.

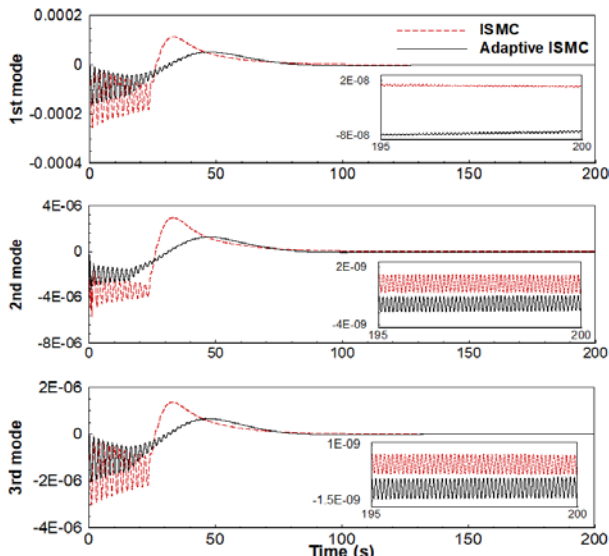


شکل (۳): سرعت‌های زاویه‌ای (به ترتیب ω_x ، ω_y و ω_z)

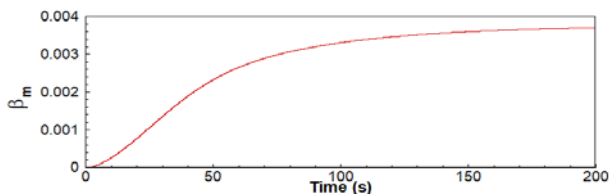


شکل (۴): سه مود اول ارتعاشی

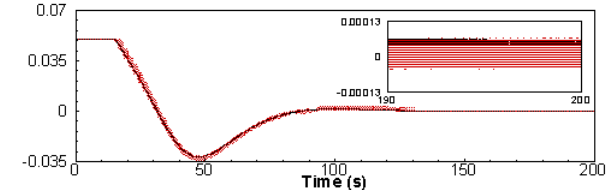
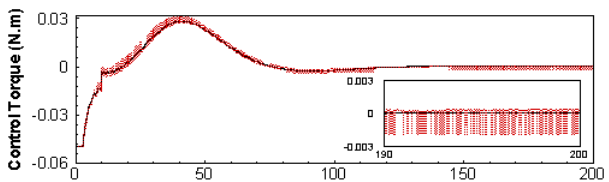
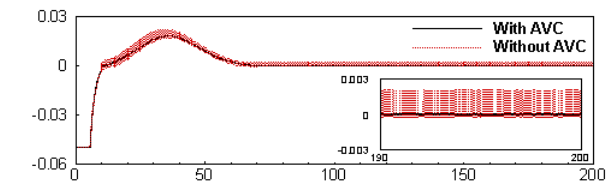
شبیه‌سازی‌ها برای نمایش قابلیت مشاهده‌گر پیشنهادی نیز ارائه شده است. در این بخش نیز قانون کنترل فیدبک نرخ کرنش



شکل (۹): سه مود اول ارتعاشی



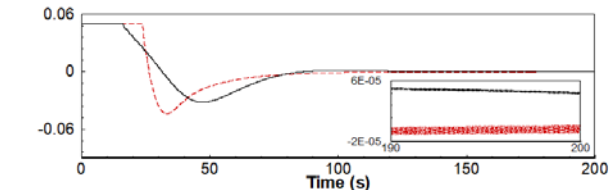
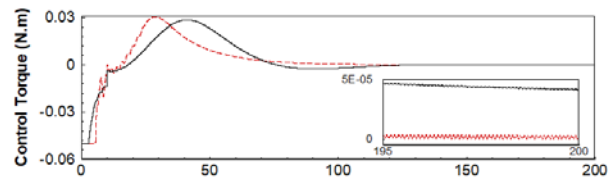
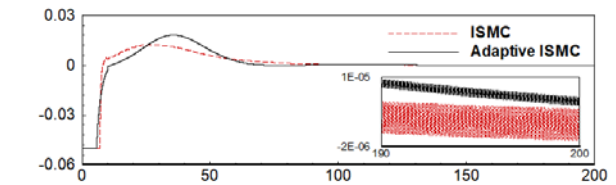
شکل (۱۰): تغییرات بهره تطبیقی نسبت به زمان



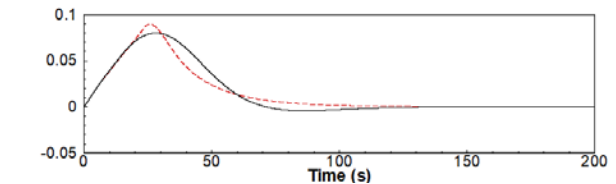
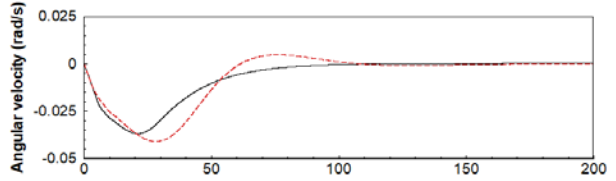
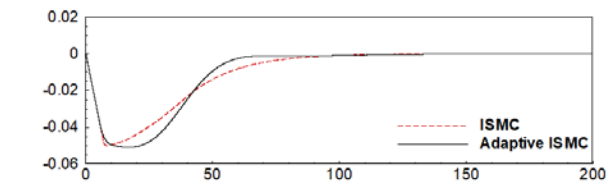
شکل (۱۱): تلاش کنترلی (به ترتیب $u_{c,x}$ ، $u_{c,y}$ و $u_{c,z}$)

شکل ۱۰ تغییرات بهره تطبیقی سوئیچینگ کنترل تحمل پذیر خطای پیشنهادی را نشان می دهد که با اتمام زمان مانور به مقدار تقریبی 0.0036 می رسد.

انتهای شکل ۷ (۵ ثانیه انتهایی مانور وضعیت)، شدت نوسانات در سیستم با الگوریتم مود لغزشی انتگرالی افزایش پیدا کرده است و منجر به افزایش چترینگ در سیستم می شود. شکل ۸ نشان می دهد، کنترل تحمل پذیر خطای پیشنهادی قابلیت بهبود نوسان اولیه در سرعت زاویه ای را داراست. همچنین، سیستم با کنترل تحمل پذیر خطای پیشنهادی سریعتر از الگوریتم مود لغزشی انتگرالی رایج همگرا می شود. در شکل ۹ ارتعاشات باقی مانده در هر دو سیستم نمایش داده شده است. همانطور که می توان مشاهده کرد، شدت نوسانات اولیه سیستم با الگوریتم کنترل مود لغزشی انتگرالی را بیشتر از الگوریتم پیشنهادی نشان می دهد.



شکل (۷): تلاش کنترلی (به ترتیب $u_{c,x}$ ، $u_{c,y}$ و $u_{c,z}$)



شکل (۸): سرعت زاویه ای (به ترتیب ω_x ، ω_y و ω_z)

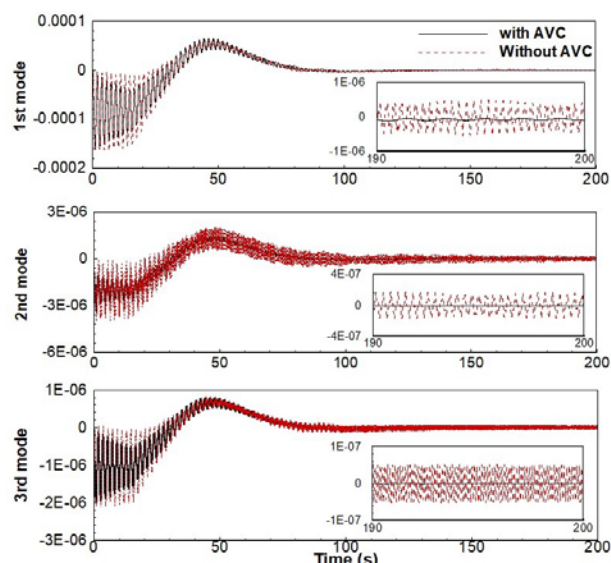
خطا می‌پردازد. الگوریتم تحمل‌پذیر خطای مود لغزشی انتگرالی پیشنهادی، فاز رسیدن به سطح لغزش را که در الگوریتم‌های رایج کنترل مود لغزشی صورت می‌گیرد، حذف کرده و از همان ابتدا وارد مود لغزش می‌شود. همچنین، الگوریتم فیدبک نرخ کرنش نوسانات باقی‌مانده ناشی از خطای عملگر، کوپلینگ دینامیکی جسم صلب و جسم انعطاف‌پذیر را پوشش داده است. از جمله فعالیت‌های آتی نویسندگان، توسعه مشاهده‌گر اغتشاشات با استفاده از تکنیک‌های یادگیری ماشین، توسعه الگوریتم کنترل ارتعاشات مبتنی بر تئوری‌های مقاوم و طراحی و توسعه کنترلر تحمل‌پذیر خطا، در نظر گرفته شده است.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

- [1] C. Liu, G. Vukovich, Z. Sun, and K. Shi, "Observer-based fault-tolerant attitude control for spacecraft with input delay," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 9, pp. 2041-2053, 2018.
- [2] B. Li, Q. Hu, and Y. Yang, "Continuous finite-time extended state observer based fault tolerant control for attitude stabilization," *Aerospace Science and Technology*, vol. 84, pp. 204-213, 2019.
- [3] B. Xiao, Q. Hu, and Y. Zhang, "Adaptive sliding mode fault tolerant attitude tracking control for flexible spacecraft under actuator saturation," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 20, no. 6, pp. 1605-1612, 2011.
- [4] S. Jamshidi and m. mirzaei, "Performance comparison of adaptive and ESO-based backstepping controllers for disturbance rejection in spacecraft," *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 3, no. 2, pp. 32-45, 2024, doi: 10.22034/jssta.2023.403307.1127.
- [5] X. Shi, J. Yang, L. Li, and H. Liu, "H-infinite based adaptive fault-tolerant control and active vibration suppression of flexible satellite during orbit maneuver," in *Proceedings of 2014 IEEE Chinese guidance, navigation and control conference*, 2014: IEEE, pp. 2500-2505.
- [6] M. Benosman and K.-Y. Lum, "Passive actuators' fault-tolerant control for affine nonlinear systems," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 18, no. 1, pp. 152-163, 2009.
- [7] M. Navabi and H. Ghanbari, "Attitude Control of Spacecraft Using L1 Adaptive Control in the Presence of Actuator and Disturbances," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 13, no. 2, pp. 79-86, 2020, doi: 10.30699/jsst.2020.2110.
- [8] m. madani esfahani, a. aghamolaie, T. Abdollahi, and S. shamaghdari, "Satellite Attitude Control Design via Tube-based Robust Model Predictive Control based on Reduced Calculations," *Journal of Space Science*,



شکل (۱۲): سه مود اول ارتعاشی

همانطور که پیشتر اشاره شد، استفاده همزمان کنترل فعال ارتعاشات نرخ کرنش با کنترل وضعیت می‌تواند ارتعاشات باقی مانده سیستم را به میزان قابل توجهی کاهش دهد. شکل‌های ۱۱ و ۱۲ به ترتیب، تاریخچه زمانی تلاش کنترلی و سه مود ارتعاشی را با و بدون کنترل فعال ارتعاشات برای کنترل تحمل‌پذیر خطای مود لغزشی انتگرالی تطبیقی نشان می‌دهند. حضور کنترل فعال ارتعاشات در سیستم به واسطه دینامیک کاملاً کوپل صلب-انعطاف‌پذیر فضایی مورد بررسی، می‌تواند دقت فرامین کنترل وضعیت را افزایش داده و از اثر موده‌های انعطاف‌پذیر بر دینامیک جسم صلب بکاهد. همچنین می‌تواند منجر به تولید فرامین کنترل وضعیت صاف‌تر و با دقت بالاتر حتی در حضور خرابی عملگرهای وضعیت شود.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، به طراحی الگوریتم کنترل تحمل‌پذیر خطای مبتنی بر مود لغزشی انتگرالی تطبیقی به همراه کنترل فعال ارتعاشات فضایی انعطاف‌پذیر در معرض خطای عملگر، اغتشاشات داخلی و خارجی با ورودی اشباع عملگر پرداخته شده است. همچنین مشاهده‌گر اغتشاشات تطبیقی برای تخمین اغتشاشات کلی سیستم پیشنهاد شده است. الگوریتم کنترل تحمل‌پذیر خطای تطبیقی به گونه‌ای طراحی شده است که در صورت معلوم نبودن حدود خطا و اغتشاشات ناشی از عملگر، سیستم را پایدار کند. هنگامیکه عملگر دچار خرابی می‌شود، طرح کنترل تحمل‌پذیر خطا از همان ابتدای مانور به جبران این

- [23] Z. Wang, M. Xu, Y. Jia, S. Xu, and L. Tang, "Vibration suppression-based attitude control for flexible spacecraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 70, pp. 487-496, 2017.
- [24] N. Qi, Q. Yuan, Y. Liu, M. Huo, and S. Cao, "Consensus vibration control for large flexible structures of spacecraft with modified positive position feedback control," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 27, no. 4, pp. 1712-1719, 2018.
- [25] M. Azimi and S. Moradi, "Robust optimal solution for a smart rigid-flexible system control during multimode operational mission via actuators in combination," *Multibody System Dynamics*, vol. 52, pp. 313-337, 2021.
- [26] K. Hu and H. Li, "Multi-parameter optimization of piezoelectric actuators for multi-mode active vibration control of cylindrical shells," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 426, pp. 166-185, 2018.
- [27] A. Genno and W. Wang, "An Adaptive Neuro-Fuzzy Controller for Vibration Suppression of Flexible Structures," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2023.
- [28] M. Shahravi and M. Azimi, "A hybrid scheme of synthesized sliding mode/strain rate feedback control design for flexible spacecraft attitude maneuver using time scale decomposition," *International Journal of structural Stability and dynamics*, vol. 16, no. 02, p. 1450101, 2016.
- [29] Y.-T. Xu, A.-G. Wu, Q.-H. Zhu, and R.-Q. Dong, "Observer-Based Sliding Mode Control for Flexible Spacecraft With External Disturbance," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 32477-32484, 2020.
- [30] Q. Hu, "Robust adaptive sliding-mode fault-tolerant control with L2-gain performance for flexible spacecraft using redundant reaction wheels," *IET control theory & applications*, vol. 4, no. 6, pp. 1055-1070, 2010.
- [31] J.-J. E. Slotine and W. Li, *Applied nonlinear control* (no. 1). Prentice hall Englewood Cliffs, NJ, 1991.
- [32] Q. Hu, B. Xiao, B. Li, and Y. Zhang, *Fault-Tolerant Attitude Control of Spacecraft*. Elsevier, 2021.
- [33] Y. Feng, X. Yu, and Z. Man, "Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators," *Automatica*, vol. 38, no. 12, pp. 2159-2167, 2002.
- [34] Z. Zhu, Y. Xia, and M. Fu, "Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time convergence," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 21, no. 6, pp. 686-702, 2011.
- [35] J. Li, Y. Xue, F. Li, and Y. Narita, "Active vibration control of functionally graded piezoelectric material plate," *Composite Structures*, vol. 207, pp. 509-518, 2019.
- [36] D. Wenjie, W. Dayi, and L. Chengrui, "Integral sliding mode fault-tolerant control for spacecraft with uncertainties and saturation," *Asian Journal of Control*, vol. 19, no. 1, pp. 372-381, 2017.
- [9] M. Navabi and P. Zarei, "Attitude nonlinear predictive control of an under actuated spacecraft," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 14, no. 4, pp. 77-83, 2021, doi: 10.22034/jsst.2021.1304.
- [10] K. Yan, Q. Wu, C. Yang, and M. Chen, "Backstepping-based Adaptive Fault-Tolerant Control Design for Satellite Attitude System," in *2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2020: IEEE, pp. 176-181.
- [11] 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.
- [12] M. Mirshams, M. Khosrojerdi, and M. Hasani, "Passive fault-tolerant sliding mode attitude control for flexible spacecraft with faulty thrusters," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 228, no. 12, pp. 2343-2357, 2014.
- [13] H. Gui and G. Vukovich, "Adaptive fault-tolerant spacecraft attitude control using a novel integral terminal sliding mode," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 27, no. 16, pp. 3174-3196, 2017.
- [14] X. Cao, C. Yue, and M. Liu, "Fault-tolerant sliding mode attitude tracking control for flexible spacecraft with disturbance and modeling uncertainty," *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 9, no. 3, p. 1687814017690341, 2017.
- [15] J. Huo, T. Meng, and Z. Jin, "Adaptive Backstepping Sliding Mode Fault Tolerant Control for Satellite Attitude under Actuator Faults," in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 608, no. 1: IOP Publishing, p. 012040.
- [16] M. Rubagotti, A. Estrada, F. Castaños, A. Ferrara, and L. Fridman, "Integral sliding mode control for nonlinear systems with matched and unmatched perturbations," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 56, no. 11, pp. 2699-2704, 2011.
- [17] Y. Niu, D. W. Ho, and J. Lam, "Robust integral sliding mode control for uncertain stochastic systems with time-varying delay," *Automatica*, vol. 41, no. 5, pp. 873-880, 2005.
- [18] T. Chen and H. Wen, "Autonomous assembly with collision avoidance of a fleet of flexible spacecraft based on disturbance observer," *Acta Astronautica*, vol. 147, pp. 86-96, 2018.
- [19] Q. Hu, B. Li, and J. Qi, "Disturbance observer based finite-time attitude control for rigid spacecraft under input saturation," *Aerospace Science and Technology*, vol. 39, pp. 13-21, 2014.
- [20] Z. Wang and Z. Wu, "Nonlinear attitude control scheme with disturbance observer for flexible spacecrafts," *Nonlinear Dynamics*, vol. 81, pp. 257-264, 2015.
- [21] R. Yan and Z. Wu, "Finite-time attitude stabilization of flexible spacecrafts via reduced-order SMDO and NTSMC," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 31, no. 4, p. 04018023, 2018.
- [22] Y. Zhu, L. Guo, J. Qiao, and W. Li, "An enhanced anti-disturbance attitude control law for flexible spacecrafts subject to multiple disturbances," *Control Engineering Practice*, vol. 84, pp. 274-283, 2019.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)