



Scientific Extension Paper

A Review on Attitude Control of Flexible Remote Sensing Satellites

Mohammad Zarourati^{1*}  and Maryam Malekzadeh² 

1. Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2. Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 03 January 2026

Revised 10 February 2026

Accepted 31 May 2026

Available Online 08 September 2026

Keywords:

Remote sensing satellites

Attitude control

Flexible structures

Rapid maneuver

Vibration suppression

ABSTRACT

Currently, a new generation of remote sensing satellites with high image collection capacity and rapid targeting is being developed. For remote sensing satellites, capabilities such as rapid maneuvering, high pointing accuracy, and attitude stability are critical. Moreover, with the increasing use of large and flexible structures, such as solar panels and antennas, in satellites, dynamic phenomena arising from structural flexibility have become one of the main issues in the design and implementation of the attitude control subsystem. This study first examines the challenges and conventional architectures of attitude control for flexible satellites. Subsequently, a review of dynamic modeling methods for flexible satellites is provided, analyzing their accuracy, computational efficiency, and suitability for control design. In this context, the dynamic characteristics of flexible satellites and the coupling between rigid-body motion and structural vibration modes are investigated. The paper then reviews various control approaches and modern methods based on optimal control, neural networks, nonlinear control, robust control, and adaptive control. The advantages and limitations of each method are compared in terms of control accuracy, robustness to uncertainties and external disturbances, absence of overshoot, possibility of performing rapid imaging maneuvers, and implementability. Furthermore, practical issues such as vibration suppression methods, including active control and input shaping, are discussed. Finally, recommendations are presented to develop effective strategies for attitude control and vibration suppression in flexible remote sensing satellites.

* Corresponding Author's E-mail: zarourati@email.kntu.ac.ir**How to Cite this Article:**M. Zarourati and M. Malekzadeh, "A review on attitude control of flexible remote sensing satellites," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. VV, No. V, pp. 1-37, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.570322.1441>.**COPYRIGHTS**

Authors retain the copyright and full publishing rights.

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



مروری بر کنترل وضعیت ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر

محمد ضرورتی^{۱*} و مریم ملک‌زاده^۲

۱- دکترا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

چکیده

در سال‌های اخیر نسل جدیدی از ماهواره‌های سنجش از دور با ظرفیت جمع‌آوری تصویر بالا و هدف‌گیری سریع توسعه یافته‌اند. برای ماهواره‌های سنجش از دور، قابلیت‌هایی نظیر مانور سریع، دقت بالای نشانه‌روی و پایداری وضعیت از اهمیت بالایی برخوردار می‌باشد. همچنین، با گسترش استفاده از سازه‌های بزرگ و انعطاف‌پذیر مانند پنل‌های خورشیدی و آنتن‌ها در این ماهواره‌ها، پدیده‌های دینامیکی ناشی از انعطاف‌پذیری سازه به یکی از مسائل اصلی در طراحی و پیاده‌سازی زیرسیستم کنترل وضعیت تبدیل شده است. این مقاله ابتدا چالش‌ها و ساختارهای مرسوم کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را بررسی می‌کند. سپس مروری بر روش‌های مدل‌سازی دینامیکی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر ارائه شده و دقت، کارایی محاسباتی و مناسب بودن آن‌ها برای طراحی کنترل مورد تحلیل قرار می‌گیرد. در این راستا، ویژگی‌های دینامیکی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر و کوپلینگ بین حرکت جسم صلب و مدهای ارتعاشی سازه تشریح می‌شود. در ادامه، رویکردهای مختلف کنترلی و روش‌های مدرن مبتنی بر کنترل بهینه، شبکه عصبی، کنترل غیرخطی، کنترل مقاوم و کنترل تطبیقی بررسی می‌شوند. مزایا و محدودیت‌های هر یک از روش‌ها از نظر دقت کنترل، مقاوم بودن در برابر عدم قطعیت و اغتشاشات خارجی، عدم وجود فراجش، امکان انجام مانور تصویربرداری سریع و قابلیت پیاده‌سازی مقایسه می‌شوند. علاوه بر این، مسائل عملی مانند روش‌های حذف ارتعاشات از جمله کنترل فعال و شکل‌دهی فرمان مورد بحث قرار گرفته‌اند. در انتها، توصیه‌هایی جهت طراحی استراتژی‌های مناسب کنترل وضعیت و حذف ارتعاشات در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر سنجش از دور ارائه شده است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۳ دی ۱۴۰۴

بازنگری ۰۳ اسفند ۱۴۰۴

پذیرش ۱۰ خرداد ۱۴۰۵

اولین انتشار ۱۷ شهریور ۱۴۰۵

واژه‌های کلیدی:

ماهواره‌های سنجش از دور
کنترل وضعیت
سازه‌های انعطاف‌پذیر
مانور سریع
حذف ارتعاشات

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: zarourati@email.kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Zarourati and M. Malekzadeh, "A review on attitude control of flexible remote sensing satellites," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. VV, No. V, pp. 1-37, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.570322.1441>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

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

اختصارات

ACS	Attitude Control Subsystem
CMG	Control Moment Gyro
CSVS	Component Synthesis Vibration Suppression
FEM	Finite Element Method
IP	In-Plane
LEO	Low Earth Orbit
LMI	Linear Matrix Inequality
LPV	Linear Parameter Varying
MPC	Model Predictive Control
OP	Out-of-Plane
POD	Proper Orthogonal Decomposition
RL	Reinforcement Learning
RW	Reaction Wheel
SAR	Synthetic Aperture Radar
T	Torsion

۱. مقدمه

در گذشته، ماهواره‌ها در اندازه‌های کوچک ساخته می‌شدند و به دلیل مأموریت‌های ساده‌ای که در فضا برای این ماهواره‌ها تعریف شده بود نیاز به توان الکتریکی کمی داشتند [۱]. در حالی که امروزه برای ماهواره‌ها و دیگر ساختارهای فضایی، مأموریت‌های فضایی پیچیده‌تری تعریف می‌شود. از طرف دیگر، در ماهواره‌های سنجنش از دور، قابلیت‌های مختلفی نظیر حجم تصویربرداری بالا، گرفتن تصاویری با رزولوشن بالا، دقت نشانه‌روی^۱ بالا و عرض تصویربرداری زیاد مدنظر است. به‌منظور تأمین قابلیت‌های فوق‌الذکر، نیاز به توان الکتریکی است. همچنین مأموریت‌های فضایی، الزامات بیشتری را بر ابعاد ساختاری ماهواره‌ها تحمیل می‌کنند. در ماهواره‌های مرسوم امروزه به‌منظور تأمین توان الکتریکی از آرایه‌های خورشیدی بازشونده استفاده می‌شود. بنابراین، ماهواره‌های کوپلینگ صلب-انعطاف‌پذیر به یک کانون تحقیقاتی رو به رشد تبدیل شده‌اند [۲-۴]. به ماهواره‌ای که دارای مکانیزم‌های فضایی از قبیل آرایه‌های خورشیدی، آنتن مخابراتی، انواع بوم‌ها^۲، رادارهای دهانه مصنوعی^۳ و بازوهای مکانیکی انعطاف‌پذیر باشد، ماهواره انعطاف‌پذیر گفته می‌شود.

علاوه بر این، برای ماهواره‌هایی با مأموریت سنجنش از دور، الزاماتی نظیر قابلیت مانور جهت تصویربرداری از نقاط چندگانه مورد نظر و

محدودیت زمانی تصویربرداری (ردگیری سریع) تعریف شده است [۵، ۶]. به‌منظور برآورده نمودن این ملزومات، نیاز به مانور سریع وضعیت می‌باشد. مانور سریع وضعیت باعث می‌شود آرایه‌های خورشیدی بازشونده ارتعاش نمایند و سبب شوند که کیفیت تصاویر گرفته شده کاهش یابد. موضوع کنترل و کاهش ارتعاشات اجزاء و ساختارهای انعطاف‌پذیر در ماهواره‌ها همواره چالشی بزرگ در این زمینه تحقیقاتی بوده است.

در سال‌های اخیر، تحولات چشمگیری در حوزه ماهواره‌های سنجنش از دور با قدرت تفکیک بالا رخ داده است که ضرورت بازنگری در رویکردهای مدل‌سازی و کنترل وضعیت را دوجندان کرده است. افزایش نیازهای مأموریتی نظیر تصویربرداری با وضوح پایین‌تر از یک‌متر، کاهش زمان بازدید مجدد، تصویربرداری استریو و مانورهای سریع در ماهواره‌هایی مانند Sentinel-2A، WorldView-3 و Landsat 9، منجر به افزایش چابکی مداری و نرخ‌های مانور بالا شده است. هم‌زمان، توسعه سازه‌های سبک‌وزن، پنل‌های خورشیدی بزرگ، آنتن‌ها و بوم‌های بازشونده و استفاده از ساختارهای انعطاف‌پذیر برای کاهش جرم و هزینه پرتاب، باعث تشدید پدیده کوپلینگ دینامیکی صلب-انعطاف‌پذیر گردیده است. این شرایط موجب شده است که رویکردهای کلاسیک کنترل وضعیت مبتنی بر مدل صلب، دیگر پاسخ‌گوی الزامات دقت نشانه‌روی و محدودیت‌های جیت^۴ نباشند. از سوی دیگر، پیشرفت روش‌های کنترلی مقاوم، تطبیقی، بهینه و ترکیبی، به‌همراه تکنیک‌های مکملی نظیر شکل‌دهی فرمان^۵ و روش‌های کاهش ارتعاش، افق‌های جدیدی در کنترل ماهواره‌های انعطاف‌پذیر گشوده است. با این‌حال، پراکندگی مطالعات موجود و فقدان یک جمع‌بندی نظام‌مند از دستاوردهای اخیر در حوزه مدل‌سازی و کنترل ماهواره‌های سنجنش از دور انعطاف‌پذیر، لزوم ارائه یک مقاله مروری جامع و مأموریت‌محور را آشکار می‌سازد که ضمن دسته‌بندی رویکردهای موجود، شکاف‌های پژوهشی و مسیرهای آینده توسعه را نیز مشخص نماید.

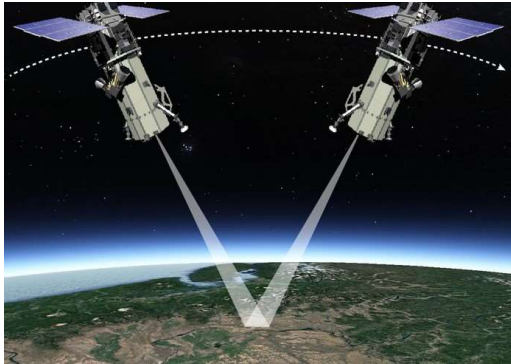
۱-۱. مفاهیم ماهواره‌های سنجنش از دور

ماهواره‌های سنجنش از دور در مدار پایین زمین^۶ قرار می‌گیرند. این مدار در ارتفاع ۴۰۰ تا ۱۰۰۰ کیلومتری از سطح زمین قرار دارد. پرتابگر این دسته از ماهواره‌ها را به‌صورت مستقیم به مدار نهایی تزریق می‌کند. لذا زیرسیستم پیش‌ران ماهواره محدود شده است. بدین‌منظور این ارتفاع برای ماهواره‌های سنجنش از دور انتخاب شده است که مصالحه‌ای بین حد تفکیک^۷ تصاویر گرفته شده از سطح زمین و کمترین زمان ممکن برای

5. Command Shaping
6. Low Earth Orbit (LEO)
7. Resolution

1. Pointing Accuracy
2. Boom
3. Synthetic Aperture Radar (SAR)
4. Jitter

ماهواره‌ای استریو در مدار یکسان و زوایای پهنه برای دیدن و پردازش استریو جمع‌آوری می‌شود. یک نمونه از تصویربرداری استریو در مسیر، در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- جمع‌آوری تصویر استریو ماهواره‌ای.

Fig. 1. Stereo satellite imagery.

اثربخشی کلی ماهواره‌های تصویربرداری به قابلیت جمع‌آوری تصاویر وابسته است که به نوبه خود به مدت زمان دسترسی و زمان مانوردهی از یک هدف به هدف دیگر بستگی دارد. همان‌طور که ماهواره حول زمین در مدار LEO دوران می‌کند، قابلیت مانوردهی سریع ماهواره بر ردیابی هدف توسط ماهواره برای جمع‌آوری تصاویر، تأثیر خواهد گذاشت. دوران‌های سریع^۶ به‌عنوان تغییر جهت یا حرکت سریع ماهواره نسبت به موقعیت ثابت نظیر زمین، خورشید یا دیگر اجسام سماوی تعریف می‌شود. کنترل کردن جهت یک سیستم ماهواره‌ای برای اجرای بسیاری از ملزومات مأموریت حیاتی است. برای مثال، مانورهای تند و سریع برای عملیات‌های زیر مورد نیاز است [۷]:

- جهت‌دهی آنتن مخابراتی به سمت زمین برای انتقال، دریافت داده‌ها و کامندهای تله‌متری.
- جهت‌دهی ماهواره به سمت خورشید برای تنظیم دمای زیرسیستم‌های ماهواره.
- جهت‌دهی آرایه‌های خورشیدی به سمت خورشید برای جذب انرژی خورشیدی به‌منظور کاهش اتکاء سیستم‌های ماهواره به سیستم انرژی الکتریکی داخلی.
- نشانه‌روی تجهیزات تصویربرداری به ناحیه مورد نظر بر روی زمین.

رویت مجدد یک هدف خاص برقرار گردد. این مدارها غالباً قطبی^۱ و خورشید آهنگ^۲ هستند. از کاربردهای ماهواره‌های سنجش از دور، تعیین و مانیتورینگ نوع زندگی گیاهی، شناسایی خاک، اکتشاف معدن، برنامه‌ریزی و نمایش منابع آبی، برنامه‌ریزی شهری، برنامه‌ریزی مدیریتی، خصوصیات زراعتی و برخی از کاربردهای دیگر را می‌توان نام برد [۸]. اکثر کمپانی‌هایی که امروزه در زمینه ماهواره‌های تصویربرداری فعالیت می‌کنند، قادر هستند که قابلیت‌های فنی زیر را برای محصولات‌شان ارائه دهند [۹]:

- ظرفیت جمع‌آوری تصویر بالا^۳: ماهواره WorldView-2 در سال ۲۰۰۹ به فضا پرتاب شده است، قادر است در دوره ۲۴ ساعته، بیش از یک میلیون کیلومتر مربع تصویر از سطح زمین جمع‌آوری کند. در حالی که ماهواره RapidEye ظرفیت جمع‌آوری تصویر ۴ میلیون کیلومتر مربع در روز را برخوردار است.
- دقت موقعیت جغرافیایی بالا^۴: ماهواره‌های تصویربرداری تجاری مدرن از قبیل WorldView-1 و WorldView-2 قادر به ردیابی و ردگیری حوزه مورد نظر، با دقت کمتر از ۱۰ متر می‌باشند و ماهواره RapidEye دقت ۶/۵ متر را ارائه می‌دهد.
- عرض نوار تصویربرداری^۵: ماهواره‌های تصویربرداری قادر هستند که تصاویری با پهنای نوار زیاد جمع‌آوری کنند که این تصاویر برای پوشش مناطق جغرافیایی بزرگ مطلوب است. ماهواره‌های WorldView-1 و WorldView-2 دارای عرض نوار تصویربرداری ۱۵ کیلومتر می‌باشند در حالی که ماهواره Pleiades دارای عرض نوار تصویربرداری ۲۰ کیلومتر می‌باشد.
- هدف‌گیری سریع^۶: زیرسیستم کنترل وضعیت^۷ چابک^۸، قابلیت مانوردهی سریع ماهواره را به‌منظور حرکت از یک هدف به هدف دیگر به‌صورت سریع را تأمین می‌کند. ماهواره‌های WorldView-1 و WorldView-2 قادر هستند دوران بیش از ۳/۵ درجه بر ثانیه را تأمین کنند در حالی که ماهواره Pleiades می‌تواند دوران بیش از ۳ درجه بر ثانیه را تأمین کند.
- جمع‌آوری تصویر استریو در مسیر^۹: این مفهوم به قابلیت از ماهواره‌های تصویربرداری اشاره دارد که به‌موجب آن تصاویر

6. Rapid Targeting
7. Attitude Control Subsystem (ACS)
8. Agile
9. In-Track Stereo Collection
10. Slew

1. Polar
2. Sun-Synchronous
3. Large Image Collection Capacity
4. High Geo-Location Accuracy
5. Imaging Swath Width

به تأثیرات مکانیکی و فیزیکی در خصوصیات مواد می‌شود که باعث می‌شود که تأثیرات غیرقابل پیش‌بینی بر روی مشخصه دینامیک ماهواره داشته باشد. این تأثیرات را زمانی که می‌خواهند مقاوم بودن^۳ قانون کنترلی را بررسی کنند، می‌بایست در نظر گرفته شود [۸]. جایگاه و تمایز مقاله حاضر نسبت به کارهای نزدیک در ادامه تشریح شده است.

۱-۳ دامنه و اهداف مرور

مقاله حاضر یک مرور هدفمند بر مسئله کنترل وضعیت ماهواره‌های سنجنش از دور انعطاف‌پذیر است. دامنه این مرور به ماهواره‌هایی محدود شده است که دارای سازه‌های سبک و بازشونده بوده و در عین حال نیازمند مانورهای سریع، دقت نشانه‌روی بالا و حداقل سطح جیت‌ر برای حفظ کیفیت تصویر می‌باشند. از این‌رو تمرکز اصلی مقاله بر تحلیل کوپلینگ صلب-انعطاف‌پذیر در حین مانورهای سریع و بررسی اثر آن بر پایداری و کیفیت تصویربرداری است. هدف این مقاله مقایسه روش‌های موجود و تحلیل آن‌ها از منظر الزامات مأموریتی ماهواره‌های سنجنش از دور است. در این راستا، روش‌های مختلف مدل‌سازی دینامیکی و رویکردهای کنترلی با تأکید بر دو شاخص اصلی «زمان مانور» و «کاهش جیت‌ر» بررسی و ارزیابی شده‌اند.

در سال‌های اخیر، برخی مقالات مروری در زمینه ماهواره‌های انعطاف‌پذیر منتشر شده است [۱۲-۱۰]. از جمله می‌توان به مرجع [۱۳] اشاره کرد که مروری کلی بر تحلیل دینامیک و رویکردهای کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر ارائه می‌دهد. تمرکز مقاله حاضر بر ماهواره‌های سنجنش از دور و الزامات خاص آن‌ها از جمله دقت نشانه‌روی بالا، نرخ مانور و مسئله جیت‌ر می‌باشد. به‌طور مشخص، تمایزهای اصلی مقاله حاضر عبارت‌اند از:

- تمرکز بر کاربردهای سنجنش از دور و تحلیل اثر انعطاف‌پذیری بر کیفیت تصویر.
- بررسی همزمان مسئله مانور سریع و کاهش ارتعاشات.
- مقایسه روش‌های کنترلی بر اساس شاخص‌های عملکردی مأموریت‌محور.
- تحلیل و معرفی راهکارهای مکمل مانند شکل‌دهی فرمان همراه با کنترل وضعیت.

بر این اساس، مقاله حاضر تلاش می‌کند با ارائه یک چارچوب تحلیلی مأموریت‌محور، تحلیل کوپلینگ صلب-انعطاف‌پذیر در مانورهای تصویربرداری، مقایسه کاربردی روش‌ها برای مانور سریع و کاهش جیت‌ر، جایگاه روش‌های مختلف را در کاربردهای ماهواره‌های سنجنش از دور تبیین نماید.

در حالی که همه عملیات‌هایی که در بالا اشاره شد برای اطمینان حاصل کردن از موفقیت مأموریت ماهواره الزامی است، آخرین مورد برای ماهواره‌های سنجنش از دور بسیار مهم است تا اینکه ماهواره انعطاف‌پذیر بیشترین بازگشت سرمایه را داشته باشد. به‌طور بالقوه مزیت‌های قابل توجه‌ای از طریق بهبود قابلیت مانوردهی سریع ماهواره به لحاظ کاهش زمان مانوردهی سریع و کاهش مصرف توان، می‌تواند به‌دست آید. ماهواره‌های کوچک امروزه مأموریت‌هایی با نرخ دوران ۰/۱ درجه بر ثانیه تا ۱ درجه بر ثانیه را انجام می‌دهند. هدف از مأموریت‌های آینده، افزایش چابکی (درجه بالایی از مانورپذیری ماهواره) و نرخ دورانی در حدود ۱ تا ۱۰ درجه بر ثانیه به‌منظور اجرای مانور سریع وضعیت می‌باشد.

۱-۲ کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر

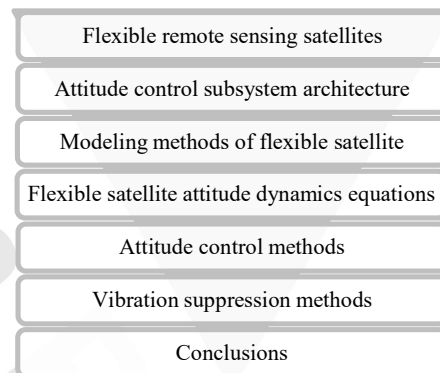
در ماهواره‌هایی که در آن مکانیزم‌های انعطاف‌پذیر وجود دارد، مانورهای سریع وضعیت موجب تحریک مدهای فرکانسی دینامیک ماهواره انعطاف‌پذیر مانند آرایه‌های خورشیدی می‌شود. تحریک مدهای انعطاف‌پذیر، موجب ایجاد نوسانات و ارتعاشات نامطلوب در وضعیت کلی ماهواره می‌شود که دقت نشانه‌روی ماهواره را کاهش می‌دهد و منجر به کاهش عملکرد زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره و یا ناپایداری سیستم می‌گردد. بنابراین زیرسیستم کنترل وضعیت در این ماهواره‌ها می‌بایست، توانایی حذف این پدیده را داشته باشد. تأثیر کوپلینگ بین بدنه صلب و اجزاء انعطاف‌پذیر نیز سختی‌هایی را برای کنترل وضعیت ماهواره به‌وجود می‌آورد. به‌طور کلی طراحی و پیاده‌سازی سیستم‌های کنترل مدار و وضعیت برای ماهواره با اجزاء انعطاف‌پذیر بزرگ شامل دشواری‌های قابل ملاحظه‌ای به‌شرح زیر می‌باشد [۹، ۸]:

- ۱) مدل مرتبه بالا.
- ۲) رفتار نوسانی^۱ با میرایی ضعیف سازه‌های انعطاف‌پذیر.
- ۳) خطاهای مدل‌سازی ذاتی ناشی از تقریب‌هایی که جهت به‌دست آوردن مدل مرتبه محدودی از سازه‌های انعطاف‌پذیر به‌وجود می‌آید.
- ۴) عدم قطعیت پارامترها.
- ۵) کوپلینگ زیاد بین محورها.
- ۶) غیرخطی بودن مدل.

عوامل مختلفی منجر به عدم قطعیت در ماتریس ممان اینرسی ماهواره می‌شود. یکی از این عوامل، تأثیر اجزاء انعطاف‌پذیر ماهواره بر روی ماتریس ممان اینرسی کل ماهواره می‌باشد که این متغیر با زمان است. عامل دیگر ناشی از پدیده کهنگی^۲ می‌باشد. کهنگی منجر

۴-۱ ساختار مقاله

بخش‌های ارائه شده در این مقاله مطابق شکل ۲ بدین صورت می‌باشد که ابتدا با ذکر مقدمه‌ای از ماهواره‌های سنجش از دور و تاریخچه کوتاهی از آن و معرفی انواع مدهای تصویربرداری، اشاره‌ای به کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر شده است. در ادامه با ادبیات موضوع کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر آشنا شده و انواع ساختارهای کنترل وضعیت آمده است. در ادامه فرآیند مدل‌سازی و دینامیک وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر معرفی می‌شود. همچنین مروری بر انواع روش‌ها در طراحی کنترل‌کننده وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر و کاهش ارتعاشات صورت گرفته و کارهای انجام‌شده در این حوزه بررسی می‌شوند. در نهایت نیز نتیجه‌گیری صورت می‌گیرد و پیشنهادهای جهت تحقیقات آتی ارائه می‌شود.



شکل ۲- روند بیان مطالب در مقاله.

Fig. 2. Main sections of this paper.

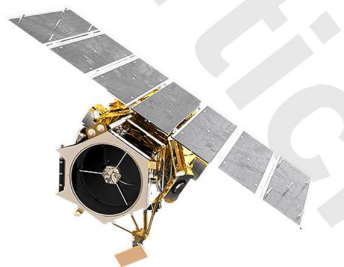
۲. ماهواره‌های سنجش از دور تجاری

۲-۱ تاریخچه ماهواره‌های سنجش از دور

کشور ایالات متحده آمریکا ماهواره Explorer 6 را با مأموریت سنجش از دور برای گرفتن تصویر از سطح زمین در سال ۱۹۵۹ به فضا پرتاب کرد. در سال ۱۹۷۲ ناسا اولین ماهواره ارزیابی منابع زمینی به نام ERTS-1 را به فضا پرتاب کرد که بعدها تحت نام Landsat شناخته شد. فرانسه در سال ۱۹۸۶ اولین سری ماهواره‌های SPOT خود را با قدرت تفکیک ۱۰ و ۲۰ متر (در ۳ باند) به فضا پرتاب نمود. هندوستان سری ماهواره‌های Indian Remote Sensing (IRS) را در سال ۱۹۸۸ تکمیل نمود.

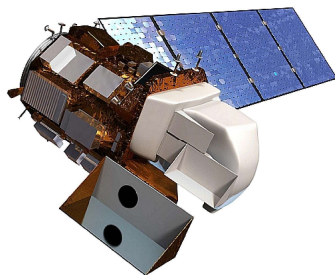
با پرتاب ماهواره IKONOS (با توان تفکیک مکانی ۰/۸ متر و ۲/۳ متر) در سال ۱۹۹۹ و ماهواره QuickBird (با توان تفکیک مکانی ۰/۶

متر و ۲/۴۴ متر) در سال ۲۰۰۱، قدم بزرگی در جهت تولید و به‌کارگیری تصاویر ماهواره‌ای با توان تفکیک مکانی بالا برداشته شد. در سال ۲۰۰۸ ماهواره GeoEye با قدرت تفکیک ۰/۴ متر و ۱/۶ متر در مدار قرار گرفته که تاکنون این ماهواره جزء مدرن‌ترین ماهواره‌های با قدرت تفکیک بالا محسوب می‌گردد و کاربردهای فراوانی در سنجش از دور دارد. شکل ۳ ماهواره GeoEye-1 را نشان می‌دهد. ناسا در سال ۲۰۱۳، Landsat 8 را با کاربرد سنجش از دور به فضا پرتاب کرده است. شکل ۴ ماهواره Landsat 8 را نشان می‌دهد. در این ماهواره از آرایه‌های خورشیدی بازشونده استفاده شده است.



شکل ۳- ماهواره GeoEye-1 [۵].

Fig. 3. GeoEye-1 [5].



شکل ۴- ماهواره landsat 8.

Fig. 4. landsat 8.

در سال‌های اخیر، با پیشرفت فناوری حسگرها، سامانه‌های مخابراتی و توان مانور ماهواره‌ها، نسل جدیدی از ماهواره‌های سنجش از دور با قدرت تفکیک مکانی، طیفی و زمانی بالاتر توسعه یافته‌اند. از جمله مهم‌ترین این ماهواره‌ها می‌توان به WorldView-3 با توان تفکیک مکانی حدود ۰/۳۱ متر که در سال ۲۰۱۴ توسط شرکت DigitalGlobe به فضا پرتاب شد، اشاره کرد. پس از آن، ماهواره WorldView-4 در سال ۲۰۱۶ با مشخصات مشابه WorldView-3 به مدار زمین تزریق شد که اگرچه عمر عملیاتی کوتاه‌تری داشت، اما گامی دیگر در جهت توسعه تصاویر با قدرت تفکیک بسیار بالا محسوب می‌شود [۱۴]. آژانس فضایی اروپا برنامه Copernicus را با پرتاب ماهواره‌های Sentinel توسعه داد. ماهواره‌های Sentinel-2A و

که از فناوری SAR بهره می‌برند، امکان تصویربرداری در تمام شرایط جوی و شبانه‌روز را فراهم می‌کنند [۱۷].

در جدول ۱، اطلاعات چند نمونه از ماهواره‌های سنجش از دور مدرن تجاری آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در این ماهواره‌ها، نرخ مانور^۱ در بازه ۱/۵ تا ۴/۵ درجه بر ثانیه قرار دارد. برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر سنجش از راه دور دقت نشانده‌رو، پایداری وضعیت و نرخ مانورپذیری در بازه زمانی مد تصویربرداری برای زیرسیستم کنترل وضعیت به‌ترتیب تقریباً برابر ۰/۰۱ درجه، ۰/۰۰۱ درجه بر ثانیه و ۲/۵ درجه بر ثانیه (تا حدود ۵ درجه بر ثانیه) است [۱۸].

Sentinel-2B که به‌ترتیب در سال‌های ۲۰۱۵ و ۲۰۱۷ پرتاب شدند، تصاویری چندطیفی با توان تفکیک ۱۰، ۲۰ و ۶۰ متر در تناوب زمانی کوتاه فراهم می‌کنند. همچنین ناسا در سال ۲۰۲۱ ماهوار Landsat 9 را به‌عنوان ادامه‌دهنده مأموریت‌های سری Landsat به فضا پرتاب کرد [۱۵]. شرکت Planet Labs با توسعه منظومه PlanetScope توانسته است تصویربرداری روزانه از کل سطح زمین با توان تفکیک مکانی حدود ۳ تا ۵ متر را فراهم آورد [۱۶]. همچنین ماهواره‌های SkySat با توان تفکیک مکانی زیر ۱ متر، امکان تصویربرداری با تناوب زمانی بسیار بالا را مهیا کرده‌اند. منظومه‌های ICEYE و Capella Space

جدول ۱- برخی از ماهواره‌های سنجش از دور تجاری.

Table 1. Some commercial remote sensing satellites.

Satellite	Mass (kg)	Altitude (km)	Panel size (m)	Launch	Slew rate (deg/s)
WorldView-1	2500	496	7.1	2007	4.5
GeoEye-1	1955	668	—	2008	3.5
WorldView-2	2800	770	7.1	2009	3.5
Pleiades-HR 1A, 1B	970	694	2.3	2011–2012	4
SPOT 7	714	694	4.5	2014	2.5
WorldView-3	2800	617	8.1	2014	4.5
WorldView-4	2630	617	8.1	2016	4.5
Sentinel-2A / 2B	1140	786	15	2015–2017	2
Landsat 9	2710	705	14.7	2021	1.5
Sentinel-2C	2520	786	—	2024	—
NISAR	2392	743	—	2025	—
Sentinel-1D	2164	693	—	2025	—
KOMPSAT-7	2000	685	5.2	2025	—

مد و شش مد تصویربرداری در مأموریت سنجش از دور خود می‌باشند [۲۱]. مدهای تصویربرداری رایج در ماهواره‌های سنجش از دور تجاری، در ادامه آورده شده است:

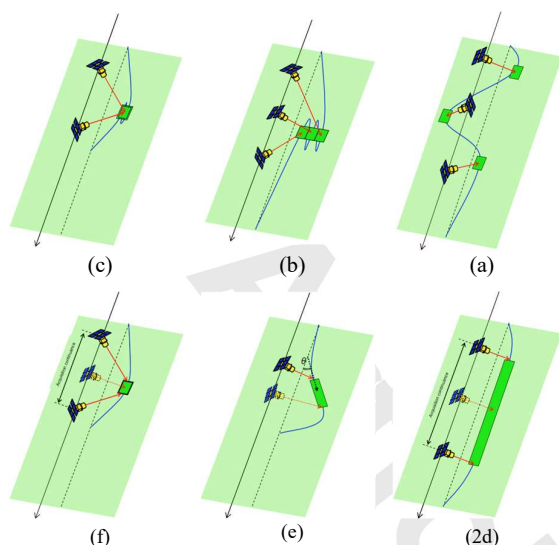
- مد تصویر فوری^۴: در این مد تصویربرداری نیاز است ماهواره بین اهداف مختلف در سطح زمین تغییر راستا دهد و در فاصله زمانی کم از چند منطقه که از یکدیگر فاصله دارند، تصویربرداری کند. پارامتری که سطح مانور مورد نیاز برای این مد تصویربرداری را تعیین می‌کند فاصله بین تقاطعی است که باید از آن‌ها تصویربرداری شود. در این مد مانورهایی حول محورهای رول^۴ و پیچ^۵ انجام شده و تصویر از اهداف مورد نظر

۲-۲ انواع مدهای تصویربرداری

به‌طور سنتی ماهواره‌های سنجش از دور برای اسکن در وضعیت نشانده‌روی ندیر^۲ (راستای عمود بر سطح زمین) طراحی می‌شوند. ماهواره در این وضعیت تنها در امتداد رد زمینی خود تصاویر را اخذ می‌کند [۱۹]. مدهای تصویربرداری مطابق شکل ۵ اشاره به این دارد که جهت‌گیری زوایای بدنی ماهواره به‌منظور اخذ تصویر از اهداف می‌تواند غیر از ندیر باشد که اخذ تصاویر بروزی را فراهم می‌کند. هر مد تصویربرداری با تعقیب یک مسیر وضعیتی و مانور حول محورهای بدنی توصیف می‌شود [۲۰]. برای مثال ماهواره‌های SPOT و Pleiades هر کدام به‌ترتیب شامل چهار

4. Roll
5. Pitch

1. Slew Rate
2. Nadir
3. Snapshot



شکل ۵- مدهای تصویربرداری (مشابه با ماهواره ASNARO-1): (الف) تصویر فوری، (ب) منطقه وسیع، (ج) استریو، (د) نواری، (ه) تصویر با زاویه مورب، (و) تصویر با نسبت سیگنال به نویز (S/N) بالا [۲۲].

Fig. 5. Imaging modes (similar to ASNARO-1): (a) snapshot, (b) wide view shot, (c) stereo, (d) strip map, (e) skew shot, and (f) high S/N shot [22].

۳. ساختار زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر

در شکل ۶ نمونه‌ای از یک ماهواره انعطاف‌پذیر با مکانیزم‌های آرایه‌های خورشیدی و بازتابنده‌های مخابراتی مشاهده می‌شود. این مکانیزم‌ها می‌توانند نسبت به بدنه اصلی ماهواره متحرک یا ثابت باشند. به عنوان مثال امکان دارد آرایه‌های خورشیدی خاصیت ردیابی خورشید را داشته باشند و با توجه به هر وضعیت بدنه اصلی ماهواره جهت‌گیری خاصی نسبت به خورشید بگیرند. به دلیل محدودیت‌های موجود در جرم و حجم محموله پرتابگر، مکانیزم‌های فضایی انعطاف‌پذیر که دارای ابعاد بزرگی هستند، تجمع شده و پس از تزریق ماهواره در مدار، باز می‌شوند [۲۳]. ساختار بازشونده مکانیزم‌های فضایی و نیز ظرافت موجود در سازه آن‌ها به دلیل کاهش جرم، موجب انعطاف‌پذیری قابل توجهی در مکانیزم‌ها می‌شود.

استفاده از این مکانیزم‌ها موجب چالش‌های جدیدی در کنترل وضعیت ماهواره از قبیل بروز نوسانات ناخواسته و انتقال آن به وضعیت بدنه اصلی و نیز پیچیدگی بیشتر مدل کلی ماهواره می‌شود [۲۴]. استفاده از مکانیزم‌های فضایی اگر موجب ناپایداری وضعیت ماهواره نشود، می‌تواند

در امتداد و خارج از رد زمینی ماهواره اخذ می‌شود. قابلیت اخذ تصاویری بروز در این مد فراهم شده و ماهواره در یک لحظه با دقت بالا پایدار می‌شود.

• مد منطقه وسیع^۱: در این مد تصویربرداری نیاز است که با یک مانور از یک منطقه بیشتر از مساحت قابل پوشش توسط شعاع دید دوربین تصویربرداری شود. به همین دلیل، ماهواره می‌بایست به صورت رفت و برگشتی تصویربرداری کند تا کل مساحت درخواست شده را تحت پوشش دوربین قرار دهد. در این مد مساحتی که مورد نیاز مأموریت است، نرخ مانور را مشخص می‌کند.

• مد استریو: در این مد تصویربرداری، هدف تصویربرداری چند جهت برای دستیابی به اطلاعات بیشتر از یک مکان یا موقعیت است. در این مد نیاز به تغییر اساسی در زاویه دید ماهواره نسبت به یک مکان خاص است. به همین دلیل مانور مورد نیاز معمولاً سریع‌تر است. در این مد مانورهایی حول محورهای رول و پیچ انجام شده و تصویر از زوایای وضعیتی متفاوت از هدف مورد نظر در امتداد و خارج از رد زمینی ماهواره اخذ می‌شود.

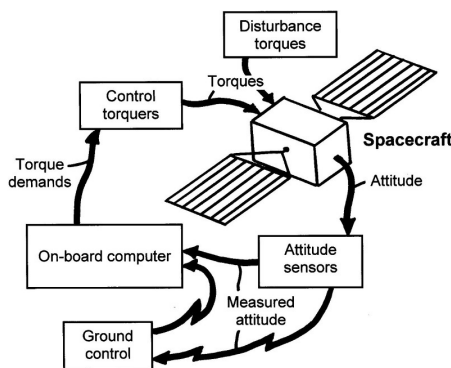
• مد نواری^۲: در این مد مساحتی به ابعاد شعاع دید دوربین پوشش داده شده و با حرکت ماهواره این میزان پوشش، سطحی از زمین را به صورت نواری جاروب می‌کند. در این مد تصویربرداری بیشتر از نیازمندی به مانور، مسیر حرکت در میزان و کیفیت سطح پوششی تأثیرگذار است.

• مد تصویر با زاویه مورب^۳: در این مد، تصویربرداری با انحراف زاویه دید دوربین از ندر انجام می‌شود. ماهواره با انجام مانور (عمدتاً حول محور رول و گاهی پیچ) هدف را از زاویه‌ای مایل مشاهده می‌کند. این مد برای افزایش دسترسی زمانی به هدف و تصویربرداری زودتر یا دیرتر از عبور ماهواره، مشاهده عوارض با دید جانبی و همچنین تکمیل داده‌های استریو کاربرد دارد.

• مد تصویر با نسبت سیگنال به نویز (S/N) بالا^۴: در این مد هدف اصلی افزایش کیفیت تصویر از طریق بالا بردن نسبت سیگنال به نویز است. این کار معمولاً با افزایش زمان نوردهی^۵، کاهش نرخ جاروب، تجمع پیکسل‌ها^۶ و تصویربرداری در شرایط نوری مطلوب‌تر انجام می‌شود.

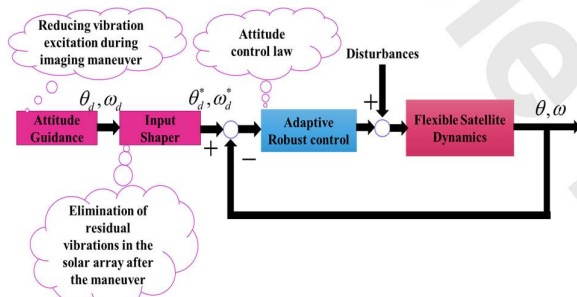
4. High S/N Shot
5. Integration Time
6. Binning

1. Wide View Shot
2. Strip Map
3. Skew Shot



شکل ۸- بلوک دیاگرام نحوه عملکرد زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره [۲۷].

Fig. 8. A block diagram showing how the ACS operates [27].



شکل ۹- ساختار حلقه بسته زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر.

Fig. 9. Closed-loop structure of flexible satellite attitude control subsystem.

پیش از دهه ۷۰ سیستم کنترل وضعیت و پایدارسازی ماهواره‌ها بر اساس مدل‌سازی دینامیک اجسام صلب و کنترل‌کننده‌های تک ورودی-تک خروجی (با یک حلقه کنترلی فعال در هر لحظه) طراحی می‌شدند. با پیشرفت علوم فضایی در اواخر دهه ۷۰، ماهواره‌های بزرگ که دارای اجزای انعطاف‌پذیر بوده و شامل تعداد زیادی سنسور و عملگر بودند، مطرح شدند. به این ترتیب نیاز به استفاده از قوانین کنترلی پیچیده و سیستم‌های کنترلی چند ورودی-چند خروجی برای ماهواره‌ها ایجاد شد. طراحی سیستم کنترل وضعیت برای یک ماهواره انعطاف‌پذیر به دلیل غیرخطی بودن و وجود برهم‌کنش در دینامیک سیستم یک فرآیند پیچیده است. سازه‌های انعطاف‌پذیر، سیستم‌های چند ورودی-چند خروجی متغیر با زمان با پارامترهای توزیع‌شده هستند و به دلیل محل قرار گرفتن قطب‌ها و میرایی ضعیف دچار ارتعاش می‌شوند. ماهواره‌ها به طور کلی در معرض اغتشاش‌های متنوعی مانند: گشتاورهای جاذبه‌ای، گشتاورهای تشعشعی، برخورد سنگ‌ریزه‌های آسمانی و نیروها و گشتاورهای ناشی از بروز خرابی یا

کیفیت متناسب با الزامات مأموریت‌های دقیق این گونه از ماهواره‌ها، مانند تصویربرداری با دقت بالا را تحت الشعاع قرار دهد [۲۵].

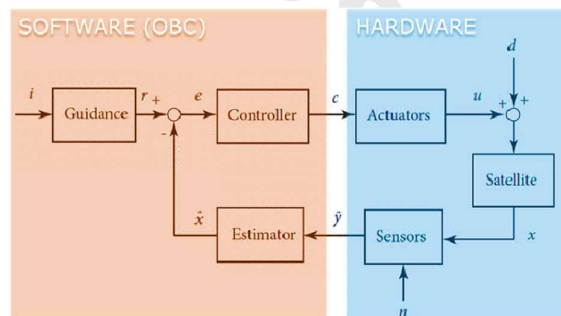


شکل ۶- نمونه‌ای از یک ماهواره انعطاف‌پذیر با آرایه‌های خورشیدی و بازتابنده‌های مخابراتی [۲۶].

Fig. 6. A flexible satellite with solar arrays and reflector antennas [26].

۳- ۱ انواع ساختار کنترل وضعیت

زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره شامل سخت‌افزار و نرم‌افزارهایی مطابق شکل ۷ است. شکل ۸ فرآیند کنترل یک ماهواره انعطاف‌پذیر تحت اغتشاشات محیطی را نشان می‌دهد. مکانیزم بدین صورت است که ابتدا وضعیت ماهواره توسط سنسورها اندازه‌گیری می‌شود. سپس وضعیت اندازه‌گیری شده توسط سنسورها به پردازشگر داخلی ماهواره ارسال می‌گردد. آنگاه گشتاور کنترلی مورد نیاز محاسبه و توسط عملگرهای کنترل وضعیت به ماهواره اعمال می‌شود. زیرسیستم کنترل وضعیت به گونه‌ای طراحی می‌شود که جواب‌گوی نیازمندی‌های مأموریت تعریف شده برای ماهواره باشد و بتواند محدودیت‌های موجود را برآورده نماید. در این مقاله که ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با مأموریت سنجش از دور مد نظر بوده، به مانورهای سریع نیاز است. شکل ۹ یک نمونه بلوک دیاگرام زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد.



شکل ۷- بلوک دیاگرام سخت‌افزار و نرم‌افزار زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره.

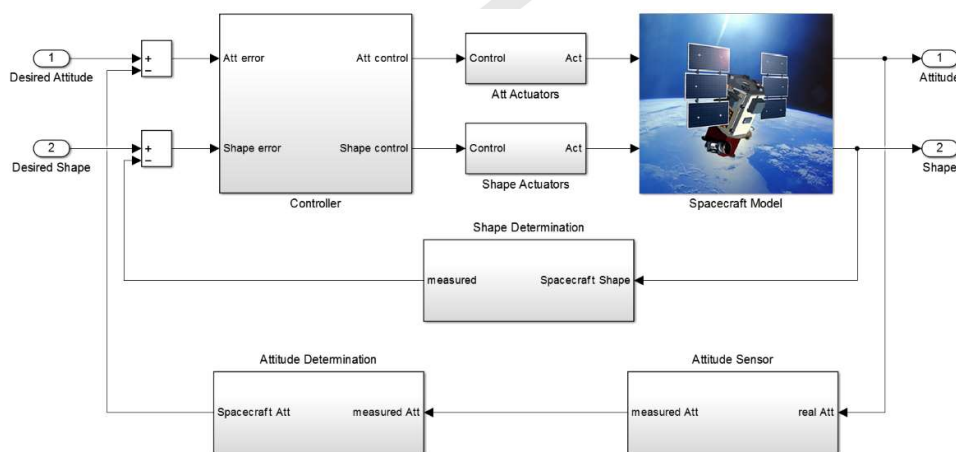
Fig. 7. Hardware and software block diagram of the satellite attitude control subsystem.

- (۱) کنترل وضعیت با اندازه‌گیری تمامی متغیرهای حالت: یک مسئله پایداری نمایی دینامیک خطای سیستم (اختلاف بین دینامیک واقعی و دینامیک مطلوب) است.
- (۲) کنترل وضعیت با خطای وضعیت محدود شده (برخی متغیرهای حالت قابل‌اندازه‌گیری نیستند): یک مسئله با محدود کردن خطا به یک باند مشخص می‌باشد.

شکل ۱۰ بلوک دیاگرام کلی زیرسیستم کنترل وضعیت را در یک ماهواره انعطاف‌پذیر نشان می‌دهد. ساختار کلی زیرسیستم کنترل وضعیت در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر به‌طور کامل مشابه ماهواره‌های صلب است. تفاوت ماهواره‌های صلب و انعطاف‌پذیر از لحاظ کنترلی در حلقه مربوط به شکل‌دهی ورودی^۱ یا کنترل شکل ماهواره است که ماهواره‌های صلب به این بخش نیاز ندارند. در بخش کنترل شکل ماهواره، سنسورهایی برای تعیین میزان تغییر شکل و همچنین عملگرهایی برای جبران این تغییر شکل وجود دارند. همچنین کنترل-کننده به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که تغییر وضعیت ماهواره تأثیر کمتری روی شکل آن داشته باشد و علاوه بر کنترل وضعیت، فرمان کنترلی مناسب جهت کنترل شکل ماهواره را فراهم کند.

عملکرد نامناسب عملگرهای موجود در ماهواره قرار دارند. علاوه بر این در بیشتر مواقع ماتریس اینرسی ماهواره به‌طور دقیق معلوم نیست. از این رو طراحی سیستم کنترل برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با چالش‌های فراوانی مواجه است [۲۸].

در کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، از قانون کنترلی استفاده می‌شود که قادر باشد وضعیت واقعی ماهواره را به وضعیت مطلوب برساند و نوسانات اجزاء الحاقی را حذف کند. همچنین ممکن است برخی از متغیرهای حالت بخش انعطاف‌پذیر به‌دلیل محدودیت در تعداد سنسورها و یا خرابی سنسور، قابل‌اندازه‌گیری نباشند بنابراین کنترل وضعیت با "خطای وضعیت محدود" تعریف‌شده و برای خطا یک محدوده در نظر گرفته می‌شود [۲۹]. از آنجایی که در این حالت برخی از مدهای انعطاف‌پذیر قابل‌اندازه‌گیری نیستند و وضعیت واقعی آن‌ها معلوم نیست، از لحاظ فیزیکی نمی‌توان آن‌ها را به یک وضعیت مطلوب رساند. در این‌صورت باید مسئله را به‌صورت مقید و با تضمین ماندن خطای وضعیت در یک محدوده مشخص حل نمود. بنابراین ماهواره باید وضعیت مطلوب را به‌گونه‌ای تعقیب کند که خطای وضعیت آن در این محدوده قرار گیرد و نوسانات میرا شوند. بنابراین برای مسئله دو حالت وجود دارد:



شکل ۱۰- بلوک دیاگرام کلی زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره.

Fig. 10. General block diagram of the satellite attitude control subsystem.

استفاده نمی‌شود. بلوک دیاگرام این نوع از چیدمان در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود [۲۳]. در چیدمان وضعیت غیرمتمرکز، از عملگر و سنسورهای غیرمتمرکز که روی مکانیزم‌های فضایی نصب می‌شوند، استفاده می‌شود که اغلب از مجموعه سنسور و عملگرها با فناوری پیزوالکتریک می‌باشند. این نوع از چیدمان وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، شامل دو حلقه تودرتو است که حلقه درونی برای کنترل نوسانات مکانیزم‌های

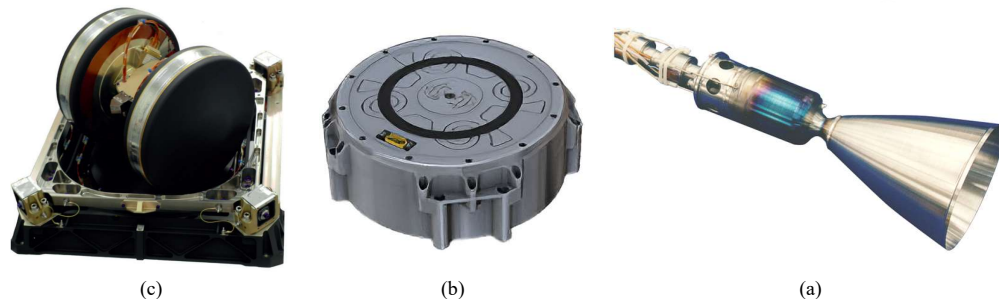
کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را می‌توان بر اساس نوع تجهیزات مورد استفاده در حذف نوسانات مکانیزم‌های فضایی به دو دسته چیدمان متمرکز و چیدمان غیرمتمرکز تقسیم نمود. در چیدمان متمرکز، از سنسورها و عملگرهای اصلی کنترل وضعیت تعبیه‌شده در بدنه اصلی ماهواره برای حذف نوسانات مکانیزم‌های فضایی استفاده می‌شود. به عبارت دیگر با انعطاف‌پذیر شدن ماهواره، تجهیزات جدیدی

باعث حذف سریع‌تر نوسانات پنل می‌شود و ماکزیمم انحراف پنل کوچک‌تری را دارا می‌باشد. پایداری روش‌های کنترل فعال اثبات نشده و حساسیت مأموریت‌های فضایی در حوزه وظایف و هزینه تمام شده مأموریت باعث می‌شود، استفاده از تجهیزات پیزوالکتریک و چیدمان غیرمتمرکز به لحاظ عملکرد خوبی که در حذف سریع‌تر نوسانات پنل دارند، همچنان دارای چالش‌های عملیاتی باشند.

۳-۲ عملگرهای کنترل وضعیت

زیرسیستم کنترل وضعیت در ماهواره، وظیفه اجرای مانور وضعیت برای انجام مأموریت ماهواره را بر عهده دارد. عملگرهایی از قبیل تراستر، چرخ عکس‌العملی^۱ و ژایروی کنترل ممان^۲، گشتاور مورد نیاز برای ماهواره‌های سنجش از دور به‌منظور اجرای مانور وضعیت را تأمین می‌کنند. با توجه به ملزومات پایداری و نشانه‌روی مأموریت تعریف شده برای این ماهواره‌ها، ملزومات توان، محدودیت برای وزن، مشخصه‌های مداری مأموریت و زمان پاسخ سیستم کنترلی برای ماهواره، یکی از این عملگرها و یا ترکیبی از آن‌ها انتخاب می‌شود [۱].

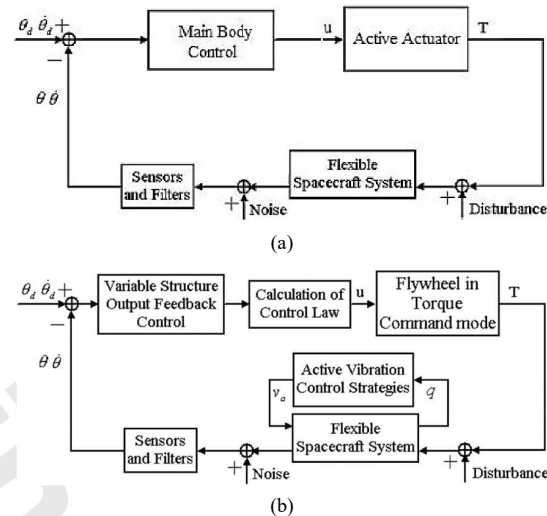
در چرخ‌های عکس‌العملی، زیرسیستم کنترل وضعیت سرعت چرخ‌ها را برای از بین بردن تأثیرات گشتاورهای اغتشاشی خارجی و تبادل ممنتوم با ماهواره به‌منظور پیاده‌سازی مانور تند و سریع تغییر می‌دهد. زیرسیستم کنترل وضعیت به سه یا تعداد بیشتری چرخ عکس‌العملی به‌منظور کنترل وضعیت سه محوره نیاز دارد. در شکل ۱۲ نمونه‌هایی از انواع عملگرهای ماهواره نشان داده شده است. ژایروی کنترل ممان یک وسیله مدیریت اندازه حرکت است و قادر است گشتاور بسیار بیشتری را نسبت به چرخ‌های عکس‌العملی در توان نسبتاً پایین تأمین کند. نوع و تعداد ژایروی کنترل ممان که می‌تواند در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره استفاده شود، با توجه به مصالحه بین عملکرد، هزینه، پیچیدگی الگوریتمی و مکانیکی تعیین می‌گردد [۳۲]. در شکل ۱۳ ژایرو کنترل ممان CMG 15-45S که در ماهواره‌های Pleiades، SPOT 7 و SPOT 7 استفاده شده است، مشاهده می‌شود.



شکل ۱۲- نمونه‌ای از انواع عملگرهای ماهواره: (الف) تراستر MR-106، (ب) چرخ عکس‌العملی RW8، (ج) کنترل ممنتوم ژایرو CMG 75-75 S.

Fig. 12. Satellite actuators: (a) MR-106, (b) RW8, and (c) CMG 75-75 S.

فضایی و حلقه بیرونی برای مانور بدنه اصلی ماهواره به‌کار می‌رود. با اضافه شدن این تجهیزات به سیستم کنترل، تأخیر زمانی، نیاز به پردازش بیشتر سیگنال و برخی محدودیت‌های مکانیکی مکانیزم‌های فضایی به سیستم اضافه می‌شود. از طرفی جانمایی این تجهیزات خود یک مسئله مجزا و چالش‌برانگیز است.



شکل ۱۱- بلوک دیاگرام زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر: (الف) چیدمان متمرکز، (ب) چیدمان غیرمتمرکز.

Fig. 11. Block diagram of the flexible satellite attitude control subsystem: (a) centralized architecture, (b) decentralized architecture.

در مرجع [۳۱] کنترل موقعیت زاویه‌ای و حذف فعال نوسانات ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از لایه‌های پیزوالکتریک به‌عنوان حسگر و عملگر روی پنل‌های خورشیدی بررسی شده است. از دو حلقه کنترلی شامل یک حلقه داخلی برای کنترل میزان انحراف نوسانات پنل و یک حلقه بیرونی برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده می‌شود. با مقایسه انحراف پنل با کنترل‌کننده فعال و غیرفعال، استفاده از پیزوالکتریک

است. در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، این اعمال ناگهانی می‌تواند مدهای ارتعاشی سازه را تحریک کند و منجر به نوسانات اضافی شود. از این رو، استفاده از تراستر برای اصلاحات ظریف یا کنترل دقیق وضعیت، نیازمند مدل‌سازی دقیق دینامیک سازه و زمان‌بندی بهینه پالس‌ها است.

چرخ‌های عکس‌العملی گشتاور پیوسته و نرم تولید می‌کنند و به‌صورت داخلی به تغییر سرعت زاویه‌ای ماهواره کمک می‌کنند. این عملگرها برای کنترل وضعیت دقیق بسیار مناسب هستند. با این حال، در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، اعمال گشتاور پیوسته ممکن است مدهای طبیعی سازه را تحریک کند. بنابراین، طراحی کنترل باید شامل کنترل فیدبک ارتعاشات و جبران و فیلتر مدهای بالا باشد تا عملکرد پایدار کنترل حفظ شود. کنترل مومنوم ژایروها قادر به اعمال گشتاورهای بزرگ و سریع هستند که امکان انجام مانورهای سریع و تغییر جهت‌های بزرگ را فراهم می‌کند. در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، این گشتاورها می‌توانند تحریک شدیدی بر مدهای سازه وارد کنند و نوسانات قابل توجهی ایجاد کنند. بنابراین، الگوریتم‌های مورد استفاده برای CMG می‌بایست عملکرد کنترل وضعیت بدون ایجاد نوسانات مخرب را حفظ کند. جدول ۲، تأثیر عملگرهای کنترل وضعیت بر دینامیک و کنترل ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را به‌صورت خلاصه ارائه می‌دهد.



شکل ۱۳- کنترل مومنوم ژایرو CMG 15-45S.

Fig. 13. CMG 15-45S.

در ادامه، تأثیر استفاده از عملگرهای مختلف کنترل وضعیت بر دینامیک و کنترل ماهواره‌ها با اجزاء انعطاف‌پذیر مورد بررسی قرار می‌گیرد. ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با توجه به مدهای ارتعاشی ساختار خود، نسبت به اعمال گشتاور و نیرو حساس هستند؛ بنابراین، انتخاب نوع عملگر و نحوه بهره‌برداری از آن تأثیر مستقیم بر پاسخ دینامیکی و عملکرد کنترل وضعیت دارد. تراسترها به‌عنوان منابع اعمال نیرو و گشتاور به‌صورت مستقیم عمل می‌کنند. کاربرد آن‌ها در اصلاح موقعیت یا سرعت زاویه‌ای ماهواره عمدتاً با اعمال تکانه‌های کوتاه‌مدت همراه است. جدول ۲- تأثیر عملگرهای کنترل وضعیت بر دینامیک و کنترل ماهواره‌های انعطاف‌پذیر.

Table 2. Features and effects of attitude control actuators on flexible satellite dynamics.

Actuator	Main features	Effect on flexible satellite dynamics	Impact on attitude control
Thrusters	Provide direct force/torque by expelling propellant; suitable for coarse maneuvers.	Can excite structural vibration if impulsive; effect depends on placement and firing profile.	Useful for large-angle maneuvers; less precise for fine pointing due to mechanical delays.
RWs	Flywheels spun to generate torque via angular momentum exchange; continuous and precise control.	Low impact on structural modes; may couple with flexible modes at certain frequencies.	High precision for attitude stabilization; good for fine pointing.
CMGs	CMGs generating torque through angular momentum transfer; high torque capability.	Can excite flexible modes during rapid slews; torque magnitude much higher than RWs.	Very effective for fast attitude maneuvers; requires careful vibration damping and control allocation.

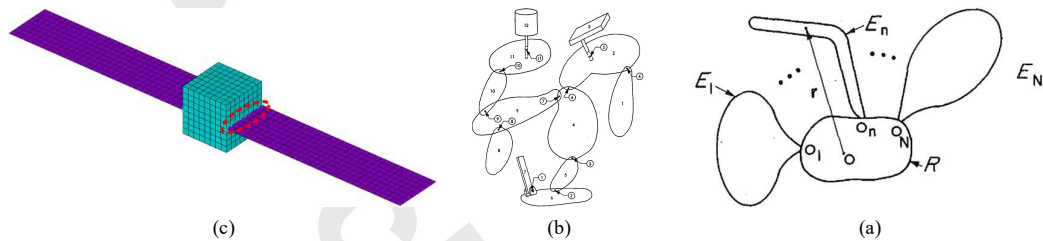
به‌منظور مانورهای زاویه بزرگ و سریع به یک مدل دقیق و غیرخطی شامل تداخل‌های مختلف بین اجزاء ماهواره نیاز است. از طرف دیگر مانورهای وضعیتی موجب تحریک فرکانس‌های طبیعی ساختارهای انعطاف‌پذیر شده و دقت قانون کنترل طراحی شده بر اساس مدل خطی را به‌ویژه بعد از پیاده‌سازی، تحت تأثیر قرار می‌دهد [۳۴، ۳۵]. بنابراین صحت‌سنجی مدل‌سازی به‌منظور طراحی قانون کنترل وضعیت ضروری است.

۴. مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر

۴-۱ انواع روش‌های مدل‌سازی

اثرات ارتعاشی و انعطاف‌پذیری صفحات خورشیدی، آنتن‌ها و مخازن سوخت بر روی مانورهای وضعیتی تأثیرگذار است [۳۳]. از دیدگاه ریاضیاتی معادلات دینامیکی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر شامل مشتقات جزئی است که مدل‌سازی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را دشوار می‌کند.

می‌گردد [۳۶، ۳۷]. همچنین در بیشتر پژوهش‌ها تنها چهار مدل اول فرکانسی ساختار انعطاف‌پذیر برای مدل‌سازی و طراحی کنترل‌کننده به‌کارگیری می‌شود [۳۸، ۳۹]. شکل ۱۴ انواع روش‌های پیکربندی مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد که در ادامه بررسی می‌شوند.



شکل ۱۴- شمایک انواع روش‌های مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر: (الف) مختصات هایبرید [۴۰]، (ب) چندجسمی [۴۱]، (ج) المان محدود [۴۲].

Fig. 14. Schematics of flexible satellite modeling methods: (a) hybrid coordinates [40], (b) multibody [41], and (c) finite element [42].

این نقطه به‌وجود نمی‌آید. در شیوه دوم، جسم صلب و اتصالات انعطاف‌پذیر آن به‌صورت همزمان تحلیل می‌شوند و فقط حرکت در راستای یک محور مورد بررسی قرار می‌گیرد در مرجع [۴۷] از روش اول برای تحلیل سازه استفاده می‌شود. آنالیز مودال متناسب با فرض‌های تقید سازه، داده‌های مودال مقید تولید می‌کند. این مدها در ادبیات دینامیک انعطاف‌پذیر با عناوین مدهای "مقید-آزاد"، "ضمیمه" و یا "یکسر گیردار" نام برده می‌شود. زمانی که هر بازو مورد تحلیل قرار می‌گیرد لازم است تا جفت‌شدگی بین مدهای مقید و جسم صلب به‌دست آیند. توضیح کامل درباره روابط دینامیکی حرکت را می‌توان در مرجع [۴۷] یافت. معادلات دینامیکی مربوط با مختصات هایبرید در معادلات (۱) و (۲) آورده شده است.

$$J\ddot{\theta} - \sum_{i=1}^n R^T \delta_i \ddot{\eta}_i = T \quad (1)$$

$$\ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \Omega_i \dot{\eta}_i + \Omega_i^2 \eta_i = \delta_i^T R \ddot{\theta}, \quad i = 1, \dots, n \quad (2)$$

که در آن، J ماتریس ممان اینرسی ماهواره، T گشتاور خارجی وارد بر بدنه صلب، θ بردار زوایای وضعیت بدنه صلب، η_i مختصات انعطاف‌پذیری، Ω_i مد فرکانسی i ام، ζ_i ضریب میرایی مربوط به مد i ام، δ_i ضریب تزویج بین مد فرکانسی i ام و بدنه صلب، R ماتریس تبدیل بین محورهای بازوهای انعطاف‌پذیر و مختصات بدنه صلب و n تعداد مدهای مدل است.

۴-۱-۲ روش چندجسمی

در این رویکرد سازه به‌صورت n جسم صلب متصل به هم که با اتصالات

در مدل‌سازی‌های ارائه شده به‌منظور اجتناب از محاسبات پیچیده، فرکانس‌های طبیعی را تنها در راستای خارج از صفحه^۱ (عمود بر صفحه) ساختارهای انعطاف‌پذیر در نظر گرفته‌اند و از فرکانس‌های در راستای در صفحه^۲ و پیچشی^۳ چشم‌پوشی شده است. با افزایش تعداد فرکانس‌های طبیعی حجم محاسبات افزایش یافته و مدل‌سازی پیچیده

۴-۱-۱ روش مختصات هایبرید

روش مختصات هایبرید^۴ توسط لینکنز و باویر [۴۳] توسعه داده شده و بر پایه توپولوژی سازه‌ای می‌باشد که شامل یک جسم صلب و چند ساختار انعطاف‌پذیر متصل به آن است. این توپولوژی توصیف مناسبی برای سازه‌های فضایی است، به‌صورتی که سازه اصلی ماهواره یا فضاییما که شامل سنسورها و عملگرها می‌باشد به‌عنوان قسمت کاملاً صلب در نظر گرفته می‌شود و انعطاف‌پذیری در قسمت‌های متصل به بدنه اصلی نظیر آرایه‌های خورشیدی بزرگ مدل می‌شود. نمونه‌هایی از ساختارهای فضایی که از این مدل استفاده کرده‌اند، فضاییما ناسا [۴۴] و ماهواره‌های مخابراتی نظیر Olympus است [۴۵]. نام در نظر گرفته‌شده برای این توصیف ریاضی رفتار ارتعاشی ساختار انعطاف‌پذیر به‌عنوان "مختصات هایبرید"، از این واقعیت نشأت گرفته است که وضعیت جسم صلب با استفاده از زوایای اوپلر و مختصات مودال توصیف می‌شود. در مرجع [۴۶] طبق این روش یک مدل خطی برای حرکت وضعی ماهواره در یک جهت بسط داده شده است. این روش تنها حول یک یا چند نقطه کار و برای مانورهای وضعیتی هموار، کارایی لازم را دارد.

ذکر این نکته ضروری است که دو شیوه برای به‌دست آوردن معادلات حرکتی چنین ساختاری با توجه به شرایط تحمیل شده به سازه هنگام به‌دست آوردن داده‌های مودال وجود دارد. شیوه اول آنالیز بازوهای انعطاف‌پذیر به‌صورت ایزوله است و نقطه اتصال این بازو به بدنه صلب ماهواره، محبوس شده است و بنابراین هیچ حرکتی در هیچ جهتی برای

5. Constrained-free
6. Appurtenance
7. Cantilever

1. Out-of-Plane (OP)
2. In-Plane (IP)
3. Torsion (T)
4. Hybrid Coordinate Formulation

آید و راه‌حل ساده آن، کم کردن تعداد المان‌ها و افزایش ابعاد این المان‌ها در طراحی اولیه است. هنگامی که طراحی به مراحل دقیق‌تر نزدیک می‌شود، می‌توان با افزایش المان‌ها و استفاده از پردازشگرهای قوی‌تر بر این مشکل فائق آمد.

توصیف کلاسیک معادلات حرکت سازه انعطاف‌پذیر مدل شده به‌وسیله این رویکرد، را می‌توان در تمام منابع مرتبط با تحلیل ارتعاش در سازه یافت. برای مثال می‌توان به [۵۰] مراجعه کرد. با این فرضیات معادلات توصیف حرکت سازه انعطاف‌پذیر به‌صورت معادله (۴) ارائه می‌شود:

$$M\ddot{d} + D\dot{d} + Kd = F \quad (4)$$

که در آن d بردار مختصات سازه متناسب با تعداد درجه آزادی، F بردار نیروهای خارجی و گشتاور وارد بر مختصات سازه، M ماتریس جرمی ممان اینرسی المان‌ها، D ماتریس ضرایب میرایی المان‌ها و K ماتریس ضریب سفتی^۳ المان‌ها است. لازم به‌ذکر است که این ضرایب میرایی عموماً بسیار کوچک هستند و در بسیاری از موارد در نظر گرفته نمی‌شود. این معادلات کوپل شده می‌توانند به‌وسیله تبدیل مناسب دستگاه معادلات، از یکدیگر جدا شوند. ماتریس مودال حاصل می‌تواند برای توصیف مدهای سیستم استفاده شود. در این صورت معادله فوق به دسته معادلات (۵) تبدیل می‌شود.

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i\omega_i\dot{q}_i + \omega_i^2q_i = f_i, \quad i = 1, \dots, n \quad (5)$$

که در آن q مختصات مودال ω_i ، فرکانس مد ζ_i ضریب میرایی مد f_i ، نیروی خارجی وارد بر مختصات مودال ω_i و n تعداد مدهای مدل است (برابر با تعداد درجه آزادی سیستم).

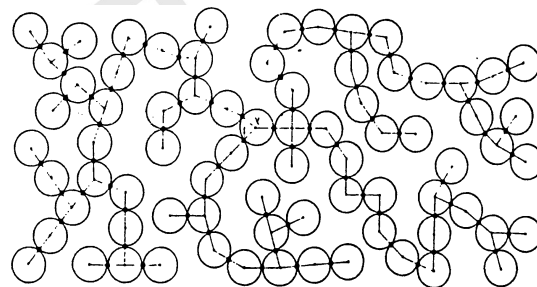
ویژگی مهم این رویکرد در توصیف سیستم، این است که نیاز نیست هیچ قسمتی از سیستم صلب فرض شود. همچنین می‌توان برای تحلیل سازه به‌وسیله این روش از نرم‌افزارهای کامپیوتری نظیر Nastran استفاده کرد [۴۳]. این قابلیت سبب می‌شود که سازه‌های بسیار پیچیده و غیرخطی نظیر اتصالات لغزشی هم قابلیت مدل‌سازی پیدا کنند. همچنین می‌توان حرکت انتقالی و چرخشی را همزمان برای مدهای صلب و انعطاف‌پذیر در اختیار داشت. ویژگی منحصر به‌فرد دیگر این رویکرد در تحلیل سازه انعطاف‌پذیر توانایی دستیابی به جابه‌جایی مدل در هر نقطه به سادگی است. تنها محدودیت قابل توجه این رویکرد در تحلیل سازه‌های انعطاف‌پذیر این است که روش المان محدود بر پایه فرض کوچک بودن جابه‌جایی‌ها بنا شده است. بنابراین هنگامی که جابه‌جایی‌ها کوچک هستند نرم‌افزار می‌تواند مدهای صلب را همزمان با مدهای انعطاف‌پذیر در نظر بگیرد اما در جابه‌جایی‌های بزرگ جسم صلب دیگر نمی‌توان به دقت شبیه‌سازی با این روش با قطعیت اعتماد کرد. حجم

انعطاف‌پذیر توزیع شده‌اند و گشتاورهای اختیاری به آن‌ها اعمال می‌شود، توصیف می‌شود. تنها نیازمندی چنین رویکردی جهت مدل‌سازی سازه انعطاف‌پذیر مطابق شکل ۱۵، قابلیت تطبیق توپولوژی بر اساس توپولوژی درخت است؛ بدین صورت که مدل به‌دست آمده هیچ حلقه بسته‌ای ایجاد نکند. کاربرد این روش به اندازه رویکرد مختصات هابیرید که در بالا توصیف شد فراگیر نمی‌باشد. اگرچه این روش برای مدل‌سازی بوم آنتن‌ها و آرایه‌های خورشیدی حین بازشوندگی مورد استفاده قرار می‌گیرد. توضیحات کامل مربوط به توصیف معادلات حرکتی با استفاده از این رویکرد را می‌توان در مرجع [۴۸] یافت. این معادلات به‌صورت مختصر در معادله (۳) آورده شده است:

$$A\ddot{\theta} - PC = T \quad (3)$$

که در آن، A ماتریس ممان اینرسی اجسام انعطاف‌پذیر، θ بردار زوایای وضعیت این اجسام، T ماتریس گشتاورهای خارجی بر روی اجسام انعطاف‌پذیر، P ماتریس بردارهایی است که مدهای قفل شده^۱ را توصیف می‌کند و C بردار گشتاورهای بین جسم‌های صلب است.

اصطلاح "مدهای قفل شده" که در بالا ذکر شده است مدهایی هستند که در آن درجه آزادی مشخصی به سیستم تحمیل شده است. لازم به‌ذکر است که در این معادلات تنها حرکت چرخشی برای اتصالات انعطاف‌پذیر مجاز است بنابراین حرکت انتقالی در سازه سیستم رخ نمی‌دهد. مزیت مدل‌سازی به‌وسیله این رویکرد همخوانی و مدل‌سازی دقیق برای تغییرات زیاد همگام با تغییرات کوچک در سازه است.



شکل ۱۵ - شماتیک روش چندجسمی [۴۹].

Fig. 15. Schematic of multibody representation [49].

۴-۱-۳ روش المان محدود

روش المان محدود^۲ مبتنی بر توصیف سازه بر اساس اجزاء توزیع شده با خاصیت جرمی و سختی مشخص است [۴۲]. ویژگی منحصر به‌فرد رویکرد المان محدود در تحلیل سازه‌های انعطاف‌پذیر، محدودیت‌های اندک آن است و فقط محدودیت محاسباتی و پردازشی را می‌توان برای آن در نظر گرفت که ممکن است به واسطه تعداد زیاد المان‌ها به‌وجود

باشد روش چندجسمی انتخاب مناسبی است. اگر چه در بسیاری از موارد دستیابی و تحلیل داده‌های اتصالات انعطاف‌پذیر مشکل بوده و رویکرد المان محدود می‌تواند گزینه مناسب‌تری باشد. روش المان محدود می‌تواند از جنبه‌هایی نسبت به روش مختصات هابیرید و روش چندجسمی عمومی‌تر باشد. این روش امکان توصیف همزمان معادلات حرکت ارتعاشی چرخشی و انتقالی در بیشتر از یک نقطه از سازه را فراهم می‌آورد و می‌تواند توصیف‌کننده انعطاف‌پذیری توزیع شده باشد. محدودیت مورد توجه FEM در فرض کوچک بودن جابه‌جایی‌ها است. حال آن‌که این فرض در حالت کلی صحیح نمی‌باشد. از ویژگی‌های منحصر به فرد FEM، در تحلیل سازه انعطاف‌پذیر و جسم صلب مفروض برای مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر در نرم‌افزارهای تحلیلی المان محدود بوده و مدهای انعطاف‌پذیر سازه به‌دست می‌آیند. به‌طور خلاصه بررسی سه روش اصلی مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر نشان می‌دهد که:

- (۱) برای طراحی اولیه کنترل، مدل مودال کاهش‌یافته (با چند مد غالب) کافی و کارآمد است.
- (۲) برای تحلیل جیترو و کوپلینگ دقیق، استفاده از مدل‌های مبتنی بر FEM ضروری است.
- (۳) افزایش تعداد مدها دقت را بالا می‌برد اما طراحی کنترل مقاوم را پیچیده‌تر می‌کند.
- (۴) در کاربردهای سنجنش از دور، معمولاً چهار مد اول خمشی خارج از صفحه غالب هستند و بیشترین اثر را بر محور نشانه‌روی دارند.

محاسبات و پردازش به واسطه تعداد و ابعاد المان‌ها و فرض کوچک بودن جابه‌جایی‌ها از محدودیت‌های این رویکرد می‌باشد.

۴-۲ مقایسه روش‌های مدل‌سازی سازه انعطاف‌پذیر

انتخاب رویکرد مدل‌سازی برای یک مسئله خاص، تأثیرپذیر از توپولوژی سازه مربوطه، نیازمندی‌های کنترلی، نحوه تقسیم‌بندی سازه به اجزای صلب و انعطاف‌پذیر، مشخصاتی که لازم است تا توسط معادلات توصیف شوند و اعمال قیود و دامنه حرکتی سازه بوده که می‌بایست در مدل‌سازی لحاظ شود و در بسیاری از موارد دستیابی و تحلیل داده‌های اجزاء انعطاف‌پذیر مشکل می‌باشد جدول ۳ مقایسه انواع روش‌های مدل‌سازی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد. مقایسه بدین‌صورت می‌باشد که اگر در روشی، معیاری خوب باشد با نماد ✓ مشخص می‌شود، اگر متوسط باشد با نماد + مشخص می‌شود و در نهایت اگر در آن معیار، عملکرد ضعیفی داشته باشد، با نماد × مشخص می‌شود.

برای سازه‌هایی که می‌توان به‌صورت جسم صلب با بازوهای انعطاف‌پذیر در نظر گرفته شوند، و تنها نیازمندی کنترل، نشانه‌روی جسم صلب است، مختصات هابیرید گزینه مناسب برای شبیه‌سازی و مدل‌سازی سازه انعطاف‌پذیر است. نمونه‌ای از این موارد می‌تواند، ماهواره‌های مخابراتی زمین ایستا^۱ باشند. برای مواردی که انعطاف‌پذیری توزیع بیشتری دارد و یا نیازمندی‌های کنترلی در بیش از یک نقطه از سازه اعمال می‌شود، مدل-سازی به‌روش دیگری باید اعمال شود. اگر فقط حرکت چرخشی مد نظر

جدول ۳- مقایسه انواع روش‌های مدل‌سازی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر: (✓) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، (×) نامطلوب.

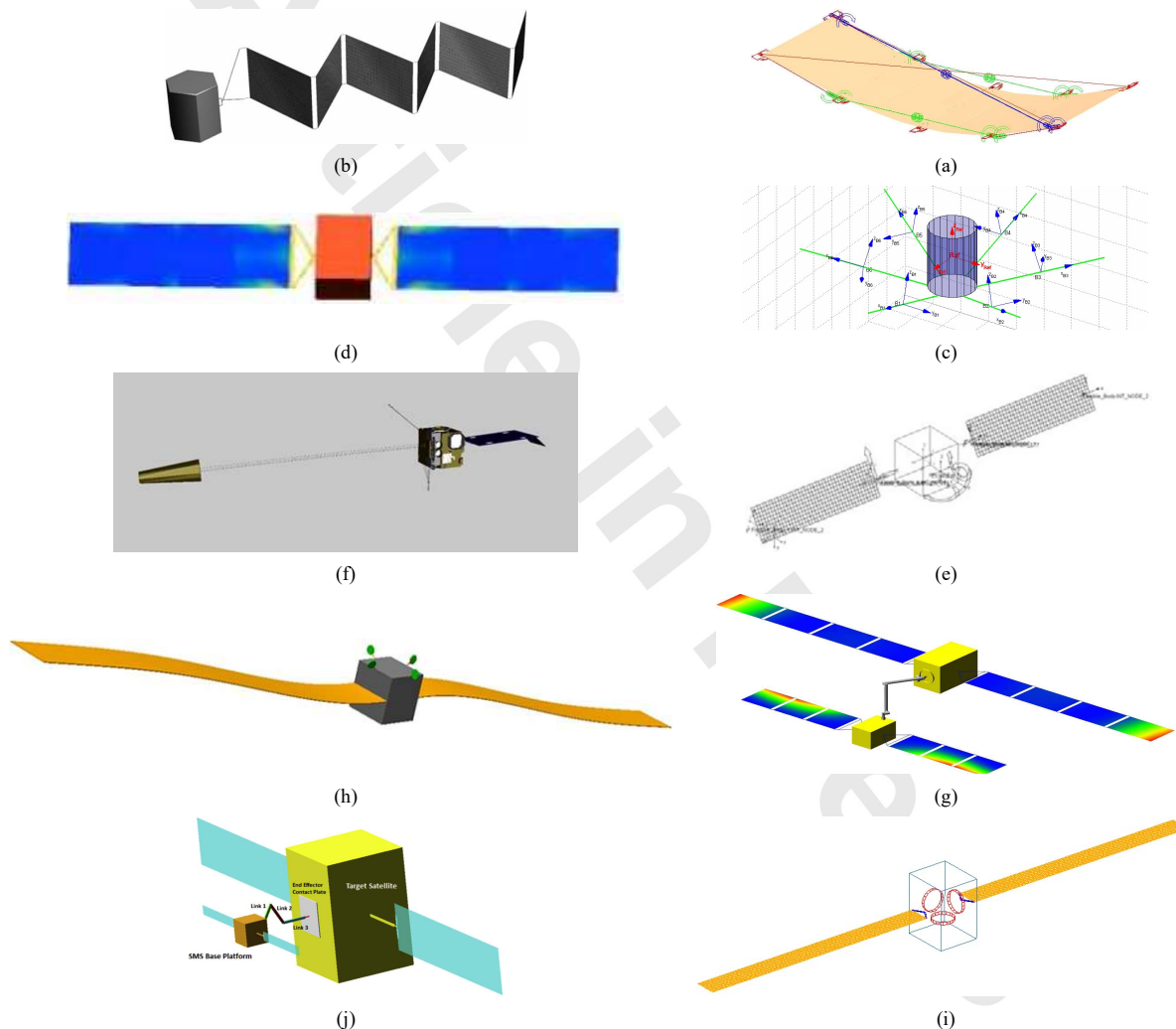
Table 3. Comparison of dynamic modeling approaches for flexible satellites: (✓) favorable, (+) less favorable, (×) not favorable.

Criteria	Hybrid coordinates [46]	Multibody dynamics [52]	Finite element [51]
Applicability to flexible satellites	✓	+	+
Modeling simplicity	+	✓	×
Modeling accuracy for flexible satellite structures	+	×	✓
Providing a dynamic model	✓	✓	+
Computational complexity	+	✓	×
Accuracy of in-plane and out-of-plane modes	+	×	✓
Sensitivity to geometry	+	✓	×
Trade-off between accuracy and efficiency	Moderate computational speed with acceptable accuracy.	High computational speed with reduced accuracy in fine details.	Highest accuracy at the expense of high computational cost.
Scope of application	Systems in which both global motion and local elastic vibrations are significant, such as lightweight robotic manipulators and rotating turbine blades.	Modeling of moving mechanisms, robotic systems, vehicle suspension systems, and vehicle dynamics.	High-fidelity and detailed analyses, thin-walled structure modeling, modal analysis of complex components, and simulation of composite materials.

۳-۴ نرم‌افزارهای مدل‌سازی سازه انعطاف‌پذیر

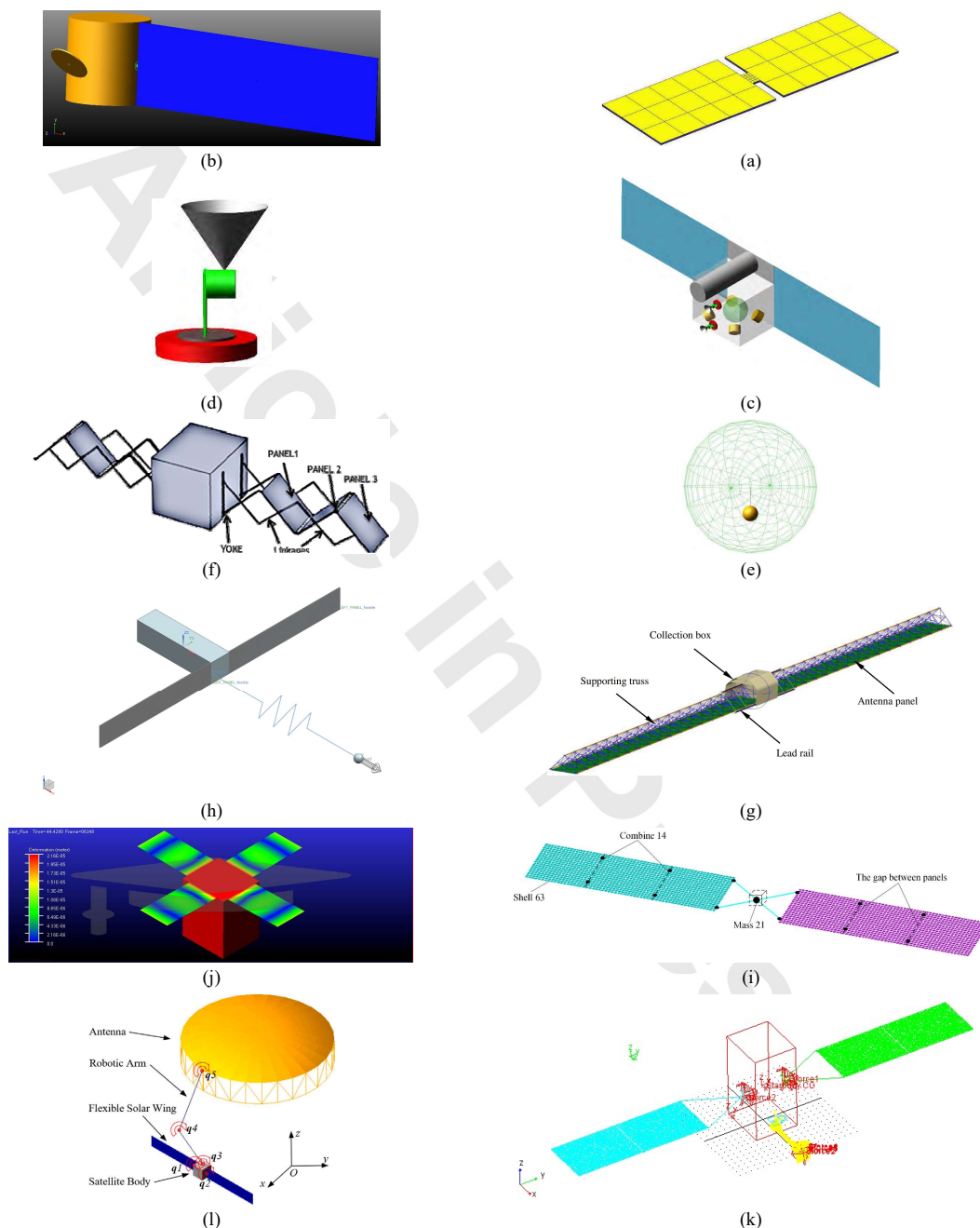
نرم‌افزارهای مکانیکی متفاوتی مانند: Nastran، Simpack، ADEOS، ADAMS، FEMBS و Simscape Multibody به‌منظور مدل‌سازی انواع ساختارهای انعطاف‌پذیر به‌کارگیری می‌شوند. ADAMS انتخابی مناسب به‌منظور آنالیز حرکت وضعی ساختار چندجسمی می‌باشد و امکان صحت‌سنجی مدل را پیش از پیاده‌سازی کنترل‌کننده وضعیت

می‌دهد [۵۳]. Nastran در کنار محیط طراحی نرم‌افزار Patran جهت آنالیز مودال ساختار انعطاف‌پذیر نیز استفاده می‌شود. در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ انواع مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر در ADAMS و سایر نرم‌افزارهای تجاری از جمله ANSYS و Siemens NX، در پژوهش‌هایی که بر طراحی قانون کنترل وضعیت متمرکز بوده‌اند، در طول سال‌های مختلف آمده است.



شکل ۱۶ - انواع مدل‌سازی‌های ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر (از ۲۰۰۱ تا ۲۰۱۸ م): (الف) پنل خورشیدی انعطاف‌پذیر در ADAMS، (ب) مدل‌سازی ساختار انعطاف‌پذیر در Simpack [۵۴]، (ج) ماهواره با اجزاء انعطاف‌پذیر [۳۳]، (د) ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر در ADAMS [۵۵]، (ه) ماهواره با پنل‌های انعطاف‌پذیر در ADAMS [۵۶]، (و) ماهواره GOES [۵۷]، (ز) ربات فضایی و ماهواره انعطاف‌پذیر [۵۸]، (ح) ماهواره انعطاف‌پذیر [۵۹]، (ط) ماهواره طراحی شده توسط ADAMS و Patran/Nastran [۶۰]، (ی) بازوی فضایی چندعضوی و ماهواره هدف [۶۱].

Fig. 16. Dynamic modeling of flexible satellites (From 2001 to 2018): (a) flexible solar panel in ADAMS, (b) flexible structure modeling in Simpack [54], (c) satellite with flexible components [33], (d) flexible satellite in ADAMS [55], (e) satellite with flexible panels in ADAMS [56], (f) GOES satellite [57], (g) space robot and flexible satellite [58], (h) flexible satellite [59], (i) satellite designed by ADAMS and Patran/Nastran [60], and (j) multibody space manipulator and target satellite [61].



شکل ۱۷ - انواع مدل‌سازی‌های ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر (از ۲۰۱۹ تا ۲۰۲۴ م): (الف) صفحه‌ی انعطاف‌پذیر مدل‌سازی شده در MATLAB [۶۲]، (ب) ماهواره انعطاف‌پذیر، (ج) ماهواره انعطاف‌پذیر در ADAMS به همراه اجزاء دوار، (د) مکانیزم نشانه‌روی آنتن، (ه) مخزن سوخت در ADAMS، (و) ماهواره انعطاف‌پذیر با پنل‌های خورشیدی قابل گسترش [۶۳]، (ز) ماهواره با آنتن انعطاف‌پذیر [۶۴]، (ح) ماهواره انعطاف‌پذیر در Siemens NX [۶۵]، (ط) ماهواره انعطاف‌پذیر در ANSYS [۶۶]، (ی) ماهواره با اجزاء انعطاف‌پذیر [۶۷]، (ک) ماهواره با آنتن و پنل انعطاف‌پذیر [۶۸]، (ل) ماهواره با بازوی رباتیک و آنتن انعطاف‌پذیر [۶۹].

Fig. 17. Dynamic modeling of flexible satellites (From 2019 to 2024): (a) flexible mesh of solar array generated from MATLAB [62], (b) flexible satellite, (c) flexible satellite in ADAMS with rotating components, (d) antenna pointing mechanism, (e) fuel tank in NX [63], (f) flexible satellite with deployable solar panels [63], (g) satellite with flexible antenna [64], (h) flexible satellite in ANSYS [65], (i) flexible satellite in ANSYS [66], (j) satellite with flexible components [67], (k) satellite with antenna and flexible panel [68], and (l) satellite with robotic arm and flexible antenna [69].

۵. دینامیک وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر

۵-۱ معادلات دینامیک وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر در دستگاه مختصات مودال

هدف از این بخش از مقاله ارائه مدل دینامیکی ماهواره انعطاف‌پذیر می‌باشد که به‌روش مختصات مودال توسعه داده شده است. دینامیک ماهواره انعطاف‌پذیر به‌صورت معادلات دیفرانسیل با مشتقات جزئی تعریف می‌شود. معادلات دیفرانسیل معمولی مانور وضعیت ماهواره را توصیف می‌کند و معادلات دیفرانسیل جزئی بیان‌کننده ارتعاشات اجزاء انعطاف‌پذیر ماهواره می‌باشد. بنابراین سیستم دارای بعد بی‌نهایت می‌باشد. در حالی که برای طراحی کنترل‌کننده به مدل ریاضی با بعد و تعداد متغیرهای حالت محدود نیاز می‌باشد. به‌منظور دستیابی به معادلات دینامیک مناسب به جهت کنترل، اقدام به بررسی معادلات متناسب با مدهای فرکانس‌های طبیعی ماهواره می‌شود.

هنگام به‌دست آوردن مدل ماهواره انعطاف‌پذیر فرض بر این است که تغییر شکل الاستیک در محدوده خطی بوده و دینامیک صلب فقط از طریق ورودی کنترلی که بر اساس فیدبک حرکت بخش صلب محاسبه می‌شود، روی دینامیک بخش الاستیک اثر می‌گذارد. شکل ۱۸ یک نمونه ماهواره انعطاف‌پذیر را که دارای یک بخش صلب به همراه پنل‌های خورشیدی است، نشان می‌دهد. معادلات دینامیکی یک ماهواره انعطاف‌پذیر در دستگاه مختصات بدنی به‌صورت معادله (۶) می‌باشد [۷۰، ۷۱].

$$\begin{cases} J\dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + T_d \\ \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\dot{\omega} - \delta_2 u_p \end{cases} \quad (6)$$



شکل ۱۸- ماهواره Eutelsat 16C.

Fig. 18. Eutelsat 16C.

در این معادلات J ، ماتریس اینرسی کل سازه است که مجموع ماتریس اینرسی بدنه اصلی J_{mb} و ماتریس اینرسی بخش انعطاف‌پذیر می‌باشد.

J_{mb} یک ماتریس متقارن و معین مثبت است. ω سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنه ماهواره نسبت به دستگاه مختصات اینرسی است.

$$J = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{21} & J_{22} & J_{23} \\ J_{31} & J_{32} & J_{33} \end{bmatrix} \quad (7)$$

توزیع بخش انعطاف‌پذیر در ماتریس اینرسی کلی به‌صورت $\delta^T \delta$ است و ماتریس δ اثر متقابل بین بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر^۱ (ضریب جفت‌شوندگی بین مختصات انعطاف‌پذیری و وضعیت بدنه اصلی در راستای سه محور) را نشان می‌دهد. η بردار مختصات مودال و u گشتاور کنترلی است که برای ایجاد تغییر وضعیت در بخش صلب مورد استفاده قرار می‌گیرد. ورودی بخش انعطاف‌پذیر u_p و ماتریس اثر ورودی انعطاف‌پذیر δ_2 است. عبارت $J\omega + \delta^T \dot{\eta}$ بیان‌گر مومنتم زاویه‌ای کل است. سیستم برای تغییر وضعیت بدنه اصلی دارای سه ورودی در سه محور رول، پیچ و یاو است و نوع عملگری که این گشتاورها را تولید می‌کند تغییری در شکل معادلات ایجاد نمی‌کند. گشتاورهای خارجی که به‌صورت اغتشاش به ماهواره وارد می‌شوند، با ورودی T_d نشان داده شده‌اند.

برای به‌دست آوردن معادلات بخش انعطاف‌پذیر روش‌های مختلفی وجود دارد که تفاوت آن‌ها در نحوه گسسته‌سازی معادلات حرکت اجسام انعطاف‌پذیر است. برخی از این روش‌ها سیستم را به‌صورت فیزیکی گسسته‌سازی کرده و سپس معادلات حرکت را ایجاد می‌کنند و برخی دیگر ابتدا معادلات حرکت جسم پیوسته را ایجاد کرده سپس با استفاده از روش‌های ریاضی معادلات دیفرانسیل جزئی به‌دست آمده را به یک دسته معادلات دیفرانسیل معمولی تبدیل می‌کنند. شکل ۱۹ مدهای خمشی و پیچشی یک پنل خورشیدی را که با استفاده از FEM به‌دست آمده است، نشان می‌دهد.

در معادلات بخش انعطاف‌پذیر، C ماتریس ضرایب میرایی و K ماتریس ضرایب سختی است [۳۸].

$$\begin{cases} C = \text{diag}\{2\zeta_i \omega_{ni}, \quad i = 1, \dots, N\} \\ K = \text{diag}\{\omega_{ni}^2, \quad i = 1, \dots, N\} \end{cases} \quad (8)$$

در این معادلات N تعداد مد الاستیک در نظر گرفته شده و ω_{ni} فرکانس طبیعی و ζ_i ضریب میرایی مد i ام هستند. وجود بخش $\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta})$ در معادلات، سبب غیرخطی شدن آن‌ها می‌شود. $\omega^\times$ فرم متقارن نامتوازن^۲ ماتریس ω است.

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

پارامترهای ماهواره انعطاف‌پذیر به‌طور خلاصه به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

استفاده نمی‌شود، می‌توان $u_p = 0$ را در نظر گرفت. همچنین مسئله اشباع عملگر در این معادله در نظر گرفته نشده است. اما با توجه به فرض وجود یک حد بالایی گشتاور کنترل برای هر عملگر، گشتاورهای تولید شده در عمل قابل اجرا هستند. بنابراین دینامیک ماهواره انعطاف‌پذیر به صورت معادله (۱۰) می‌باشد.

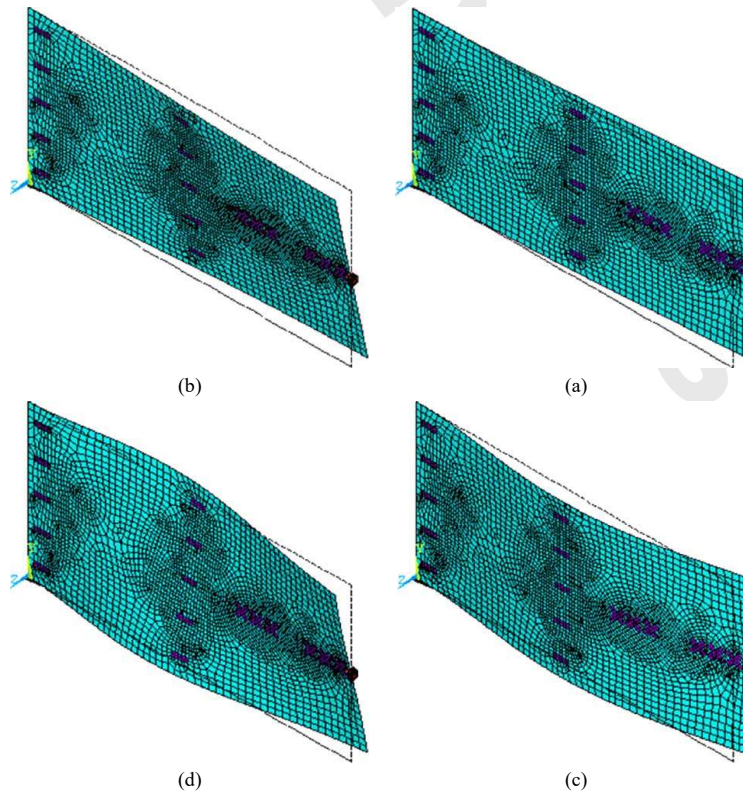
$$\begin{cases} J\dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + T_d \\ \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\dot{\omega} \end{cases} \quad (10)$$

با توجه به روابط بالا، می‌توان به صورت خلاصه معادلات ریاضی ماهواره انعطاف‌پذیر را با در نظر گرفتن $J = J_{mb} + \delta^T \delta$ و تعریف متغیر جدید $\psi = \dot{\eta} + \delta\omega$ به صورت معادلات و فرم فضای حالت (۱۱) که به طور معمول در شبیه‌سازی‌های عددی مورد استفاده قرار می‌گیرد، نشان داد [۷۳، ۷۴].

$$\begin{cases} \dot{\omega} = (J_{mb})^{-1} [-\omega^\times (J_{mb}\omega + \delta^T \psi) + \delta^T (C\psi + K\eta - C\delta\omega) + u + T_d] \\ \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -I \\ C \end{bmatrix} \delta\omega \end{cases} \quad (11)$$

ماتریس همانی است. $I_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ که

- ماتریس اینرسی مربوط به بدنه اصلی که یک ماتریس 3×3 ، متقارن و معین مثبت است.
 - ماتریس δ $N \times 3$ بوده و اثر متقابل بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد.
 - ماتریس قطری $N \times N$ ضرایب سختی بخش انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد.
 - ماتریس قطری $N \times N$ ضرایب میرایی بخش انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد.
 - ماتریس δ_2 $N \times 1$ مربوط به ورودی پیزوالکتریک و یا ماتریس $N \times N$ مربوط به ورودی پیزوالکتریک مجزا برای هر مد است.
- در معادله (۶) با فرض اینکه از تجهیزات پیزوالکتریک یا توزیع‌شده



شکل ۱۹- چهار مد ارتعاشی یک پنل انعطاف‌پذیر: (الف) مد خمشی اول، (ب) مد پیچشی اول، (ج) مد خمشی دوم، (د) مد پیچشی دوم [۷۲].

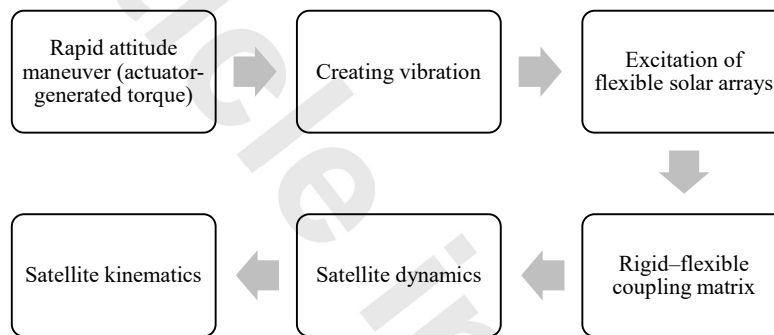
Fig. 19. The first four vibration modes of a flexible panel: (a) the first bending mode, (b) the first torsional mode, (c) the second bending mode, and (d) the second torsional mode [72].

۵-۲ آنالیز مودال ماهواره انعطاف‌پذیر

در بسیاری از روش‌های بیان شده به‌منظور استخراج دینامیک حاکم بر ماهواره که تنها شامل مشتقات زمانی است از محاسبه دینامیک مطابق با فرکانس‌های طبیعی ساختارهای انعطاف‌پذیر به‌عنوان جسمی که مانند یک تیر یک سر گیردار به بدنه متصل شده است، به‌کارگیری می‌شود. مدهای یک ساختار انعطاف‌پذیر متناظر با فرکانس‌های طبیعی است که اگر یک گشتاور یا اغتشاش با آن فرکانس به سیستم اعمال شود این فرکانس تشدید شده و دامنه سیستم بی‌نهایت می‌شود. بنابراین باید دقت کرد که فرکانس‌هایی که به سیستم اعمال می‌شود کمتر از کوچک‌ترین فرکانس طبیعی ساختار انعطاف‌پذیر باشد. زیرا کوچک‌ترین

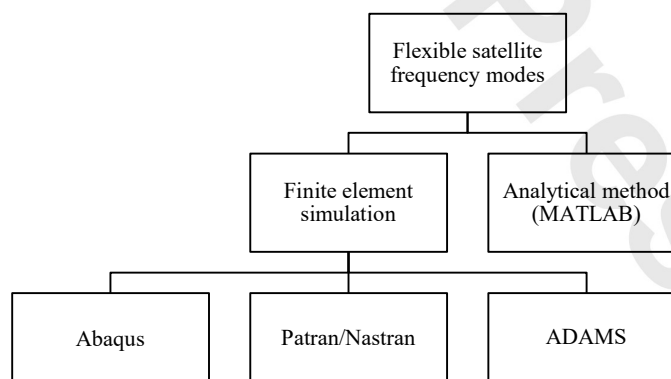
فرکانس طبیعی سیستم فرکانس غالب بوده و احتمال تشدید شدن آن بیشتر از باقی فرکانس‌ها است [۵۳، ۵۴]. شکل ۲۰ فرآیند اعمال گشتاور و تأثیر آن بر وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد.

آنالیز مودال ماهواره انعطاف‌پذیر، شامل روش تحلیلی و شبیه‌سازی المان محدود نرم‌افزاری مطابق شکل ۲۱ می‌باشد. در روش تحلیلی، فرکانس‌های مدهای نوسانی فقط در یک راستا به‌دست می‌آید. برای صحت‌سنجی روش نرم‌افزاری و پارامترهای در نظر گرفته‌شده در نرم‌افزار، می‌توان این فرکانس‌ها را با روش تحلیلی مقایسه نمود. مدهای در صفحه به دلیل اینکه از فرکانس‌های بالایی برخوردارند معمولاً در محاسبات مربوط به دینامیک ماهواره وارد نمی‌شوند.



شکل ۲۰- فرآیند اعمال گشتاور و تأثیر آن بر وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر.

Fig. 20. Torque application and its effects on the attitude of a flexible satellite.



شکل ۲۱- روش‌های آنالیز مودال ماهواره انعطاف‌پذیر.

Fig. 21. Flexible satellite modal analysis methods.

مدل‌سازی یک ماهواره واقعی از جمله جرم، ابعاد و فرکانس‌های طبیعی مشکل و یا در برخی موارد امکان‌پذیر نمی‌باشد. پارامترها و مشخصات ماهواره Intelsat-5 مطابق شکل ۲۲، در ادامه بررسی می‌شود. داده‌های تقریباً کاملی در مورد مشخصات فیزیکی و دینامیک این ماهواره را می‌توان در منابع یافت و مشخصات فیزیکی آن در جدول ۴ مشاهده

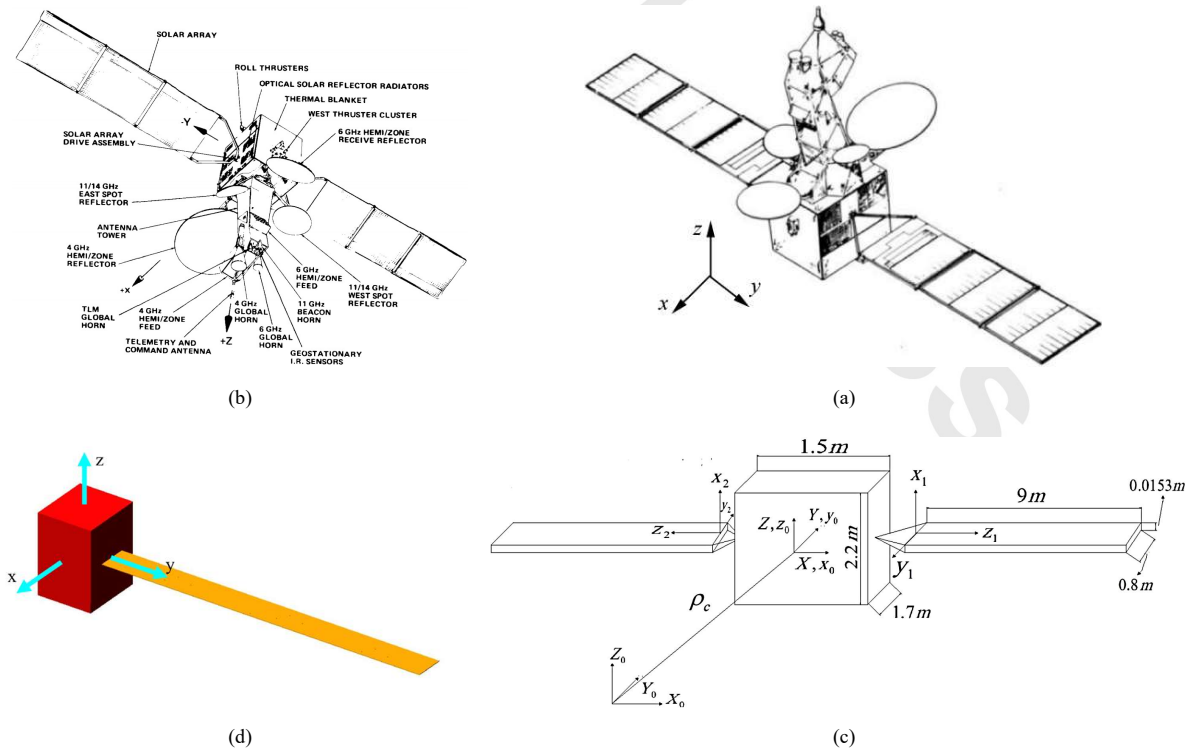
۵-۳ بررسی مشخصات ماهواره انعطاف‌پذیر Intelsat-5

در این بخش به‌منظور بررسی مشخصات یک نمونه ماهواره انعطاف‌پذیر و نتایجی که به واقعیت نزدیک باشد، یک مدل مشابه با ماهواره‌های واقعی بررسی شود. دسترسی به تمام پارامترهای مورد نیاز برای

در مرجع [۷۵] مدهای فرکانسی برای ساختاری انعطاف‌پذیر با ابعادی مشابه که از طریق آنالیز مودال، توسط نرم‌افزار Nastran به دست آمده‌اند، که در جدول ۵ گزارش شده است. همچنین نتایج آنالیز مودال گزارش شده در جدول ۵ نشان می‌دهد که مدهای ارتعاشی غالب شامل مدهای خمشی خارج از صفحه در راستای یاو و مدهای خمشی داخل صفحه در راستای رول هستند که دارای کوپلینگ مشخصی با حرکات صلب ماهواره می‌باشند. همچنین این جدول ماتریس اثر متقابل بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر را نیز نشان می‌دهد. این کوپلینگ دینامیکی بین بخش صلب و سازه‌های انعطاف‌پذیر، نقش مهمی در پاسخ دینامیکی و عملکرد زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره ایفا می‌کند و در صورت عدم لحاظ آن، می‌تواند منجر به کاهش دقت کنترل و ایجاد نوسانات ناخواسته شود. با توجه به مشخصات فیزیکی و دینامیکی ارائه شده برای ماهواره Intelsat-5، می‌توان این ماهواره را به عنوان یک نمونه‌ی مناسب برای مدل‌سازی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر در نظر گرفت. این مدل با فرضیات ساده‌سازی شده ارائه شده، یک بستر مناسب برای بررسی اثرات انعطاف‌پذیری سازه‌ای و ارزیابی روش‌های کنترل وضعیت فراهم می‌آورد.

می‌شود. این پارامترها امکان محاسبه دقیق پارامترهای دینامیکی از جمله ماتریس اینرسی، فرکانس‌های طبیعی و ضرایب میرایی سازه‌های انعطاف‌پذیر را فراهم می‌کند. همچنین در این مدل ساختارهای انعطاف‌پذیر نسبت به بدنه صلب، ثابت در نظر گرفته شده است. فرضیات اساسی ساده‌سازی این مدل به شرح زیر است:

- (۱) جسم مرکزی که نمایانگر سکوی ماهواره است، به یک جسم صلب ساده‌سازی شده است که می‌تواند چرخش‌های نامحدودی را در فضای اینرسی انجام دهد؛
- (۲) مرکز جرم سیستم بدون تغییر باقی می‌ماند؛
- (۳) تغییر شکل الاستیک منجر به تغییر شکل‌های کوچک و شرایط خطی می‌شود و خواص فیزیکی مواد سیستم، الاستیک و ثابت هستند؛
- (۴) سازه‌های انعطاف‌پذیر در این مدل نسبت به جسم صلب ثابت در نظر گرفته می‌شوند و چرخش‌های آن‌ها مشابه یک تیر یکسر گیردار در نظر گرفته می‌شود؛
- (۵) از عوامل غیرخطی مانند شکاف و اصطکاک اتصال بین سکو و زائده صرف نظر می‌شود.



شکل ۲۲- (الف) ماهواره‌ی Intelsat-5 [۷۵]، (ب) اجزاء مختلف Intelsat-5 [۷۵]، (ج) ابعاد سازه‌ای Intelsat-5 [۶۰]، (د) نمایش سه محور بدنی ماهواره.

Fig. 22. (a) Intelsat-5 [75], (b) Intelsat-5 components [75], (c) structural dimensions of Intelsat-5 [60], and (d) 3-axis satellite.

جدول ۴- مشخصات فیزیکی Intelsat-5 [۷۵].

Table 4. Intelsat-5 physical characteristics [75].

Characteristic	Value	Unit
Main body	Mass	1500
	Dimensions	2.2×1.7×1.5
	Inertia matrix	diag{3026,440,3164}
Solar array	Length	9
	Width	0.8
	Thickness	0.0153
	Young's modulus	70×10 ⁹
	Density	2700

جدول ۵- فرکانس‌های طبیعی و اثر متقابل بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر [۷۵].

Table 5. Natural frequencies and the coupling matrix of rigid and flexible parts [75].

Cantilever mode description	Cantilever beam frequency (Hz)	Coupling scalars (kg.m ²) ^{0.5}		
		Roll	Pitch	Yaw
OP-1	0.1408	0	0	35.372
OP-2	1.0905	0	0	4.772
OP-3	2.6512	0	0	2.347
OP-4	5.3039	0	0	0.548
T-1	3.3053	0	2.532	0
T-2	9.9957	0	0.864	0
T-3	16.7962	0	0.381	0
IP-1	8.0850	35.865	0	0
IP-2	18.0666	2.768	0	0

۶. کنترل وضعیت و ارتعاشات ماهواره انعطاف‌پذیر

۶-۱ بررسی روش‌های کنترل وضعیت

به‌منظور کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف‌پذیر در مانورهای سریع وضعیت، روش‌های کنترلی متعددی با توجه به معیارهای مقاوم بودن در برابر عدم قطعیت و اغتشاشات، کاهش دامنه نوسانات اجزاء

انعطاف‌پذیر، عدم وجود چترینگ^۱ فرکانس بالا، عدم وجود فراجش و زمان اجرای مانور استفاده شده است. مطالعات اخیر در مورد کنترل وضعیت عمدتاً بر فناوری‌های کنترل مدرن و پیشرفته متمرکز هستند [۷۶-۷۹]. در ادامه روش‌های مختلف کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر به‌صورت طبقه‌بندی شده مورد مطالعه و بررسی قرار می‌گیرد.

همان‌طور که پیش‌تر گفته شد برای ماهواره‌های سنجش از دور که غالباً انعطاف‌پذیر هستند به‌منظور عملکرد بهتر ماهواره، مانور سریع وضعیت مورد نیاز است. منطق بهینه، یک روش مطلوب برای کنترل مانور وضعیت سریع است. در مرجع [۸۰]، کنترل بهینه حداقل زمان برای ماهواره انعطاف‌پذیر در طی مانور وضعیت سریع و با زاویه گردش بزرگ (۲۰ درجه دوران در طی ۵ ثانیه) ارائه شده است. در این پژوهش، جهت ساده‌سازی مدل ریاضی ماهواره انعطاف‌پذیر، از ترم‌های مرتبه بالا صرف نظر شده است. زیرا انعطاف سازه‌های انعطاف‌پذیر، کوچک در نظر گرفته شده است. عملکرد روش کنترلی پیشنهاد شده در این پژوهش، به تعداد مدهای در نظر گرفته شده برای سازه‌های انعطاف‌پذیر ماهواره وابسته است. در سال‌های اخیر، از روش‌های کنترل هوشمند نیز همراه با کنترل بهینه برای کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر استفاده شده است. در مرجع [۸۱]، از روش کنترل بهینه عصبی برای اجرای مانور یک محوره (مانور ۸۰ درجه‌ای در طی ۳۵ ثانیه) استفاده شده است. در این پژوهش، از شبکه‌های عصبی پرسپترون چند لایه برای شناسایی سیستم و تعیین قانون کنترل بهینه استفاده شده است. اما مقاوم بودن زیرسیستم کنترل وضعیت نسبت به عدم قطعیت‌های مدل ماهواره بررسی نشده است.

به‌منظور کنترل وضعیت در مانورهای سریع ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، از روش‌های مختلف کنترل غیرخطی نیز استفاده شده است. در مراجع [۸۲، ۸۳]، از کنترل پس‌خور خروجی مبتنی بر تئوری لیاپانوف به‌منظور اجرای مانور وضعیت (۶۰ درجه در طی ۲۰ ثانیه) در صورت وجود عدم‌همراستایی^۲ عملکرد استفاده شده است. نتایج حاصل از این پژوهش، فراجش در پاسخ خروجی و نوسانی بودن را نشان می‌دهد. یکی دیگر از روش‌های کنترل غیرخطی، کنترل مد لغزشی^۳ است. مقاوم بودن و عملکرد خوب کنترل مد لغزشی باعث شده است که این روش در کنترل وضعیت مورد توجه قرار گیرد [۸۴-۸۷]. به‌منظور بهبود عملکرد روش کنترل مد لغزشی در کنترل مانور وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر از روش‌های هوشمند به‌صورت ترکیبی استفاده شده است. در مرجع [۸۸]، از روش کنترل مد لغزشی خودتنظیم مبتنی بر شبکه عصبی با تابع پایه

مشاهده‌گر بهره بالا تخمین زده می‌شود. با استفاده از الگوریتم تطبیقی زمان اجرای مانور طولانی (حدود ۱۵۰ ثانیه به ازای مانور ۶۰ درجه‌ای حول محور پیچ) است. در مرجع [۹۵] از روش کنترل تطبیقی مبتنی بر مدل مشخصه به منظور مانور وضعیت سه محوره با زاویه‌های بزرگ برای ماهواره انعطاف‌پذیر استفاده شده است. مدلی که در مرجع [۹۵] برای ماهواره انعطاف‌پذیر استفاده شده است شامل بدنه صلب مرکزی و چندین عضو انعطاف‌پذیر (آرایه خورشیدی و آنتن‌های انعطاف‌پذیر) می‌باشد.

در مرجع [۲۲] از کنترل مقاوم تطبیقی برای یک ماهواره صلب سنجش از دور استفاده شده است (مانور ۱۰ درجه در مدت زمان تقریباً ۱۰ ثانیه). ساختار قانون کنترل شامل استراتژی مد لغزشی با وجود عدم قطعیت‌های پارامتری طی مانور وضعیتی و اغتشاشات خارجی است. در مرجع [۹۶] برای غلبه بر عدم قطعیت‌های پارامتری محدود و اغتشاشات خارجی ماهواره، از روش کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی استفاده شده است. مکانیزم اصلی کنترل بر پایه کنترل مقاوم است و از الگوریتم تطبیقی برای تخمین پارامترهای اینرسی ماهواره استفاده می‌شود. علاوه بر آن در این مرجع از ژایروی کنترل ممان به عنوان عملکردگر برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که با روش کنترلی پیشنهادی دقت نشانه‌روی و پایداری نشانه‌روی خوبی به دست می‌آید و علاوه بر آن نسبت به ۲۰ درصد عدم قطعیت در ماتریس ممان اینرسی ماهواره مقاوم خواهد بود. هزینه این عملکرد خوب، زمان کند مانور ماهواره است (مانور ۶۰ درجه‌ای در مدت زمان تقریباً ۶۰ ثانیه).

در جدول ۶ روش‌های کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف‌پذیر به لحاظ مقاوم بودن در برابر عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات خارجی، جیت‌ر حول محور نشانه‌روی با یک دامنه فرکانس بالا که برای عملیات تصویربرداری از اهمیت حیاتی برخوردار می‌باشد، نوسانات شدید قانون کنترل، وجود فراجش در پاسخ و زمان اجرای مانور مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود بهترین عملکرد مربوط به روش کنترل مقاوم تطبیقی، در بین روش‌های بررسی شده است. روش کنترل تطبیقی، در برابر عدم قطعیت و اغتشاشات مقاوم خوبی دارد و در عین حال، در قانون کنترل نوسانات فرکانس بالایی وجود ندارد. البته به لحاظ جیت‌ر عملکرد متوسطی دارد که این عملکرد با افزایش نرخ دوران تضعیف می‌شود. بنابراین نتایج این روش‌ها نشان می‌دهد که نیاز به یک مکانیزم کنترلی مضاعف می‌باشد. در ادامه بررسی هر یک از رویکردهای کنترل وضعیت جهت انتخاب، به صورت کاربردی برای ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر آمده است.

شعاعی استفاده شده است. از شبکه عصبی با تابع پایه شعاعی برای تخمین و جبران‌سازی اغتشاشات خارجی و تأثیر کوپلینگ سازه‌های انعطاف‌پذیر بر روی بدنه صلب ماهواره استفاده شده است. روش ارائه شده در این پژوهش، نسبت به عدم قطعیت در ماتریس اینرسی ماهواره، مقاومت خوبی دارد و علاوه بر آن می‌توان، با این قانون کنترل به دقت نشانه‌روی و پایداری نشانه‌روی خوبی دست یافت. البته هزینه این عملکرد خوب، نوسانات فرکانس بالا در قانون کنترل است. پدیده چترینگ در عمل نامطلوب است، زیرا شامل تلاش کنترلی بالایی است. همچنین مدهای نوسانی آرایه خورشیدی انعطاف‌پذیر را تحریک می‌کند و بر کیفیت پاسخ حالت پایدار سیستم تأثیر می‌گذارد.

از آنجا که عدم قطعیت‌های زیادی در دینامیک وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر وجود دارد استفاده از تئوری‌های کنترل مقاوم مطلوب می‌باشد. کنترل‌کننده مقاوم H_∞ (H-infinity) مبتنی بر نامساوی ماتریس خطی^۱، روش مؤثری برای حل مسائل مهندسی تحت اغتشاشات زیاد می‌باشد [۸۹-۷۴]. اگر مقاوم بودن و مسئله تحقق مدنظر گرفته شود و پارامترهای سیستم متغیر باشند کنترل‌کننده جدول بهره دارای عملکرد بهتری نسبت به کنترل‌کننده مقاوم می‌باشد. نتایج مرجع [۷۴] نشان می‌دهد که کنترل‌کننده مقاوم همراه با جدول بهره توانایی زیادی برای کاهش ارتعاشات و ردیابی دقیق دارد. علاوه بر این، کنترل مبتنی بر مشاهده‌گر برای کاهش اثرات ارتعاشات، اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌های مدل به کار گرفته می‌شود [۹۰]. به منظور بهبود عملکرد کنترل، مشاهده‌گر اغتشاش غیرخطی و مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته در ترکیب با کنترل‌کننده‌های مرسوم، تمام اغتشاشات، از جمله عدم قطعیت‌های مدل و ارتعاشات اجزاء انعطاف‌پذیر، را به عنوان یک اغتشاش متمرکز در نظر می‌گیرند [۹۲، ۹۱]. تخمین حالت‌های مدل توسط مشاهده‌گر مدل به صورت مجزا از اغتشاش متمرکز نیز در ورودی کنترل برای کاهش ارتعاشات استفاده می‌شود [۹۳].

کنترل تطبیقی، یکی دیگر از پرکاربردترین روش‌های کنترل کلاسیک است. این روش، غالباً در کاربردهایی که پارامترهایی از سیستم به طور مداوم در حال تغییر هستند، مورد استفاده قرار می‌گیرند. در مرجع [۹۴] سیستم کنترل تطبیقی برای مانور دورانی ماهواره انعطاف‌پذیر و حذف ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر ماهواره ارائه شده است. در این پژوهش، برای تولید قانون کنترل، تنها از متغیر خروجی (زاویه پیچ) در فیدبک استفاده شده است. مزیت روش ارائه شده در این پژوهش، مستقل بودن ساختار کنترل‌کننده از دینامیک مدهای انعطاف‌پذیر ماهواره است. دینامیک‌های مدل نشده، توسط یک

1. Linear Matrix Inequality (LMI)

جدول ۶- مقایسه روش‌های مختلف کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر: (✓) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، (X) نامطلوب.

Table 6. Comparison of flexible satellite attitude control methods: (✓) favorable, (+) less favorable, (X) not favorable.

Criteria	Control methods				
	Optimal control [80, 81]	Nonlinear control [82, 84, 85]	Robust control [74]	Adaptive control [94, 95]	Adaptive robust control [96]
Robustness to uncertainties and disturbances	+	✓	✓	+	✓
Reducing the amplitude of flexible components' oscillations	X	X	X	+	+
No high-frequency chattering	✓	X	+	+	+
No overshoot	X	X	+	✓	✓
Time required to perform the maneuver	✓	✓	X	X	+
Main challenge	Model-sensitive	Flexible mode excitation	Complex design	High settling time	Computational complexity

از دور انعطاف‌پذیر به دلیل تغییرات قابل توجه در شرایط عملیاتی (مانند تغییرات زاویه‌ای یا شرایط محیطی فضا)، نیاز به روش‌های کنترل تطبیقی مدل مرجع^۳ [۹۹] دارند که قادر به تطبیق خود با تغییرات پارامترها و شرایط مختلف هستند. این روش‌ها به‌ویژه زمانی مفید هستند که مدل دقیق دینامیک سیستم در دسترس نباشد و نیاز به تطبیق پارامترها با زمان باشد. روش‌های بازگشتی تطبیقی و رگولاتورهای خودتنظیم می‌توانند در طراحی سیستم‌های کنترلی که نیاز به هماهنگی دقیق دارند، بسیار موثر باشند. کنترل مقاوم و مقاوم تطبیقی، به‌ویژه در ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر که با اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌های ساختاری روبرو هستند، کاربرد دارد. روش‌هایی مانند H^∞ [۱۰۰] و کنترل مقاوم مد لغزشی می‌توانند پایداری سیستم را در برابر تغییرات محیطی و اغتشاشات ناگهانی تضمین کنند. این روش‌ها برای مواقعی که عدم قطعیت‌های سیستم به‌صورت گسترده وجود دارند و نمی‌توان آن‌ها را به‌طور کامل مدل کرد، ایده‌آل هستند. همچنین در مواقعی که سیستم نیاز به رفتار مقاوم در برابر خرابی‌ها و تغییرات سریع دارد، استفاده از کنترل مبتنی بر مشاهده‌گر اغتشاش [۱۰۱] می‌تواند مفید باشد.

برای انتخاب بهترین روش کنترل وضعیت در ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر، عوامل مختلفی را می‌بایست مد نظر قرار داد. جدول ۷ یک چارچوب مقایسه‌ای مبتنی بر ملاحظات طراحی مأموریت ارائه می‌دهد و می‌تواند به‌عنوان راهنمای اولیه برای انتخاب راهبرد کنترل وضعیت متناسب با سطح عدم قطعیت، محدودیت‌های محاسباتی و دقت مورد نیاز در ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر مورد استفاده قرار گیرد.

برای ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر که نیاز به کنترل دقیق و بهینه وضعیت دارند، روش‌های بهینه مانند کنترل پیش‌بین مدل^۱ و LQR به‌طور گسترده‌ای استفاده می‌شوند. این روش‌ها برای مأموریت‌هایی مناسب هستند که نیاز به حرکت دقیق و تعیین شده، مانند کنترل وضعیت برای حفظ موقعیت و مسیر ماهواره‌های سنجش از دور دارند. MPC به دلیل توانایی در مدیریت محدودیت‌های ورودی و وضعیت، در حال حاضر یکی از روش‌های محبوب در سنجش از دور است [۹۷]. این روش به‌ویژه برای سیستم‌هایی که نیاز به کنترل پیش‌بینی شده دارند، مانند ماهواره‌هایی با مسیر پیچیده یا حساس به تغییرات محیطی، کاربرد دارد. اگر هزینه محاسباتی برای سیستم‌های کوچک و منابع محدود اهمیت داشته باشد، روش‌های ساده‌تر مانند LQR برای کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر قابل استفاده خواهند بود. کنترل غیرخطی برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر که دارای ویژگی‌های پیچیده مانند غیرخطی بودن دینامیک هستند، بسیار مناسب است. روش‌هایی مانند کنترل وضعیت بازگشتی^۲ و کنترل مد لغزشی [۹۸] به‌طور خاص در سیستم‌هایی با ویژگی‌های غیرخطی کاربرد دارند. از آن‌جا که ماهواره‌های انعطاف‌پذیر معمولاً با تغییرات محیطی و آشفتگی‌های غیرخطی مواجه هستند، این روش‌ها می‌توانند به حفظ پایداری و بهبود دقت کنترل کمک کنند. برای سیستم‌های دارای عدم قطعیت‌های بزرگ و شرایط تغییرات محیطی، روش‌های بازگشتی می‌توانند انعطاف‌پذیری بیشتری فراهم کنند.

در سیستم‌هایی که با عدم قطعیت‌های شدید در پارامترها روبرو هستند، کنترل تطبیقی یکی از بهترین گزینه‌ها است. ماهواره‌های سنجش

جدول ۷- انتخاب رویکرد کنترل وضعیت در ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر.

Table 7. Attitude control strategy selection in flexible remote sensing satellites.

Design criterion	Control methods			
	Optimal control	Nonlinear control	Adaptive control	Robust or adaptive robust control
Level of model knowledge	Requires relatively accurate model.	Requires accurate nonlinear structure.	Can work with parametric uncertainties.	Suitable under bounded uncertainties.
Sensitivity to flexible modes	Medium (depends on mode modeling).	High if full nonlinear dynamics considered.	Can compensate for slowly varying parameters.	Robust against unmodeled modes.
Disturbance rejection (e.g., gravity gradient, aerodynamic torques)	Limited without robust design.	Depends on controller structure.	Medium	High
Flight implementation complexity	Medium to high	Medium	High (due to adaptation law)	Medium to high
Onboard computational load	High in MPC, medium in LQR.	Medium	Medium to high	Medium
Suitability for high-precision imaging missions	Suitable with accurate model.	Suitable for large maneuvers.	Suitable under gradual parameter changes.	Suitable in highly uncertain environments.

۶-۲ بررسی روش‌های کنترل ارتعاشات

در ماهواره‌های سنجش از دور، کاهش دامنه نوسانات سرعت زاویه‌ای ماهواره و اجرای سریع مانور وضعیت بسیار اهمیت دارد. دامنه نوسانات و مدت زمان اجرای مانور با هم منافات دارند. در ماهواره‌های سنجش از دور برای بازدهی بیشتر، بایستی مانورهای سریع صورت گیرد. از طرف دیگر، برای گرفتن تصاویر با کیفیت بالا بایستی جیتر ماهواره کم باشد. در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با روش کنترل وضعیت مرسوم، نمی‌توان دامنه نوسانات سرعت زاویه‌ای و مدت زمان اجرای مانور را به‌طور همزمان بهبود داد. لذا به یک مکانیزم مضاعف نیاز است. با توجه به دینامیک سازه انعطاف‌پذیر ماهواره و ارتباط مختصات مودال سازه و سرعت زاویه‌ای ماهواره، می‌توان این استنباط را نمود که برای کاهش جیتر ماهواره انعطاف‌پذیر بایستی با مکانیزمی ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر ماهواره را کاهش داد. کنترل فعال و کنترل پیشخور^۱ دو راه‌کار رایج برای کاهش ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر می‌باشد. در ادامه مراجعی که در زمینه کنترل فعال حذف ارتعاشات و کنترل پیشخور در حوزه ماهواره انعطاف‌پذیر ارائه شده است مورد بررسی قرار می‌گیرد.

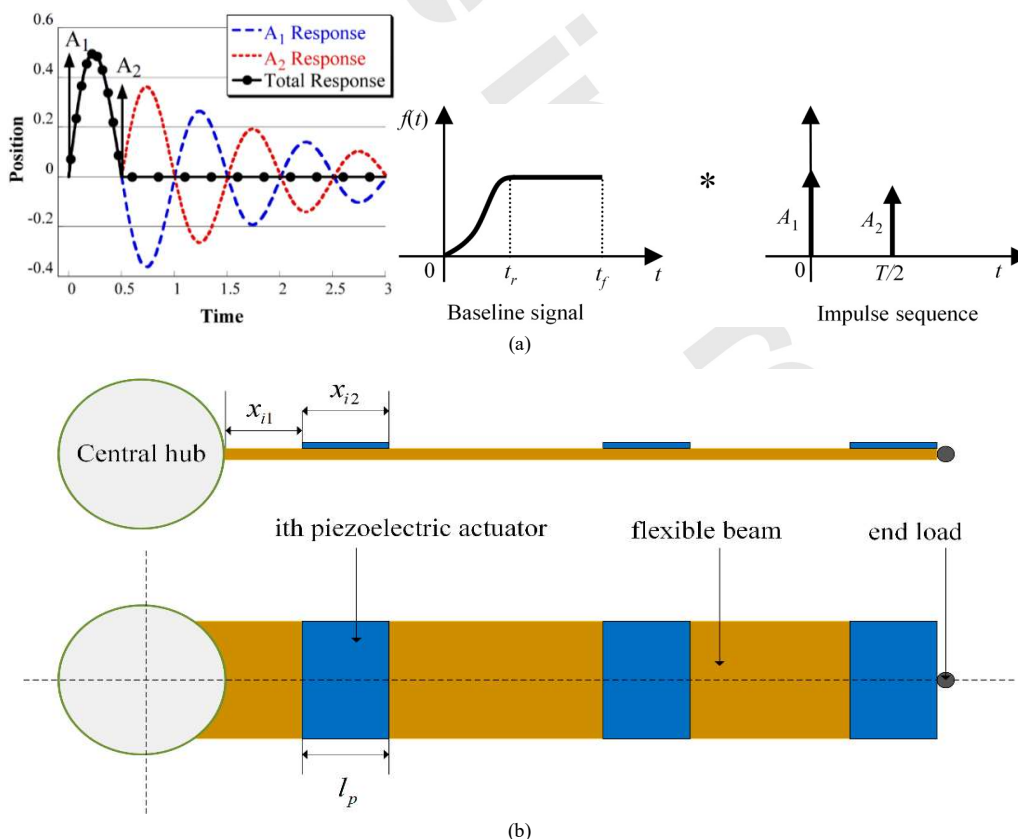
در مرجع [۲۸] علاوه بر کنترل ساختار متغیر برای کنترل وضعیت ماهواره از روش کنترل فعال به‌منظور کاهش ارتعاشات اجزاء انعطاف‌پذیر ماهواره نیز استفاده شده است. منظور از کنترل فعال،

استفاده از مواد پیزوالکتریک به‌عنوان سنسور و عملگر برای حذف فعال ارتعاشات می‌باشد. طرح کنترلی پیشنهادی در این مرجع ملزوماتی نظیر زمان گذرای کوچک، نداشتن فرافروش و فروجهش، دقت بالا و تحریک کمتر ارتعاشات را برآورده می‌کند. در مرجع [۱۰۲]، از کنترل مد لغزشی فازی برای کنترل وضعیت ماهواره استفاده شده است. به دلیل ناپیوستگی‌های موجود در کنترل‌کننده مد لغزشی، از تکنیک فازی برای مسطح کردن استفاده می‌شود تا نوسانات فرکانس بالای نامطلوب اجزاء انعطاف‌پذیر کاهش یابد. در نهایت نیز با استفاده از کنترل فعال، ارتعاشات بوجود آمده را حذف می‌کند. مرجع [۱۰۳]، نیز برای حذف ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر ماهواره از روش کنترل فعال استفاده نموده است. در این مرجع، مانور ۶۰ درجه در طی ۲۸ ثانیه انجام شده است که نشان دهنده اجرای سریع مانور وضعیت است. در مرجع [۱۰۴] به‌منظور حذف ارتعاشات اجزاء انعطاف‌پذیر ماهواره، علاوه بر استفاده از مواد پیزوالکتریک، از روش شکل‌دهی فرمان ورودی مبتنی بر روش CSVS^۲ استفاده شده است. این طرح ارتعاشات با دامنه‌های نسبتاً بزرگ ناشی از مانورهای سریع را حذف می‌کند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که روش پیشنهاد شده در این مرجع به‌طور قابل ملاحظه‌ای ارتعاشات اجزاء انعطاف‌پذیر را کاهش می‌دهد.

این مرجع، فراجاهش در پاسخ سیستم حذف می‌شود و پاسخ سیستم در مدت زمان کمتری به مقدار حالت دائم خود می‌رسد. در مرجع [۸] از روش شکل‌دهی ورودی چند مدی برای کاهش ارتعاشات اجزاء انعطاف‌پذیر استفاده شده است. می‌توان گفت که تکنیک شکل‌دهی ورودی ابزاری قدرتمند برای حذف ارتعاشات باقیمانده در اجزاء انعطاف‌پذیر ماهواره می‌باشد و در عین حال پیاده‌سازی راحتی دارد. برای بررسی مقاوم بودن شکل دهنده ورودی در این مرجع به خطای مدل‌سازی، شبیه‌سازی با ده درصد خطا در فرکانس انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی در این مرجع نشان می‌دهد که این روش در برابر خطا مقاوم است. در شکل ۲۳ مثالی از هر یک از روش‌های شکل‌دهی ورودی و کنترل فعال آمده است. در جدول ۸ مقایسه‌ای بر روش کنترل فعال و تکنیک شکل‌دهی ورودی انجام شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود روش شکل‌دهی ورودی دارای مزایایی نظیر ساختار ساده و محاسبات آسان می‌باشد. در عین حال، در روش شکل‌دهی ورودی تنها به فرکانس و نسبت میرایی سازه انعطاف‌پذیر نیاز است و سختی‌های روش کنترل فعال را ندارد.

روش کنترل فعال ماهواره برای میرا کردن نوسانات متناظر با فرکانس‌های بالای سازه انعطاف‌پذیر بسیار مؤثر است اما برای میرا کردن نوسانات متناظر با فرکانس‌های پایین سازه، اثر بخشی خوبی ندارد. در کنترل پیشخور ماهواره، فرمان ورودی مسطح می‌گردد تا از تحریک ارتعاشات ماهواره انعطاف‌پذیر جلوگیری کند. یکی از روش‌های شکل‌دهی فرمان، شکل‌دهی ورودی است [۱۰۵]. تکنیک شکل‌دهی ورودی ارتعاشات باقیمانده سیستم را کاهش می‌دهد. تکنیک شکل‌دهی ورودی بر این اساس است که سیگنال فرمانی تولید می‌کند که ارتعاشات بوجود آمده در اجزاء انعطاف‌پذیر ماهواره را حذف می‌کند. این تکنیک سیگنالی را تولید می‌کند که ارتعاشات به‌وجود آمده ناشی از خودش را حذف می‌کند. دامنه و زمان اعمال ضربه^۱ برای کاهش ارتعاشات مهم می‌باشد که بایستی با استفاده از فرمول محاسبه گردد [۸].

در مرجع [۱۰۶]، از روش شکل‌دهی ورودی برای کاهش ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر استفاده شده است. در این پژوهش، به‌منظور کنترل وضعیت ماهواره از کنترل کننده PD استفاده شده است. از تراستر به‌عنوان عملگر استفاده شده است. با اعمال روش شکل‌دهی ورودی در



شکل ۲۳- (الف) شماتیک فرآیند شکل‌دهی ورودی [۳۹]، (ب) توزیع شماتیک عملگرهای پیزوالکتریک روی یک تیر انعطاف‌پذیر [۱۰۷].

Fig. 23. (a) Schematic of the input shaping process [39], (b) schematic distribution of piezoelectric actuators on a flexible beam [107].

جدول ۸- مقایسه روش‌های کنترل ارتعاشات.

Table 8. Comparison of vibration control methods.

Vibration control	Attitude control	Indices		
		Performance	Robustness	Implementation
Active control	Variable structure [28]	Effective in eliminating vibrations.	Effective for damping high frequencies of the structure.	Complicated, requiring additional hardware.
	Adaptive robust [103]			
Input shaping	PD controller [106]	Effective in eliminating vibrations.	Robust despite variations in modal parameters.	Simple structure, easy calculations, only requires the frequency and damping ratio of the structure.
	State-dependent Riccati equation control [8]			

عدم قطعیت‌های ساختاری قابل توجه، ترکیب شکل‌دهی ورودی با یک لایه کنترل فعال با بهره پایین می‌تواند به عنوان راه کار ترکیبی، تعادل مناسبی میان سرعت مانور و میرایی ارتعاشات ایجاد نماید. برای انتخاب روش مناسب کنترل ارتعاشات در ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر می‌توان مجموعه‌ای از معیارهای فنی و مأموریتی را در نظر گرفت:

- الزامات دقت نشانه‌روی و سطح مجاز جیتر زاویه‌ای: در مأموریت‌های با دقت تصویربرداری بالا، نیاز به کاهش ارتعاش تا مرتبه‌های بسیار کوچک وجود دارد که ممکن است استفاده از لایه کنترل فعال یا رویکرد ترکیبی را توجیه کند.
- حداکثر زمان مجاز مانور: اگر محدودیت زمانی سخت‌گیرانه باشد، باید بررسی شود که آیا شکل‌دهی ورودی موجب افزایش زمان مانور می‌شود یا خیر و آیا این افزایش قابل قبول است.
- محدودیت توان الکتریکی ماهواره: کنترل فعال نیازمند توان پیوسته برای حسگرها و عملگرهاست؛ در ماهواره‌های کوچک یا با توان محدود، روش‌های پیشخور یا غیرفعال اولویت دارند.
- محدودیت جرم و پیچیدگی ساخت‌افزاری: افزودن عملگرهای پیزوالکتریک یا سخت‌افزار کنترلی اضافی جرم و پیچیدگی سیستم را افزایش می‌دهد؛ در طراحی‌هایی که جرم یک پارامتر محدودکننده بوده، روش‌های نرم‌افزاری مانند شکل‌دهی ورودی مزیت دارند.
- میزان عدم قطعیت در پارامترهای مودال: در صورت وجود عدم قطعیت قابل توجه در فرکانس‌ها و نسبت‌های میرایی (به دلیل تغییرات حرارتی یا خطای مدل‌سازی)، روش‌های مقاوم یا ترکیبی نسبت به شکل‌دهنده‌های ساده ارجحیت دارند.
- ریسک کوپل با حلقه کنترل وضعیت: در طراحی‌های با حساسیت بالا، باید از تحریک ناخواسته مدهای انعطاف‌پذیر

با وجود نتایج مناسب گزارش شده برای کنترل فعال و تکنیک شکل‌دهی ورودی، بررسی دقیق‌تر نشان می‌دهد که هر یک از این روش‌ها دارای مشخصات عملکردی متمایزی در حوزه ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر هستند. در روش کنترل فعال مبتنی بر مواد پیزوالکتریک، پهنای باند کنترلی و محل نصب عملگرها نقش تعیین‌کننده‌ای در میزان میرایی مودال دارند؛ به گونه‌ای که این روش عمدتاً در حذف مدهای با فرکانس متوسط و بالا مؤثر است و کارایی آن در مدهای فرکانس پایین که بیشترین سهم را در ایجاد جیتر دارند، وابسته به دقت مدل مودال و تنظیم بهره کنترلی می‌باشد. علاوه بر این، نیاز به سخت‌افزار اضافی، مصرف توان پیوسته و احتمال کوپل ناخواسته با حلقه کنترل وضعیت از جمله چالش‌های عملی آن در مأموریت‌های فضایی با محدودیت توان محسوب می‌شود.

در مقابل، در تکنیک شکل‌دهی ورودی، طراحی توالی ضربه‌ها بر اساس فرکانس طبیعی و نسبت میرایی مدهای غالب انجام می‌شود و با ایجاد تحریک‌های کنترل شده، ارتعاشات باقیمانده حذف می‌گردند. پارامترهای کلیدی این روش شامل زمان‌بندی ضربه‌ها، دامنه ضرایب شکل‌دهنده و تعداد مدهای در نظر گرفته شده در طراحی چندمدی است. مزیت اصلی این رویکرد، عدم نیاز به حسگر و عملگر اضافی، عدم افزایش مصرف توان و پایداری ذاتی سیستم حلقه باز است. با این حال، حساسیت نسبی به خطای تخمین فرکانس مودال از محدودیت‌های آن به شمار می‌رود؛ هر چند نتایج گزارش شده نشان می‌دهد که در بازه خطای حدود ده درصد در پارامترهای مودال، عملکرد روش همچنان قابل قبول است.

از منظر کاربردی در ماهواره‌های سنجش از دور، که هم کاهش زمان نشست و هم حداقل‌سازی جیتر اهمیت حیاتی دارد، می‌توان نتیجه گرفت که در مانورهای سریع با دامنه بزرگ، استفاده از شکل‌دهی ورودی چندمدی به عنوان یک راه کار کم‌هزینه و مقاوم، گزینه‌ای کارآمد است؛ در حالی که در مأموریت‌هایی با الزامات دقت بسیار بالا و حضور

توسط حلقه کنترل وضعیت جلوگیری شود؛ برخی روش‌های فعال در صورت تنظیم نامناسب می‌توانند موجب برهم‌کنش دینامیکی شوند.

- پیچیدگی طراحی و هزینه توسعه: شکل‌دهی ورودی ساختار ساده‌تری دارد و پیاده‌سازی آن عمدتاً نرم‌افزاری است، در حالی که کنترل فعال نیازمند مدل دقیق، تنظیم بهره و آزمون‌های گسترده‌تر است.

به‌طور کلی می‌توان بیان نمود که انتخاب روش بهینه تابعی از یک موازنه میان سرعت مانور، سطح جبر مجاز، توان مصرفی و پیچیدگی جدول ۹- مقایسه عملکرد روش‌های کنترل ارتعاشات بر اساس معیارهای کلیدی.

سامانه است. در ماهواره‌های سنجش از دور با محدودیت توان و جرم، شکل‌دهی ورودی چندمدی گزینه‌ای کارآمد و کم‌هزینه محسوب می‌شود؛ در حالی که در مأموریت‌های با دقت نشانه‌روی بسیار بالا یا حضور عدم قطعیت‌های ساختاری قابل توجه، استفاده از کنترل فعال یا ترکیب فعال-پیشخور می‌تواند عملکرد بهتری ارائه دهد. برای مانورهای سریع با دامنه بزرگ، شکل‌دهی ورودی چندمدی عملکرد قابل قبولی با پیچیدگی کمتر ارائه می‌دهد. جدول ۹ معیارهای کلیدی برای انتخاب روش مناسب کنترل ارتعاشات در ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر را نشان می‌دهد و تطابق هر روش با هر معیار را مقایسه می‌کند.

Table 9. Performance comparison of vibration control methods based on key criteria.

Criteria	Methods		
	Active control	Input shaping	Hybrid method (active + input shaping)
Dominant frequency damping	Excellent for high frequency, moderate for low frequency.	Good for low frequency, moderate for high frequency.	Excellent across full frequency range.
Pointing accuracy and angular jitter	Excellent	Good	Excellent
Settling time and maneuver speed	Good	Excellent	Good
Power consumption	Poor	Excellent	Moderate
Hardware complexity	High	Low	High
Robustness to modeling errors	Moderate	Good	Excellent
Risk of coupling with attitude control loop	Moderate	Excellent	Good
Development and design cost	High	Low	Moderate

۳-۶ ملاحظات عملیاتی در کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

در طراحی قانون کنترل وضعیت برای ماهواره‌های سنجش از دور با چابکی بالا نظیر WorldView-3 و GeoEye-1، چالش‌های عملیاتی نقش تعیین‌کننده‌ای در عملکرد واقعی سیستم دارند. در حالی که بسیاری از روش‌های کنترلی در چارچوب مدل‌های ایده‌آل عملکرد مطلوبی نشان می‌دهند، در شرایط عملی عواملی نظیر اشباع عملگرها، قیود کنترلی، تأخیرهای زمانی، نویز سنسورها و عدم قطعیت‌های پارامتری می‌توانند منجر به افت کارایی، افزایش زمان نشست، تحریک مدهای انعطاف‌پذیر و افزایش جبر تصویربرداری شوند. از این رو، لحاظ این عوامل در فرآیند طراحی کنترل برای مانورهای سریع ضروری است. در ادامه، مهم‌ترین محدودیت‌های عملی بررسی می‌شوند.

یکی از مهم‌ترین چالش‌ها، اشباع عملگرهای چرخ‌های عکس‌العملی و CMG است [۱۰۹، ۱۰۸]. در مانورهای سریع، تقاضای گشتاور اولیه ممکن است از حدود مجاز عملگر فراتر رود و موجب اشباع لحظه‌ای یا تجمع تکانه شود. این پدیده نه تنها زمان مانور را افزایش می‌دهد، بلکه به دلیل تغییر ناگهانی پروفایل گشتاور، می‌تواند مدهای انعطاف‌پذیر سازه را تحریک کند. استفاده از سازوکارهای anti-windup در کنترل‌کننده‌های دارای جزء انتگرالی، تخصیص بهینه گشتاور بین عملگرها، و راهبردهای مدیریت تکانه (نظیر تخلیه تکانه در بازه‌های خارج از مد تصویربرداری) از جمله راهکارهای عملی برای کاهش اثر اشباع محسوب می‌شوند [۱۱۰، ۳۷]. روش‌های کنترل مقید مانند کنترل پیش‌بین مدل نیز امکان لحاظ مستقیم حدود گشتاور و نرخ زاویه‌ای را فراهم می‌کنند.

۷. نتیجه‌گیری

۷-۱ جمع‌بندی مباحث ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

در این مقاله، مروری بر مفاهیم، چالش‌ها و روش‌های مرتبط با کنترل وضعیت ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر ارائه شد. با توجه به نیاز روزافزون مأموریت‌های سنجش از دور به توان الکتریکی بالا، چابکی زیاد، دقت نشانه‌روی بالا و مانورهای سریع وضعیت، استفاده از سازه‌های انعطاف‌پذیر نظیر آرایه‌های خورشیدی بازشونده به یک ضرورت اجتناب‌ناپذیر تبدیل شده است. با این حال، انعطاف‌پذیری موجب بروز پدیده‌هایی مانند تحریک مدهای ارتعاشی، کوپلینگ صلب-انعطاف‌پذیر، افزایش جیت و کاهش کیفیت تصویربرداری می‌شود که طراحی زیرسیستم کنترل وضعیت را با چالش‌های جدی مواجه می‌سازد.

در این راستا، ابتدا ویژگی‌ها و الزامات ماهواره‌های سنجش از دور مدرن، نمونه‌های شاخص تجاری و انواع مدهای تصویربرداری بررسی شد و نشان داده شد که نرخ‌های بالای مانور (در حدود ۱ تا ۵ درجه بر ثانیه) مستقیماً بر رفتار دینامیکی سازه‌های انعطاف‌پذیر اثر می‌گذارند. سپس ساختار زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، انواع چیدمان‌های متمرکز و غیرمتمرکز، و عملگرهای رایج مورد بحث قرار گرفت که نتایج نشان می‌دهد در کاربردهای عملی فعلی، چیدمان متمرکز به دلیل سادگی، قابلیت اطمینان و پیچیدگی کمتر، گزینه غالب است.

در ادامه، روش‌های مختلف مدل‌سازی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر شامل مختصات هائیرید، دینامیک چندجسمی و روش المان محدود مقایسه گردید. نتایج این مقایسه نشان داد که انتخاب رویکرد مدل‌سازی به شدت وابسته به توپولوژی سازه، دامنه مانور و نیازمندی‌های کنترلی است و در عمل، استفاده ترکیبی از تحلیل مودال مبتنی بر FEM و مدل‌های مرتبه‌کاهش‌یافته برای طراحی کنترل‌کننده، یک راه‌کار متعادل از نظر دقت و هزینه محاسباتی محسوب می‌شود. همچنین مدل‌سازی دینامیک غیرخطی ماهواره انعطاف‌پذیر در دستگاه مختصات مودال ارائه و اهمیت در نظر گرفتن تعداد محدودی از مدهای غالب ارتعاشی برای طراحی کنترل‌کننده تبیین شد.

بخشی دیگر از مقاله به مرور روش‌های کنترل وضعیت اختصاص یافت. بررسی‌ها نشان داد که اگرچه روش‌های بهینه و غیرخطی توانایی اجرای مانورهای سریع را دارند، اما اغلب با مشکلاتی نظیر حساسیت به عدم قطعیت‌ها، نوسانات فرکانس بالا و یا پیچیدگی پیاده‌سازی همراه هستند. در مقابل، روش‌های کنترل مقاوم تطبیقی به‌عنوان یکی از گزینه‌های کارآمد، تعادل مناسبی بین مقاوم بودن در برابر عدم قطعیت‌ها،

قیود کنترلی و عملیاتی نیز باید به‌صورت صریح در طراحی در نظر گرفته شوند [۱۱۲، ۱۱۱]. این قیود شامل محدودیت گشتاور، محدودیت نرخ چرخش، قیود توان مصرفی، محدودیت‌های حرارتی عملگر و همچنین قیود مرتبط با ابزار اپتیکی (مانند حداکثر انحراف مجاز خط دید) هستند. در مانورهای سریع بین اهداف زمینی، بی‌توجهی به این قیود می‌تواند موجب کاهش دقت نشانه‌روی یا ایجاد ارتعاشات با دامنه بالا شود. استفاده از کنترل‌کننده‌های بهینه مقید، رفرنس‌گاورنرها، یا روش‌های زمان-بهینه با ورودی کراندار، چارچوبی مناسب برای رعایت همزمان عملکرد دینامیکی و قیود عملی فراهم می‌کند.

تأخیرهای زمانی یکی دیگر از عوامل اثرگذار در پیاده‌سازی عملی سیستم کنترل وضعیت هستند. این تأخیرها ممکن است ناشی از پردازشگر، سنسور ستاره، فیلترهای تخمین حالت یا معماری‌های توزیع‌شده باشند. در حضور مدهای انعطاف‌پذیر با میرایی کم، حتی تأخیرهای کوچک می‌توانند حاشیه پایداری را کاهش داده و موجب نوسانات پایدار یا شبه‌پایدار شوند. برای مقابله با این مسئله، روش‌هایی نظیر طراحی مقاوم مبتنی بر H_∞ ، چارچوب‌های LMI با لحاظ کران تأخیر و کنترل پیش‌بین قابل استفاده هستند. انتخاب روش مناسب وابسته به مقدار تأخیر و سطح عدم قطعیت مدل است [۱۱۴، ۱۱۳].

نویز سنسورها و خطاهای تخمین حالت نیز در مانورهای سریع اهمیت ویژه‌ای دارند [۱۱۵]. نویز اندازه‌گیری سنسور ستاره، بایاس ژيروسکوپ و خطاهای کوانتیزاسیون می‌توانند در صورت افزایش پهنای باند کنترل‌کننده، به سیستم تزریق شده و باعث تقویت جیت در باند فرکانسی ابزار تصویربرداری شوند. از سوی دیگر، کاهش بیش از حد پهنای باند برای تضعیف نویز، موجب تأخیر فاز و کاهش سرعت پاسخ می‌شود. این موازنه عملکرد-نویز ایجاب می‌کند که طراحی تخمین‌گر (نظیر EKF یا فیلترهای مقاوم H_∞) به‌صورت همزمان با طراحی کنترل انجام گیرد. در کاربردهای دقیق، رویکرد طراحی یکپارچه کنترل-تخمین می‌تواند عملکرد پایدار و جیت را تضمین کند.

در نهایت، باید توجه داشت که اثرات فوق در حضور عدم قطعیت‌های پارامتری (تغییرات اینرسی، خطای مدل مودال، تغییرات میرایی سازه و اغتشاشات محیطی) تشدید می‌شوند [۱۱۶]. بنابراین، بهره‌گیری از روش‌های مقاوم یا تطبیقی که بتوانند همزمان با اشیاء، تأخیر و نویز مقابله کنند، برای ماهواره‌های سنجش از دور انعطاف‌پذیر با چابکی بالا ضروری است. لحاظ این ملاحظات عملیاتی در فرآیند طراحی، فاصله میان عملکرد شبیه‌سازی‌شده و عملکرد واقعی در مدار را به‌طور قابل‌توجهی کاهش می‌دهد.

دقت نشانه‌روی و پایداری پاسخ ارائه می‌دهند، هرچند معمولاً نیازمند مکانیزم‌های مکمل برای کاهش جیت‌ر هستند. در نهایت، روش‌های کاهش ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر شامل کنترل فعال و شکل‌دهی ورودی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که کنترل فعال در میرا کردن مدهای فرکانسی بالا مؤثر است اما با چالش‌های عملیاتی همراه است، در حالی که شکل‌دهی ورودی به دلیل سادگی، نیاز به اطلاعات محدود از سازه و مقاومت مناسب در برابر خطای مدل‌سازی، انتخابی مناسب برای کاهش ارتعاشات باقیمانده در مانورهای سریع محسوب می‌شود.

به‌منظور کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر در مانورهای سریع وضعیت از روش‌های کنترل ترکیبی استفاده می‌گردد. در واقع زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره سنجش از دور انعطاف‌پذیر، شامل کنترل وضعیت ماهواره جهت اجرای مانور وضعیت و پایداری سازه ماهواره و مکانیزمی جهت حذف ارتعاشات اجزاء انعطاف‌پذیر ماهواره می‌باشد. به‌طور کلی، می‌توان نتیجه گرفت که دستیابی همزمان به مانور سریع، دقت نشانه‌روی بالا و جیت‌ر کم در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر سنجش از دور، مستلزم یک رویکرد یکپارچه شامل مدل‌سازی دقیق، کنترل وضعیت مقاوم و به‌کارگیری مکانیزم‌های مکمل کاهش ارتعاشات است. همچنین به‌منظور بهبود جیت‌ر ماهواره باید ارتعاشات باقیمانده در پیل‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر را حذف نمود. از آنجا که در روش فعال با استفاده از مواد پیزوالکتریک نیاز به سخت‌افزار اضافه می‌باشد و علاوه بر آن، مؤثر بودن این روش تنها برای میرا کردن نوسانات متناظر با فرکانس‌های بالا است، بهتر است که از روش‌های شکل‌دهی فرمان ورودی نظیر هدایت وضعیت ماهواره و شکل‌دهی ورودی استفاده گردد. مسیر تحقیقات آینده در این حوزه می‌تواند بر توسعه کنترل‌کننده‌های مقاوم تطبیقی کارا، روش‌های پیشرفته کاهش مرتبه مدل، و تلفیق هوشمند کنترل وضعیت با تکنیک‌های شکل‌دهی فرمان متمرکز باشد تا الزامات سخت‌گیرانه مأموریت‌های نسل جدید ماهواره‌های سنجش از دور به‌طور کامل برآورده گردد.

۷-۲ روندهای نوین و جهت‌گیری‌های آتی پژوهش در کنترل ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

در سال‌های اخیر، پژوهش در حوزه دینامیک و کنترل سازه‌های انعطاف‌پذیر به‌ویژه در کاربردهای فضایی، با تمرکز بر اثرات محیطی، رویکردهای مدل‌سازی پیشرفته، و روش‌های کنترلی هوشمند و مقاوم، وارد مرحله‌ای میان‌رشته‌ای شده است. این روندها می‌توانند افق‌های جدیدی برای توسعه مدل‌ها و الگوریتم‌های کنترلی دقیق‌تر و قابل

اعتمادتر فراهم آورند. در ادامه برخی از این موارد به‌طور خلاصه آورده شده‌اند.

- اثرات محیطی و حرارتی بر دینامیک سازه‌های انعطاف‌پذیر: در سامانه‌های فضایی، به‌ویژه ماهواره‌ها و سازه‌های دارای ابعاد گسترده، تغییرات حرارتی ناشی از چرخه‌های تابش-سایه، موجب ایجاد تنش‌های حرارتی، تغییر در سختی مؤثر سازه و در نتیجه تغییر در فرکانس‌های طبیعی و نسبت میرایی می‌شود. این پدیده‌ها می‌توانند منجر به جابه‌جایی مودال، کوپل مدهای ارتعاشی و کاهش عملکرد کنترل وضعیت گردند. در این راستا، مدل‌سازی کوپل‌شده ترمو-الاستیک و در نظر گرفتن پارامترهای متغیر با زمان، به‌عنوان یک رویکرد ضروری در تحلیل‌های دقیق مطرح شده است. توسعه مدل‌های LPV^۱ [۱۱۷] و مدل‌های مبتنی بر عدم قطعیت می‌تواند چارچوب مناسبی برای لحاظ کردن این اثرات فراهم کند.
- رویکردهای نوین مدل‌سازی در سیستم‌های انعطاف‌پذیر [۱۱۹]: مدل‌سازی سازه‌های انعطاف‌پذیر در سال‌های اخیر از چارچوب‌های صرفاً مودال یا المان محدود کلاسیک فراتر رفته و به سمت مدل‌های کاهش‌یافته با حفظ ویژگی‌های دینامیکی غالب، مدل‌های داده‌محور و ترکیبی^۲ حرکت کرده است. استفاده از تکنیک‌های کاهش مرتبه نظیر POD^۳ [۱۲۰] و روش‌های مبتنی بر شناسایی سیستم [۵۱]، امکان پیاده‌سازی بلادرنگ الگوریتم‌های کنترلی پیشرفته را فراهم می‌سازد. همچنین، ترکیب مدل‌های تحلیلی با داده‌های تجربی، دقت پیش‌بینی پاسخ دینامیکی را بهبود می‌بخشد.
- کنترل مقاوم در برابر عیب و عدم قطعیت [۱۲۲، ۱۲۱]: در کاربردهای عملی، وجود عدم قطعیت پارامتری، اغتشاشات خارجی و خرابی عملکرد یا حسگر، طراحی کنترل‌کننده‌های مقاوم را اجتناب‌ناپذیر می‌سازد. روش‌هایی نظیر کنترل H_∞ ، کنترل لغزشی، و کنترل مقاوم تطبیقی، در سال‌های اخیر برای مقابله با تغییرات سختی، جابه‌جایی مودال و اغتشاشات محیطی توسعه یافته‌اند. علاوه بر این، مفهوم تحمل‌پذیری عیب^۴ به‌عنوان یک رویکرد کلیدی در سامانه‌های فضایی مطرح شده که هدف آن حفظ پایداری و عملکرد قابل قبول در حضور عیب و خرابی است.
- کاربرد یادگیری تقویتی در کنترل وضعیت و حذف ارتعاشات: یادگیری تقویتی^۵ به‌عنوان یکی از شاخه‌های یادگیری ماشین، اخیراً در کنترل وضعیت و میرایی ارتعاشات سازه‌های انعطاف‌پذیر

4. Fault-Tolerant Control
5. Reinforcement Learning (RL)

1. Linear Parameter Varying (LPV)
2. Physics-informed
3. Proper Orthogonal Decomposition (POD)

- استفاده از یادگیری ماشین برای تخمین کویلینگ مودال و بهینه‌سازی کنترل توزیع‌شده در سازه‌های انعطاف‌پذیر.
- پیش‌بینی و مدل‌سازی رفتارهای غیرخطی سازه‌های انعطاف‌پذیر در شرایط خاص محیطی و طراحی کنترل‌کننده‌هایی که قادر به مقابله با این رفتارها هستند.
- استفاده از تکنیک‌های شبیه‌سازی چندمقیاسی برای تحلیل و کنترل دینامیک سازه‌های انعطاف‌پذیر در ابعاد مختلف، از مدل‌های میکروسکوپی (برای مواد سازه‌ای) تا مقیاس‌های ماکروسکوپی (برای سامانه‌های فضایی).
- ایجاد چارچوب‌های اعتبارسنجی تجربی برای ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های هوشمند و مدل‌های پیچیده در شرایط نزدیک به واقعیت روی مدار [۱۲۵].
- بررسی چالش‌های کنترل وضعیت در ماهواره‌های کوچک انعطاف‌پذیر و توسعه راهکارهای خاص برای این دسته از ماهواره‌ها با محدودیت‌های فضای فیزیکی و توان محاسباتی.
- توسعه راهکارهای کنترل توزیع‌شده و الگوریتم‌های مقاوم در برابر تأخیرهای مخابراتی برای سامانه‌های چندماهواره‌ای انعطاف‌پذیر و عملیات هماهنگ در صورت فلکی‌های ماهواره‌ای.
- طراحی و پیاده‌سازی منظومه‌های ماهواره‌ای انعطاف‌پذیر با قابلیت مانور همزمان برای پشتیبانی از مأموریت‌های فضایی پیچیده و تعامل بین واحدهای مختلف در یک ساختار شبکه‌ای.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

مراجع

- [1] L. Mazzini, *Flexible Spacecraft Dynamics, Control and Guidance*. Cham: Springer, 2016.
- [2] C. Yang, "Interval riccati equation-based and non-probabilistic dynamic reliability-constrained multi-objective optimal vibration control with multi-source uncertainties," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 595, 2025, Art. no. 118742, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2024.118742>.
- [3] C. Yang and Q. Yu, "Multi-objective optimization-inspired set theory-based regularization approach for force reconstruction with bounded uncertainties," *Computer Methods in Applied Mechanics and*

- مورد توجه قرار گرفته است [۷۹]. مزیت اصلی این روش‌ها، توانایی یادگیری سیاست کنترلی بهینه در حضور مدل‌های ناقص یا ناشناخته و عدم قطعیت‌های محیطی است. در مقایسه با روش‌های سنتی نظیر LQR و روش‌های تطبیقی کلاسیک، الگوریتم‌های یادگیری تقویتی می‌توانند عملکرد بهتری در شرایط غیرخطی و متغیر با زمان ارائه دهند؛ با این حال، نیاز به داده آموزش، تضمین پایداری، و پیچیدگی محاسباتی از جمله چالش‌های اصلی این رویکرد محسوب می‌شوند. رویکردهای ترکیبی مبتنی بر مدل^۱ می‌توانند راه‌کاری برای کاهش این محدودیت‌ها باشند.
- چالش‌های کنترل وضعیت در عملیات صورت فلکی و منظومه‌ای^۲: با توسعه مأموریت‌های مبتنی بر صورت فلکی ماهواره‌ای و عملیات منظومه‌ای، مسئله کنترل وضعیت از یک مسئله تک‌ماهواره‌ای به یک مسئله چندعاملی کوپل شده تبدیل شده است [۱۲۳]. اندرکنش‌های گرانشی نسبی، اغتشاشات مشترک محیطی، محدودیت‌های ارتباطی و نیاز به هماهنگی بین واحدها، پیچیدگی مسئله کنترل را افزایش می‌دهد. در چنین ساختارهایی، توسعه الگوریتم‌های کنترل توزیع‌شده، کنترل مبتنی بر اجماع^۳، و کنترل مقاوم در برابر تأخیرهای مخابراتی، از موضوعات فعال پژوهشی برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر به‌شمار می‌روند.
- با توجه به روندهای فوق، پژوهش‌های آتی در حوزه کنترل ماهواره‌ها و سازه‌های انعطاف‌پذیر می‌توانند بر محورهای زیر متمرکز شوند:
- توسعه مدل‌های کوپل‌شده ترمو-الاستیک با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های ساختاری و تأثیرات محیطی متغیر (چرخه‌های تابش-سایه و تغییرات حرارتی) در سازه‌های فضایی.
- استفاده از مواد کامپوزیتی فوق سبک و الاستیک در سازه‌های انعطاف‌پذیر به‌منظور بهبود مقاومت و کاهش وزن، و چگونگی مدل‌سازی آن‌ها در دینامیک ماهواره‌های انعطاف‌پذیر [۱۲۴].
- طراحی کنترل‌کننده‌های مقاوم و تحمل‌پذیر عیب برای شرایط عملیاتی متغیر در حضور اغتشاشات محیطی، خرابی‌ها و تغییرات سختی سازه در مأموریت‌های طولانی‌مدت.
- ادغام روش‌های یادگیری ماشین و یادگیری تقویتی با چارچوب‌های کنترلی کلاسیک برای بهبود عملکرد در شرایط غیرخطی، افزایش دقت در مانورهای سریع و تضمین پایداری سامانه‌های فضایی.

- Photogrammetry, Remote Sensing and Geoinformation Science*, vol. 88, no. 6, pp. 449–461, 2020, <https://doi.org/10.1007/s41064-020-00127-8>.
- [15] J. G. Masek *et al.*, "Landsat 9: Empowering open science and applications through continuity," *Remote Sensing of Environment*, vol. 248, 2020, Art. no. 111968, <https://doi.org/10.1016/j.rse.2020.111968>.
- [16] J. Le Roux, S. Christopher, and M. Maskey, "Exploring the use of planetscope data for particulate matter air quality research," *Remote Sensing*, vol. 13, no. 15, 2021, Art. no. 2981, <https://doi.org/10.3390/rs13152981>.
- [17] A. Moreira, P. Prats-Iraola, M. Younis, G. Krieger, I. Hajnsek, and K. P. Papathanassiou, "A tutorial on synthetic aperture radar," *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*, vol. 1, no. 1, pp. 6–43, 2013, <https://doi.org/10.1109/MGRS.2013.2248301>.
- [18] J. Wang and D. X. Li, *Rigid-Flexible Coupling Dynamics and Control of Flexible Spacecraft with Time-Varying Parameters*. 2022 nd. Singapore, Springer, 2022.
- [19] X. Wang, G. Wu, L. Xing, and W. Pedrycz, "Agile earth observation satellite scheduling over 20 years: formulations, methods, and future directions," *IEEE Systems Journal*, vol. 15, no. 3, pp. 3881–3892, 2020, <https://doi.org/10.1109/JSYST.2020.2997050>.
- [20] M. F. Barschke, J. Levenhagen, D. Reggio, and P. C. E. Roberts, "ASSET: A software tool for the evaluation of manoeuvre capabilities of highly agile satellites," *CEAS Space Journal*, vol. 6, no. 1, pp. 37–45, 2014, <https://doi.org/10.1007/s12567-013-0057-2>.
- [21] M. Lemaître, G. Verfaillie, F. Jouhaud, J. M. Lachiver, and N. Bataille, "Selecting and scheduling observations of agile satellites," *Aerospace Science and Technology*, vol. 6, no. 5, pp. 367–381, 2002, [https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(02\)01173-2](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(02)01173-2).
- [22] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Attitude path design and adaptive robust tracking control of a remote sensing satellite in various imaging modes," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 237, no. 9, pp. 2166–2184, Jul. 2023, <https://doi.org/10.1177/09544100221148887>.
- [23] M. A. Aguirre, *Introduction to Space Systems: Design and Synthesis*. 2013th. Springer, 2014.
- [24] W. Zhi and L. Bau-hua, "Compound control system design based on backstepping techniques and neural network sliding m Spode for flexible satellite," in *International Conference On Computer Design and Applications*, Qinhuangdao, 2010, <https://doi.org/10.1109/ICCDA.2010.5541386>.
- [25] X. Shi and G. Yuan, "Robust attitude tracking control scheme for flexible spacecraft with vibration suspension," in *25th Chinese Control and Decision Conference, CCDC*, Guiyang, China, Paper 1989–1993, 2013, <https://doi.org/10.1109/CCDC.2013.6561260>.
- Engineering*, vol. 438, Part A, 2025, Art. no. 117814, <https://doi.org/10.1016/j.cma.2025.117814>.
- [4] C. Yang, Q. Wang, W. Lu, and Y. Li, "Integrated uncertain optimal design strategy for truss configuration and attitude–vibration control in rigid–flexible coupling structure with interval uncertainties," *Nonlinear Dynamics*, vol. 113, no. 3, pp. 2215–2238, 2025, <https://doi.org/10.1007/s11071-024-10291-w>.
- [5] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Designing an adaptive robust observer for underactuation fault diagnosis of a remote sensing satellite," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 37, no. 11, pp. 2812–2834, 2023, <https://doi.org/10.1002/acs.3661>.
- [6] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Advanced Control for Applications*, vol. 6, no. 3, 2024, Art. no. e215, <https://doi.org/10.1002/adc2.215>.
- [7] W. Yeau, "Operational analysis of time-optimal maneuvering for imaging spacecraft," M.S. thesis, Monterey, California. Naval Postgraduate Schoolno, 2013.
- [8] P. Gasbarri, R. Monti, and M. Sabatini, "Very large space structures: Non-linear control and robustness to structural uncertainties," *Acta Astronautica*, vol. 93, pp. 252–265, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.022>.
- [9] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "A review on underactuated attitude control of reaction wheel actuated satellites," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 18, no. 2, pp. 83–119, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1528>.
- [10] S. Moradi, "Application of advanced control systems in flexible space vehicles," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 3, no. 2, pp. 41–51, 2019, (in Persian).
- [11] S. J. Mirahmadi and M. R. Nasresfahani, "A review on space solar arrays," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 4, pp. 59–70, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jtae.2023.7.4.6>.
- [12] M. Azimi, "Review of deployment mechanisms for space structures," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 2, no. 2, pp. 23–40, 2019, (in Persian).
- [13] M. Fathi and H. Bolandi, "Survey on flexible satellite: Dynamic analysis, challenges and attitude control strategies," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 12, no. 2, pp. 189–230, 2023, (in Persian).
- [14] U. G. Sefercik, M. Alkan, C. Atalay, K. Jacobsen, G. Büyüksalih, and S. Karakış, "Optimizing the achievable information content extraction from worldview-4 stereo imagery," *PFG–Journal of*

- spacecraft using positive position feedback control," *Acta Astronautica*, vol. 218, pp. 163–176, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.02.018>.
- [38] M. N. Hasan, Y. Chen, J. Liang, and A. Wen, "Fixed-time fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft without angular velocity sensor," *ISA Transactions*, vol. 146, pp. 87–98, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2023.12.022>.
- [39] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Integrated vibration suppression-based attitude tracking control of a flexible satellite in rapid imaging maneuver," *Aerospace Systems*, vol. 9, pp. 555–571, 2026, <https://doi.org/10.1007/s42401-025-00388-4>.
- [40] P. C. Hughes, "Modal identities for elastic bodies, with application to vehicle dynamics and control," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 47, no. 1, pp. 177–184, 1980, <https://doi.org/10.1115/1.3153599>.
- [41] X. GU, "Dynamics and control of flexible space manipulator," *Chinese Journal of Space Science*, vol. 17, no. 7, pp. 377–381, 1997, <https://doi.org/10.11728/cjss1997.04.377>.
- [42] L. Liu, D. Cao, and X. Tan, "Studies on global analytical mode for a three-axis attitude stabilized spacecraft by using the Rayleigh–Ritz method," *Archive of Applied Mechanics*, vol. 86, no. 12, pp. 1927–1946, 2016, <https://doi.org/10.1007/s00419-016-1155-3>.
- [43] T. D. Wood, "Modelling and control of large flexible spacecraft," Ph.D. dissertation, University of Bath, United Kingdom, 1986.
- [44] S. Sorooshian and M. H. Costin, "Large scale systems modelling: M.S. Mahmoud and M.G. Singh," *Automatica*, vol. 19, no. 3, p. 351, 1983, [https://doi.org/10.1016/0005-1098\(83\)90121-8](https://doi.org/10.1016/0005-1098(83)90121-8).
- [45] S. V. Salehi, "Application of adaptive observers to the control of flexible spacecraft," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 18, no. 4, pp. 167–174, 1985, [https://doi.org/10.1016/S1474-6670\(17\)60885-1](https://doi.org/10.1016/S1474-6670(17)60885-1).
- [46] E. Azadi, M. Eghtesad, S. A. Fazelzadeh, and M. Azadi, "Vibration suppression of smart nonlinear flexible appendages of a rotating satellite by using hybrid adaptive sliding mode/Lyapunov control," *Journal of Vibration and Control*, vol. 19, no. 7, pp. 975–991, 2013, <https://doi.org/10.1177/107754631243991>.
- [47] P. Hughes, "Attitude dynamics of a three-axis stabilized satellite with a large flexible solar array," in *Guidance and Control Conference*, Stanford, CA, USA, 1972, <https://doi.org/10.2514/6.1972-857>.
- [48] P. W. Likins and G. E. Fleischer, "Large-deformation modal coordinates for nonrigid vehicle dynamics," NASA, Contractor Rep. JPL-TR-32-1565, 1972.
- [49] P. W. Likins, "Dynamics and control of flexible space vehicles," NASA, Tech. Rep. 32-1329, 1970.
- [50] L. Meirovitch, *Elements of Vibration Analysis*. McGraw-Hill, 1975.
- [51] A. J. Elliott, A. Nakhacezadeh Gutierrez, L. [26] S. Li, X. Yang, and D. Yang, "Active disturbance rejection control for high pointing accuracy and rotation speed," *Automatica*, vol. 45, no. 8, pp. 1854–1860, 2009, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2009.03.029>.
- [27] G. Swinerd, "Subsystem design I like your attitude," in *How Spacecraft Fly*, Copernicus, New York, NY, 2008, pp. 157–169, https://doi.org/10.1007/978-0-387-76572-3_8.
- [28] Q. Hu and G. Ma, "Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver," *Aerospace Science and Technology*, vol. 9, no. 4, pp. 307–317, 2005, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.02.001>.
- [29] S. Di Gennaro, "Output attitude tracking for flexible spacecraft," *Automatica*, vol. 38, no. 10, pp. 1719–1726, 2002, [https://doi.org/10.1016/S0005-1098\(02\)00082-1](https://doi.org/10.1016/S0005-1098(02)00082-1).
- [30] Q. Hu and G. Ma, "Adaptive variable structure controller for spacecraft vibration reduction," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 44, no. 3, pp. 861–876, 2008, <https://doi.org/10.1109/TAES.2008.4655349>.
- [31] J. Guo, Y. Geng, B. Wu, and X. Kong, "Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver using CMGs," *Aerospace Science and Technology*, vol. 72, pp. 183–192, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.11.005>.
- [32] H. Kojima, R. Nakamura, and S. Keshtkar, "Steering control law for double-gimbal scissored-pair CMG," *Advances in Space Research*, vol. 66, no. 4, pp. 771–784, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.05.007>.
- [33] C. Chiappa, G. Bodineau, S. Boulade, and C. Beugnon, "(μ -Mu)-iteration technique: Application to attitude control of satellite with large flexible appendages," in *4th IEEE Conference on Decision and Control*, Seville, Spain, 2005, 2005, <https://doi.org/10.1109/CDC.2005.1582228>.
- [34] M. Shahravi and M. Azimi, "Attitude and vibration control of flexible spacecraft using singular perturbation approach," *International Scholarly Research Notices*, vol. 2014, no. 1, 2014, Art. no. 163870, <https://doi.org/10.1155/2014/163870>.
- [35] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied optimal control of spacecraft simulator subject to failures of reaction wheels," *Arabian Journal for Science and Engineering*, vol. 49, no. 2, pp. 1697–1712, 2024, <https://doi.org/10.1007/s13369-023-07960-0>.
- [36] M. Malekzadeh, A. Naghash, and H. A. Talebi, "A robust nonlinear control approach for tip position tracking of flexible spacecraft," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 47, no. 4, pp. 2423–2434, 2011, <https://doi.org/10.1109/TAES.2011.6034642>.
- [37] B. Yuan, Z. Meng, and R. Q. Dong, "Design of anti-unwinding attitude coupling controller for flexible

- capturing a non-cooperative flexible satellite," *Acta Astronautica*, vol. 148, pp. 317–326, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.04.028>.
- [62] D. Zhang, J. Luo, and J. Yuan, "Dynamics modeling and attitude control of spacecraft flexible solar array considering the structure of the hinge rolling," *Acta Astronautica*, vol. 153, pp. 60–70, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.09.021>.
- [63] H. Soleimani and M. Azimi, "Modeling and simulation of a flexible spacecraft solar panels deployment mechanism with yoke driven assembly," *Journal Space Science and Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 37–48, 2020, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2021.1224>.
- [64] G. Lu, J. Zhou, G. Cai, L. Lv, and G. Fang, "Active vibration control of a large space antenna structure using cable actuator," *AIAA Journal*, vol. 59, no. 4, pp. 1457–1468, 2021, <https://doi.org/10.2514/1.J059956>.
- [65] Z. J. Shahbazzadeh, R. Vatankhah, M. Eghtesad, and N. Assadian, "Development and verification of a flexible tethered satellite system model considering the fuel slosh," *Multibody System Dynamics*, vol. 56, no. 3, pp. 289–312, 2022, <https://doi.org/10.1007/s11044-022-09845-w>.
- [66] G. He and D. Cao, "Dynamic modeling and attitude-vibration cooperative control for a large-scale flexible spacecraft," *Actuators*, vol. 12, no. 4, 2023, Art. no. 167, <https://doi.org/10.3390/act12040167>.
- [67] G. Tagliani, M. Mancini, and E. Capello, "Attitude control system design for multibody flexible spacecraft," in *American Control Conference (ACC)*, San Diego, CA, USA, 2023, <https://doi.org/10.23919/ACC55779.2023.10156128>.
- [68] J. Zhang, P. Wu, Q. Han, X. Wei, and Y. Duan, "Dynamic behavior of satellite and its solar arrays subject to large-scale antenna deployment shock," *Aerospace*, vol. 11, no. 5, 2024, Art. no. 349, <https://doi.org/10.3390/aerospace11050349>.
- [69] F. Gao, J. Li, and G. Sun, "Efficient and accurate flexible multibody dynamics modeling for complex spacecraft with integrated control applications," *Acta Astronautica*, vol. 219, pp. 818–825, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.03.071>.
- [70] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Robust hybrid attitude tracking and vibration suppression control of a remote sensing flexible satellite based on command shaping method," *Arabian Journal for Science and Engineering*, vol. 51, pp. 9781–983, 2026, <https://doi.org/10.1007/s13369-025-10720-x>.
- [71] M. Rivandi, M. Mirshams, and M. Zarourati, "Design and implementation of a balance system for the cubesat attitude determination and control tabletop simulator," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, no. 1, pp. 75–88, 2023, <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1426>.
- Felicetti, and L. Zanutti Fragonara, "In-orbit system identification of a flexible satellite with variable mass using dual Unscented Kalman filters," *Acta Astronautica*, vol. 226, Part 2, pp. 71–86, 2025, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.11.014>.
- [52] D. Lu and Y. Liu, "Singular formalism and admissible control of spacecraft with rotating flexible solar array," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 27, no. 1, pp. 136–144, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2013.12.010>.
- [53] M. Zarourati, "Modeling, simulation, and analysis of flexible satellite dynamics in MATLAB and ADAMS and design verification for attitude control applications," *Journal of Space Science, Technology and Applications (JSTA)*, 2026, <https://doi.org/10.22034/jssta.2026.546180.1263>.
- [54] O. Wallrapp and S. Wiedemann, "Simulation of deployment of a flexible solar array," *Multibody System Dynamics*, vol. 7, no. 1, pp. 101–125, 2002, <https://doi.org/10.1023/A:1015295720991>.
- [55] B. Fufa, C. Zhao-Bo, and M. Wensheng, "Modeling and simulation of satellite solar panel deployment and locking," *Information Technology Journal*, vol. 9, no. 3, pp. 600–604, 2010, <https://doi.org/10.3923/ijt.2010.600.604>.
- [56] S. Shahriari, S. Azadi, and M. M. Moghaddam, "An accurate and simple model for flexible satellites for three-dimensional studies," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 24, no. 6, pp. 1319–1327, 2010, <https://doi.org/10.1007/s12206-010-0329-0>.
- [57] J. C. Brannan and C. R. Carignan, "Modeling flexible-body dynamics in real-time robotic systems used in satellite servicing simulations," *AIAA Modeling and Simulation Technologies (MST) Conference*, Boston, MA, 2013, <https://doi.org/10.2514/6.2013-5157>.
- [58] W. Xu, D. Meng, Y. Chen, H. Qian, and Y. Xu, "Dynamics modeling and analysis of a flexible-base space robot for capturing large flexible spacecraft," *Multibody System Dynamics*, vol. 32, no. 3, pp. 357–401, 2014, <https://doi.org/10.1007/s11044-013-9389-0>.
- [59] B. Baghi, M. Kabganian, R. Nadafi, and E. Arabi, "Three-axis attitude stabilization of a flexible satellite using non-linear PD controller," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 40, no. 2, pp. 591–605, 2018, <https://doi.org/10.1177/0142331216663616>.
- [60] M. Tahmasebi and S. M. Esmailzadeh, "Modeling and co-simulating of a large flexible satellites with three reaction wheels in ADAMS and MATLAB," *International Journal of Dynamics and Control*, vol. 6, no. 1, pp. 79–88, 2018, <https://doi.org/10.1007/s40435-016-0300-8>.
- [61] A. Stolfi, P. Gasbarri, and M. Sabatini, "A parametric analysis of a controlled deployable space manipulator for

- Ijaz, "Output feedback attitude control of flexible spacecraft under actuator misalignment and input nonlinearities," *Journal of Vibration and Control*, vol. 30, no. 7–8, pp. 1783–1801, 2024, <https://doi.org/10.1177/10775463231171386>.
- [84] H. Bang, C. K. Ha, and J. H. Kim, "Flexible spacecraft attitude maneuver by application of sliding mode control," *Acta Astronautica*, vol. 57, no. 11, pp. 841–850, 2005, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.04.009>.
- [85] Q. Hu, "Sliding mode attitude control with L2-gain performance and vibration reduction of flexible spacecraft with actuator dynamics," *Acta Astronautica*, vol. 67, no. 5–6, pp. 572–583, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.04.018>.
- [86] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Adaptive robust attitude control and vibration suppression of a flexible satellite in imaging maneuver," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 18, no. 1, pp. 78–91, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jst.2025.1524>.
- [87] M. Khodaverdian and M. Malekzadeh, "Fault-tolerant model predictive sliding mode control with fixed-time attitude stabilization and vibration suppression of flexible spacecraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 139, 2023, Art. no. 108381, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108381>.
- [88] C. Zhong, Y. Guo, and Z. Yu, "A self-adjusting sliding-mode control based on RBF neural network for flexible spacecraft attitude," in *International Conference on Information and Automation (ICIA)*, Yinchuan, China, 2013, <https://doi.org/10.1109/ICInfA.2013.6720297>.
- [89] J. Chen, B. Feng, Z. Guo, B. Huang, Q. Li, and B. Lu, "Attitude dynamic tracking control of an agile satellite using a fixed-structured H_∞ synthesis method," *Aerospace Systems*, vol. 3, no. 4, pp. 243–253, 2020, <https://doi.org/10.1007/s42401-020-00066-7>.
- [90] J. Park, J. D. Lee, and H. Bang, "Vibration suppression adaptive prescribed performance control for flexible spacecraft with uncertain moment of inertia," *Acta Astronautica*, vol. 235, pp. 141–154, 2025, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.05.015>.
- [91] X. Song, X. Li, S. Lu, and X. Song, "Fault-tolerant attitude control for liquid-filled flexible spacecraft without angular velocity measurements based on disturbance observer," *Journal of Vibration and Control*, vol. 30, no. 5–6, pp. 1143–1158, 2024, <https://doi.org/10.1177/10775463231157228>.
- [92] Y. Bai, J. D. Biggs, F. B. Zazzera, and N. Cui, "Adaptive attitude tracking with active uncertainty rejection," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 2, pp. 546–554, 2018, <https://doi.org/10.2514/1.G002391>.
- [93] Y. T. Xu, A. G. Wu, Q. H. Zhu, and R. Q. Dong, "Observer-based sliding mode control for flexible
- [72] Z. cheng Qiu, H. X. Wu, and D. Zhang, "Experimental researches on sliding mode active vibration control of flexible piezoelectric cantilever plate integrated gyroscope," *Thin-Walled Structures*, vol. 47, no. 8–9, pp. 836–846, 2009, <https://doi.org/10.1016/j.tws.2009.03.003>.
- [73] S. Di Gennaro, "Passive attitude control of flexible spacecraft from quaternion measurements," *Journal of Optimization Theory and Applications*, vol. 116, no. 1, pp. 41–60, 2003, <https://doi.org/10.1023/A:1022106118182>.
- [74] Y. Yu, X. Meng, K. Li, and F. Xiong, "Robust control of flexible spacecraft during large-angle attitude maneuver," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 3, pp. 1027–1033, 2014, <https://doi.org/10.2514/1.61421>.
- [75] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*, 2nd ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [76] C. Yang, Y. Liu, and H. Gao, "Reliability-constrained uncertain spacecraft sliding mode attitude tracking control with interval parameters," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 61, no. 3, pp. 6589–6600, 2025, <https://doi.org/10.1109/TAES.2025.3529798>.
- [77] C. Yang, X. Xu, X. Wang, and Z. Fan, "Interval-oriented eigensystem realization algorithm and its modification for structural modal parameter identification with bounded uncertainties," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 601, 2025, Art. no. 118929, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2025.118929>.
- [78] C. Yang, Y. Zuo, W. Lu, and T. Wang, "Uncertain attitude tracking control for QUAV based on interval LQT with states reliability constraints," *Nonlinear Dynamics*, vol. 113, no. 15, pp. 19901–19921, 2025, <https://doi.org/10.1007/s11071-025-11197-x>.
- [79] S. Ameli, M. Malekzadeh, and M. Mortazavi, "Reinforcement learning-based boundary control for attitude tracking and vibration suppression in flexible satellites," *Journal of Vibration and Control*, 2025, <https://doi.org/10.1177/10775463251386549>.
- [80] A. Ebrahimi, S. A. A. Moosavian, and M. Mirshams, "Minimum-time optimal control of flexible spacecraft for rotational maneuvering," in *International Conference on Control Applications*, Taipei, Taiwan, 2004, <https://doi.org/10.1109/cca.2004.1387494>.
- [81] M. R. Dehghan Nayeri, A. Alasty, and K. Daneshjou, "Neural optimal control of flexible spacecraft slew maneuver," *Acta Astronautica*, vol. 55, no. 10, pp. 817–827, 2004, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.04.002>.
- [82] H. Bang, Y. Cho, and H. Lee, "Slewing maneuver control of flexible spacecraft by output feedback," *Acta Astronautica*, vol. 55, no. 11, pp. 903–916, 2004, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.04.010>.
- [83] U. Javaid, Z. Zhen, S. Shahid, D. S. Ibrahim, and S.

- axes maneuvering," *Acta Astronautica*, vol. 69, no. 5–6, pp. 307–322, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.04.001>.
- [104] Q. Hu and G. Ma, "Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuvers," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 28, no. 2, pp. 377–380, 2005, <https://doi.org/10.2514/1.12967>.
- [105] X. Cao, C. Yue, and M. Liu, "Flexible satellite attitude maneuver via constrained torque distribution and active vibration suppression," *Aerospace Science and Technology*, vol. 67, pp. 387–397, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.04.014>.
- [106] J. Yuan, D. Yang, and H. Wei, "Flexible satellite attitude maneuver control using pulse-width pulse-frequency modulated input shaper," in *1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics*, Harbin, China, 2006, <https://doi.org/10.1109/ISSCAA.2006.1627502>.
- [107] K. Cao, R. Xie, J. Zhou, X. Zhang, J. Wang, and S. Li, "Optimizing the Location of the Piezoelectric Actuator and analyzing its effect on the dynamics of asymmetric flexible spacecraft," *Aerospace*, vol. 10, no. 8, 2023, Art. no. 716, <https://doi.org/10.3390/aerospace10080716>.
- [108] L. Fan, H. Huang, L. Sun, and K. Zhou, "Robust attitude control for a rigid-flexible-rigid microsatellite with multiple uncertainties and input saturations," *Aerospace Science and Technology*, vol. 95, 2019, Art. no. 105443, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105443>.
- [109] J. Tao, T. Zhang, and Q. Liu, "Novel finite-time adaptive neural control of flexible spacecraft with actuator constraints and prescribed attitude tracking performance," *Acta Astronautica*, vol. 179, pp. 646–658, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.10.010>.
- [110] Y. T. Xu, A. G. Wu, and R. Q. Dong, "Anti-unwinding attitude maneuver control with predefined time for rigid spacecraft with input saturation," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 34, no. 13, pp. 8919–8944, 2024, <https://doi.org/10.1002/rnc.7423>.
- [111] 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, 2022, <https://doi.org/10.1109/TNNLS.2021.3072907>.
- [112] J. Wang, Q. Zhang, J. Liu, X. Chen, and C. Xue, "Vibration suppression and adaptive fault-tolerant control for three-dimensional flexible rotating manipulator with input signal constraints," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 39, no. 4, pp. 736–744, 2025, <https://doi.org/10.1002/acs.3964>.
- spacecraft with external disturbance," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 32477–32484, 2020, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2020.2973657>.
- [94] S. N. Singh and R. Zhang, "Adaptive output feedback control of spacecraft with flexible appendages by modeling error compensation," *Acta Astronautica*, vol. 54, no. 4, pp. 229–243, 2004, [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(03\)00030-4](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(03)00030-4).
- [95] S. Shaoping and Q. Sun, "Characteristic model-based fast attitude maneuver for the complex flexible satellite," in *AIAA SPACE Conference and Exposition*, Pasadena, California, 2015, <https://doi.org/10.2514/6.2015-4508>.
- [96] L. Wang, Y. Guo, W. Yao, and Q. Chen, "Adaptive robust attitude control for flexible spacecraft with control moment gyroscopes," in *12th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA)*, Guilin, China, 2016, <https://doi.org/10.1109/WCICA.2016.7578603>.
- [97] M. Fathi, H. Bolandi, and B. Ghorbani Vaghei, "Designing observer-based adaptive multi-model predictive attitude control for flexible satellites," *Advances in Space Research*, vol. 77, no. 3, pp. 3684–3705, 2025, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2025.11.042>.
- [98] L. Fan, Y. Xing, Z. He, Q. Zhang, and Z. Chen, "Robust attitude control of a flexible satellite assembled with a partially expanded coilable mast," *Aerospace Science and Technology*, vol. 148, 2024, Art. no. 109093, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109093>.
- [99] A. P. Nair, N. Selvaganesan, and V. R. Lalithambika, "Projection and barrier Lyapunov-based controller update laws in mrac structure for flexible satellite launch vehicles," *IETE Technical Review*, vol. 40, no. 5, pp. 710–724, 2023, <https://doi.org/10.1080/02564602.2022.2162453>.
- [100] S. M. Esmailzadeh and M. S. Zeyghami, "A novel output redefinition method for nonlinear H_{∞} attitude stabilization of a flexible spacecraft," *Asian Journal of Control*, vol. 26, no. 3, pp. 1625–1632, 2024, <https://doi.org/10.1002/asjc.3296>.
- [101] B. Hang, B. Su, and W. Deng, "Adaptive sliding mode fault-tolerant attitude control for flexible satellites based on T-S fuzzy disturbance modeling," *Mathematical Biosciences and Engineering*, vol. 20, no. 7, pp. 12700–12717, 2023, <https://doi.org/10.3934/mbe.2023566>.
- [102] L. Zhu, W. Song, and Q. Hu, "Active vibration suppression and attitude maneuvers of flexible spacecraft via fuzzy sliding control," in *Chinese Control and Decision Conference*, Yantai, China, 2008, <https://doi.org/10.1109/CCDC.2008.4598014>.
- [103] M. Azadi, S. A. Fazelzadeh, M. Eghtesad, and E. Azadi, "Vibration suppression and adaptive-robust control of a smart flexible satellite with three

- to spinning spacecraft," *Applied Mathematical Modelling*, vol. 137, Part B, 2025, Art. no. 115699, <https://doi.org/10.1016/j.apm.2024.115699>.
- [120] X. Li, H. Zhang, and G. Cai, "Cooperative nonlinear vibration control of membrane antenna structure with piezoelectric and cable actuators," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 240, no. 6, pp. 887-900, 2025, <https://doi.org/10.1177/09544100251405000>.
- [121] H. Gao, X. Liu, Y. Bi, and C. Yang, "Fixed-time safety-critical attitude control for flexible spacecraft with actuator faults," *Acta Astronautica*, vol. 238, Part B, pp. 115-126, 2026, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.09.097>.
- [122] U. Javaid, M. Basin, A. Rauf, and S. Ijaz, "Robust flexible spacecraft attitude tracking under measurement errors, actuator nonlinearities, and faults," *Advances in Space Research*, vol. 75, no. 2, pp. 2361-2377, 2025, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.10.051>.
- [123] T. Chen, J. Shan, and H. Wen, *Distributed Attitude Consensus of Multiple Flexible Spacecraft*. Springer Singapore, 2022, <https://doi.org/10.1007/978-981-19-4258-7>.
- [124] B. Ross, N. Woo, and J. R. Blandino, "Simulation of the deployment of a flexible roll-up solar array using multi-body dynamics software," in *3rd AIAA Spacecraft Structures Conference*, San Diego, California, USA, 2016, <https://doi.org/10.2514/6.2016-1703>.
- [125] M. Sabatini, P. Iannelli, P. Gasbarri, G. B. Palmerini, F. Angeletti, and F. Ankersen, "Scaling procedure for on-ground testing of a robust attitude and vibration control architecture for a large flexible satellite," *Acta Astronautica*, vol. 221, pp. 296-308, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.05.040>.
- [113] J. Qiao, X. LI, and J. XU, "A composite disturbance observer and H_∞ control scheme for flexible spacecraft with measurement delay and input delay," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 32, no. 6, pp. 1472-1480, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.10.013>.
- [114] Y. Zhang, A. Pang, H. Zhu, and H. Feng, "Structured H_∞ control for spacecraft with flexible appendages," *Entropy*, vol. 23, no. 8, 2021, Art. no. 930, <https://doi.org/10.3390/e23080930>.
- [115] J. Tayebi, T. Chen, and H. Wang, "Dynamics and control of flexible satellite using reaction sphere actuators," *Space: Science & Technology*, vol. 3, 2023, Art. no. 0077, <https://doi.org/10.34133/space.0077>.
- [116] R. Rodrigues, V. Preda, F. Sanfedino, and D. Alazard, "Modeling, robust control synthesis and worst-case analysis for an on-orbit servicing mission with large flexible spacecraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 129, 2022, Art. no. 107865, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107865>.
- [117] R. Rodrigues, F. Sanfedino, and D. Alazard, "Linear parameter-varying gain-scheduled attitude controller for a spinning spacecraft involving large flexible booms," in *CEAS EuroGNC 2024*, Bristol, United Kingdom, 2024.
- [118] G. He, D. Cao, and G. H. M. van der Heijden, "Complicated nonlinear oscillations caused by maneuvering of a flexible spacecraft equipped with hinged solar arrays," *Nonlinear Dynamics*, vol. 111, no. 7, pp. 6261-6293, 2023, <https://doi.org/10.1007/s11071-022-08173-0>.
- [119] R. Rodrigues, D. Alazard, F. Sanfedino, T. Mauriello, and P. Iannelli, "Modeling and analysis of a flexible spinning Euler-Bernoulli beam with centrifugal stiffening and softening: A linear fractional representation approach with application