

Review Paper

A Review on Underactuated Attitude Control of Reaction Wheel Actuated Satellites

Mohammad Zarourati^{*}, Mehran Mirshams^{*}, and Morteza Tayefi^{*}

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

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 27 January 2025

Revised 13 April 2025

Accepted 14 April 2025

Available Online 16 April 2025

Keywords:

Attitude control

Underactuated satellite

Reaction wheel

Fault-tolerant control

Underactuated attitude control

ABSTRACT

The attitude determination and control subsystem is a vital satellite subsystem that provides maneuvering and pointing. According to statistics, more than half of the launched small satellites use the reaction wheel as the principal executive mechanism to complete the attitude maneuvering task. The underactuated technical term describes systems with fewer actuators than the degrees of freedom. Construction constraints and actuator failures can result in an underactuated system. Underactuation of a satellite under operating conditions can reduce its in-orbit performance and cause mission failure. This paper first introduces an underactuated satellite and reviews satellite attitude control methods in healthy conditions. The following presents fault-tolerant control and various mechanisms for identifying underactuated conditions. Model-based methods effectively diagnose underactuated conditions as they align well with fault compensation control techniques and perform efficiently across all satellite operating conditions. Also, most of the works are focused on the observer. In addition, methods used to stabilize and control an underactuated satellite using a reaction wheel actuator are investigated. Finally, attitude tracking control in underactuated conditions is presented.

* Corresponding Author's E-mail: zarourati@email.kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

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>.

**COPYRIGHTS**

© 2025 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



مروری بر کنترل وضعیت زیر تحرک ماهواره‌های تحرک شده با چرخ عکس‌العملی

محمد ضرورتی^{۱*}، مهران میرشمس^۲، و مرتضی طایفی^۳

- ۱- دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران.
۲- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران.
۳- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

چکیده	اطلاعات مقاله
<p>زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت یکی از زیرسیستم‌های حیاتی ماهواره است که امکان انجام مانور و نشانه‌روی را فراهم می‌کند. طبق آمار، بیش از نیمی از ماهواره‌های کوچک پرتاب شده، از چرخ عکس‌العملی به‌عنوان عملگر روی برد برای تکمیل وظیفه مانور وضعیت استفاده می‌کنند. اصطلاح فنی زیرتحرک برای توصیف سیستم‌هایی که تعداد عملگر کمتری نسبت به درجات آزادی خود دارند، استفاده می‌شود. محدودیت‌های ساختاری و خرابی عملگر، می‌تواند منجر به یک سیستم زیرتحرک شوند. زیرتحرک شدن ماهواره در یک شرایط عملیاتی می‌تواند عملکرد روی مدار آن را کاهش داده و باعث شکست در مأموریت شود. در این مقاله ابتدا ماهواره زیرتحرک معرفی شده و مروری بر روش‌های کنترل وضعیت ماهواره در شرایط سالم شده است. در ادامه کنترل تحمل‌پذیر عیب و انواع مکانیزم‌های شناسایی شرایط زیرتحرک ارائه می‌شوند. استفاده از روش‌های مبتنی بر مدل به‌دلیل تناسب با تکنیک‌های کنترلی جبران‌سازی عیب و کارایی در تمامی شرایط عملیاتی ماهواره، جهت تشخیص شرایط زیرتحرک مناسب است. همچنین عمده کارهای صورت گرفته متمرکز بر مشاهده‌گر است. همچنین روش‌هایی که به‌منظور پایداری و کنترل یک ماهواره زیرتحرک با استفاده از عملگر چرخ عکس‌العملی به‌کار رفته‌اند، بررسی می‌شود. در انتها نیز کنترل تعقیب وضعیت در شرایط زیرتحرک آمده است.</p>	<p>تاریخچه مقاله: دریافت ۰۸ بهمن ۱۴۰۳ بازنگری ۲۴ فروردین ۱۴۰۴ پذیرش ۲۵ فروردین ۱۴۰۴ اولین انتشار ۲۷ فروردین ۱۴۰۴</p> <p>واژه‌های کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره زیرتحرک چرخ عکس‌العملی کنترل تحمل‌پذیر عیب کنترل وضعیت زیرتحرک</p>

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

How to Cite this Article:

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>.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



اختصارات

Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS)	زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت
Reaction Wheel (RW)	چرخ عکس‌عملی
Underactuated (UA)	زیرتحرک
Fault-Tolerant Attitude Control (FTAC)	کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب

مقدمه

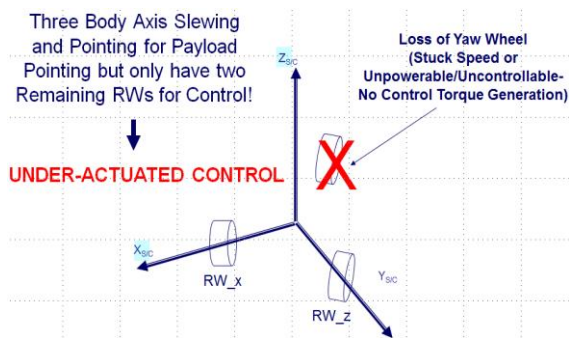
پیچیدگی رو به افزایش سیستم‌های فضایی همانند ماهواره‌ها و معیارهای کاهش هزینه باعث شده است که امروزه مقوله خودکاری در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (ADCS) ماهواره‌ها بیش از پیش مورد توجه قرار گیرد. بر این اساس روش‌های سنتی مبتنی بر افزونگی سخت‌افزاری و یا عملیات پشتیبانی مبتنی بر اپراتور در ایستگاه زمینی به‌تنهایی قادر نخواهند بود که سطوح خودکاری مورد تقاضا و نیازمندی‌های ذکر شده را برآورده نمایند، بنابراین رویکرد استفاده از یک سیستم جبران‌ساز عیب خودمختار، به‌عنوان یک ضرورت مطرح می‌باشد.

ADCS یکی از زیرسیستم‌های حیاتی ماهواره است که امکان انجام مانور و نشانه‌روی را فراهم می‌کند و سطح کیفی مأموریت‌های فضایی تا حد زیادی به عملکرد این زیرسیستم وابسته است. استفاده از چرخ عکس‌عملی (RW) به‌واسطه ویژگی‌های منحصر به فردی از قبیل: عدم نیاز به سوخت، امکان تولید گشتاور مناسب، دقت بالا، مانورپذیری مناسب، عدم وابستگی به پارامترهای مداری و البته ارزان و ساده بودن این عملگرها در حال گسترش است. استفاده از سه RW منطبق بر محورهای اصلی دستگاه مختصات بدنی، ساده‌ترین چیدمان برای کنترل سه محوره ماهواره است [۱،۲]. طبق آمار، بیش از نیمی از ماهواره‌های کوچک پرتاب شده، از RW به‌عنوان مکانیزم اجرایی اصلی برای تکمیل وظیفه مانور وضعیت استفاده می‌کنند [۳]. علی‌رغم این مزایا تغییر مداوم علامت سرعت دورانی یا تاقان، RW را مستعد رخداد عیب می‌کند. اگر یکی از چرخ‌ها از دست برون در حقیقت زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره از دست می‌رود. از دست رفتن این زیرسیستم گاهی به از دست رفتن مأموریت و در مواردی حتی به از دست رفتن ماهواره می‌انجامد. بنابراین افزایش قابلیت اطمینان زیرسیستم کنترل وضعیت به‌منظور حفظ مأموریت فضایی و ماهواره ضروری به‌نظر می‌رسد.

یکی از موضوعات مهم و نگران‌کننده در سیستم‌هایی مانند ماهواره، زیرتحرک شدن آن در یک شرایط عملیاتی است که می‌تواند عملکرد آن را روی مدار کاهش داده و باعث شکست در مأموریت شود.

از این رو کنترل سه محوره ماهواره در شرایط زیرتحرک (UA) مطابق شکل (۱) همواره یک موضوع پر اهمیت برای محققان این حوزه پژوهشی می‌باشد [۴-۶]. اصطلاح فنی زیرتحرک که در تئوری رباتیک و کنترل برای توصیف سیستم‌هایی که تعداد عملگر کمتری نسبت به درجات آزادی خود دارند، استفاده می‌شود. سیستم‌هایی مانند: پاندول معکوس، چرخ و میله و هلیکوپتر را می‌توان از جمله مثال‌هایی در نظر گرفت که از ابتدا و به‌طور ذاتی زیرتحرک می‌باشند. عوامل متعددی همچون قیود غیرهولونومیک، طراحی ساختار و خرابی عملگر می‌توانند منجر به مورد UA شوند [۷]. زمان ایجاد شدن مورد UA روی مدار تصادفی می‌باشد. به‌طور مثال برای یک ماهواره سنجش از دور سخت‌گیرانه‌ترین شرایط زیرتحرک شدن را می‌توان در مدهای دیتامبلینگ و تصویربرداری در نظر گرفت [۸].

ماهواره FUSE در طول عمر مداری خود، سه چرخ عکس‌عملی، از چهار چرخ را از دست داد و توانست با استفاده از روش‌های کنترل زیرتحرک، یک چرخ و عملگرهای مغناطیسی مانورهای خود را به‌خوبی انجام دهد [۹]. تلسکوپ کیلر (۲۰۱۲ م) دو چرخ عکس‌عملی از چهار چرخ خود را قبل از اتمام مأموریت خود از دست داد (شکل ۲). با این‌حال، اگر چه می‌توانست با استفاده از عملگرهای تراستر خود، مانور وضعیتی انجام دهد، اما به‌دلیل سوخت مصرفی زیاد آن‌ها و دقیق نبودن کنترل با آن‌ها، با تکیه بر روش‌های کنترل زیرتحرک از دو چرخ برای مانور وضعیت استفاده کرد [۱۰]. لزوم عملیاتی نگاه‌داشتن ماهواره و پاسخ به خرابی‌های احتمالی و کاهش ریسک‌های مربوط به مأموریت بسیار حائز اهمیت می‌باشد. با توجه به اینکه در تعریف فازها و مدهای یک ماهواره، مد ایمنی تعریف می‌شود و در این مد سیستم در شرایط عملکرد نرمال و عملیاتی نمی‌باشد. بنابراین استفاده از الگوریتم‌هایی با قابلیت تحمل‌پذیری این خرابی‌های احتمالی، تضمینی برای عملکرد ایمن و انجام موفقیت‌آمیز مأموریت و بدون ورود به سطوح بالاتر مأموریت، همچون مود ایمنی می‌باشد [۱۱].



شکل ۱- مسئله کنترل وضعیت در شرایط زیرتحرک [۱۲].

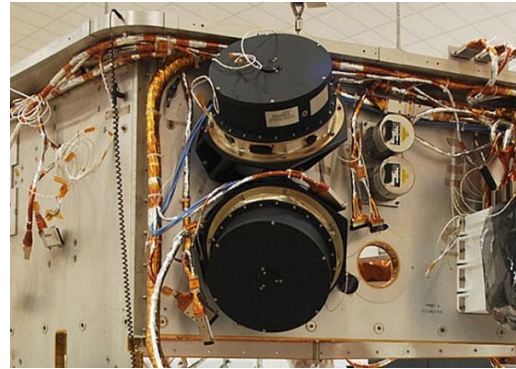
Fig. 1. Underactuated attitude control illustration with a loss of a single RW [12].

تعاریف و اصطلاحات

عبارات و تعاریف کلیدی این مقاله بر اساس مفاهیم IFAC^۱ و مراجع [۱۶-۱۸] در ادامه آورده شده‌اند:

- شرایط سالم^۲ (تحریک کامل، بدون عیب): شرایطی که در آن سیستم از نظر ساختار و تجهیزات، ایده‌آل است.
- عیب^۳ (آسیب، نقصان): یک انحراف ناخواسته از شرایط مورد قبول، معمول و استاندارد در حداقل یک ویژگی یا پارامتر سیستم.
- خرابی^۴ (شکست، از کار افتادن): یک انحراف دائم از توانایی سیستم در اجرای کارایی خواسته شده تحت شرایط کاری مشخص.
- شرایط زیرتحریک: اگر تعداد درجات آزادی^۵ یک سیستم، از تعداد درجات عملگری آن بیشتر باشد، این سیستم به‌عنوان یک سیستم زیرتحریک تعریف می‌شود و یا به سیستم‌هایی که در آن تعداد ورودی کنترل، کمتر از متغیرهای پیکربندی است. از نگاهی دیگر در این حالت از درجات آزادی سیستم کاسته نشده، بلکه دیگر عملگری وجود نداشته تا بتوان به‌صورت مستقیم در محور زیرتحریک، اعمال گشتاور و یا کنترل داشت.
- محور زیرتحریک؟ محوری از دستگاه مختصات بدنی که گشتاور مستقل کنترلی ندارد.
- کنترل وضعیت زیرتحریک: روش کنترل وضعیت برای یک ماهواره در شرایط زیرتحریک.

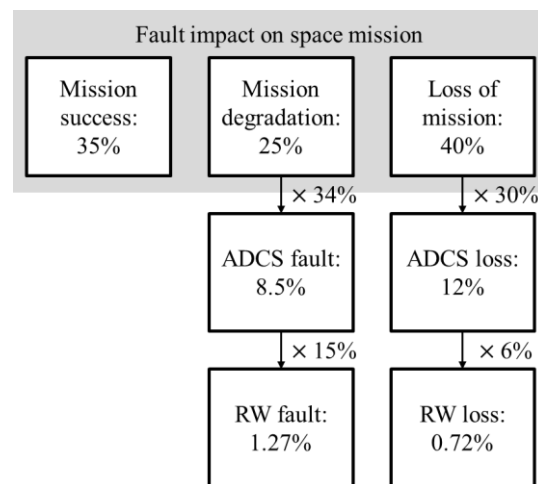
در مروری که در این مقاله بررسی شده است برای کلیدواژه "underactuated"، معانی به‌صورت: زیرفعال، فروفعال، فروتحریک، فروتحرک، زیرعملگر، فروعملگر، تحریک ناقص، ناقص عملگر، نقصان عملگر، کمبود عملگر و خرابی عملگر استفاده شده است که از معادل "زیرتحریک" به‌صورت واحد در سراسر متن استفاده می‌شود. برای جست‌وجوی بیشتر این موضوع در منابع می‌توان از عبارت‌هایی مشابه چون "two actuators"، "reduced actuator"، "less actuator"، "nonholonomic"، "two controls"، "reaction wheels"، "actuator limitations"، "control constraints"، "constraints control input"، "loss of actuator"، "broken actuator"، "loss of"، "torqueless axis"، "actuator failure"، "constraint"، "complete loss of reaction wheel"، "wheel failure"، "control fewer"، "complete loss of reaction wheel effectiveness" و "than three control torques" استفاده نمود.



شکل ۲- نمایی از دو چرخ از چهار چرخ عکس‌العملی نصب شده در تلسکوپ فضایی کپلر در یک ساختار هرمی [۱۰].

Fig. 2. Two of Kepler's four RWs are shown during assembly [10].

گزارش‌های مجموعه تحقیقاتی Space Track نشان می‌دهد که خرابی روی مدار در چندین مأموریت مانند: Dawn، Kepler و Hayabusa باعث ایجاد عیب زیرتحریک شده و عواقب شدیدی را به‌وجود آورده است [۱۳]. در شکل (۳) رخداد عیب در یک مأموریت فضایی و میزان اثر آن در خرابی یک RW با جزئیات و از بالا به پایین آمده است. حدود ۲۱ درصد عیوب ADCS ماهواره مربوط به RW است که ۶ درصد آن‌ها منجر به شکست مأموریت شده است [۱۴]. به بیانی دیگر خرابی چرخ عکس‌العملی، سهمی حدود ۷۲ درصد از کل عیوب یک ماهواره را دارا می‌باشد.



شکل ۳- رخداد عیب در یک مأموریت فضایی و میزان اثر آن در خرابی یک چرخ عکس‌العملی [۱۵].

Fig. 3. Fault analysis of RW actuator in a space mission [15].

4. Failure
5. Degrees of Freedom
6. Underactuated Axis

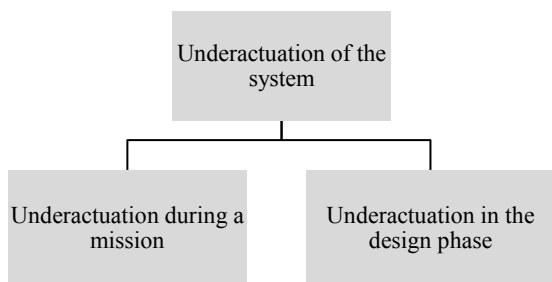
1. International Federation of Automatic Control (IFAC)
2. Fully Actuated
3. Fault

ساختار مقاله

مطابق شکل (۴) در این مقاله ابتدا به معرفی ماهواره زیرتحرک پرداخته می‌شود و سپس مروری بر روش‌های طراحی کنترل‌کننده وضعیت یک ماهواره در شرایط سالم انجام شده است. همچنین مرور خلاصه‌ای از انواع مکانیزم‌های شناسایی شرایط زیرتحرک در زیرسیستم کنترل وضعیت انجام شده است که در این راستا ویژگی‌های این روش‌ها با در نظر گرفتن شاخص‌های مطلوب و مورد نظر با یکدیگر مقایسه شده‌اند. با توجه به تناسب با تکنیک‌های کنترلی جبران‌سازی عیب در ماهواره و تأثیرناپذیری قابلیت روش در تمامی شرایط عملیاتی ماهواره، استفاده از روش‌های مبتنی بر مدل در شناسایی شرایط زیرتحرک در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره مناسب است. همچنین روش‌های مبتنی بر مشاهده‌گر به عنوان ابزار سودمند در زمینه تشخیص عیب و شناسایی شرایط زیرتحرک عملگرهای ماهواره مورد بررسی قرار می‌گیرد. در ادامه مروری بر روش‌هایی که برای طراحی کنترل وضعیت یک ماهواره زیرتحرک به کار رفته‌اند از ابتدای شروع این بحث تا سال‌های اخیر و با نگاه ویژه به استفاده از عملگر چرخ عکس‌عملی انجام شده است. در ادامه کنترل تعقیب وضعیت در شرایط زیرتحرک آمده است. در نهایت به نتیجه‌گیری پرداخته شده است.

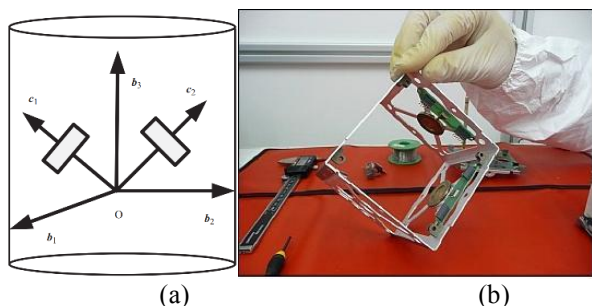
ماهواره زیرتحرک

به‌طور کلی با دو رویکرد یا حالت اصلی مطابق شکل (۵) یک سیستم یا ماهواره می‌تواند زیرتحرک شود. رویکرد یا حالت اول (شکل (۶)) این است که ماهواره با طراحی در ساختار آن زیرتحرک شود (زیرتحرک در فاز طراحی). این حالت معمولاً برای ماهواره‌های کوچک به کار می‌رود. به عنوان مثال برای یک کیوب‌ست^۱ که محدودیت‌های دقیقی بر ابعاد، توان مصرفی و وزن دارد، ممکن است اجازه کنترل با عملگرهای کافی را نداشته باشیم. رویکرد یا حالت دوم دچار عیب شدن یا خراب شدن یک عملگر است که در نتیجه این حالت، معمولاً مأموریت با مشکل روبه‌رو می‌شود. در این حالت راه‌حل کلی برای ماهواره‌های بزرگ استفاده از عملگرهای افزونه است که در صورت خراب شدن یک عملگر، آن عملگر افزونه بتواند فقدان عملگر دچار عیب شده را جبران کند. اما اگر بیشتر از یک عملگر در این ماهواره‌ها دچار عیب شود، دیگر استفاده از عملگر افزونه کمکی نخواهد کرد چرا که معمولاً در ماهواره‌ها یک عملگر افزونه قرار داده می‌شود و در این حالت روش‌های کنترل وضعیت زیرتحرک می‌توانند جایگزین بسیار خوبی باشند.



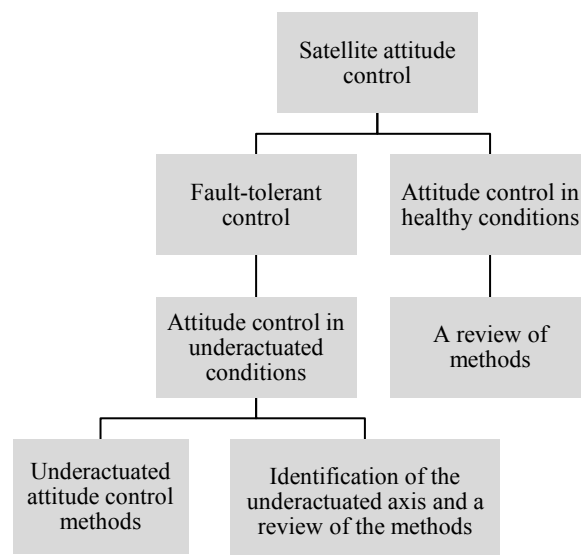
شکل ۵- انواع سیستم‌های زیرتحرک [۱۹-۲۱].

Fig. 5. Types of underactuated systems [19-21].



شکل ۶- ماهواره با طراحی ساختار زیرتحرک: (الف) ماهواره با دو چرخ عکس‌عملی [۲۲] (ب) کیوب‌ست GOLIAT [۲۳].

Fig. 6. Satellite with underactuated structure design: (a) Satellite with two RWs [22], (b) GOLIAT CubeSat [23].



شکل ۴- نمای کلی و رئوس مطالب مقاله.

Fig. 4. Main sections of this paper.

اهمیت بررسی شرایط زیرتحریک

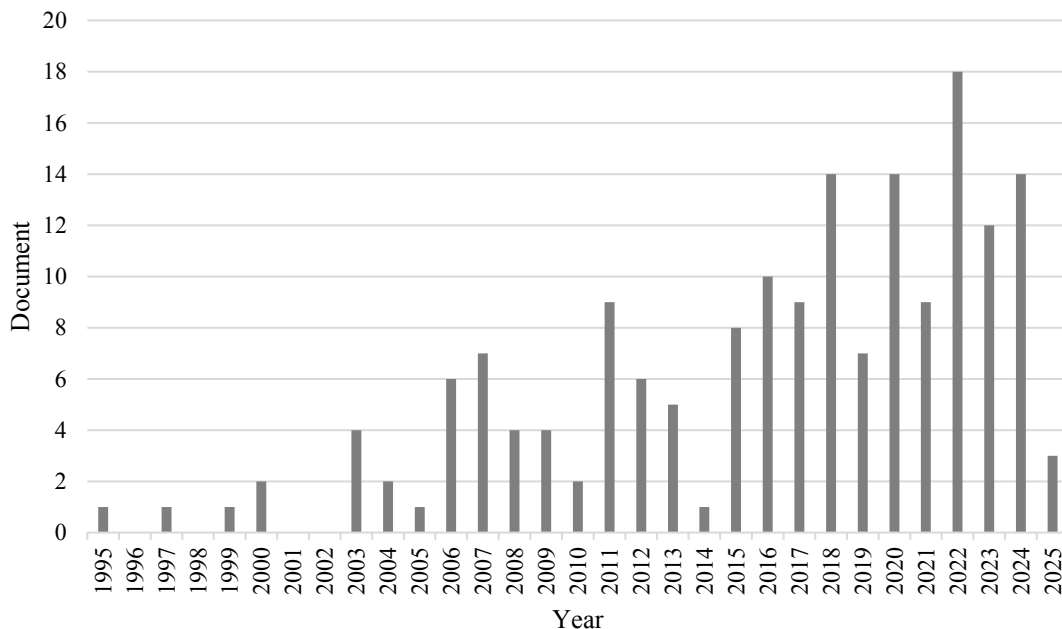
با جست و جوی عبارت "Underactuated Satellite" در پایگاه‌های نمایه‌سازی همچون Scopus، نمودار تعداد مقالات مرتبط با این موضوع در سال‌های مختلف، به صورت شکل (۷) می‌باشد. با توجه به شکل (۷) می‌توان گفت که از سال ۱۹۹۵ تا سال ۲۰۲۴ تعداد مقالات در رابطه با این موضوع رو به افزایش بوده که نشان از اهمیت دار شدن آن در سال‌های اخیر است.

با توجه به مأموریت ماهواره و نوع پایدارسازی آن عملگرهای متنوعی را می‌توان در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار داد. در شکل (۸) جایگاه عملگر چرخ عکس‌العملی در ساختار کلی سیستم نمایش داده شده است. با توجه به ویژگی‌های ذکر شده برای چرخ عکس‌العملی، از آن برای کنترل وضعیت در مدهای تصویربرداری، مانور و حفظ وضعیت در شرایط سالم و زیرتحریک استفاده می‌شود.

بروز عیب و خرابی در زیرسیستم کنترل وضعیت می‌تواند ناشی از عملکرد نامناسب اجزای آن شامل عملگرها، واحدهای پردازنده، مدارات جانبی و الگوریتم‌های کنترل وضعیت و به دلیل استهلاک

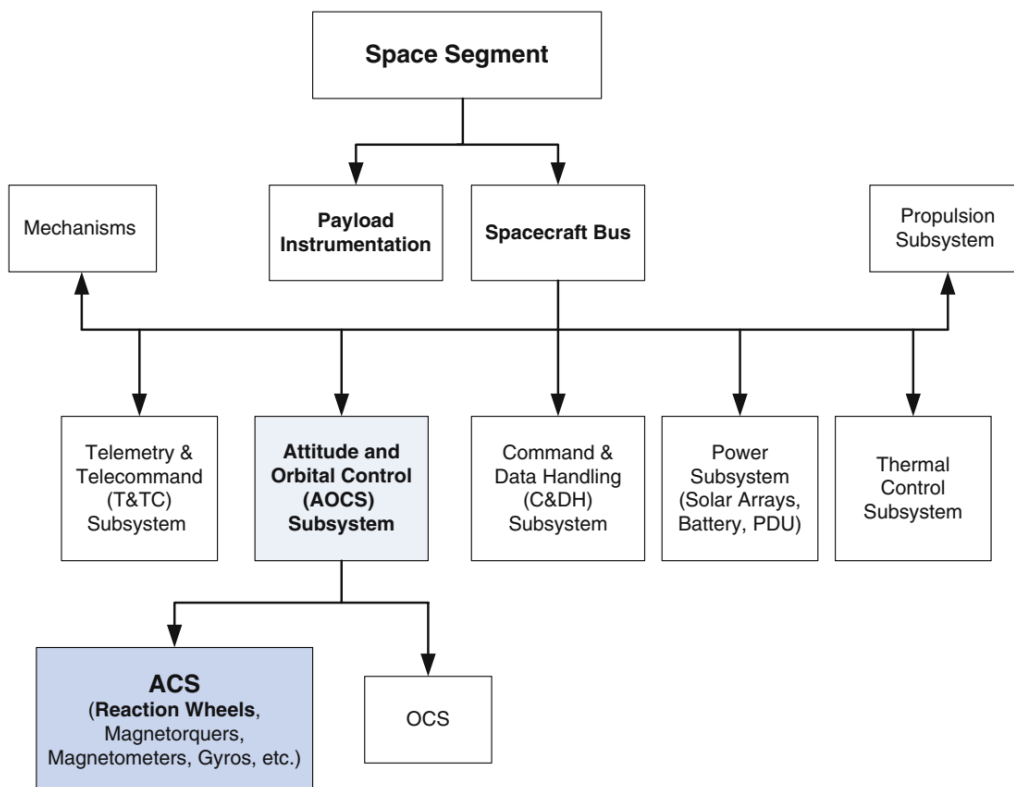
سیستم و مشکلات غیرمنتظره باشد. همچنین بروز عیب می‌تواند باعث مصرف بیشتر توان، کاهش دقت کنترل، ناپایداری و شکست مأموریت ماهواره، شود. با بررسی صورت گرفته در میان ۱۵۸۴ ماهواره‌ای که طی سال‌های ۱۹۹۰ تا ۲۰۰۸ میلادی در مدار زمین قرار گرفته‌اند و بررسی علل شکست ماهواره‌هایی که در انجام مأموریت ناموفق بوده‌اند، مشخص می‌شود، که درصد قابل توجهی از علت‌های شکست، به علت بروز عیب در زیرسیستم کنترل وضعیت این ماهواره‌ها می‌باشد. شکل (۹) به طور دقیق تری این مطلب را نشان می‌دهد. همانگونه که مشخص است، در ماهواره‌هایی که پس از یک ماه در مأموریت خود شکست خورده‌اند در ۱۳ درصد (تنها بخش عملگری این زیرسیستم) موارد، علت بروز عیب در زیرسیستم کنترل وضعیت بوده است. همچنین نقش این زیرسیستم در ماهواره‌هایی که به ترتیب بعد از گذشت یک، پنج و ده سال دچار شکست شده‌اند، برابر با ۲۰ درصد بوده است [۲۴] بنابراین سهم این زیرسیستم در شکست مأموریت، در مقایسه با سایر زیرسیستم‌های ماهواره همچون زیرسیستم سازه و مکانیزم و زیرسیستم توان درصد قابل توجهی می‌باشد.

Documents by year



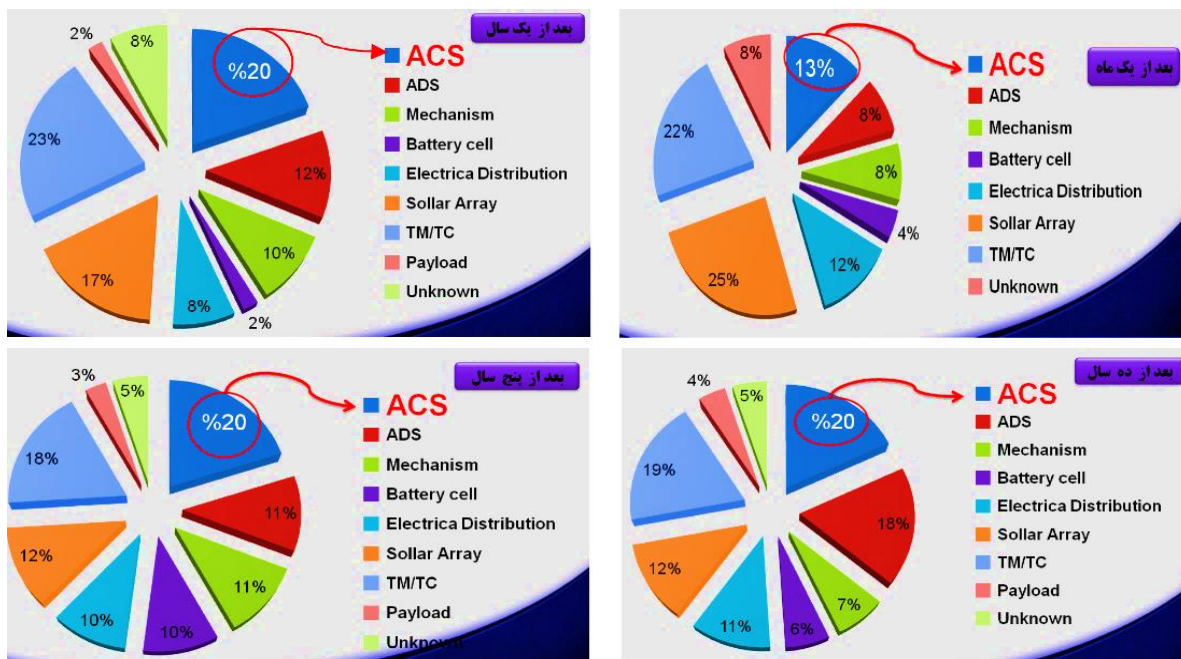
شکل ۷- تعداد مقالات مرتبط با حوزه پژوهشی کنترل وضعیت ماهواره در شرایط زیرتحریک.

Fig. 7. Number of articles related to satellite attitude control in underactuated conditions.



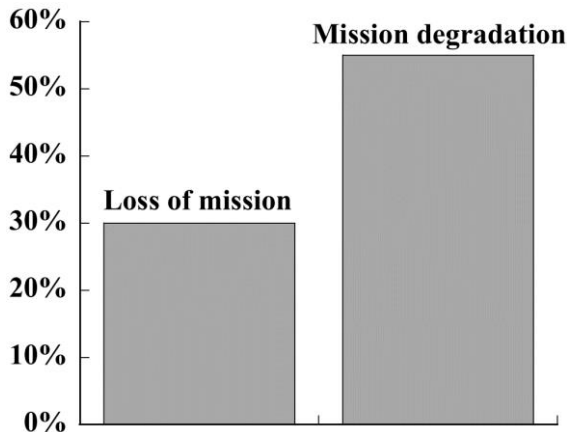
شکل ۸- جایگاه چرخ عکس‌عملی در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره [۲۵].

Fig. 8. A simplified block diagram of the space segment of a satellite and position of the RW in the satellite attitude determination and control subsystem [25].



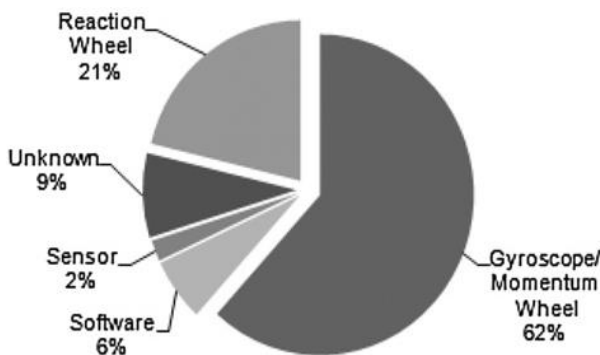
شکل ۹- تأثیر زیرسیستم کنترل وضعیت در شکست مأموریت ماهواره‌های مختلف [۲۴].

Fig. 9. Subsystem contributions to satellite failures after 30 days, 1 year, 5 years, and 10 years on-orbit [24].



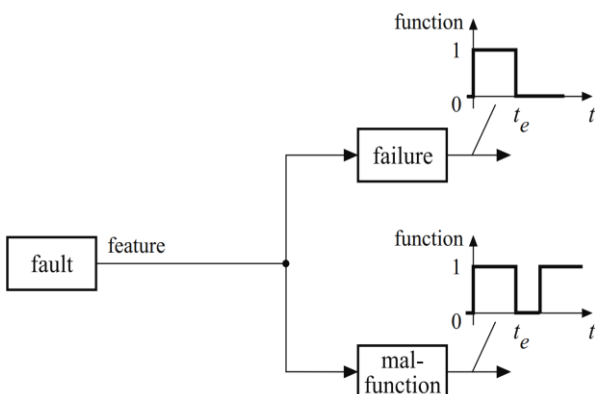
شکل ۱۰- تأثیر بروز عیب در زیرسیستم کنترل وضعیت در سطح مأموریت ماهواره [۲۹].

Fig. 10. Attitude control subsystem fault impact on task [29].



شکل ۱۱- تأثیر اجزای زیرسیستم کنترل وضعیت در رخداد عیب به تفکیک بر اساس نتایج آماری Space Trak [۲۸].

Fig. 11. Attitude control subsystem fault and failure breakdown, based on categories defined in SpaceTrak [28].



شکل ۱۲- خرابی کامل (شرایط زیرتحریرک) و بد عمل کردن در اثر عیب [۳۱].

Fig. 12. Development of the events "failure" or "malfunction" from a fault [31].

شکل (۱۰) تأثیر بروز عیب در زیرسیستم کنترل وضعیت را در سطح مأموریت کلی ماهواره نشان می‌دهد. انواع آسیب و عیوب رخ داده شده در یک عملگر در زیرسیستم کنترل وضعیت می‌تواند بسته به نوع عیب، اثرات متفاوتی بر روی این زیرسیستم داشته باشد. به طور کلی این اثرات را می‌توان به صورت تولید خروجی با نوسان کم، مصرف انرژی بیشتر و شکست در تولید خروجی (شرایط زیرتحریرک) در نظر گرفت [۲۶]. به عنوان مثال در صورتی که چرخ دوار دچار عدم هم‌راستایی دینامیکی و یا استاتیکی شود در دامنه گشتاور و یا سرعت چرخ عکس‌عملی یک نوسان سینوسی را خواهیم داشت که این نوسان منجر به کاهش دقت کنترل وضعیت ماهواره می‌شود. در صورت ایجاد عیب در یاتاقان، گشتاور تلفاتی ناشی از آن نیز افزایش می‌یابد. افزایش این گشتاور تلفاتی منجر به افزایش مصرف انرژی الکتریکی برای تولید همان مقدار گشتاور اصطحاک‌کامی می‌شود. در صورتی که میکروکنترلر یا ماژول ارتباطی موجود در چرخ عکس‌عملی از دست بروند دیگر قادر به ارسال فرمان به آن نخواهیم بود. در نتیجه دچار شکست در ایجاد خروجی در چرخ عکس‌عملی خواهیم بود که ممکن است منجر به شکست مأموریت ماهواره شود. در مراجع [۲۷، ۲۸] به بررسی آماری اجزای زیرسیستم کنترل وضعیت پرداخته شده که نتایج آن در شکل (۱۱) آمده است.

شکل (۱۲) ارتباط بین عیب، خرابی و بد عمل کردن که در آن بی‌نظمی‌هایی در اجرای فعالیت طراحی شده برای سیستم به وجود می‌آید را نشان می‌دهد. در مراجع بررسی شده، معمولاً مفهوم خرابی کامل برای عملگر و زیرتحریرک شدن، یکسان در نظر گرفته می‌شود. در یک سناریوی عیب با وجود آمدن عیب در زیرسیستم ADCS و عملگر مورد مطالعه چرخ عکس‌عملی و از میان انواع مودهای عیب‌های موجود و محتمل، عیبی که حالت شکست یا خرابی کامل دارد، سیستم را در شرایط زیرتحریرک قرار می‌دهد و عملگر به طور کامل از دست می‌رود. با توجه به تفاوت‌های طراحی در حالت زیرتحریرک با انواع حالات عیب عملگر، به حساب آوردن دسته‌ای از عیوب نامشخص به عنوان خرابی کامل و ورود به شرایط زیرتحریرک، باعث افزایش مقاومت سیستم و تضمین سطح مناسبی از ایمنی و قابلیت اطمینان سیستم می‌شود [۳۰]. به منظور تحلیل اثر عیب چرخ‌های عکس‌عملی و ورود به شرایط زیرتحریرک، اثرات مختلفی را در سطح بالاتر از جمله در سطح تجهیز، زیرسیستم و ماهواره ایجاد می‌کند که در شکل (۱۳) آمده است.

Satellite	Reduce image resolution	Reduce maneuverability	Mission failed	Fault effect
Subsystem	Pointing stability degradation	More power consumption	Pointing accuracy degradation	
Equipment	Torque with high ripple		No torque	Fault model
Module	Static imbalance, dynamic imbalance, pressure sensor, damaged magnet, speed sensor		Bearing (coulomb & viscous), stator, power supply, hall effect sensor, processor, driving circuit, serial communication, current sensor, temperature sensor	Fault source

شکل ۱۳- ۱۳- دیگرام اثر عیوب مختلف چرخ‌های عکس‌العملی در ماهواره و ورود به شرایط زیرتحرک [۲۹، ۳۲-۳۳]

Fig. 13. A general framework for RW fault propagation from its source to the final effect on a satellite [29,32-33].

اجتناب شده است. مراحل آشکارسازی^۳، جداسازی^۴ (تفکیک)، شناسایی^۵ و تشخیص^۶ عیب برای رسیدن به کنترل تحمل‌پذیر عیب در این دسته مورد بحث می‌باشد. در این دسته به طراحی انواع روش‌های کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب (FTAC) غیرفعال [۳۴،۳۵] و فعال [۳۶،۳۷] پرداخته می‌شود. از دست دادن جزئی اثربخشی^۷ [۳۸،۳۹] و از دست دادن کامل اثربخشی^۸ (TLOE) عملگر [۴۰-۴۲] منجر به زیرتحرک شدن نمی‌شوند. بنابراین شرط کنترل‌پذیری برای سیستم تحریک کامل برقرار است.

در دسته دوم که سیستم از ابتدا و با یک آرایش خاص زیرتحرک طراحی شده که در این صورت محوری از محورهای بدنی عملگر نداشته (محور زیرتحرک فاقد عملگر می‌باشد) و یا از قبل و در اثر رخداد یک عیب نامعلوم در شرایط زیرتحرک در مجموعه عملگرهای کنترل وضعیت می‌باشد. در نتیجه تنها به بررسی رویکردهای کنترلی و طراحی کنترل‌کننده وضعیت برای یک ماهواره از قبل زیرتحرک شده و رسیدن به زوایای وضعیتی مطلوب و حالت سکون با شرایط اولیه متفاوت توجه شده است. در این راستا پژوهش‌های متعددی برای کنترل پایدارسازی وضعیت با عملگرهای نصب شده در راس‌های اصلی بدنی [۴۳] و یا یک زاویه نصب توسعه داده شده است [۲۲].

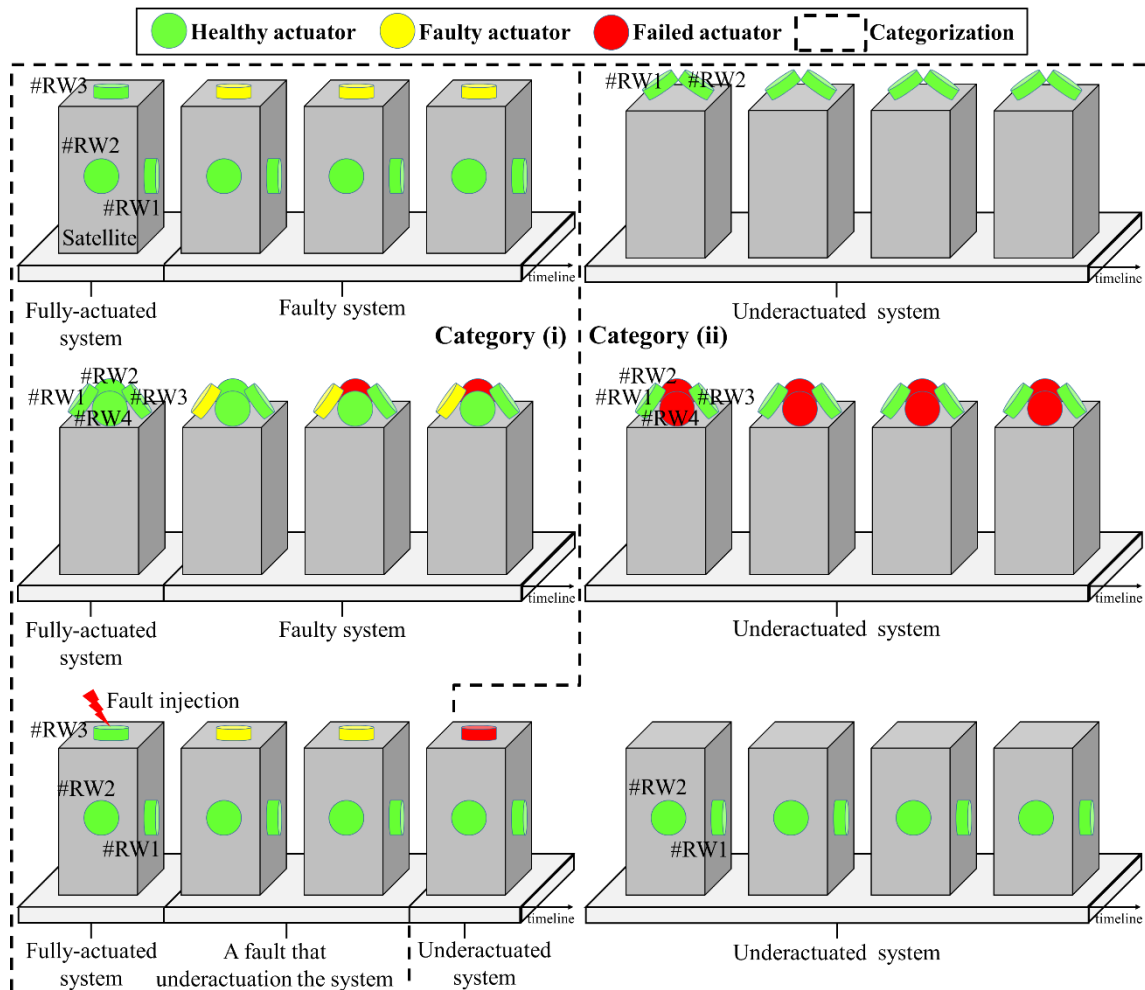
شرایط زیرتحرک و کنترل تحمل‌پذیر عیب

همان‌طور که اشاره شد تئوری کنترل وضعیت زیرتحرک در سال‌های اخیر پژوهش‌های زیادی را به سمت خود متمرکز کرده است. در شکل (۱۴) نمایی از پژوهش‌های صورت‌گرفته در کنترل وضعیت یک ماهواره تحریک شده با چرخ عکس‌العملی که شامل کلیه‌ها^۱ "تحمل‌پذیری عیب" و "زیرتحرک" می‌باشند، آمده است. منابع موجود در این زمینه که با عنوان کلی "کنترل تحمل‌پذیر عیب"^۱ (و یا کنترل تحمل‌پذیر خطا و اشکال) نیز مطرح می‌شوند، در دو حوزه کلی مورد بحث واقع شده‌اند که مرور منابع انجام شده نیز این مطلب را تصدیق می‌کند.

در دسته اول به مطالعه عیوبی پرداخته شده است که در آن عملگر مورد بحث و دچار عیب شده، همچنان توانایی تولید درصدی از تلاش کنترلی^۲ خود که در شرایط سالم قادر به تولید آن می‌باشد را به صورت کاهش عملکرد دارا می‌باشد. در صورت خرابی کامل و از دست‌دادن کامل عملگر، منجر به زیرتحرک شدن سیستم نشده که در این شرایط از راه‌کار ساختارهای متنوع چیدمان عملگرهای کنترلی استفاده شده است. به عبارت دیگر سیستم پس از وقوع عیب همچنان کنترل‌پذیر باقی می‌ماند و از ورود به شرایط زیرتحرک به لحاظ تغییر کلی شرایط مسئله

5. Identification
6. Diagnosis
7. Partial Loss Of Effectiveness
8. Total Loss Of Effectiveness

1. Fault-Tolerant Control
2. Control Effort
3. Detection
4. Isolation



شکل ۱۴- مروری بر پژوهش‌های صورت‌گرفته در کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب و کنترل وضعیت زیرتحریک [۱۵].

Fig. 14. A review of the research studies on fault-tolerant attitude control and underactuated attitude control [15].

جمله مدل مرتبه بالا، رفتار نوسانی با میرایی ضعیف، خطاهای مدل‌سازی ذاتی ناشی از تقریب جهت به‌دست آوردن مدل مرتبه محدود، عدم قطعیت پارامترها، کوپلینگ زیاد بین محورها و غیرخطی بودن مدل باشد [۴۴].

چالش‌های عمومی موجود که در مسئله طراحی کنترل‌کننده وضعیت ماهواره که همواره با آن روبرو بوده و در این حوزه مورد بحث و بررسی هستند، به شرح زیر می‌باشند [۴۵، ۴۶]:

- خطای مدل‌سازی ذاتی ناشی از تقریب
- عدم قطعیت در ماتریس ممان اینرسی ماهواره، عدم قطعیت‌های ذاتی سیستم دینامیکی و عدم قطعیت ناشی از مانور وضعیتی ماهواره
- غیرخطی بودن مدل و کوپلینگ بین محورها

در صورتی که مانورهای تعریف شده جزء مانورهای سکون به سکون ۱ و از یک وضعیت اولیه به یک وضعیت ثانویه در نظر گرفته شود که در آن ماهواره در طی این بازه زمانی اقدام به انجام مأموریت خود می‌کند، بروز عیب از نوع خرابی کامل و زیرتحریک شدن سیستم می‌تواند شرایط مسئله را نسبت به دو دسته تعریف شده فوق متفاوت کند [۱۵]. بدین صورت که ابتدا ماهواره در یک شرایط سالم قرار داشته که مسئله کنترل وضعیت آن در سال‌های اخیر به صورت گسترده مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. در این شرایط برخی از رویکردها و روش‌های مورد استفاده، به صورت خلاصه و انجام یک مقایسه کیفی و بر اساس معیارهای کنترلی در جدول (۱) آورده شده است [۲۶]. به‌طور کلی طراحی و پیاده‌سازی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره با اجزای انعطاف‌پذیر بزرگ شامل دشواری‌های قابل ملاحظه‌ای از

- طراحی کنترل‌کننده با دقت موردنیاز (دقت نشان‌رووی و دقت پایداری نشان‌رووی یا جیتر)
- کمترین زمان رسیدن به دقت نشان‌رووی و دقت پایداری نشان‌رووی
- کنترل و تأمین پایداری در حضور اغتشاشات ناشناخته
- مسئله وجود نویز در داده‌های اندازه‌گیری وضعیت و خطای نصب و عدم همراستایی^۱ سنسور
- سطح اشباع عملگر کنترلی، خطای نصب و عدم همراستایی عملگر و ارتعاشات و میکروویبریشن^۲

جدول ۱ - مقایسه انواع روش‌های کنترل وضعیت ماهواره: (✓) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، (×) نامطلوب.

Table 1. Comparison of various satellite attitude control methods: (✓) favorable; (+) less favorable; (×) not favorable.

Indices	Adaptive robust [44,51-53]	Model reference adaptive control [50]	Robust sliding mode [49]	Nonlinear feedback linearization [48]	Optimal LQR [47]
Accuracy	✓	✓	✓	✓	+
Maneuver execution time	✓	✓	+	+	+
Overshoot	✓	✓	+	✓	+
Jitter	✓	✓	✓	+	×
Space heritage	✓	✓	✓	×	✓
Reliability	+	✓	✓	×	✓
Simplicity in implementation	×	×	+	×	✓
Improving control effort	✓	+	+	✓	+
Considering uncertainty	✓	×	✓	×	×

به‌طور کلی برای داشتن کنترل آسان و کامل جهت‌گیری یک ماهواره به سه چرخ عکس‌عملی نیاز است. مرور عبارتی پایه‌ای به‌عنوان مفهومی از کنترل وضعیت سه محوره که در اکثر منابع برای عملگر چرخ عکس‌عملی بیان شده، تأییدکننده این موضوع است: "برای کنترل وضعیت سه محوره یک ماهواره، حداقل وجود سه چرخ عکس‌عملی ضروری است. به‌منظور افزایش قابلیت اطمینان زیرسیستم کنترل وضعیت در صورت خرابی یکی از چرخ‌ها و همچنین تولید گشتاور بیشتر، می‌توان از تعداد بیشتری چرخ با ساختارهای متفاوت استفاده کرد" [۱]. به‌منظور کنترل سه‌محوره و در ورود به شرایط زیرتحرک با دو چرخ عکس‌عملی و منطبق بر محورهای اصلی، نیاز به تحلیل پوش مومنتومی و بررسی فضای در دسترس و مانورهای قابل حصول می‌باشد [۵۴-۵۶]. الگوی فضای کنترل‌پذیری برای سه چرخ منطبق بر محورهای اصلی به‌صورت یک مکعب شکل و برای دو چرخ یک صفحه خواهد بود. در ساختارهایی با تعداد بیشتر عملگر نظیر ساختار هرمی با ۴ چرخ که در برخی طراحی‌ها از آن استفاده می‌شود، نیز با از دست دادن دو چرخ از مجموعه عملگرها وارد شرایط زیرتحرک می‌شویم [۵۷،۵۸].

به‌منظور کنترل وضعیت در زمانی از مأموریت و در ورود به شرایط زیرتحرک که یکی از عملگرهای کنترل وضعیت از دست می‌رود و سخت‌گیرانه‌ترین حالت آن‌را می‌توان به‌عنوان مثال برای یک ماهواره سنجش از دور، در بازه زمانی تصویربرداری در نظر گرفت، محدودیت‌ها و چالش‌های جدیدی علاوه بر موارد موجود، مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرند:

- تحلیل پوش مومنتوم (فضای کاری گشتاور)
- شناسایی محور زیرتحرک
- مسئله پایداری، تضمین پایداری و کنترل‌پذیری سیستم رویکرد و روش کنترل وضعیت در شرایط زیرتحرک
- مسئله عملکرد مطلوب^۳: به‌عنوان مثال برای یک ماهواره سنجش از دور امکان‌سنجی انجام مأموریت تصویربرداری با رزولوشن مکانی مشخص در صورتی که دقت نشان‌رووی و دقت پایداری نشان‌رووی همچنان در میزان تعریف شده و مطلوب برای این شرایط حفظ شود.
- اثر اغتشاشات بر محور زیرتحرک

3. Desired Performance

1. Installation Misalignment
2. Micro-Vibration

می‌گردد. باید توجه نمود که سیستم‌های تشخیص عیب لزوماً دارای تمام وظایف گفته شده در بالا نیستند. در اغلب سیستم‌های مهندسی از مجموع عملیات تشخیص، جداسازی و شناسایی عیب با همان عنوان شناسایی عیب (تخمین عیب، بازسازی عیب) نام می‌برند. منظور از شناسایی شرایط زیرتحریک، کلیه مراحل تشخیص، جداسازی و شناسایی عیب می‌باشد. با اتمام مراحل تشخیص، جداسازی و شناسایی عیب، جبران‌سازی عیب صورت می‌گیرد که هدف آن، جبران‌سازی اثر عیب یا اصلاح عیب می‌باشد [۶۸].

دو دسته کلی روش‌های شناسایی و جبران‌سازی عیب، شامل افزودنی و تحلیلی و سخت‌افزاری می‌باشند، که روال کلی هر یک در شکل (۱۵) آمده است. روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر افزودنی تحلیلی به دو دسته روش‌های مبتنی بر سیگنال^۱ و روش‌های مبتنی بر مدل^۲ تقسیم می‌شوند. در روش‌های مبتنی بر سیگنال از سیگنال‌های قابل اندازه‌گیری سیستم و تحلیل آن برای تشخیص عیب استفاده می‌شود. اما در روش‌های مبتنی بر مدل، استفاده از یک مدل برای شبیه‌سازی پروسه، موردنیاز می‌باشد. روش‌های بر مبنای مدل به علت اینکه در برابر اغتشاش‌های نامشخص اعمالی دارای حساسیت کمتری نسبت به روش‌های بر مبنای سیگنال می‌باشند، توجه محققان را بیشتر به خود جلب کرده است.

در مرجع [۵۶] نشان داده شده است که روش‌های بر مبنای مدل دارای قابلیت اطمینان بالاتری برای تشخیص عیب در سیستم‌ها نسبت به روش‌های بر مبنای سیگنال می‌باشند. همچنین با توجه به امکان مدل‌سازی نسبتاً دقیق از دینامیک ماهواره، درک نسبتاً کامل از اطلاعات ورودی-خروجی ماهواره و تداخلات آن با محیط، تناسب با تکنیک‌های کنترلی جبران‌سازی عیب در ماهواره و تأثیرناپذیری قابلیت روش در تمامی شرایط عملیاتی ماهواره، استفاده از روش‌های مبتنی بر مدل در تشخیص و جداسازی عیب در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره مناسب است. در این روش‌ها، از یک مدل کیفی مبتنی بر دانش طراح و یا یک مدل کمی و تحلیلی از سیستم برای شناسایی عیب استفاده می‌شود. در اینجا، اندازه‌گیری‌ها با مقادیر محاسبه‌ای تحلیلی مقایسه می‌شوند تا اختلاف بین آن‌ها به دست آید. به این اختلاف، مانده^۳ می‌گویند. با ارزیابی مانده‌ها، می‌توان عیب را شناسایی کرد. در صورتی که مانده از یک حد مشخص آستانه^۴ عبور کرد، بروز عیب اعلام می‌شود [۶۹]. اغلب روش‌های مبتنی بر مدل کمی شامل یکی از تکنیک‌های

در محیط کاری واقعی در نظر گرفتن هر عیبی برای عملگر به راحتی ممکن نبوده و هزینه‌های زیادی را می‌طلبد. همچنین در پیاده‌سازی آزمایشگاهی هر قانون FTAC، مکانیزم تزریق عیب به سیستم یک مسئله اساسی است. روش‌های مرسوم نمایش عیب در معادله دینامیک وضعیت، یک ترم ورودی جمع‌شونده [۵۹] ضریب مشخصه گشتاور کنترلی همراه با بایاس [۶۰]، تغییرات در پارامترهای نامی عملگر [۶۱]، اثر چترینگ با تغییرات فرکانس بالا [۶۲] و تغییرات در پارامترهای اسمی اجزای الکتریکی و مکانیکی یک عملگر (یا یک جزء ولتاژ یا جریان اضافی) [۶۳] می‌باشند. با این روش‌ها تنها مدل‌سازی و اثرات عیب در نظر گرفته می‌شود. با بررسی مشخصات اکثر چرخ‌های عکس‌العملی می‌توان نتیجه گرفت که مود کنترلی سرعت نسبت به سایر مدهای کنترلی همچون گشتاور، جریان و ولتاژ دارای الویت می‌باشد. این مود کنترلی را می‌توان به عنوان یک گزینه مناسب برای پی‌ریزی یک مکانیزم تزریق عیب در نظر گرفت [۸]. اشباع عملگر یک موضوع عملی بوده که به استفاده از یک مدل تئوری اکتفا می‌شود [۶۴]. یک تابع انتگرالی برای تقریب زدن مدل اشباع که محاسبات نسبتاً پیچیده‌ای دارد در مرجع [۶۵] آمده است. مرجع [۶۶] مدل اشباع را در ترکیب با غیرخطی ناحیه مرده مطرح می‌کند. مرجع [۸] یک مکانیزم تزریق عیب بر مشخصه سرعت با استفاده از تابع چند عیب ارائه می‌کند.

تشخیص عیب زیرتحریک‌شدن

گام نخست در کنترل یک ماهواره در شرایط زیرتحریک، شناسایی محور زیرتحریک است. تشخیص دیرهنگام یک مورد UA، یک شرایط اولیه دور را برای کنترل وضعیت زیرتحریک در نظر می‌گیرد [۶۷] از آنجایی که نوع کنترل‌کننده در شرایط زیرتحریک می‌تواند با کنترل‌کننده در شرایط سالم متفاوت باشد، لازم است که لحظه شکست و از کار افتادن عملگر، آشکارسازی شده و عملگر معیوب نیز شناسایی شود تا قانون کنترل وضعیت به کنترل زیرتحریک سوئیچ شده و با توجه به مشخصه محور زیرتحریک، گشتاورهای کنترلی تولید گردد.

وظایف سیستم‌های تشخیص و جبران‌سازی عیب را می‌توان در ۴ مرحله تشخیص، جداسازی، شناسایی و جبران‌سازی عیب طبقه‌بندی نمود. در مرحله آشکارسازی عیب، سیستم تصمیم می‌گیرد که آیا عیبی بروز یافته است یا خیر. پس از آشکارسازی بروز عیب، در مرحله جداسازی، محل بروز عیب تعیین می‌گردد. همچنین خصوصیات عیب نظیر بزرگی و نوع عیب در مرحله تشخیص عیب مشخص

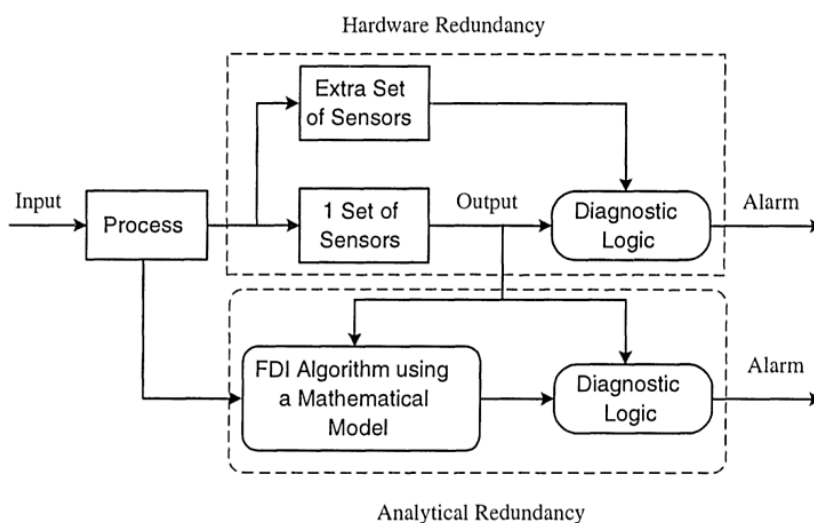
3. Residual
4. Threshold

1. Signal Based (Free-Model Based)
2. Model Based

دلایل استفاده بیشتر از راه‌کارهای مبتنی بر مشاهده‌گر، عملکرد بهتر این روش‌ها در برابر عدم قطعیت مدل‌سازی و اغتشاش و بدون ایجاد پیچیدگی‌های محاسباتی مضاعف در قیاس با روش‌های مبتنی بر فیلتر کالمن (تشخیص عیب تصادفی) است [۷۲]. در ادامه و به‌طور مختصر به بررسی روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر رؤیتگرها پرداخته می‌شود. در شکل (۱۶) رویکرد مورد نظر در بررسی منابع پیرامون شناسایی شرایط زیرتحریرک آمده است.

تخمین حالت، روابط پرتی^۱ (توازن) و تخمین پارامتر می‌باشند. جدول (۲) مقایسه روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر مدل را از جنبه‌های مختلف و با توجه به مبحث کنترل وضعیت در شرایط زیرتحریرک و مراجع [۲۵،۶۹] نشان می‌دهد.

کاربرد مشاهده‌گر در تخمین حالات وضعیت ماهواره در جامعه آکادمیک هوافضا به‌طور گسترده بررسی شده است [۷۱،۷۲]. تعداد کثیری از تکنیک‌های به‌کار گرفته شده در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره مبتنی بر مشاهده‌گر حالت (تشخیص عیب قطعی) می‌باشند.



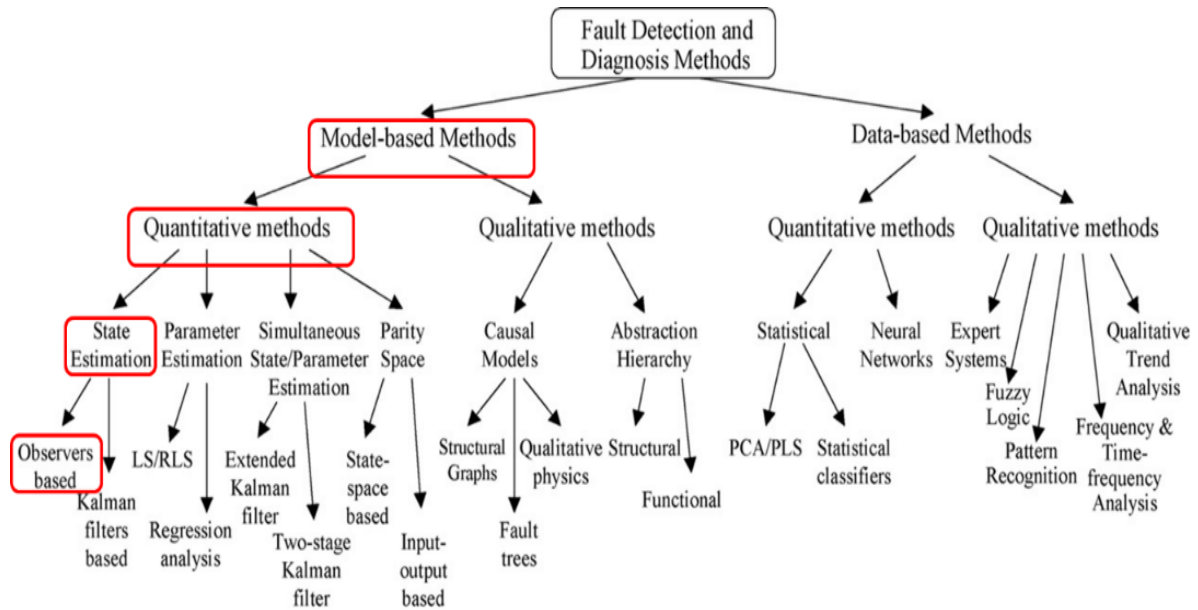
شکل ۱۵- تشخیص عیب با استفاده از مفاهیم افزونگی سخت‌افزاری و تحلیلی [۷۰].

Fig. 15. Fault diagnosis using hardware redundancy and software redundancy [70].

جدول ۲- مقایسه روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر مدل: (✓) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، (×) نامطلوب [۷۰].

Table 2. Comparison of model-based fault diagnosis methods: (✓) favorable; (+) less favorable; (×) not favorable [70].

Indices	State estimation		Parameter estimation	Parity space
	Observer	Kalman filter		
Fault detection	✓	✓	+	✓
Isolation	✓	+	✓	✓
Identification	+	×	✓	+
Suitability for fault compensation	✓	×	✓	×
Nonlinear systems	×	×	✓	×
Robustness to noise and disturbance	×	×	✓	✓
Computing complexity	Low	Low	Medium	Low



شکل ۱۶- رویکرد مورد نظر در بررسی منابع پیرامون انواع رویکردها و روش‌های تشخیص عیب [۷۴-۷۳، ۷۰].

Fig. 16. Classification of fault detection and diagnosis methods [70,73-74].

کنترل وضعیت ماهواره، مصالحه‌های میان توانمندی رؤیتگرها در محقق نمودن شاخصه‌های عملکردی و نیز قابلیت پیاده‌سازی روی برد است. بنابراین در طراحی یک رؤیتگر، قابلیت‌های جداسازی و شناسایی عیب و شرایط زیرتحریک، داشتن سرعت همگرایی مناسب، مناسب بودن برای جبران‌سازی عیب، مناسب بودن برای پیاده‌سازی روی برد، مقاوم بودن نسبت به اغتشاشات و نویز که باید از عیب جداسازی شود، قابلیت اعمال به دینامیک غیرخطی، مقاوم بودن در برابر عدم قطعیت و در نظر گرفتن تغییرپذیری مدل با گذر زمان حائز اهمیت است [۷۸]. مشخص شده است که هیچ یک از روش‌ها به‌تنهایی قادر به برآورده کردن همه معیارهای طراحی نیست [۷۱].

مقایسه کیفی انواع رویکردهای شناخته شده تشخیص عیب مبتنی بر مشاهده‌گر، با استفاده از چندین شاخص در جدول (۳) آمده است و با نمایش علامت‌های \checkmark ، $+$ و \times نتایج ارائه می‌شوند [۷۹]. شبکه عصبی و تکرارآموز دارای برتری در جداسازی و تشخیص بوده اما از جهت سادگی در پیاده‌سازی و استفاده روی مدار دارای ضعف هستند. با توجه به لزوم آشکارسازی سریع عیب و تشخیص مورد UA در مقایسه با سایر عیوب، استفاده از رویکردهای مد لغزشی و تطبیقی در حضور اغتشاش مناسب است. استفاده از ترم sign در رویکرد مد لغزشی مشکل تکینگی در خطای تخمین صفر را دارد که در حضور نویز اندازه‌گیری این اثر تشدید می‌شود.

یکی از روش‌ها، مشاهده‌گر با ورودی نامعلوم بوده که با هدف آشکارسازی عیب به کار گرفته شده و امکان جداسازی و تعیین محل وقوع عیب را ایجاد می‌کند. رؤیتگرهای تطبیقی و لغزشی [۷۵،۷۶] به جهت فراهم آوردن قابلیت جداسازی و شناسایی عیب، سرعت همگرایی مناسب، مناسب بودن برای جبران‌سازی عیب، تشخیص عیوب همزمان و نیز مناسب بودن برای پیاده‌سازی روی برد، دارای ویژگی‌های مناسبی جهت تشخیص عیب در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره هستند. رؤیتگرهای شبکه‌های عصبی نیز هر چند دارای قابلیت‌های ویژه‌ای همچون توانایی جداسازی و اصلاح عیب، تشخیص عیوب همزمان، قابلیت اعمال به دینامیک غیرخطی و نیز مقاوم بودن در برابر نویز و اغتشاشات را دارا می‌باشند، اما به دلیل پیچیدگی محاسبات، جهت تحقق پیاده‌سازی روی برد مناسب نیستند. رؤیتگرهای بهینه H_∞ دارای ویژگی مثبت مقاوم بودن در برابر نویز و اغتشاشات است اما به دلیل برخی از ضعف‌های عمده از قبیل عدم شناسایی عیب و نیز محدودیت اعمال آن‌ها به سیستم‌های خطی، انتخاب چندان مناسبی برای استفاده در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره نمی‌باشد. رؤیتگرهای تکرار شدن از نوع PID نیز یکی دیگر از تکنیک‌های به کار گرفته شده در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره می‌باشد که در مرجع [۷۷] بررسی شده است. انتخاب یک روش تشخیص و جداسازی مناسب در زیرسیستم

جدول ۳- مقایسه انواع روش‌های طراحی مشاهده‌گر: (✓) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، (X) نامطلوب، (--) بحث نشده، (Y) بله، (N) خیر، (F) ثابت، (A) تطبیقی.

Table 3. Comparison of various observer design methods: (✓) favorable; (+) less favorable; (X) not favorable; (--) not given; (Y) yes; (N) no; (F) fixed; (A) adaptive.

Indices	Observer						
	Adaptive robust [15]	Iterative learning [77]	Neural network [63]	Adaptive [83]	Robust optimal (H_∞) [82]	Sliding mode [81]	Unknown input (UIO) [80]
Fault detection	✓	+	X	✓	+	✓	X
Isolation	+	+	✓	+	+	+	✓
Identification	--	✓	✓	✓	X	+	X
Suitability for FTAC	✓	+	+	✓	X	✓	X
Nonlinear systems	+	+	+	+	X	+	X
Robustness to noise and disturbance	+	X	+	X	✓	X	✓
Computing complexity	✓	X	X	✓	+	✓	X
Considering saturation	Y	N	N	N	N	Y	N
Threshold selection strategy	F-A	F	A	F	F	A	A

عیب به‌کارگیری می‌شوند [۲۹]. از آنجایی‌که ارزیابی سیگنال مانده در کل زمان از نظر عملی امکان‌پذیر نیست، یک پنجره تصمیم‌گیری^۲ معرفی می‌شود [۸۹،۹۰]. در مرجع [۸] مکانیزم تزریق عیب بر مشخصه سرعت با استفاده از تابع چند عیب ارائه شده است. استراتژی آشکارسازی و تشخیص عیب مبتنی بر مشاهده‌گرهای مد لغزشی و مد لغزشی تطبیقی در یک پنجره تصمیم‌گیری زمان محدود می‌باشد. مشاهده‌گر مقاوم و حد آستانه تطبیقی برای آشکارسازی عیب طراحی شده و مشاهده‌گر مقاوم تطبیقی مدل عیب را تخمین می‌زند.

کنترل تحمل‌پذیر عیب

پس از شناسایی شرایط زیرتحریک در سیستم، گام بعدی جبران و اصلاح اثر ناشی از شرایط زیرتحریک به‌وجود آمده، به‌منظور دستیابی به عملکرد مطلوب آن می‌باشد. سیستم‌های مقاوم در برابر بروز عیب را بر اساس مکانیزم عملکرد می‌توان بر دو دسته غیرفعال^۳ و فعال^۴ تقسیم نمود [۷۰]. در سیستم مقاوم در برابر بروز عیب غیرفعال، کنترل‌کننده دارای ساختاری ثابت است و به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که در مقابل دسته خاصی از عیوب

طراحی مشاهده‌گر در مرجع [۸۴] با در نظر گرفتن مومنوم زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی ارائه شده است. مستقل کردن آشکارسازی و تشخیص عیب از داده‌های تله‌متری عملگر معیوب در طراحی مشاهده‌گر ضروری می‌باشد. مرجع [۸۵] یک مشاهده‌گر تخمین عیب تطبیقی با فرض برآورده شدن شرایط محدود لیب‌شیتس محلی^۱ برای مانور زوایای کوچک ارائه می‌کند و الگوریتم آشکارسازی عیب را در نظر نمی‌گیرد. در مطالعات ذکر شده یک حد آستانه ثابت برای آشکارسازی عیب در طول زمان شبیه‌سازی معتبر است [۳۶]. در مرجع [۸۶] برای یک پرتابگر حد آستانه نرم سوپریم سیگنال‌های مانده، ورودی کنترلی، بردار ورودی ناشناخته و عیب انتخاب شده است. در مرجع [۸۷] برای هر محور بدنی، یک حد آستانه ثابت متفاوت در نظر گرفته شده است. جهت کاهش هشدارهای نادرست حد آستانه تطبیقی به‌کار گرفته می‌شود که زمان تزریق و آشکارسازی عیب یکسان هستند [۸۸]. در مرجع [۸۳] حد آستانه ثابت صرفاً برای آشکارسازی عیب می‌باشد. در این مراجع روی مدل عیب تخمین زده شده تصمیم‌گیری صورت نمی‌گیرد و این مقادیر تنها در طراحی قانون کنترل وضعیت تحمل‌پذیر

3. Passive Fault Tolerant Control System
4. Active Fault Tolerant Control System

1. Locally Lipschitz Bounded Condition
2. Decision Window

شکل (۱۷) نشان داده شده است. در بلوک تشخیص، جداسازی و شناسایی عیب، شرایط زیرتحرک باید هر چه سریع‌تر تشخیص داده شود. کنترل‌کننده با قابلیت پیکربندی مجدد باید به‌گونه‌ای طراحی شود که در صورت بروز عیب و ورود به شرایط زیرتحرک، پایداری سیستم تضمین و عملکرد مطلوب به‌طور خودکار حفظ شود [۷۰].

بررسی و مقایسه آماری مراجع بررسی شده در این مقاله و مراجع موجود از نظر نوع روش‌های انتخاب شده و کاربری به مراتب بیشتر در هر یک از روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر افزودنی تحلیلی، روش‌های تشخیص عیب مبتنی بر مدل و مکانیزم عملکرد در برابر بروز عیب، در شکل (۱۶) آمده است. در روش‌های آشکارسازی و تشخیص عیب مبتنی بر مدل کمی استفاده بیشتر از طراحی‌های مبتنی بر مشاهده‌گر است. در ادامه به مرور منابع کنترل وضعیت یک ماهواره در شرایط زیرتحرک، پرداخته می‌شود.

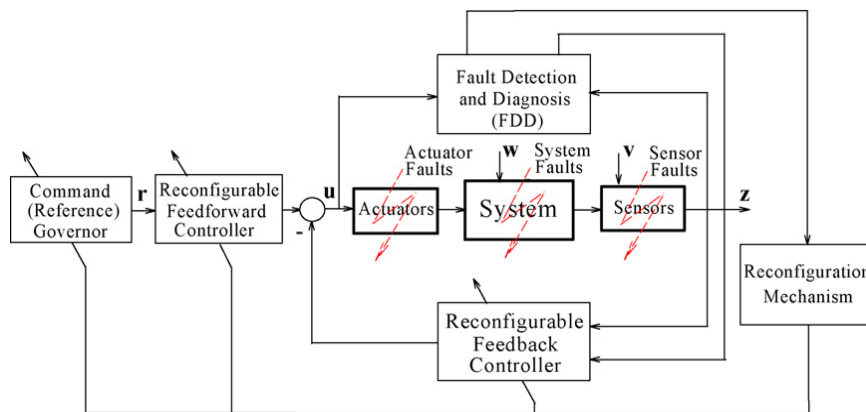
از پیش معین شده، مقاوم باشد. این روش جبران‌سازی عیب به تشخیص و جداسازی عیب و نیز به کنترل‌کننده با قابلیت پیکربندی مجدد نیاز ندارد و تنها قابلیت جبران‌سازی دسته خاصی از عیوب از پیش معین شده، را دارد. با در نظر گرفتن مدهای زیاد خرابی یا عیب برای سیستم، در مقابل تعداد زیادی الگوریتم کنترل متناسب با هر یک از شرایط می‌بایست تعریف شود [۹۱].

سیستم‌های فعال با پیکربندی مجدد کنترل‌کننده، جهت حفظ پایداری و عملکرد مطلوب سیستم، عکس‌العمل نشان می‌دهند و در بعضی شرایط عملکرد مطلوب تنزل داده شده نیز قابل قبول می‌باشد. جدول (۴) مقایسه میان این دو روش در جبران‌سازی اثر عیب رخ داده را نشان می‌دهد. استفاده از رویکرد جبران‌سازی فعال به‌منظور استفاده از مزایای کنترل در شرایط سالم و رویکردی ساده و کاربردی، در مقایسه با رویکرد غیرفعال در طراحی می‌باشد. ساختار کلی یک سیستم مقاوم در برابر بروز عیب فعال، در

جدول ۴- مقایسه روش‌های غیرفعال و فعال در اصلاح عیب: (✓) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، (X) نامطلوب [۷۰].

Table 4. Comparison of passive and active methods in fault correction [70].

Indices	Active compensation	Passive compensation
Computational complexity	+	+
Reconfiguration of control structure	Yes	No
Need for fault detection and isolation	Yes	No
Performance optimization	✓	X
Response to faults beyond design	✓	X
Control action immediately after the fault occurs	X	✓
Sensitive to fault identification results	✓	X
Guaranteed stability for designed faults	X	✓
Soft operation when a fault occurs	X	✓



شکل ۱۷- ساختار کلی یک سیستم جبران‌کننده فعال [۷۱،۷۹،۹۲].

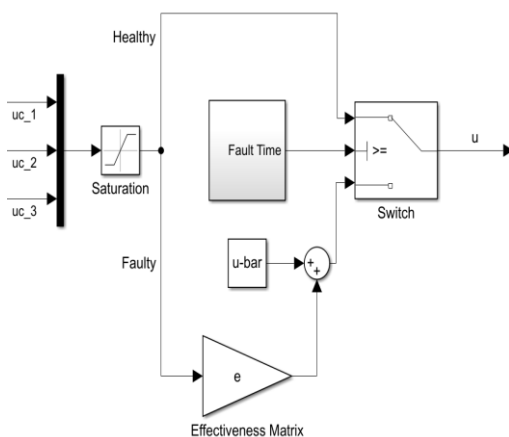
Fig. 17. Active fault-tolerant control scheme for satellite attitude control subsystem [71,79,92].

تراسترها در سال ۱۹۸۴ در مرجع [۹۴] بحث شده که برای تعداد کمتر از سه چرخ عکس‌عملی و با توجه به مومنتوم زاویه‌ای در دسترس، کنترل وضعیت ماهواره غیرممکن خواهد بود. ریاضیات مسئله و معادلات دینامیکی در ورود به شرایط زیرتحرک شدن برای محور سوم بدنی ($u_3 = 0$)، برای یک ماهواره صلب با ماتریس ممان اینرسی قطری $J = \text{diag}\{J_{11}, J_{22}, J_{33}\}$ طبق رابطه (۱) بیان می‌شود:

$$\begin{cases} J_{11}\dot{\omega}_1 = (J_{22} - J_{33})\omega_2\omega_3 + u_1 \\ J_{22}\dot{\omega}_2 = (J_{33} - J_{11})\omega_3\omega_1 + u_2 \\ J_{33}\dot{\omega}_3 = (J_{11} - J_{22})\omega_1\omega_2 \end{cases} \quad (1)$$

عیب برای چرخ‌های عکس‌عملی به‌عنوان یک عملگر معیوب، مطابق شکل (۱۹) و در ارتباط با هر یک از عملگرها مطابق با رابطه (۲) قابل تعریف بوده که در آن ضرایب u_{ci} گشتاور کنترلی مطلوب تخصیص یافته برای هر یک از عملگرها، e_i مشخص‌کننده اثربخشی عملگر در بازه بین صفر و یک و \bar{u}_i مولفه افزوده شده ناشی از عیب می‌باشد. طبق جدول (۵) و با توجه به عیب مورد نظر و قرارگیری در شرایط زیرتحرک، مورد سه از این جدول در ادامه مد نظر می‌باشد، به‌طوری‌که چرخ عکس‌عملی در حالت شکست و از کار افتادن و رسیدن گشتاور آن به صفر، بدین صورت مدل می‌شود. زیرتحرک شدن سیستم در هر یک از محورها را می‌توان به‌صورت خاموشی عملگر مورد نظر و در زمانی مشخص مدل نمود.

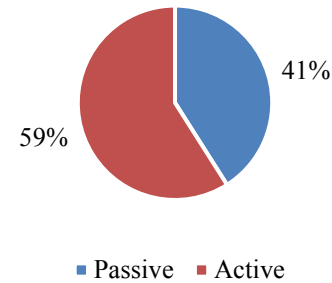
$$u_i = e_i u_{ci} + \bar{u}_i \quad (2)$$



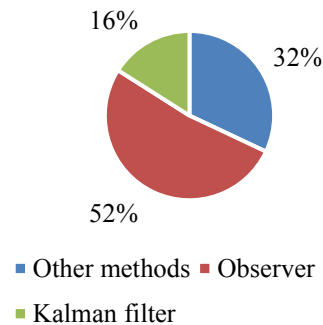
شکل ۱۹- نحوه مدل‌سازی عیب.

Fig. 19. Fault modeling method.

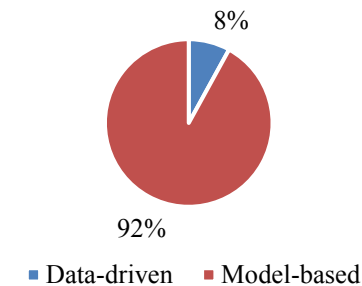
Fault-tolerant control systems



Model-based fault diagnosis



Fault diagnosis based on analytical redundancy



شکل ۱۸- مقایسه آماری انواع روش‌های بررسی شده در مراجع سیستم‌های تحمل‌پذیر عیب.

Fig. 18. Statistical comparison of methods reviewed in fault-tolerant systems references.

کنترل وضعیت زیرتحرک

کنترل وضعیت زیرتحرک را می‌توان از دهه ۱۹۸۰ در اسناد مرکز تحقیقات و فناوری فضایی اروپا^۱ ردیابی نمود [۹۳]. مبانی کنترل وضعیت زیرتحرک به‌صورت ترکیبی از چرخ‌های عکس‌عملی و

جدول ۵- تعریف انواع عیوب برای چرخ عکس‌العملی [۹۵،۹۶].

Table 5. RW and related fault models [95,96].

Fault model description	Fault model factors	
	e_i	\bar{u}_i
Decreased reaction torque	$1 < e_i < 0$	0
Increased bias torque	1	$\neq 0$
Failure to respond to control signals	0	0
Continuous generation of reaction torque	0	$\neq 0$
Fault-free	1	0

کنترل یک ماهواره زیرتحریرک با دو چرخ و شرایط اولیه غیرصفر ممنتم زاویه‌ای را بحث می‌کند اما قانون کنترل پیاده‌سازی شده می‌تواند ماهواره را برای برخی از شرایط اولیه، به‌حالتی مانند چرخشی کنترل نشده وارد کند. در نظر گرفتن ممنتم زاویه‌ای ثابت برای کنترل وضعیت زیرتحریرک با ژایروهای کنترل ممان و با رویکردهای فیدبک مبتنی بر لیاپانوف در مرجع [۱۰۸] و تکنیک‌های متغیر با پارامتر در مرجع [۱۰۹] بحث شده است.

سخت بودن مسئله کنترل وضعیت زیرتحریرک از این واقعیت می‌آید که اگر حتی سیستم برای هر نقطه تعادل و برای هر آرایشی از چرخ‌ها STLCL باشد، دینامیک ماهواره به‌دلیل شرایط لازم معادلات حرکت Brockett [۱۱۰، ۱۱۱] نمی‌تواند با قانون فیدبک پیوسته یا آرام تغییرناپذیر با زمان، پایدار شود. پایداری با یک قانون فیدبک زمان متناوب امکان‌پذیر بوده اما اگر تغییرات آن آرام باشد، در این صورت همگرایی نمای و یا پایداری نمای رخ نخواهد داد [۱۱۲]. مراجع [۱۱۳، ۱۱۴] با پیشنهاد یک قانون کنترلی فیدبک زمان ثابت برای پایداری مجانبی وضعیت دو محور از سه محور دستگاه بدنی به تحقیق در مورد کنترل وضعیت زیرتحریرک با ساختار تقارن محوری پرداخته که فعالیت آن‌ها نه تنها فقط برای تأمین پایداری جزئی بود بلکه نتایج به‌دست آمده تنها منوط به صفر بودن سرعت زاویه‌ای حول محور زیرتحریرک می‌باشد.

مراجع [۱۱۵، ۱۱۶] محدودیت در تقارن ماهواره را تا حدی کاهش داده تا کنترل و پایداری ماهواره زیرتحریرک که نزدیک به تقارن محوری است، نیز مورد مطالعه قرار گیرد. در مرجع [۹۹] مسئله پایداری نرخی مجانبی بدون توجه به سینماتیک ماهواره زیرتحریرک نامتقارن با استفاده از کنترل‌کننده ساختار متغیر آمده است. در مرجع [۱۱۷] با استفاده از خطی‌سازی سیگنال فیدبک اغتشاشی تکین و روش کنترل وارون تعمیم

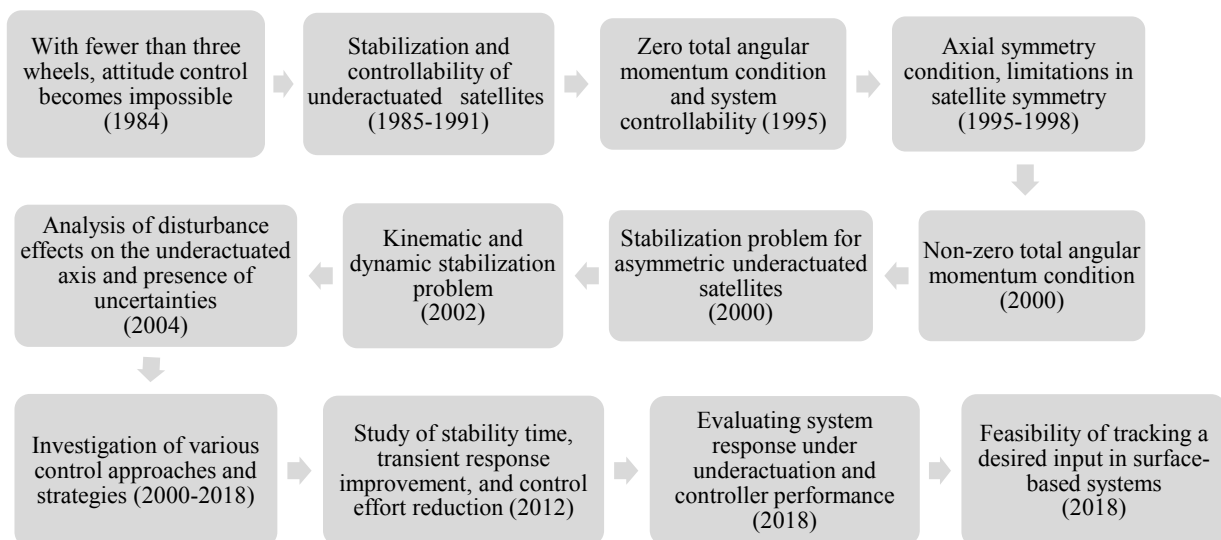
پژوهش‌های اولیه تنها بر روی پایداری و صفر کردن سرعت زاویه‌ای ماهواره زیرتحریرک صورت گرفته است [۹۷-۱۰۰]. در مراجع [۱۰۱، ۱۰۲] ثابت شده است که معادلات کامل حرکت زاویه‌ای با دو عملگر با استفاده از فیدبک حالت هموار، پایدار مجانبی نیست اما می‌توان با استفاده از نظریه طراحی فیدبک غیرخطی، قوانینی را برای سیگنال فیدبک ایجاد نمود که مسیرهای حلقه بسته را برای حرکت‌های چرخشی حول محور دوران کنترل نماید. یک دهه پس شروع بحث و در ۱۹۹۵ نشان داده شد که اگر کل سیستم ماهواره فقط دو چرخ عکس‌العملی داشته باشد و مومنتوم زاویه‌ای کل صفر باشد، آنگاه یک مجموعه کاهش داده شده دینامیک وضعیت ماهواره با استفاده از ویژگی‌های استراتژی کنترل فیدبک گسسته و از همه وضعیت‌ها به‌صورت زمان کوچک محلی کنترل‌پذیر (STLC) خواهد بود [۱۰۳، ۱۰۴]. فرض ممنتم زاویه‌ای صفر برای ماهواره‌ای با دو چرخ عکس‌العملی ممکن است در عمل و در محیط فضا محدود شود به‌گونه‌ای که رسیدن به آن سخت باشد. به‌طور کلی برای ماهواره‌ای که کمتر از چهار چرخ داشته باشد صفر شدن ممنتم زاویه‌ای صفر ممکن است غیرمنطقی باشد چرا که چرخ‌ها باید حول نقطه اینرسی بچرخند و در منطقه عبور از صفر کار کنند. در این صورت صحت و عمر آن‌ها کاهش یافته و ضریب اصطحاک افزایش پیدا می‌کند.

مرجع [۱۰۵] با استفاده از محدودیت‌ها و شرایط حاکم بر ممنتم زاویه‌ای یک زیرفضا از وضعیت‌هایی که رخ می‌دهند را تعریف می‌کند و فرآیندی را برای کنترل حلقه باز ارائه می‌دهد. پایداری چرخشی - محوری حول محور کنترل‌ناپذیر ماهواره‌ای که ممنتم زاویه‌ای کل آن صفر نیست و فقط دو چرخ دارد در [۱۰۶] ارائه شده که در آن موضوع جهت‌دهی اینرسی بحث نشده است. مرجع [۱۰۷] موضوع

• روش‌های مبتنی بر آرایش و چیدمان عملگرها [۱۲۷، ۱۲۱].
با توجه به موانعی که در بحث پایداری و کنترل وضعیت ماهواره در شرایط زیرتحریرک وجود دارد، مقالات زیادی تحت عنوان روش‌های کنترل وضعیت زیرتحریرک وجود دارد. در شکل (۲۰) به صورت خلاصه روند بررسی مراجع در حوزه کنترل وضعیت زیرتحریرک در طول سال‌های مختلف آمده‌است. در جدول (۶) نیز مروری بر روش‌های کنترلی متعدد استفاده شده در کنترل وضعیت ماهواره زیرتحریرک به صورت طبقه‌بندی شده آمده است. در مراجع موجود بیشتر رسیدن از یک شرایط اولیه به زوایای وضعیتی صفر مد نظر بوده و مانورهای چرخشی و عبور از نقطه صفر برای شرایط زیرتحریرک کمتر مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین در اکثر منابع رویکرد طراحی و استفاده از دو چرخ با شرایط زیرتحریرک یکسان در نظر گرفته شده که منابع متعددی در این زمینه آمده است. از بررسی بیشتر مراجع می‌توان این نتیجه را گرفت که سیستم مورد نظر از ابتدا زیرتحریرک بوده است. بنابراین موضوع مهم شرایط عملیاتی و رفتار حالت گذاری که یک ماهواره از شرایط سالم و با سه چرخ عکس‌العملی، در ورود به شرایط زیرتحریرک و با دو چرخ می‌تواند تجربه کند، می‌باشد [۸، ۱۵]. همچنین این شرایط با عنوان شرایط واقعی زیرتحریرک در مقایسه با ساختارهایی مانند استفاده از دو چرخ عکس‌العملی و در خارج از محورهای اصلی و زیرتحریرک در ساختار، در مراجع آمده است [۱۲].

یافته، مسئله پایداری نرخ دوران را مورد بررسی قرار گرفته است. پایداری مجموعه کامل حرکت وضعی که ترکیبی از دینامیک و سینماتیک ماهواره است، یک مسئله پیچیده‌تر است که در مراجع [۱۱۸] مورد بررسی قرار گرفته است که در آن پایداری ماهواره بر اساس زنجیره زمانی قوانین کنترلی حول وضعیت مطلوب و با استفاده از مؤلفه‌های گشتاور کنترلی حول دو محور تحریرک کامل یا فعال است. مسئله پایداری سینماتیکی و دینامیکی ماهواره غیرمتقارن زیرتحریرک در [۱۱۹] با ارائه قانون کنترلی سوئیچ‌کننده زمان متغیر مورد بررسی قرار گرفته است که سرعت زاویه‌ای اولیه محور زیرتحریرک، صفر در نظر گرفته شده است. بر اساس مقالات، عمده قوانین کنترلی ارائه شده جهت کنترل وضعیت ماهواره زیرتحریرک به صورت زیر دسته‌بندی می‌شوند:

- روش‌های حلقه‌باز که مجموعه‌ای از چرخش‌ها را به همراه دارند [۱۲۳-۱۲۰، ۱۰۳].
- روش‌های کنترل فیدبک مبتنی بر لیاپانوف و غیرخطی که از بیان محلی وضعیت ماهواره استفاده می‌کنند [۶، ۲۲، ۱۲۴].
- طراحی کنترل‌کننده مبتنی بر نگاشت‌های معادلات حرکت جهت بیان ساده‌تر آن‌ها.
- روش‌های فیدبک متغیر با زمان یا متغیر با پارامتر [۱۳۶، ۱۲۵، ۱۲۱، ۱۰۳].



شکل ۲۰- مسیر پژوهشی مراجع در کنترل وضعیت زیرتحریرک از ابتدای شروع بحث تا سال‌های اخیر (از ۱۹۸۴ تا ۲۰۱۸ م).

Fig. 20. The research path of the references in underactuated attitude control.

جدول ۶- مروری بر روش‌های کنترل وضعیت زیرتحریرک.

Table 6. A review on underactuated attitude control methods.

Explanation (research method)	Reference, Year	Control approach
<p>در این مرجع یک قانون فیدبک زمان پیوسته متغیر با زمان برای پایداری و کنترل استفاده شده است.</p> <p>This reference employs a time-varying continuous-time feedback law for stabilization and control.</p>	[128], 1995	-
<p>در این مرجع همگرایی نمایی با در نظر گرفتن قانون کنترل فیدبک متغیر با زمان بررسی شده است.</p> <p>This reference investigates exponential convergence by considering a time-varying feedback control law.</p>	[129], 1997	-
<p>در این مرجع پایداری مجانبی سرعت‌های زاویه‌ای با رویکرد فرمان تکراری بررسی شده است.</p> <p>This reference investigates the asymptotic stability of angular velocities using a repetitive command approach.</p>	[130], 1998	-
<p>در این مرجع مسئله در حالت تقارن محوری برای یک مانور وضعیتی حول محور تقارن در حالت کمترین زمان بررسی شده است.</p> <p>This reference examines the attitude maneuver problem around the axis of symmetry under axisymmetric conditions, aiming for minimum-time performance.</p>	[131], 1999	-
<p>در این مرجع با استفاده از روش مد لغزشی، مسئله پایداریسیستم شامل دینامیک و سینماتیک بررسی شده است.</p> <p>This reference examines the stabilization problem of a system encompassing both dynamics and kinematics, using the sliding mode control method.</p>	[132], 2000	مد لغزشی Sliding mode
<p>در این مرجع کنترل در شرایط زیرتحریرک با استفاده از عملگر تراستر برای هر یک از محورهای بدنی بررسی شده است.</p> <p>This reference examines control under underactuated conditions using thruster actuators for each of the body axes.</p>	[133], 2001	روش مستقیم لیاپانوف Direct Lyapunov method
<p>در این مرجع یک روش غیرخطی مستقل از زمان برای کنترل وضعیت و حذف نوسانات ارائه شده است. کنترل‌کننده ترکیبی مبتنی بر فیدبک حالت و خطی‌سازی فیدبک است. سیگنال کنترلی دچار پدیده چترینگ شده و به مرور زمان افزایش می‌یابد.</p> <p>This reference introduces a time-invariant nonlinear method for attitude control and vibration suppression. The proposed hybrid controller combines state feedback and feedback linearization. The control signal experiences chattering, and its magnitude gradually increases over time.</p>	[6], 2003	فیدبک حالت و خطی‌سازی فیدبک state feedback and feedback linearization
<p>در این مرجع کنترل یک ماهواره زمین آهنگ، در شرایط زیرتحریرک شدن بر اساس دسته‌ای از کنترلرهای تعریف شده و شرایط عملکردی عملگرها بررسی شده است.</p> <p>This reference investigates the control of a geostationary satellite under underactuated conditions, based on a set of predefined controllers and the operational constraints of the actuators.</p>	[134], 2003	-
<p>در این مرجع یک قانون کنترل مقاوم مبتنی بر مد لغزشی، برای پایداریسیستم مکانیکی زیرتحریرک طراحی شده است.</p> <p>This reference designs a robust sliding mode control law for the stabilization and tracking of an underactuated mechanical system.</p>	[135], 2004	مد لغزشی Sliding mode

Explanation (research method)	Reference, Year	Control approach
<p>در این مرجع از روش کنترل مد لغزشی برای کنترل وضعیت یک میکروماهواره زیرتحریرک استفاده شده است. اثر اغتشاش در نظر گرفته نشده و طراحی در حالت غیر صفر بودن ممتمم زاویه‌ای کل انجام شده است.</p> <p>This reference utilizes the sliding mode control method for attitude control of an underactuated microsatellite. The effect of disturbances is neglected, and the design is performed assuming a non-zero total angular momentum.</p>	[136], 2005	مد لغزشی Sliding mode
<p>در این مرجع یک قانون کنترل پایدار مجانبی برای کنترل وضعیت یک ماهواره زیرتحریرک که انعطاف‌پذیر بوده طراحی شده است. نتایج نشان می‌دهد که این روش مدت زمان زیادی نیاز دارد تا ماهواره را کنترل کند و کیفیت خوبی ندارد.</p> <p>This reference designs an asymptotically stable control law for attitude control of a flexible underactuated satellite. The results indicate that the proposed method requires a long duration to achieve control and exhibits suboptimal performance.</p>	[137], 2005	مد لغزشی Sliding mode
<p>در این مرجع مسئله کنترل‌پذیری در شرایط زیرتحریرک با استفاده از عملگرهای تراستر بررسی شده است.</p> <p>This reference investigates the controllability of underactuated conditions using thruster actuators.</p>	[138], 2006	-
<p>در این مرجع مسئله پایدارسازی و جهت‌گیری در حضور گشتاورهای اغتشاشی و با استفاده از تراسترهای کنترلی بررسی شده است.</p> <p>This reference investigates the stabilization and orientation problem in the presence of disturbance torques, utilizing control thrusters.</p>	[139], 2007	پسگام Backstep
<p>در این مرجع به بررسی شرایط عملکردی در مدار برای یک ماهواره با ساختار هرمی برای چرخ‌های عکس‌العملی و عملگرهای مغناطیسی پرداخته شده است.</p> <p>This reference examines the operational conditions in orbit for a satellite with a pyramidal structure, focusing on the performance of reaction wheels and magnetic actuators.</p>	[140], 2008	-
<p>در این مرجع یک قانون کنترل متغیر با زمان با دو چرخ عکس‌العملی نصب‌شده در امتداد دو محور اصلی طراحی شده است.</p> <p>In this reference, a time-varying control law is designed using two reaction wheels mounted along two principal axes.</p>	[141], 2008	-
<p>در این مرجع کنترل بهینه وضعیت برای اجرای مانور وضعیت توسط دو عملگر چرخ عکس‌العملی و با استفاده از الگوریتم ژنتیک و با تخمین موجک ارائه شده است. اثر اغتشاشات و عدم قطعیت در پارامترهای ممان اینرسی در نظر گرفته نشده و علی‌رغم تلاش صورت‌گرفته به‌منظور بهینه‌سازی، در شبیه‌سازی عددی مقدار سرعت زاویه‌ای در وضعیت هدف به صفر میل نکرده است.</p> <p>This reference presents optimal attitude control for performing attitude maneuvers using two reaction wheel actuators, employing a genetic algorithm combined with wavelet-based estimation. The effects of disturbances and uncertainties in the inertia moment parameters are not considered, and despite the optimization efforts, the angular velocity in the target attitude does not converge to zero in the numerical simulation.</p>	[142], 2009	کنترل بهینه Optimal control
<p>در این مرجع یک قانون کنترل به‌منظور پایدارسازی و رسیدن به وضعیت مطلوب با استفاده از تئوری کنترل غیرهولونومیک برای یک فضاپیما تقارن محوری و عملگر ژایروی کنترل ممان پرداخته شده است.</p> <p>This reference introduces a control law aimed at stabilization and achieving the desired attitude, based on nonholonomic control theory, for an axially symmetric spacecraft using a control moment gyroscope actuator.</p>	[143], 2009	-
<p>در این مرجع با استفاده از یک رگولاتور فیدبک کواترنیون، پایداری سرعت زاویه‌ای ماهواره را ایجاد کرده و سپس با استفاده از یک کنترل کمی، وضعیت هدف را تأمین نموده است.</p> <p>In this reference, satellite angular velocity stabilization is achieved using a quaternion feedback regulator, followed by a supplemental control to reach the desired attitude.</p>	[144], 2010	خطی‌سازی فیدبک Feedback linearization

Explanation (research method)	Reference, Year	Control approach
<p>در این مرجع یک کنترل غیرخطی مقاوم با استفاده از کنترل مد لغزشی جهت پایداری سه محوره ماهواره زیرتحریرک ارائه شده است.</p> <p>This reference presents a robust nonlinear control approach using sliding mode control to achieve three-axis stabilization of an underactuated satellite.</p>	[145], 2011	غیرخطی مقاوم (مد لغزشی) Robust nonlinearity (sliding mode)
<p>در این مرجع مسئله کنترل وضعیت با استفاده از حداقل تعداد عملگرهای تراستر ممکن بررسی شده است.</p> <p>This reference investigates the attitude control problem using the minimum possible number of thruster actuators.</p>	[146], 2011	-
<p>در این مرجع و مرجع [۶] با استفاده از کنترل کننده لیاپانوف پایه، یک روش بهینه معکوس و با تکیه بر ردیابی سرعت زاویه‌ای، یک کنترل کننده بهینه به منظور بهبود پاسخ گذرا و کاهش تلاش کنترلی در طول زمان طراحی شده است. در این روند از روش کنترل حداقل نرم استاندارد استفاده شده است. مرجع مورد نظر برای اعمال یک مصالحه بین بهبود پاسخ گذرا و کاهش تلاش کنترلی از روش جدول بندی کنترل کننده مورد نظر استفاده کرده است.</p> <p>This reference, along with Reference [6], utilizes a basic Lyapunov-based controller to design an inverse optimal method that relies on angular velocity tracking. The aim is to develop an optimal controller that enhances transient response and reduces control effort over time. The process employs the standard minimum-norm control technique. To implement a compromise between improving transient behavior and minimizing control effort, the reference adopts a controller scheduling approach.</p>	[125], 2012	لیاپانوف پایه، بهینه معکوس Lyapunov basis, inverse optimality
<p>در این مرجع بدون اعمال اثر اغتشاشات و عدم قطعیت در پارامترهای ممان اینرسی، مسیر وضعیتی بهینه زمانی برای فضاییمای زیرتحریرک بر مبنای همواری مداری پیشنهاد شده است.</p> <p>This reference proposes a time-optimal attitude trajectory for an underactuated spacecraft, based on orbital smoothness, without accounting for the effects of disturbances or uncertainties in inertia moment parameters.</p>	[147], 2012	-
<p>در این مرجع حالت خرابی دو چرخ بدون تغییر دادن ساختار ماهواره مورد بحث قرار گرفته است. این مرجع از یک روش ترکیبی برای اعمال سیگنال کنترلی به ماهواره استفاده کرده که به آن روش کنترل مفصلی می‌گویند.</p> <p>This reference discusses the failure mode of two wheels without modifying the satellite's structure. It employs a hybrid approach to apply control signals to the satellite, known as articulated control.</p>	[148], 2013	کنترل کننده PD Controller PD
<p>در این مرجع با استفاده از مفهوم وارون سازی تعمیم یافته، پایداری مجانبی بررسی شده است.</p> <p>In this reference, asymptotic stabilization is examined using the concept of generalized inversion.</p>	[149], 2013	-
<p>در این مرجع کنترل زیرتحریرک با استفاده از روش مد لغزشی سلسله مراتبی با استفاده از چندین سطح لغزش بررسی شده است.</p> <p>This reference examines underactuated control using a hierarchical sliding mode approach, employing multiple sliding surfaces.</p>	[150], 2013	مد لغزشی Sliding mode
<p>در این مرجع مسئله کنترل وضعیت زیرتحریرک با استفاده از دو چرخ عکس‌العملی بر اساس روش معکوس دینامیک تعمیم یافته آمده است.</p> <p>In this reference, the underactuated attitude control problem is addressed using two reaction wheels based on the generalized dynamic inversion method.</p>	[22], 2013	-
<p>در این مرجع به بهبود خطای تقییب با نظر گرفتن عدم قطعیت و دفع اغتشاشات و با استفاده از عملگرهای چرخ عکس‌العملی و مغناطیسی پرداخته شده است و یک روش غیرخطی مبتنی بر تئوری H_∞ معرفی شده است.</p> <p>This reference addresses the improvement of tracking error by considering uncertainties and disturbance rejection, utilizing reaction wheel and magnetic actuators. A nonlinear method based on H_∞ control theory is proposed.</p>	[67], 2014	روش غیرخطی مبتنی بر H_∞ Nonlinear method based on ∞H

Explanation (research method)	Reference, Year	Control approach
<p>در این مرجع و مرجع [۱۲۵] یک روش کنترل غیرخطی سینگولار مبتنی بر فرض صفر بودن ممتنم زاویه‌ای کل برای کنترل وضعیت زیرتحریریک یک ماهواره نانو، با هدف اصلاح زمان نشست و کاهش خطای ردیابی وضعیت معرفی شده است که در برابر اغتشاش مقاوم‌تر است. در کنترل طراحی شده با اضافه کردن یک ترم غیرخطی مشتقی، پاسخ گذرا بهبود یافته است.</p> <p>This reference, along with Reference [125], introduces a singular nonlinear control method based on the assumption of zero total angular momentum, aimed at controlling the attitude of an underactuated nanosatellite. The goal is to improve settling time and reduce attitude tracking error, with enhanced robustness against disturbances. In the designed control scheme, the transient response is improved by incorporating a nonlinear derivative term.</p>	[151], 2015	کنترل غیرخطی Nonlinear control
<p>در این مرجع مسئله کنترل وضعیت ماهواره زیرتحریریک بر اساس تحلیل نقاط تعادل، حرکات چرخشی و کنترل‌پذیری حل شده است.</p> <p>In this reference, the underactuated satellite attitude control problem is addressed through the analysis of equilibrium points, rotational motions, and controllability.</p>	[152], 2015	خطی‌سازی ورودی و خروجی Input and output linearization
<p>در این مرجع به بررسی مسئله ردیابی وضعیت از پیش تعریف شده برای یک ماهواره زیرتحریریک با استفاده از عملگرهای متفاوت و همچنین RW پرداخته شده است.</p> <p>This reference investigates the problem of predefined attitude tracking for an underactuated satellite using various actuators, including reaction wheels (RWs).</p>	[55], 2015	-
<p>در این مرجع یک کنترل‌کننده سینگولار غیرخطی برای ردیابی بردار نشانه‌روی زمین یا ندیر طراحی شده است. این کنترل‌کننده به شرایط اولیه پارامترهای وضعیت یعنی سرعت زاویه‌ای و وضعیت حساس نبوده و ردیابی وضعیت را بدون هیچ‌گونه نوسانات گذرا انجام داده است.</p> <p>This reference presents a singular nonlinear controller designed for tracking the Earth-pointing or nadir-pointing vector. The controller is insensitive to the initial conditions of attitude parameters such as angular velocity and orientation, and it performs attitude tracking without any transient oscillations.</p>	[153], 2016	سینگولار غیرخطی Nonlinear singularity
<p>در این مرجع کنترل زیرتحریریک با در نظر گرفتن مومتوم زاویه‌ای صفر و ارائه یک قانون کنترل غیرخطی گسسته بررسی شده است.</p> <p>This reference examines underactuated control by assuming zero angular momentum and introducing a discrete nonlinear control law.</p>	[154], 2016	روش مستقیم لیاپانوف، پسگام Direct Lyapunov method, backstep
<p>در این مرجع مسئله کنترل همزمان موقعیت و وضعیت فضایی زیرتحریریک با استفاده از عملگرهای تراستر بررسی شده است.</p> <p>This reference investigates the simultaneous control of position and attitude for an underactuated spacecraft using thruster actuators.</p>	[155], 2016	-
<p>در این مرجع طراحی کنترل‌کننده بر اساس مدل دینامیکی ماهواره انجام شده است. در طراحی کنترل‌کننده از تکنیک‌های خطی‌سازی مقطعی استفاده شده است. که ابتدا کل سیستم به چندین زیرسیستم تقسیم شده سپس هر زیر سیستم گام به گام خطی‌سازی شده است.</p> <p>In this reference, the controller design is based on the satellite's dynamic model. The design utilizes piecewise linearization techniques, wherein the overall system is first divided into multiple subsystems, and each subsystem is then linearized step-by-step.</p>	[156], 2017	کنترل‌کننده بر اساس مدل دینامیکی Controller based on dynamic model
<p>در این مرجع یک کنترل‌کننده غیرخطی مبتنی بر مسیره‌دهی سینماتیک برای ماهواره‌ای که در محور سوم خود عملگر ندارد، طراحی شده است. کنترل وضعیت ماهواره به صورت کنترل دو محور ماهواره که در نهایت به کنترل یک محور در راستای نشانه‌روی ندیر منجر می‌شود، تبدیل شده است.</p> <p>This reference presents a nonlinear controller based on kinematic path planning for a satellite lacking an actuator along its third axis. The attitude control is formulated by controlling the satellite's two axes, which ultimately leads to single-axis control aligned with nadir pointing.</p>	[157], 2017	مسیره‌دهی سینماتیک kinematic path planning

Explanation (research method)	Reference, Year	Control approach
<p>در این مرجع یک کنترل کننده مدل پیش‌بین با در نظر گرفتن محدودیت در گشتاور کنترلی و بر اساس استفاده از همگنی در دینامیک سیستم طراحی شده است. کنترل کننده طراحی شده سرعت همگرایی سریع‌تری را در مقایسه با کنترل کننده‌های مختلف به دست می‌آورد.</p> <p>This reference presents a model predictive controller designed by incorporating torque constraints and leveraging homogeneity in system dynamics. The proposed controller achieves faster convergence speed compared to various existing controllers.</p>	[158], 2017	کنترل مدل پیش‌بین Predictive model control
<p>در این مرجع یک کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال برای کیپسول آپولو در زمان بازگشت و در شرایط زیرتحرک طراحی شده است.</p> <p>This reference presents a passive fault-tolerant control system designed for the Apollo capsule during re-entry under underactuated conditions.</p>	[159], 2017	تطبیقی Adaptive
<p>در این مرجع هدایت و ردیابی ماهواره زیرتحرک به صورت یک مسئله بهینه بررسی شده است. برای خطاهای سرعت زاویه‌ای اولیه در محور زیرتحرک و تحت اغتشاشات، کنترل قادر به ردیابی نیست.</p> <p>This reference examines the guidance and tracking of an underactuated satellite as an optimization problem. For initial angular velocity errors along the underactuated axis and under disturbances, the control system is unable to perform tracking.</p>	[43], 2018	-
<p>در این مرجع ابتدا شبیه‌سازی برای یک سیستم و در شرایط زیرتحرک بررسی شده است. سپس ارزیابی کنترل، در شرایط زیرتحرک شدن سیستم بررسی شده است.</p> <p>In this reference, simulation is first conducted for a system under underactuated conditions. Subsequently, the controller is evaluated as the system transitions into an underactuated state.</p>	[12], 2018	تطبیقی مدل مرجع Adaptive reference model
<p>در این مرجع ردیابی سه محور ماهواره به محورهای دلخواه امکان‌پذیر نیست. اما ردیابی و کنترل دو محور رول و پیچ آن امکان‌پذیر است. این کنترل کننده با استفاده از روش معادلات ریکاتی مستقل از حالت طراحی شده است. این روش یک راه کار سیستماتیک برای ترکیب‌های غیرهمگرایی دو چرخ عکس‌العملی ارائه می‌دهد.</p> <p>In this reference, tracking all three satellite axes to arbitrary directions is not feasible. However, tracking and control of its roll and pitch axes are achievable. The controller is designed using a state-independent Riccati equation method, which offers a systematic solution for non-convergent combinations of two reaction wheels.</p>	[160], 2019	معادلات ریکاتی مستقل از حالت State-independent Riccati equation
<p>در این مرجع قانون کنترل مد لغزشی تطبیقی برای ماهواره زیرتحرک و ترکیبی از چرخ مومنتوم و عکس‌العملی و در نظر گرفتن تأخیر زمانی که توسط قانون تطبیقی تخمین زده می‌شود، طراحی شده است.</p> <p>This reference presents an adaptive sliding mode control law for an underactuated satellite, employing a combination of momentum and reaction wheels while accounting for time delays that are estimated via the adaptive law.</p>	[161], 2019	مد لغزشی تطبیقی Adaptive sliding mode
<p>در این مرجع به مسئله پایدارسازی وضعیت با دو عملگر ژایروی کنترل ممان که به صورت موازی نصب شده‌اند، با یک قانون کنترل شامل یک مد لغزشی مرتبه بالا برای پایدارسازی سرعت زاویه‌ای محور زیرتحرک و تعقیب سرعت زاویه‌ای مطلوب پرداخته شده است.</p> <p>This reference addresses the attitude stabilization problem using two parallel-mounted control moment gyroscope (CMG) actuators. A control law is proposed that incorporates a higher-order sliding mode to stabilize the angular velocity of the underactuated axis and to track the desired angular velocity.</p>	[56], 2019	-
<p>در این مرجع یک کنترل تطبیقی مقاوم برای یک ماهواره انعطاف‌پذیر زیرتحرک با هدف حذف ارتعاشات طراحی شده است.</p> <p>This reference presents a robust adaptive controller designed for a flexible underactuated satellite, with the goal of eliminating vibrations.</p>	[162], 2019	تطبیقی مقاوم Robust adaptive

Explanation (research method)	Reference, Year	Control approach
<p>در این م رجع طراحی کنترل‌کننده ترکیبی با استفاده از عملگرهای گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی مد نظر قرار گرفته است. رویکرد ارائه شده به فرض مومنتونم زاویه‌ای صفر محدود نشده است.</p> <p>This reference considers the design of a hybrid controller using magnetic torque actuators and reaction wheels. The proposed approach is not constrained by the assumption of zero angular momentum.</p>	[163], 2019	لیاپانوف پایه Lyapunov basis
<p>انجام یک مانور وضعیتی در شرایط زیرتحرک که در آن هدف رسیدن از یک وضعیت اولیه به وضعیت نهایی مشخص بوده و وضعیت در طول مسیر مورد نظر طراح نمی‌باشد، با استفاده از چندین مانور جایگزین، بررسی شده است و هدف پیدا کردن یک مسیر وضعیتی جایگزین می‌باشد.</p> <p>This reference investigates the execution of an attitude maneuver under underactuated conditions, where the objective is to transition from a known initial to a desired final attitude, without requiring the satellite's attitude to follow a predefined path. Instead, multiple alternative maneuvers are examined to identify a substitute attitude trajectory.</p>	2003 to 2020, [57,164–167]	-
<p>در این مرجع، ابتدا با طراحی بخشی از قانون کنترلی، از غیرخطی بودن سیستم کاسته شده و سیستم غیرخطی ساده شده به دو زیرسیستم تفکیک شده و سطح لغزش کل سیستم، با ترکیب سطوح لغزش زیرسیستم‌ها طراحی شده است.</p> <p>In this reference, the system's nonlinearity is initially reduced through partial control law design. The simplified nonlinear system is then decomposed into two subsystems, and the overall sliding surface is constructed by combining the sliding surfaces of these subsystems.</p>	[168], 2020	مد لغزشی Sliding mode
<p>در این مرجع کنترل مد لغزشی مرتبه کسری برای حالت دو چرخ و خارج از محورهای اصلی در حضور عدم قطعیت و اغتشاشات خارجی طراحی شده است.</p> <p>This reference presents a fractional-order sliding mode control design for a two-wheel configuration mounted off the principal axes, under uncertainty and external disturbance.</p>	[37], 2020	مد لغزشی مرتبه کسری Fractional-order sliding mode
<p>در این مرجع به طراحی کنترل‌کننده حالت لغزشی پایانه‌ای سریع غیرتکین بر مبنای رویکرد اغتشاش برای سیستم‌های زیرتحرک آمده است.</p> <p>This reference presents the design of a fast terminal nonsingular sliding mode controller based on a disturbance observer for underactuated systems.</p>	[169], 2020	مد لغزشی پایانه‌ای Terminal sliding mode
<p>در این مرجع از روش مستقیم لیاپانوف و خطی‌سازی فیدبک برای شرایط زیرتحرک به‌عنوان یکی از حالت‌های شبیه‌سازی استفاده شده است. از بهینه‌سازی چند هدفه به‌منظور اطمینان از همگرایی زوایا در زمان محدود استفاده شده است.</p> <p>This reference uses the direct Lyapunov method and feedback linearization for underactuated conditions as one of the simulation scenarios. Multi-objective optimization is employed to ensure angle convergence within a finite time.</p>	[170], 2020	روش مستقیم لیاپانوف، خطی‌سازی فیدبک، بهینه‌سازی چند هدفه Direct Lyapunov method, feedback linearization, multi-objective optimization
<p>در این مرجع به بررسی مسئله تعقیب وضعیت فضایی زیرتحرک با در نظر گرفتن اشباع، اغتشاشات و عدم قطعیت برای زوایای مانور بزرگ و شرایط اولیه دلخواه پرداخته شده است.</p> <p>This reference explores the attitude tracking challenge of an underactuated spacecraft, taking into account actuator saturation, external disturbances, and system uncertainties during large-angle maneuvers and arbitrary initial conditions.</p>	[171], 2021	پسگام مقاوم Robust backstepping
<p>در این مرجع مسئله پایداری سرعت زاویه‌ای برای یک ماهواره صلب با دو ورودی کنترلی مستقل بررسی شده و یک استراتژی کنترل پایداری بر اساس شکل‌دهی انرژی ارائه شده است.</p> <p>"This reference examines the angular velocity stabilization problem for a rigid satellite with two independent control inputs, and proposes a stability control strategy based on energy shaping.</p>	[172], 2022	-

Explanation (research method)	Reference, Year	Control approach
در این مرجع یک قانون کنترل وضعیت مبتنی بر کنترل مدل پیش‌بین برای یک فضاپیماى زیرتحریرک و با استفاده از فشار تابش خورشیدی ارائه شده است. This reference presents an attitude control law based on model predictive control for an underactuated spacecraft, utilizing solar radiation pressure.	[173], 2022	کنترل مدل پیش‌بین Model predictive control
در این مرجع یک کنترل مقاوم زیرتحریرک برای یک سیستم ماهواره‌ای متصل در حضور اغتشاشات و عدم قطعیت مدل پیشنهاد شده است. This reference proposes a robust underactuated control strategy for a connected satellite system, addressing the presence of disturbances and model uncertainties.	[174], 2023	تطبیقی مقاوم Robust adaptive
در این مرجع مانور وضعیت سه محوری فضاپیماى صلب با دو گشتاور داخلی و با استفاده از توابع پتانسیل پیشنهاد شده است. This reference proposes a three-axis attitude maneuver strategy for a rigid spacecraft using two internal torques, based on potential functions.	[175], 2024	-
در این مرجع از کنترل مدل پیش‌بین توسعه یافته جهت نشانه‌روی یک ماهواره در امتداد ندریر و در حضور خرابی عملگر استفاده شده است. This reference employs an extended model predictive control approach for directing a satellite along the nadir axis, accounting for actuator failures.	[176], 2025	کنترل مدل پیش‌بین توسعه یافته Extended model predictive control
در این مرجع کنترل زمان محدود مبتنی بر یادگیری تقویتی برای فضاپیماى نامتقارن با فرض وجود اغتشاشات ارائه شده است. This reference presents a finite-time control strategy based on reinforcement learning for an asymmetric spacecraft, under the assumption of external disturbances.	[177], 2024	مبتنی بر یادگیری تقویتی Based on reinforcement learning
در این مرجع ملاحظات عملی برای اجرای قانون کنترل مبتنی بر توابع عرضی با استفاده از دو چرخ عکس‌العملی بررسی شده است. This reference investigates practical considerations for implementing a transverse-function-based control law using two reaction wheels.	[178], 2025	-

کنترل تعقیب وضعیت زیرتحریرک

و پاسخ حالت ماندگار سیستم را به همراه دارد [۳۷] کنترل مد لغزشی در ترکیب با یک قانون تطبیقی جهت به‌روزرسانی برخی پارامترها در حین مانورهای زاویه‌ای بزرگ پیشنهاد شده است [۱۸۵، ۱۸۶]. قوانین به‌روزرسانی تطبیقی که از تکنیک‌های تخمین پارامترهای ناشناخته همچون حداقل مربعات بازگشتی استفاده می‌کنند، سرعت همگرایی پایینی داشته و مناسب جهت به‌کارگیری در حین انجام یک عملیات تصویربرداری نمی‌باشند [۱۸۴]. کنترل تعقیب وضعیت یک ماهواره سنجش از دور برای انواع مدهای تصویربرداری و در یک شرایط بدون عیب در مرجع [۱۸۷] آمده است. این موضوع در رابطه با تحمل‌پذیری عیب و زیرتحریرک شدن در عمل چالش برانگیزتر نیز می‌شود.

کنترل تعقیب وضعیت زیرتحریرک برای الحاق تعقیب‌گر و هدف [۱۸۸]، پرنده بدون سرنشین هوایی [۱۸۹]، سیستم متصل [۱۹۰]، وسیله فضایی [۱۹۱]، کشتی هوایی [۱۹۲] و آرایش پروازی فضاپیما [۱۹۳] مرور می‌شود. جدول (۷) مقالات منتشر شده برای کنترل

کنترل تعقیب وضعیت همواره یک از کانون‌های تحقیقاتی در حوزه سیستم کنترل ماهواره بوده است [۱۷۹]. محدودیت‌های ساختاری و خرابی عملگر می‌توانند منجر به یک سیستم زیرتحریرک شوند [۱۸۰]. این به معنای کمتر شدن تعداد ورودی‌های کنترلی از سه برای تحقق پایدارسازی یا تعقیب سه محوره است. مسئله کنترل تعقیب وضعیت را می‌توان برای یک ماهواره انعطاف‌پذیر [۱۸۱]، بازوی مکانیکی [۱۸۲] و ماهواره صلب [۱۸۳] مرور نمود.

در یک عملیات تصویربرداری قانون کنترل تعقیب مناسب می‌بایست به‌گونه‌ای طراحی شده که مانورهای موردنیاز طبق مسیر مورد نظر انجام شود. از استراتژی کنترل مد لغزشی با وجود عدم قطعیت پارامتری در طی مانور وضعیت و اغتشاشات خارجی استفاده می‌شود [۱۸۴] در این استراتژی برای جلوگیری از گسستگی در خطای صفر تابع \tanh پیشنهاد شده است که بهبود تلاش کنترلی

تعقیب وضعیت زیرتحریرک را در دو دهه گذشته فهرست می‌کند. مراجع از دیدگاه پنج شاخص بر اساس ویژگی‌ها و نیازمندی‌های سیستم مقایسه می‌شوند. همچنین طبقه‌بندی از نظر مدل‌های سینماتیک، دینامیک و سینماتیک-دینامیک داده می‌شود.

جدول ۷- نتایج مطالعه مراجع طراحی کنترل تعقیب وضعیت زیرتحریرک: (✓) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، (X) نامطلوب، (--) بحث نشده، (Y) بله، (N) خیر، (K) سینماتیک، (D) دینامیک

Table 7. Comparison of various underactuated attitude tracking control design approaches: (✓) favorable; (+) less favorable; (X) not favorable; (--) not given; (Y) yes; (N) no; (K) kinematic; (D) dynamic

Ref.	Indices							Attitude control categorization
	Attitude pointing accuracy	Convergence time of angle error	Attitude stability	Improving control effort	Computational complexity	Considering uncertainty	Considering saturation	
[194]	+	✓	X	--	+	N	Y	K
[132]	+	X	X	+	✓	N	N	K
[195]	+	+	--	X	+	N	Y	K
[149]	+	X	+	X	X	N	Y	K-D
[22]	+	X	+	+	+	N	Y	K
[67]	+	X	+	+	X	N	Y	D
[196]	+	X	X	+	+	N	N	K-D
[197]	+	X	+	X	+	N	Y	D
[55]	+	X	+	+	X	N	Y	K-D
[198]	+	X	--	+	X	N	Y	K
[199]	+	X	X	--	X	Y	Y	K-D
[200]	+	X	+	+	+	N	Y	K
[201]	✓	+	+	+	X	Y	Y	K-D
[171]	✓	+	✓	+	X	Y	Y	K-D
[190]	✓	+	✓	✓	+	N	N	K-D
[15]	✓	✓	+	✓	+	Y	Y	K-D

که در اثر عوامل عیب مربوط به عملگر و از شرایط سالم وارد شرایط زیرتحریرک می‌شود، آمده است. به‌منظور تقریب نزدیک واقعیت روی مدار، سیستم در نظر گرفته شده دارای یک شرایط ابتدایی سالم برای عملگرها بوده و سپس عیب زیرتحریرک شدن را تجربه می‌کند.

نتیجه‌گیری

این مقاله یک نگاه کلی به پژوهش‌های انجام شده در مسئله کنترل وضعیت ماهواره زیرتحریرک داشت. تمامی مسائل و چالش‌هایی که در کنترل وضعیت یک ماهواره سالم یا تحریرک کامل بررسی شده و یا در حال توسعه بوده، برای ماهواره زیرتحریرک هم قابل طرح بوده و در حال توسعه می‌باشد. از جمله چالش‌هایی که همچنان جز مسائل مورد بررسی

رویکردهای شناخته شده در طراحی کنترل تعقیب وضعیت زیرتحریرک، مد لغزشی [۲۰۱]، وارون دینامیک [۲۲]، کنترل پیش‌بین مدل و پسگام [۱۹۹] هستند. پسگام یک کنترل لیاپانوف-پایه و دارای طراحی آشناری بوده که همگرایی متغیرهای حالت به مقادیر مطلوب آن‌ها را به فرم فیدبک اکید تضمین می‌کند [۲۰۲]. مرجع [۲۰۳] تکنیک پسگام را برای دو ژایروی کنترل ممان مورب ارائه می‌دهد. مرجع [۱۷۱] رویکرد پسگام مقاوم را با در نظر گرفتن عدم قطعیت و اشباع عملگر ارائه می‌دهد. در حالی که سرعت زاویه‌ای محور زیرتحریرک رسم نشده است. این تکنیک با یک تابع مانع تطبیقی برای یک فضای پیمای متصل در مرجع [۱۹۰] ارائه شده که پیچیدگی‌های محاسباتی دارد. در مرجع [۱۵] طراحی کنترل تعقیب وضعیت برای یک ماهواره سنجش از دور

- Conference Proceedings (Cat. No.03TH8652), Big Sky, MT, USA, 2003, pp. 6_2629-6_2635, <https://doi.org/10.1109/AERO.2003.1235188>.
- [7] B. He, S. Wang, and Y. Liu, "Underactuated robotics: A review," *International Journal of Advanced Robotic Systems*, vol. 16, no. 4, 2019, <https://doi.org/10.1177/1729881419862164>.
- [8] 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>.
- [9] H. W. Moos *et al.*, "Overview of the Far Ultraviolet Spectroscopic Explorer Mission," *the Astrophysical Journal*, vol. 538, no. 1, 2000, Art. no. L1-6, <https://doi.org/10.1086/312795>.
- [10] R. Cowen, "The wheels come off Kepler," *Nature Publishing Group*, vol. 497, no. 7450, 2013.
- [11] J. Eickhoff, *Onboard computers, onboard software and satellite operations: An introduction*, Berlin, Heidelberg: Springer, 2012, <https://doi.org/10.1007/978-3-642-25170-2>.
- [12] Q. M. Lam and I. Barkana, "A close examination of under-actuated attitude control subsystem design for future satellite missions' life extension," in *10th International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences*, vol. 1637, no. 1, Narvik, Norway, 2014, pp. 555-564, <https://doi.org/10.1063/1.4904624>.
- [13] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, New York: Springer, 2014, <https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0802-8>.
- [14] I. Gueddi, O. Nasri, and K. Ben Othman, "A new interval diagnosis method: Application to the spacecraft rendezvous phase of the Mars sample return mission," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 34, no. 1, pp. 42-62, 2019, <https://doi.org/10.1002/acs.3065>.
- [15] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Advanced Control for Applications*, vol. 6, no. 3, 2024, Art. no. e215, <https://doi.org/10.1002/adc2.215>.
- [16] R. Isermann and P. Ballé, "Trends in the application of model-based fault detection and diagnosis of technical processes," *Control Engineering Practice*, vol. 5, no. 5, pp. 709-719, 1997, [https://doi.org/10.1016/S0967-0661\(97\)00053-1](https://doi.org/10.1016/S0967-0661(97)00053-1).
- [17] B. Geometric, "Goodwine control of mechanical systems: Book review," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 50, no. 12, Paper 2111, 2005, <https://doi.org/10.1109/TAC.2005.860277>.

در این حوزه می‌باشد، می‌توان عملکرد زمان محدود، زمان ثابت و زمان عملی کنترل وضعیت، در نظر گرفتن اجزای انعطاف‌پذیر [۲۰۴] در مدل دینامیکی ماهواره زیرتحریرک و تولید سیگنال کنترلی بهینه و محدود را نام برد. با توجه به چگونگی زیرتحریرک در نظر گرفتن سیستم که شامل زیرتحریرک شدن در فاز طراحی و یا در زمانی از مأموریت می‌باشد، پیاده‌سازی عملیاتی روش‌های کنترل وضعیت زیرتحریرک ارائه شده، برای ماهواره‌ای که قرار است در زمانی نامعلوم و کاملاً تصادفی وارد شرایط زیرتحریرک شود را بسیار دارای اهمیت می‌کند. در این صورت استفاده از روش‌های مبتنی بر مدل و مشاهده‌گر حالت در شناسایی شرایط زیرتحریرک ناشی از عیوب چرخ عکس‌عملی و کنترل تحمل‌پذیر عیب در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره مناسب است.

تعارض منافع

این اثر تحت حمایت مادی بنیاد ملی علم ایران (INSF) برگرفته شده از طرح شماره «۴۰۳۱۵۳۱» انجام شده است.

This work is based upon research funded by Iran National Science Foundation (INSF) under project No. 4031531.

مراجع

- [1] S. S. Nudehi, U. Farooq, A. Alasty, and J. Issa, "Satellite attitude control using three reaction wheels," in *American Control Conference*, Seattle, WA, USA, 2008, pp. 4850-4855, <https://doi.org/10.1109/ACC.2008.4587262>.
- [2] 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, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jst.2023.1426>.
- [3] L. Briguglio, *Handbook of Small States: Economic, Social and Environmental Issues*, 1st ed. London: Routledge, 2018, <https://doi.org/10.4324/9781351181846>.
- [4] T. Urakubo, K. Tsuchiya, and K. Tsujita, "Attitude control of a spacecraft with two reaction wheels," *Journal of Vibration and Control*, vol. 10, no. 9, pp. 1291-311, 2004, <https://doi.org/10.1177/1077546304042042>.
- [5] M. Flynn, F. Leve, C. Petersen, and I. Kolmanovsky, "Linear control of underactuated spacecraft with two reaction wheels made feasible by solar radiation pressure," in *American Control Conference (ACC)*, Chicago, IL, USA, 2015, pp. 3193-3198, <https://doi.org/10.1109/ACC.2015.7171824>.
- [6] N. M. Horri and S. Hodgart, "Attitude stabilization of an underactuated satellite using two wheels," in *Aerospace*

- [30] L. He, W. Ma, P. Guo, and T. Sheng, "Developments of attitude determination and control system of microsats: A survey," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 235, no. 10, pp. 1733–1750, 2020, <https://doi.org/10.1177/0959651819895173>.
- [31] R. Isermann, *Fault-Diagnosis Systems: An Introduction from Fault Detection to Fault Tolerance*, Springer Berlin, Heidelberg, 2006, <https://doi.org/10.1007/3-540-30368-5>.
- [32] A. M. Cruise, J. A. Bowles, T. J. Patrick, and C. V. Goodall, *Principles of Space Instrument Design*, Cambridge University Press, 1998, <https://doi.org/10.1017/CBO9780511584503>.
- [33] N. Tudoroiu and K. Khorasani, "Satellite fault diagnosis using a bank of interacting Kalman filters," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 43, no. 4, pp. 1334–1350, 2007, <https://doi.org/10.1109/TAES.2007.4441743>.
- [34] Y. Bai, J. D. Biggs, X. Wang, and N. Cui, "Attitude tracking with an adaptive sliding mode response to reaction wheel failure," *European Journal of Control*, vol. 42, pp. 67–76, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ejcon.2018.02.008>.
- [35] R. Qi, W. Su, and Y. Meng, "Fault-tolerant attitude controller design for deep space probe via adaptive fast terminal sliding mode control," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 141, no. 9, 2019, Art. no. 091006, <https://doi.org/10.1115/1.4042548>.
- [36] Q. Shen, C. Yue, C. H. Goh, and D. Wang, "Active fault-tolerant control system design for spacecraft attitude maneuvers with actuator saturation and faults," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 66, no. 5, pp. 3763–3772, 2019, <https://doi.org/10.1109/TIE.2018.2854602>.
- [37] Z. Ismail, R. Varatharajoo, and Y. C. Chak, "A fractional-order sliding mode control for nominal and underactuated satellite attitude controls," *Advances in Space Research*, vol. 66, no. 2, pp. 321–334, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.02.022>.
- [38] A. Fan, H. Huang, and K. Zhou, "Robust fault-tolerant attitude control for satellite with multiple uncertainties and actuator faults," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 33, no. 12, pp. 3380–3394, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.06.026>.
- [39] Z. Yuan, L. Wu, and X. Yao, "Adaptive fault-tolerant attitude-tracking control of spacecraft with quantized control torque," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 226653–226661, 2020, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2020.3045017>.
- [40] D. Lee and H. Leeghim, "Reaction wheel fault-tolerant finite-time control for spacecraft attitude tracking without unwinding," *International Journal*
- [18] R. Isermann, *Fault-Diagnosis Applications, Model-Based Condition Monitoring: Actuators, Drives, Machinery, Plants, Sensors, and Fault-tolerant Systems*, Springer Berlin, Heidelberg, 2011, <https://doi.org/10.1007/978-3-642-12767-0>.
- [19] R. N. Banavar and V. Sankaranarayanan, *Switched Finite Time Control of a Class of Underactuated Systems*, Springer Berlin, Heidelberg, 2006, <https://doi.org/10.1007/11616269>.
- [20] C. D. Petersen, F. Leve, and I. Kolmanovsky, "Model predictive control of an underactuated spacecraft with two reaction wheels," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, no. 2, pp. 320–332, 2017, <https://doi.org/10.2514/1.G000320>.
- [21] C. D. Petersen, F. Leve, and I. Kolmanovsky, "Underactuated spacecraft switching law for two reaction wheels and constant angular momentum," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 39, no. 9, pp. 2086–2099, 2016, <https://doi.org/10.2514/1.G001680>.
- [22] H. Gui, L. Jin, and S. Xu, "Attitude maneuver control of a two-wheeled spacecraft with bounded wheel speeds," *Acta Astronautica*, vol. 88, pp. 98–107, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.03.006>.
- [23] H. J. Kramer, *Observation of the Earth and Its Environment, Survey of Missions and Sensors*, 4th ed. Springer Berlin, Heidelberg, 2002, <https://doi.org/10.1007/978-3-642-56294-5>.
- [24] J. F. Castet and J. H. Saleh, "Satellite and satellite subsystems reliability: Statistical data analysis and modeling," *Reliability Engineering & System Safety*, vol. 94, no. 11, pp. 1718–1728, 2009, <https://doi.org/10.1016/j.res.2009.05.004>.
- [25] E. Sobhani-Tehrani and K. Khorasani, *Fault Diagnosis of Nonlinear Systems Using a Hybrid Approach*, Springer New York, NY; 2009, <https://doi.org/10.1007/978-0-387-92907-1>.
- [26] H. B. Hassrizal and J. A. Rossiter, "A survey of control strategies for spacecraft attitude and orientation," in *11th International Conference on Control (CONTROL)*, Belfast, UK, 2016, pp. 1–6, <https://doi.org/10.1109/CONTROL.2016.7737543>.
- [27] M. Tafazoli, "A study of on-orbit spacecraft failures," *Acta Astronautica*, vol. 64, no. 2–3, pp. 195–205, 2009, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.07.019>.
- [28] J. K. Wayer, J. F. Castet, and J. F. Saleh, "Spacecraft attitude control subsystem: Reliability, multi-state analyses, and comparative failure behavior in LEO and GEO," *Acta Astronautica*, vol. 85, pp. 83–92, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.12.003>.
- [29] Q. Hu, B. Xiao, B. Li, and Y. Zhang, *Fault-Tolerant Attitude Control of Spacecraft*, Elsevier, 2021, <https://doi.org/10.1016/c2020-0-03287-1>.

- no. 12, pp. 2524-2528, 2012, <https://doi.org/10.3969/j.issn.1001-506X.2012.12.21>.
- [52] 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, pp. 2376–2381, <https://doi.org/10.1109/WCICA.2016.7578603>.
- [53] 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, 2023, <https://doi.org/10.1177/09544100221148887>.
- [54] F. L. Markley, R. G. Reynolds, F. X. Liu, and K. L. Lebsack, "Maximum torque and momentum envelopes for reaction-wheel arrays," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 33, no. 5, pp. 1606–1614, 2012, <https://doi.org/10.2514/1.47235>.
- [55] H. Gui, G. Vukovich, and S. Xu, "Attitude tracking of a rigid spacecraft using two internal torques," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 1, no. 4, pp. 2900–2913, 2015, <https://doi.org/10.1109/TAES.2015.140670>.
- [56] C. Yue, K. D. Kumar, Q. Shen, C. H. Goh, and T. H. Lee, "Attitude stabilization using two parallel single-gimbal control moment gyroscopes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 42, no. 6, pp. 1353–1364, 2019, <https://doi.org/10.2514/1.G003445>.
- [57] J. H. Lee, D. Kim, J. Kim, and H. S. Oh, "Shorter path design and control for an underactuated satellite," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2017, no. 1, 2017, Art. no. 8536732 <https://doi.org/10.1155/2017/8536732>.
- [58] Z. Ismail and R. Varatharajoo, "A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control," *Advances in Space Research*, vol. 45, no. 6, pp. 750–759, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2009.11.004>.
- [59] J. Qiao, D. Zhang, Y. Zhu, and P. Zhang, "Disturbance observer-based finite-time attitude maneuver control for micro satellite under actuator deviation fault," *Aerospace Science and Technology*, vol. 82-83, pp. 262-271, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.09.007>.
- [60] Y. Wu, G. Zhang, L. Wu, and W. Hu, "Observer-based finite time adaptive fault tolerant control for nonaffine nonlinear systems with actuator faults and disturbances," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 34, no. 10, pp. 1430-144634, 2020, <https://doi.org/10.1002/acs.3158>.
- [61] P. Castaldi, N. Mimmo, and S. Simani, "LEO satellite active FTC with aerodynamic disturbance of Robust and Nonlinear Control, vol. 30, no. 9, pp. 3672–3691, 2020, <https://doi.org/10.1002/rnc.4957>.
- [41] X. Shao, Q. Hu, Y. Shi, and Y. Zhang, "Fault-tolerant control for full-state error constrained attitude tracking of uncertain spacecraft," *Automatica*, vol. 151, 2023, Art. no. 110907, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2023.110907>.
- [42] Q. Huang and Y. Zhang, "Continuous appointed-time prescribed performance attitude tracking control for rigid spacecraft with actuator faults on SO(3)," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 34, no. 1, pp. 628-647, 2023, <https://doi.org/10.1002/rnc.6991>.
- [43] J. D. Biggs, Y. Bai, and H. Henninger, "Attitude guidance and tracking for spacecraft with two reaction wheels," *International Journal of Control*, vol. 91, no. 4, pp. 926–936, 2017, <https://doi.org/10.1080/00207179.2017.1299944>.
- [44] 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>.
- [45] 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>.
- [46] L. Cao, X. Chen, and B. Xiao, *Predictive Filtering for Microsatellite Control System*, Elsevier, 2020, <https://doi.org/10.1016/C2019-0-04217-3>.
- [47] Y. Yang, "Analytic LQR design for spacecraft control system based on quaternion model," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 25, no. 3, pp. 448–453, 2012, [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.000014](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.000014).
- [48] M. Navabi and M. R. Hosseini, "Spacecraft quaternion based attitude input-output feedback linearization control using reaction wheels," in *8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2017, pp. 97–103, <https://doi.org/10.1109/RAST.2017.8002994>.
- [49] Y. Li, Z. Sun, and D. Ye, "Robust linear PID controller for satellite attitude stabilisation and attitude tracking control," *International Journal of Space Science and Engineering*, vol. 4, no. 1, pp. 64-75, 2016, <https://doi.org/10.1504/IJSPACESE.2016.078581>.
- [50] S. Shen and Q. Sun, "Characteristic model-based fast attitude maneuver for the complex flexible satellite," *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*, Pasadena, California, 2015, <https://doi.org/10.2514/6.2015-4508>.
- [51] G. P. Yuan, X. P. Shi, and L. Li, "Adaptive robust attitude controller design for spacecraft," *Systems Engineering and Electronic Technology*, vol. 34,

- [72] S. Gao, W. Zhang, and X. He, "Observer-based multiple faults diagnosis scheme for satellite attitude control system," *Asian Journal of Control*, vol. 22, no. 1, pp. 307-322, 2018, <https://doi.org/10.1002/asjc.1873>.
- [73] H. Alwi, C. Edwards, and C. Pin Tan, *Fault Detection and Fault-Tolerant Control Using Sliding Modes*, London: Springer, 2011, <https://doi.org/10.1007/978-0-85729-650-4>.
- [74] S. Simani, C. Fantuzzi, and R. J. Patton, *Model-based Fault Diagnosis in Dynamic Systems Using Identification Techniques*, London: Springer, 2003, <https://doi.org/10.1007/978-1-4471-3829-7>.
- [75] B. Xiao, Q. Hu, Y. Zhang, and X. Huo, "Fault-tolerant tracking control of spacecraft with attitude-only measurement under actuator failures," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 3, pp. 838-849, 2014, <https://doi.org/10.2514/1.61369>.
- [76] X. Zhang and Z. Zhou, "Integrated fault estimation and fault tolerant attitude control for rigid spacecraft with multiple actuator faults and saturation," *IET Control Theory & Applications*, vol. 13, no. 15, pp. 2365-2375, 2019, <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2019.0195>.
- [77] Q. Hu, X. Zhang, and G. Niu, "Observer-based fault tolerant control and experimental verification for rigid spacecraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 92, pp. 373-386, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.06.013>.
- [78] I. Hwang, S. Kim, Y. Kim, and C. E. Seah, "A survey of fault detection, isolation, and reconfiguration methods," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 18, no. 3, pp. 636-653, 2010, <https://doi.org/10.1109/TCST.2009.2026285>.
- [79] H. Henna, H. Toubakh, M. R. Kafi, and M. S. Mouchaweh, "Towards fault-tolerant strategy in satellite attitude control systems: A review," in *12th Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society*, vol. 12, no. 1, virtual conference, 2020, <https://doi.org/10.36001/phmconf.2020.v12i1.1272>.
- [80] C. Gao, Q. Zhao, and G. Duan, "Robust actuator fault diagnosis scheme for satellite attitude control systems," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 350, no. 9, pp. 2560-2580, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2013.02.021>.
- [81] Z. Gao, Z. Zhou, G. Jiang, M. Qian, and J. Lin, "Active fault tolerant control scheme for satellite attitude systems: Multiple actuator faults case," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 16, pp. 1794-1804, 2018, <https://doi.org/10.1007/s12555-016-0667-5>.
- [82] D. Henry, "Fault diagnosis of microscope satellite thrusters using H-infinity/H_ filters," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 31, no. 3, pp. 699-711, 2008, <https://doi.org/10.2514/1.31003>.
- decoupled fault diagnosis," *European Journal of Control*, vol. 51, pp. 76-94, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.ejcon.2019.06.005>.
- [62] H. Lee and Y. Kim, "Fault-tolerant control scheme for satellite attitude control system," *IET Control Theory & Applications*, vol. 4, no. 8, pp. 1436-1450, 2010, <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2009.0159>.
- [63] Z. Q. Li, L. Ma, and K. Khorasani, "A dynamic neural network-based reaction wheel fault diagnosis for satellites," in *International Joint Conference on Neural Network Proceedings*, Vancouver, BC, Canada, 2006, pp. 3714-3721, <https://doi.org/10.1109/IJCNN.2006.247387>.
- [64] Y. Wei, L. Sheng, J. Fang, and M. Gao, "Adaptive fault-tolerant tracking control for nonlinear systems with unknown control coefficient and input saturation," *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 37, no. 2, pp. 414-435, 2022, <https://doi.org/10.1002/acs.3547>.
- [65] Z. Kang, Q. Shen, S. Wu, and C. J. Damaren, "Saturated attitude control of multispacecraft systems on SO(3) subject to mixed attitude constraints with arbitrary initial attitude," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic*, vol. 59, no. 5, pp. 5158-5173, 2023, <https://doi.org/10.1109/TAES.2023.3251972>.
- [66] X. Yue, J. Liu, K. Chen, Y. Zhang, and Z. Hu, "Prescribed performance adaptive event-triggered consensus control for multiagent systems with input saturation," *Frontiers in Neurorobotics*, vol. 16, 2023, <https://doi.org/10.3389/fnbot.2022.1103462>.
- [67] C. Han, J. Guo, and A. Pechev, "Nonlinear H_∞ based underactuated attitude control for small satellites with two reaction wheels," *Acta Astronautica*, vol. 104, no. 1, pp. 159-172, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.07.036>.
- [68] J. Gertler, *Fault Detection and Diagnosis in Engineering Systems*, 1st ed. Boca Raton: CRC Press, 2017, <https://doi.org/10.1201/9780203756126>.
- [69] R. Isermann, "Supervision, fault-detection and fault-diagnosis methods- a short introduction," in *Combust. Engine Diagnosis, Model-Based Condition Monitoring of Gasoline and Diesel Engines and Their Components*, Berlin, Heidelberg: Springer, 2017, pp. 25-47, https://doi.org/10.1007/978-3-662-49467-7_2.
- [70] Y. Zhang and J. Jiang, "Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems," *Annual Reviews in Control*, vol. 32, no. 2, pp. 229-252, 2008, <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2008.03.008>.
- [71] S. Yin, B. Xiao, S. X. Ding, and D. Zhou, "A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 63, no. 5, pp. 3311-3320, 2016, <https://doi.org/10.1109/TIE.2016.2530789>.

- Applications*, vol. 31, pp. 373–384, 1980, <https://doi.org/10.1007/BF01262979>.
- [94] P. C. Crouch, "Spacecraft attitude control and stabilization: applications of geometric control theory to rigid body models," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 29, no. 4, pp. 321–331, 1984, <https://doi.org/10.1109/TAC.1984.1103519>.
- [95] H. Yadegari, H. Chao, and Z. Yukai, "Finite time sliding mode controller for a rigid satellite in presence of actuator failure," in *3rd International Conference on Information Science and Control Engineering (ICISCE)*, Beijing, China, 2016, pp. 1327–1331, <https://doi.org/10.1109/ICISCE.2016.283>.
- [96] B. Li, Q. Hu, Y. Yang, and O. A. Postolache, "Finite-time disturbance observer based integral sliding mode control for attitude stabilisation under actuator failure," *IET Control Theory & Applications*, vol. 13, no. 1, pp. 50–58, 2019, <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2018.5477>.
- [97] E. D. Sontag and H. J. Sussmann, "Further comments on the stabilizability of the angular velocity of a rigid body," *Systems & Control Letters*, vol. 12, no. 3, pp. 213–217, 1989, [https://doi.org/10.1016/0167-6911\(89\)90052-2](https://doi.org/10.1016/0167-6911(89)90052-2).
- [98] P. Morin, "Robust stabilisation of the angular velocity of a rigid body with two controls," *European Journal of Control*, vol. 2, no. 1, pp. 51–56, 1996, [https://doi.org/10.1016/S0947-3580\(96\)70028-6](https://doi.org/10.1016/S0947-3580(96)70028-6).
- [99] V. Coverstone-Carroll, "Detumbling and reorienting underactuated rigid spacecraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 19, no. 3, pp. 708–710, 1996, <https://doi.org/10.2514/3.21680>.
- [100] D. Aeyels, "Stabilization by smooth feedback of the angular velocity of a rigid body," *Systems & Control Letters*, vol. 6, no. 1, pp. 59–63, 1985, [https://doi.org/10.1016/0167-6911\(85\)90055-6](https://doi.org/10.1016/0167-6911(85)90055-6).
- [101] C. I. Byrnes and A. Isidori, "On the attitude stabilization of rigid spacecraft," *Automatica*, vol. 27, no. 1, pp. 87–95, 1991, [https://doi.org/10.1016/0005-1098\(91\)90008-P](https://doi.org/10.1016/0005-1098(91)90008-P).
- [102] C. I. Byrnes, S. Monaco, A. Isidori, and S. Sabatino, "Analysis and simulation of a controlled rigid spacecraft: Stability and instability near attractors," in *27th Conference on Decision and Control*, Austin, TX, USA, 1988, pp. 81–85, <https://doi.org/10.1109/CDC.1988.194273>.
- [103] H. Krishnan, N. H. McClamroch, and M. Reyhanoglu, "Attitude stabilization of a rigid spacecraft using two momentum wheel actuators," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 18, no. 2, pp. 256–263, 1995, <https://doi.org/10.2514/3.21378>.
- [104] E. Y. Kerai, "Analysis of small time local controllability of the rigid body model," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 28, no. 8, pp. 597–602, 1995, [https://doi.org/10.1016/S1474-6670\(17\)45529-7](https://doi.org/10.1016/S1474-6670(17)45529-7).
- [83] P. Baldi, M. Blanke, P. Castaldi, N. Mimmo, and S. Simani, "Fault diagnosis for satellite sensors and actuators using nonlinear geometric approach and adaptive observers," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 29, no. 16, pp. 5429–5455, 2018, <https://doi.org/10.1002/rnc.4083>.
- [84] S. Zhu, D. Wang, Q. Shen, and E. K. Poh, "Satellite attitude stabilization control with actuator faults," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, no. 5, pp. 1300–1309, 2017, <https://doi.org/10.2514/1.G001922>.
- [85] Z. Gao, Z. Zhou, M. S. Qian, and J. Lin, "Active fault tolerant control scheme for satellite attitude system subject to actuator time-varying faults," *IET Control Theory & Applications*, vol. 12, no. 3, pp. 405–412, 2018, <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2017.0969>.
- [86] Z. Gao, B. Jiang, P. Shi, M. Qian, and J. Lin, "Active fault tolerant control design for reusable launch vehicle using adaptive sliding mode technique," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 349, no. 4, pp. 1543–1560, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2011.11.003>.
- [87] H. Li, Q. Jia, R. Ma, and X. Chen, "Observer-based robust actuator fault isolation and identification for microsatellite attitude control systems," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 93, no. 7, pp. 1145–1155, 2021, <https://doi.org/10.1108/AEAT-10-2020-0224>.
- [88] G. Chen and Y. D. Song, "Robust fault-tolerant cooperative control of multi-agent systems: A constructive design method," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 352, no. 10, pp. 4045–4066, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2015.05.031>.
- [89] F. Nemati, S. M. Safavi Hamami, and A. Zemouche, "A nonlinear observer-based approach to fault detection, isolation and estimation for satellite formation flight application," *Automatica*, vol. 107, pp. 474–482, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2019.06.007>.
- [90] L. de p. Carvalho, F. Y. Toriumi, B. A. Angélico, and O. L. do V. Costa, "Model-based fault detection filter for Markovian jump linear systems applied to a control moment gyroscope," *European Journal of Control*, vol. 59, pp. 99–108, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.ejcon.2021.02.003>.
- [91] X. L. Yao, G. Tao, B. Jiang, and X. H. Lv, "Stabilization of an underactuated rigid body with unknown parameters using adaptive switching control," in *Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, Yantai, China, 2014, pp. 1573–1578, <https://doi.org/10.1109/CGNCC.2014.7007427>.
- [92] Q. Hu, B. Li, B. Xiao, and Y. Zhang, *Control Allocation for Spacecraft Under Actuator Faults*, Springer Singapore, 2021, <https://doi.org/10.1007/978-981-16-0439-3>.
- [93] H. Hermes, "On a stabilizing feedback attitude control," *Journal of Optimization Theory and*

- dynamics," *International Journal of Control*, vol. 82, no. 10, pp. 1856-1869, 2009, <https://doi.org/10.1080/00207170902788613>.
- [118] A. Behal, D. Dawson, E. Zergeroglu, and Y. Fang, "Nonlinear tracking control of an underactuated spacecraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 25, no. 5, pp. 979-984, 2002, <https://doi.org/10.2514/2.4973>.
- [119] D. Casagrande, A. Astolfi, and T. Parisini, "Global asymptotic stabilization of the attitude and the angular rates of an underactuated non-symmetric rigid body," *Automatica*, vol. 44, no. 7, pp. 1781-1789, 2008, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2007.11.022>.
- [120] S. P. Bhat and P. K. Tiwari, "Controllability of spacecraft attitude using control moment gyroscopes," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 54, no. 3, pp. 585-590, 2009, <https://doi.org/10.1109/TAC.2008.2008324>.
- [121] H. Krishnan, M. Reyhanoglu, and H. McClamroch, "Attitude stabilization of a rigid spacecraft using two control torques: A nonlinear control approach based on the spacecraft attitude dynamics," *Automatica*, vol. 30, no. 6, pp. 1023-1027, 1994, [https://doi.org/10.1016/0005-1098\(94\)90196-1](https://doi.org/10.1016/0005-1098(94)90196-1).
- [122] G. C. Walsh, R. Montgomery, and S. S. Sastry, "Orientation control of the dynamic satellite," in *American Control Conference - ACC '94*, Baltimore, MD, USA, 1994, pp. 138-142, <https://doi.org/10.1109/ACC.1994.751710>.
- [123] X. S. Ge, L. Q. Chen, and Y. Z. Liu, "Attitude control of underactuated spacecraft through flywheels motion using genetic algorithm with wavelet approximation," in *5th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Hangzhou, China, 2004, pp. 5466-5470, <https://doi.org/10.1109/WCICA.2004.1343777>.
- [124] H. Gui, L. Jin, and S. Xu, "Small-time local controllability of spacecraft attitude using control moment gyros," *Automatica*, vol. 53, pp. 141-148, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2014.12.047>.
- [125] N. M. Horri and P. Palmer, "Practical implementation of attitude-control algorithms for an underactuated satellite," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 35, no. 1, pp. 40-50, 2012, <https://doi.org/10.2514/1.54075>.
- [126] O. J. Sordalen, O. Egeland, and C. Canudas de Wit, "Attitude stabilization with a nonholonomic constraint," in *31st Conference on Decision and Control*, Tucson, AZ, USA, 1992, pp. 1610-1611, <https://doi.org/10.1109/CDC.1992.371455>.
- [127] S. Kasai, H. Kojima, and M. Satoh, "Spacecraft attitude maneuver using two single-gimbal control moment gyros," *Acta Astronautica*, vol. 84, pp. 88-98, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.07.035>.
- [128] J. M. Godhavn and O. Egeland, "Attitude control of an underactuated satellite," in *34th IEEE*
- [105] F. Boyer and M. Alamir, "Further results on the controllability of a two-wheeled satellite," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 2, pp. 611-619, 2007, <https://doi.org/10.2514/1.21505>.
- [106] Kim and Y. Kim, "Spin-axis stabilization of a rigid spacecraft using two reaction wheels," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 5, pp. 1046-1049, 2001, <https://doi.org/10.2514/2.4818>.
- [107] Y. Katsuyama, K. Sekiguchi, and M. Sampei, "Spacecraft attitude control by 2 wheels with initial angular momentum," in *SICE Annual Conference*, Nagoya, Japan, 2013, pp. 1890-1895.
- [108] L. Jin and S. Xu, "Underactuated spacecraft angular velocity stabilization and three-axis attitude stabilization using two single gimbal control moment gyros," *Acta Mechanica Sinica*, vol. 26, pp. 279-288, 2010, <https://doi.org/10.1007/s10409-009-0272-4>.
- [109] S. Kwon, T. Shimomura, and H. Okubo, "Pointing control of spacecraft using two SGCMGs via LPV control theory," *Acta Astronautica*, vol. 68, no. 7-8, pp. 1168-1175, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.10.001>.
- [110] R. W. Brockett, "Asymptotic stability and feedback stabilization," *Differential geometric control theory*, vol. 27, no. 1, pp. 181-191, 1983.
- [111] J. Zabczyk, "Some comments on stabilizability," *Applied Mathematics and Optimization*, vol. 19, pp. 1-9, 1989, <https://doi.org/10.1007/BF01448189>.
- [112] L. Gurvits and Z. X. Li, "Smooth time-periodic feedback solutions for nonholonomic motion planning," in *Nonholonomic Motion Planning*, Z. Li and J. F. Canny, Eds. Springer New York, NY, 1993, pp. 53-108, https://doi.org/10.1007/978-1-4615-3176-0_3.
- [113] P. Tsiotras, M. Corless, and J. M. Longuski, "A novel approach to the attitude control of axisymmetric spacecraft," *Automatica*, vol. 31, no. 8, pp. 1099-1112, 1995, [https://doi.org/10.1016/0005-1098\(95\)00010-T](https://doi.org/10.1016/0005-1098(95)00010-T).
- [114] P. Tsiotras and J. Luo, "Stabilization and tracking of underactuated axisymmetric spacecraft with bounded control," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 31, no. 17, pp. 149-154, 1998, [https://doi.org/10.1016/S1474-6670\(17\)40326-0](https://doi.org/10.1016/S1474-6670(17)40326-0).
- [115] T. Tsiotras and A. Schleicher, "Detumbling and partial attitude stabilization of a rigid spacecraft under actuator failure," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*; Dever, CO, USA, 2000, pp. 1-8, <https://doi.org/10.2514/6.2000-4044>.
- [116] P. Tsiotras and V. Doumtchenko, "Control of spacecraft subject to actuator failures: State-of-the-art and open problems," *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 48, pp. 337-358, 2000, <https://doi.org/10.1007/BF03546283>.
- [117] A. H. Bajodah, "Asymptotic perturbed feedback linearisation of underactuated Euler's

- Conference, New York, NY, USA, 2007, pp. 3150–3155, <https://doi.org/10.1109/ACC.2007.4283042>.
- [140] W. F. Dellinger and H. S. Shapiro, "Attitude control on two wheels and no gyros - The past, present, and future of the TIMED spacecraft," in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, 2008, Art. no. 6258, <https://doi.org/10.2514/6.2008-6258>.
- [141] C. Han and A. N. Pechev, "Time-varying nonlinear designs for underactuated attitude control with two reaction wheels," in *9th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis*, Haifa, Israel, 2008, pp. 653-657, <https://doi.org/10.1115/ESDA2008-59387>.
- [142] X. Ge and L. Chen, "Optimal reorientation of underactuated spacecraft using genetic algorithm with wavelet approximation," *Acta Mechanica Sinica*, vol. 25, pp. 547-553, 2009, <https://doi.org/10.1007/s10409-009-0246-6>.
- [143] A. R. Mehrabian, S. Tafazoli, and K. Khorasani, "On the attitude recovery of an underactuated spacecraft using two control moment gyroscopes," in *48th Conference on Decision and Control (CDC) held jointly with 2009 28th Chinese Control Conference*, Shanghai, China, 2009, pp. 1463–1470, <https://doi.org/10.1109/CDC.2009.5399684>.
- [144] J. S. Hall, M. Romano, and R. Cristi, "Quaternion feedback regulator for large angle maneuvers of underactuated spacecraft," in *American Control Conference*, Baltimore, MD, USA, 2010, pp. 2867–2872, <https://doi.org/10.1109/ACC.2010.5531481>.
- [145] Godard and K. D. Kumar, "Robust attitude stabilization of spacecraft subject to actuator failures," *Acta Astronautica*, vol. 68, no. 7-8, pp. 1242-1259, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.10.017>.
- [146] Y. Yoshimura, T. Matsuno, and S. Hokamoto, "Three dimensional attitude control of an underactuated satellite with thrusters," *International Journal of Automation Technology*, vol. 5, no. 6, pp. 892-899, 2011, <https://doi.org/10.20965/ijat.2011.p0892>.
- [147] Y. Zhuang, H. Huang, and G. Ma, "Optimal trajectory generation of an asymmetric underactuated spacecraft based on orbital flatness," in *International Conference on Mechatronics and Automation*, Chengdu, China, 2012, pp. 327–331, <https://doi.org/10.1109/ICMA.2012.6282863>.
- [148] Z. Yuan, X. Jianping, J. Jin, and Y. Jian, "Stabilization analysis and algorithm refactoring of underactuated small satellite using two wheels," in *25th Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, Guiyang, China, 2013, pp. 2314–2318, <https://doi.org/10.1109/CCDC.2013.6561323>.
- [149] J. Huang, C. J. LI, G. F. MA, and G. Liu, "Generalised inversion based attitude control for underactuated spacecraft," *Acta Automatica Sinica*, *Conference on Decision and Control* New Orleans, LA, USA, 1995, pp. 3986–3987, <https://doi.org/10.1109/CDC.1995.479227>.
- [129] S. Li and Y. P. Tian, "Exponential stabilization of the attitude of a rigid spacecraft with two controls," in *American Control Conference*, Anchorage, AK, USA, 2002, pp. 797–802, <https://doi.org/10.1109/ACC.2002.1024912>.
- [130] P. Lucibello and G. Oriolo, "Robust stabilization of the angular velocity for an underactuated rigid spacecraft," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 31, no. 17, pp. 687-692, 1998, [https://doi.org/10.1016/S1474-6670\(17\)40417-4](https://doi.org/10.1016/S1474-6670(17)40417-4).
- [131] H. Shen and P. Tsiotras, "Time-optimal control of axisymmetric rigid spacecraft using two controls," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 5, pp. 682–694, 2012, <https://doi.org/10.2514/2.4436>.
- [132] S. Kim and Y. Kirn, "Sliding mode stabilizing control law of underactuated spacecraft," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Dever, CO, USA, 2000, Art. no. 4045, <https://doi.org/10.2514/6.2000-4045>.
- [133] R. Eshaghi and F. Wang, "A Lyapunov-based fail-safe controller for an underactuated rigid-body spacecraft," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Montreal, Canada, 2001, Art. no. 4212, <https://doi.org/10.2514/6.2001-4212>.
- [134] F. Bacconi, D. Angeli, and E. Mosca, "Attitude control of asymmetric spacecrafts subject to actuator failures," in *Conference on Control Applications*, Istanbul, Turkey, 2003, pp. 474–479, <https://doi.org/10.1109/CCA.2003.1223460>.
- [135] H. Ashrafiuon and R. S. Erwin, "Sliding control approach to underactuated multibody systems," in *American Control Conference*, Boston, MA, USA, 2004, pp. 1283–1288, <https://doi.org/10.23919/ACC.2004.1386750>.
- [136] F. Terui, "Moon tracking attitude control experiment of a bias momentum micro satellite "μ-LabSat"," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 48, no. 159, pp. 28-33, 2005, <https://doi.org/10.2322/tjsass.48.28>.
- [137] H. Ashrafiuon and R. S. Erwin, "Shape change maneuvers for attitude control of underactuated satellites," in *American Control Conference*, Portland, OR, USA, 2005, pp. 895–900, <https://doi.org/10.1109/ACC.2005.1470073>.
- [138] H. Yang and Z. Wu, "Controllability study of the attitude control system for underactuated spacecraft," in *6th Sixth International Symposium on Instrumentation and Control Technology: Sensors, Automatic Measurement, Control, and Computer Simulation*, Beijing, China, 2006, Art. no. 635831, <https://doi.org/10.1117/12.718053>.
- [139] M. A. Karami and F. Sassani, "Nonlinear attitude control of an underactuated spacecraft subject to disturbance torques," in *American Control*

- Aerospace Technology and Management*, vol. 9, no. 4, pp. 442-452, 2017, <https://doi.org/10.5028/jatm.v9i4.771>.
- [160] J. Jin, "Attitude control of underactuated and momentum-biased satellite using state-dependent Riccati equation method," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 20, pp. 204-213, 2019, <https://doi.org/10.1007/s42405-018-0104-5>.
- [161] H. Kojima and P. M. Trivailo, "Adaptive time-delay estimated sliding mode control for a bias momentum satellite with two reaction wheels," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 62, no. 4, pp. 236-245, 2019, <https://doi.org/10.2322/tjsass.62.236>.
- [162] H. MoradiMaryamnegari and A. M. Khoshnood, "Robust adaptive vibration control of an underactuated flexible spacecraft," *Journal of Vibration and Control*, vol. 25, no. 4, pp. 834-850, 2018, <https://doi.org/10.1177/1077546318802431>.
- [163] H. S. Ousaloo, "Globally asymptotic three-axis attitude control for a two-wheeled small satellite," *Acta Astronautica*, vol. 157, pp. 17-28, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.11.05>.
- [164] Y. Zhuang, G. Ma, H. Huang, and C. Li, "Real-time trajectory optimization of an underactuated rigid spacecraft using differential flatness," *Aerospace Science and Technology*, vol. 23, no. 1, pp. 132-139, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2011.06.010>.
- [165] J. Zhang, K. Ma, and G. Meng, "Controllability analysis and attitude path planning of underactuated spacecraft systems," *Aerospace Science and Technology*, vol. 33, no. 1, pp. 76-81, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.01.003>.
- [166] C. Duan, Q. Hu, Y. Zhang, and H. Wu, "Constrained single-axis path planning of underactuated spacecraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 107, 2020, Art. no. 106345, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106345>.
- [167] M. Alamir and F. Boyer, "Fast generation of attractive trajectories for a deficient satellite. application to feedback control design," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 34, no. 13, pp. 693-698, 2001, [https://doi.org/10.1016/S1474-6670\(17\)39073-0](https://doi.org/10.1016/S1474-6670(17)39073-0).
- [168] M. Aminsafae and M. H. Shafiei, "A robust approach to stabilization of 2-DOF underactuated mechanical systems," *Robotica*, vol. 38, no. 12, pp. 2221-2238, 2020, <https://doi.org/10.1017/S0263574720000053>.
- [169] S. Mobayen, S. Mostafavi, and A. Fekih, "Non-singular fast terminal sliding mode control with disturbance observer for underactuated robotic manipulators," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 198067-198077, 2020, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2020.3034712>.
- [170] R. Moradi, A. Alikhani, and M. Fathi Jegarkandi, "Spacecraft attitude fault tolerant control based on multi-objective optimization," *Journal of Theoretical* vol. 39, no. 3, pp. 285-292, 2013, [https://doi.org/10.1016/S1874-1029\(13\)60030-0](https://doi.org/10.1016/S1874-1029(13)60030-0).
- [150] D. X. Wang, Y. H. Jia, L. Jin, F. G. Zhou, and S. Xu, "Hierarchical sliding-mode control for attitude stabilization of an underactuated spacecraft," *Yuhang Xuebao/Journal of Astronautics*, vol. 34, no. 1, pp. 17-24, 2013, <https://doi.org/10.3873/j.issn.1000-1328.2013.01.003>.
- [151] J. R. Chaurais, H. C. Ferreira, J. Y. Ishihara, and R. A. Borges, "Attitude control of an underactuated satellite using two reaction wheels," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 38, no. 10, pp. 2010-2018, 2015, <https://doi.org/10.2514/1.G000145>.
- [152] Y. Katsuyama, T. Ibuki, K. Sekiguchi, and M. Sampei, "Attitude controllability analysis of an underactuated satellite with two reaction wheels and its control," in *54th Conference on Decision and Control (CDC)*, Osaka, Japan, 2015, pp. 3421-3426, <https://doi.org/10.1109/CDC.2015.7402735>.
- [153] S. Daozhe, G. Yunhai, and F. Xiang, "Spacecraft line-of-sight nonlinear control using two wheels," in *10th International Conference on Intelligent Systems and Control (ISCO)*, Coimbatore, India, 2016, pp. 1-6, <https://doi.org/10.1109/ISCO.2016.7726992>.
- [154] Y. Geng, D. Song, and R. Sun, "Inverse optimal stabilization of an underactuated spacecraft using two wheels," in *8th International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics (IHMSC)*, Hangzhou, China, 2016, pp. 279-282, <https://doi.org/10.1109/IHMSC.2016.270>.
- [155] Y. Yoshimura, T. Matsuno, and S. Hokamoto, "Global trajectory design for position and attitude control of an underactuated satellite," *Transactions of the Japan Society For Aeronautical and Space Sciences*, vol. 59, no. 3, pp. 107-114, 2016, <https://doi.org/10.2322/tjsass.59.107>.
- [156] T. Fukaishi, K. Sekiguchi, and K. Nonaka, "Attitude control of two-wheel spacecraft based on dynamics model via hierarchical linearization," *SICE Journal of Control, Measurement, and System Integration*, vol. 10, no. 4, pp. 310-316, 2017, <https://doi.org/10.9746/jcmsi.10.310>.
- [157] A. Zavoli, G. De Matteis, F. Giuliotti, and G. Avanzini, "Single-Axis pointing of an underactuated spacecraft equipped with two reaction wheels," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, no. 6, pp. 1465-1471, 2017, <https://doi.org/10.2514/1.G002182>.
- [158] H. Li, W. Yan, and Y. Shi, "Continuous-time model predictive control of under-actuated spacecraft with bounded control torques," *Automatica*, vol. 75, pp. 144-153, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2016.09.024>.
- [159] A. Alikhani, "Passive fault-tolerant control of an underactuated re-entry capsule," *Journal of*

- [181] L. Cao, B. Xiao, and M. Golestani, "Robust fixed-time attitude stabilization control of flexible spacecraft with actuator uncertainty," *Nonlinear Dynamics*, vol. 100, pp. 2505-2519, 2020, <https://doi.org/10.1007/s11071-020-05596-5>.
- [182] B. Xiao, L. Cao, S. Xu, and L. Liu, "Robust tracking control of robot manipulators with actuator faults and joint velocity measurement uncertainty," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 25, no. 3, pp. 1354-1365, 2020, <https://doi.org/10.1109/TMECH.2020.2975117>.
- [183] B. Xiao, X. Wu, L. Cao, and X. Hu, "Prescribed time attitude tracking control of spacecraft with arbitrary disturbance," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 58, no. 3, pp. 2531-2540, 2022, <https://doi.org/10.1109/TAES.2021.3135372>.
- [184] M. R. Abedini and M. Abedi, "Design of a robust fault-tolerant control algorithm based on failure mode effects criticality analysis for a three-axis satellite," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 233, no. 1, pp. 91-110, 2017, <https://doi.org/10.1177/0954410017727300>.
- [185] Y. Xia, Z. Zhu, M. Fu, and S. Wang, "Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 58, no. 2, pp. 647-659, 2011, <https://doi.org/10.1109/TIE.2010.2046611>.
- [186] M. Heydari Shahna and M. Abedi, "An anti-unwinding finite time fault tolerant sliding mode control of a satellite based on accurate estimation of inertia moments," *ISA Transactions*, vol. 101, pp. 23-41, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2020.01.034>.
- [187] Y. Qu, X. Zhong, F. Zhang, X. Tong, L. Fan, and L. Dai, "Robust disturbance observer-based fast maneuver method for attitude control of optical remote sensing satellites," *Acta Astronautica*, vol. 201, pp. 83-93, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.08.050>.
- [188] X. Zhao and M. R. Emami, "Adaptive underactuated orbit/attitude control for space debris rendezvous," in *Aerospace Conference (50100)*, Big Sky, MT, USA, 2021, pp. 1-11, <https://doi.org/10.1109/AERO50100.2021.9438440>.
- [189] G. E. M. Abro, S. A. Bin Mohd Zulkifli, and V. S. Asirvadam, "Dual-loop single dimension fuzzy-based sliding mode control design for robust tracking of an underactuated quadrotor craft," *Asian Journal of Control*, vol. 25, no. 1, pp. 144-169, 2022, <https://doi.org/10.1002/asjc.2753>.
- [190] H. Tian, A. Li, Y. Wang, and C. Wang, "Underactuated attitude tracking control of tethered spacecraft for deployment and spin-up," *Advances in Space Research*, vol. 71, no. 11, pp. 4829-4842, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.01.052>.
- and *Applied Mechanics*, vol. 58, no. 4, pp. 983-996, 2020, <https://doi.org/10.15632/jtam-pl/125008>.
- [171] R. Nadafi and M. Kabgani, "Robust backstepping attitude tracking control of an underactuated spacecraft with saturation and time-variant perturbations," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 236, no. 3, pp. 502-516, <https://doi.org/10.1177/09544100211015938>.
- [172] G. Chen and W. Huo, "Angular velocity stabilization of underactuated rigid satellites based on energy shaping," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 359, no. 4, pp. 1558-1581, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2022.01.001>.
- [173] L. Jin and Y. Li, "Model predictive control-based attitude control of under-actuated spacecraft using solar radiation pressure," *Aerospace*, vol. 9, no. 9, 2022, Art. no. 498, <https://doi.org/10.3390/aerospace9090498>.
- [174] C. Liu, S. Chen, Y. Guo, and W. Wang, "Robust adaptive control for rotational deployment of an underactuated tethered satellite system," *Acta Astronautica*, vol. 203, pp. 65-77, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.11.025>.
- [175] C. Duan, Q. Hu, Y. Yang, and H. N. Wu, "Constrained control of underactuated spacecraft using artificial potentials," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 71, no. 11, pp. 14803-14812, 2024, <https://doi.org/10.1109/TIE.2024.3366202>.
- [176] P. H. dos Santos and R. A. J. Chagas, "Satellite attitude control using extended model predictive control (EMPC) under actuator failures," *Advances in Space Research*, vol. 74, no. 3, pp. 1314-1326, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.05.010>.
- [177] Y. Lu, X. Wang, Y. Liu, and P. Huang, "Reinforcement learning-based finite time control for the asymmetric underactuated tethered spacecraft with disturbances," *Acta Astronautica*, vol. 220, pp. 218-229, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.04.014>.
- [178] M. Alger and A. de Ruiter, "Practical considerations using transverse function methods on underactuated reaction wheel controlled spacecraft," *Acta Astronautica*, vol. 228, pp. 101-120, 2025, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.11.046>.
- [179] X. Wu, S. Luo, C. Wei, and Y. Liao, "Observer-based fault-tolerant attitude tracking control for rigid spacecraft with actuator saturation and faults," *Acta Astronautica*, vol. 178, pp. 824-834, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.10.017>.
- [180] W. E. Dixon, A. Behal, D. M. Dawson, and S. P. Nagarkatti, "Underactuated systems. nonlinear," in *Nonlinear Control of Engineering Systems, A Lyapunov-Based Approach*, Control Engineering, Boston, MA: Birkhäuser, 2003, pp. 269-335. https://doi.org/10.1007/978-1-4612-0031-4_6.

- controlled by wheels," *Yuhang Xuebao/Journal Astronaut*, vol. 38, no. 1, pp. 57–65, 2017.
- [199] B. Wang, Z. Meng, and P. Huang, "Attitude control of towed space debris using only tether," *Acta Astronautica*, vol. 138, pp. 152–167, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.05.012>.
- [200] Q. M. Lam, "Robust and adaptive reconfigurable control for satellite attitude control subject to under-actuated control condition of reaction wheel assembly," *Mathematics in Engineering, Science and Aerospace (MESA)*, vol. 9, no. 1, pp. 47–63, 2018.
- [201] R. Nadafi and M. Kabganian, "Robust nonlinear attitude tracking control of an underactuated spacecraft under saturation and time-varying uncertainties," *European Journal of Control*, vol. 63, pp. 133–142, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.ejcon.2021.09.003>.
- [202] C. Jia, Z. Meng, and P. Huang, "Attitude control for tethered towing debris under actuators and dynamics uncertainty," *Advances in Space Research*, vol. 64, no. 6, pp. 1286–1297, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.06.027>.
- [203] H. Kojima, "Backstepping-based steering control for spacecraft attitude control using two-skewed control moment gyroscopes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 46, no. 1, pp. 80–96, 2023, <https://doi.org/10.2514/1.G006661>.
- [204] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Integrated vibration suppression-based attitude tracking control of a flexible satellite in rapid imaging maneuver," *Aerospace Systems*, 2025, <https://doi.org/10.1007/s42401-025-00388-4>.
- [191] K. L. Fetzer, S. G. Nersesov, and H. Ashrafiuon, "Trajectory tracking control of spatial underactuated vehicles," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 31, no. 10, pp. 4897–4916, 2021, <https://doi.org/10.1002/rnc.5509>.
- [192] Z. Zheng, W. Huo, and Z. Wu, "Trajectory tracking control for underactuated stratospheric airship," *Advances in Space Research*, vol. 50, no. 7, pp. 906–917, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.06.020>.
- [193] X. Liu, Z. Meng, and Z. You, "Adaptive collision-free formation control for under-actuated spacecraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 79, pp. 223–232, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.05.040>.
- [194] P. Tsiotras and J. Luo, "Control of underactuated spacecraft with bounded inputs," *Automatica*, vol. 36, no. 8, pp. 1153–1169, 2000, [https://doi.org/10.1016/S0005-1098\(00\)00025-X](https://doi.org/10.1016/S0005-1098(00)00025-X).
- [195] A. Behal, D. Dawson, E. Zergeroglu, and Y. Fang, "Nonlinear tracking control of an underactuated spacecraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 25, no. 5, pp. 979–984, 2002, <https://doi.org/10.2514/2.4973>.
- [196] A. Frias, K. D. Kumar, and A. de Ruiter, "Robust nonlinear control of underactuated spacecraft using a single thruster," in *65th International Astronautical Congress*, Toronto, Canada, 2014, pp. 4836–4844.
- [197] W. Wang and J. Yinghong, "Stabilization of an under-actuated spacecraft," in *34th Chinese Control Conference (CCC)*, Hangzhou, China, 2015, pp. 5544–5548, <https://doi.org/10.1109/ChiCC.2015.7260506>.
- [198] Y. H. Geng, D. Z. Song, S. Wang, and R. Sun, "Line-of-sight stabilization of an underactuated satellite