

مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر:

تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل وضعیت

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۲۰

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۱۴

محمد فتحی^۱ و حسین بلندی^{۲*}

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه علم و صنعت ایران

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی برق، گروه کنترل، دانشگاه علم و صنعت ایران. h_bolandi@iust.ac.ir

چکیده

با توسعه روزافزون کاربردهای فناوری فضایی و به تبع آن افزایش الزامات و نیازمندی‌های مطرح در ماموریت‌های فضایی، بسیاری از ماهواره‌ها از ساختار صلب به انعطاف‌پذیر تغییر ماهیت داده‌اند. کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر نسبت به ماهواره‌های صلب با چالش‌های بیشتری مواجه بوده و کنترل وضعیت آن‌ها پیچیده‌تر می‌باشد. در این مقاله‌ی مروری به بررسی چالش‌ها و معماری‌های ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر پرداخته شده و رفتار دینامیکی آن‌ها مورد تحلیل قرار گرفته است. همچنین، مروری جامع بر رویکردهای کنترل وضعیت مختلفی که در سالیان اخیر به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر توسط محققان پیشنهاد گردیده‌اند انجام گردیده است و مزایا و معایب هریک از آن‌ها نسبت به سایر رویکردها مورد ارزیابی قرار گرفته است. در نهایت، بر اساس مرور پژوهش‌های انجام شده در این حوزه توصیه‌هایی جهت طراحی کنترل‌کننده‌های وضعیت مناسب برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر بیان گردیده است.

واژه‌های کلیدی: ماهواره انعطاف‌پذیر، مودهای انعطاف‌پذیری، تحلیل دینامیک، کنترل وضعیت

۱۸۹

سال ۱۲- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر:
تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل

Survey on flexible satellite: dynamic analysis, challenges and attitude control strategies

Mohammad Fathi¹, Hossein Bolandi^{1*}

1. Iran University of Science and Technology, Electrical Engineering Department, h_bolandi@iust.ac.ir

Abstract

With the increasing development of space technology applications and the consequent increase in the requirements of space missions, many satellites have changed their nature from rigid to flexible structures. Attitude control of flexible satellites is more challenging than rigid satellites. This survey examines the challenges and architectures of flexible satellites and analyzes their dynamic behavior. Moreover, a comprehensive review of various attitude control approaches which have been proposed by researchers in recent years for flexible satellites has been done and the advantages and disadvantages of each of them are compared and evaluated to other approaches. Finally, based on the conducted survey, some recommendations have been made for designing an appropriate attitude controller strategy for flexible satellites.

Keywords: Flexible Satellite, Flexible Modes, Dynamic Analysis, Attitude Control

۱. مقدمه

می‌توان به هدف برآورده‌سازی محدودیت جرمی در طراحی ماهواره دست یافت، اما این مزیت به بهای پدیدار شدن ویژگی انعطاف‌پذیری در چنین ملحقاتی محقق می‌گردد [۶]. با کاهش جرم، صلبیت ملحقاتی همچون پنل‌های خورشیدی کاهش خواهد یافت و در نتیجه با انجام مانورهای وضعیتی یا مداری، مودهای انعطاف‌پذیر پدیدار شده در این ملحقات منجر به ایجاد ارتعاشات نامطلوب در وضعیت ماهواره می‌گردد [۷]. از آنجا که این ملحقات به بدنه اصلی ماهواره متصل هستند و میان آن‌ها و بدنه اصلی کوپلینگ وجود دارد، ارتعاشات نامطلوب به بدنه اصلی ماهواره منتقل خواهند شد که این امر افت عملکرد کنترلی را ایجاد خواهد نمود [۸].

با توجه به توضیحات ارائه شده، به منظور برآورده‌سازی اهداف ماموریت‌های فضایی، لحاظ نمودن مودهای ارتعاشی در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر و طراحی یک سیستم کنترل وضعیت مناسب به نحوی که قادر به تحمل چالش‌های مطرح در این ماهواره‌ها باشد ضروری است. اهمیت طراحی کنترل‌کننده‌ی وضعیت مناسب برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر زمانی نمایان‌تر می‌شود که غیرخطی‌گری‌های ذاتی، وجود نامعینی و همچنین رفتار متغیر با زمان این ماهواره‌ها نیز مدنظر قرار گیرند [۱]. در صورتی که ماهیت دینامیکی پیچیده‌ی این ماهواره‌های در طراحی سیستم کنترل وضعیت لحاظ نگردد، مودهای ارتعاشی مربوط به ملحقات انعطاف‌پذیر و نامعینی‌های ناشی از آن به همراه غیرخطی‌گری‌های شدید دینامیکی سبب می‌گردند تا پدیده‌ی نامطلوب چترینگ در رفتار سیستم حلقه‌بسته ایجاد گردد، عملکرد سیستم

با توسعه و پیشرفت فناوری‌های مبتنی بر صنایع فضایی، قابلیت‌های مورد انتظار از یک پلتفرم ماهواره‌ای نیز به شکلی روزافزون در حال افزایش است که از جمله چنین انتظاراتی می‌توان به قابلیت تولید انرژی بیشتر، قابلیت برقراری ارتباط مخابراتی سریع‌تر، قابلیت انجام مانوردهی سریع و همچنین قابلیت مشارکت در شبکه‌های آرایش پروازی اشاره نمود [۱]. در این راستا، دو انتظار اول ذکر شده، منجر به ایجاد نیازمندی استفاده از پنل‌های خورشیدی و آنتن‌های بازشونده و دو انتظار دوم، منجر به ایجاد نیازمندی استفاده از مخازن سوختی تراسترها در طراحی ماهواره شده است. علاوه بر آن، به منظور تامین پاکیزگی مغناطیسی و نویزی تجهیزات حساس و ممانعت از تولید زباله‌های فضایی پس از اتمام ماموریت، در برخی از ماهواره‌ها به ترتیب از بیم‌های بلند و باریک و صفحات خارج‌سازی ماهواره از مدار [۲] استفاده می‌گردد. از جمله ماهواره‌های انعطاف‌پذیر عملیاتی می‌توان به ماهواره‌های INTELSAT V [۴] و ZDPS-۲ [۳] اشاره نمود.

از سوی دیگر، یکی از مهمترین چالش‌های موجود در مبحث طراحی ماهواره‌ها، الزامات مرتبط با محدودیت‌های جرمی می‌باشد که این محدودیت عمدتاً به دلیل ویژگی‌های پرتابگر و هزینه‌ی پروژه فضایی اعمال شده و غالباً غیرقابل مصالحه می‌باشند. به دلیل محدودیت‌های جرمی موجود در طراحی ماهواره‌ها، همواره تلاش می‌گردد تا جرم ملحقاتی همچون پنل‌های خورشیدی، بوم‌ها و آنتن‌ها حداقل گردد [۵]. اگرچه با حداقل‌سازی جرم چنین ملحقاتی،

۱۹۰

سال ۱۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



دانشگاه صنعتی امیرکبیر

تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل
مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر:

کنترلی تضعیف شود و حتی ناپایداری وضعیتی حاصل گردد [۸].

به منظور مقابله با چنین چالش‌هایی، در طول سالیان متمادی محققین استفاده از رویکردهای کنترلی مختلفی را به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر پیشنهاد نموده‌اند و با نگرش از منظرهای مختلف به مسیله، راهکارهایی متمایزی را ارائه نموده‌اند که از این جمله می‌توان به افزایش دقت مدل دینامیکی توصیفگر رفتار این ماهواره‌ها [۹]، استفاده از حسگرها و عملگرهای مجزا به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب [۱۰] و طراحی کنترل‌کننده‌ها با رویکرد تطبیقی و مقاوم به نحوی که قادر به تحمل غیرخطی‌گری‌ها و نامعینی‌های ذاتی این ماهواره‌ها باشند [۱۱] اشاره نمود.

در این مقاله با مطالعه‌ی ویژگی‌های ماهواره‌های انعطاف‌پذیر و ارائه تحلیل بر مدل دینامیکی این سیستم‌ها، به مرور پژوهش‌هایی که در سالیان اخیر در حوزه کنترل وضعیت این ماهواره‌ها منتشر شده‌اند پرداخته شده است. در این کار به منظور مرور مراجع مختلف، پژوهش‌های مربوط به خانواده‌های کنترلی مختلف توسط زیربخش‌های متعدد از یکدیگر تفکیک شده‌اند و مزایا و معایب استفاده از هر یک از خانواده‌های کنترلی مورد بحث و ارزیابی قرار گرفته است.

ساختار این مقاله بدین شکل سامان یافته است: در بخش دوم به بررسی چالش‌های ماهواره‌های انعطاف‌پذیر پرداخته شده است. معماری‌های کنترلی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر در بخش سوم مورد بحث قرار گرفته و در بخش

چهارم تحلیلی بر دینامیک این سیستم‌ها ارائه شده است. در بخش پنجم مروری جامع بر پژوهش‌های انجام شده در حوزه طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر ارائه شده و در بخش ششم به ارزیابی رویکردهای کنترلی پیشنهاد شده پرداخته شده است. در نهایت بخش هفتم به جمع‌بندی مطالب ارائه شده در مقاله اختصاص یافته است.

۲. چالش‌های ماهواره انعطاف‌پذیر

یک ماهواره بیانگر سیستمی غیرخطی، متغیر با زمان و نامعین می‌باشد که باید در حضور قیود ذاتی و محیطی، ماموریت خود را تحت تاثیر اغتشاشات گوناگون با دقت بالا به انجام رساند.

اولین چالش موجود در ماهواره‌ها را می‌توان ذات دینامیکی غیرخطی، متغیر با زمان و نامعین این سیستم‌ها دانست. با توجه به آنکه یک ماهواره سیستمی با دینامیک غیرخطی و متغیر با زمان است، لذا به منظور برآورده‌سازی الزامات کنترلی برای انجام ماموریت‌های حساس و پیشرفته به مدلی از ماهواره نیاز خواهیم داشت که قادر به توصیف صحیح رفتار دینامیکی ماهواره باشد. لازم به ذکر است که اگرچه ذات دینامیکی غیرخطی، نامعین و متغیر با زمان صفتی مشترک میان ماهواره‌های صلب و انعطاف‌پذیر است، با این وجود این صفات در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با شدت بیشتری وجود داشته و لذا طراحی سیستم کنترلی مناسب برای این ماهواره‌ها نیز به تناسب با چالش بیشتری همراه خواهد بود. شدیدتر بودن اثرات غیرخطی‌گری، نامعینی و رفتار دینامیکی متغیر با زمان در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر نسبت به ماهواره‌های صلب از آنجا ناشی می‌شود که در





این ماهواره‌ها، ارتعاشات نامطلوب ملحقات انعطاف‌پذیر و تغییر شکل این ملحقات به دلیل ارتعاشات ناشی از انجام مانورهای وضعیتی یا مداری، امری اجتناب‌ناپذیر بوده و لذا با وجود چنین ارتعاشاتی، شدت وجود پدیده‌های غیرخطی‌گری، متغیر با زمان بودن و نامعینی موجود در سیستم لاجرم افزایش می‌یابد [۱۲].

از سوی دیگر، با توجه به نیازمندی‌های بشر برای انجام ماموریت‌های پیشرفته و دقیق، الزامات کنترلی مورد نیاز به صورت روزافزون در حال تشدید هستند. با توجه به این امر، یکی دیگر از الزامات مورد نیاز برای طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف‌پذیر را می‌توان تضمین برآورده‌سازی دقت بالای نشان‌رویی و ردیابی اهداف مورد نظر با دقت بالا، تضمین امکان‌پذیری حل مسئله کنترلی به منظور تولید سیگنال کنترلی و در نهایت تضمین پایداری سیستم حلقه‌بسته دانست [۱۳].

از سوی دیگر، باید در نظر داشت که یک ماهواره با توجه به ماموریت خود همواره با قیود محیطی همچون الزام جهت‌دهی پنل‌های خورشیدی یا حسگرهای خورشیدی به سمت خورشید، ممانعت از همراستایی المان‌های حساسی همچون حسگرهای ستاره یا دوربین به سمت خورشید و ...، قیود عملیاتی همچون اشباع عملگرها، سرعت مانور بیشینه، قیود ناشی از الزامات ماموریت و ... و همچنین قیود سخت‌افزاری همچون حداکثر گشتاور یا نیروی عملگرها، قدرت پردازشی بوردها و ... مواجه هستند که وجود چنین قیدهایی باید در هنگام طراحی سیستم کنترلی مناسب مدنظر طراح قرارداشته باشند چرا که در صورت نقض هر یک

از این قیود، برآورده‌سازی اهداف ماموریت با چالش مواجه خواهند شد. با توجه به این امر، از دیگر الزامات مورد نیاز در طراحی سیستم کنترلی یک ماهواره انعطاف‌پذیر می‌توان به قابلیت لحاظ نمود قیود محیطی، قیود عملیاتی و قیود سخت‌افزاری اشاره نمود [۱۴].

از سوی دیگر با توجه به محدودیت‌های منابع همچون حداکثر مومنوم زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی، منابع سوخت تراسترها و ... و همچنین محدودیت‌های ماموریتی همچون مدت زمان مورد نیاز برای نشان‌رویی به سمت هدف مورد نظر و تضمین پایداری سیستم حلقه‌بسته با وجود احتمال وجود ارتعاشات نامطلوب در ملحقات انعطاف‌پذیر، سیستم کنترلی یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر باید به نحوی طراحی گردد که قادر باشد ضمن حداقل‌سازی نیروی کنترلی، الزامات ماموریتی همچون مدت زمان مورد نیاز برای انجام مانور و کاهش خطای وضعیتی ضمن حداقل‌سازی بروز ارتعاشات نامطلوب در ملحقات انعطاف‌پذیر را برآورده سازد. با توجه به این امر، از دیگر الزامات مورد نیاز در طراحی سیستم کنترلی یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر می‌توان به اتخاذ تصمیمات کنترلی با رویکردی بهینه اشاره نمود [۱۵].



شکل ۱. چال‌شهای طراحی سیستم کنترل وضعیت برای یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر

۳. معماری کنترل‌کننده در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

سیستم‌های کنترلی مورد استفاده در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب را می‌توان در دسته‌های اصلی معماری متمرکز و معماری غیرمتمرکز تقسیم‌بندی نمود. در معماری متمرکز، از حسگرها و عملگرهای اصلی زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره (که درون بدنه‌ی اصلی ماهواره تعبیه شده‌اند) به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب ناشی از ملحقات انعطاف‌پذیر استفاده می‌گردد. در معماری کنترلی غیرمتمرکز، به منظور دمپ ارتعاشات نامطلوب از حسگرها و عملگرهای اصلی ماهواره استفاده نشده و از تجهیزات جدیدی به صورت غیرمتمرکز بر روی ملحقات انعطاف‌پذیر نصب می‌گردند (غالباً این حسگرها و عملگرها از جنس فناوری پیزوالکتریک انتخاب می‌گردند [۱۶]) استفاده می‌گردد [۱۰]. در معماری غیرمتمرکز، دو حلقه‌ی کنترلی مجزا وجود خواهد داشت که وظیفه‌ی حلقه کنترلی اول، کنترل وضعیت بدنه اصلی ماهواره خواهد بود و حلقه کنترلی دوم وظیفه‌ی دمپ فعال ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر را بر عهده خواهد داشت. در شکل (۲) تمایز میان معماری‌های متمرکز و غیرمتمرکز به صورت شماتیک نمایش داده شده است.

با توجه به آنکه در معماری غیرمتمرکز، مشخصه‌ی ساختاری ملحقات انعطاف‌پذیر با اتصال مکانیکی حسگرها و عملگرهایی مجزا (همچون ادوات پیزوالکتریک) دچار تغییر می‌گردد و علاوه بر آن رفتار غیرخطی این حسگرها و عملگرها باعث ایجاد پیچیدگی بیشتر

با توجه به توضیحات ارائه شده، چالش‌هایی که یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر نمونه با آن‌ها روبه روست به صورت شماتیک در شکل (۱) نمایش داده شده‌اند. چنان‌چه در روند طراحی سیستم کنترلی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، طراح از مودهای انعطاف‌پذیری غافل باشد، سیستم حلقه‌بسته نهایی قادر به دستیابی به عملکرد بالایی نخواهد بود و حتی امکان ناپایداری وضعیتی نیز وجود خواهد داشت. بنابراین، به منظور طراحی یک سیستم کنترل وضعیت مناسب برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، الزاماتی باید مدنظر طراح قرار داشته باشند که این الزامات در جدول (۱) جمع شده‌اند. از الزامات بیان شده در جدول (۱) به عنوان معیاری برای ارزیابی کارآمدی سیستم کنترلی پیشنهاد شده توسط محققین مختلف در این مقاله بهره گرفته خواهد شد.

جدول ۱. الزامات طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر

#	تعریف الزام
۱	اتخاذ تصمیمات کنترلی با رویکردی بهینه لحاظ نمودن قيود فیزیکی و عملیاتی در اتخاذ تصمیمات کنترلی
۲	نیاز به بار محاسباتی معقول به منظور قابلیت پیاده‌سازی عملی
۳	تضمین امکان‌پذیری حل مسئله کنترلی
۴	تضمین پایداری سیستم حلقه‌بسته
۵	دقت بالای کنترلی در ردیابی مسیرهای مرجع مطلوب
۶	تحمل غیرخطی‌گری‌های دینامیک ماهواره‌های انعطاف‌پذیر
۷	قابلیت تحمل نامعینی‌های گسترده ذاتی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر
۸	

۱۹۳

سال ۱۲ - شماره ۲

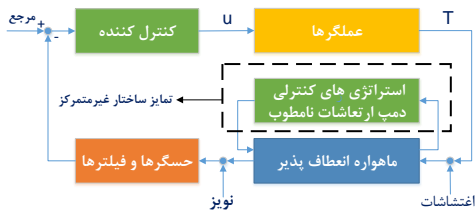
پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر:
تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل



شکل ۲. نمودار بلوکی معماری‌های متمرکز و غیرمتمرکز

با دقت در رابطه‌ی (۱) می‌توان دید که دینامیک بخش انعطاف‌پذیر (یعنی $\dot{\omega} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\dot{\omega}$) یک معادله دیفرانسیل مرتبه دوم خطی ناهمگن می‌باشد که در آن تغییرات سرعت زاویه‌ای ماهواره ($\dot{\omega}$) به عنوان ورودی لحاظ شده است. بنابراین، با افزایش نرخ تغییرات سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره، ورودی این معادله دیفرانسیل افزایش می‌یابد و لذا دامنه ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر (η) نیز به تبع آن بیشتر می‌گردد. افزایش دامنه این ارتعاشات به دلیل وجود کوپلینگ میان روابط معادله‌ی (۱) (δ) به بدنه ماهواره منتقل می‌شود که این امر می‌تواند موجب تضعیف عملکرد سیستم کنترلی و حتی ناپایداری وضعیتی گردد. از سوی دیگر، هرچه ملحقات انعطاف‌پذیر سبک‌تر باشند، فرکانس تشدید سیستم کاهش خواهد یافت و در نتیجه میرایی ارتعاشات کندتر خواهد شد. در شکل (۳)، پاسخ همگن اولین مود انعطاف‌پذیر به ازای $\xi = 0.08$ و فرکانس‌های طبیعی مختلف نمایش داده شده است. با توجه به این شکل می‌توان دید با کاهش فرکانس طبیعی، دامنه‌ی ارتعاشات افزایش و میرایی سیستم تضعیف یافته است. در شکل (۴) نیز پاسخ همگن اولین مود انعطاف‌پذیر به ازای $\xi = 0.08$ ، $\Lambda = 10$ ، $\delta = 1$ و مقادیر مختلف $\dot{\omega}$ به صورت شماتیک

در طراحی سیستم کنترل می‌گردد، لذا همانطور که در [۱۶] بیان شده است غالباً این معماری از منظر مهندسی مناسب نبوده و غالباً در عمل مورد استفاده قرار نمی‌گیرند.

۴. دینامیک ماهواره انعطاف‌پذیر

مدل دینامیکی یک ماهواره انعطاف‌پذیر مجهز به پنل‌های خورشیدی را می‌توان با استفاده از معادلات اوپلر-لاگرانژ به صورت زیر توصیف نمود [۱۷]:

$$J\dot{\omega} + \delta^T \dot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + d \quad (1)$$

که در رابطه‌ی فوق، $\omega \in \mathbb{R}^3$ بیانگر سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنه نسبت به دستگاه مختصات اینرسی بیان شده در دستگاه مختصات بدنه، $J = J^T \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ بیانگر ماتریس اینرسی ماهواره که ماتریسی مثبت معین می‌باشد، $u \in \mathbb{R}^3$ بیانگر بردار گشتاور کنترلی تولید شده توسط عملگرها، $d \in \mathbb{R}^3$ بیانگر اغتشاشات خارجی، $\delta \in \mathbb{R}^{N \times 3}$ بیانگر ماتریس کوپلینگ میان ساختار انعطاف‌پذیر و دینامیک صلب و $\eta \in \mathbb{R}^N$ نیز بیانگر بردار مختصات مودال^۱ نسبت به بدنه اصلی می‌باشند. در این رابطه همچنین

$$C = \text{diag}\{[2\xi_1\Lambda_1 \quad \dots \quad 2\xi_N\Lambda_N]^T\} \in \mathbb{R}^{N \times N}$$

بیانگر ماتریس میرایی مودال بوده که در آن ξ_i نسبت میرایی^۲، Λ_i فرکانس طبیعی^۳ می‌باشند.

همچنین $K = \text{diag}\{[\Lambda_1^2 \quad \dots \quad \Lambda_N^2]^T\} \in \mathbb{R}^{N \times N}$ نیز بیانگر ماتریس سختی و N نیز تعداد مودهای انعطاف‌پذیر لحاظ شده در معادله‌ی دینامیک می‌باشند.

نمایش داده شده است. با توجه به این شکل، با افزایش نرخ تغییرات سرعت زاویه‌ای بدنه، دامنه‌ی ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر نیز به تبع افزایش می‌یابند.

در [۱۲] نشان داده شده که با در نظر گرفتن آنکه تغییر شکل الاستیک ملحقات کوچک باشد، هیچ ساختار میراساز درونی وجود نداشته باشد و مدل ابعاد-محدود^۴ برای ملحقات انعطاف‌پذیر در نظر گرفته شود، معادله‌ی حرکت^۵ را می‌توان به شکل زیر نمایش داد:

$$M\ddot{q} + Kq = FT \quad (2)$$

که پارامترهای به کار رفته در معادله‌ی فوق دارای تعاریف زیر هستند:

$$M = \begin{bmatrix} J & b^T \\ b & M_e \end{bmatrix}, \quad K = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & K_e \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$F = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad q = \begin{bmatrix} \theta \\ q_e \end{bmatrix}$$

در روابط فوق، J بیانگر ممان اینرسی کل ماهواره بدون تغییر شکل ملحقات بدون تغییر شکل الاستیک) می‌باشد. همچنین M بیانگر ماتریس جرمی سیستم و K بیانگر ماتریس سختی سیستم می‌باشند که هر دو ماتریس‌هایی ثابت بوده و ماتریس M ماتریسی متقارن و مثبت معین است. ماتریس M_e ، ماتریسی $n \times n$ بوده و ماتریس جرمی الاستیک نامیده می‌شود. ماتریس K_e ، نیز ماتریسی $n \times n$ بوده و ماتریس سختی الاستیک نامیده می‌شود. همچنین هر دو ماتریس M_e و K_e متقارن و مثبت معین هستند. بردار q_e بیانگر برداری n -بعدی است که اطلاعات مختصات الاستیکی را در بر دارد و مقدار مؤلفه‌های آن به روشی که برای

مدل کردن ملحقات انعطاف‌پذیر به کار رفته، وابسته است. در رابطه‌ی فوق، بردار n -بعدی b نیز وظیفه‌ی توصیف کوپلینگ میان تحرکات وضعیتی ماهواره (θ) و تغییر شکل‌های الاستیکی (q_e) را بر عهده دارد. در شرایطی که هیچ میراسازی ساختاری وجود نداشته باشد، تابع تبدیل وضعیت یک ماهواره به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\hat{\theta}(s) = G_{p,r}(s)G_{p,f}(s)\hat{T}(s) \quad (4)$$

که در رابطه‌ی فوق $G_{p,r}(s)$ که بیانگر تابع تبدیل بخش بدنه‌ی صلب ماهواره می‌باشد، دارای تعریف زیر است:

$$G_{p,r}(s) = \frac{1}{Is^2} \quad (5)$$

در رابطه‌ی (۴)، همچنین $G_{p,f}(s)$ نیز بیانگر تابع تبدیل مربوط به بخش انعطاف‌پذیر ماهواره بوده و دارای تعریف زیر می‌باشد:

$$G_{p,f}(s) = \frac{\prod_{i=1}^n ((s/\omega_{c,i})^2 + 1)}{\prod_{i=1}^n ((s/\omega_{u,i})^2 + 1)} \quad (6)$$

همانطور که از رابطه‌ی فوق مشخص است، هر مود ارتعاشی دارای یک جفت قطب مجازی مربوط به فرکانس ذاتی نامقید ($\pm j\omega_{c,i}$) و یک جفت صفر مجازی مربوط به فرکانس ذاتی مقید ($\pm j\omega_{u,i}$) بر روی صفحه‌ی حالت، می‌باشد که رابطه‌ی $\omega_{u,i} \geq \omega_{c,i}$ میان این فرکانس‌ها برقرار است. در شکل (۵) صفرها و قطب‌های مربوط به تابع تبدیل وضعیت یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر ($G_p(s) = G_{p,r}(s)G_{p,f}(s)$) در فضای حالت به صورت شماتیک نمایش داده شده‌اند.



انعطاف‌پذیری ماهواره بر روی محور موهومی نمی‌باشد (اگرچه قطب‌های مبدا که مربوط به بدنه‌ی صلب ماهواره هستند همچنان وجود خواهند داشت).

چنانچه میراسازی ساختاری ملحقات انعطاف‌پذیر در نظر گرفته شود، معادله‌ی حرکت (۲) به فرم زیر تغییر می‌یابد:

$$M\ddot{q} + D\dot{q} + Kq = FT \quad (7)$$

که در رابطه‌ی فوق پارامتر D دارای تعریف زیر بوده و سایر پارامترها نیز قبلاً تعریف شده‌اند:

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & D_e \end{bmatrix} \quad (8)$$

ماتریس D_e بیانگر ماتریسی متقارن و مثبت معین می‌باشد. با جایگزین نمودن نتیجه فوق در تابع تبدیل ارائه شده سیستم خواهیم داشت:

$$G_p(s) = G_{p,r}(s)G_{p,f}(s) \quad (9)$$

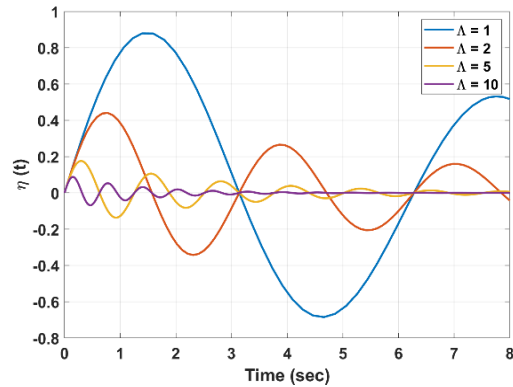
که $G_{p,r}(s)$ و $G_{p,f}(s)$ در رابطه‌ی فوق دارای تعاریف زیر هستند:

$$G_{p,r}(s) = \frac{1}{s^2}$$

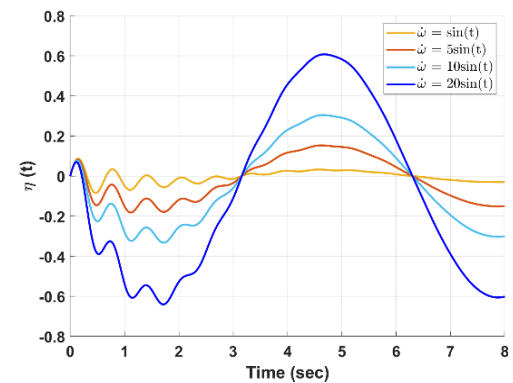
$$G_{p,f}(s) = K \frac{\prod_{i=1}^n ((s/\bar{\omega}_{c,i})^2 + 2\zeta_{c,i}(s/\bar{\omega}_{c,i}) + 1)}{\prod_{i=1}^n ((s/\bar{\omega}_{u,i})^2 + 2\zeta_{u,i}(s/\bar{\omega}_{u,i}) + 1)} \quad (10)$$

که در رابطه‌ی فوق همچون سیستم بدون میراسازی ساختاری، $K = [Js^2 G_p(s)]|_{s=0}$ بوده و می‌توان نتیجه گرفت $K = 1$. بنابراین رابطه‌ی (۱۰)، به صورت رابطه‌ی زیر قابل بیان است:

$$G_{p,f}(s) = \frac{\prod_{i=1}^n ((s/\bar{\omega}_{c,i})^2 + 2\zeta_{c,i}(s/\bar{\omega}_{c,i}) + 1)}{\prod_{i=1}^n ((s/\bar{\omega}_{u,i})^2 + 2\zeta_{u,i}(s/\bar{\omega}_{u,i}) + 1)} \quad (11)$$



شکل ۳. تاثیر فرکانس طبیعی بر روی ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر



شکل ۴. تاثیر نرخ تغییرات سرعت زاویه‌ای بر روی ارتعاشات

همانطور که از مبحث مربوط به تحلیل پایداری نایکویست می‌دانیم، وجود قطب‌های حلقه‌باز بر روی محور موهومی مشکل‌ساز هستند (کانتور نایکویست باید بگونه‌ای اصلاح شود که این قطب‌ها رو دور بزند و تاثیرات ناشی از اصلاح کانتور باید در صفحه‌ی مختلط در نظر گرفته شوند). این قطب‌ها باعث وجود پیک‌هایی بی‌نهایت در پاسخ فرکانسی بهره خواهند شد که این مسئله طراحی کنترل‌کننده بر مبنای پاسخ فرکانسی را با چالش مواجه می‌سازد. خوشبختانه، از آنجا که هر ساختار فیزیکی همواره دارای مقداری خصوصیت میراسازی ساختاری است، لذا نیاز به نگرانی در مورد وجود قطب‌ها به دلیل



$$\bar{G}_{p.f}(s) = \frac{((s/\omega_c)^2 + 2\zeta_c(s/\omega_c) + 1)}{((s/\omega_u)^2 + 2\zeta_u(s/\omega_u) + 1)} \quad (12)$$

پاسخ فرکانسی متناظر با تابع تبدیل رابطه‌ی (۱۲) به شکل زیر می‌باشد:

$$\bar{G}_{p.f}(j\omega) = \frac{1 - (\omega/\omega_c)^2 + 2j\zeta_c(\omega/\omega_c)}{1 - (\omega/\omega_u)^2 + 2j\zeta_u(\omega/\omega_u)} \quad (13)$$

با توجه به رابطه‌ی فوق به وضوح می‌توان مشاهده نمود که برای فرکانس‌های پائین ($\omega \ll \omega_c, \omega_u$) داریم:

$$|\bar{G}_{p.f}(j\omega)| \approx 1, \quad \angle \bar{G}_{p.f}(j\omega) \approx 0^\circ \quad (14)$$

با توجه به رابطه‌ی فوق می‌توان نتیجه گرفت که مودهای ارتعاشی تاثیر بسیار کمی بر روی پاسخ فرکانسی پائین سیستم دارند. از سوی دیگر، در فرکانس‌های بالا ($\omega \gg \omega_c, \omega_u$)، داریم:

$$|\bar{G}_{p.f}(j\omega)| \approx \left(\frac{\omega_u}{\omega_c}\right)^2, \quad \angle \bar{G}_{p.f}(j\omega) \approx 0^\circ \quad (15)$$

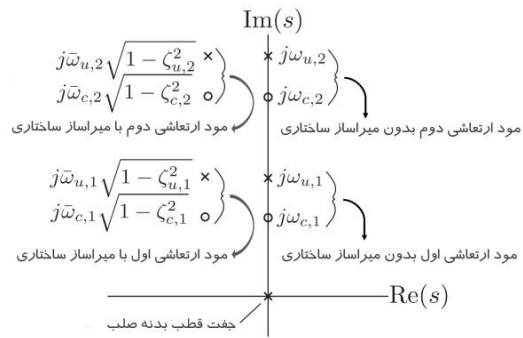
بنابراین، اثر اصلی مودهای ارتعاشی یک ماهواره انعطاف‌پذیر زمانی رخ می‌دهد که فرکانس ω به فرکانس‌های ω_c و ω_u نزدیک باشد. در شکل (۶) پاسخ فرکانسی برای نسبت‌های میرایی مختلف (در این شکل $\zeta_c = \zeta_u = \zeta$) در نظر گرفته شده است) نمایش داده شده است. در این شکل، فرکانس‌های طبیعی مقید و نامقید به ترتیب برابر با $\omega_c = 3.0 \text{ rad/s}$ و $\omega_u = 3.3 \text{ rad/s}$ لحاظ شده‌اند.

همانطور که در رابطه‌ی (۹) بیان شده است، مشابه با آنچه برای سیستم بدون میراساز ساختاری، تابع تبدیل از $\hat{T}(s)$ به $\hat{\theta}(s)$ را می‌توان به دو بخش تقسیم نمود که بخش اول مربوط به بدنه‌ی صلب ($G_{p,r}(s)$) ماهواره بوده و بخش دوم بیانگر مودهای انعطاف‌پذیر ($G_{p,f}(s)$) ماهواره می‌باشد. لازم به ذکر است که در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، نسبت‌های میرایی $\zeta_{c,i}$ و $\zeta_{u,i}$ به طور معمول مقادیری کوچک هستند. همچنین هر مود ارتعاشی در این ماهواره‌ها، از یک جفت صفر حلقه‌باز پایدار مجانبی مزدوج مختلط تشکیل شده است که به ترتیب توسط رابطه‌های $z_i = -\zeta_{c,i}\bar{\omega}_{c,i} \pm j\bar{\omega}_{c,i}\sqrt{1-\zeta_{c,i}^2}$ و $p_i = -\zeta_{u,i}\bar{\omega}_{u,i} \pm j\bar{\omega}_{u,i}\sqrt{1-\zeta_{u,i}^2}$ قابل محاسبه هستند. با مقایسه‌ی روابط (۲) و (۷)، می‌توان مشاهده کرد که با در نظر گرفتن سیستمی دارای میراساز ساختاری، قطب‌ها و صفرهای موهومی نامیرا اندکی به سمت چپ کشیده شده و درون نیم‌صفحه‌ی چپ صفحه حالت قرار خواهند گرفت. موقعیت صفرها و قطب‌ها در یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر با در نظر گرفتن خصوصیت میراسازی ساختاری، در شکل (۵) نمایش داده‌اند.

با در اختیار داشتن رابطه‌ی (۹) می‌توان به بررسی تاثیرات انعطاف‌پذیری ماهواره بر روی پاسخ فرکانسی سیستم حلقه‌باز پرداخت. بدین منظور اثرات ناشی از یک مود ارتعاشی تحلیل خواهد گشت. هر یک از مودهای ارتعاشی در یک ماهواره انعطاف‌پذیر، نقشی به فرم زیر ایفا خواهد کرد:

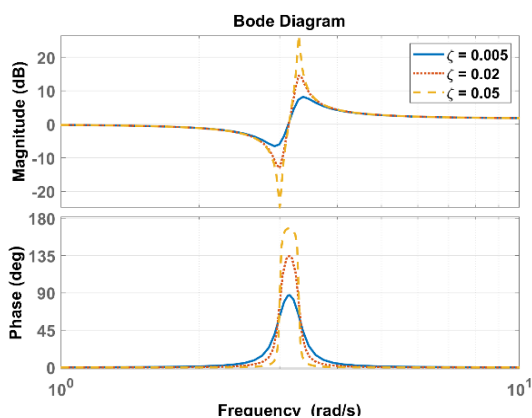


عنوان فرکانس کاری سیستم و ω_2 به عنوان اولین فرکانس تشدید ملحقات انعطاف پذیر، معیار بیان میزان صلبیت سیستم بدین صورت پیشنهاد گردیده است: در صورتی که $\omega_1 < \omega_2/3$ باشد، در این حالت تاثیرات مودهای انعطاف پذیری ملحقات انعطاف پذیر کوچک و قابل صرف نظر بوده و لذا چنین سیستمی به عنوان یک سیستم صلب در نظر گرفته می شود. در صورتیکه $\omega_2/3 < \omega_1 < \omega_2/2$ باشد، در این حالت ارتعاشات نامطلوب ملحقات انعطاف پذیر غیر قابل صرف نظر بوده اما دارای ضریب میرایی بالایی خواهند بود و لذا چنین سیستم‌هایی به عنوان سیستمی انعطاف پذیر با ضریب میرایی بالا در نظر گرفته می شوند. در نهایت، چنانچه فرکانس تشدید کوچک باشد به نحوی که $\omega_1 > \omega_2/2$ باشد، در این حالت ملحقات انعطاف پذیر با ضریب میرایی کوچکی ایفای نقش نموده و در نتیجه چنین سیستم به عنوان یک سیستم انعطاف پذیر با ضریب میرایی پائین در نظر گرفته می شود.



شکل ۵. صفرها و قطب‌های تابع تبدیل وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر

همانطور که در شکل (۶) مشاهده می گردد، مود ارتعاشی هنگامی که فرکانس ω به فرکانس‌های ω_c و ω_u نزدیک باشد، می تواند سبب جابه جایی فاز قابل توجهی گردد. و پیک قابل توجهی در بهره سیستم رخ می دهد. همچنین مشاهده می گردد که مقدار پیک بهره و شیفت فاز وابستگی شدیدی به نسبت میرایی دارد که متاسفانه، مقدار نسبت میرایی پارامترهایی به شمار می رود که با نامعینی مواجه است و باید به صورت تجربی تعیین گردد. در شکل (۷)، پاسخ فرکانسی به ازای فواصل مختلف میان فرکانس‌های ω_c و ω_u رسم شده است. در این شکل، $\omega_c = 3.0 \text{ rad/s}$ و $\zeta_c = \zeta_u = 0.01$ تنظیم شده اند. با توجه به شکل، پاسخ فرکانسی وابستگی شدیدی به فاصله‌ی میان فرکانس‌های ω_c و ω_u دارد. هرچه فرکانس‌های ω_c و ω_u به یکدیگر نزدیکتر باشند، مود ارتعاشی تاثیر کمتری بر روی پاسخ فرکانسی سیستم حلقه باز خواهد داشت.



شکل ۶. پاسخ فرکانسی یک مود ارتعاشی برای نسبت‌های میرایی مختلف

در [۱۳۴] به تعریف معیاری مناسب برای دسته بندی ماهواره‌ها به دو دسته‌ی ماهواره‌های صلب و ماهواره‌های انعطاف پذیر پرداخته شده است. در این مرجع، با در نظر گرفتن ω_1 به



۵-۱. خانواده کنترل PD/PID

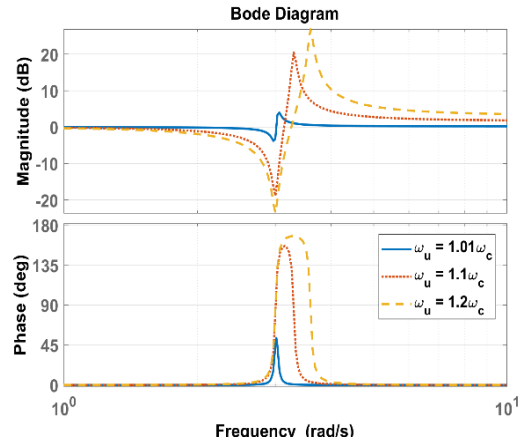
در بسیاری از پژوهش‌های انجام شده در حوزه طراحی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، محققان از کنترل‌کننده‌های PD/PID استفاده نموده‌اند. خانواده‌ی کنترلی PD/PID به دلیل ویژگی‌های ذاتی خود از جمله عدم نیاز به مدل سیستم تحت کنترل، سادگی در طراحی و پیاده‌سازی، عملکرد شفاف و تفسیرپذیری، پرکاربردترین کنترل‌کننده‌ی مورد استفاده در کاربردهای صنعت می‌باشند. این ویژگی‌ها سبب شده تا همانطور که در [۱۳۵] بیان گردیده، با وجود آنکه با گذر زمان روش‌های کنترل متنوعی معرفی شده‌اند در بیش از ۹۰٪ کاربردهای صنعتی همچنان از خانواده‌ی کنترلی PD/PID استفاده گردد. با در نظر گرفتن $e(t)$ به عنوان خطای سیستم، قانون کلی کنترل PID را می‌توان به صورت زیر بیان نمود:

$$u = k_p e + k_i \int e dt + k_d \frac{de}{dt} \quad (16)$$

$$e(t) = r(t) - y(t)$$

در رابطه‌ی فوق، $u(t)$ بیانگر سیگنال کنترلی، $y(t)$ خروجی سیستم و $r(t)$ مسیر مرجع می‌باشند. همچنین، k_p ، k_d و k_i به ترتیب بیانگر بهره‌های کنترلی تناسبی، مشتق‌گیر و انتگرال‌گیر هستند. بلوک دیاگرام کنترلی این خانواده‌ی کنترلی به صورت شماتیک در شکل (۸) نمایش داده شده است.

در جدول (۲) مروری بر پژوهش‌هایی که استفاده از کنترل‌کننده‌های PD/PID برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را پیشنهاد نموده‌اند، ارائه گردیده است. لازم به ذکر است که در این جدول ستون O بیانگر استفاده از مشاهده‌گر و ستون



شکل ۷. پاسخ فرکانسی به ازای یک مود ارتعاشی برای فواصل مختلف میان فرکانس‌های طبیعی مقید و نامقید مختلف

۵. مروری بر رویکردهای کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

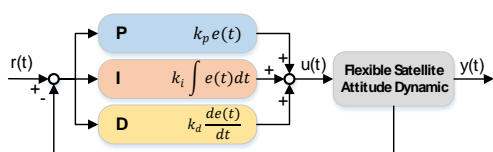
طراحی کنترل‌کننده‌هایی با عملکرد بالا برای سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر به دلیل دینامیک پیچیده، غیرخطی‌گری‌های شدید، نامعینی‌های گسترده، وجود قیود فیزیکی و عملیاتی و اغتشاشات با پیچیدگی بسیاری همراه است. علی‌رغم آنکه طراحی کنترل‌کننده برای ماهواره‌های صلب تاریخچه‌ای طولانی داشته [۱۸]، [۱۹]، با میل نمودن طراحی ماهواره‌ها به ساختار انعطاف‌پذیر، طراحی سیستم کنترلی مناسب برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر به یکی از حوزه‌های تحقیقاتی جذاب برای مهندسی کنترل و هوافضا تبدیل شده و در این زمینه، استفاده از خانواده‌های کنترلی مختلف پیشنهاد گردیده است. در ادامه، به مرور پژوهش‌هایی که در سالیان اخیر در این حوزه به انجام رسیده به تفکیک خانواده‌ی کنترلی پرداخته شده است و مزایا و معایب هر یک از خانواده‌های کنترلی بیان می‌گردند.

P.E بیانگر استفاده از تجهیزات پیزوالکتریک در ساختار کنترلی می‌باشد.

جدول ۲. کنترل‌کننده‌های PD/PID برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

#	کنترل‌کننده	PE	O	سال	مرجع
۱	PID به منظور مقایسه‌ی دینامیک ماهواره صلب و انعطاف‌پذیر	x	x	۱۹۷۹	[۲۰]
۲	PID با در نظر گرفتن مدل خطی	x	x	۱۹۹۲	[۲۱]
۳	PID با در نظر گرفتن تغییر شکل کوچک ملحقات انعطاف-پذیر	x	x	۲۰۰۱	[۲۲]
۴	PID با در نظر گرفتن مدل خطی	x	x	۱۹۸۹	[۲۳]
۵	PD به همراه یک فیلتر برای ممانعت از تحریک مودهای ارتعاشی ملحقات	x	x	۲۰۰۴	[۲۴]
۶	PD با در نظر گرفتن ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر به عنوان اغتشاش	x	✓	۲۰۱۲	[۲۵]
۷	PD با در نظر گرفتن یک ترم کلیدزن	x	x	۲۰۱۰	[۲۶]
۸	شبه-PD با افزودن ترم‌های اضافه به قانون کنترلی	x	x	۲۰۱۱	[۲۷]
۹	شبه-PD با افزودن ترم‌های اضافه به قانون کنترلی	x	x	۲۰۰۹	[۲۸]
۱۰	PD غیرخطی با بهره‌ی متغیر تطبیقی	x	x	۲۰۱۸	[۲۹]
۱۱	شبه-PD با افزودن ترم‌های اضافه به قانون کنترلی	x	x	۲۰۱۶	[۳۰]
۱۲	PD غیرخطی	x	x	۲۰۱۸	[۳۱]
۱۳	PD با بهره‌ی متغیر تطبیقی	x	x	۲۰۱۸	[۳۲]
۱۴	PD با معماری غیرمتمرکز	✓	x	۲۰۰۵	[۳۳]
۱۵	PD به همراه استفاده از یک مشاهده‌گر به منظور تخمین مودهای ارتعاشی	x	✓	۲۰۱۹	[۳۴]
۱۶	PD به همراه یک مسیر فیدفوروارد	x	✓	۲۰۱۷	[۳۵]
۱۷	طراحی کنترل‌کننده PD	x	x	۲۰۲۰	[۳۶]
۱۸	PD با معماری غیرمتمرکز	✓	x	۲۰۱۳	[۳۷]
۱۹	PD به همراه یک مسیر فیدفوروارد	x	x	۲۰۲۰	[۳۸]
۲۰	PD با معماری غیرمتمرکز	✓	x	۲۰۱۹	[۳۹]
۲۱	PD به همراه استفاده از ترم مبتنی بر شتاب در قانون کنترلی	x	x	۲۰۱۸	[۴۰]
۲۲	PID با معماری غیرمتمرکز	✓	x	۲۰۱۷	[۴۱]
۲۳	PID بهینه مقاوم	x	✓	۲۰۱۸	[۴۲]
۲۴	PID مقاوم	x	x	۲۰۲۰	[۴۳]
۲۵	PD با رویکرد کنترلی مبتنی بر موج	x	x	۲۰۲۰	[۴۴]

با توجه به مرور انجام شده در جدول (۲)، در پژوهش‌های ابتدایی انجام شده در این حوزه تمرکز پیشنهادات عمدتاً بر استفاده از یک مدل خطی‌شده‌ی ثابت و طراحی کنترل‌کننده‌های PD/PID قرار داشته است. این در حالیست که با در نظر داشتن غیرخطی‌گری‌های شدید و نامعینی‌های گسترده ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، در نظر گرفتن یک مدل خطی با تقریب زیاد همراه خواهد بود که این امر دستیابی به عملکرد بالای کنترلی را ناممکن می‌سازد. با توجه به نتایج حاصل در پژوهش‌های ارائه شده در جدول (۲)، اگرچه کنترل‌کننده‌های PD/PID قادر به پایدارسازی وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر هستند، اما ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر به صورت مستقیم بر وضعیت ماهواره تاثیر می‌گذراند و بدنه ماهواره با لرزش‌های نامطلوب مواجه می‌گردد. به عنوان نمونه، نتایج ارائه شده در مراجع [۲۵] و [۳۵] در شکل (۹) نمایش داده شده‌اند. در این شکل، وضعیت و سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر هنگامی که از کنترل‌کننده‌ی PD بعنوان سیستم کنترل وضعیت استفاده شده، ارائه گردیده است. همانطور که در این شکل مشهود است، علی‌رغم پایداری وضعیتی حاصل شده، ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر به بدنه‌ی ماهواره منتقل شده و زوایای وضعیتی و سرعت زاویه‌ای بدنه را متأثر ساخته‌اند و صرفاً با میرایی ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر، لرزش‌های نامطلوب بدنه نیز رفته رفته کاهش می‌یابند.



شکل ۸. بلوک دیاگرام کنترل‌کننده PID

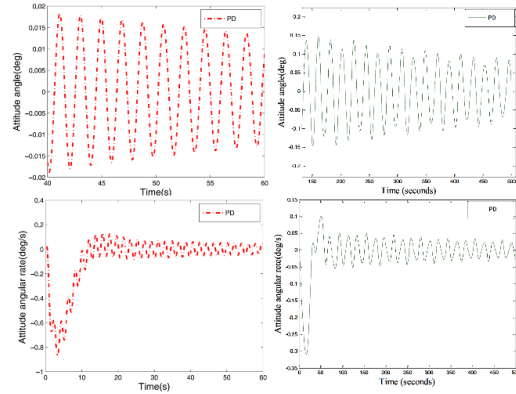


این شکل، با استفاده از تجهیزات از ایجاد ارتعاش در ملحقات انعطاف‌پذیر به شکلی قابل توجه مانع شده به نحوی که دامنه‌ی ارتعاشات از 0.2 به 10^{-4} کاهش یافته است. اگرچه استفاده از تجهیزات پیزوالکتریک در ابتدا رهیافتی جذاب به نظر می‌رسید، اما دیری نگذشت که به دلیل عملکرد غیرخطی تجهیزات پیزوالکتریک، پیچیده‌تر شدن سیستم کنترلی و همچنین ایجاد تغییرات در مشخصه‌ی ساختاری ملحقات انعطاف‌پذیر، محققین را بر آن داشت تا راهکاری دیگر به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر ارائه دهند. در این راستا، یکی از راهکارهای ارائه شده ایجاد اصلاح در ساختار کنترل‌کننده‌های PD/PID بوده است. در این راستا، برخی از محققین به قانون کنترلی مرسوم کنترل‌کننده‌ی PD یعنی

$$u = -k_d\omega - k_p\rho$$
 (در اینجا ω بیانگر سرعت زاویه‌ای و ρ بیانگر پارامترهای وضعیتی رودریگز می‌باشند) قوانین کنترلی جدیدی اضافه نموده و بدین ترتیب استفاده از کنترل‌کننده PD غیرخطی را پیشنهاد نموده‌اند. به عنوان مثال، در [۲۷] و [۲۸]، استفاده از قانون کنترل PD غیرخطی

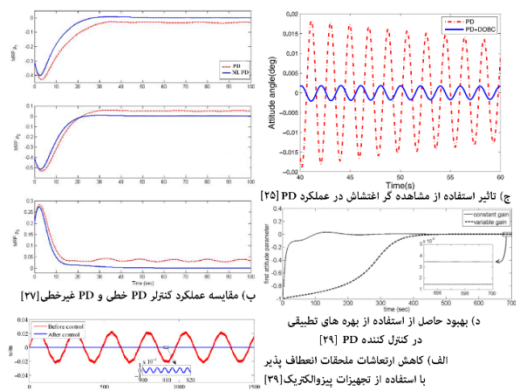
$$u = -k_d\omega - k_p(1 - \rho^T\rho)\rho - \gamma f$$

پیشنهاد شده که در آن $f = \frac{\|\omega\|^4}{\|\sigma\|^2} \sigma$ و $\sigma = \omega + \epsilon\rho$ می‌باشند. در [۳۰] نیز قانون کنترل PD با افزودن جملاتی جدید به PD غیرخطی توسعه داده شده است. در شکل (۱۰-ب) بهبود حاصل از جایگزینی کنترل‌کننده‌ی PD با PD غیرخطی نمایش داده شده است. راهکار دیگری که توسط



شکل ۹. نتایج کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر توسط کنترل‌کننده PD

الف) اقتباس از مرجع [۲۵] ب) اقتباس از مرجع [۳۵]



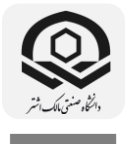
شکل ۱۰. بهبود نتایج کنترل وضعیت ماهواره

انعطاف‌پذیر با استفاده از کنترل‌کننده PD توسط راهکارهای گوناگون

با توجه به این مسئله، محققان در ادامه با علم به آنکه با استفاده از ساختار کنترلی PD/PID کلاسیک نمی‌توان ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر را به طور مؤثر دفع نمود، تلاش نمودند تا ساختار کنترل‌کننده‌های PD/PID را مورد اصلاح قرار دهند. در این راستا، برخی از محققین استفاده از معماری غیرمتمرکز برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره به منظور دفع ارتعاشات پیشنهاد نموده‌اند. در شکل (۱۰-الف) عملکرد استفاده از تجهیزات پیزوالکتریک با معماری غیرمتمرکز به منظور میراسازی ارتعاشات نامطلوب در ملحقات انعطاف‌پذیر نمایش داده شده است. با توجه به

۲۰۱

سال ۱۲- شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۲
نشریه علمی
دانش و فناوری هوافضا



مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر:
تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل



محققان به منظور بهبود عملکرد کنترل‌کننده‌ی PD پیشنهاد شده، استفاده از مشاهده‌گر اغتشاش و در نظر گرفتن ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر به عنوان اغتشاش بوده است. از جمله این پژوهش‌ها می‌توان به [۲۵] اشاره نمود که در آن، قانون کنترلی PD با تخمین اغتشاشات ناشی از ارتعاش ملحقات انعطاف‌پذیر \hat{d} ، به صورت $u = -k_d \omega - k_p \rho - \hat{d}$ بهبود عملکرد کنترل‌کننده‌ی PD با استفاده از این قانون کنترل در شکل (۱۰-ج) نمایش داده شده است. به منظور بهبود عملکرد کنترل‌کننده PD، گروهی دیگر از محققان استفاده از بهره‌های PD، تطبیقی در این کنترل‌کننده را پیشنهاد نموده‌اند. به عنوان نمونه، در [۲۹] بهره‌های k_p و k_d به صورت $k_d = k_{11} e^{-k_{12}(\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2)}$ و $k_p = k_{01} e^{-k_{02}(\rho_1^2 + \rho_2^2 + \rho_3^2)}$ شده‌اند که در آن‌ها ρ پارامتر وضعیتی، ω سرعت زاویه‌ای، k_{01} ، k_{02} ، k_{11} و k_{12} نیز ثوابتی مثبت هستند. با توجه به تطبیق بهره‌های کنترل‌کننده بر اساس حالات سیستم، عملکرد کنترل‌کننده PD بهبود یافته که این امر در شکل (۱۰-د) نمایش داده شده است. در نهایت، گروهی دیگر از محققان نیز به منظور مقابله با تاثیر ارتعاشات نامطلوب در کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر انتخاب بهره‌های کنترل PD با رویکردهای بهینه و مقاوم رو پیشنهاد نموده‌اند که از جمله آن‌ها می‌توان به [۴۲] و [۴۳] اشاره نمود. با مرور پژوهش‌های انجام شده در حوزه طراحی کنترل‌کننده‌های PD/PID برای کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر می‌توان نتیجه گرفت که اگرچه اصلاحات انجام شده در ساختار

کنترل‌کننده‌های PD/PID به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب بهبودهایی را به همراه داشته، با این وجود همچنان عدم امکان لحاظ نمودن قیود سیستم و افت عملکردی کنترل‌کننده در مواجهه با غیرخطی‌گری‌ها و نامعینی‌های ذاتی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر از جمله چالش‌های این کنترل‌کننده‌ها به شمار می‌آیند. راهکارهایی که به منظور تقویت عملکرد کنترل‌کننده‌های PD/PID در کنترل وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر پیشنهاد شده‌اند، در جدول (۳) جمع‌بندی گردیده‌اند.

جدول ۳. راهکارهای پیشنهادی برای بهبود عملکرد

کنترل‌کننده PD/PID

مراجع	راهکار تقویت عملکرد PD/PID
[۳۳]، [۳۷]، [۳۹] و [۴۱]	استفاده از معماری غیرمتمرکز و تجهیزات پیزوالکتریک
[۳۰]، [۳۱]، [۳۷] و [۴۰]	استفاده از ترم‌های غیرخطی در قانون کنترلی
[۲۵] و [۳۴]	طراحی مشاهده‌گر اغتشاش و استفاده در قانون کنترلی
[۲۹] و [۳۲]	استفاده از بهره‌های مقاوم
[۴۲] و [۴۳]	استفاده از بهره‌های تطبیقی

۵-۲. خانواده کنترل مود لغزشی و کنترل پس‌گام

روش کنترل مود لغزشی^۶ (SMC) و کنترل پس‌گام^۷ (BSC) به صورت گسترده‌ای در بسیاری از سیستم‌های نامعین (از جمله دینامیک وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر) به دلیل مزایای ذاتی خود از جمله مقاوت بالا و حساسیت کم در برابر اغتشاشات، استفاده گردیده است. این کنترل‌کننده‌ها در برابر نامعینی مدل مقاوم بوده و در برابر تغییرات پارامتری غیرحساس^۸ می‌باشند.

در کنترل‌کننده مود لغزشی، قانون کنترلی زمان پیوسته نبوده و بر اساس موقعیت حالات

سیستم در فضای حالت، سوئیچینگ مورد نیاز را انجام می‌دهد. با وجود آنکه سیستم در معرض نامعینی و اغتشاشات خارجی قرار داشته باشد، این کنترل‌کننده حالات سیستم را به سوی سطح لغزش هدایت می‌کند. سطح لغزش در این رویکرد کنترلی در میان ساختارهای کنترلی طراحی شده قرار گرفته است تا بدین ترتیب، قانون کنترلی بتواند با انجام سوئیچینگ از یک ساختار به ساختاری دیگر تغییر یابد. بنابراین، SMC را می‌توان نمونه‌ای از کنترل‌کننده‌های ساختارمتغیر^۹ به شمار آورد. طراحی SMC از دو مرحله تشکیل یافته است: ابتدا به طراحی یک متغیر لغزشی/سطح لغزشی پرداخته می‌شود و سپس، قانون کنترل مود لغزشی طراحی می‌گردد. ساختارهای متعددی از متغیر لغزشی در پژوهش‌های انجام شده در این حوزه معرفی گردیده است. به طور کلی، متغیر لغزشی به فرم زیر تعریف می‌گردد:

$$s = x + c\dot{x} \quad (17)$$

که در رابطه‌ی فوق، s بیانگر سطح لغزشی، x بیانگر حالت سیستم و c بیانگر ثابتی است که توسط طراح تعیین می‌گردد. ساختار قانون کنترل مود لغزشی به صورت زیر می‌باشد:

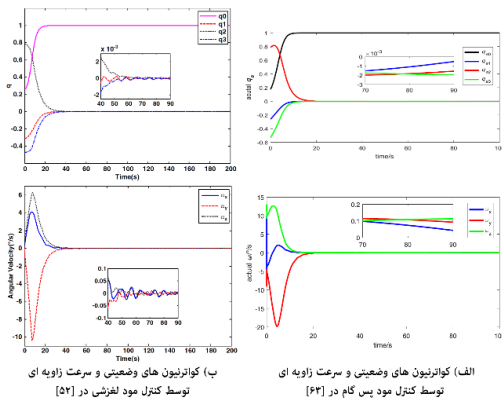
$$u = u_{eq} + u_c \quad (18)$$

که در رابطه‌ی فوق، u_{eq} بیانگر ورودی کنترل معادل^{۱۰} و u_c بیانگر ورودی کنترل اصلاح‌ساز^{۱۱} می‌باشند.

از سوی دیگر، به منظور طراحی یک کنترل مود پس‌گام، فرم فیدبک صریح^{۱۲} از سیستم مورد نیاز است که می‌توان آن را صورت زیر بیان نمود:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1, \dots, x_{n-1}) \\ \dot{x}_n = f_n(x_1, \dots, x_{n-1}, x_n) + u \end{cases} \quad (19)$$

در رابطه‌ی فوق، x_n بیانگر n مین حالت سیستم و u بیانگر ورودی کنترلی مطلوب می‌باشد.

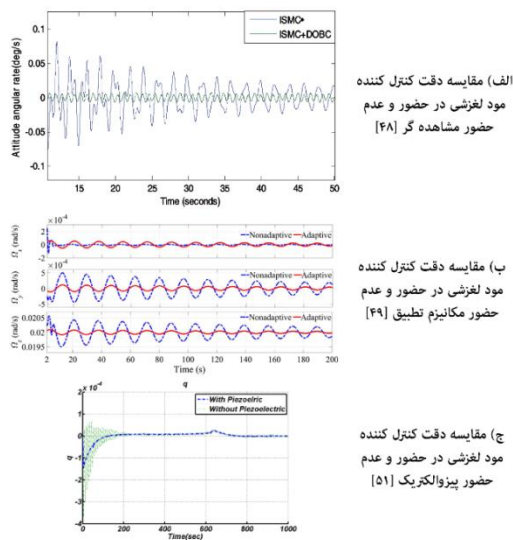


شکل ۱۱. نتایج کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از کنترل‌کننده‌های BSC (الف) و SMC (ب)

با توجه به ویژگی قابلیت تحمل اغتشاشات و نامعینی‌ها در کنترل‌کننده‌های SMC و BSC، عملکرد سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر توسط آن‌ها نسبت به دقت کنترلی حاصل از استفاده از کنترل‌کننده‌های PD/PID به صورت ملموسی بهبود می‌یابد و محققان بسیاری استفاده از این رویکردهای کنترلی را بدین منظور پیشنهاد نموده‌اند. نمونه‌ای از نتایج کنترلی حاصل از استفاده از کنترل‌کننده‌های مود لغزشی و مود پس‌گام به ترتیب با توجه به مراجع [۵۲] و [۶۳] در شکل (۱۱) نمایش داده شده است.



نمایش داده شده است. راهکارهایی که به منظور تقویت عملکرد کنترلر مود لغزشی و مود پس‌گام توسط محققان پیشنهاد گردیده است، در جدول (۴) جمع‌بندی شده‌اند.



شکل ۱۲. بهبود نتایج کنترلر وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از SMC توسط راهکارهای گوناگون

جدول ۴. راهکارهای پیشنهادی برای بهبود عملکرد

مراجع	راهکار تقویت عملکرد SMC
[۵۱]، [۵۲] و [۵۷]	استفاده از معماری غیرمترکز و تجهیزات پیزوالکتریک
[۴۷]، [۴۸]، [۵۳]، [۵۵]، [۶۰] و [۶۳]	طراحی و استفاده از مشاهده‌گر اغتشاش
[۴۵]	شکل‌دهی سیگنال ورودی جهت ممانعت از ایجاد ارتعاش
[۵۴] و [۶۱]	استفاده از ترم‌های مقاوم در قانون کنترلی
[۴۹]، [۵۲]، [۷]	استفاده از ترم‌های تطبیقی در قانون کنترلی

در جدول (۵) مروری بر پژوهش‌هایی که از کنترل‌کننده‌های مود لغزشی یا مود پس‌گام به منظور کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر استفاده نموده‌اند انجام شده است. لازم به ذکر

در پژوهش‌هایی که به طراحی کنترل‌کننده‌ی SMC (شامل مود لغزشی ترمینال، انتگرالی و غیرتکین) و کنترلر پس‌گام در این حوزه پرداخته‌اند، به منظور تقویت سیستم کنترلی از سه رویکرد کلی استفاده نموده‌اند. تعدادی از محققان در این راستا، استفاده از مشاهده‌گر اغتشاش به منظور تخمین تاثیرات ناشی از ارتعاشات نامطلوب در ملحقات انعطاف‌پذیر را پیشنهاد کرده‌اند تا بدین ترتیب، قابلیت جبران اغتشاشات و ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر در قانون کنترل وجود داشته باشد و در نتیجه دقت کنترلی وضعیت افزایش یابد. در شکل (۱۲-الف)، مقایسه میان عملکرد سیستم کنترل SMC در حضور و عدم حضور مشاهده‌گر اغتشاشات از مرجع [۴۸] نمایش داده شده است. با توجه به این شکل، استفاده از مشاهده‌گر اغتشاش (مشابه با آنچه در خانواده‌ی کنترلی PD/PID نیز وجود داشت) در بهبود عملکرد سیستم کنترلی بسیار تاثیرگذار است. گروهی دیگر از محققان، رویکرد ممانعت از ایجاد ارتعاشات نامطلوب در ملحقات انعطاف‌پذیر با استفاده از روش‌هایی همچون شکل‌دهی سیگنال ورودی [۴۵] و استفاده از تجهیزات پیزوالکتریک [۵۱] را پیشنهاد نموده‌اند که تاثیر آن در شکل (۱۲-ج) نمایش داده شده است. در نهایت، گروهی دیگر از محققان به منظور بهبود عملکرد سیستم کنترلی، استفاده از مکانیزم‌های تطبیق در ساختار کنترل‌کننده و همچنین افزودن جملات مقاوم به قانون کنترلی را پیشنهاد نموده‌اند تا بدین ترتیب مقاومت سیستم در برابر نامعینی‌ها و اغتشاشات و ارتعاشات نامطلوب را افزایش دهند. نمونه‌ای از تاثیر استفاده از این رویکرد در بهبود دقت کنترلی با توجه به مرجع [۴۹] در شکل (۱۲-ب)



۱۹	کنترل پس گام به همراه یک مشاهده گر اغتشاش	x	✓	۲۰۱۹	[۶۲]
۲۰	کنترل پس گام به همراه دو مشاهده گر مود لغزشی انتگرالی زمان محدود	x	✓	۲۰۱۸	[۶۳]
۲۱	کنترل پس گام تطبیقی همراه روش کنترل بهینه به منظور استخراج مسیر مرجع بهینه	x	x	۲۰۱۸	[۶۴]

است که در این جدول ستون O بیانگر استفاده از مشاهده گر و ستون P.E بیانگر استفاده از تجهیزات پیزوالکتریک در ساختار کنترلی می باشد.

جدول ۵. طراحی کنترل کننده های غیرخطی مود لغزشی و مود پس گام

#	کنترل کننده	PE	O	سال	مرجع
۱	مود لغزشی ترمینال به همراه استفاده از روش های شکل دهی ورودی و طراحی مسیر به منظور ممانعت از ایجاد ارتعاشات	x	✓	۲۰۱۶	[۴۵]
۲	مود لغزشی زمان-محدود تطبیقی، شناسایی مدل ماهواره انعطاف پذیر به صورت آنلاین	x	✓	۲۰۱۶	[۴۶]
۳	مود لغزشی تطبیقی، با تخمین مودهای ارتعاشی ملحقات انعطاف پذیر و ممان اینرسی توسط مکانیزم تطبیق	x	✓	۲۰۱۶	[۴۷]
۴	مود لغزشی انتگرالی به همراه یک مشاهده گر به منظور تخمین مودهای ارتعاشی ملحقات	x	✓	۲۰۱۷	[۴۸]
۵	مود لغزشی تطبیقی، اصلاح پارامترهای طراحی کنترل کننده توسط یک مکانیزم تطبیق	x	x	۲۰۱۷	[۴۹]
۶	کنترل مود لغزشی ترمینال تحمل پذیر عیب	x	x	۲۰۱۸	[۵۰]
۷	مود لغزشی ترمینال غیر تکین در معماری کنترلی غیر متمرکز	✓	x	۲۰۱۷	[۵۱]
۸	کنترل مود لغزشی تطبیقی در معماری کنترلی غیر متمرکز	✓	x	۲۰۱۸	[۵۲]
۹	کنترل مود لغزشی ترمینال غیر تکین به همراه یک مشاهده گر به منظور تخمین مودهای ارتعاشی و ممان اینرسی ماهواره	x	✓	۲۰۱۹	[۵۳]
۱۰	مود لغزشی زمان-ثابت مقاوم	x	x	۲۰۱۸	[۵۴]
۱۱	کنترل مود لغزشی به همراه مشاهده گر اغتشاش	x	✓	۲۰۱۸	[۵۵]
۱۲	مود لغزشی زمان-ثابت تطبیقی	x	x	۲۰۲۰	[۷]
۱۳	کنترل مود لغزشی دینامیک	x	x	۲۰۱۹	[۵۶]
۱۴	کنترل مود لغزشی در معماری کنترلی غیر متمرکز	✓	x	۲۰۲۰	[۵۷]
۱۵	کنترل مود لغزشی ابر چرخش	x	x	۲۰۱۹	[۵۸]
۱۶	کنترل مدل لغزشی انتگرالی تطبیقی، تولید بانک مدل خطی با خطی سازی مدل غیر خطی حول نقاط کار مختلف	x	✓	۲۰۲۰	[۵۹]
۱۷	کنترل پس گام تطبیقی با قابلیت تخمین آنلاین اغتشاشات خارجی و ممان اینرسی ماهواره	x	✓	۲۰۱۷	[۶۰]
۱۸	کنترل پس گام با افزودن یک ترم مقاوم به قانون کنترلی	x	x	۲۰۱۸	[۶۱]

با مرور مطالب ارائه شده در جدول (۵)، می توان دید که مشابه با رویکردهایی که به منظور بهبود عملکرد سیستم کنترلی مبتنی بر PD/PID مورد استفاده قرار می گرفت، در اینجا نیز در غالب پژوهش های انجام شده استفاده از مشاهده گرهای اغتشاش، مکانیزم های تطبیق ساختار کنترل کننده و افزودن جملات مقاوم به قانون کنترلی به منظور افزایش مقاومت سیستم در برابر نامعینی ها، غیرخطی گری ها و ارتعاشات نامطلوب ملحقات انعطاف پذیر و در نتیجه افزایش دقت کنترلی حاصله پیشنهاد گردیده است. در این پژوهش ها، برخی از محققان در طراحی کنترل کننده ی مود لغزشی، زمان دستیابی به اهداف کنترلی را به صورت زمان-محدود یا زمان-ثابت نیز تضمین نموده اند که این امر از منظر عملیاتی حائز اهمیت بوده و یکی از مزایای استفاده از این خانواده ی کنترلی به شمار می رود. همچنین، افزایش دقت کنترل وضعیت ماهواره ی انعطاف پذیر با استفاده از کنترل کننده های مود لغزشی و مود پس گام نسبت به خانواده های کنترلی PD/PID از دیگر مزایای استفاده از این کنترل کننده ها به شمار می رود.

اگرچه عملکرد سیستم های کنترلی طراحی شده بر مبنای کنترل مود لغزشی و مود پس گام نسبت به سیستم های کنترلی مبتنی بر کنترل کننده های PD/PID از منظر میزان مقاومت در برابر اغتشاشات و نامعینی ها، دقت

۲۰۵

سال ۱۲- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



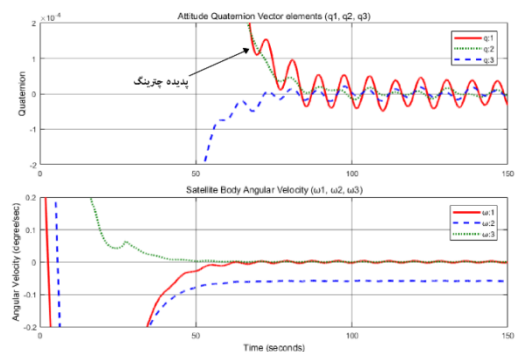
مروری بر ماهواره های انعطاف پذیر: تحلیل دینامیک، بررسی چالش ها و رویکردهای کنترل



کنترلی و قابلیت تضمین دستیابی به اهداف کنترلی با رویکرد زمان-محدود و زمان-ثابت برتر هستند، با این وجود همچنان چالش‌هایی جدی در پیشنهادات ارائه شده در این حوزه وجود دارد که از جمله آن‌ها می‌توان به عدم امکان لحاظ نمودن قیود فیزیکی و عملیاتی، ایجاد پدیده‌ی چترینگ^{۱۳} در کنترل مود لغزشی و ایجاد پدیده‌ی انفجار پیچیدگی^{۱۴} در کنترل مود پس‌گام اشاره نمود. پدیده‌ی انفجار پیچیدگی در صورت لحاظ نمودن تعداد بالایی از مودهای انعطاف‌پذیری مشکل‌ساز می‌شود که البته این موضوع تا کنون در پژوهش‌های انجام شده در این حوزه مورد بحث قرار نگرفته است. پدیده چترینگ در کنترل مود لغزشی که سبب نوسانات نامطلوب در خروجی سیستم می‌گردد به دلیل دینامیک سریع^{۱۵} سیستم تحت کنترل یا استفاده از کنترل‌کننده‌های دیجیتالی با نرخ نمونه‌برداری پایین رخ می‌دهد. پدیده‌ی چترینگ منجر به کاهش عملکردی سیستم کنترلی و افزایش اتلافات حرارتی در مدارات قدرتی می‌گردد. در شکل (۱۳) نمایی از تاثیر پدیده‌ی چترینگ در وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر تحت کنترل توسط کنترل‌کننده مود لغزشی به نمایش گذاشته شده است.

همچنین اگرچه کنترل‌کننده‌های مود لغزشی و مود پس‌گام به طور ذاتی کنترل‌کننده‌هایی مقاوم به شمار می‌روند، اما باند اغتشاش و نامعینی قابل تحمل در این کنترل‌کننده‌ها محدود بوده و به تنهایی قابلیت تحمل نامعینی‌ها و غیرخطی‌گری‌های ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را ندارند. به همین علت است که در غالب پژوهش‌های ارائه شده در جدول (۵)، از تلفیق

رویکردهای کنترل تطبیقی با کنترل‌کننده‌های مود لغزشی و مود پس‌گام استفاده گردیده تا بدین ترتیب میزان مقاومت سیستم کنترلی طراحی شده افزایش یابد.



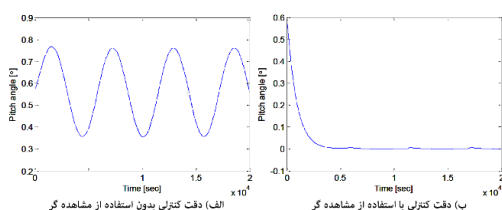
شکل ۱۳. پدیده چترینگ در کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر با اقتباس از مرجع [۵۵]

۵-۳. خانواده کنترل مرزی

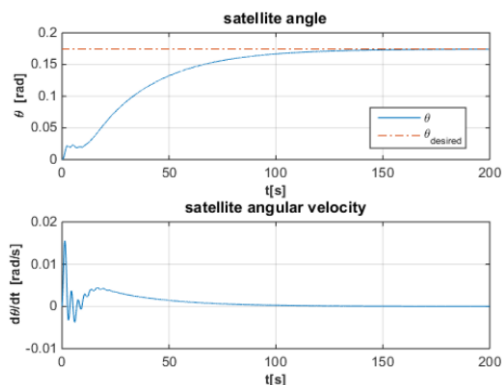
در دسته‌ای دیگر از پژوهش‌ها، به منظور کاهش نامعینی‌های موجود در مدل ماهواره استفاده از رویکرد کنترل مرزی^{۱۶} پیشنهاد شده است. هدفی که در این مقالات دنبال شده است، استفاده از مدلی دقیق‌تر از ماهواره‌های انعطاف‌پذیر که توسط معادلات مشتقات جزئی (PDE) توصیف شده (در کنار استفاده از مدل بیان شده توسط مشتقات معمولی (ODE)) می‌باشد تا بدین ترتیب از شدت نامعینی‌های مدل کاسته شود و رفتار وضعیتی ماهواره انعطاف‌پذیر به شکلی دقیق‌تر توصیف گردد. نمونه‌ای از عملکرد کنترل مرزی در کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر با اقتباس از مرجع [۶۷] در شکل (۱۴) نمایش داده شده است.

۴-۵. خانواده کنترل هوشمند

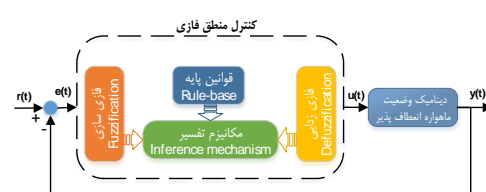
در سیستم‌هایی که تعیین مدل دقیق دشوار یا امکان‌پذیر نیست (همچون ماهواره‌های انعطاف‌پذیر)، طراحی کنترل‌کننده مناسب بدون در اختیار داشتن مدل دقیق سیستم با چالش‌ها و پیچیدگی‌هایی مواجه است. به منظور مقابله با چنین چالش‌هایی، یکی از راهکارهای موجود استفاده از خانواده کنترل هوشمند از جمله کنترل فازی ۱۷ و کنترل تکرارآموز ۱۸ می‌باشد.



شکل ۱۶. نتایج کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر توسط کنترل منطق فازی در حضور و عدم حضور مشاهده‌گر با اقتباس از مرجع [۶۸]



شکل ۱۴. نتایج کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از کنترل مرزی با پدیده چترینگ در کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر اقتباس از مرجع [۶۷]



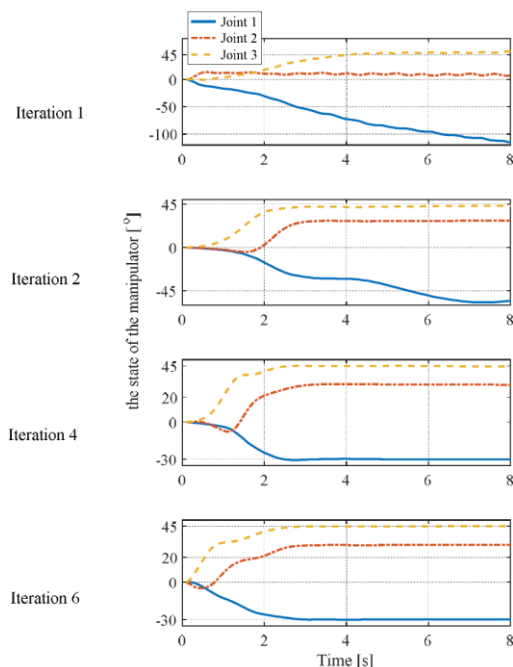
شکل ۱۵. بلوک دیاگرام کنترل‌کننده منطق فازی

با این وجود، پیچیدگی شدید معادلات دینامیکی، عدم امکان در نظر گرفتن قیود عملیاتی در طراحی کنترل‌کننده، افت عملکردی کنترل‌کننده‌ی ثابت طراحی شده با توجه به اغتشاشات محیطی و اغتشاش‌های ناشی غیرخطی‌گری‌های ملحقات انعطاف‌پذیر را می‌توان معایب عمده‌ی چنین سیستم‌های کنترلی دانست [۹]، [۶۵]–[۶۷]. همچنین، باید توجه داشت که سنجش متغیرهای مودال در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر در غالب موارد امکان‌پذیر نبوده یا بسیار دشوار است. بنابراین در صورت استفاده از چنین مدل‌های دقیقی، نیاز به طراحی مشاهده‌گرها به منظور تخمین متغیرهای مودال نیز وجود خواهد داشت که این امر نیز بر پیچیدگی سیستم کنترلی می‌افزاید و پیاده‌سازی عملی آن را با چالش مواجه خواهد ساخت.

تفسیر ساده قانون کنترلی و پیاده‌سازی بدون نیاز به آگاهی از مدل دقیق سیستم را می‌توان اصلی‌ترین مزیت استفاده از کنترل منطق فازی دانست. مزیت قدرمند منطق فازی پاسخ تعیین شده به نحوی ارائه می‌گردد که با ساختار فکری و تصمیم‌گیری انسان همسوست. اساساً، قوانین کنترل فازی مجموعه‌ای از جملات IF-THEN هستند که این امر نحوه‌ی بیان سیاست کنترل‌کننده را تسهیل می‌کند. در این رویکرد کنترلی، به استفاده از مدل سیستم نیازی نمی‌باشد. ساختار کلی یک کنترل منطق فازی از چهار بخش اصلی تشکیل یافته است: (۱) قوانین پایه (۲) مکانیزم استنتاج (۳) فازی‌سازی و (۴) فازی‌زدایی. ساختار شماتیک این سیستم کنترلی در شکل (۱۵) نمایش داده شده است.



عمده چالش‌های موجود در چنین راهکارهای کنترلی را می‌توان بار محاسباتی بسیار بالا، عدم امکان پیاده‌سازی عملی در بسیاری از موارد و عدم امکان تضمین پایداری دانست.



شکل ۱۷. نتایج کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر توسط کنترل تکرارآموز در تکرارهای پی در پی با اقتباس از مرجع [۷۰]

۵-۵. خانواده کنترل تطبیقی

با توجه به مرور منابعی که تا کنون انجام شده است، به وضوح می‌توان دید که در غالب اوقات پژوهشگران به منظور مقابله با غیرخطی‌گری‌های شدید ملحقات انعطاف‌پذیر، ناحیه وسیع عملکردی این ماهواره‌ها و نامعینی‌های ذاتی موجود در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، از رویکردهای تطبیقی یا مقاوم در طراحی سیستم کنترلی استفاده نموده‌اند. بنابراین استفاده از رویکردهای کنترل مقاوم و تطبیقی در طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر از اهمیت بسیاری برخوردار است. رویکردهای کنترل تطبیقی مستقیم ۲۰ و غیرمستقیم ۲۱ انواع اصلی

از جمله پژوهش‌هایی که از کنترل منطق فازی به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر استفاده کرده‌اند، می‌توان به [۶۸] اشاره نمود. در این پژوهش به طراحی یک مشاهده‌گر اغتشاش نیز پرداخته شده و نشان داده شده است که اگرچه بدون استفاده از مشاهده‌گر دقت کنترلی در مقایسه با خانواده‌های کنترلی دیگر همچون کنترل مود لغزشی پائین‌تر است، اما با استفاده از مشاهده‌گر دقت کنترلی بالایی با استفاده از کنترل منطق فازی قابل حصول است. عملکرد کنترلی گزارش شده در این پژوهش در شکل (۱۶) نمایش داده شده است.

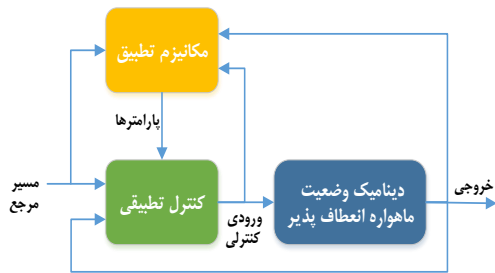
در حوزه طراحی کنترل هوشمند، برخی از محققان استفاده از کنترل تکرارآموز [۶۹]–[۷۱] را به منظور کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر مورد بررسی قرار داده‌اند. در این ساختار کنترلی، کنترل‌کننده با تکرار فرآیند کنترل وضعیت چگونگی کنترلی مناسب ماهواره انعطاف‌پذیر را می‌آموزد. ایراد اصلی موجود در این حوزه را می‌توان عدم وجود دقت بالا در تکرارهای اولیه در حین آموزش، بار محاسباتی بالا و عدم تضمین پایداری سیستم دانست. نمایشی از عملکرد کنترل تکرارآموز در شکل (۱۷) با اقتباس از مرجع [۷۰] نمایش داده شده است. همانطور که از این شکل مشهود است، اگرچه دقت کنترلی در تکرارهای اول نامطلوب است اما با تکرار فرآیند کنترل‌کننده به دقت بالایی دست یافته است.

در نهایت، در [۷۲] نیز با بیان آنکه وجود ملحقات انعطاف‌پذیر می‌تواند منجر به بروز رفتارهای آشوبانک در رفتار دینامیکی ماهواره گردد، استفاده از رویکرد کنترل آشوب ۱۹ برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر پیشنهاد داده شده است.

کنترل تطبیقی می‌باشند. مهمترین مزایای استفاده از این کنترل‌کننده‌ها را می‌توان عدم حساسیت در مقابل نامعینی‌های پارامتری، محموله‌های متغیر و اغتشاشات ناشناخته در نظر گرفت. در رویکرد کنترل تطبیقی مستقیم، مکانیزم تطبیق‌دهی پارامتر با توجه خطای ردیابی حالت به صورت مستقیم تخمین زده می‌شود. برعکس، در رویکرد کنترل تطبیقی غیرمستقیم، پارامترهای سیستم با استفاده از تخمین آنلاین به روزرسانی می‌شوند. در شکل (۱۸) بلوک دیاگرام کلی خانواده‌ی کنترل تطبیقی نمایش داده شده است.

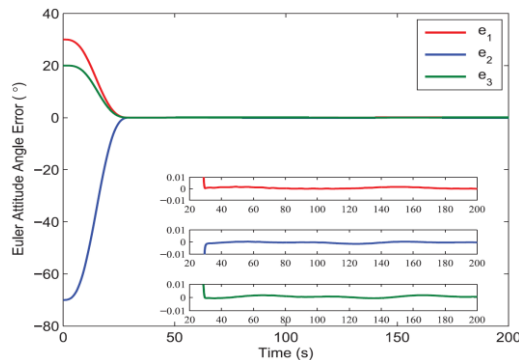
انعطاف‌پذیر در وضعیت بدنه ماهواره بوده است. با تخمین این پارامترها و در نظر گرفتن آن‌ها در سیگنال کنترلی اعمالی به سمت، می‌توان به عملکرد کنترلی بالاتری دست یافت.

به عنوان نمونه‌ای از پژوهش‌های انجام شده در این حوزه، می‌توان به [۷۷] اشاره نمود که در آن کنترل‌کننده مود لغزشی ترمینال با استفاده از رویکرد تطبیقی توسعه یافته شده است. در این کار، پس از استخراج قانون کنترلی مود لغزشی، قانون کنترل تطبیقی زیر به سیگنال کنترلی مود لغزشی (رابطه ۱۸) اضافه شده است:



شکل ۱۸. بلوک دیاگرام کنترل‌کننده تطبیقی

مهمترین مزیت استفاده از رویکرد تطبیقی در طراحی سیستم کنترلی را می‌توان قابلیت تلفیق این رویکرد با روش‌های مختلفی کنترلی دانست به طوری که در به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر، محققان بسیاری به تلفیق کنترل‌کننده‌های همچون PD، مود لغزشی، مود پس‌گام، مقاوم و سایر روش‌های کنترلی با کنترل تطبیقی پرداخته‌اند. این تلفیق عمدتاً بدین دلیل انجام می‌گردد تا میزان مقاومت سیستم کنترلی در برابر اغتشاشات و نامعینی‌ها افزایش یابد و دقت کنترلی حاصل نیز افزایش یابد. از دیگر مزایای بسیار مهم استفاده از رویکرد کنترل تطبیقی می‌توان به قابلیت تضمین پایداری سیستم حلقه‌بسته اشاره نمود.



شکل ۱۹. نتایج کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر توسط کنترل تطبیقی با اقتباس از مرجع [۷۷]

در پژوهش‌های انجام شده در این حوزه، عمدتاً مکانیزم تطبیق موظف به تخمین محدوده‌ی اغتشاشات خارجی، محدوده‌ی نامعینی در مدل و پارامترها و همچنین تخمین محدوده‌ی تاثیرگذاری ارتعاشات نامطلوب ملحقات

$$u_{\text{adaptive}} = \begin{cases} -\frac{s}{\|s\|} \hat{b}_0 - \frac{s}{\|s\|} \hat{p}_1 \Phi_1 & \|s\| \geq \sigma \\ -\frac{s}{\sigma} \hat{b}_0 - \frac{s}{\sigma} \hat{p}_1 \Phi_1 & \|s\| < \sigma \end{cases} \quad (19)$$

که در رابطه‌ی فوق، ω سرعت زاویه‌ای، $\Phi_1 = 1 + \|\omega\|^2$ ، σ بیانگر پارامتر طراحی، s سطح لغزش و \hat{b}_0 و \hat{p}_1 بیانگر تخمین



بیشینه مقدار اغتشاشات و تاثیر موده‌های ارتعاشی ملحقات انعطاف‌پذیر می‌باشند که توسط قوانین تطبیق زیر به روزرسانی می‌شوند:

$$\hat{b}_0 = \eta_0 (\|s\| - \varepsilon_0 \hat{b}_0) \quad (20)$$

$$\hat{p}_1 = \eta_1 (\|s\| \Phi_1 - \varepsilon_1 \hat{p}_1)$$

در رابطه‌ی فوق ε_0 ، ε_1 ، η_0 و η_1 پارامترهای طراحی هستند. در این پژوهش نشان داده شده که با استفاده از تطبیق پارامترهای فوق، کنترل‌کننده تطبیقی قادر به دستیابی به دقت کنترلی بالاتر از کنترل‌کننده مود لغزشی می‌باشد. مقایسه عملکرد کنترل‌کننده مود لغزشی (SMC) و مود لغزشی تطبیقی (ASMC) در این پژوهش به صورت ارائه شده در جدول (۶) می‌باشد. همچنین عملکرد کنترل‌کننده تطبیقی ارائه شده در [۷۷] در شکل (۱۹) نمایش داده شده است.

جدول ۶. مقایسه عملکرد کنترل‌کننده‌های مود لغزشی و مود لغزشی تطبیقی با اقتباس از مرجع [۷۷]

کنترل‌کننده	دقت ($\times 10^{-4}$)			زمان مانور (ثانیه)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
SMC	۲۰/۸	۱۹/۹	۱۸/۰	۳۲/۷	۴۸/۳	۴۷/۴
ASMC	۹/۲۸	۸/۷۶	۸/۷۸	۲۸/۹	۲۹/۷	۲۹/۱

با توجه به جدول (۶)، کنترل‌کننده مود لغزشی تطبیقی چه از منظر دقت نشانه‌روی چه از منظر مدت زمان مورد نیاز برای انجام مانور نسبت به کنترل‌کننده مود لغزشی برتر است. در جدول (۷) مروری بر پژوهش‌هایی که استفاده از کنترل‌کننده‌های تطبیقی به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را پیشنهاد نموده‌اند، انجام شده است. لازم به ذکر است که در این جدول ستون O بیانگر استفاده از مشاهده‌گر و ستون P.E بیانگر استفاده از

تجهیزات پیزوالکتریک در ساختار کنترلی می‌باشد.

جدول ۷. طراحی کنترل‌کننده‌های تطبیقی برای

ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

#	کنترل‌کننده	PE	O	سال	مرجع
۱	کنترل تطبیقی: تخمین آنلاین ممان اینرسی ماهواره انعطاف‌پذیر	x	x	۲۰۱۶	[73]
۲	کنترل تطبیقی MRAC: استفاده از مدل خطی‌سازی شده ماهواره صلب در کنترل‌کننده	x	x	۲۰۱۶	[74]
۳	کنترل تطبیقی: مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر با رویکرد روباتیکی و طراحی کنترل‌کننده تطبیقی	x	x	۲۰۱۶	[75]
۴	کنترل تطبیقی مقاوم با هدف مقابله با اغتشاشات و نامعنی‌های ذاتی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر	x	x	۲۰۱۶	[76]
۵	کنترل مود لغزشی تطبیقی: تخمین ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر و ممان اینرسی توسط مکانیزم تطبیق	x	✓	۲۰۱۶	[47]
۶	کنترل مود لغزشی تطبیقی: استفاده از رویکرد تطبیقی با توجه به مشخص نبودن باند اغتشاشات و اثرات کوپلینگ ملحقات انعطاف‌پذیر	x	x	۲۰۱۶	[77]
۷	کنترل تطبیقی مبتنی بر فیدبک PD: استفاده از یک فیلتر تطبیقی برای اثردهی فرکانس ارتعاشی اصلی در تصمیمات کنترلی	x	✓	۲۰۱۷	[78]
۸	کنترل تطبیقی \hat{p}_1	x	✓	۲۰۱۷	[79]
۹	کنترل مود پس‌گام تطبیقی با قابلیت تخمین آنلاین اغتشاشات خارجی و ممان اینرسی ماهواره	x	✓	۲۰۱۷	[60]
۱۰	مود لغزشی تطبیقی: اصلاح پارامترهای طراحی کنترل‌کننده توسط یک مکانیزم تطبیق	x	x	۲۰۱۷	[49]
۱۱	کنترل سطح لغزشی تطبیقی: استفاده از رویکرد تطبیقی با توجه به مشخص نبودن باند اغتشاشات و اثرات کوپلینگ ملحقات انعطاف‌پذیر	x	x	۲۰۱۷	[80]
۱۲	کنترل مقاوم تطبیقی: تنظیم آنلاین پارامترهای کنترل‌کننده توسط مکانیزم تطبیق	✓	x	۲۰۱۸	[81]
۱۳	کنترل‌کننده تطبیقی و کنترل‌کننده LQR: در این کار با مطالعه مونت-کارلو، نشان داده شده که کنترل‌کننده تطبیقی در دفع ارتعاشات موفق‌تر است	x	x	۲۰۱۸	[82]
۱۴	کنترل‌کننده مرزی تطبیقی	x	x	۲۰۱۹	[83]
۱۵	کنترل‌کننده تطبیقی MRAC	x	x	۲۰۱۸	[84]



۳۱	×	✓	۲۰۲۰	[98]	کنترل تطبیقی تحمل‌پذیر عیب: طراحی مشاهده‌گرهای توزیع یافته برای تخمین متغیرهای مدل و کنترل‌کننده‌های توزیع یافته به منظور دفع اغتشاشات و یک کنترل‌کننده مرزی مرکزی به منظور تضمین پایداری
۳۲	×	×	۲۰۲۰	[99]	کنترل PID تطبیقی: قوانین تطبیق به منظور تنظیم آنلاین بهره‌های PID تعریف گردیده‌اند
۳۳	×	✓	۲۰۲۰	[59]	کنترل مدل لغزشی انتگرالی تطبیقی، تولید بانک مدل خطی با توجه به مدل غیرخطی در نقاط کاری مختلف و تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده متناسب با مدل انتخاب شده توسط مکانیزم تطبیق

همانطور که در این جدول مشاهده می‌گردد، در غالب پژوهش‌های انجام شده، رویکرد تطبیقی و مقاوم به طور همزمان (با در نظر گرفتن یک کنترل‌کننده مقاوم مبنا و توسعه‌ی آن با استفاده از رویکرد تطبیقی) در طراحی سیستم کنترل وضعیت لحاظ شده‌اند که این امر از منظر عملیاتی اقدامی صحیح بوده و از اهمیت بسیاری برخوردار است چرا که کنترل‌کننده تطبیقی به تنهایی نسبت به نامعینی‌ها حساس بوده و عملکرد خود را از دست خواهد. علاوه بر موارد فوق، با توجه به جدول (۷) می‌توان بدین نتیجه رسید که طراحی سیستم کنترل وضعیت تطبیقی در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با در نظر داشتن اهداف افزایش میزان مقاوم بودن سیستم کنترلی در برابر اغتشاشات و نامعینی‌ها، ممانعت از تحریک مودهای ارتعاشی ملحقات انعطاف‌پذیر به کمک تنظیم برخط (آنلاین) پارامترهای کنترل‌کننده، تخمین پارامترهای مدل به صورت آنلاین به دلیل نامعینی‌های ذاتی موجود در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر و در نهایت تضعیف اثرات ارتعاشات نامطلوب ملحقات انعطاف‌پذیر به کمک فیلترهای تطبیقی، به انجام رسیده است. با توجه

۱۶	×	✓	۲۰۱۹	[85]	کنترل تطبیقی توزیع یافته برای یک آرایش پروازی از ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با معماری رهبر-پیرو
۱۷	×	✓	۲۰۱۸	[86]	طراحی کنترل مقاوم تطبیقی به همراه الگوریتم طرح‌ریزی مسیر
۱۸	✓	×	۲۰۱۸	[52]	کنترل تطبیقی مبتنی بر کنترل‌کننده‌ی مود لغزشی
۱۹	✓	×	۲۰۱۸	[87]	کنترل تلفیقی از ترکیب کنترل‌کننده‌های مود لغزشی تطبیقی و فیدبک موقعیت مثبت (PPF)
۲۰	×	✓	۲۰۱۹	[88]	کنترل تطبیقی مقاوم: به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب از تخمین فرکانس‌های ارتعاشی و فیلتر تطبیقی استفاده گردیده است.
۲۱	×	×	۲۰۲۰	[89]	کنترل تطبیقی تحمل‌پذیر عیب: مکانیزم تطبیق وظیفه‌ی تنظیم آنلاین پارامترهای کنترل‌کننده در حضور عیوب عملگرهای ماهواره را بر عهده دارد.
۲۲	×	✓	۲۰۱۹	[90]	کنترل‌کننده پس‌گام تطبیقی: تخمین ممان اینرسی متغیر با استفاده از رویکرد کنترل تطبیقی
۲۳	×	×	۲۰۱۹	[91]	کنترل تطبیقی برای یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر با در نظر گرفتن غیرخطی‌گری بکلس ورودی
۲۴	×	✓	۲۰۱۸	[92]	شناسایی آنلاین مدل فضای حالت ماهواره انعطاف‌پذیر توسط یک الگوریتم بازگشتی دارای فیلتر تطبیقی
۲۵	×	✓	۲۰۱۹	[93]	کنترل تطبیقی با معماری غیرمتمرکز، در این کار به جای حسگرهای پیژوالکتریک، از مشاهده‌گرهای مدال استفاده شده است.
۲۶	×	×	۲۰۲۰	[94]	کنترل سطح لغزشی تطبیقی: ممانعت از تحریک مودهای ارتعاشی با تطبیق بهره‌ی کنترلی با توجه به خطای وضعیتی
۲۷	×	×	۲۰۲۰	[7]	کنترل مود لغزشی تطبیقی
۲۸	×	×	۲۰۱۹	[95]	کنترل‌کننده‌ی تطبیقی مقاوم به همراه کنترل‌کننده‌ی امپدانس مبتنی بر موقعیت به منظور تولید مسیر مرجع
۲۹	×	×	۲۰۲۰	[96]	کنترل تطبیقی برای آرایش پروازی: قانون تطبیق به نحوی طراحی شده که در صورت بروز عیب در عملگرها، اهداف کنترلی همچنان برآورده گردند
۳۰	×	✓	۲۰۲۰	[97]	کنترل تطبیقی تحمل‌پذیر عیب: از دو مشاهده‌گر برای تخمین متغیرهای مدال انعطاف‌پذیر و وجود عیب در عملگرها استفاده گردیده است



به اهداف ذکر شده، استفاده از رویکرد تطبیقی در طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر که به طور ذاتی با اغتشاشات ارتعاشی و نامعینی پارامتری مواجه است، بسیار مفید است.

علی‌رغم تمام مزایایی که با استفاده از رویکرد تطبیقی در طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر حاصل می‌گردد، باید توجه داشت که این ساختار کنترلی نیز چالش‌هایی مواجه است که از جمله آن‌ها می‌توان به عدم مقاومت بالای کنترل‌کننده تطبیقی در برابر نامعینی‌ها و غیرخطی‌گری‌های ماهواره‌های انعطاف‌پذیر و همچنین عدم امکان اتخاذ تصمیمات کنترلی به صورت بهینه با لحاظ نمودن قیود اشاره نمود.

۵-۶. خانواده کنترل مقاوم

در کاربردهای عملی، دینامیک سیستم‌های تحت کنترل همواره با نامعینی‌ها (نامعینی در مدل، نامعینی پارامتری یا ...) یا اغتشاشات خارجی (مربوط به ورودی، خروجی یا سیستم) مواجه است. این موضوع در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر که علاوه بر موارد فوق، با ارتعاشات نامطلوب ملحقیات انعطاف‌پذیر نیز مواجه است نمود بیشتری نیز دارد. به منظور کنترل چنین سیستم‌هایی، استفاده از رویکردهای کنترل مقاوم به منظور مقابله با این چالش‌ها بسیار مفید خواهد بود. گستره‌ی مفهومی کنترل‌کننده‌های مقاوم بسیار وسیع بوده و همپوشانی وسیعی با برخی از خانواده‌های کنترلی مانند مود لغزشی و مود پس-گام دارد. از جمله پرکاربردترین کنترل‌کننده‌های مقاوم می‌توان به کنترل‌کننده‌های H_2 و H_∞ اشاره نمود. در این کنترل‌کننده‌ها از نرّم‌های

هنکل برای سنجش خواص سیستم تحت کنترل استفاده می‌شود. هر دو روش تکنیک‌های حوزه فرکانس هستند. کنترل H_2 به دنبال محدود کردن بهره توان سیستم است، در حالی که کنترل H_∞ بهره انرژی سیستم را محدود می‌کند.

علاوه بر مزیت قابلیت مقاومت بالای سیستم کنترلی در مقابل نامعینی‌ها و اغتشاشات در رویکرد کنترل مقاوم، یکی دیگر از مزایای استفاده از این کنترل‌کننده را می‌توان قابلیت تلفیق این رویکرد با سایر خانواده‌های کنترلی دانست. این موضوع در پژوهش‌هایی که تا کنون مورد مرور قرار گرفته‌اند به خوبی مشهود است. در کنترل مقاوم، سیگنال کنترلی به نحوی تولید می‌گردد که با وجود اغتشاشات خارجی و نامعینی در سیستم، بتوان از عملکرد سیستم کنترلی همچنان اطمینان داشت. با این وجود باید توجه داشت که چنانچه در تعیین سیگنال کنترلی محافظه‌کاری بیش از حد نیاز انجام گردد، این محافظه‌کاری می‌تواند عملکرد سیستم کنترلی را تحت‌الشعاع قرار دهد. بنابراین، میزان محافظه‌گری در تعیین سیگنال‌های کنترلی باید توسط طراح مورد مصالحه قرار گیرد.

در جدول (۸) مروری بر پژوهش‌هایی که از کنترل‌کننده‌های مقاوم برای کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر استفاده نموده‌اند، انجام شده است. لازم به ذکر است که در این جدول ستون O بیانگر استفاده از مشاهده‌گر و ستون P.E بیانگر استفاده از تجهیزات پیزوالکتریک در ساختار کنترلی می‌باشد.

جدول ۸. طراحی کنترل‌کننده‌های مقاوم برای

ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

#	کنترل‌کننده	PE	O	سال	مرجع
۱	کنترل‌کننده مقاوم H_{∞} و کنترل‌کننده H_2 با در نظر گرفتن نامعینی ممان اینرسی و استفاده از فیدبک درونی برای جابجایی قطب	x	x	۲۰۱۳	[6]
۲	کنترل تطبیقی مقاوم با هدف مقابله با اغتشاشات و نامعینی‌های ذاتی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر	x	x	۲۰۱۶	[76]
۳	کنترل مقاوم H_{∞} به همراه تخمین ترم اصطکاک چرخ‌های عکس‌العملی و متغیرهای ملحقات ارتعاشی	x	✓	۲۰۱۶	[100]
۴	کنترل مقاوم H_{∞} با استفاده از فیدفوروارد و فیدبک خروجی استاتیکی	x	x	۲۰۱۶	[101]
۵	کنترل مقاوم تطبیقی: با توجه به مشخص نبودن پاند اغتشاشات و اثرات کوپلینگ انعطاف‌پذیر از رویکرد تطبیقی در کنترل‌کننده استفاده شده است	x	x	۲۰۱۶	[77]
۶	کنترل مقاوم H_{∞} به همراه یک مسئله‌ی بهینه‌سازی محدب به منظور کاهش نامعینی‌ها در مدل	x	x	۲۰۱۶	[102]
۷	کنترل‌کننده PD مقاوم در ماهواره‌ی عملیاتی و انعطاف‌پذیر ZDPS-2	x	x	۲۰۱۷	[3]
۸	کنترل پس‌گام تطبیقی با تخمین آنلاین اغتشاشات خارجی و ممان اینرسی	x	✓	۲۰۱۷	[60]
۹	کنترل‌کننده‌ی غیرخطی H_{∞} مبتنی بر فیدبک حالت کاهش مرتبه‌یافته	x	✓	۲۰۱۷	[103]
۱۰	کنترل مقاوم تطبیقی بر مبنای ساختار کنترلی سطح لغزشی زمان-محدود	x	x	۲۰۱۷	[80]
۱۱	کنترل مقاوم تطبیقی: طراحی قانون کنترلی به نحوی که سیستم کنترلی نسبت به اغتشاشات و نامعینی‌ها تا حد امکان مقاوم باشد.	✓	x	۲۰۱۸	[81]
۱۲	کنترل مقاوم تحمل‌پذیر عیب با استفاده از دو مشاهده‌گر به منظور تشخیص عیب در عملگرها	x	✓	۲۰۱۸	[104]
۱۳	کنترل مقاوم تلفیق شده از کنترل-کننده‌های H_2/H_{∞} بر مبنای جابجایی قطب	x	x	۲۰۱۷	[105]
۱۴	کنترل مقاوم با تعریف یک مدل تقریبی مرتبه اول برای توصیف اثر کوپلینگ میان بدنه و ملحقات انعطاف‌پذیر	x	x	۲۰۱۸	[106]
۱۵	کنترل مقاوم مود لغزشی با معماری کنترلی غیرمتمرکز	✓	x	۲۰۱۷	[51]
۱۶	کنترل مقاوم با استفاده از عملگر CMG به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب	x	x	۲۰۱۷	[107]
۱۷	کنترل مقاوم تطبیقی به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب	x	✓	۲۰۱۸	[86]
۱۸	کنترل مقاوم تطبیقی: تخمین	x	✓	۲۰۱۹	[88]

				فرکانس‌های ارتعاشی و استفاده از فیلتر تطبیقی به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب	
۱۹	x	x	۲۰۱۸	[64]	کنترل مقاوم تطبیقی مبتنی بر کنترل‌کننده مود پس‌گام به همراه یک روش کنترل بهینه به منظور استخراج مسیر مرجع بهینه
۲۰	x	x	۲۰۱۸	[54]	کنترل مقاوم مود لغزشی زمان-ثابت
۲۱	x	x	۲۰۱۸	[108]	کنترل مقاوم تطبیقی: تطبیق بهره-های کنترل‌کننده H_{∞} با حل آنلاین معادلات LMI
۲۲	x	✓	۲۰۱۸	[42]	PID بهینه مقاوم
۲۳			۲۰۲۰	[43]	PID مقاوم
۲۴	x	x	۲۰۲۰	[94]	کنترل مقاوم تطبیقی مبتنی بر مود لغزشی، تنظیم بهره‌ی کنترل‌کننده با توجه به خطای وضعیتی توسط مکانیزم تطبیق
۲۵	x	x	۲۰۱۹	[109]	کنترل تحریک-رویداد مقاوم با پایداری UBB
۲۶	x	✓	۲۰۱۹	[110]	کنترل مقاوم H_{∞} با استفاده از یک مشاهده‌گر اغتشاش
۲۷	x	✓	۲۰۱۹	[111]	کنترل مقاوم H_{∞} با استفاده از یک مشاهده‌گر دینامیک غیرخطی
۲۸	x	x	۲۰۱۹	[112]	کنترل‌کننده‌ی مقاوم H_{∞}
۲۹	✓	✓	۲۰۱۹	[113]	کنترل مقاوم تلفیق شده از کنترل‌کننده‌های H_2/H_{∞} مبتنی بر استفاده از مشاهده‌گرها
۳۰	x	x	۲۰۱۹	[95]	کنترل‌کننده‌ی تطبیقی مقاوم به همراه کنترل‌کننده‌ی امپدانس مبتنی بر موقعیت به منظور تولید مسیر مرجع
۳۱	x	✓	۲۰۱۹	[114]	کنترل مقاوم با تلفیق سه کنترل‌کننده: کنترل‌کننده نامی، کنترل‌کننده‌ی مقاوم و کنترل‌کننده PD اصلاح‌یافته
۳۲	✓	✓	۲۰۲۰	[115]	کنترل مقاوم بهینه با معماری غیرمتمرکز
۳۳	x	✓	۲۰۲۰	[116]	کنترل مقاوم با معماری غیرمتمرکز

همانطور که در این جدول مشاهده می‌گردد، به وضوح می‌توان دید که در غالب پژوهش‌های انجام شده، رویکرد تطبیقی و مقاوم به طور همزمان (با در نظر گرفتن یک کنترل‌کننده مقاوم مینا و توسعه‌ی آن با استفاده از رویکرد تطبیقی) در طراحی سیستم کنترل وضعیت لحاظ شده‌اند که این امر از منظر عملیاتی اقدامی صحیح بوده چرا که کنترل‌کننده مقاوم به تنهایی قابلیت مقاومت محدودی (که در ادبیات مقاوم با نام توپ نامعینی قابل تحمل شناخته می‌شود) در برابر

۲۱۳

سال ۱۲- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



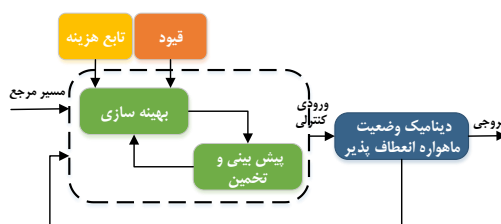
مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر: تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل



وجود نامعینی‌ها و اغتشاشات دارد و لذا با توجه به حوزه‌ی کاری وسیع ماهواره‌ها و غیرخطی‌گری‌ها، نامعینی‌ها و اغتشاشات موجود، با استفاده از کنترل‌کننده‌ی مقاوم به صورت صرف نمی‌توان به عملکرد بالای سیستم کنترلی دست یافت. همچنین عدم امکان اتخاذ تصمیمات کنترلی به صورت بهینه و لحاظ نمودن قیود فیزیکی و عملیاتی نیز از جمله چالش‌های اساسی این کنترل‌کننده‌ها به حساب می‌آید.

۵-۷. خانواده کنترل بهینه و پیش‌بین مدل

با توجه به مطالبی که تا بدین‌جا به منظور مرور پژوهش‌های انجام شده ارائه گردید، مشاهده شد که در هیچ‌یک از کنترل‌کننده‌های بررسی شده تا کنون قابلیت لحاظ نمودن قیود عملیاتی در ساختار کنترلی به شکلی سیستماتیک را نداشته‌اند. این در حالی است که یک ماهواره می‌تواند با قیود عملیاتی متعددی از جمله قیود حالت، قیود ورودی، قیود خروجی و حتی قیود وضعیتی همراه باشد.



شکل ۲۰. بلوک دیاگرام کنترل‌کننده MPC

کنترل‌کننده‌هایی که قادر به لحاظ نمودن قیود عملیاتی به صورت سیستماتیک در طراحی کنترلی هستند، عمدتاً متعلق به خانواده‌های کنترلی بهینه و زیربهینه (از جمله کنترل‌کننده‌ی پیش‌بین مدل) می‌باشند. کنترل پیش‌بین مدل امروز به یکی از کنترل‌کننده‌های بسیار پرکاربرد به دلیل مزایای ذاتی آن از جمله قابلیت لحاظ

نمودن قیود، قابلیت تحمل اغتشاشات، رفتار پیش‌بینانه، تنظیم ساده کنترلر، عملکرد بسیار خوب در سیستم‌های چندمتغیره اشاره نمود. MPC بر مبنای بهینه‌سازی یک تابع هزینه در طول افق پیش‌بینی به تعیین سیگنال کنترلی می‌پردازد. اگرچه کنترل‌کننده MPC به منظور ارائه عملکرد مناسب به مدل دقیق سیستم و تخمین تمام-حالات نیازمند است، مزایای قابلیت لحاظ نمودن قیود ورودی، خروجی و حالت و همچنین اصول طراحی سیستماتیک را نیز به همراه دارد. بلوک دیاگرام کنترل‌کننده پیش‌بین مدل در شکل (۲۰) نمایش داده شده است.

با در نظر داشتن اهمیت لحاظ نمودن قیود عملیاتی در کنترل‌کننده و اتخاذ تصمیمات کنترلی بهینه، در جدول (۹) به مرور پژوهش‌هایی که از سیستم‌های کنترلی بهینه و پیش‌بین مدل به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر استفاده نموده‌اند، پرداخته شده است. لازم به ذکر است که در این جدول ستون O بیانگر استفاده از مشاهده‌گر و ستون P.E بیانگر استفاده از تجهیزات پیژوالکتریک در ساختار کنترلی می‌باشد.

جدول ۹. طراحی کنترل‌کننده‌های بهینه و پیش‌بین مدل

#	کنترل‌کننده	PE	O	سال	مرجع
۱	کنترل‌کننده‌ی بهینه بنگ-بنگ با هدف حداقل‌سازی زمان مانور ماهواره‌های انعطاف‌پذیر	x	x	۱۹۹۷	[117]
۲	کنترل‌کننده LQR و کنترل‌کننده تطبیقی: طراحی با LQR با استفاده از مدل خطی‌سازی شده‌ی ماهواره انعطاف‌پذیر	x	x	۲۰۱۸	[82]
۳	شکل‌دهی ورودی بهینه به منظور ممانعت از ایجاد ارتعاشات نامطلوب	x	x	۲۰۱۷	[118]
۴	کنترل بهینه ارتعاشات نامطلوب در معماری کنترلی غیرمتمرکز: سیگنال کنترلی عملگرهای پیژوالکتریک توسط کنترل‌کننده بهینه تولید می‌شوند	✓	x	۲۰۱۷	[51]

18	طراحی یک کنترل کننده‌ی پیش‌بین مدل برای کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف‌پذیر در حین عملکرد تراسترها	x	x	۲۰۲۰	[132]
19	طراحی کنترل کننده‌ی MPC غیرخطی با قیود نامحدوب برای انجام مانورهای بهینه-زمان به همراه ممانعت از ایجاد ارتعاشات نامطلوب	x	x	۲۰۱۹	[133]

مزیت منحصر به فرد و بسیار حائز اهمیت این خانواده‌ی کنترلی، همانطور که پیش‌تر نیز ذکر شد دارا بودن رویکرد بهینه در اتخاذ تصمیمات کنترلی و قابلیت لحاظ نمودن قیود عملیاتی به صورت سیستماتیک می‌باشند. با وجود آنکه این خانواده کنترلی دارای مزایای منحصر به فرد ذکر شده می‌باشد، اما کنترل کننده‌های پیش‌بین مدل با چالش‌هایی نیز مواجه هستند. چالش‌های مرتبط با استفاده از خانواده‌ی کنترلی پیش‌بین مدل عمدتاً به محدودیت‌های سخت‌افزاری، وجود نامعینی و اغتشاشات ذاتی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر بازمی‌گردد.

۶. مقایسه و ارزیابی رویکردهای کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر

با توجه به مرور منابع انجام شده، حال می‌توان به مقایسه و ارزیابی مزایا و معایبی که با استفاده از هر یک از رویکردهای کنترلی نسبت به سایر رویکردها حاصل می‌گردد پرداخت. در این راستا، ابتدا با در نظر گرفتن چهار معیار «سادگی طراحی و پیاده‌سازی»، «قابلیت تضمین پایداری»، «میزان مقاوم بودن» و «دقت ردیابی» به ارزیابی و مقایسه‌ی کنترل کننده‌های مرور شده بعنوان سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر پرداخته می‌شود. سپس، مزایا و معایب استفاده از هر یک از این خانواده‌های

5	کنترل بهینه به منظور دفع ارتعاشات نامطلوب توسط عملگرهای تراستر	x	x	۲۰۱۸	[119]
6	طراحی الگوریتم کلیدزن در یک کنترل کننده دومرحله‌ای با استفاده از الگوریتم بهینه ژنتیک چندهدفه و قیود مصرف سوخت، زمان نشست و میزان ارتعاشات	x	✓	۲۰۱۸	[120]
7	کنترل بهینه به همراه یک الگوریتم ملایم‌ساز سیگنال کنترلی به منظور ممانعت از ایجاد ارتعاشات نامطلوب	x	x	۲۰۱۸	[121]
8	استخراج پروفایل‌های شتاب شکل‌دهی شده با استفاده از مسئله بهینه‌سازی به منظور ممانعت از ایجاد ارتعاشات	x	x	۲۰۱۸	[122]
9	طراحی سیستم کنترلی مبتنی بر کنترل کننده‌ی LQR با در نظر گرفتن مدل خطی ماهواره انعطاف‌پذیر	✓	x	۲۰۱۹	[123]
10	کنترل بهینه چندهدفه با تلفیق الگوریتم‌های بهینه‌سازی ژنتیک و ازدحام ذرات	x	x	۲۰۲۰	[124]
11	طراحی کنترل کننده پیش‌بین مدل برای یک ماهواره‌ی انعطاف-پذیر با قابلیت لحاظ نمودن اثرات ملحقات انعطاف‌پذیر در اتخاذ تصمیمات کنترلی	x	x	۲۰۰۴	[125]
12	طراحی کنترل پیش‌بین مدل برای ماهواره‌ی مجهز به یک بازوی روباتیکی	x	x	۲۰۰۶	[126]
13	طراحی کنترل کننده پیش‌بین مدل برای سیستم‌های LPV با بررسی کاربرد سیستم کنترلی در ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر دارای پتل خورشیدی چرخان	x	x	۲۰۱۴	[127]
14	طراحی MPC برای یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر در مدار GEO و تنظیم پارامترهای کنترلی با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک	x	x	۲۰۱۷	[128]
15	بحث و تاکید بر روی قابلیت استفاده از کنترل پیش‌بین مدل به صورت توکار در صنایع هوافضا و اتومبیلرانی	x	x	۲۰۱۸	[129]
16	طراحی کنترل کننده پس‌گام پیش‌بین تطبیقی برای یک ماهواره انعطاف‌پذیر با در نظر گرفتن تلاطم ملحقات انعطاف-پذیر و تلاطم سوخت مایع	✓	x	۲۰۱۸	[130]
17	طراحی MPC برای یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر با تعریف قیودی در مسئله بهینه‌سازی به منظور ممانعت از ایجاد ارتعاشات نامطلوب	x	x	۲۰۱۹	[131]





کنترلی در قالب یک جدول جمع‌بندی شده و با یکدیگر مقایسه می‌گردند. در ادامه، با توجه به مقایسه‌های انجام شده و الزامات مورد نیاز در طراحی سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف‌پذیر (جدول ۱)، شایستگی هر یک از خانواده‌های کنترلی برای کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر امتیازدهی خواهد شد و در قالب یک جدول ارائه می‌گردد. در نهایت، با توجه به بررسی‌های انجام شده پیشنهادهای نیز به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت مناسب برای ماهواره انعطاف‌پذیر ارائه خواهد شد.

۶-۱. ارزیابی عملکرد کنترل‌کننده‌ها

در این زیربخش با در نظر گرفتن چهار معیار «سادگی طراحی و پیاده‌سازی»، «قابلیت تضمین پایداری»، «میزان مقاوم بودن» و «دقت ردیابی» به ارزیابی و مقایسه‌ی کنترل‌کننده‌هایی معرفی شده بعنوان سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر پرداخته می‌شود.

سادگی طراحی و پیاده‌سازی

در حالت کلی، کنترل‌کننده‌های خطی قابلیت پیاده‌سازی ساده‌ای دارند و به همین علت است که در کارهای عملی، استفاده از این کنترل‌کننده‌ها بسیار شایع است. از سوی دیگر، کنترل‌کننده‌های غیرخطی و تکرارآموز از منظر پیچیدگی در حالت کلی در سطح متوسط تا بالا قرار دارند اگرچه استفاده از این کنترل‌کننده‌ها عملکرد بهتری نسبت به کنترل‌کننده‌های خطی از خود به نمایش گذاشته است. در مقایسه خانواده‌های کنترلی مرور شده از منظر معیار سادگی طراحی و پیاده‌سازی، کنترل‌کننده‌های PD/PID ، LQR و MPC خطی بیشترین امتیاز

را به خود اختصاص می‌دهند. این در حالیست که با توجه به پیچیدگی دینامیک وضعیت ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر، خانواده‌های کنترلی مود پس‌گام، کنترل بهینه پیش‌بین مدل غیرخطی، H_{∞} و هوشمند (منطق فازی) کمترین امتیاز را اخذ می‌کنند. سایر خانواده‌های کنترلی شده شامل مود لغزشی و تطبیقی نیز امتیازی میانگین را به خود اختصاص می‌دهند.

تضمین پایداری

تقریباً تمام کنترل‌کننده‌های خطی و غیرخطی قادر به تضمین پایداری سیستم نامی و تضمین عملکرد نامی آن هستند. ویژگی حائز اهمیت در تضمین پایداری با استفاده از کنترل‌کننده SMC را می‌توان قابلیت تضمین دستیابی ماهواره انعطاف‌پذیر به وضعیت مطلوب با رویکرد زمان-محدود [۴۶] و زمان-ثابت [۵۴] دانست. کنترل‌کننده‌ی MPC نیز قادر به تضمین پایداری وضعیتی ماهواره انعطاف‌پذیر ضمن برآورده‌سازی قیود سیستمی می‌باشد [۱۳۱]. کنترل‌کننده‌های تطبیقی و مقاوم نیز به خوبی قادر به تضمین پایداری وضعیتی ماهواره انعطاف‌پذیر در حضور نامعینی و اغتشاشات هستند [۱۷۷]. با این وجود، کنترل‌کننده‌های تکرارآموز مانند فازی و شبکه عصبی، قادر به تضمین پایداری سیستم در شرایط نامی نیستند.

مقاوم بودن

در حالت کلی، کنترل‌کننده‌های مبتنی بر فیدبک خطی قادر به تضمین مقاومت سیستم‌های پیچیده (به جز کنترل‌کننده H_{∞}) نیستند. در میان خانواده‌های کنترلی مرور شده، بالاترین سطح مقاومت متعلق به کنترل مقاوم به

ویژه کنترل H_∞ می‌باشد. همچنین، خانواده‌های کنترلی مود لغزشی و برخی از انواع کنترل‌کننده‌های خانواده‌ی MPC (همچون کنترل پیش‌بین مدل مبتنی بر تیوب ۲۲) نیز از میزان مقاومت خوبی در برابر نامعینی‌ها، غیرخطی‌گری‌ها و اغتشاشات خارجی برخوردارند. این در حالیست که سایر خانواده‌های کنترلی بررسی شده از جمله MPC، LQR، PD/PID، خطی از مقاومت پائین‌تری برخوردارند. لازم به ذکر است که استفاده از کنترل‌کننده‌ی LQG به عنوان جایگزینی برای کنترل‌کننده LQR می‌تواند مقاومت سیستم کنترلی را در برابر اغتشاشات، نویزهای سنجی و نامعینی در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر بهبود بخشد. جالب آنجاست که خانواده کنترل هوشمند از جمله کنترل‌کننده‌ی فازی نیز از مقاومت بالایی برخوردار نیستند. با توجه به آنکه دینامیک وضعیت یک ماهواره انعطاف‌پذیر سیستمی پیچیده، غیرخطی، نامعین و مواجه با اغتشاشات خارجی می‌باشد، لذا استفاده از کنترل‌کننده‌ای که در برابر این موارد مقاوم باشد از اهمیت بسیار برخوردار است.

قدرت ردیابی

خانواده‌های کنترلی مختلف با توجه به ویژگی‌های ذاتی خود هر یک در ردیابی مسیرهای مرجع، عملکردی متمایز از خود به نمایش می‌گذارند. اگرچه قابلیت و سرعت ردیابی یک کنترل‌کننده به تنظیم صحیح آن وابسته است، اما می‌توان یک ارزیابی کلی برای آن‌ها ارائه نمود. از منظر قدرت ردیابی سیستم کنترلی مرور شده، کنترل‌کننده‌های LQR ردیاب، MPC و H_∞ بیشترین امتیاز را به خود اختصاص می‌دهند

چراکه این کنترل‌کننده‌ها با توجه به ذات بهینه‌سازی خود، سیگنال کنترلی بهینه جهت ردیابی را تعیین می‌کنند. از سوی دیگر، خانواده‌های کنترلی PD/PID، SMC، BSC و منطق فازی از منظر این معیار متوسط ارزیابی می‌گردند.

ارزیابی عملکردی خانواده‌های کنترلی مرور شده در این زیربخش، در قالب جدول (۱۰) جمع‌بندی و ارائه شده‌اند. لازم به ذکر است که نتایج ارزیابی ارائه شده در جدول (۱۰) با نتایج ارائه شده مقالات مروری حوزه روبات‌های انعطاف‌پذیر از جمله [۱۳۶-۱۳۷] مطابقت دارد.

جدول ۱۰. ارزیابی عملکردی خانواده‌های کنترلی مرور

شده

کنترل‌کننده	سادگی طراحی	تضمین پایداری	میزان مقاومت	قدرت ردیابی
کنترل PD/PID	آسان	دارد	پایین	متوسط
کنترل LQR	آسان	دارد	متوسط	بالا
کنترل مود لغزشی	متوسط	دارد	بالا	متوسط
کنترل مود پس‌گام	دشوار	دارد	بالا	متوسط
کنترل مرزی	دشوار	دارد	متوسط	متوسط
منطق فازی	دشوار	ندارد	متوسط	متوسط
کنترل H_∞	دشوار	دارد	بالا	بالا
MPC خطی	آسان	دارد	متوسط	بالا
بهینه و MPC غیرخطی	دشوار	ندارد	بالا	بالا
کنترل تطبیقی	متوسط	دارد	متوسط	متوسط
تلفیقی	وابسته به انتخاب‌ها	وابسته به انتخاب‌ها	وابسته به انتخاب‌ها	وابسته به انتخاب‌ها





۶-۲. ارزیابی مزایا و معایب خانواده‌های کنترلی

با توجه به مرور انجام شده و بررسی مزایا و معایب کنترل‌کننده‌های مختلفی که به عنوان سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر استفاده شده‌اند، حال می‌توان مقایسه‌ای میان عملکرد این سیستم‌های کنترلی انجام داد. در این راستا، در جدول (۱۱)، مزایا و معایب هر یک از این سیستم‌های کنترلی نسبت به یکدیگر مقایسه شده‌اند. با توجه به اطلاعات ارائه شده در جداول (۱۰) و (۱۱)، در زیربخش بعد به بررسی شایستگی هر یک از خانواده‌های کنترلی به منظور استفاده به عنوان سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر پرداخته خواهد شد.

۶-۳. ارزیابی شایستگی خانواده‌های کنترلی

در این زیربخش به منظور ارزیابی میزان شایستگی هر یک از خانواده‌های کنترلی مرور شده به منظور استفاده جهت کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف‌پذیر، از الزامات طراحی یک سیستم کنترل وضعیت مناسب برای ماهواره انعطاف‌پذیر که در جدول (۱) ارائه شده است به عنوان معیار استفاده می‌گردد. در امتیازدهی شایستگی هر یک از خانواده‌های کنترلی، اطلاعات ارائه شده در جداول (۱۰) و (۱۱) نیز مورد بهره‌برداری قرار گرفته‌اند. نتایج حاصل از انجام این مقایسه و بررسی در قالب جدول (۱۲) ارائه گردیده است.

همانطور که در جدول (۱۲) می‌توان مشاهده نمود، بیشترین امتیاز در برآورده‌سازی الزامات ۱

و ۲ که به ترتیب مربوط به اتخاذ تصمیمات کنترلی با رویکرد بهینه و قابلیت لحاظ نمودن قیود فیزیکی و عملیاتی در اتخاذ تصمیمات کنترلی می‌باشند، به کنترل‌کننده‌های بهینه و پیش‌بین مدل تعلق یافته است چرا که این کنترل‌کننده‌ها در ساختار خود به خوبی قادر به تعریف قیود مختلف عملیاتی و فیزیکی می‌باشند و همچنین با توجه به تابع هزینه‌ای که توسط طراح تعریف می‌گردد قادر به تضمین بهینگی اتخاذ تصمیمات کنترلی می‌باشند. این در حالیست که با توجه به جدول (۱۲) خانواده‌های کنترلی بهینه و پیش‌بین مدل در برآورده‌سازی الزامات ۷ و ۸ که به ترتیب بیانگر قابلیت تحمل غیرخطی‌گری‌ها و نامعینی‌ها ذاتی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر هستند امتیاز پایینی را اخذ کرده‌اند و لذا به منظور کاربردپذیری نیازمند اصلاح ساختاری و تلفیق با رویکردهای کنترلی همچون مقاوم و تطبیقی هستند. همانطور که در این جدول بیان شده است، خانواده کنترلی بهینه و پیش‌بین مدل غیرخطی (NMPC) همچنین در برآورده‌سازی الزامات ۳، ۴ و ۵ که به ترتیب مربوط به بار محاسباتی مورد نیاز، امکان‌پذیری حل مسیله و تضمین پایداری سیستم حلقه‌بسته هستند نیز امتیازات پایینی را کسب نموده‌اند که این امر امکان پیاده‌سازی عملی آن‌ها را با چالش مواجه می‌سازد.

جدول ۱۱. بررسی و مقایسه مزایا و معایب هر یک از

خانواده‌های کنترلی مرور شده

معایب	مزایا	روش
عدم برآورده سازی قیود عملیاتی و فیزیکی	ساختار ساده و عملکرد شفاف	کنترل
میزان مقاومت پائین	قابلیت پیاده سازی آسان	PD
با بروز هر تغییر، بهره ها کنترلی باید مجددا تنظیم گردند	قابلیت بهبودبخشی در پاسخ گذرا و ماندگار سیستم	/PID
عدم قابلیت مقابله در برابر نامعینی ها و اغتشاشات خارجی	عدم نیاز به مدل سیستم	

های کنترلی استفاده از پیش بینی رفتار آینده سیستم مقاومت خوب در برابر نامعنی ها و غیرخطی گری ها	بازه عملکردی وسیع سیستم تحت کنترل قابلیت مدیریت خوب پارامترهای ناشناخته سیستم به روزرسانی پیوسته مدل سیستم و اغتشاشات عدم نیاز به مدل سیستم وابسته به کنترل کننده های انتخاب شده	قوانین تطبیقی پیچیده مقاومت پایین نیازمند زمان برای تطبیق پارامترها عدم برآورده سازی قیود عملیاتی و فیزیکی	تلفیقی
وابسته به کنترل کننده های انتخاب شده	انتخاب شده		تلفیقی

عدم قابلیت مقابله در برابر نامعنی ها و ارتعاشات نامطلوب ماهواره های انعطاف پذیر عدم مقاومت در برابر اغتشاشات خارجی عدم برآورده سازی قیود عملیاتی و فیزیکی عدم قابلیت مدیریت غیرخطی گری های سیستم	طراحی و ساختار ساده قابلیت استفاده برای سیستم های چندمتغیره قابلیت مدیریت عملکرد و تلاش های کنترلی روشی ساده برای تعیین پاسخ بهینه	کنترل LQR
این کنترل کننده با پدیده ی نامطلوب چترینگ همراه است که می تواند منجر به افت عملکردی سیستم و اتلاف انرژی گردد و حتی منجر به ناپایداری گردد قانون کنترلی ناپیوسته عدم برآورده سازی قیود عملیاتی و فیزیکی	قابلیت تحمل نامعنی های مدل و غیرخطی گری ها قابلیت دفع اغتشاشات خارجی قابلیت کاهش ارتعاشات نامطلوب ماهواره های انعطاف پذیر ساختار و تنظیم ساده	کنترل مود لغزشی
مشکل انفجار پیچیدگی برای سیستم های پیچیده و حالات بالا سیگنال های کنترلی با اندازه ی بزرگ نیاز به فرم فیدبک صریح و استفاده از پارامترهای زیاد و دشواری در انتخاب مقادیر پارامترها عدم برآورده سازی قیود عملیاتی و فیزیکی	روند طراحی سیستماتیک و بازگشتی قابلیت تحمل نامعنی ها خارجی و غیرخطی گری ها قابلیت کاهش ارتعاشات نامطلوب ماهواره های انعطاف پذیر عدم نیاز به مدل دقیق سیستم	کنترل مود پس گام
روند طراحی کنترل کننده مرزی و پیاده سازی پیچیده و توصیف پیچیده مدل ریاضی سیستم کاربرد محدود در سیستم های قابل کنترل با توجه به شرایط مرزی وابستگی دقت کنترلی به دقت ارزیابی شرایط مرزی و عدم برآورده سازی قیود عملیاتی و فیزیکی	مقاومت مناسب به دلیل در نظر گرفتن معادلات PDE قابلیت استفاده همزمان از معادلات ODE و PDE در توصیف رفتار دینامیکی ماهواره انعطاف پذیر قابلیت استفاده در سیستم های خطی و غیرخطی	کنترل مرزی
طراحی دشوار برای سیستم های پیچیده دارای حالات بالا نیاز به شبیه سازی های متعدد برای فرآیند یادگیری در صورت وجود نامعنی و اغتشاشات خارجی، ممکن است عملکرد رضایت بخشی نداشته باشد عدم تضمین پایداری سیستم حلقه بسته و عدم برآورده سازی قیود عملیاتی و فیزیکی	قابلیت مدیریت سیستم های غیرخطی طراحی بر اساس مدل تفسیری سیستم عدم نیاز به مدل دقیق سیستم	کنترل منطق فازی
روند طراحی دشوار و پیچیده تنظیم پارامترهای دشوار عدم برآورده سازی قیود عملیاتی و فیزیکی	قابلیت تحمل بالا در مقابل نامعنی ها و غیرخطی گری ها مقاومت بالا به منظور دفع اغتشاشات تضمین پایداری عملکردی بالا مناسب برای دفع ارتعاشات ماهواره های انعطاف پذیر عدم نیاز به مدل دقیق سیستم	کنترل H_{∞}
نیاز به شناخت دقیق مدل سیستم عدم قابلیت مدیریت نامعنی ها و غیرخطی گری ها عدم قابلیت مدیریت اغتشاشات	قابلیت لحاظ و برآورده نمودن قیود فیزیکی و عملیاتی قابلیت مدیریت سیستم های خطی MIMO قابلیت مدیریت عملکرد و تلاش های کنترلی استفاده از پیش بینی رفتار آینده سیستم	MPC خطی
نیاز به شناخت دقیق مدل سیستم بار محاسباتی بالا عدم قابلیت تضمین پایداری و حل مناسب مسئله بهینه سازی دشواری پیاده سازی عملی	قابلیت لحاظ و برآورده نمودن قیود فیزیکی و عملیاتی قابلیت مدیریت سیستم های چند ورودی - چند خروجی قابلیت مدیریت عملکرد و تلاش	بهینه و MPC غیرخطی

جدول ۱۲. مقایسه توانایی خانواده های کنترلی مختلف
در برآورده سازی الزامات مطرح شده در جدول (۱)
راهنمای جدول: عالی (۵)، بسیار خوب (۴)، خوب (۳)،
ضعیف (۲)، بسیار ضعیف (۱)، ناتوان (۰)
*: این ویژگی برای کنترل کننده تحت بررسی تعریف
نشده است و لذا بالاترین امتیاز برای آن مفروض
می گردد.

: وابسته به انتخاب ها

شماره الزام	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸
کنترل PD/PID	۲	۱	۵	۵*	۴	۲	۳	۱
کنترل LQR	۵	۱	۵	۵*	۴	۴	۱	۱
کنترل مود لغزشی	۱	۱	۴	۵*	۴	۳	۳	۳
کنترل مود پس گام	۱	۱	۴	۵*	۴	۳	۳	۳
کنترل مرزی	۱	۱	۲	۵*	۴	۲	۴	۳
منطق فازی	۳	۳	۱	۲	۱	۳	۳	۳
کنترل H_{∞}	۴	۱	۳	۵*	۴	۴	۵	۴
MPC خطی	۵	۵	۴	۴	۴	۵	۱	۱
بهینه و MPC غیرخطی	۵	۵	۱	۳	۳	۵	۴	۱
کنترل تطبیقی	۲	۱	۴	۵*	۴	۴	۴	۵
تلفیقی	#	#	#	#	#	#	#	#

با بررسی نتایج مقایسه ای انجام شده در جدول
(۱۲)، می توان مشاهده کرد که در برآورده سازی
الزام ۶ که بیانگر میزان دقت کنترلی قابل

۲۱۹

سال ۱۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوای فضا



مروری بر ماهواره های انعطاف پذیر:
تحلیل دینامیک، بررسی چالش ها و رویکردهای کنترل



دستیابی است، کنترل‌کننده‌های بهینه و پیش‌بین مدل (با فرض در نظر گرفتن شرایط ایده‌آل و بدون اغتشاش و نامعینی)، تطبیقی و هوشمند عملکرد برتری نسبت به سایر کنترل‌کننده‌ها از خود به نمایش گذاشته‌اند. با این وجود، باید به یاد داشت قابلیت پیاده‌سازی عملی کنترل‌کننده با توجه به محدودیت‌های پردازشی موجود از منظر عملی بسیار حایز اهمیت بوده و به همین علت الزام شماره ۳ در میان الزامات مورد نظر در جدول (۱) تعریف گردیده است. از آنجا که خانواده کنترل هوشمند در برآورده‌سازی الزام ۳ ضعیف‌ترین نتیجه را کسب نموده، لذا امکان پیاده‌سازی آن با چالش جدی مواجه خواهد بود.

با بررسی نتایج مقایسه‌ی انجام شده در قابلیت برآورده‌سازی الزام ۳ که بیانگر میزان بار محاسباتی مورد نیاز می‌باشد، می‌توان مشاهده کرد که برترین گزینه خانواده‌ی کنترلی PD/PID می‌باشند. اگرچه این خانواده‌ی کنترلی از این منظر نسبت به سایر خانواده‌های کنترلی برتر است، اما با توجه به آنکه در برآورده‌سازی الزامات ۱، ۲، ۷ و ۸ توسط این خانواده نتیجه نسبتاً ضعیفی حاصل گردیده است، لذا استفاده از این خانواده‌ی کنترلی برای ماموریت‌هایی که به دقت بسیار بالای کنترل وضعیت نیازمندند نامناسب است. با بررسی امتیازات سایر خانواده‌های کنترلی در قابلیت برآورده‌سازی الزام ۳ در جدول (۱۲)، همچنین می‌توان مشاهده کرد که کنترل‌کننده‌ی LTI MPC در کنار خانواده‌ی کنترلی تطبیقی، مود لغزشی و مود پس‌گام بالاترین امتیاز پس از خانواده‌ی کنترلی PD/PID را به خود اختصاص داده‌اند.

در نهایت با توجه به جدول (۱۲) می‌توان دریافت که خانواده‌های کنترلی مقاوم و تطبیقی در برآورده‌سازی الزامات ۷ و ۸ که به ترتیب بیانگر قابلیت تحمل غیرخطی‌گری‌ها و نامعینی‌های ذاتی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر هستند نسبت به سایر خانواده‌های کنترلی بیشترین امتیاز را کسب نموده‌اند. از آنجا که برآورده‌سازی این دو الزام به منظور دستیابی به یک سیستم کنترل وضعیت مناسب برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر ضروری است، لذا همانطور که در جداول (۲) تا (۹) می‌تواند دید، بسیاری از محققین از تلفیق این دو رویکرد کنترلی در استراتژی‌های کنترلی مختلف بهره برده‌اند.

۴-۶. پیشنهاداتی برای طراحی

با توجه به مقایسه و ارزیابی انجام شده، به منظور طراحی یک سیستم کنترل وضعیت مناسب برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با در نظر داشتن تمام الزامات بیان شده در جدول (۱) می‌توان خانواده‌های کنترلی مود لغزشی، مود پس‌گام و LTI MPC که با تلفیق رویکردهای کنترلی مقاوم و تطبیقی به منظور مقابله با غیرخطی‌گری‌ها و نامعینی‌ها تقویت شده‌اند را به عنوان برترین گزینه‌های کاندید اعلام نمود.

استفاده از مشاهده‌گر چه به منظور تخمین متغیرهای مودال ماهواره انعطاف‌پذیر و چه به منظور تخمین اغتشاشات با لحاظ کردن ارتعاشات نامطلوب به عنوان اغتشاشات خارجی، می‌تواند عملکرد سیستم کنترل وضعیت را بهبود بخشد.

همچنین باید توجه داشت که چنانچه مطابق با تعریف ماموریت فضایی، برخی از الزامات بیان شده در جدول (۱) از اهمیت کمتری نسبت به

توسط محققان پیشنهاد شده، به تفکیک خانواده‌ی کنترلی ارایه گردید. در نهایت به مقایسه و ارزیابی مزایا و معایب هر یک از رویکردهای کنترلی پیشنهاد شده پرداخته شد و توصیه‌هایی برای انتخاب ساختار کنترلی مناسب به منظور کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر ارایه گردید.

۸. مآخذ

- [1] L. Mazzini, *Flexible Spacecraft Dynamics, Control and Guidance*, 1st ed. Springer, 2016.
- [2] A. Viquerat, M. Schenk, V. Lappas, and B. Sanders, "Functional and qualification testing of the inflateSail technology demonstrator," in *2nd AIAA Spacecraft Structures Conference*, 2015, pp. 1–12.
- [3] S. Deng, T. Meng, H. Wang, C. Du, and Z. Jin, "Flexible attitude control design and on-orbit performance of the ZDPS-2 satellite," *Acta Astronaut.*, vol. 130, no. January, pp. 147–161, 2017.
- [4] B. Wie and C. T. Plescia, "Attitude stabilization of flexible spacecraft during stationkeeping maneuvers," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 7, no. 4, pp. 430–436, 1984.
- [5] L. Liu, X. Wang, S. Sun, D. Cao, and X. Liu, "Dynamic characteristics of flexible spacecraft with double solar panels subjected to solar radiation," *Int. J. Mech. Sci.*, vol. 151, pp. 22–32, 2019.
- [6] R. Mohsenipour, H. Nemati, M. Nasirian, and A. K. Nia, "Attitude Control of a Flexible Satellite by Using Robust Control Design Methods," *Intell. Control Autom.*, vol. 04, no. 03, pp. 313–326, 2013.
- [7] L. Cao, B. Xiao, M. Golestani, and D. Ran, "Faster Fixed-Time Control of Flexible Spacecraft Attitude Stabilization," *IEEE Trans. Ind.*

سایرین برخوردار باشند، می‌توان با توجه به اطلاعات جدول (۱۲) به انتخاب ساختار کنترلی مناسب پرداخت. در صورتی که استفاده از خانواده‌های کنترلی PD/PID، کنترل مرزی، هوشمند، بهینه یا NMPC مد نظر قرار داشته باشد، توصیه می‌گردد به منظور افزایش دقت کنترلی در کنترل‌کننده‌های PD/PID از افزودن ترم‌های غیرخطی و افزایش مقاوم بودن سیستم کنترلی و برای کنترل مرزی، هوشمند، بهینه و NMPC راهکارهایی برای کاهش بار محاسباتی مورد نیاز جهت اتخاذ تصمیمات کنترلی و تضمین پایداری در طراحی سیستم کنترلی در نظر گرفته شوند.

۷. نتیجه‌گیری

در این مقاله مروری تلاش گردید تا بحثی جامع در زمینه‌ی طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر ارائه گردد و نشان داده شد که طراحی سیستم کنترل وضعیت مناسب برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر نسبت به ماهواره‌های صلب با چالش بیشتری همراه است. در این راستا، چالش‌هایی که به واسطه‌ی ماهیت ذاتی دینامیک ماهواره‌های انعطاف‌پذیر و ویژگی‌های ماموریت‌های فضایی برای طراحی یک سیستم کنترل وضعیت مناسب وجود دارند استخراج شده و معماری‌های مطرح در طراحی چنین کنترل‌کننده‌های معرفی گردیدند. در ادامه، با تشریح معادلات دینامیک وضعیت ماهواره‌های انعطاف‌پذیر به تحلیل رفتار دینامیکی این سیستم‌ها پرداخته شد و سپس مروری جامع بر رویکردهای کنترلی مختلفی که طی سالین اخیر به منظور مقابله با چالش‌های مطرح در این حوزه



- [16] Z. Wang, Y. Jia, S. Xu, and L. Tang, "Active vibration suppression in flexible spacecraft with optical measurement," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 55, pp. 49–56, 2016.
- [17] S. Di Gennaro, "Output stabilization of flexible spacecraft with active vibration suppression," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 39, no. 3, pp. 747–759, 2003.
- [18] M. Y. Ovchinnikov and D. S. Roldugin, "A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 109, no. May, pp. 0–1, 2019.
- [19] B. Li, Q. Hu, Y. Yu, and G. Ma, "Observer-Based Fault-Tolerant Attitude Control for Rigid Spacecraft," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 53, no. 5, pp. 2572–2582, 2017.
- [20] P. C. Hughes and T. M. Abdel-Rahman, "Stability of proportional-plus-derivative-plus-integral control of flexible spacecraft," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 2, no. 6, pp. 499–503, 1979.
- [21] J. Ben-Asher, J. A. Burns, and E. M. Cliff, "Time-optimal slewing of flexible spacecraft," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 15, no. 2, pp. 360–367, 1992.
- [22] K. A. Ford and C. D. Hall, "Flexible spacecraft reorientations using gimballed momentum wheels," *J. Astronaut. Sci.*, vol. 49, no. 3, pp. 421–441, 2001.
- [23] G. Singh, P. T. Kabamba, and N. H. McClamroch, "Planar, time-optimal, rest-to-rest slewing maneuvers of flexible spacecraft," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 12, no. 1, pp. 57–65, 1989.
- [24] T. Yamashita, N. Ogura, T. Kurii, and T. Hashimoto, "Improved satellite attitude control using a disturbance compensator," *Acta Astronaut.*, vol. 55, no. 1, pp. 15–25, 2004.
- [25] H. Liu, L. Guo, and Y. Zhang, "An anti-disturbance PD control scheme for attitude control and stabilization of flexible spacecrafts," *Nonlinear Dyn.*, vol. 67, no. 3, pp. 2081–2088, 2012.
- [8] S. M. Esmaeilzadeh, M. Golestani, and S. Mobayen, "Chattering-free Fault-tolerant Attitude Control with Fast Fixed-time Convergence for Flexible Spacecraft," *Int. J. Control. Autom. Syst.*, vol. 19, no. 2, pp. 767–776, 2021.
- [9] M. M. Ataei, H. Salarieh, H. N. Pishkenari, and H. Jalili, "Boundary control design for vibration suppression and attitude control of flexible satellites with multi-section appendages," *Acta Astronaut.*, vol. 173, no. August 2019, pp. 22–30, 2020.
- [10] L. Zhang, S. Xu, X. Ju, and N. Cui, "Flexible satellite control via fixed-time prescribed performance control and fully adaptive component synthesis vibration suppression," *Nonlinear Dyn.*, vol. 100, no. 4, pp. 3413–3432, 2020.
- [11] Y. Li and F. Yang, "Robust adaptive attitude control for non-rigid spacecraft with quantized control input," *IEEE/CAA J. Autom. Sin.*, vol. 7, no. 2, pp. 472–481, 2020.
- [12] J. R. Damaren, Christopher; De Ruiter, Anton H. J.; Forbes, *Spacecraft dynamics and control : an introduction*, 1st Editio. 2013.
- [13] F. Landis Markley and J. L. Crassidis, *Space Technology Library Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. Springer, 2014.
- [14] A. Murilo, P. J. de Deus Peixoto, L. C. Gadelha de Souza, and R. V. Lopes, "Real-time implementation of a parameterized Model Predictive Control for Attitude Control Systems of rigid-flexible satellite," *Mech. Syst. Signal Process.*, vol. 149, 2021.
- [15] T. Vil Cherd and N. Hazadura, "Optimal control on the attitude rotation of a flexible satellite model base on tetrahedral configured reaction wheels," *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 1878, no. 1, 2021.



Electrical Sciences and Technologies in Maghreb, CISTEM 2018, 2019, pp. 1–4.

- [35] J. E. Benmansour, M. A. Si Mohammed, and A. Bellar, “Extended state observer based control of attitude stabilization for flexible spacecraft with solar pressure and slosh disturbances,” in 2017 5th International Conference on Electrical Engineering - Boumerdes, ICEE-B 2017, 2017, pp. 1–6.
- [36] M. Damircheli, M. Fakoor, and H. Yadegari, “Failure assessment logic model (FALM): A new approach for reliability analysis of satellite attitude control subsystem,” *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, vol. 198, p. 106889, 2020.
- [37] T. P. Sales, D. A. Rade, and L. C. G. De Souza, “Passive vibration control of flexible spacecraft using shunted piezoelectric transducers,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 29, no. 1, pp. 403–412, 2013.
- [38] Y. Xiao, A. H. J. de Ruiter, D. Ye, and Z. Sun, “Attitude tracking control for rigid-flexible coupled spacecraft with guaranteed performance bounds,” *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 43, no. 2, pp. 327–337, 2020.
- [39] E. Wang, S. Wu, Y. Liu, Z. Wu, and X. Liu, “Distributed vibration control of a large solar power satellite,” *Astrodynamics*, vol. 3, no. 2, pp. 189–203, 2019.
- [40] A. Agarwal and A, “Proportional-Derivative-Acceleration Feedback Controller Design For Single Axis Attitude Control of Rigid Spacecraft with Flexible Appendages,” M.S. thesis, Earth and Space Science, York University, 2018.
- [41] I. M. da Fonseca, D. A. Rade, L. C. S. Goes, and T. de Paula Sales, “Attitude and vibration control of a satellite containing flexible solar arrays by using reaction wheels, and piezoelectric transducers as sensors and actuators,”
- [26] J. Erdong and S. Zhaowei, “Passivity-based control for a flexible spacecraft in the presence of disturbances,” *Int. J. Non. Linear. Mech.*, vol. 45, no. 4, pp. 348–356, 2010.
- [27] Q. Hu and B. Xiao, “Intelligent proportional-derivative control for flexible spacecraft attitude stabilization with unknown input saturation,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 23, no. 1, pp. 63–74, 2012.
- [28] Q. Hu, “Semi-globally input-to-state stable controller design for flexible spacecraft attitude stabilization under bounded disturbances,” *Acta Astronaut.*, vol. 66, no. 3–4, pp. 567–576, 2010.
- [29] B. Baghi, M. Kabganian, R. Nadafi, and E. Arabi, “Three-axis attitude stabilization of a flexible satellite using non-linear PD controller,” *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 40, no. 2, pp. 591–605, 2018.
- [30] Dong Ye and Zhaowei Sun, “Variable structure tracking control for flexible spacecraft,” *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, vol. 88, no. 4, pp. 508–514, 2016.
- [31] J. W. Bachelor, “Nonlinear Attitude Control for a 6U CubeSat with a Flexible, Deployable Boom,” M.S. Thesis, Mechanical Engineering, Florida Institute of Technology, 2020.
- [32] A. Stolfi, P. Gasbarri, and M. Sabatini, “A parametric analysis of a controlled deployable space manipulator for capturing a non-cooperative flexible satellite,” *Acta Astronaut.*, vol. 148, no. January, pp. 317–326, 2018.
- [33] Qinglei Hu and Guangfu Ma, “Vibration Suppression of Flexible Spacecraft During Attitude Maneuvers,” *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 8, no. 2, pp. 377–380, 2005.
- [34] J. E. Benmansour, B. Khouane, and R. Roubache, “Vibration suppression for flexible satellite during attitude stabilization,” in *Proceedings of 2018 3rd International Conference on*

۲۲۳

سال ۱۲- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر:
تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل

- Sin. Xuebao, vol. 33, no. 6, pp. 1095–1102, 2017.
- [50] Y. Xiao, D. Ye, and Z. Sun, “Finite time fault-tolerant attitude control for rigid-flexible coupling satellites based on Legendre neural network,” *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 232, no. 15, pp. 2845–2857, 2018.
- [51] M. Malekzade, “Active Vibration Suppression of a Nonlinear Flexible Spacecraft,” *J. Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 11, no. 1, pp. 35–46, 2017.
- [52] S. Xu, N. Cui, Y. Fan, and Y. Guan, “Flexible satellite attitude maneuver via adaptive sliding mode control and active vibration suppression,” *AIAA J.*, vol. 56, no. 10, pp. 4205–4212, 2018.
- [53] Y. Xiao, D. Ye, and Z. Sun, “Observer-based continuous finite-time attitude control for rigid-flexible coupling satellites,” *Int. J. Control*, vol. 92, no. 11, pp. 2667–2680, 2019.
- [54] C. Ton and C. Petersen, “Continuous Fixed-Time Sliding Mode Control for Spacecraft with Flexible Appendages,” in *IFAC-PapersOnLine*, 2018, vol. 51, no. 12, pp. 1–5.
- [55] H. Yadegari, B. Khouane, Z. Yukai, and H. Chao, “Disturbance observer based anti-disturbance fault tolerant control for flexible satellites,” *Adv. Aircr. Spacecr. Sci.*, vol. 5, no. 4, pp. 459–475, 2018.
- [56] R. Q. Dong, X. Dong, A. G. Wu, and Y. Zhang, “Dynamic Sliding Mode Attitude Tracking Control for Flexible Spacecraft,” in *IEEE International Symposium on Industrial Electronics*, 2019, pp. 509–514.
- [57] M. Sabatini, G. B. Palmerini, and P. Gasbarri, “Synergetic approach in attitude control of very flexible satellites by means of thrusters and PZT devices,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 96, p. 105541, 2020.
- [58] R. Nadafi, M. Kabganian, A. Kamali, and M. Hossein Nejad, “Super-twisting sliding mode control design based on *Acta Astronaut.*, vol. 139, pp. 357–366, 2017.
- [42] C. Pukdeboon, “Robust optimal pid controller design for attitude stabilization of flexible spacecraft,” *Kybernetika*, vol. 54, no. 5, pp. 1049–1070, 2018.
- [43] Y. Li and D. Ye, “Robust PID controller for flexible satellite attitude control under angular velocity and control torque constraint,” *Asian J. Control*, vol. 22, no. 3, pp. 1327–1344, 2020.
- [44] A. Colagrossi and M. Lavagna, “Integrated vibration suppression attitude control for flexible spacecrafts with internal liquid sloshing,” *Multibody Syst. Dyn.*, 2020.
- [45] C. Zhong, yu Guo, Z. yu, lu Wang, and Q. Chen, “Finite-time attitude control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbance,” *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 38, no. 2, pp. 240–249, 2016.
- [46] L. Chen, Y. Yan, C. Mu, and C. Sun, “Characteristic model-based discrete-time sliding mode control for spacecraft with variable tilt of flexible structures,” *IEEE/CAA J. Autom. Sin.*, vol. 3, no. 1, pp. 42–50, 2016.
- [47] Y. Geng, C. Li, Y. Sun, and J. Ma, “Adaptive sliding mode attitude tracking control for flexible spacecraft,” in *Proceedings - 2016 6th International Conference on Instrumentation and Measurement, Computer, Communication and Control*, 2016, pp. 400–404.
- [48] B. Khouane, C. Han, and Y. Zhu, “Disturbance observer based composite attitude stabilization of flexible spacecraft,” in *CGNCC 2016 - 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, 2017, pp. 2225–2230.
- [49] M. Deng and B. Yue, “Attitude tracking control of flexible spacecraft with large amplitude slosh,” *Acta Mech.*



- [66] Y. Fu, Y. Liu, and D. Huang, "Boundary output feedback control of a flexible spacecraft system with input constraint," *IET Control Theory Appl.*, vol. 12, no. 5, pp. 571–581, 2018.
- [67] H. K. Rad, H. Salarieh, A. Alasty, and R. Vatankhah, "Boundary control of anti-symmetric vibration of satellite with flexible appendages in planar motion with exponential stability," *Acta Astronaut.*, vol. 147, pp. 219–230, 2018.
- [68] Y. C. Chak, R. Varatharajoo, and Y. Razoumny, "Disturbance observer-based fuzzy control for flexible spacecraft combined attitude & sun tracking system," *Acta Astronaut.*, vol. 133, pp. 302–310, 2017.
- [69] J. Qiao, H. Wu, and X. Yu, "High-Precision Attitude Tracking Control of Space Manipulator System Under Multiple Disturbances," *IEEE Trans. Syst. Man, Cybern. Syst.*, vol. PP, pp. 1–11, 2019.
- [70] Q. Zhang, D. Meng, X. Wang, B. Liang, and W. Lu, "Learning to control space robots with flexible appendages using model-based policy search," *2017 IEEE Int. Conf. Robot. Biomimetics, ROBOT 2017*, vol. 2018-Janua, no. 61673239, pp. 1395–1400, 2018.
- [71] F. Angeletti, A. Stolfi, and P. Gasbarri, "Learning-based Control of a Spacecraft with Sloshing Propellant," *Aerotec. Missili Spaz.*, vol. 99, no. 1, pp. 33–42, 2020.
- [72] M. Chegini, H. Sadati, and H. Salarieh, "Chaos analysis in attitude dynamics of a flexible satellite," *Nonlinear Dyn.*, vol. 93, no. 3, pp. 1421–1438, 2018.
- [73] Y. Yang, X. Zheng, and W. Jing, "Adaptive attitude control of liquid-filled spacecraft with flexible appendages," in *Chinese Control Conference*, 2016, pp. 10543–10547.
- [74] D. I. Gransden and E. Mooij, "Simple adaptive control of a satellite with large flexible appendages," in *Proceedings of Lyapunov criteria for attitude tracking control and vibration suppression of a flexible spacecraft*, Meas. Control (United Kingdom), vol. 52, no. 7–8, pp. 814–831, 2019.
- [59] A. Li, M. Liu, and Y. Shi, "Adaptive sliding mode attitude tracking control for flexible spacecraft systems based on the Takagi-Sugeno fuzzy modelling method," *Acta Astronaut.*, vol. 175, no. May, pp. 570–581, 2020.
- [60] J. Tao, T. Zhang, Y. Wang, and S. Tan, "Robust maneuver control and vibration suppression of flexible spacecraft with unknown disturbance and uncertainty," in *Chinese Control Conference, CCC*, 2017, pp. 4730–4735.
- [61] N. Ji and J. Liu, "Vibration control for a flexible satellite with input constraint based on Nussbaum function via backstepping method," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 77, pp. 563–572, 2018.
- [62] L. Huang and Z. Wu, "Extended harmonic disturbance observer-based attitude control for flexible spacecraft with control moment gyroscopes," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 233, no. 14, pp. 5331–5346, 2019.
- [63] Y. Miao, F. Wang, and M. Liu, "Anti-Disturbance Backstepping Attitude Control for Rigid-Flexible Coupling Spacecraft," *IEEE Access*, vol. 6, pp. 50729–50736, 2018.
- [64] L. Shuhao and L. Zheng, "Frequency Shaping Backstepping Robust Attitude Maneuver of Flexible Spacecraft," in *2018 IEEE International Conference on Mechatronics, Robotics and Automation, ICMRA 2018*, 2018, pp. 42–46.
- [65] J. Ma, H. Wen, and D. Jin, "PDE model-based boundary control of a spacecraft with double flexible appendages under prescribed performance," *Adv. Sp. Res.*, vol. 65, no. 1, pp. 586–597, 2020.



- Meeting, 2018, 2018, no. 210009, pp. 1–24.
- [83] Y. Fu, Y. Liu, and D. Huang, “Adaptive boundary control and vibration suppression of a flexible satellite system with input saturation,” *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 41, no. 9, pp. 2666–2677, 2019.
- [84] D. I. Gransden and E. Mooij, “Control recovery of a satellite with flexible appendages after space debris impact,” in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2018, 2018, no. 210039, pp. 1–20.
- [85] T. Chen, J. Shan, and H. Wen, “Distributed adaptive attitude control for networked underactuated flexible spacecraft,” *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 55, no. 1, pp. 215–225, 2019.
- [86] J. Tao, T. Zhang, and Y. Nie, “Attitude Maneuvering and Vibration Reducing Control of Flexible Spacecraft Subject to Actuator Saturation and Misalignment,” *Shock Vib.*, vol. 2018, 2018.
- [87] J. Wang and D. Li, “Experiments study on attitude coupling control method for flexible spacecraft,” *Acta Astronaut.*, vol. 147, pp. 393–402, 2018.
- [88] H. MoradiMaryamnegari and A. M. Khoshnood, “Robust adaptive vibration control of an underactuated flexible spacecraft,” *JVC/Journal Vib. Control*, vol. 25, no. 4, pp. 834–850, 2019.
- [89] N. Ji and J. Liu, “Vibration control for a flexible satellite with adaptive actuator fault-tolerant and input quantization,” *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 42, no. 3, pp. 451–460, 2020.
- [90] R. Q. Dong, Y. Y. Wu, Y. Zhang, and A. G. Wu, “Adaptive Backstepping Attitude Control Law with L2 -Gain Performance for Flexible Spacecraft,” *Int. J. Aerosp. Eng.*, vol. 2019, 2019.
- [91] Z. Lin, S. Lin, S. Wu, G. Ma, and Z. Liang, “Vibration control of a flexible the International Astronautical Congress, IAC, 2016, no. September.
- [75] P. Zarafshan, S. A. A. Moosavian, and E. G. Papadopoulos, “Adaptive hybrid suppression control of space free-flying robots with flexible appendages,” *Robotica*, vol. 34, no. 1, pp. 1464–1485, 2016.
- [76] L. Wang, Y. Guo, W. Yao, Q. Chen, and A. A. Kinematics, “Adaptive Robust Attitude Control for Flexible Spacecraft with Control Moment Gyroscopes,” in *12th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA)*, 2016, pp. 2376–2381.
- [77] C. Zhong, L. Wu, J. Guo, Y. Guo, and Z. Chen, “Robust adaptive attitude manoeuvre control with finite-time convergence for a flexible spacecraft,” *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 40, no. 2, 2016.
- [78] S. Wu, Y. Liu, G. Radice, and S. Tan, “Autonomous pointing control of a large satellite antenna subject to parametric uncertainty,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 17, no. 3, 2017.
- [79] K. W. Lee and S. N. Singh, “Attitude stabilization of spacecraft with flexible appendages by L1 adaptive feedback,” in *Proceedings - 25th International Conference on Systems Engineering, ICSEng 2017*, 2017, vol. 2017-Janua, pp. 3–10.
- [80] C. Pukdeboon and A. Jitpattanakul, “Anti-Unwinding Attitude Control with Fixed-Time Convergence for a Flexible Spacecraft,” *Int. J. Aerosp. Eng.*, vol. 2017, 2017.
- [81] C. Wei, J. Luo, H. Dai, and J. Yuan, “Adaptive model-free constrained control of postcapture flexible spacecraft: a Euler–Lagrange approach,” *JVC/Journal Vib. Control*, vol. 24, no. 20, pp. 4885–4903, 2018.
- [82] E. Mooij and D. I. Gransden, “Model verification of a satellite with large flexible appendages for control system design,” in *Space Flight Mechanics*



in American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA Scitech, 2020, no. January, pp. 1–16, doi: 10.2514/6.2020-1104.

- [100] P. Zhang, J. Qiao, L. Guo, and W. Li, "Sliding mode friction observer based control for flexible spacecraft with reaction wheel," *IET Control Theory Appl.*, vol. 11, no. 8, pp. 1274–1281, 2016, doi: 10.1049/iet-cta.2016.0802.
- [101] Z. H. and M. J. Hu Xiaoxiao, "Robust Two-degree-of-Freedom Control for Flexible Spacecraft," 2016.
- [102] S. Wu and S. Wen, "Robust H_∞ output feedback control for attitude stabilization of a flexible spacecraft," *Nonlinear Dyn.*, vol. 84, no. 1, pp. 405–412, 2016, doi: 10.1007/s11071-016-2624-5.
- [103] H. Bai, Y. Zhou, H. Sun, and J. Zeng, "Observer-based non-linear H_∞ attitude control for a flexible satellite," *IET Control Theory Appl.*, vol. 11, no. 15, pp. 2403–2411, 2017, doi: 10.1049/iet-cta.2017.0129.
- [104] H. Long and J. Zhao, "Robust constrained fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 232, no. 16, pp. 3011–3023, 2018, doi: 10.1177/0954410017733291.
- [105] C. Liu, D. Ye, K. Shi, and Z. Sun, "Robust high-precision attitude control for flexible spacecraft with improved mixed H_2/H_∞ control strategy under poles assignment constraint," *Acta Astronaut.*, vol. 136, pp. 166–175, 2017, doi: 10.1016/j.actaastro.2017.03.009.
- [106] D. Ye and Y. Xiao, "Robust output feedback attitude tracking control for rigid-flexible coupling spacecraft," *J. Franklin Inst.*, vol. 355, no. 18, pp. 9209–9223, 2018, doi: 10.1016/j.jfranklin.2017.02.031.
- [107] Q. Hu, C. Guo, and J. Zhang, "Singularity and steering logic for control moment gyros on flexible space-
craft system with input backlash," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 87017–87026, 2019.
- [92] Z. Ni, J. Liu, S. Wu, and Z. Wu, "Time-varying state-space model identification of onorbit rigid-flexible coupling spacecraft using a predictor-based recursive subspace algorithm," *Adv. Astronaut. Sci.*, vol. 165, no. 2, pp. 981–994, 2018.
- [93] C. Zhang, G. Ma, Y. Sun, and C. Li, "Prescribed performance adaptive attitude tracking control for flexible spacecraft with active vibration suppression," *Nonlinear Dyn.*, 2019.
- [94] M. Azimi and M. Shahravi, "Stabilization of a large flexible spacecraft using robust adaptive sliding hypersurface and finite element approach," *Int. J. Dyn. Control*, vol. 8, no. 2, pp. 644–655, 2020.
- [95] G. Yang, Y. Liu, M. Jin, and H. Liu, "A Robust and Adaptive Control Method for Flexible-Joint Manipulator Capturing a Tumbling Satellite," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 159971–159985, 2019.
- [96] N. Ji, H. Yang, and J. Liu, "Coordination and vibration control for two sets of flexible satellites with input constraints and actuator failures," *JVC/Journal Vib. Control*, no. 37, 2020.
- [97] S. Cao and B. Hang, "Adaptive fault tolerant attitude control of flexible satellites based on Takagi-Sugeno fuzzy disturbance modeling," *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 42, no. 9, pp. 1712–1723, 2020, doi: 10.1177/0142331219895108.
- [98] N. Ji and J. Liu, "Distributed vibration control for flexible spacecraft with distributed disturbance and actuator fault," *J. Sound Vib.*, vol. 475, p. 115274, 2020, doi: 10.1016/j.jsv.2020.115274.
- [99] K. W. Lee and S. N. Singh, "Passification-Based Adaptive Control of Spacecraft with Elastic Appendages,"

۲۲۲

سال ۱۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

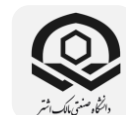
نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر:
تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترلی

- [115] J. Sun, S. Li, J. Huang, and D. Zhu, "Robust coordinated control for large flexible spacecraft based on consensus theory," *J. Franklin Inst.*, vol. 357, no. 9, pp. 5359–5379, 2020, doi: 10.1016/j.jfranklin.2020.02.049.
- [116] J. Wang, J. Wu, W. Liu, and H. Ji, "Coupling Attitude Control for Flexible Spacecraft with Rotating Structure," in *4th International Conference on Robotics and Automation Sciences*, 2020, pp. 67–71, doi: 10.1109/icras49812.2020.9135069.
- [117] S. W. Liu and T. Singh, "Robust time-optimal control of flexible structures with parametric uncertainty," *J. Dyn. Syst. Meas. Control. Trans. ASME*, vol. 119, no. 4, pp. 743–748, 1997, doi: 10.1115/1.2802386.
- [118] J. Wang, D. Li, and J. Jiang, "Optimal variable amplitudes input shaping control for slew maneuver of flexible spacecraft," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 40, no. 12, pp. 3255–3263, 2017, doi: 10.2514/1.G002838.
- [119] B. Yang, Z. Fan, J. Miao, J. Long, and X. Liu, "Active Vibration Control of Flexible Satellites Using Solid Propellant Microthruster Array," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 31, no. 2, pp. 1–12, 2018.
- [120] M. Azimi and G. Sharifi, "A hybrid control scheme for attitude and vibration suppression of a flexible spacecraft using energy-based actuators switching mechanism," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 82–83, no. September, pp. 140–148, 2018, doi: 10.1016/j.ast.2018.09.010.
- [121] S. K. Singh, E. Taheri, and J. L. Junkins, "A hybrid optimal control method for time-optimal slewing maneuvers of flexible spacecraft," *Adv. Astronaut. Sci.*, vol. 167, pp. 2659–2678, 2018.
- [122] Z. Hou, Y. Geng, and S. Huang, "Minimum Residual Vibrations for Flexible Satellites with Frequency Uncertainty," *IEEE Trans. Aerosp. structures*," *Acta Astronaut.*, vol. 137, pp. 261–273, 2017, doi: 10.1016/j.actaastro.2017.04.030.
- [108] S. Wu, W. Chu, X. Ma, G. Radice, and Z. Wu, "Multi-objective integrated robust H_∞ control for attitude tracking of a flexible spacecraft," *Acta Astronaut.*, vol. 151, pp. 80–87, 2018, doi: 10.1016/j.actaastro.2018.05.062.
- [109] S. M. Amrr, M. U. Nabi, and A. Iqbal, "An Event-Triggered Robust Attitude Control of Flexible Spacecraft With Modified Rodrigues Parameters Under Limited Communication," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 93198–93211, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2927616.
- [110] J. QIAO, X. LI, and J. XU, "A composite disturbance observer and H_∞ control scheme for flexible spacecraft with measurement delay and input delay," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 32, no. 6, pp. 1472–1480, 2019, doi: 10.1016/j.cja.2018.10.013.
- [111] Y. Zhou, Y. Yang, X. Zheng, and R. Fu, "Nonlinear dynamic observer design of flexible satellite attitude maneuver: A sum-of-squares approach," in *Chinese Control Conference, CCC*, 2019, vol. 2019-July, pp. 161–167, doi: 10.23919/ChiCC.2019.8866055.
- [112] A. G. Souza and L. C. G. Souza, "Design of a controller for a rigid-flexible satellite using the H-infinity method considering the parametric uncertainty," *Mech. Syst. Signal Process.*, vol. 116, pp. 641–650, 2019, doi: 10.1016/j.ymsp.2018.07.002.
- [113] C. Liu, X. Yue, K. Shi, and Z. Sun, "Inertia-free attitude stabilization for flexible spacecraft with active vibration suppression," *Int. J. Robust Nonlinear Control*, vol. 29, no. 18, pp. 6311–6336, 2019, doi: 10.1002/rnc.4742.
- [114] L. Fan, H. Huang, L. Sun, and K. Zhou, "Robust attitude control for a rigid-flexible-rigid microsatellite with multiple uncertainties and input saturations," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 95, p. 105443, 2019.



- [130] J. Huo, T. Meng, R. Song, and Z. Jin, "Adaptive prediction backstepping attitude control for liquid-filled micro-satellite with flexible appendages," *Acta Astronaut.*, vol. 152, no. 1, pp. 557–566, 2018.
- [131] A. Murilo, "Fast Model Predictive Control Scheme for Attitude Control Systems of Rigid-Flexible Satellite," 2019.
- [132] K. Tracy and Z. Manchester, "Model Predictive Attitude Control for Flexible Spacecraft During Thruster Firings," in *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, 2020, pp. 1–14.
- [133] R. L. Sutherland, I. V. Kolmanovsky, A. R. Girard, F. A. Leve, and C. D. Petersen, "Minimum-time model predictive spacecraft attitude control for waypoint following and exclusion zone avoidance," in *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019, no. January, pp. 1–15.
- [134] C. D. and Z. J. Shengchao Deng, Tao Meng, Hao Wang, "Flexible Robot Manipulators: Modelling, Simulation and Control," *Acta Astronaut.*, 2016.
- [135] K. H. Ang, G. Chong and Y. Li, "PID control system analysis, design, and technology," *IEEE Transaction on Control System*, Vol. 13, no.4, pp. 559–576, 2005.
- [136] Lochan, K., Roy, B., & Subudhi, B. "A review on two-link flexible manipulators", *Annual Reviews in Control*, Vol. 42, pp. 346-367, 2016.
- [137] J. Kim, S. A. Gadsden and S. A. Wilkerson, "A Comprehensive Survey of Control Strategies for Autonomous Quadrotors," *Canadian Journal of Electrical and Computer Engineering*, vol. 43, no. 1, pp. 3-16, 20
- Electron. Syst., vol. 54, no. 2, pp. 1029–1038, 2018, doi: 10.1109/TAES.2017.2773321.
- [123] D. Ivanov et al., "Coupled motion determination and stabilization of a satellite equipped with large flexible elements using ADCs only," *Proc. Int. Astronaut. Congr. IAC*, vol. 2019-October, no. October, pp. 21–25, 2019.
- [124] L. Liu and Y. Guo, "Multi-objective optimization for attitude maneuver of liquid-filled flexible spacecraft based on improved hierarchical optimization algorithm," *Appl. Soft Comput. J.*, vol. 96, p. 106598, 2020, doi: 10.1016/j.asoc.2020.106598.
- [125] H. Bang and C. S. Oh, "Predictive control for the attitude maneuver of a flexible spacecraft," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 8, no. 5, pp. 443–452, 2004.
- [126] R. A. McCourt and C. W. de Silva, "Autonomous robotic capture of a satellite using constrained predictive control," *IEEE/ASME Trans. Mechatronics*, vol. 11, no. 6, pp. 699–708, 2006.
- [127] T. Asakawa and T. Kida, "Model predictive control for LPV system using on-off actuator with application to spacecraft attitude maneuver," in *IEEE International Conference on Control and Automation, ICCA*, 2014, pp. 1215–1220.
- [128] M. TayyebTaher and S. M. Esmailzadeh, "Model predictive control of attitude maneuver of a geostationary flexible satellite based on genetic algorithm," *Adv. Sp. Res.*, vol. 60, no. 1, pp. 57–64, 2017.
- [129] S. Di Cairano and I. V. Kolmanovsky, "Real-time optimization and model predictive control for aerospace and automotive applications," in *Proceedings of the American Control Conference*, 2018, vol. 2018-June, pp. 2392–2409.

۹. پی نوشت

- ¹ Modal Coordinate Vector
² Damping Ratio
³ Natural Frequency

۲۲۹

سال ۱۲- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوایضا



مروری بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر:
 تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل

-
- 4 finite-dimensional model
 - 5 Motion equation
 - 6 Sliding Mode Controller (SMC)
 - 7 Backstepping Control (BSC)
 - 8 insensitive
 - 9 variable structure
 - 10 equivalent control input
 - 11 corrective control input
 - 12 Strict feedback form
 - 13 Chattering phenomenon
 - 14 Complexity explosion
 - 15 fast dynamic
 - 16 Boundary Control
 - 17 Fuzzy Control
 - 18 Learning-Based Control
 - 19 Chaos Control
 - 20 direct
 - 21 indirect
 - 22 Tube-based Model Predictive Control

۲۳۰

سال ۱۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



تحلیل دینامیک، بررسی چالش‌ها و رویکردهای کنترل
مروزی بر ماهواره‌های انعطاف‌پذیر: