

بررسی کاربرد روش‌های ریاضی در کنترل وضعیت و پایداری فضاپیما

مهدی جلیلیان^{۱*}، ساحل نانسی^۲

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی فناوری ماهواره، گرایش سازه و مکانیک پرواز، دانشگاه علم و صنعت ایران،

mahdijalilian26@gmail.com

۲- دانشجوی دکترای ریاضی محض، گرایش جبر، دانشگاه تحصیلات تکمیلی علوم پایه زنجان، sahel.nancy@gmail.com

خلاصه

این مقاله به بررسی روش‌های پیشرفته کنترل وضعیت فضاپیماها با بهره‌گیری از رویکردهای ریاضی و مدل‌سازی دقیق پرداخته است. کنترل وضعیت ماهواره‌ها، به‌ویژه در شرایط اغتشاشات خارجی، تغییرات دینامیکی و محدودیت‌های سیستمی، از چالش‌های اساسی مهندسی فضایی محسوب می‌شود. استفاده از جبر کوآترنیون و گروه‌های ریاضی مانند $SO(3)$ و $SE(3)$ به دلیل توانایی در حذف تکنیکی‌ها و کاهش پیچیدگی‌های محاسباتی، راهکارهای مؤثری ارائه می‌دهد. ترکیب روش‌های لغزشی تطبیقی، کنترل‌کننده‌های توزیع‌شده و برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی‌کننده (MPCP)، امکان ردیابی دقیق وضعیت، کاهش مصرف انرژی و مدیریت بهتر اغتشاشات و تغییرات شدید دینامیکی را فراهم کرده است. این رویکردها با تحلیل پایداری لیاپانوف و بهره‌گیری از منطق فازی، به بهبود عملکرد سیستم در شرایط چالش‌برانگیز کمک کرده‌اند. شبیه‌سازی‌های عددی و آزمایش‌های تجربی نشان می‌دهند که این روش‌ها در مأموریت‌هایی نظیر ردیابی مسیرهای زمان‌متغیر، مدیریت سازه‌های مداری انعطاف‌پذیر و هماهنگ‌سازی دقیق ماهواره‌ها، دقت و پایداری بالایی ارائه می‌دهند. مدل‌سازی دقیق عملگرهایی نظیر چرخ‌های عکس‌العملی، بهینه‌سازی گشتاورها و محدود نگه‌داشتن تلاش کنترلی در محدوده منطقی، قابلیت عملیاتی بالای این کنترل‌کننده‌ها را اثبات کرده است. کاربرد این روش‌ها در مأموریت‌های مدار پایین زمین (LEO)، ماهواره‌های بین‌سیاره‌ای و ربات‌های فضایی، توانایی آن‌ها را در مقابله با اغتشاشات شدید محیطی و تغییرات سریع دینامیکی نشان داده است. این پژوهش، با ارائه چارچوبی جامع و کاربردی برای کنترل وضعیت و پایداری فضاپیما، گامی نوین در توسعه فناوری‌های پیشرفته فضایی برداشته و افق‌های جدیدی برای مأموریت‌های مداری و بین‌سیاره‌ای گشوده است.

کلمات کلیدی: وضعیت فضاپیما، کنترل وضعیت، جبر کوآترنیون، کنترل تطبیقی، کنترل حالت لغزشی، گروه‌های لی.

۱. مقدمه

کنترل وضعیت فضاپیما یکی از ارکان اصلی مهندسی هوافضا است که بر قابلیت عملکرد صحیح و مؤثر سامانه‌های فضایی تأثیر مستقیم دارد. در مأموریت‌های فضایی، فضاپیماها اغلب با چالش‌هایی نظیر اغتشاشات محیطی، تغییرات دینامیکی، محدودیت‌های سخت‌افزاری، و نیاز به دقت و پایداری بالا مواجه هستند. از این‌رو، توسعه روش‌های پیشرفته کنترل وضعیت، که قادر به مدیریت چنین چالش‌هایی باشند، یکی از حوزه‌های تحقیقاتی فعال و حیاتی در این زمینه



محسوب می‌شود. رویکردهای ریاضی و مدل‌سازی دقیق در دهه‌های اخیر به‌عنوان ابزاری مؤثر برای طراحی سیستم‌های کنترلی پیشرفته معرفی شده‌اند. این رویکردها، با ترکیب نظریه‌های پیچیده و الگوریتم‌های محاسباتی، توانسته‌اند افق‌های جدیدی در مدیریت دینامیک پیچیده فضاپیماها بگشایند.

یکی از روش‌های اساسی که در این حوزه توجه زیادی را به خود جلب کرده است، استفاده از جبر کواترنیون برای نمایش و کنترل وضعیت فضاپیما است. این روش با حذف مشکلاتی نظیر تکینگی و ساده‌سازی محاسبات، به یک ابزار استاندارد در مدل‌سازی وضعیت زاویه‌ای سامانه‌های فضایی تبدیل شده است. جبر کواترنیون با بهره‌گیری از ساختار ریاضی قوی، امکان مدیریت دقیق وضعیت و پایداری سیستم را فراهم می‌آورد. علاوه بر این، گروه‌های ریاضی $SO(3)$ و $SE(3)$ به دلیل ویژگی‌های منحصر به فرد خود، به‌طور گسترده در طراحی کنترلرهای غیرخطی برای فضاپیماها استفاده می‌شوند. این رویکردها نه تنها قادر به نمایش وضعیت زاویه‌ای و موقعیت فضایی با دقت بالا هستند، بلکه از چالش‌های ناشی از نمایش‌های سنتی در فضاها اقلیدسی نیز جلوگیری می‌کنند.

در مواجهه با اغتشاشات محیطی، نظیر فشارهای تابشی خورشیدی، گشتاورهای مغناطیسی، و تغییرات جرمی ناشی از مصرف سوخت، کنترلرهای پیشرفته نظیر کنترل لغزشی تطبیقی و کنترل‌کننده‌های توزیع‌شده نقش کلیدی ایفا می‌کنند. کنترل لغزشی تطبیقی با ترکیب الگوریتم‌های یادگیری و تطبیق، توانایی مقابله با اغتشاشات و تغییرات شدید دینامیکی را دارد. این کنترلرها، با استفاده از تحلیل پایداری لیاپانوف، عملکرد سیستم را در شرایط غیرخطی و زمان‌متغیر تضمین می‌کنند. از سوی دیگر، کنترل‌کننده‌های توزیع‌شده به‌عنوان یک رویکرد نوین در مدیریت هماهنگی گروهی از فضاپیماها، توانایی کاهش نیاز به ارتباطات گسترده و مدیریت مؤثر وضعیت را به اثبات رسانده‌اند. این روش‌ها، با تمرکز بر اطلاعات محلی و استفاده از ناظران زمان‌محدود، پایداری و هماهنگی سامانه‌های چندفضایمایی را تضمین می‌کنند.

از جمله پیشرفت‌های اخیر در این حوزه، می‌توان به توسعه استراتژی‌های مبتنی بر منطق فازی و ترکیب آن با کنترل حالت لغزشی اشاره کرد. این روش‌ها نه تنها دقت بالاتری را در ردیابی وضعیت ارائه می‌دهند، بلکه مشکلاتی نظیر لرزش‌های ناخواسته (چترینگ) را نیز کاهش می‌دهند. به‌علاوه، طراحی کنترل‌کننده‌هایی که از روش‌های برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی‌کننده (MPCP) بهره می‌برند، امکان بهینه‌سازی مسیرهای پروازی را فراهم کرده و مصرف انرژی را به حداقل رسانده‌اند. این کنترلرها، با در نظر گرفتن محدودیت‌های پیچیده ورودی و خروجی، توانسته‌اند دقت و پایداری سیستم را حتی در شرایط سخت مأموریت تضمین کنند.

شبیه‌سازی‌ها و آزمایش‌های تجربی نشان داده‌اند که روش‌های ارائه‌شده در این پژوهش‌ها، قابلیت مدیریت شرایط پیچیده مأموریت‌های فضایی را دارند. به‌عنوان مثال، در مأموریت‌های مدار پایین زمین (LEO) که فشارهای محیطی نظیر مقاومت اتمسفری و اغتشاشات مغناطیسی قابل توجه است، این روش‌ها دقت و پایداری بالایی را ارائه داده‌اند. همچنین، در مأموریت‌های تشکیل سازه‌های مداری یا کنترل فضاپیماهای انعطاف‌پذیر، کنترل‌کننده‌های توزیع‌شده با بهره‌گیری از ساختارهای ریاضی پیشرفته توانسته‌اند عملکردی مطلوب را ارائه دهند. در شرایط تغییرات سریع دینامیکی، مانند تغییرات ناشی از مصرف سوخت یا تغییر توزیع جرمی، این کنترلرها همچنان پایداری سیستم را حفظ کرده‌اند.

یکی دیگر از جنبه‌های مهم طراحی کنترلرها، مدیریت محدودیت‌های عملیاتی نظیر اشباع ورودی در عملگرهایی مانند چرخ‌های عکس‌العملی و تراسرها است. بسیاری از روش‌های سنتی به دلیل تلاش کنترلی بیش از حد، از مدیریت این محدودیت‌ها باز می‌مانند. در مقابل، رویکردهای نوین با طراحی توابع پتانسیل مصنوعی و استفاده از الگوریتم‌های گرادین محدود، توانسته‌اند از عبور سیستم از محدوده‌های تعیین‌شده جلوگیری کنند. این ویژگی، اهمیت این روش‌ها را در مأموریت‌های حساس و پیچیده دوچندان کرده است.

این مقاله با تمرکز بر بررسی جامع روش‌های ریاضی و کنترل پیشرفته، تلاش دارد چارچوبی یکپارچه برای مدیریت وضعیت فضاپیماها ارائه دهد. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که این رویکردها در کاهش مصرف انرژی، افزایش دقت و



بهبود پایداری سیستم‌های فضایی موفق عمل کرده‌اند. هدف اصلی این پژوهش، ارائه راهکارهایی نوین و کارآمد برای مأموریت‌های پیچیده‌ای نظیر ردیابی مسیرهای زمان‌متغیر، مدیریت سازه‌های مداری، و مأموریت‌های بین‌سیاره‌ای است. این دستاوردها نه تنها مرزهای دانش مهندسی هوافضا را گسترش داده‌اند، بلکه بهبود قابل توجهی در قابلیت عملیاتی و پایداری سامانه‌های فضایی فراهم کرده‌اند.

۲. ترکیب جبر کواترنیون و کنترل لغزشی تطبیقی در کنترل وضعیت ماهواره

کلیه کنترل وضعیت ماهواره‌ها به‌عنوان یکی از مسائل اصلی مهندسی هوافضا، به‌ویژه در شرایطی که اغتشاشات خارجی، عدم قطعیت‌های اینرسی و مسیرهای زمان‌متغیر وجود دارند، اهمیت ویژه‌ای دارد. تحقیقات اخیر در این حوزه بر طراحی و پیاده‌سازی کنترلرهای پیشرفته‌ای تمرکز دارند که با بهره‌گیری از رویکردهای لغزشی تطبیقی و جبر کواترنیون، عملکرد بهینه‌ای را ارائه دهند. جبر کواترنیون با توانایی حذف مشکلات تکینگی و کاهش پیچیدگی‌های ریاضی، به ابزاری مناسب برای مدل‌سازی دینامیکی سیستم‌های فضایی تبدیل شده‌است. در این چارچوب، وضعیت ماهواره و خطاهای مرتبط با آن بر اساس پارامترهای کواترنیونی مدل‌سازی شده و کنترلر طراحی می‌شود تا خطاهای وضعیت به حداقل برسد و پایداری سیستم تضمین شود. [1,2]

کنترلر طراحی شده شامل دو بخش اصلی است. بخش اول، کنترل لغزشی، به‌منظور مقابله با اغتشاشات خارجی استفاده می‌شود. این کنترلر حتی در شرایطی با فشارهای تابشی خورشیدی یا گشتاورهای مغناطیسی عملکرد مطلوبی ارائه می‌دهد. بخش دوم، کنترل تطبیقی، برای جبران تغییرات اینرسی طراحی شده‌است. این کنترلر با به‌روزرسانی مستمر پارامترهای دینامیکی، امکان حفظ پایداری و دقت را حتی در شرایطی با تغییرات شدید مشخصات اینرسی فراهم می‌کند. اثبات پایداری این سیستم با استفاده از تئوری لیاپانوف انجام شده‌است که نشان می‌دهد سیستم نه تنها پایدار است، بلکه خطاهای مرتبط با وضعیت به صفر همگرا می‌شوند. [1,2]

مدل‌سازی دقیق دینامیک عملگرها، از جمله چرخ‌های عکس‌العملی، در این کنترلر لحاظ شده‌است. این مدل‌سازی تضمین می‌کند که سیگنال‌های کنترلی تولید شده به گشتاورهای دقیق و عملیاتی تبدیل شوند. شبیه‌سازی‌ها در محیط‌هایی مانند Simulink و ADAMS نشان داده‌اند که این کنترلر قادر است مسیرهای غیرخطی و زمان‌متغیر را با دقت بالا پیگیری کند. علاوه بر این، آزمایش‌ها حاکی از آن بودند که حتی در شرایط اغتشاشات خارجی شدید یا تغییرات اینرسی تا ۲۰ برابر مقادیر واقعی، عملکرد کنترلر پایدار و دقیق باقی مانده‌است. همچنین، محدود نگه‌داشتن ولتاژ اعمالی به عملگرها در محدوده‌ای منطقی (۴۰ و ۷۰ ولت) نشان‌دهنده قابلیت عملیاتی شدن این روش در شرایط واقعی است. [2]

کاربردهای عملی این رویکرد بسیار گسترده‌است. در مأموریت‌های مدار پایین زمین (LEO)، که در آن اغتشاشات محیطی مانند فشارهای خورشیدی و مقاومت اتمسفری تأثیر زیادی دارند، این کنترلر عملکردی دقیق و پایدار ارائه داده است. همچنین، در سازه‌های مداری انعطاف‌پذیر که تغییرات اینرسی ناشی از تغییر پیکربندی آن‌ها زیاد است، این روش به دلیل پایداری بالا و توانایی جبران تغییرات، یک راه‌حل ایده‌آل محسوب می‌شود. علاوه بر این، در ربات‌های فضایی که نیاز به تغییر وضعیت مداوم و دقت بالا دارند، این کنترلر می‌تواند به‌طور مؤثر نیازهای عملیاتی را برآورده کند. [1,2]

این تحقیق، با ترکیب روش‌های لغزشی تطبیقی و جبر کواترنیون، راه‌حلی جامع برای مسائل کنترل وضعیت ماهواره‌ها ارائه داده است. نتایج شبیه‌سازی و آزمایش‌های تجربی نشان می‌دهد که این رویکرد می‌تواند به‌عنوان یک روش مؤثر و عملی برای مأموریت‌های پیچیده فضایی مورد استفاده قرار گیرد. [1,2]

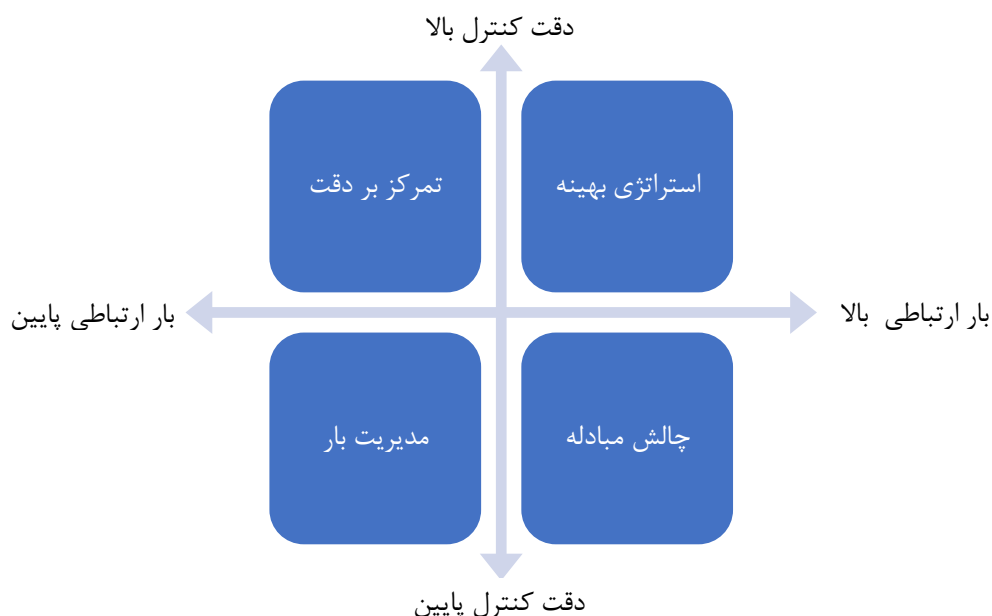
۳. کنترل حالت لغزشی تطبیقی مبتنی بر منطق فازی برای ردیابی وضعیت فضاپیما

در یک رویکرد نوآورانه برای کنترل وضعیت فضاپیما به‌طور خاص می‌توان بر کاهش بار ارتباطی و افزایش دقت کنترل در سیستم‌های ردیابی وضعیت تمرکز دارد. روش پیشنهادی، بر پایه یک کنترل‌کننده حالت لغزشی تطبیقی با راه‌اندازی رویداد (Event-Triggered Adaptive Sliding Mode Control) است که از منطق فازی برای جبران اغتشاشات و عدم قطعیت‌های دینامیکی بهره می‌برد.

کنترل‌کننده تطبیقی بر مبنای $SO(3)$ ، ردیابی وضعیت را مستقیماً بر روی گروه خاص $SO(3)$ انجام می‌دهد که نمایش دقیقی از وضعیت زاویه‌ای بدون استفاده از پارامترهای تکین (مانند پارامترهای متعامد اصلاح‌شده یا MRP) فراهم می‌سازد. این رویکرد، از مشکلات متداولی مانند تکینگی پارامترها و باز شدن کوانترنیون‌ها جلوگیری می‌کند و دقت بیشتری به سیستم می‌بخشد.

سیستم منطق فازی تطبیقی (FLS) از منطق فازی تطبیقی برای تخمین و جبران اختلالات دینامیکی استفاده می‌کند. این ویژگی باعث می‌شود سیستم در برابر اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌های مدل، مقاومت بالا و عملکرد کنترلی بهتری داشته باشد. این سیستم همچنین به کنترل‌کننده کمک می‌کند تا در مقایسه با کنترل‌کننده‌های سنتی مانند PID یا PD، به‌دقت بالاتر و زمان همگرایی کوتاه‌تر دست یابد.

در این استراتژی راه‌اندازی رویداد، سیگنال‌های کنترلی تنها در لحظاتی مشخص و بر اساس خطای اندازه‌گیری یا شرایط از پیش طراحی‌شده به‌روزرسانی و ارسال می‌شوند. این کار، به‌طور قابل توجهی بار ارتباطی بین بخش‌های مختلف سیستم (مانند اجزای داخلی و ایستگاه‌های زمینی) را کاهش می‌دهد. از این رو، این روش برای مأموریت‌هایی که در آن‌ها محدودیت منابع مخابراتی وجود دارد، بسیار مناسب است. [3]



شکل ۱. تعادل بین دقت کنترل و بار ارتباطی

این روش می‌تواند بار ارتباطی سیستم‌های فضایی، به‌خصوص در مأموریت‌های دور دست مانند ماهواره‌های بین‌سیاره‌ای، را به‌شکل قابل توجهی کاهش دهد. استفاده از منطق فازی و روش‌های پیشرفته ریاضی، عملکرد سیستم را حتی در شرایط



اغتشاش و عدم قطعیت‌های شدید تضمین می‌کند. با استفاده از کنترل‌کننده تطبیقی و تحلیل پایداری مبتنی بر لیاپانوف، تضمین می‌شود که سیستم حلقه بسته در نهایت به حالت پایدار و محدود یکنواخت (UUB) می‌رسد.

جدول ۱. معایب و مزایای روش کنترل حالت لغزشی مبتنی بر منطق فازی

مزایا	معایب
کاهش بار ارتباطی	افزایش هزینه کنترل
دقت بالا	وابستگی به ساختار FLS
ثبات بهبود یافته	چالش‌های داده‌های زمان واقعی
مقاوم در برابر اختلالات	
کارآمد در مأموریت‌های محدود از نظر منابع	

۴. کنترل تطبیقی توزیع‌شده برای ردیابی و همگام‌سازی وضعیت فضاپیماهای انعطاف‌پذیر

کنترل‌کننده‌های تطبیقی توزیع‌شده برای هماهنگی و همگام‌سازی وضعیت گروهی از فضاپیماهای انعطاف‌پذیر در شبکه‌های ارتباطی جهت‌دار طراحی شده‌اند. در این روش، هر فضاپیما با استفاده از یک ناظر زمان محدود، وضعیت و سرعت زاویه‌ای هدایتگر مجازی را تخمین می‌زند. سپس، با بهره‌گیری از یک کنترل‌کننده تطبیقی، فرآیند ردیابی وضعیت را با حداقل‌سازی ارتعاشات ساختاری انجام می‌دهد. این رویکرد مبتنی بر گروه متعامد ویژه $SO(3)$ است که مسائل مرتبط با بازنمایی در فضاها اقلیدسی و تکینگی‌ها را حذف می‌کند و کنترل دقیق‌تر و پایداری را فراهم می‌آورد.

کنترل‌کننده‌های توزیع‌شده به‌گونه‌ای طراحی شده‌اند که تنها با تبادل اطلاعات محلی بین فضاپیماها عمل می‌کنند و نیازی به ارتباط مستقیم با هدایتگر یا اندازه‌گیری متغیرهای مدال ندارند. این ویژگی باعث می‌شود که فضاپیماها با استفاده از ارتباطات محدود، وضعیت خود را به‌صورت هماهنگ تنظیم کنند. این روش همچنین پایداری و تداوم عملکرد کنترل را تضمین کرده و به فضاپیماها کمک می‌کند تا از نقاط تعادل ناپایدار دوری کنند.

این استراتژی برای مأموریت‌هایی که به تراز دقیق فضاپیماها نیاز دارند، مانند رادار دیافراگم مصنوعی (SAR) و تداخل‌سنجی، بسیار کارآمد است. یکی از ویژگی‌های برجسته این روش، توانایی آن در سازگاری با شرایط متغیر دینامیکی مانند تغییرات اینرسی ناشی از مصرف سوخت است. این انعطاف‌پذیری، کنترل مؤثر در مأموریت‌های بلندمدت و پیچیده فضایی را ممکن می‌سازد.

شبیه‌سازی‌های عددی انجام‌شده نشان می‌دهند که کنترل‌کننده تطبیقی توزیع‌شده پیشنهادی عملکردی قابل‌اعتماد و مؤثر دارد. این شبیه‌سازی‌ها کارایی این روش در همگام‌سازی وضعیت، کاهش ارتعاشات ساختاری، و مدیریت تغییرات دینامیکی را تأیید می‌کنند. این روش نوین می‌تواند گامی مهم در ارتقا فناوری‌های کنترل و هماهنگی فضاپیماهای مدرن باشد. [4]

۵. کنترل L-PID برای همگام‌سازی دینامیک سیستم‌های مرتبه دوم در گروه‌های لی

کنترل L-PID با الهام از تنظیمات تناسبی-انتگرال-مشتقی (PID) و افزودن مؤلفه‌های لغو دینامیک، توانایی کاهش خطای کنترل به صفر را دارد. این کنترل به‌ویژه برای مولفه‌های چرخشی حرکت اجسام صلب مانند ماهواره‌های ژئرواستات و هواپیماهای بدون سرنشین طراحی شده‌است. پایداری این روش با استفاده از تحلیل لیاپانوف اثبات شده و شبیه‌سازی‌های



عددی کارایی آن را تأیید کرده‌اند. طرح کنترل L-PID شامل محاسبه سیگنال خطا به‌عنوان ترکیبی خطی از خود خطا (کنترل متناسب)، مشتق زمانی آن (کنترل مشتق) و مقدار تجمعی آن (کنترل انتگرال) است. این رویکرد باعث می‌شود که علاوه بر پایداری، از تکینگی‌های ناشی از بازنمایی وضعیت در فضاهای اقلیدسی جلوگیری شود. روش L-PID ترکیبی از اصول کنترل کلاسیک و نظریه گروه‌های لی را ارائه می‌دهد که باعث افزایش انعطاف‌پذیری، دقت و پایداری سیستم‌های دینامیکی پیچیده می‌شود. این روش با قابلیت تنظیم چرخش و همگام‌سازی حرکت اجسام صلب در گروه‌های لی، کاربردهای گسترده‌ای در زمینه‌های مختلف از جمله مأموریت‌های فضایی، وسایل نقلیه هوایی و سیستم‌های دینامیکی پیچیده دارد. این رویکرد نه تنها دقت بالاتری نسبت به روش‌های سنتی دارد، بلکه به دلیل استفاده از تحلیل پایداری لیاپانوف، تضمین‌کننده پایداری و تطبیق‌پذیری در شرایط تغییرپذیر است. همچنین امکان ادغام ساده این روش با فناوری‌های موجود و شبیه‌سازی‌های عددی، کاربرد عملی آن را تسهیل می‌کند. [5]

ویژگی‌های کلیدی کنترل L-PID

۱. همگام‌سازی دقیق چرخش: این روش قابلیت تنظیم و همگام‌سازی اجزای چرخشی سیستم‌های پیچیده را با دقت بالا دارد.
۲. استقلال از مدل دقیق: کنترل L-PID مانند PID سنتی به مدل ریاضی دقیق سیستم وابسته نیست و برای فرآیندهای صنعتی و کاربردهای عملی مناسب است.
۳. قابلیت تنظیم شتاب: طراحی کنترل به گونه‌ای است که از طریق گشتاورها و نیروهای مکانیکی تنها شتاب سیستم کنترل می‌شود، که برای سیستم‌های مرتبه دوم ضروری است.
۴. انعطاف‌پذیری در شرایط متغیر: کنترل L-PID قابلیت تنظیم وضعیت سیستم را حتی در شرایط تغییرات دینامیکی، مانند تغییرات ناشی از مصرف سوخت یا توزیع جرمی، حفظ می‌کند.

کاربردها

۱. ماهواره‌های ژئرواستات: این ماهواره‌ها با استفاده از روتورهای داخلی و گشتاورهای مکانیکی وضعیت و سرعت زاویه‌ای خود را تنظیم می‌کنند. روش L-PID باعث می‌شود که حرکت آن‌ها در مأموریت‌های پیچیده، مانند رصد زمین یا تداخل‌سنجی، پایدار و دقیق باشد.
۲. فناوری تشکیل فضاپیماها: در مأموریت‌های چندماهواره‌ای که نیازمند هماهنگی دقیق موقعیت و وضعیت بین وسایل نقلیه فضایی هستند، این روش امکان ارتباط محدود به اطلاعات محلی را فراهم کرده و نیاز به کنترل مرکزی را حذف می‌کند.
۳. مدل‌سازی دینامیک اجسام چرخان: ژئرواستات‌ها برای مدل‌سازی حرکات پیچیده‌ای مانند چرخش زمین یا حرکت وسایل نقلیه هوایی استفاده می‌شوند، و کنترل L-PID عملکرد این سیستم‌ها را بهبود می‌بخشد.
۴. هواپیماهای بدون سرنشین: تنظیم و همگام‌سازی دقیق اجزای چرخشی در کوادروتورها از طریق این روش امکان‌پذیر است، که باعث افزایش پایداری و عملکرد دینامیکی آن‌ها در مأموریت‌های پیچیده می‌شود. [5]

۶. کنترل ربات‌های فضایی برای ردیابی مسیرهای متغیر در SE(3)

ردیابی مسیرهای متغیر با زمان در فضای SE(3) یکی از چالش‌های اساسی در کنترل ربات‌های فضایی است. روش‌های سنتی که کنترل موقعیت و وضعیت را به صورت جداگانه انجام می‌دهند، نمی‌توانند تغییرات هم‌زمان و پیچیده این دو مؤلفه را به خوبی مدیریت کنند. برای رفع این چالش، لازم است دینامیک ربات بازسازی شود و قوانین کنترلی متناسب با پیچیدگی مسئله طراحی گردد. در این تحقیق، با استفاده از اصول لاگرانژ و نظریه پیچ، معادلات دینامیکی در فضای کاری و فضای

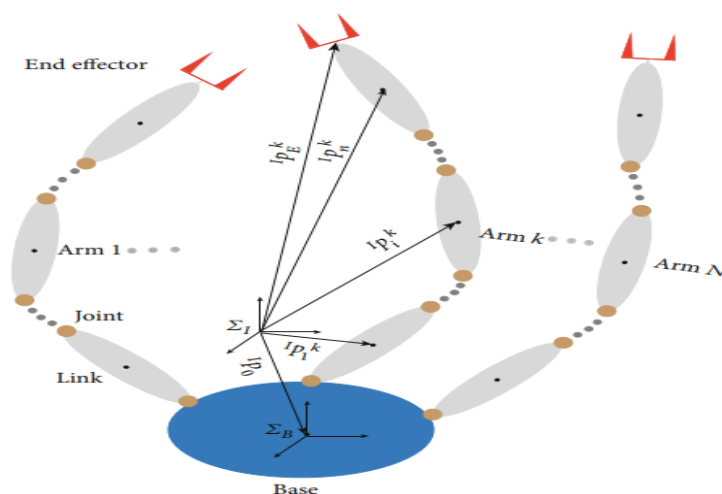


مشترک توسعه داده شده است. ماتریس ژاکوبین تعمیم یافته (GJM) نیز برای تبدیل نیروها و گشتاورها به فضای کاری به کار رفته و به عنوان پل ارتباطی بین دینامیک و سینماتیک عمل می‌کند. این روش امکان کنترل هم‌زمان و دقیق وضعیت و موقعیت ربات را فراهم می‌کند.

در این چارچوب، استراتژی‌های کنترلی متعددی برای مدیریت تغییرات دینامیکی پیشنهاد شده‌اند. کنترل کننده تناسبی-مشتقی (PD) برای اعمال نیرو و گشتاورهای کنترلی طراحی شده است که در شرایط تغییرات آهسته سیستم عملکرد خوبی دارد. این کنترل کننده مستقیماً از ماتریس ژاکوبین و مدل سینماتیکی بهره می‌گیرد. اما با افزایش سرعت تغییرات و دینامیک غیرخطی، محدودیت‌های آن آشکار می‌شود. برای رفع این محدودیت‌ها، یک کنترل کننده حالت لغزشی توسعه داده شده است که با ادغام منطق فازی، مشکل چترینگ (لرزش‌های ناخواسته در پاسخ سیستم) را حل می‌کند. این ترکیب، دقت بالاتری را در مواجهه با تغییرات سریع و شرایط غیرخطی تضمین می‌کند.

استراتژی کنترل حلقه بسته با ادغام قوانین کنترلی PD، مدل دینامیکی، مدل سینماتیکی، و ماتریس GJM طراحی شده است. این ادغام به سیستم اجازه می‌دهد تا موقعیت و وضعیت را به صورت هم‌زمان و با دقت بالا ردیابی کند. شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهند که مدل پیشنهادی می‌تواند مسیرهای متغیر با زمان را به طور مؤثر و پایدار ردیابی کند. جدول مقایسه ویژگی‌های کنترل کننده‌های PD و حالت لغزشی فازی نشان می‌دهد که کنترل PD در شرایط پایدار و تغییرات آهسته مناسب است، اما کنترل حالت لغزشی فازی در شرایط دینامیکی متغیر و تغییرات سریع عملکرد بسیار بهتری دارد. این مدل، برخلاف روش‌های سنتی، موقعیت و وضعیت ربات را به صورت هم‌زمان مدیریت می‌کند و از تفکیک این دو مؤلفه اجتناب می‌کند. قوانین کنترلی طراحی شده، به‌ویژه کنترل حالت لغزشی فازی، در شرایطی مانند تغییرات بار، توزیع جرم، یا اثر نیروهای خارجی نیز عملکرد پایدار و دقیقی دارند. این روش نه تنها برای مأموریت‌های پیچیده فضایی مناسب است، بلکه قابلیت به کارگیری در سیستم‌های پیشرفته دیگر نظیر ربات‌های زیردریایی، وسایل نقلیه خودمختار، و بازوهای رباتیک صنعتی را نیز دارد.

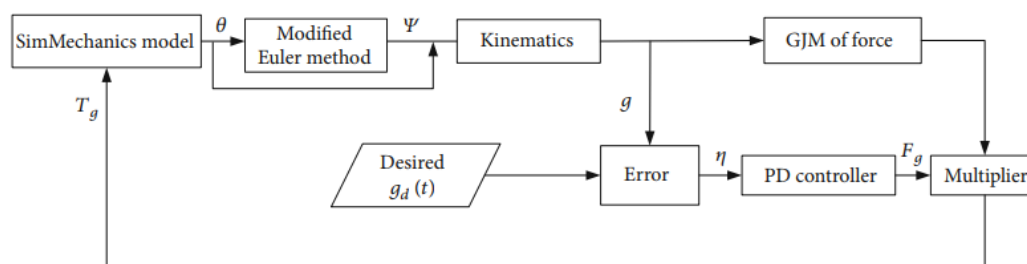
در نهایت، مدل دینامیکی مبتنی بر SE(3) و استراتژی‌های کنترل پیشرفته این تحقیق، گامی مؤثر در بهبود عملکرد ربات‌های فضایی برداشته است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که این روش، با افزایش دقت و پایداری، کارایی بالایی در سناریوهای پیچیده ارائه می‌دهد. کنترل حالت لغزشی فازی، به‌ویژه، راه‌حل‌های نوینی برای مدیریت دینامیک‌های پیشرفته ارائه کرده و افق‌های جدیدی در کنترل دقیق ربات‌های فضایی و سیستم‌های دینامیکی مشابه گشوده است. [6]



شکل ۲. مدل ربات فضایی دو بازویی که دارای دو بازو و هر بازو دارای n^k مفاصل است. [6]

جدول ۲. مقایسه کنترل‌های PD و حالت لغزشی فازی

ویژگی‌های آن	نوع کنترل
عملکرد دقیق در شرایط تغییرات آهسته و پایدار وضعیت سیستم.	PD
کاهش دقت در مواجهه با تغییرات سریع و غیرخطی.	
دقت بسیار بالا در شرایط تغییرات سریع و ناگهانی وضعیت.	حالت لغزشی فازی
حذف کامل پدیده چترینگ و ارائه پاسخ‌های روان‌تر در سیستم.	



شکل ۳. نمودار بلوک کنترل PD بر اساس ماتریس ژاکوبین [6]

۷. کنترل بهینه مدار و وضعیت فضاپیما با مدل برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی‌کننده

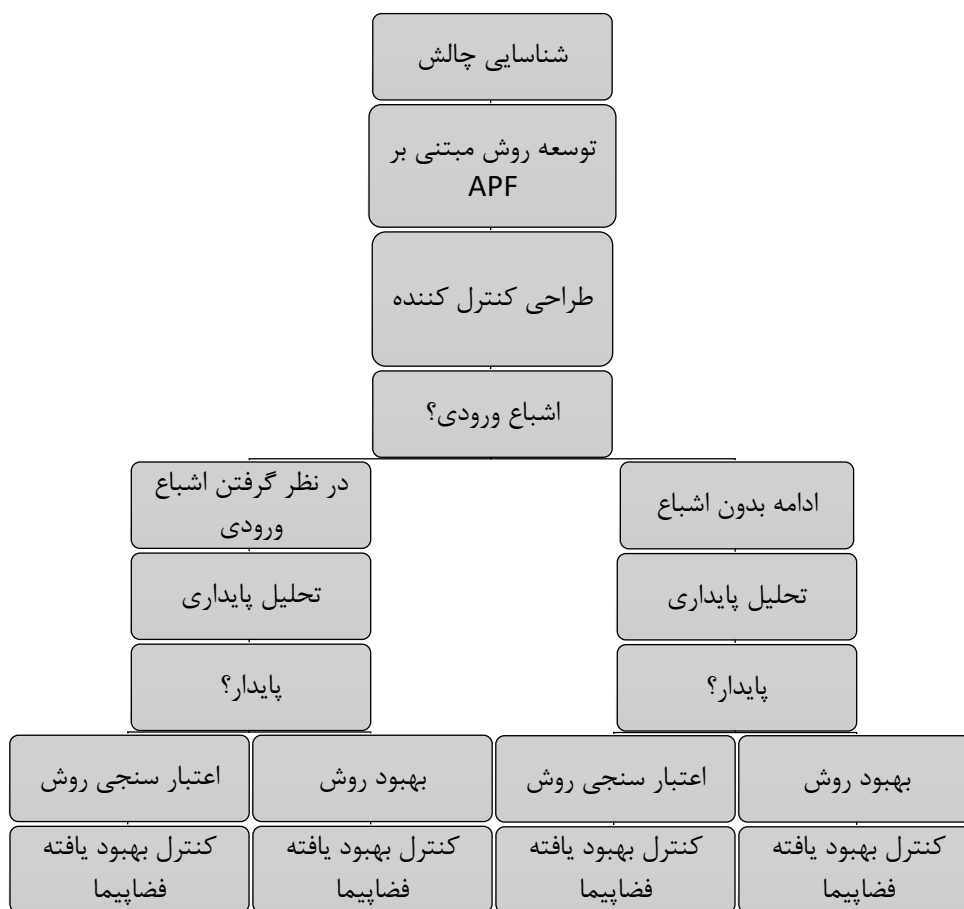
برای حل مسئله کنترل بهینه و یکپارچه‌سازی مدار و وضعیت فضاپیما، یک مدل پیشرفته به نام برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی‌کننده (MPCP) ارائه شده است. این مدل بر اساس گروه SE(3) و پارامترسازی سری‌های مثلثاتی طراحی شده و از اصول هندسه دیفرانسیل و ساختار گروه‌های لی بهره می‌گیرد. هدف اصلی این روش، بهبود دقت و کارایی مسیرهای پروازی فضاپیما در عین رعایت محدودیت‌های متعدد، از جمله محدودیت‌های فرآیند، ورودی، انرژی، و شرایط نهایی است. مدل پیشنهادی با در نظر گرفتن دینامیک شش درجه آزادی فضاپیما، بازنمایی منحصربه‌فردی از وضعیت و مدار ارائه می‌کند که از ابهام‌ها و تکنیکی‌های روش‌های سنتی جلوگیری می‌کند.

این روش، سازگاری کاملی با ساختار گروه‌های لی دارد و از اصول پیشرفته‌ای نظیر اصل تغییرناپذیری چپ و توپولوژی فضاهاهای جبری لی بهره می‌گیرد. این چارچوب ریاضی امکان توصیف و کنترل دقیق وضعیت و مدار فضاپیما را فراهم می‌کند. برای طراحی مسیرهای نرم‌تر و کارآمدتر، از سری‌های مثلثاتی در مدل‌سازی استفاده شده که به‌طور یکپارچه در MPCP ادغام شده است. این پارامترسازی، علاوه بر ساده‌سازی محاسبات، تضمین‌کننده مسیرهای بهینه با مصرف انرژی کمتر است.

MPCP به‌طور خاص برای حل مسائل کنترل بهینه با محدودیت‌های پیچیده طراحی شده است. این محدودیت‌ها شامل حفظ دینامیک صحیح فضاپیما، اعمال محدودیت‌های فیزیکی بر نیروها و گشتاورهای کنترلی، کاهش مصرف انرژی، و تضمین دستیابی به وضعیت نهایی مطلوب هستند. شبیه‌سازی‌های عددی نشان داده‌اند که این مدل می‌تواند با دقت بالا و مصرف انرژی کمتر، مسیرهای پروازی بهینه‌ای را طراحی کند. همچنین، پایداری و عملکرد قابل‌اعتماد آن حتی در شرایط تغییرات سریع دینامیکی اثبات شده است.

۸. کنترل وضعیت اشباع برای فضاپیماهای صلب تحت محدودیت‌های وضعیت

کنترل دقیق مانور وضعیت در شرایطی که فضاپیما با محدودیت‌های وضعیت و اشباع ورودی مواجه است. این محدودیت‌ها، ناشی از طراحی سخت‌افزار و نیازهای مأموریت، در بسیاری از سامانه‌های فضایی چالش‌برانگیز هستند. برای مواجهه با این مسئله، پژوهشگران یک روش نوآورانه بر پایه تابع پتانسیل مصنوعی قابل قبول (APF) توسعه داده‌اند. این تابع، در چارچوب نمایش واحد-کوآترینیون، به گونه‌ای طراحی شده‌است که بدون نیاز به تحدب (convexity) محدودیت‌های وضعیت، حداقل منحصربه‌فردی را تضمین می‌کند. این ویژگی رویکرد APF، آن را از بسیاری از روش‌های سنتی که به تحدب وابسته هستند، متمایز می‌سازد و امکان حل مسائل پیچیده‌تر را فراهم می‌کند.



شکل ۴. نمودار گردش کنترل وضعیت اشباع برای فضاپیماهای صلب تحت محدودیت‌های وضعیت

یکی از دستاوردهای آن، طراحی کنترل‌کننده‌ای است که به صورت اشباع عمل می‌کند و مرزهای خطای مانور را به صورت تقریبی یکنواخت (Uniformly Ultimately Bounded) یا (UUB) تنظیم می‌کند. این کنترل‌کننده، ضمن تطابق با محدودیت‌های اساسی مانور، از ویژگی‌های گرادیان محدود APF پیشنهادی بهره می‌برد تا از تلاش‌های کنترلی غیرضروری جلوگیری کند. تحلیل پایداری این سیستم حلقه بسته، با استفاده از ترکیب تکنیک‌های اولیه و دوگانه لیانوف، تضمین شده‌است. با فرموله کردن تابع پتانسیلی که به طور مؤثر محدودیت‌های وضعیت را در نظر می‌گیرد، این روش قادر است وضعیت مطلوب را حتی در حضور پیچیدگی‌های محدودیت‌های وضعیت به دست آورد. از توابعی نظیر لگاریتمی، گاوسی، نمایی و الکتریکی برای طراحی APF استفاده می‌شود. این توابع به گونه‌ای انتخاب شده‌اند که مقادیر بالقوه در نزدیکی مناطق

محدود بسیار بزرگ باشند تا از عبور فضاپیما از این مرزها جلوگیری شود. یکی از چالش‌های مهم در کنترل فضاپیماها، اشباع ورودی در محرک‌های فیزیکی مانند چرخ‌های عکس‌العملی و تراسترها است. بسیاری از روش‌های سنتی، به دلیل تلاش کنترلی بیش از حد در نزدیکی مرزهای وضعیت، این اشباع‌ها را نادیده می‌گیرند. روش ارائه‌شده با در نظر گرفتن این محدودیت‌ها، راه‌حلی عملی و کارآمد ارائه می‌دهد. [8]

۹. تثبیت وضعیت ریزماهواره‌ها با استفاده از کنترل بهینه غیرخطی

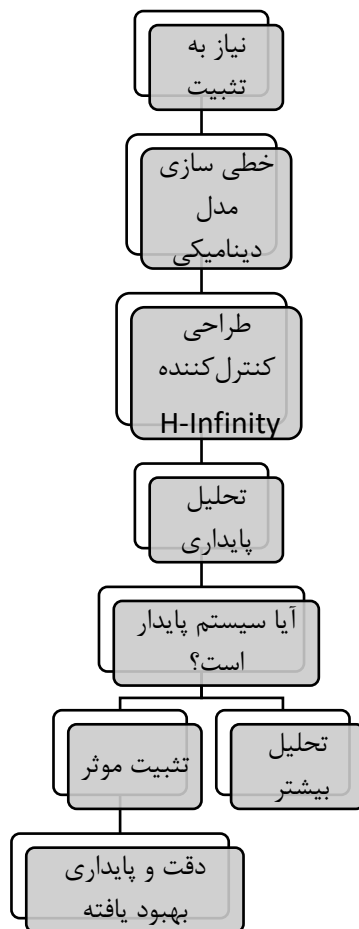
کنترل و تثبیت وضعیت ریزماهواره‌ها به دلیل رفتار غیرخطی و چند متغیره سیستم‌های دینامیکی آن‌ها، یکی از چالش‌های اساسی در مهندسی فضایی است. این موضوع شامل مقابله با پیچیدگی‌های ناشی از تغییرات دینامیکی و اغتشاشات خارجی است. در این پژوهش، روشی بر اساس کنترل غیرخطی و بهینه‌سازی ارائه شده که با خطی‌سازی مداوم مدل دینامیکی ماهواره، همواره شرایط عملیاتی موقت را در نظر گرفته و مدل را به صورت معتبر نگه می‌دارد. این خطی‌سازی با استفاده از بسط سری تیلور و محاسبه ماتریس‌های ژاکوبین انجام می‌شود و دقت بالایی در مدل‌سازی ایجاد می‌کند.

در بخش کنترل، از کنترل‌کننده بازخورد H -Infinity بهره گرفته شده که با رویکردی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی $\min\text{-max}$ طراحی شده است. این کنترل‌کننده تلاش می‌کند تا خطای ردیابی و ورودی‌های کنترلی را به حداقل برساند، در حالی که اغتشاشات و عدم قطعیت‌های سیستم تلاش می‌کنند این تابع هزینه را افزایش دهند. معادله جبری Riccati که برای محاسبه بهره‌های بازخورد در هر لحظه زمانی حل می‌شود، عملکرد بهینه سیستم را در برابر اغتشاشات و عدم قطعیت‌ها تضمین می‌کند. همچنین، تحلیل لیاپانوف نشان داده است که سیستم به سمت حالت پایدار همگرا شده و پایداری مجانبی آن تضمین می‌شود.

نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که روش کنترل غیرخطی بهینه پیشنهادی توانایی بالایی در تثبیت وضعیت ریزماهواره‌ها دارد. این رویکرد نه تنها قابلیت ردیابی دقیق و سریع نقاط مرجع را دارد، بلکه پایداری و مقاومت سیستم را در برابر اغتشاشات خارجی تضمین می‌کند. علاوه بر این، خواص صافی تفاضلی مدل دینامیکی و شباهت عملکرد این روش به کنترل خطی در شرایط ورودی‌های متوسط، آن را به یک گزینه عملیاتی برای سیستم‌های فضایی کوچک تبدیل کرده است. از منظر مهندسی و ریاضیات، این روش با بهره‌گیری از تحلیل‌های پیشرفته، دقت و پایداری سیستم‌های فضایی را حتی در شرایط چالش‌برانگیز محیطی بهبود می‌بخشد. [9]

جدول ۳. مزایا و معایب استفاده از کنترل بهینه غیرخطی

مزایا	معایب
پیگیری دقیق	پیچیدگی پیاده‌سازی
پایداری قوی	تقاضای محاسباتی بالا
انعطاف پذیری در برابر اغتشاشات	حساسیت به عدم قطعیت‌های مدل
حفظ مزایای کنترل خطی	



شکل ۵. نمودار گردش استفاده از کنترل بهینه غیرخطی

۱۰. نتیجه‌گیری

کنترل وضعیت فضاپیماها به دلیل طبیعت غیرخطی و چندمتغیره سیستم‌های دینامیکی آن‌ها همواره یکی از چالش‌های مهندسی هوافضا بوده است. این مقاله، با بررسی جامع روش‌های ریاضی و تکنیک‌های پیشرفته کنترل، رویکردهایی نوین برای مدیریت وضعیت فضاپیماها در شرایط مختلف ارائه داده است. استفاده از جبر کواترنیون و گروه‌های ریاضی $SO(3)$ و $SE(3)$ به عنوان ابزارهای مدل‌سازی، توانسته است مشکلات سنتی نظیر تکینگی و پیچیدگی‌های محاسباتی را برطرف کرده و نمایش دقیق و پایداری از وضعیت فضاپیما ارائه دهد. این ساختارهای ریاضی، با ساده‌سازی محاسبات و ارتقای دقت مدل‌سازی، بستری مناسب برای طراحی کنترل‌های پیشرفته فراهم کرده‌اند.

یکی از دستاوردهای کلیدی این پژوهش، معرفی و ترکیب کنترل‌کننده‌های لغزشی تطبیقی و توزیع‌شده است. کنترل لغزشی تطبیقی با توانایی مقابله با اغتشاشات محیطی و تغییرات دینامیکی، عملکردی مقاوم و پایدار ارائه می‌دهد. این کنترلرها، با بهره‌گیری از تحلیل لیاپانوف، تضمین کرده‌اند که سیستم دینامیکی به وضعیت پایدار همگرا می‌شود و خطاهای ردیابی به حداقل می‌رسند. کنترل‌کننده‌های توزیع‌شده نیز با استفاده از اطلاعات محلی و بدون نیاز به ارتباطات گسترده،



هماهنگی دقیق بین گروهی از فضاپیماها را ممکن ساخته‌اند. این ویژگی، به‌ویژه در مأموریت‌های چندماهواره‌ای یا سازه‌های مداری انعطاف‌پذیر، کاربردی حیاتی دارد.

رویکردهای پیشنهادی، با ترکیب منطق فازی و تحلیل دینامیکی پیشرفته، توانسته‌اند دقت و پایداری سیستم‌های کنترلی را بهبود بخشند. ترکیب کنترل لغزشی با منطق فازی، مشکل لرزش‌های ناخواسته (چترینگ) را حل کرده و دقت عملکرد سیستم را در مواجهه با تغییرات سریع دینامیکی تضمین کرده است. همچنین، استفاده از روش‌های پیشرفته نظیر برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی‌کننده (MPCP)، امکان بهینه‌سازی مصرف انرژی و مدیریت محدودیت‌های ورودی و خروجی را فراهم آورده است. این تکنیک‌ها نه تنها در شبیه‌سازی‌های عددی، بلکه در آزمایش‌های تجربی نیز عملکرد موفقی از خود نشان داده‌اند.

از دیگر جنبه‌های مهم این تحقیق، مدیریت محدودیت‌های عملیاتی نظیر اشباع ورودی و طراحی توابع پتانسیل مصنوعی قابل قبول (APF) بوده است. این روش‌ها، با جلوگیری از عبور سیستم از مرزهای تعیین‌شده، عملکرد سیستم را حتی در شرایط سخت مأموریت حفظ کرده‌اند. همچنین، مدل‌سازی دقیق عملگرهایی مانند چرخ‌های عکس‌العملی و تراسرها، گشتاورهای عملیاتی دقیق و بهینه‌ای ارائه داده است که قابلیت عملیاتی‌سازی این روش‌ها را در مأموریت‌های واقعی اثبات کرده است.

نتایج شبیه‌سازی‌ها و آزمایش‌ها نشان داده است که این روش‌ها در مأموریت‌های متنوعی نظیر مدار پایین زمین (LEO)، مأموریت‌های بین‌سیاره‌ای، و تشکیل سازه‌های مداری، دقت و پایداری مطلوبی ارائه داده‌اند. در مأموریت‌های حساس، نظیر ردیابی مسیرهای زمان‌متغیر یا هماهنگ‌سازی چندماهواره‌ای، این کنترل‌کننده‌ها توانسته‌اند شرایط پیچیده و متغیر محیطی را مدیریت کنند. همچنین، رویکردهای ارائه‌شده توانسته‌اند مصرف انرژی را کاهش دهند و محدودیت‌های سخت‌افزاری را به‌خوبی مدیریت کنند.

در مجموع، این پژوهش چارچوبی جامع و کارآمد برای کنترل وضعیت فضاپیماها ارائه کرده است که با استفاده از ابزارهای ریاضی و تحلیل‌های پیشرفته، قابلیت کاربرد در مأموریت‌های فضایی پیچیده و حساس را دارد. روش‌های پیشنهادی، نه تنها مرزهای دانش در حوزه کنترل وضعیت فضاپیما را گسترش داده‌اند، بلکه توانسته‌اند زمینه‌ساز توسعه فناوری‌های عملیاتی برای مأموریت‌های مداری و بین‌سیاره‌ای شوند. این دستاوردها، با بهبود پایداری، دقت، و بهره‌وری سیستم‌های فضایی، نقشی کلیدی در ارتقای مأموریت‌های آینده ایفا خواهند کرد.

۱۱. مراجع

1. Alipour, M., Fani Saberi, F., & Kabgani, M. (2020). Inertia-free nonlinear attitude tracking with disturbance compensation using adaptive-sliding control based on quaternion algebra. *Simulation*, 96(1), 43-54.
2. Alipour, M. R., Saberi, F. F., & Kabgani, M. (2018). Modelling, design and experimental implementation of non-linear attitude tracking with disturbance compensation using adaptive-sliding control based on quaternion algebra. *The Aeronautical Journal*, 122(1247), 148-171.
3. Xing, L., Zhang, J., Liu, C., & Zhang, X. (2021). Fuzzy-logic-based adaptive event-triggered sliding mode control for spacecraft attitude tracking. *Aerospace science and technology*, 108, 106394.
4. Chen, T., & Shan, J. (2021). Distributed spacecraft attitude tracking and synchronization under directed graphs. *Aerospace Science and Technology*, 109, 106432.



5. Fiori, S., Cervigni, I., Ippoliti, M., & Menotta, C. (2020). Extension of a PID control theory to Lie groups applied to synchronizing satellites and drones. *IET Control Theory & Applications*, 14(17), 2628-2642.
6. Wang, Y., Gong, K., Duan, Y., He, B., & Ma, H. (2023). Dynamic Modelling and Continuous Trajectory Tracking Control of Space Robots Based on Lie Group SE (3). *International Journal of Aerospace Engineering*, 2023(1), 7435217.
7. Zheng, Z., Shang, W., Ai, J., Zou, Y., & Liu, Z. (2023). Integrated geometric optimal control of spacecraft attitude and orbit based on SE (3). *IEEE Access*, 11, 27382-27394.
8. Hu, Q., Liu, Y., Dong, H., & Zhang, Y. (2020). Saturated attitude control for rigid spacecraft under attitude constraints. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 43(4), 790-805.
9. Rigatos, G., Abbaszadeh, M., Busawon, K., & Dala, L. (2022). A nonlinear optimal control method for attitude stabilization of micro-satellites. *Guidance, Navigation and Control*, 2(03), 2250016.