

بررسی روش‌های نوآورانه در تخمین، کنترل و همگام‌سازی وضعیت و مدار فضاپیماها

مهدی جلیلیان^{۱*}، ساحل نانسی^۲، مهدی نصیری سروی^۳

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

۳- استادیار گروه مهندسی فناوری ماهواره، دانشگاه علم و صنعت ایران، mnasiri@iust.ac.ir

خلاصه

این مقاله به بررسی مجموعه‌ای از روش‌های نوآورانه برای تخمین، کنترل، و همگام‌سازی وضعیت و موقعیت فضاپیماها در مأموریت‌های فضایی می‌پردازد. ابتدا، یک روش تخمین مبتنی بر ابرهای نقطه متوالی ارائه شده که با استفاده از الگوریتم‌های RANSAC و بهینه‌سازی گراف موقعیت (PGO)، خطاهای انباشته را کاهش داده و با کمک فیلتر کالمن توسعه یافته، موقعیت، سرعت و وضعیت زاویه‌ای هدف را تخمین می‌زند. این روش، دقت بالایی را در شبیه‌سازی‌ها و آزمایش‌های نیمه‌فیزیکی نشان داده و کاربرد آن در مأموریت‌های فضایی کوچک به اثبات رسیده است. برای کنترل وضعیت، از یک کنترل کننده حالت لغزشی تطبیقی مبتنی بر منطق فازی بهره گرفته شده است که علاوه بر کاهش بار ارتباطی، دقت بالاتری نسبت به روش‌های سنتی ارائه می‌دهد. همچنین، کنترل تطبیقی توزیع شده، به هماهنگی وضعیت گروهی از فضاپیماهای انعطاف‌پذیر کمک کرده و با تبادل محدود اطلاعات، پایداری و تداوم عملکرد را تضمین می‌کند. در نهایت، مدل‌هایی نظیر کنترل L-PID و برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی کننده (MPCP) برای بهینه‌سازی مسیرهای پروازی و مدیریت محدودیت‌های وضعیت طراحی شده‌اند. این رویکردها، با استفاده از هندسه دیفرانسیل و گروه‌های لی، راه‌حل‌های مؤثری برای مسائل پیچیده فضایی ارائه می‌دهند و برتری خود را در شرایط متغیر دینامیکی نشان داده‌اند.

کلمات کلیدی: تخمین وضعیت فضاپیما، کنترل وضعیت، بهینه‌سازی گراف موقعیت، کنترل تطبیقی، کنترل حالت لغزشی، برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی کننده، گروه‌های لی، کنترل توزیع شده.

۱. مقدمه

تحقیقات در دهه‌های اخیر، فناوری فضایی به عنوان یکی از محورهای پیشرفت علمی و صنعتی جهان، گسترش چشمگیری یافته است. یکی از چالش‌های اصلی در این حوزه، توسعه روش‌های دقیق و کارآمد برای تخمین موقعیت و وضعیت، کنترل، و همگام‌سازی فضاپیماها است. مأموریت‌های فضایی که نیازمند دقت بالا در ردیابی، هماهنگی و مدیریت دینامیک‌های

پیچیده هستند، بر طراحی سیستم‌های کنترلی پیشرفته، کاهش خطاهای تخمین و تضمین پایداری عملکرد تمرکز دارند. روش‌های کلاسیک، علی‌رغم کاربرد گسترده، اغلب با محدودیت‌هایی مانند وابستگی به مدل‌های دقیق دینامیکی، تکینگی در بازنمایی وضعیت، و پیچیدگی در مدیریت محدودیت‌های عملیاتی مواجه هستند. این مسائل نیاز به روش‌های نوآورانه و جامع را بیش‌ازپیش آشکار کرده است.

یکی از حوزه‌های مورد توجه در تخمین وضعیت، استفاده از داده‌های ابر نقطه است. ابرهای نقطه، به‌عنوان بازنمایی‌های دقیق از محیط سه‌بعدی، اطلاعات مهمی درباره موقعیت و وضعیت نسبی فضاپیماها ارائه می‌دهند. با این حال، استفاده از این داده‌ها با چالش‌هایی مانند تطابق نادرست نقاط و انباشت خطا مواجه است. در این راستا، بهره‌گیری از الگوریتم‌هایی مانند RANSAC برای حذف داده‌های ناسازگار و بهینه‌سازی گراف موقعیت (PGO) برای کاهش خطاهای انباشته، گامی مهم در ارتقای دقت تخمین به شمار می‌رود. همچنین، استفاده از فیلتر کالمن توسعه‌یافته امکان مدل‌سازی دقیق‌تر و تخمین پیوسته موقعیت، سرعت و وضعیت زاویه‌ای اهداف غیرمشارکتی را فراهم می‌کند.

کنترل وضعیت نیز یکی دیگر از حوزه‌های کلیدی در طراحی سیستم‌های فضایی است. روش‌های سنتی مانند کنترل تناسبی-مشتقی (PD) و کنترل PID، به دلیل ناتوانی در مدیریت دینامیک‌های پیچیده و تغییرات سریع، در مأموریت‌های پیشرفته محدودیت‌هایی دارند. در مقابل، روش‌های نوین مانند کنترل حالت لغزشی تطبیقی، که با استفاده از منطق فازی به مدیریت عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات خارجی می‌پردازند، عملکرد قابل‌توجهی را ارائه می‌دهند. این روش‌ها نه تنها پایداری سیستم را در شرایط متغیر تضمین می‌کنند، بلکه با استفاده از مکانیزم‌های راه‌اندازی رویداد، به‌طور قابل‌توجهی بار ارتباطی را کاهش می‌دهند. این ویژگی برای مأموریت‌های فضایی دوردست، نظیر ماهواره‌های بین‌سیاره‌ای، اهمیت بسزایی دارد.

کنترل تطبیقی توزیع‌شده به‌عنوان یکی دیگر از رویکردهای نوآورانه در هماهنگی گروهی از فضاپیماها، راه‌حلی برای مدیریت محدودیت‌های ارتباطی و حذف وابستگی به هدایتگر مرکزی ارائه می‌دهد. این روش، با تکیه بر اطلاعات محلی و استفاده از مدل‌های پیشرفته نظیر گروه متعامد ویژه (SO(3))، مشکلات مرتبط با بازنمایی وضعیت در فضاهای اقلیدسی و تکینگی‌ها را رفع کرده و به بهبود دقت و پایداری سیستم کمک می‌کند. این رویکرد به‌ویژه در مأموریت‌هایی مانند رادار دیافراگم مصنوعی (SAR) و تداخل‌سنجی، که به هماهنگی دقیق نیاز دارند، کاربردهای گسترده‌ای دارد.

از سوی دیگر، طراحی کنترل‌کننده‌هایی نظیر L-PID که از مزایای کنترل تناسبی-انتگرال-مشتقی و لغو دینامیک بهره می‌برند، امکان کاهش خطاهای کنترلی و بهبود پایداری سیستم‌های دینامیکی پیچیده را فراهم کرده است. این روش‌ها، با ترکیب اصول نظریه گروه‌های لی و هندسه دیفرانسیل، علاوه بر ارائه دقت بالا، انعطاف‌پذیری در مواجهه با شرایط متغیر دینامیکی را تضمین می‌کنند.

برای مأموریت‌های پیچیده‌تر، نظیر کنترل هم‌زمان مدار و وضعیت فضاپیما، مدل‌های جامع‌تری نظیر برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی‌کننده (MPCP) معرفی شده‌اند. این مدل‌ها با استفاده از پارامترسازی سری‌های مثلثاتی و ساختار گروه‌های لی، مسیرهای بهینه‌ای را با حداقل مصرف انرژی ارائه می‌دهند. به‌علاوه، این رویکردها با توجه به محدودیت‌های واقعی سیستم، نظیر اشباع ورودی‌ها و محدودیت‌های وضعیت، عملکرد قابل‌اعتمادی را در شرایط عملی تضمین می‌کنند.

در نهایت، توسعه روش‌های کنترلی که به‌طور مؤثر محدودیت‌های وضعیت و ورودی را در نظر می‌گیرند، از جمله استفاده از توابع پتانسیل مصنوعی قابل‌قبول (APF)، رویکردی حیاتی برای مدیریت چالش‌های عملی در کنترل وضعیت فضاپیماها به شمار می‌رود. این توابع، با حذف وابستگی به تحجب و استفاده از تحلیل‌های پیشرفته لیاپانوف، دقت و پایداری کنترل را به سطح جدیدی ارتقا می‌دهند.

در این مقاله، ضمن بررسی روش‌های نوآورانه در تخمین، کنترل، و همگام‌سازی وضعیت فضاپیماها، مزایا و محدودیت‌های هر یک از رویکردها تحلیل شده و کاربردهای آن‌ها در مأموریت‌های پیچیده فضایی ارائه می‌شود. این تحقیق تلاش دارد گامی مؤثر در توسعه فناوری‌های پیشرفته فضایی و بهبود بهره‌وری عملیاتی این سیستم‌ها بردارد.

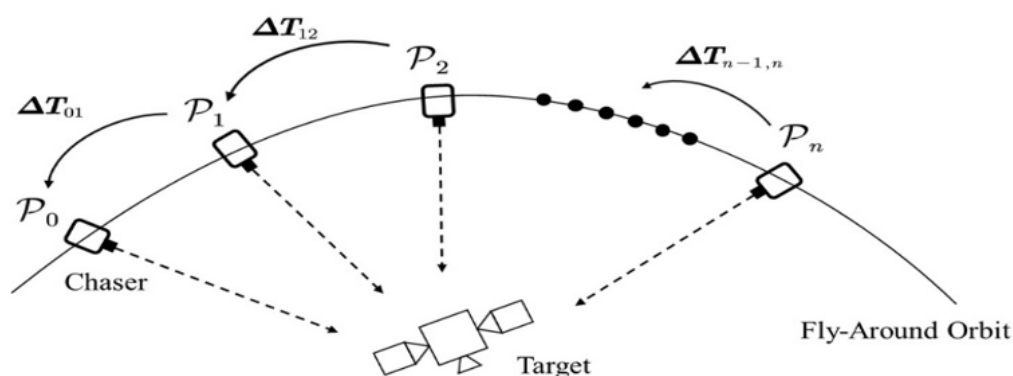
۲. تخمین موقعیت و وضعیت نسبی مبتنی بر ابر نقطه با بهینه‌سازی گراف و فیلتر کالمن توسعه‌یافته

کلیه این مطالعه روشی نوین برای تخمین موقعیت و وضعیت نسبی اهداف غیرمشارکتی ارائه می‌دهد که بر اساس تحلیل ابرهای نقطه متوالی عمل می‌کند. در این روش، برخلاف رویکردهای مبتنی بر استخراج ویژگی‌ها، مشکلات ناشی از تطابق نادرست نقاط و ضعف در ردیابی ویژگی‌ها برطرف شده است. فرآیند تخمین از ثبت ابرهای نقطه با استفاده از ماتریس‌های کوواریانس بین دو قاب مجاور آغاز می‌شود. در این مرحله، الگوریتم RANSAC برای شناسایی و حذف نقاط ناسازگار به کار گرفته می‌شود. سپس، بهینه‌سازی گراف موقعیت (PGO) برای کاهش خطاهای انباشته در ثبت متوالی ابرهای نقطه استفاده شده و در نهایت، فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای تخمین دقیق موقعیت، سرعت و سرعت زاویه‌ای هدف طراحی می‌گردد.

این روش از مدل انتقال پیوسته (CMT) بهره می‌برد و بدون نیاز به توصیف‌گرهای ویژگی، موقعیت و وضعیت ابر نقطه را تخمین می‌زند. ترکیب الگوریتم‌های CMT و RANSAC امکان حذف جفت‌های ناسازگار را فراهم کرده و با استفاده از الگوریتم PGO، خطاهای تجمعی کاهش می‌یابد. نتایج تخمین نهایی که شامل موقعیت، سرعت و زاویه وضعیت مرکز جرم هدف است، از طریق فیلتر کالمن توسعه‌یافته محاسبه می‌شود. این روش در تخمین حرکات نسبی کوچک بین تعقیب‌کننده و هدف دقت بالایی نشان داده است.

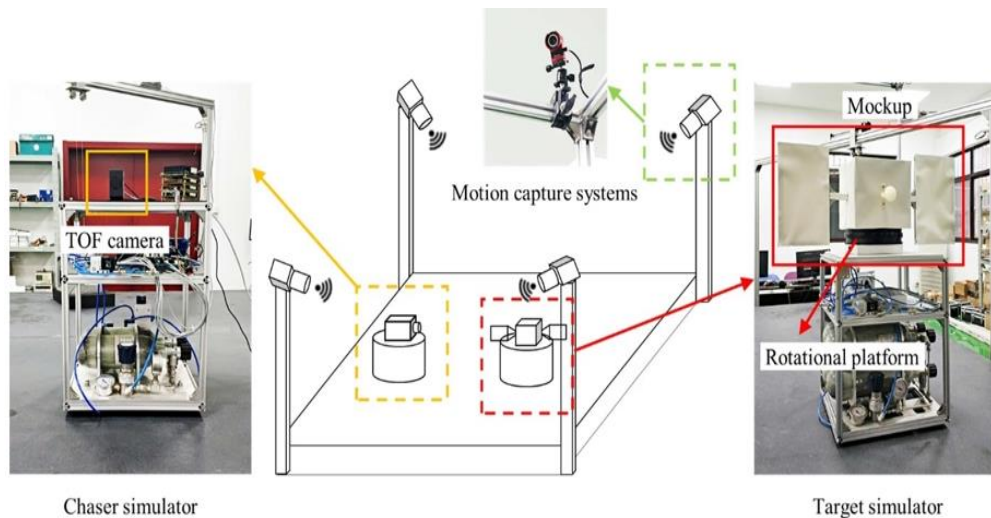
برای ارزیابی عملکرد، شبیه‌سازی‌های سب‌بعدی با نرم‌افزار Blensor انجام شده که در آن پارامترهایی نظیر موقعیت نسبی اولیه، سرعت نسبی و فرکانس برداشت حسگر مورد بررسی قرار گرفت. همچنین، دقت این روش با الگوریتم‌های CMT، ICP و NDT مقایسه شد و نتایج نشان داد که الگوریتم پیشنهادی دقت بالاتری دارد.

در مرحله بعد، آزمایش‌های نیمه‌فیزیکی با استفاده از میزهای یاتاقان هوایی و دوربین TOF انجام شد. این دوربین با مشخصاتی مانند وضوح بالا، برد اندازه‌گیری گسترده و میدان دید وسیع، داده‌های مورد نیاز را جمع‌آوری کرد. موقعیت و وضعیت فضاپیماها نیز با استفاده از سیستم موشن‌کپچر اندازه‌گیری و با نتایج تخمین‌شده مقایسه شد. نتایج نشان داد که الگوریتم پیشنهادی قادر است موقعیت و وضعیت نسبی را با دقت کافی برای مأموریت‌های فضایی فراهم کند و ابزاری کارآمد برای مدیریت حرکات نسبی در سناریوهای فضایی ارائه دهد. [1]



شکل ۱. فضاپیمای تعقیب‌کننده با فاصله نزدیک در اطراف هدف پرواز می‌کند و دوربین TOF می‌تواند

ابر نقطه‌ای فضاپیمای هدف را به‌طور مداوم تشخیص دهد. [1]



شکل ۲. تنظیم آزمایشی برای شبیه سازی حرکت نسبی فضاپیماى تعقیب کننده و هدف. [1]

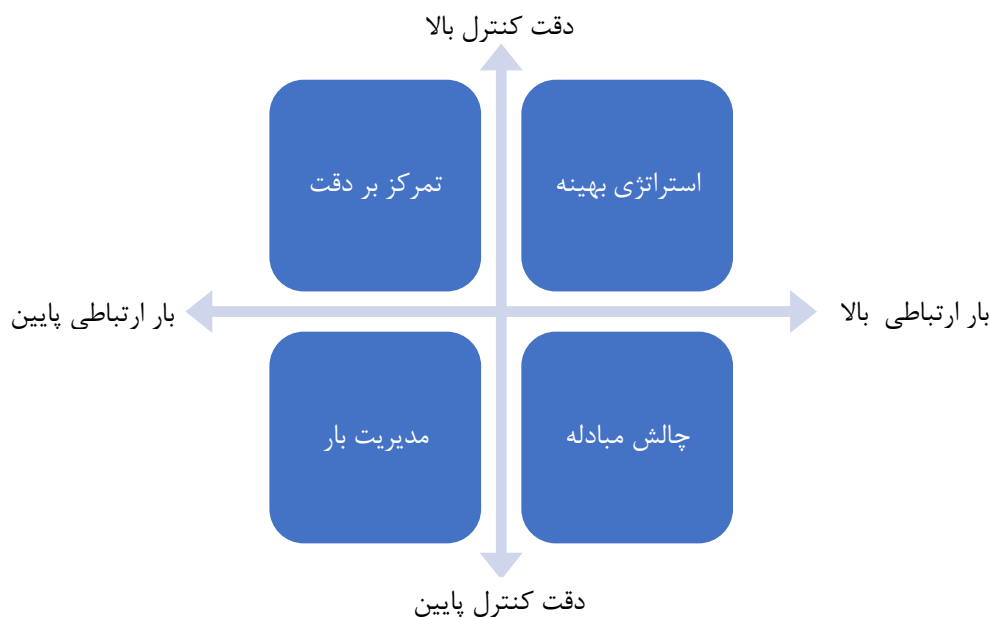
۳. کنترل حالت لغزشی تطبیقی مبتنی بر منطق فازی برای ردیابی وضعیت فضاپیما

در یک رویکرد نوآورانه برای کنترل وضعیت فضاپیما به طور خاص می‌توان بر کاهش بار ارتباطی و افزایش دقت کنترل در سیستم‌های ردیابی وضعیت تمرکز داشت. روش پیشنهادی، بر پایه یک کنترل کننده 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.

کنترل کننده 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 اصلاح شده یا MRP) فراهم می‌سازد. این رویکرد، از مشکلات متداولی مانند تکینگی پارامترها و باز شدن کواترنیون‌ها 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 کنترل کننده کمک می‌کند تا در مقایسه با کنترل کننده‌های سنتی مانند PID یا PD، به دقت 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 طراحی شده به‌روزرسانی و ارسال می‌شوند. این کار، به طور 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. [2]



شکل ۳. تعادل بین دقت کنترل و بار ارتباطی

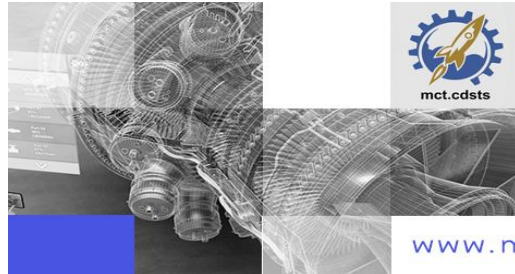
این روش می‌تواند بار ارتباطی سیستم‌های فضایی، به خصوص در مأموریت‌های دوردست مانند ماهواره‌های بین‌سیاره‌ای، را به شکل قابل توجهی کاهش دهد. استفاده از منطق فازی و روش‌های پیشرفته ریاضی، عملکرد سیستم را حتی در شرایط اغتشاش و عدم قطعیت‌های شدید تضمین می‌کند. با استفاده از کنترل‌کننده تطبیقی و تحلیل پایداری 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 حداقل سازی ارتعاشات ساختاری انجام می‌دهد. این رویکرد مبتنی بر گروه متعامد ویژه $SO(3)$ است که مسائل مرتبط با بازنمایی در فضاها و تقلیدسی و تکنیکی‌ها را حذف می‌کند و کنترل دقیق‌تر و پایداری را فراهم می‌آورد.



کنترل‌کننده‌های توزیع‌شده به گونه‌ای طراحی شده‌اند که تنها با تبادل اطلاعات محلی بین فضاپیماها عمل می‌کنند و نیازی به ارتباط مستقیم با هدایتگر یا اندازه‌گیری متغیرهای مودال ندارند. این ویژگی باعث می‌شود که فضاپیماها با استفاده از ارتباطات محدود، وضعیت خود را به صورت 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 ارتقاء فناوری‌های کنترل و هماهنگی فضاپیماهای مدرن باشد. [3]

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 فضاها 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. [4]

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. [4]

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

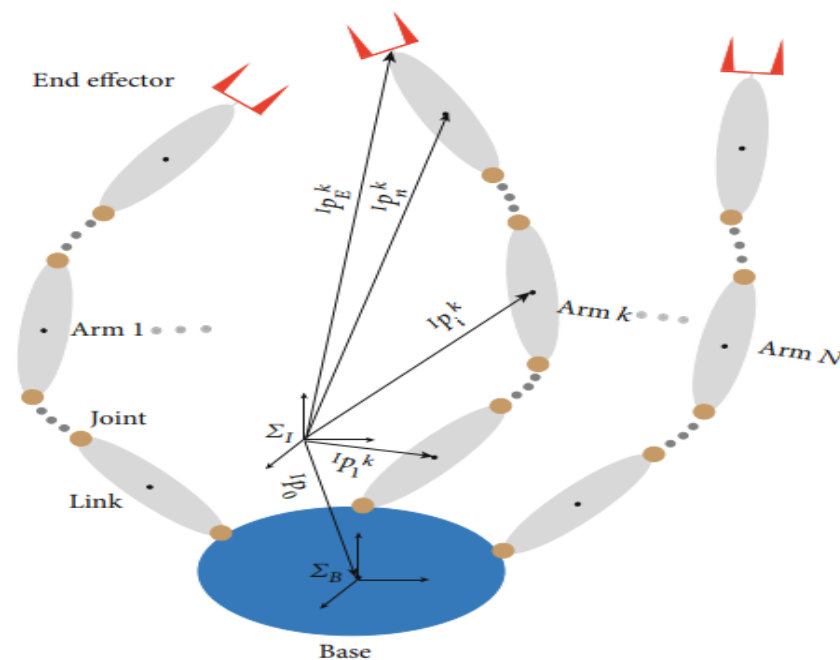
ردیابی مسیرهای متغیر با زمان در فضای SE(3) یکی از چالش‌های اساسی در کنترل ربات‌های فضایی است. روش‌های سنتی که کنترل موقعیت و وضعیت را به صورت جداگانه انجام می‌دهند، نمی‌توانند تغییرات هم‌زمان و پیچیده این دو مؤلفه را به خوبی مدیریت کنند. برای رفع این چالش، لازم است دینامیک ربات بازسازی شود و قوانین کنترلی 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 تعمیم‌یافته (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. کنترل‌کننده تناسبی-مشتقی (PD) برای اعمال نیرو و گشتاورهای کنترلی طراحی شده است که در شرایط تغییرات آهسته سیستم عملکرد خوبی دارد. این کنترل‌کننده 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 کنترل‌کننده 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 کنترل‌کننده‌های 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 به‌کارگیری در سیستم‌های پیشرفته دیگر نظیر ربات‌های زیردریایی، وسایل نقلیه خودمختار، و بازوهای رباتیک صنعتی را نیز دارد.

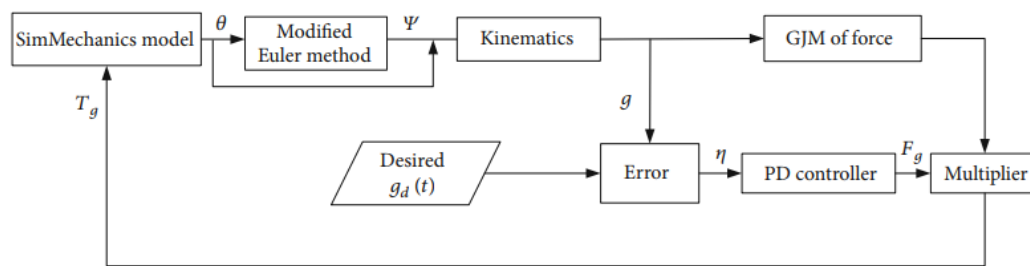
در نهایت، مدل دینامیکی مبتنی بر $SE(3)$ و استراتژی‌های کنترل پیشرفته این تحقیق، گامی مؤثر در بهبود عملکرد ربات‌های فضایی برداشته است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که این روش، با افزایش دقت و پایداری، کارایی بالایی در سناریوهای پیچیده ارائه می‌دهد. کنترل حالت لغزشی فازی، به‌ویژه، راه‌حل‌های نوینی برای مدیریت دینامیک‌های پیشرفته ارائه کرده و افق‌های جدیدی در کنترل دقیق ربات‌های فضایی و سیستم‌های دینامیکی مشابه گشوده است. [5]



شکل ۴. مدل ربات فضایی دو بازویی که دارای دو بازو و هر بازو دارای n^k مفاصل است. [5]

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 ۵. نمودار بلوک کنترل PD بر اساس ماتریس ژاکوبی [5]

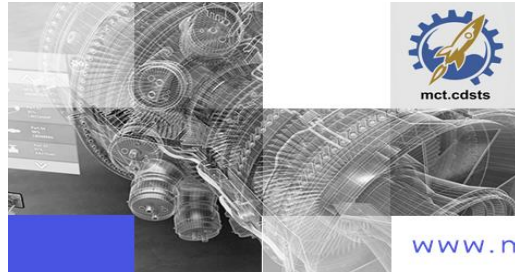
۷. کنترل بهینه مدار و وضعیت فضاپیما با مدل برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی‌کننده

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 تکینگی‌های روش‌های سنتی جلوگیری می‌کند.

این روش، سازگاری کاملی با ساختار گروه‌های لی دارد و از اصول پیشرفته‌ای نظیر اصل تغییرناپذیری چپ و توپولوژی فضاهای 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.

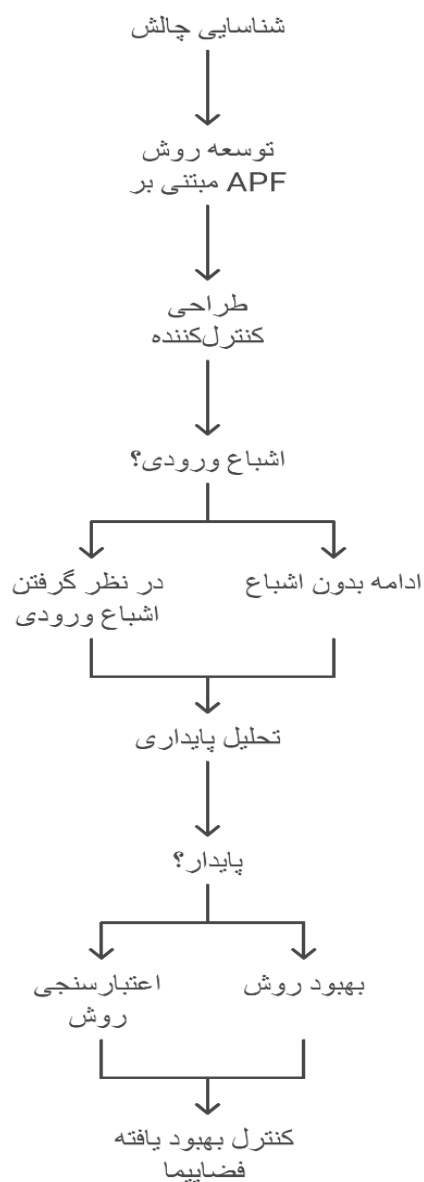
MPCP به‌طور خاص برای حل مسائل کنترل بهینه با محدودیت‌های پیچیده طراحی شده است. این محدودیت‌ها شامل حفظ دینامیک صحیح فضاپیما، اعمال محدودیت‌های فیزیکی بر نیروها و گشتاورهای کنترلی، کاهش مصرف انرژی، و تضمین دستیابی به وضعیت نهایی مطلوب هستند. شبیه‌سازی‌های عددی نشان داده‌اند که این مدل می‌تواند با دقت 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.

در مجموع، مدل MPCP رویکردی جامع و کارآمد برای کنترل مدار و وضعیت فضاپیما ارائه می‌دهد. با اجتناب از مشکلات رایج نظیر تکینگی و ابهام، و با بهینه‌سازی مسیرها و کاهش مصرف انرژی، این روش می‌تواند به‌عنوان یک ابزار کلیدی برای مأموریت‌های فضایی آینده استفاده شود. این چارچوب پیشرفته، گامی مهم در توسعه فناوری‌های کنترل پیشرفته و افزایش بهره‌وری مأموریت‌های پیچیده فضایی به شمار می‌رود. [6]



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-کوآترنیون، به گونه‌ای طراحی شده است 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 ۶. 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 لیاپانوف، تضمین شده است. با فرموله کردن تابع پتانسیلی که به‌طور 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. [7]

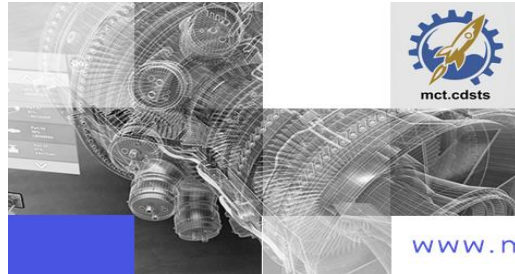
۹. نتیجه‌گیری

هر توسعه روش‌های پیشرفته برای تخمین، کنترل، و همگام‌سازی وضعیت و موقعیت فضاپیماها، نقش حیاتی در ارتقای عملکرد و بهره‌وری مأموریت‌های فضایی ایفا می‌کند. در این مقاله، مجموعه‌ای از رویکردهای نوآورانه برای غلبه بر چالش‌های موجود در این حوزه بررسی شد. هر یک از این روش‌ها با استفاده از فناوری‌های پیشرفته و مدل‌های ریاضی دقیق، گامی رو به جلو در حل مشکلاتی مانند خطاهای تخمین، محدودیت‌های کنترلی، و مدیریت دینامیک‌های پیچیده برداشته‌اند. در حوزه تخمین موقعیت و وضعیت نسبی، استفاده از داده‌های ابر نقطه به‌عنوان رویکردی جدید مورد توجه قرار گرفت. بهره‌گیری از الگوریتم‌های RANSAC و بهینه‌سازی گراف موقعیت (PGO) برای حذف خطاهای انباشته و ناسازگاری‌های داده‌ها، نشان‌دهنده ظرفیت بالای این روش‌ها در ارائه تخمین‌های دقیق و پایدار است. علاوه بر این، ادغام فیلتر کالمن توسعه‌یافته در این چارچوب، امکان پیش‌بینی و تصحیح خطاهای تخمین در شرایط متغیر دینامیکی را فراهم می‌کند. نتایج شبیه‌سازی و آزمایش‌های نیمه‌فیزیکی نشان داد که این رویکرد برای مأموریت‌هایی با حرکات نسبی کوچک، به‌ویژه در محیط‌های بدون همکاری، بسیار کارآمد است.

در زمینه کنترل وضعیت، معرفی کنترل‌کننده‌های پیشرفته‌ای نظیر حالت لغزشی تطبیقی مبتنی بر منطق فازی، نشان‌دهنده پیشرفت چشمگیر در مدیریت اغتشاشات و عدم قطعیت‌های سیستم‌های فضایی است. این رویکردها، علاوه بر ارائه دقت بالا در شرایط متغیر، با بهره‌گیری از راه‌اندازی رویداد، به کاهش قابل توجه بار ارتباطی کمک کرده‌اند. این ویژگی برای مأموریت‌های دور دست و با منابع محدود، مانند ماهواره‌های بین‌سیاره‌ای، اهمیت ویژه‌ای دارد.

کنترل تطبیقی توزیع‌شده به‌عنوان رویکردی نوآورانه برای هماهنگی گروهی از فضاپیماها، امکان مدیریت ارتباطات محلی و حذف وابستگی به هدایتگر مرکزی را فراهم می‌کند. استفاده از گروه‌های متعامد ویژه ($SO(3)$) در این روش، علاوه بر حل مشکلات مرتبط با تکیه‌گی در بازنمایی وضعیت، دقت بالاتری را در تنظیم موقعیت و وضعیت گروهی از فضاپیماها تضمین می‌کند. این روش به‌ویژه برای مأموریت‌هایی نظیر رادار دیافراگم مصنوعی (SAR) و تداخل سنجی، که به هماهنگی دقیق نیاز دارند، بسیار کاربردی است.

از سوی دیگر، استفاده از کنترل‌کننده‌های L-PID و برنامه‌ریزی محدب پیش‌بینی‌کننده (MPCP)، با ترکیب اصول کنترل کلاسیک و هندسه دیفرانسیل، به طراحی مسیرهای بهینه و کاهش مصرف انرژی کمک کرده است. این مدل‌ها با



توجه به محدودیت‌های واقعی مانند اشباع ورودی‌ها و پیچیدگی‌های دینامیکی، عملکردی مطمئن و پایدار در شرایط عملی ارائه می‌دهند.

در نهایت، توسعه توابع پتانسیل مصنوعی قابل قبول (APF) برای مدیریت محدودیت‌های وضعیت، راه‌حلی مؤثر برای افزایش پایداری و دقت در کنترل وضعیت فضاپیماها ارائه داده است. این توابع با حذف وابستگی به تحجب و بهره‌گیری از تحلیل‌های پیشرفته لیاپانوف، به عنوان ابزاری قدرتمند در طراحی کنترل‌کننده‌های پیشرفته شناخته شده‌اند. در مجموع، این تحقیق نشان داد که استفاده از رویکردهای نوآورانه نظیر تخمین مبتنی بر ابر نقطه، کنترل تطبیقی، و استفاده از مدل‌های ریاضی پیشرفته، می‌تواند به بهبود قابل توجه دقت، پایداری، و کارایی مأموریت‌های فضایی منجر شود. این روش‌ها، علاوه بر حل چالش‌های موجود، افق‌های جدیدی برای طراحی سیستم‌های پیشرفته فضایی و توسعه فناوری‌های مدرن در این حوزه باز می‌کنند. تحقیق حاضر گامی مهم در جهت توسعه سیستم‌های کنترلی و تخمین پیشرفته برای مأموریت‌های پیچیده فضایی محسوب می‌شود.

۱۰. مراجع

1. Kang, G., Zhang, Q., Wu, J., & Zhang, H. (2021). Pose estimation of a non-cooperative spacecraft without the detection and recognition of point cloud features. *Acta Astronautica*, 179, 569-580.
2. 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.
3. Chen, T., & Shan, J. (2021). Distributed spacecraft attitude tracking and synchronization under directed graphs. *Aerospace Science and Technology*, 109, 106432.
4. 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.
5. 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.
6. 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.
7. 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.