

کنترل وضعیت ماهواره با کنترل کننده تناسبی-انتگرالی- مشتقی بهبود یافته با لحاظ عدم قطعیت

وحید بهلوری*

۱- استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه فنی و حرفه ای، تهران، ایران.
(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۶/۰۹ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۰۶)

چکیده

در این مقاله، کنترل وضعیت یک ماهواره صلب با کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PID) بهبود یافته با روش مشاهده گر در حضور اغتشاش و با فرض عدم قطعیت مطالعه شده است. از دینامیک مرتبه اول برای مدل سازی چرخ عکس العملی به عنوان عملگر کنترلی با لحاظ کردن محدودیت عملی حداکثر گشتاور تولیدی استفاده شده است. در روش مشاهده گر، اشباع و جمع شونده گی سیگنال کنترلی، با یک ضریب اصلاحی به کنترل کننده فیدبک شده و نهایتاً سیگنال کنترلی بهبود می یابد. ضرایب کنترلی با روش بهینه سازی مبتنی بر الگوریتم تکاملی ژنتیک با روش پنالتی و به ازای معیار عملکرد میانگین مطلق خطای نشانه روی بدست آمده است. به منظور بررسی عملکرد، مقایسه ای بین کنترل کننده بهبود یافته و کنترل کننده PID کلاسیک بر حسب تغییر پارامترهای کنترلی، نمودار صفحه فاز، چرخه حدی، عدم قطعیت ها، دامنه و فرکانس اغتشاش خارجی انجام شده است. به منظور مقایسه منصفانه، همه شرایط در بهینه سازی و حل عددی در دو کنترل کننده یکسان انتخاب شده است. مقایسه نتایج، نشانگر عملکرد مناسب تر کنترل کننده بهبود یافته و رفع جمع شونده گی و اشباع در آن است. بطوری که در مواجهه با اغتشاش و نمودار چرخه حدی عملکرد کنترل کننده بهبود یافته به وضوح قابل مقایسه با کنترل کننده کلاسیک است. علاوه بر این عملکرد دو کنترل کننده مذکور در مواجهه با عدم قطعیت های ممان اینرسی ماهواره، مدل عملگر، دامنه و فرکانس اغتشاشات و حداکثر مومنتوم مطالعه شده که عموماً رفتار کنترل کننده بهبود یافته مناسب تر بوده و دقت نشانه روی بیشتری دارد. بطور نمونه دقت کنترل بهبود یافته تحت عدم قطعیت ممان اینرسی حدود ۱۵ درصد بهتر از کنترل کلاسیک است.

واژه های کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره، کنترل کننده PID بهبود یافته، عدم قطعیت، چرخ عکس العملی، بهینه سازی

Satellite Attitude Control Using Modified PID Controller in the Presence of Uncertainty

Vahid Bohlouri*

Abstract

In this paper, a satellite attitude control with observer-based modified proportional-integral-derivative (PID) controller is studied in the presence of disturbance and uncertainty. First-order dynamic has been used to model the reaction wheel as control actuator with considering the practical limit of the maximum output torque. In observer method, saturation and windup are feedbacks to control algorithm to modify control signal. Control gains have been obtained by optimization method based on genetic evolutionary algorithm with penalty method and for the performance criterion of the absolute mean of the pointing error. To evaluate the performance, a comparison study has been done between modified controller and classic controller versus control parameters, phase plane diagram, limit cycle, uncertainties, amplitude and frequency of external disturbance. To fair comparison, all conditions in optimization and initial values are selected identical for two controllers. Comparing results show better performance in the modified controller, anti-windup, and avoid saturation. In the face of perturbations and limit cycle diagrams, the performance of the modified controller is clearly comparable to that of a classical controller. In addition, the performance of the two controllers is studied versus moment of inertia, actuator model, disturbance frequency, disturbance amplitude, and maximum momentum uncertainties. The behavior of modified controller is generally more appropriate and pointing accuracy is better. For example, control accuracy in modified PID is about 15% better than classical algorithm under moment of inertia uncertainty.

Key words: *Satellite attitude control, Modified PID control, Uncertainty, Reaction wheel, Optimization*

مقدمه

ماهواره‌ها نقش به‌سزایی در رفع نیازها و توسعه فناوری‌های روز دنیا دارند. در میان اجزاء و زیرسیستم‌های یک ماهواره بخش تعیین و کنترل وضعیت^۱ وظیفه انجام مانورهای وضعیت، کنترل سرعت زاویه‌ای، پایداری و تعیین وضعیت را بر عهده دارد [۱]. معمولاً مأموریت ماهواره، الزامات بالادستی دقت وضعیت نشانه‌روی^۲ در مانورهای مختلف ماهواره را تعیین می‌کند از طرفی قانون کنترلی، نوع و تعداد حسگرها و عملگرهای استفاده شده در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره از عوامل رسیدن به دقت مورد نظر هستند [۲]. تراستر مبتنی بر نیروی عکس‌العمل یا خروج گاز پرفشار، چرخ عکس‌العملی مبتنی بر اثر ژيروسکپی و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی مبتنی بر نیروی مغناطیسی سه عملگر عمده کنترلی هستند که بطور مجزا یا ترکیبی در فضاپیما استفاده شده تا مانور وضعیت انجام شود [۳].

تراسترها عموماً دو وضعیتی (روشن-خاموش) بوده و عملاً گشتاور گسسته و غیرخطی با سطح تراست بالا تولید می‌کنند. عملگرهای مغناطیسی به شدت میدان مغناطیسی کره زمین بستگی داشته و معمولاً در مدارهای کم ارتفاع که اندازه میدان مغناطیسی بزرگتر است استفاده می‌شوند؛ علاوه بر این توانایی تولید گشتاور بسیار کمی را دارد. چرخ عکس‌العملی به عنوان یکی از متداول‌ترین عملگرها، بر مینای شتاب زاویه‌ای و متناسب با ممان اینرسی داخلی، مومنوم زاویه‌ای پیوسته تولید می‌کند. این عملگر اشکال دو عملگر قبلی را ندارد اما اشباع شدن سرعت، اشکال عمده آن است [۴].

کنترل تناسبی-انتگرالی-مشتقی^۳ (PID)، به دلیل سابقه زیاد، راحتی استفاده و پیاده‌سازی آسان اهمیت زیادی در صنعت دارد. این مزیت‌ها سبب ارجحیت استفاده از این کنترلرها بجای کنترلرهای پیچیده شده است. یکی از معایب کنترلرهای PID در پیاده‌سازی عملی، جمع‌شوندگی^۴ سیگنال کنترلی و اشباع عملگر^۵ است. تحقیقات علمی زیادی برای جلوگیری از جمع‌شوندگی کنترل‌کننده‌ها ارائه شده که به عنوان نمونه مرجع [۵] روش‌های ضد جمع‌شوندگی از جمله روش انتگرال‌گیری شرطی^۶ را بررسی نموده است. آستروم در دو مرجع [۶] و [۷] روش محدود نمودن نقطه تنظیمی، روش محاسبه بازگشتی^۷ و روش باند تناسبی^۸ را برای محدود کردن خروجی انتگرال‌گیر، بهبود عملکرد و رفع جمع‌شوندگی ارائه

نموده است. در مرجع [۸] روش مشاهده‌گر^۹ و تکنیک شایسته‌سازی^{۱۰} برای رفع اثر جمع‌شوندگی کنترل PID بررسی شده است.

در سیستم کنترل وضعیت ماهواره خانواده کنترل‌کننده PID با ترکیب عملگرهای متنوع کاربرد زیادی داشته و در مراجع مختلفی بررسی شده که در اینجا بطور نمونه چند مورد ذکر می‌شود. مقایسه کنترل PD با PID در کنترل وضعیت سه محوره با عملگر مغناطیسی و تراستر در مرجع [۹] مطالعه شده است. در مرجع [۱۰] از کنترل PID و کنترل تطبیقی در کنترل وضعیت ماهواره صلب با عملگر چرخ عکس‌العملی و مغناطیسی استفاده شده که با استفاده از آن سرعت پاسخ بهبود یافته است. از کنترل PID با چرخ عکس‌العملی در مرجع [۱۱] استفاده شده که در آن با تنظیم ضرایب کنترلی بصورت بهینه، پاسخ مناسب بدست آمده است. در مرجع [۱۲] مقایسه خوبی بین روش‌های PID بهبودیافته، شامل روش محاسبه بازگشتی، روش مشاهده‌گر و روش انتگرال‌گیری شرطی در کنترل مانور وضعیت ماهواره انجام شده است. همچنین در مرجع [۱۳] از روش مشاهده‌گر برای کنترل وضعیت ماهواره با عملگر تراستر دو وضعیتی و مقایسه آن با کنترل PID کلاسیک استفاده شده است. در مراجع [۱۴] و [۱۵] از کنترل‌کننده PID بهبودیافته در کنترل وضعیت ماهواره با عملگر تراستر دو وضعیتی در حضور اغتشاش استفاده شده که در مرجع [۱۴] از روش مدل مرجع برای حذف اغتشاش و در مرجع [۱۵] از روش بهینه‌سازی مقاوم برای افزایش قوام کنترلی در برابر عدم قطعیت‌ها استفاده شده است. از طرفی به منظور استفاده از کنترل PID در سیستم‌های غیرخطی نیاز به تنظیم مناسب ضرایب است که عموماً دو رویکرد در این زمینه در نظر گرفته می‌شود؛ روش نخست طراحی سیستم کنترل با کنترل PID و سپس بهبود عملکرد نامطلوب آن و رویکرد بعدی بهره‌گیری از روش‌های نوین نظیر فازی، تطبیقی، شبکه عصبی و الگوریتم تکاملی ژنتیک^{۱۱} برای تنظیم بهره‌هاست [۱۶] و [۱۷].

علاوه بر این، در نظر گرفتن ملاحظات عملی و پیاده‌سازی نظیر محدودیت‌های عملگر، پدیده اشباع، لحاظ کردن اغتشاشات وارده، عدم قطعیت‌های^{۱۲} سیستم کنترل، صلب یا انعطاف‌پذیر بودن مدل ماهواره نیز از ملاحظات است که در تحقیقات مختلف مورد بررسی قرار گرفته است.

با توجه به پیشینه تحقیقات انجام شده در حوزه کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌عملی، همچنان مسئله افزایش دقت نشانه‌رویی و بهبود عملکرد کنترلی با در نظر گرفتن ملاحظات عملی، پدیده جمع‌شوندگی سیگنال کنترلی، اشباع عملگر، اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌ها قابل بررسی است. لذا در این پژوهش سعی بر بهبود عملکرد کنترل وضعیت ماهواره شامل کاهش خطای نشانه‌رویی وضعیت، کاهش زمان نشست و حذف فراجهدش با انتخاب ضرایب کنترلی از فرآیند بهینه‌سازی و با فرض اغتشاش خارجی، عدم قطعیت و لحاظ کردن محدودیت‌های عملی است. به علاوه، عملکرد سیستم کنترلی در مواجهه با اغتشاشات با روش تحلیل غیرخطی نمودار صفحه فاز و چرخه حدی مطالعه می‌شود.

امروزه ماهواره‌های زیادی با مأموریت‌ها و کاربردهای متنوعی در حال چرخش به دور زمین بوده و خدمات مختلفی را ارائه می‌کنند. در بین زیرسیستم‌های مختلف یک ماهواره، زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت وظیفه نشانه‌رویی ماهواره، جهت‌دهی مناسب، پایدارسازی و مانورهای حرکتی را بر عهده دارد. سیستم کنترل وضعیت ماهواره وظیفه پایداری وضعیت، کنترل زاویه و سرعت دوران ماهواره را بر عهده دارد. عملگرهای مختلفی از جمله چرخ‌های عکس‌عملی، تراسترها و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی برای کنترل وضعیت و پایدارسازی وضعیت ماهواره‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱]. در این بین چرخ‌های عکس‌عملی با تولید گشتاور زاویه‌ای، سبب پایدارسازی و مانور دقیق‌تر وضعیت ماهواره‌ها می‌شوند. چرخ‌های عکس‌عملی نسبت به عملگرهای تراستر و گشتاوردهنده مغناطیسی مزایایی دارند که سبب استفاده بیشتر در کنترل وضعیت ماهواره شده است. تراسترها معمولاً گشتاورهای زیاد، سریع و گسسته تولید نموده و در کنترل دقیق وضعیت از آن‌ها کمتر استفاده می‌شود [۲]. گشتاوردهنده‌های مغناطیسی وابسته به میدان مغناطیسی زمین و ارتفاع ماهواره بوده و مقدار گشتاور خیلی کمی تولید می‌کنند. چرخ عکس‌عملی توانایی تولید گشتاور پیوسته داشته و سطح مناسبی از گشتاور تولید می‌کند. این عملگر در مود نشانه‌رویی دقیق ماهواره‌ها کارایی ویژه‌ای دارد، اگر چه که اشباع شدن و نیازمندی به فرآیند اشباع‌زدایی نیز از مشکلات چرخ‌های عکس‌عملی است [۳و۴].

در سیستم کنترل وضعیت ماهواره، متناسب با شرایط مداری ماهواره، عدم قطعیت‌های زیادی وجود دارد که می‌تواند باعث کاهش کارایی و کاهش دقت کنترلی شود. عدم قطعیت‌ها یا منشاء درونی داشته و از داخل فضاپیما ناشی می‌شود و یا منشاء خارجی داشته و به شرایط محیطی باز می‌گردد. عمده عدم قطعیت بیرونی در مقدار اغتشاشات خارجی است و عمده عدم قطعیت داخلی نیز از تغییرات لختی دورانی ماهواره ناشی می‌شود. بنابراین لازم است سیستم کنترل ماهواره با لحاظ کردن عدم قطعیت‌ها تنظیم و طراحی شود [۵].

امروزه روش‌های بهینه‌سازی متنوعی ابداع شده و مورد استفاده قرار گرفته است که بخش زیادی از آن‌ها مبتنی بر الگوریتم‌های تکاملی شبیه الگوریتم ژنتیک هستند. سیستم‌های کنترل بسیار زیادی با روش‌های بهینه‌سازی تنظیم و طراحی شده‌اند. در کنترل وضعیت به عنوان نمونه می‌توان به مراجع [۱۸-۱۹] اشاره کرد. روش‌های بهینه‌سازی را می‌توان به دو دسته بهینه‌سازی معین^{۱۳} و بهینه‌سازی مقاوم^{۱۴} تقسیم‌بندی نمود. در روش بهینه‌سازی معین فقط مقدار مطلق معیار عملکرد به عنوان تابع هدف بررسی می‌شود اما در روش بهینه‌سازی مقاوم، علاوه بر مقدار مطلق معیار عملکرد، واریانس معیار عملکرد در مواجهه با نامعینی‌ها مورد نظر است [۹و۱۰]. بنابراین می‌توان از روش بهینه‌سازی مقاوم به منظور بررسی تغییرات معیار عملکرد در مواجهه با عدم قطعیت بهره برد.

تحقیقات انجام شده در حوزه کنترل وضعیت ماهواره با لحاظ کردن عدم قطعیت را می‌توان به چند بخش تقسیم نمود. بخش نخست، تحقیقاتی است که تنها به بررسی مقدار تأثیر نامعینی‌ها در عملکرد کنترل وضعیت با روش مونت کارلو اقدام نموده‌اند [۱۳-۱۱]. بخش دوم، طراحی سیستم کنترل وضعیت به بهره‌گیری از روش‌های کنترل مقاوم است که به عنوان نمونه می‌توان به مراجع اشاره نمود [۱۶-۱۴]. بخش آخر، رویکرد بهینه‌سازی مقاوم است که تلاش می‌کند در خلال فرآیند بهینه‌سازی، مقادیر تنظیمی از متغیرهایی را بدست دهد که در نهایت توابع هدف را در برابر نامعینی‌ها مقاوم نمایند. در این زمینه می‌توان به مرجع [۱۷] و مراجع [۲۰ و ۲۱] اشاره نمود. در مراجع مذکور روش بهینه‌سازی مقاوم برای کنترل دو وضعیتی (روشن-خاموش) ماهواره مورد استفاده قرار گرفته است. مقدار متوسط و انحراف معیار مصرف سوخت به عنوان دو تابع هدف مسئله بهینه‌سازی انتخاب شده است. الگوریتم

بهینه‌سازی ژنتیک برای دو معیار مذکور با فرض عدم قطعیت‌ها انجام شده است.

در این مقاله برای تعیین ضرایب کنترل کننده PID کلاسیک و کنترل کننده بهبودیافته در یک ماهواره صلب تک‌محوره با عملگر چرخ عکس‌عملی از روش بهینه‌سازی مبتنی بر الگوریتم تکاملی استفاده شده است. در این روش سعی شده تا معیار عملکرد کنترلی کمترین تغییرات در مواجهه با نامعینی‌ها و اغتشاشات را داشته باشد. مزیت استفاده از روش کنترل کننده بهبودیافته در افزایش دقت نشانه‌روی به دلیل خروج از حالت اشباع و جمع‌شوندگی کنترل کننده است. علاوه بر این افزایش قوام کنترلی در مواجهه با عدم قطعیت‌ها و اغتشاش نیز از دیگر مزیت‌های این روش کنترلی است. همچنین به دلیل مزایای چرخ عکس‌عملی در کنترل وضعیت ماهواره از این عملگر استفاده شده است.

در این راستا ابتدا مسئله کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌عملی مدل‌سازی شده و روابط ریاضی و معادلات دیفرانسیلی بیان می‌شود. در ادامه دیاگرام بلوکی این سیستم کنترل حل عددی و شبیه‌سازی شده و تحلیل پاسخ‌های زمانی و چرخه حدی انجام می‌شود. شرایط بهینه‌سازی دو کنترل کننده، مدل‌سازی عدم قطعیت در بخش سوم این مقاله ارائه می‌شود. در انتها مقایسه نتایج بدست آمده از دو روش بهینه‌سازی مورد بحث و بررسی قرار گرفته است.

کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌عملی

کنترل وضعیت ماهواره به وسیله چرخ عکس‌عملی یکی از متداول‌ترین روش‌ها در کنترل ماهواره‌هاست. این عملگر بدون وابستگی به میدان مغناطیسی زمین، توانایی تولید مومنتوم زاویه‌ای پیوسته دارد؛ اگر چه که اشباع سرعت یکی از ملاحظات عملی آن‌هاست. از نظر ساختاری چرخ عکس‌عملی از یک صفحه دوار، موتور الکتریکی بدون جاروبک^{۱۵} و برد الکترونیکی کنترلی تشکیل شده است. با شتاب گرفتن الکتروموتور، مومنتوم زاویه‌ای و گشتاور ایجاد می‌شود. رابطه ریاضی تولید مومنتوم زاویه‌ای و گشتاور چرخ مطابق زیر است [۲۰].

$$M = I\alpha \text{ (N.m)} \quad (۱)$$

$$H = I\omega \text{ (r.m.v)} \quad (۲)$$

که در این رابطه M گشتاور تولیدی چرخ، α شتاب زاویه‌ای، ω سرعت زاویه‌ای، I ممان اینرسی چرخ و H مومنتوم زاویه‌ای چرخ عکس‌عملی است. در تحقیقات علمی، متناسب با ملاحظات مسئله و دقت مورد نظر، چرخ عکس‌عملی با مدل‌سازی‌های مختلفی از جمله مدل دینامیکی مرتبه دوم، مدل دینامیکی مرتبه اول، بهره ساده و یا مدل ایده‌آل در نظر گرفته شده است [۲۰ و ۲۱]. در اینجا از یک مدل دینامیکی مرتبه اول و یک محدودکننده حداکثر گشتاور (تابع اشباع) به دلیل در نظر گرفتن ملاحظات عملی، استفاده شده است.

کنترل وضعیت ماهواره با کنترل کننده PID

بلوک دیاگرام کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره صلب با عملگر چرخ عکس‌عملی و کنترل کننده PI-D در شکل ۱ ترسیم شده است. قابل ذکر است به دلیل وجود بلوک اشباع، سیستم کنترل مذکور عملاً غیرخطی است. در این بلوک دیاگرام دو فیدبک زاویه و سرعت زاویه‌ای وجود دارد که معمولاً در تعیین وضعیت ماهواره، داده وضعیت از تخمینگر یا فیلتر حاصل شده و سرعت زاویه‌ای از ژایروی^{۱۶} بدست می‌آید بنابراین کنترل PI-D بوده و اثر نامطلوب عامل مشتقی در لحاظ اولیه پاسخ گذرا حذف می‌شود.

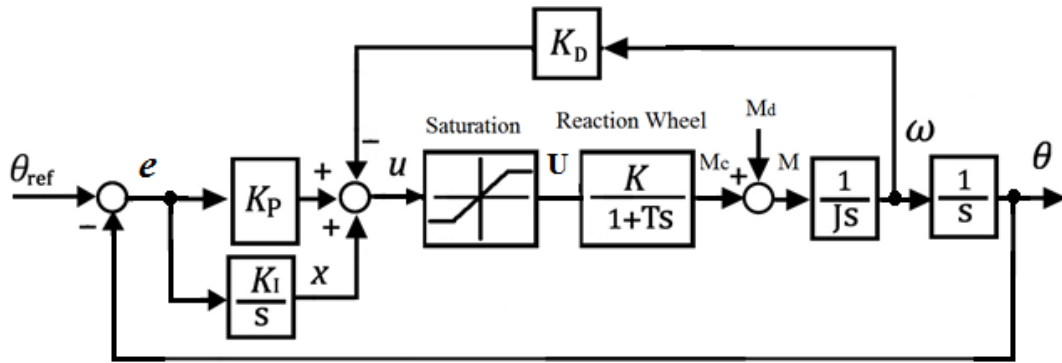
در دیاگرام کنترلی شکل ۱، T ثابت زمانی چرخ عکس‌عملی، K ضریب بهره چرخ، ω سرعت زاویه‌ای، θ_{ref} زاویه مطلوب ورودی، θ زاویه ماهواره، K_P بهره تناسبی، K_I بهره انتگرالی، K_D بهره مشتقی، e سیگنال خطا، u سیگنال خروجی کنترل، U سیگنال کنترلی محدود شده، U_{max} و U_{min} حد بالا و پایین حداکثر گشتاور، M_c گشتاور تولیدی کنترلی، M_d گشتاور اغتشاش خارجی، M گشتاور اعمالی به دینامیک ماهواره و J ممان اینرسی ماهواره است. روابط ریاضی دیاگرام کنترلی بصورت زیر است.

$$e(t) = \theta_{ref} - \theta \quad (۳)$$

$$u(t) = K_P e(t) - K_D \omega + K_I \int e(t) dt \quad (۴)$$

$$M = M_c + M_d \quad (۵)$$

$$U = \begin{cases} U_{max} & \text{for } u > U_{max} \\ u & \text{for } U_{min} \leq u \leq U_{max} \\ U_{min} & \text{for } u < U_{min} \end{cases} \quad (۶)$$



شکل ۱- دیاگرام بلوکی کنترل وضعیت تک محوره ماهواره با کنترل کننده PI-D و مدل چرخ عکس‌العملی

ریاضی بلوک دیاگرام کنترلی شکل ۲، همان روابط ۳ تا ۱۰ بوده و فقط رابطه ۱۱ به دلیل بازخورد اصلاحی بصورت زیر تغییر می‌کند.

$$\dot{X} = K_I(e - L(u - U)) \quad (11)$$

قابل ذکر است که معادلات، روابط ریاضی و نتایج مقایسه‌ای کنترل کننده PID بهبودیافته با روش‌های مذکور در مراجع [۱۲] بررسی شده است.

شبیه‌سازی کنترل وضعیت

بلوک دیاگرام کنترل وضعیت شکل‌های ۱ و ۲ در نرم‌افزار متلب و به ازای مقادیر عدد مندرج در جدول ۱، مدل‌سازی شده و معادلات دیفرانسیل آن با روش اویلر^{۱۷} حل عددی شده است. شبیه‌سازی با گام زمانی ۰/۰۰۵ ثانیه و در حضور اغتشاش خارجی و به ازای مدت زمان نهایی ۲۰۰ ثانیه انجام شده است.

جدول ۱- مقادیر عددی در شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار عددی
θ_{ref}	۲۵ درجه
M_d	$0.1 + 0.1 \sin(0.1t)$
J	۱۰ کیلوگرم بر مترمربع
K	۱
h	۰/۰۰۵ ثانیه
U_{sat}	۰/۱ نیوتن‌متر
T	۰/۲ ثانیه
$\theta(0)$	۰
$\omega(0)$	۰

همچنین معادلات دیفرانسیلی حالت سیستم کنترل مذکور بصورت زیر استخراج شده است.

$$\dot{\theta} = \omega \quad (7)$$

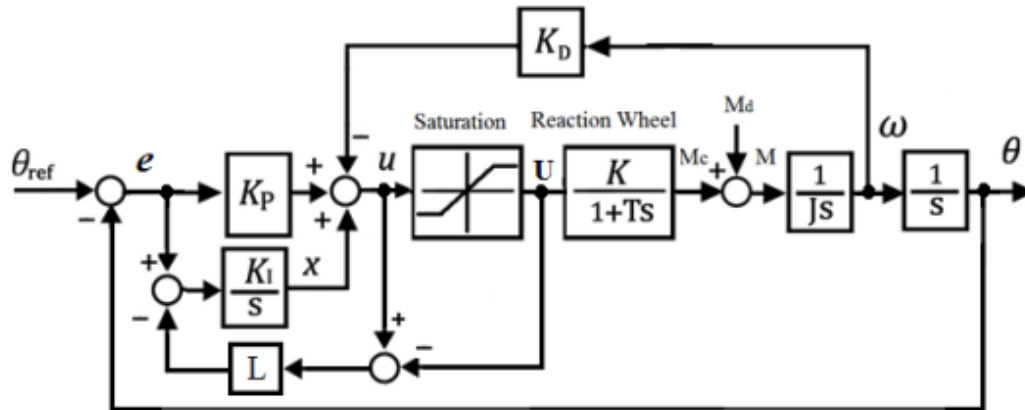
$$\dot{\omega} = \frac{M}{J} \quad (8)$$

$$\dot{M}_c = \frac{KU - M_c}{T} \quad (9)$$

$$\dot{X} = K_I e \quad (10)$$

کنترل وضعیت با کنترل کننده PI-D بهبودیافته

یکی از پدیده‌های رایج در کنترل کننده PID، جمع‌شوندگی و اشباع عملگر است که می‌تواند باعث افت عملکرد، افزایش فعالیت عملگر، مصرف انرژی بیشتر و کاهش طول عمر شود [۶]. به منظور جلوگیری از اشباع عملگر و رفع جمع‌شوندگی نیاز به تغییر و اصلاح کنترل کننده PID است که بدین منظور روش‌ها و الگوریتم‌هایی مدون شده که از آن جمله می‌توان به روش‌های محاسبه بازگشتی، مشاهده‌گر و انتگرال-گیر شرطی اشاره کرد [۶ و ۷]. بر اساس روش مشاهده‌گر، بلوک دیاگرام کنترل کننده PID بهبودیافته برای یک ماهواره صلب تک‌محوره با عملگر چرخ عکس‌العملی در شکل ۲ ارائه شده است. در این شکل از ورودی و خروجی محدود کننده اشباع عملگر بازخورد گرفته شده و با یک ضریب (L) به سیگنال خطا اعمال شده است. بنابراین برای اصلاح الگوریتم کنترلی و رفع اشباع دائم، تفاضل سیگنال کنترلی، قبل و بعد از محدود‌ساز، بازخورد شده است. سیگنال بازخورد با یک بهره مشخص به بخش انتگرالی کنترل کننده منتقل شده و با کاهش سیگنال کنترلی خطای تخمین مشاهده‌گر، بروزرسانی شده و کنترل کننده از اشباع خارج می‌شود. معادلات حالت و روابط



شکل ۲- کنترل وضعیت تک محوره ماهواره صلب با چرخ عکس العملی و کنترلر PI-D بهبود یافته با روش مشاهده گر

بهینه سازی کنترل وضعیت ماهواره

تنظیم ضرایب کنترلی باید بر اساس یک معیار عملکرد مشخص انجام شود. با توجه به وجود بلوک اشباع و غیرخطی بودن سیستم کنترل، عملاً از روش های خطی برای تنظیم ضرایب نمی توان استفاده نمود. لذا برای تنظیم بهره ها با تعیین معیار عملکرد مشخص، از روش بهینه سازی مبتنی بر الگوریتم تکاملی ژنتیک استفاده شده است. ضرایب کنترلی به عنوان متغیرهای مسئله بهینه سازی و مجموع میانگین مطلق خطای نشانده روی ماهواره به عنوان معیار عملکرد مسئله بهینه سازی انتخاب شده است. روابط مسئله بهینه سازی بصورت زیر تعریف شده است.

در این رابطه چنانچه ناپایداری ایجاد شود، یعنی مقدار خطا بیشتر از مقدار مشخصی شود (در اینجا ۵۰ درجه لحاظ شده)، مقدار پنالتی یک عدد بزرگ (در اینجا عدد ۱۰۰۰۰ لحاظ شده) می شود در غیر اینصورت مقدار عددی پنالتی صفر خواهد بود.

ضرایب کنترلی بدست آمده از فرآیند بهینه سازی دو سیستم کنترلی شکل های ۱ و ۲، در جدول ۱ ذکر شده است. قابل ذکر است که تمام شرایط بهینه سازی به ویژه شرایط توقف دو سیستم کنترل کاملاً یکسان بوده و بهینه سازی توسط الگوریتم ژنتیک انجام شده است.

جدول ۲- مقادیر عددی در شبیه سازی

L	K _I	K _D	K _P	نوع کنترل کننده
-	۰/۰۱	۱۹۹	۵۰/۳۸	کلاسیک
۱۳/۴۹	۱۴/۸۳	۳۳/۷۹	۶۲/۳۱	بهبود یافته

$$\text{Find } (K_P, K_D, K_I, L) \quad (12)$$

$$\text{Minimizing } [PI] \quad (13)$$

$$PI = \text{Penalty} + \text{Mean} \sum |\theta_{ref} - \theta| \quad (14)$$

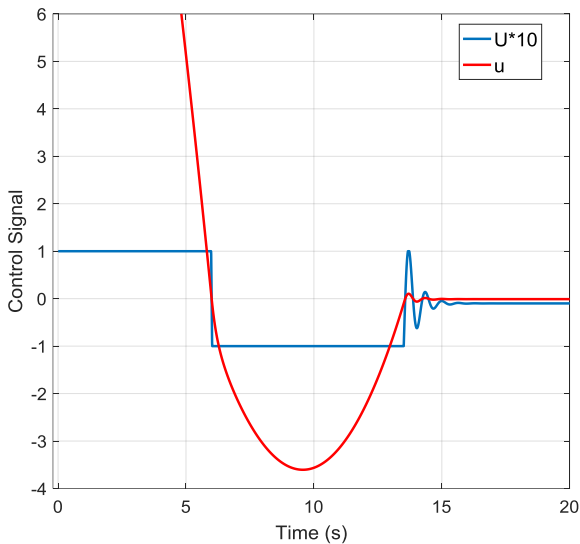
$$\text{Parameters } (J, M_d, K, T) \quad (15)$$

بحث و نتایج

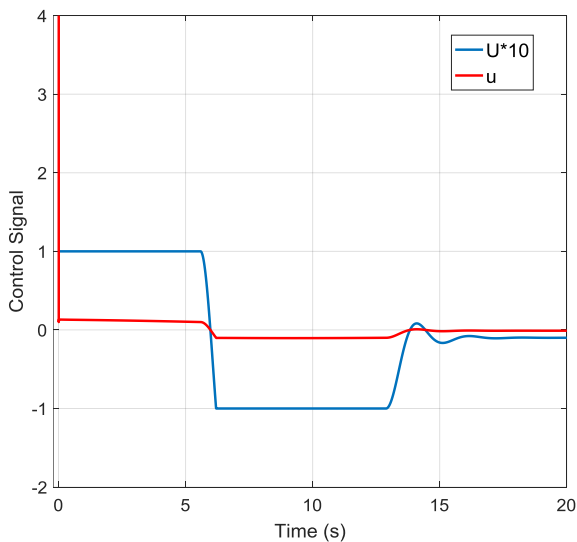
با قراردادن ضرایب کنترلی بدست آمده در سیستم کنترل وضعیت ماهواره، نتایج برای مقایسه و ارزیابی عملکرد دو کنترل کننده بطور همزمان و به ازای شرایط یکسان استخراج شده است. در شکل ۳ زاویه و سرعت زاویه ای دو نوع کنترلگر بطور توأمان در مدت زمان ۱۰۰ ثانیه و در حضور اغتشاش خارجی به ازای شرایط مذکور در جدول ۱ ترسیم شده است. در این شکل تفاوت چندانی بین پاسخ پله دو کنترلگر وجود ندارد. مشاهده می شود که هر دو کنترل کننده پاسخ پله مناسبی تقریباً بدون فرارجهش و خطای مانای نزدیک به صفر و

که در آن K_P, K_D, K_I, L متغیرهای مسئله بهینه سازی، PI تابع هدف و J, M_d, K, T پارامترهای مسئله بهینه سازی هستند. قید با روش تابع پنالتی (Penalty) به معیار عملکرد اعمال شده است. به عبارتی در صورت نقض قید، یک عدد بسیار بزرگ به معیار عملکرد اضافه شده و تابع هدف بهینه سازی بسیار بزرگ شده و روند بهینه سازی به سمت برآورده شدن قید پیش می رود. رابطه تابع پنالتی بصورت رابطه زیر است.

$$\text{If } |\theta_{ref} - \theta|_i > 50 \quad \text{Penalty}_i = 10000 \quad (16) \\ \text{else} \quad \text{Penalty}_i = 0$$



شکل ۴- سیگنال کنترلی قبل و بعد از محدودکننده در کنترل کننده PI-D



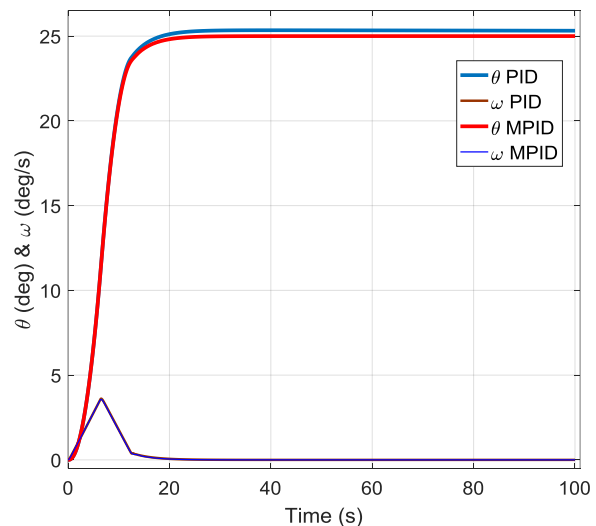
شکل ۵- سیگنال کنترلی قبل و بعد از محدودکننده در کنترل کننده PI-D بهبودیافته

با توجه به عنصر غیرخطی تابع اشباع، در نمودار صفحه فاز نهایتاً چرخه حدی^{۱۸} بوجود آمده است. چرخه حدی در دو شکل مذکور بزرگنمایی شده است. با مقایسه دو شکل ۶ و ۷ مشخص است که کنترل کننده PI-D بهبودیافته، عملکرد چرخه حدی مناسبتری نسبت به کنترل کننده PI-D کلاسیک داشته است بطوری که دامنه چرخه حدی در آن کمتر بوده و پاسخ از دقت بالاتری برخوردار است.

با سرعت زاویه‌ای کم ارائه نموده‌اند. قابل ذکر است که یکی از محدودیت‌های کنترل وضعیت ماهواره، عدم ایجاد سرعت زاویه‌ای زیاد در مانور وضعیت است لذا ترسیم همزمان نمودار سرعت زاویه‌ای در مانور وضعیت اهمیت دارد، چنانکه در شکل ۳ ملاحظه می‌شود، در طی مانور وضعیت، سرعت زاویه‌ای حداکثر به مقدار ۴ درجه بر ثانیه رسیده است.

به منظور مقایسه بهتر دو کنترل کننده از نظر اشباع عملگر و جمع شونده‌گی، سیگنال کنترلی (U, u) قبل و بعد از محدودساز در دو شکل ۴ و ۵، به ترتیب برای کنترلر PI-D کلاسیک و بهبودیافته، ترسیم شده است. در کنترل کننده PI-D بهبودیافته، رفع جمع شونده‌گی سیگنال کنترلی اتفاق افتاده و در شکل ۵ به خوبی مشهود است، بطوری که به محض اشباع سیگنال کنترلی، سیگنال بازخورد مشاهده‌گر فعال شده و با کاهش دادن سیگنال کنترلی آن را از حالت اشباع خارج می‌کند. در دو شکل ۴ و ۵ به منظور نمایش بهتر، سیگنال کنترلی بعد از محدودساز ۱۰ برابر بزرگنمایی شده است.

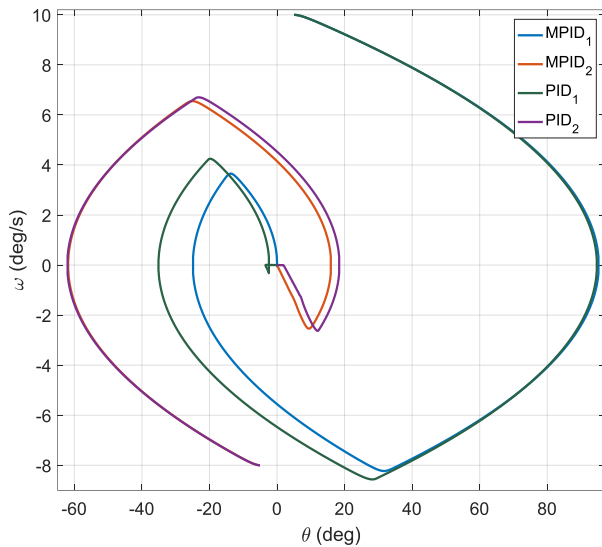
همچنین به منظور مقایسه دو سیستم کنترل مذکور، نمودار صفحه فاز (سرعت زاویه‌ای بر حسب زاویه) در دو شکل ۶ و ۷ به ازای شرایط مذکور جدول ۱، ترسیم شده است. در اینجا مدت زمان اجرای برنامه ۱۰۰۰ ثانیه لحاظ شده و اغتشاش خارجی نیز اعمال شده است.



شکل ۳- پاسخ پله وضعیت کنترل کننده PI-D کلاسیک و بهبودیافته

جدول ۳- شرایط اولیه مختلف زاویه و سرعت زاویه‌ای

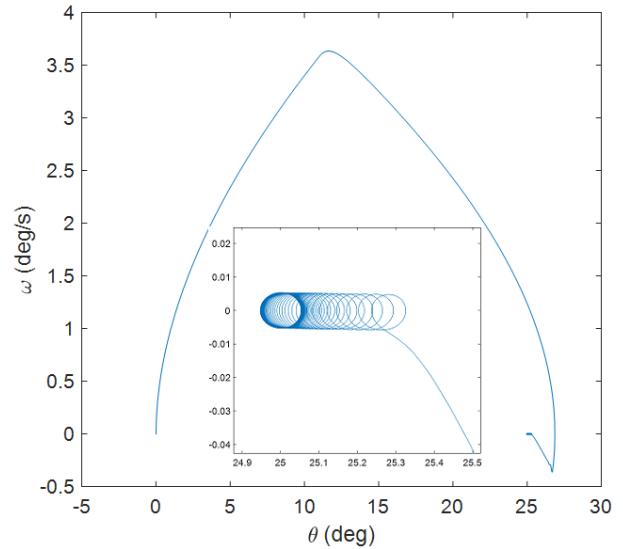
شرایط	پارامتر	مقدار عددی
۱	$\theta(0)$	+۵
	$\omega(0)$	+۱۰
۲	$\theta(0)$	-۵
	$\omega(0)$	-۸



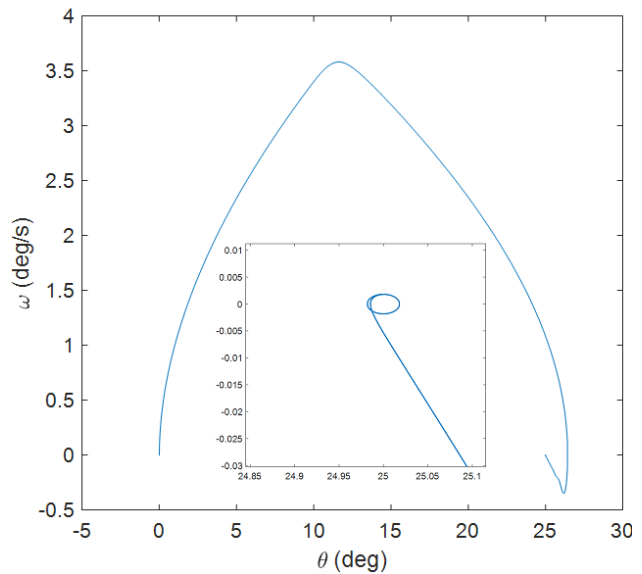
شکل ۸- نمودار صفحه فاز به ازای شرایط اولیه مختلف

در ادامه برای بررسی دقیق‌تر عملکرد دو کنترل کننده PI-D کلاسیک و بهبودیافته، معیار عملکرد (میانگین مطلق خطای نشان‌روی وضعیت ماهواره) بر حسب پارامترهای مختلف سیستم کنترل مطالعه شده است. در شکل ۹ معیار عملکرد بر حسب زوایای ورودی مختلف و برای دو کنترل کننده مذکور ترسیم شده است. مطابق شکل با افزایش دامنه مانور وضعیت، میزان خطای نشان‌روی افزایش داشته است البته مقدار خطای کنترل کننده PI-D بهبودیافته نسبت به کنترل کننده PI-D کلاسیک کوچکتر است.

اغتشاش از جمله عوامل تاثیرگذار بر عملکرد سیستم کنترل وضعیت ماهواره است. برای بررسی اثر اغتشاش نمودار معیار عملکرد بر حسب اندازه و فرکانس اغتشاشات به ترتیب در دو شکل ۱۰ و ۱۱ ترسیم شده است. در شکل ۱۰، به ازای اغتشاش با دامنه مثبت و منفی، نمودار معیار عملکرد برای دو کنترل کننده ارائه شده است. مطابق نمودار در حوالی اغتشاش 0.1 نیوتن متر (اغتشاش اعمال شده در بهینه‌سازی) خطا کمترین مقدار را دارد. همچنین به ازای افزایش مثبت یا منفی

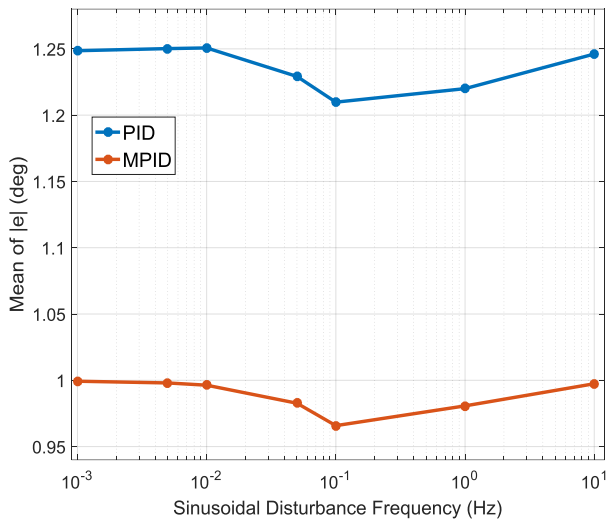


شکل ۶- نمودار صفحه فاز و چرخه حدی در کنترل PI-D کلاسیک



شکل ۷- نمودار صفحه فاز و چرخه حدی در کنترل PI-D بهبودیافته

در شکل ۸، نمودار صفحه فاز به ازای چند شرایط اولیه مختلف که در جدول ۳ لیست شده، ترسیم شده است تا نمودار صفحه فاز و عملکرد دو سیستم کنترل به ازای چند حالت مختلف نیز بررسی شده باشد. مشاهده می‌شود که اگر چه عملکرد دو کنترل کننده نزدیک بوده است اما کنترل کننده بهبودیافته خطای ماندگار کمتری داشته و از دقت بیشتری برخوردار است. ضرایب هر دو کنترل کننده به ازای شرایط یکسان با استفاده از روش بهینه‌سازی مبتنی بر الگوریتم ژنتیک بدست آمده و نتایج در جدول ۳ لیست شده است.

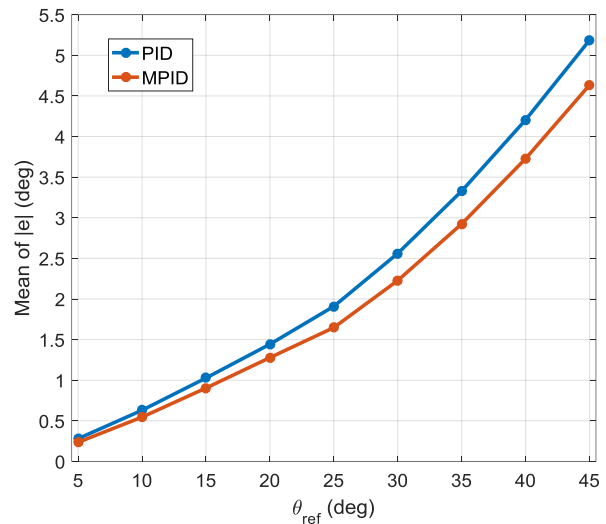


شکل ۱۱- معیار عملکرد بر حسب فرکانس اغتشاش در کنترل کننده PI-D کلاسیک و بهبود یافته

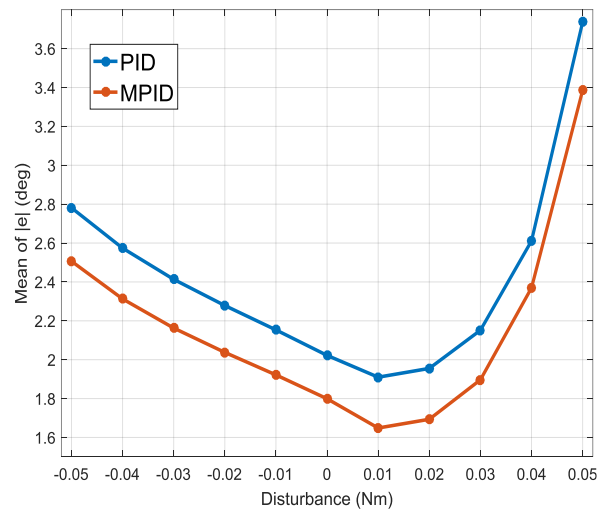
به دلیل تاثیر زیاد عدم قطعیت بر عملکرد کنترلی، لازم است معیار عملکرد بر حسب عدم قطعیت پارامتری ترسیم شود. ممان اینرسی ماهواره معمولاً با عدم قطعیت همراه است. کنترل وضعیت در مواجهه با این عدم قطعیت نباید کاهش عملکرد زیادی داشته باشد. در شکل ۱۲، معیار عملکرد بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی برای دو کنترل کننده مذکور ترسیم شده است. مطابق نمودار، با افزایش پارامتر ممان اینرسی خطای وضعیت افزایش یافته است. در این شکل نیز عملکرد کنترل کننده بهبود یافته بهتر از کنترل کننده کلاسیک است.

مدل چرخ عکس‌العملی نیز با عدم قطعیت همراه است. در شکل ۱۳ نمودار معیار عملکرد بر حسب عدم قطعیت ثابت زمانی مدل چرخ عکس‌العملی برای دو کنترل کننده مذکور ترسیم شده است. مطابق شکل با افزایش ثابت زمانی عملگر، خطای نشانه‌روی افزایش یافته است. از نظر پیاده‌سازی تجربی، سیستم‌های کنترل به ویژه عملگرها دارای محدودیت‌های عملی هستند. چرخ‌های عکس‌العملی محدودیت حداکثر گشتاور تولیدی دارند. به عنوان نمونه چرخ مدل RW250 محدودیت حداکثر گشتاور ۰/۱ نیوتن‌متر دارد.

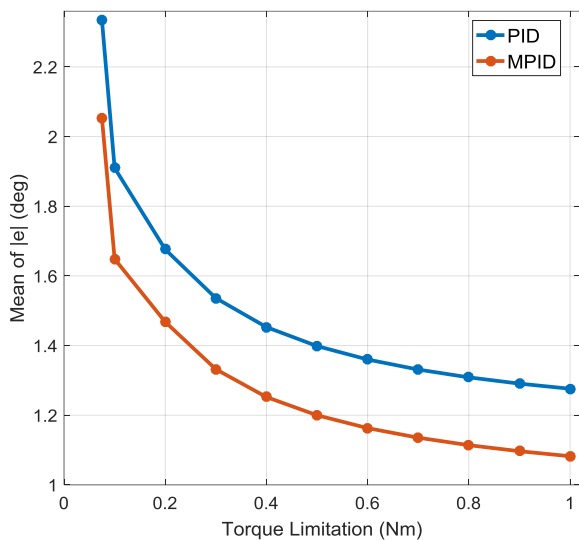
اندازه اغتشاشات، مقدار خطا افزایش داشته اگرچه که عموماً کنترل کننده بهبود یافته دقت بهتری نسبت به کنترل کننده کلاسیک دارد. در شکل ۱۱، محور افقی فرکانس اغتشاشات سینوسی بین ۰/۰۱ تا ۱۰ هرتز و بصورت لگاریتمی ترسیم شده است. با تغییر فرکانس اغتشاشات، نمودار معیار عملکرد تغییرات اندکی داشته است.



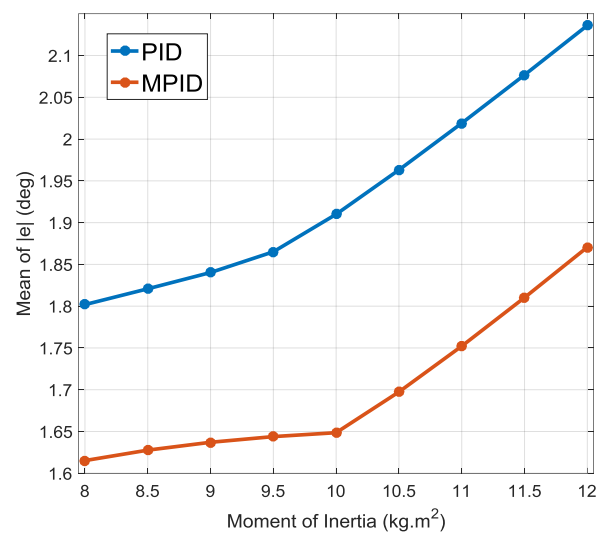
شکل ۹- معیار عملکرد بر حسب زاویه ورودی در کنترل کننده PI-D کلاسیک و بهبود یافته



شکل ۱۰- معیار عملکرد بر حسب دامنه اغتشاش در کنترل کننده PI-D کلاسیک و بهبود یافته



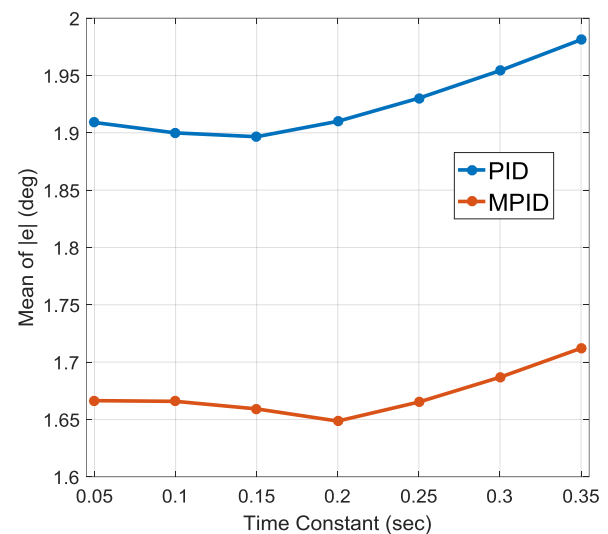
شکل ۱۴- معیار عملکرد بر حسب محدودیت عملی گشتاور حداکثر چرخ در کنترل کننده PI-D کلاسیک و بهبودیافته



شکل ۱۲- معیار عملکرد بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی در کنترل کننده PI-D کلاسیک و بهبودیافته

نتیجه گیری

در این مقاله کنترل وضعیت یک ماهواره صلب با عملکرد چرخ عکس‌العملی در حضور اغتشاش و با فرض عدم قطعیت مطالعه شد. در این راستا یک کنترل کننده PI-D بهبودیافته به روش مشاهده‌گر به منظور رفع جمع شونده‌گی و رفع اشباع سیگنال کنترلی استفاده شد. جهت مقایسه عملکرد کنترل کننده بهبودیافته، یک کنترل کننده PI-D کلاسیک نیز بطور همزمان و شرایط یکسان مورد مطالعه قرار گرفت. ضرایب کنترلی هر دو کنترل کننده با روش بهینه‌سازی ژنتیک و به ازای شرایط دقیقاً یکسان، استخراج شد تا مقایسه منصفانه‌ای بین دو کنترل کننده انجام شود. میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت به عنوان تابع هدف بهینه‌سازی و نیز به عنوان معیار عملکرد مقایسه در دو سیستم کنترل مذکور انتخاب شد. ناپایداری وضعیت به عنوان قید و با روش تابع پنالتی به مسئله بهینه‌سازی اضافه شد. نمودارهای معیار عملکرد بر حسب دامنه و فرکانس اغتشاشات خارجی، عدم قطعیت‌های ممان اینرسی، ثابت زمانی مدل مرتبه اول عملگر، زاویه ورودی، محدودساز حداکثر گشتاور ترسیم شد. علاوه بر این نمودار صفحه فاز و چرخه حدی نیز برای تحلیل نوسان‌های نهایی پاسخ استخراج شد. نتایج بدست آمده نشان‌دهنده عملکرد مناسب‌تر سیستم کنترل وضعیت ماهواره با کنترل کننده PI-D بهبودیافته نسبت به کنترل کننده کلاسیک بوده



شکل ۱۳- معیار عملکرد بر حسب عدم قطعیت ثابت زمانی چرخ در کنترل کننده PI-D کلاسیک و بهبودیافته

در شکل ۱۴ معیار عملکرد بر حسب محدودیت حداکثر گشتاور چرخ عکس‌العملی به ازای دو کنترل کننده مذکور ترسیم شده است. مطابق انتظار با کاهش محدودیت گشتاور، میزان خطای نشانه‌روی نیز کاهش یافته است. قابل ذکر است که محدودیت حداکثر گشتاور در مانورهای بزرگ و سریع ایجاد می‌شود.

techniques for PID controllers." IEEE Control systems magazine 16, no. 4: 48-57, 1996.

- [9] Tisa, P., & Paul, V., "Performance analysis of control algorithm for FalconSat-3, the 16th AAS", In AIAA Space Flight Mechanics Conference. 2006.
- [10] Balochian, S., & Asaee, A., "Controlling the micro satellite with adaptive and PID controllers and their function comparison", Advances in Mechanical Engineering and its Applications (AMEA) 1, no. 3: 54-63, 2012.
- [11] Snider, R. E., "Attitude control of a satellite simulator using reaction wheels and a PID controller", Master Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics of Air University, Ohio, USA, 2010.
- [12] Moghadaszadeh, S., & Jalali-Naini, S. H., "Attitude control of a rigid satellite with pulse-width pulse-frequency modulation using modified PID controllers", In The 15 the Iranian Aerospace Society Conference, pp. 1-3, 2016. (in persian)
- [13] Moghadaszadeh Bazaz, S., Bohlouri, V., & Jalali Naini, S. H., "Attitude control of a rigid satellite with pulse-width pulse-frequency modulation using observer-based modified PID controller", Modares Mechanical Engineering, Vol. 16, No. 8, pp. 139-148, 2016. (in persian)
- [14] Bohlouri, V., Khodamoradi, Z., & Jalali-Naini, S. H., "Spacecraft attitude control using model-based disturbance feedback control strategy", Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, Vol. 40, No. 12, pp.1-18, 2018.
- [15] Bohlouri, V., & Jalali-Naini, S. H., "Application of reliability-based robust optimization in spacecraft attitude control with PMPF modulator under uncertainties". Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, Vol. 41, No. 10, pp.1-15, 2019.
- [16] Johnson, M. A., & Moradi, M. H., "PID control, new identification and design methods", Springer. 2005.
- [17] Shinskey, F. G. "Process control system: Application, design and tuning", Fourth Edition, McGraw-Hill, USA, 1996.

است. در نمودارهای استخراج شده عموماً میزان خطای نشانه روی کنترل کننده PI-D بهبودیافته کمتر از کنترل کننده کلاسیک است.

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Attitude Determination and Control System
- ۲ Pointing
- ۳ Proportional-Integral-Derivative (PID)
- ۴ Windup
- ۵ Actuator Saturation
- ۶ Conditional Integration
- ۷ Back-Calculation
- ۸ Proportional Band
- ۹ Observer Approach
- ۱۰ Conditioning Technique
- ۱۱ Genetic Algorithm
- ۱۲ Uncertainty
- ۱۳ Deterministic Optimization
- ۱۴ Robust Optimization
- ۱۵ Brushless
- ۱۶ Rate Gyro
- ۱۷ Euler
- ۱۸ Limit Cycle

منابع و مراجع

- [1] Ley, W., Wittmann, K., & Allmann, W, eds. "Handbook of space technology". Vol. 22. John Wiley & Sons, 2009.
- [2] Wertz, J. R., "Spacecraft attitude determination and control", Vol. 73. Springer Science & Business Media, 2012.
- [3] Sidi, M. J. "Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach". Vol. 7. Cambridge university press, 1997.
- [4] Bryson, A. E., "Control of spacecraft and aircraft". Vol. 41. Princeton, New Jersey: Princeton university press, 1993.
- [5] Rundqwist, L. "Anti-reset windup for PID controllers", IFAC Proceedings Volumes 23, no. 8: 453-458, 1990.
- [6] Amstrom, K. J., & Tore, H. "PID controllers: Theory, design and tuning", In Instrument Society of America, Research Triangle Park, NC, 1995.
- [7] Astrom, K. J., & Lars, R., "Integrator windup and how to avoid it", In 1989 American Control Conference, pp. 1693-1698. IEEE, 1989.
- [8] Peng, Y., Damir, V., & Raymond, H. "Anti-windup, bumpless, and conditioned transfer

- [20] Bolandi, H., Fanisaberi, F., & Eslami, A., "Design of an attitude controller for large-angle maneuvers of a satellite considering of reaction wheels' constraints with high fidelity model", Aerospace Knowledge and Technology Journal, Vol. 1, No.1, pp.20-30, 2013. (in persian)
- [21] Bohlouri, V., Kaviri, S., Taghinezhad, M., Meibody, M., & Seyedzamani, S., "Modeling and system identification of a reaction wheel with experimental data", Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 11, pp. 437-446, 2018. (in persian)
- [18] Nobahari, H., Bandikonari, H., Darabi, D., & Novinzadeh, A., "Optimization of a reaction jet attitude control system using multi-objective adaptive real coded memetic algorithm", Journal of Aeronautical Engineering, Vol. 13, No. 1, pp. 1-22, 2011. (in persian)
- [19] Hesamipour, H., & Nasrollahi, S., "Design of constrained predictive controller by considering communication delay for quadrotor and optimal adjustment of controller parameters", Journal of Aeronautical Engineering, Vol. 22, No. 2, pp. 133-145, 2020. (in persian)