

تحلیل عملکرد کنترل وضعیت ماهواره در معرض نویز با روش‌های بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان

وحید بهلوری^{۱*}، حمیده سادات سیدحسینی^۲

۱- استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

۲- کارشناسی ارشد، گروه مهندسی کامپیوتر، دانشگاه فنی و حرفه‌ای، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله، از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان برای کاهش اثر نویز حسگر بر عملکرد سیستم کنترل وضعیت فضاپیما با عملگرهای چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. مقدار میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت ماهواره به عنوان معیار عملکرد اصلی کنترلی انتخاب شده است. الگوریتم بهینه‌ساز مبتنی بر روش ژنتیک و مبتنی بر تکرارهای متوالی مونت کارلو برای لحاظ کردن اثر نویز و بدست آوردن ضرایب کنترلی می‌باشد. از دینامیک مرتبه اول برای مدل‌سازی چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر اصلی کنترلی با لحاظ کردن محدودیت‌های عملی حداکثر گشتاور تولیدی استفاده شده و از یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PI-D) اصلاح‌شده با روش مشاهده‌گر برای کنترل ماهواره استفاده شده است. سیگنال نویز سفید گوسی پس از عبور از یک فیلتر مرتبه اول به سیگنال‌های مسیر بازخورد زاویه و سرعت زاویه‌ای اضافه شده و به مدار کنترلی اعمال می‌شود. به منظور مقایسه منصفانه نتایج، ضرایب کنترلی به ازای شرایط شبیه‌سازی یکسان، برای دو رویکرد بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان بدست آمده و معیار عملکرد بر حسب تابع چگالی طیفی توان نویز به ازای دو رویکرد بهینه‌سازی بررسی شده است. نتایج مقایسه‌ای نشان می‌دهند، سیستم کنترلی که با روش بهینه‌سازی مقاوم و قابلیت اطمینان تنظیم شده، معیار عملکرد آن در مواجهه با نویز مقاوم‌تر بوده و عدد قابلیت اطمینان عملکرد آن بزرگتر از نتایج حاصل از بهینه‌سازی قطعی است. نتایج نشانگر ارجحیت استفاده از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان برای سیستم کنترل در معرض نویز است.

واژه‌های کلیدی

کنترل وضعیت ماهواره، نویز حسگر، بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان، چرخ عکس‌العملی، کنترل PID

Improving the performance of satellite attitude control with a reaction wheel actuator and considering sensor noise

Vahid Bohlouri^{1*}, Hamideh Sadat Seyed Hosseini²

1- Department of Electrical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

2- Department of Computer Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

Abstract

In this paper, the robust optimization method has been used to reduce the effect of sensor noise on the performance of the satellite attitude control system with a reaction wheel actuator. In this regard, the absolute pointing error on the satellite attitude has been chosen as the main control performance criterion. The optimization algorithm based on the genetic algorithm and the Monte Carlo method of successive iterations have been used to include the effect of noise and obtain the control coefficients. A modified proportional-integral-derivative (PI-D) controller with the observer method has been utilized to control the spacecraft. White Gaussian noise is added to angular velocity and angular feedback through a low-pass filter. To compare the results fairly, the control coefficients for the same simulation conditions have been obtained for two approaches; robust optimization and deterministic optimization. The performance criterion in terms of the noise power spectral density function has been investigated for two optimization approaches. The comparative results show that the tuned control system by the robust optimization method, its performance criterion is more robust in the face of noise and has less changes, while the performance criterion of the deterministic optimization method has more changes in noisy condition.

Keywords

Satellite attitude control, Sensor noise, Robust optimization, Reaction wheel, Modified PID.

۱-مقدمه

فضاپیماها نقش به‌سزایی در رفع نیازها و توسعه فناوری‌های روز دنیا دارند، بطوری که سرویس‌های مختلف مخابراتی، ناوبری^۱، سنجشی^۲، تصویربرداری و اکتشافات فضایی را انجام می‌دهند [۱]. در میان اجزاء و زیرسیستم‌های یک فضاپیما بخش تعیین و کنترل وضعیت^۳ وظیفه انجام مانورهای وضعیت، کنترل و مستهلک‌سازی^۴ سرعت زاویه‌ای، پایدارسازی و تعیین وضعیت را بر عهده دارد [۲، ۳]. عملگر رانشگر^۵ مبتنی بر نیروی عکس‌العمل یا خروج گاز پرفشار، چرخ عکس‌العملی مبتنی بر اثر ژيروسکوپی و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی مبتنی بر نیروی مغناطیسی، سه عملگر عمده کنترلی هستند که بطور مجزا یا ترکیبی در سیستم کنترل وضعیت فضاپیما استفاده شده تا مانور وضعیت انجام شود [۴].

کنترل تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PID)، به دلیل سابقه زیاد، راحتی استفاده و پیاده‌سازی آسان و عملکرد مناسب اهمیت زیادی در صنعت داشته است. این مزیت‌ها سبب ارجحیت استفاده از این کنترلرها بوده و استفاده از آن‌ها اکنون نیز متداول است. یکی از معایب کنترلرهای خانواده PID، جمع‌شوندگی و اشباع^۶ سیگنال کنترلی و اشباع عملگر 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 را بررسی نموده است. آستروم^۷ در دو مرجع [۶، ۷] روش محدود نمودن نقطه تنظیمی، روش محاسبه بازگشتی و روش باند تناسبی را برای محدود کردن خروجی انتگرال‌گیر، بهبود عملکرد و رفع جمع‌شوندگی ارائه نموده است. در مرجع [۸] روش مشاهده‌گر^۸ و شایسته‌سازی برای رفع اثر جمع‌شوندگی کنترل PID بررسی شده است.

در کنترل وضعیت ماهواره کنترل‌کننده PID با ترکیب عملگرهای متنوع کاربرد زیادی داشته و در تحقیقات 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 رانشگر 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] مقایسه‌ای بین روش‌های PID اصلاح‌شده، 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 رانشگر دو وضعیتی و مقایسه آن با کنترل PID کلاسیک استفاده شده است. در مراجع [۱۴، ۱۵] از کنترل‌کننده PID اصلاح‌شده در کنترل وضعیت ماهواره با عملگر رانشگر دو وضعیتی در حضور اغتشاش^۹ استفاده شده که در مرجع [۱۶] از روش مدل مرجع برای حذف اغتشاش و در مرجع [۱۷] از روش بهینه‌سازی مقاوم^{۱۰} 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 برای تنظیم بهره‌های کنترلی است [۱۸]. روش‌های مبتنی بر رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان در سال‌های اخیر توسعه داشته بطوریکه در این زمینه می‌توان به استفاده از این رویکرد در تنظیم کنترل‌کننده PID با ترکیب کنترل فازی اشاره نمود [۱۹].

۱Navigation

۲Remote Sensing

۳Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS)

۴De-tumbling

۵Thruster

۶Wind up

۷Astrom

۸Observer

۹Disturbance

۱۰Robust Optimization

گشتاور بسیار کمی را دارد [۲۲]. چرخ عکس‌عملی^۵ به عنوان یکی از متداول‌ترین عملگرها، بر مبنای شتاب زاویه‌ای و متناسب با ممان اینرسی داخلی، مومنتوم زاویه‌ای بطور پیوسته تولید می‌کند که به میدان مغناطیسی کره زمین هم وابستگی ندارد [۲۳]. این عملگر اشکال دو عملگر قبلی را نداشته و سطح خوبی از گشتاور پیوسته نیز تولید می‌کند، از محدودیت‌های چرخ عکس‌المعلی اشباع شدن حداکثر دور چرخنده آن بوده که نیاز به اشباع‌زدایی و کاهش سرعت چرخنده دارد [۴].

نمودار جعبه‌ای^۶ کنترل وضعیت تک‌محوره یک ماهواره صلب با عملگر چرخ عکس‌المعلی و کنترل‌کننده PI-D اصلاح‌شده با روش مشاهده‌گر در شکل ۱ ترسیم شده است. قابل ذکر است به دلیل وجود بلوک اشباع، سیستم کنترل مذکور غیرخطی بوده و سیگنال نویز سفید گوسی پس از عبور از فیلتر مرتبه اول وارد سیستم کنترل می‌شوند. در این بلوک دیاگرام دو مسیر بازخورد^۷ زاویه و سرعت زاویه‌ای وجود دارد که معمولاً در تعیین وضعیت ماهواره، داده حسگرهای ژایرو و ژایروی نرخ نویزی بوده و می‌تواند دقت کنترلی را تحت تأثیر قرار دهد. در دیاگرام کنترلی شکل ۱، Θ_{ref} زاویه مطلوب ورودی، Θ زاویه ماهواره، $\hat{\Omega}$ سرعت زاویه‌ای، E سیگنال خطا، K_p بهره تناسبی، K_I بهره انتگرالی، L ضریب اشباع‌زدایی کنترل‌کننده، K_D بهره مشتقی، T ثابت زمانی چرخ عکس‌المعلی، K ضریب بهره چرخ، U_p سیگنال کنترلی، U_r سیگنال کنترلی محدود شده، U_{max} و U_{min} حد بالا و پایین حداکثر سیگنال فرمان کنترلی می‌باشند. همچنین M_c گشتاور تولیدی کنترلی، M_d گشتاور اغتشاش خارجی، M گشتاور اعمالی به دینامیک ماهواره و J ممان اینرسی ماهواره است. نویز با تابع چگالی طیف توان به ترتیب Φ_{Θ} و Φ_w مدل شده است. روابط ریاضی دیاگرام کنترلی بصورت زیر است.

$$E(t) = \Theta_{ref} - \hat{\Theta} \quad (1)$$

نویز^۱ یکی از عوامل ایجاد خطا در سیستم‌های کنترلی است. برای کاهش خطای نویز، یک رویکرد استفاده از تخمین‌گراست^۲ که طی آن سیگنال اصلی آغشته به نویز، تخمین زده شود. اما رویکرد دیگر استفاده از روش بهینه‌سازی غیرقطعی^۳ است. عموماً در روش بهینه‌سازی مقاوم عدم قطعیت‌های پارامتری لحاظ می‌شوند. به عنوان نمونه مراجع [۱۷] و [۲۰] از این روش برای کاهش اثر عدم قطعیت در معیار عملکرد کنترل وضعیت ماهواره استفاده نموده‌اند. همچنین استفاده از رویکرد بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان^۴ نیز برای بهبود عملکرد کنترل وضعیت در برابر نامعینی‌ها در مرجع [۱۵] انجام شده است. در این تحقیق علمی مقدار نقض شدن دقت کنترلی به عنوان یک معیار عملکرد در نظر گرفته شده و عدد قابلیت اطمینان بر این مبنای سنجش شده است نویز به عنوان عاملی مستقل در ایجاد خطای نشانه‌روی کنترل وضعیت فضاپیما در این مقاله مورد نظر بوده و برای کاهش اثر آن بر عملکرد کنترل وضعیت، استفاده از روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان پیشنهاد شده است. با در نظر گرفتن چگالی طیفی توان نویز حسگر و نمونه‌برداری از آن، می‌توان در الگوریتم بهینه‌ساز با تکرارهای متوالی و استفاده از ویژگی‌های آماری، این روش را پیاده‌سازی نمود.

۲- کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌المعلی

رانسگرها یکی از عملگرهای معمول کنترل وضعیت ماهواره بوده که عموماً دو وضعیتی (روشن-خاموش) هستند و گشتاور غیرپیوسته، غیرخطی و با سطح نیروی بالا تولید می‌کنند. عملکرد غیرخطی و غیرپیوسته از معایب این دسته از عملگرها بوده و توانایی ایجاد گشتاور زیاد و سریع از مزیت‌های آن‌هاست [۲۱]. نوع دیگر عملگرهای یک فضاپیما، عملگرهای مغناطیسی بوده که به شدت به میدان مغناطیسی زمین وابسته هستند، معمولاً این عملگرها در مدارهای کم ارتفاع که اندازه میدان مغناطیسی در آنجا بزرگ است استفاده می‌شوند؛ علاوه بر این توانایی تولید

۱Noise

۲Estimator

۳Nondeterministic

۴Reliability Based Optimization

۵Reaction Wheel

۶Block Diagram

۷Feedback

جدول ۲: ضرایب کنترلی بدست آمده از بهینه‌سازی قطعی

Θ_{ref}	K_p	K_D	K_I	L
۵	۵۳/۴۱	۳۵/۵۱	۳۱/۶۵	۷۳/۲۵
۱۵	۲۷/۱۶	۲۴/۵۴	۱۱/۹۷	۴/۰۵
۳۰	۹۲/۶۹	۵۲/۱۵	۴۹/۸۴	۱۷/۰۲
۴۵	۸۹/۹۳	۵۰/۸۴	۴۵/۴۲	۳۸/۶۸
۶۰	۱۵/۸۴	۱۷/۷۸	۵/۶۱	۱۵۷/۵۱

در این مقاله بهبود عملکرد کنترل وضعیت با فرض وجود سیگنال بازخورد آغشته به نویز مورد نظر بود. بنابراین در رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان، سیگنال‌های $\hat{\Theta}$ و $\hat{\Omega}$ مبتنی بر روابط ۵ و ۶ آغشته به نویز در نظر گرفته می‌شوند. بدین منظور چگالی طیفی توان^۳ نویز حسگر، Φ ، در نظر گرفته می‌شود. نویز سفید گوسی پس از عبور از فیلتر مرتبه اول محدود شده و یک سیگنال نویز رنگی با میانگین صفر و پهنای باند محدود شده بدست می‌آید. در اینجا بهینه‌ساز با تکرارهای متوالی اجرای برنامه، ویژگی‌های آماری معیار عملکرد یعنی «امید ریاضی» و «انحراف معیار» را به عنوان دو شاخص مناسب لحاظ می‌نماید. نهایتاً تابع هدف، ترکیب وزنی متناسب شده بین امید ریاضی و انحراف معیار با علامت \bar{E}_r در نظر گرفته شده است. در کنترل وضعیت ماهواره میزان از دست دادن مأموریت به ازای نرسیدن سیستم کنترلی به دقت مورد نظر نشان‌دهنده به عنوان یک عامل در کاهش عدد قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده است. بنابراین دفعات نقض شدن قیدها به عنوان یک معیار برای قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده است. در ادامه سایر گزاره‌های بهینه‌سازی مقاوم و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان مطابق زیر نوشته شده است.

$$\text{Find } (K_p, K_D, K_I, L) \quad (17)$$

$$\text{Minimizing } E\{\bar{E}_r\} + w\sigma\{\bar{E}_r\} \quad (18)$$

$$\text{Subject to } \Gamma_i(y, x) = \text{CDF}_{G_i}^{-1}(1 - P_{f,1}^{acc}) \leq 0 \quad (19)$$

تخمین مشاهده‌گر، بروزرسانی شده و کنترل کننده از اشباع خارج می‌شود.

حل عددی معادلات حالت با روش اویلر در نرم‌افزار متلب انجام شده است که در جدول ۱ پارامترها و واحد سیستم کنترل وضعیت درج شده است. قابل ذکر است که معادلات، روابط ریاضی و نتایج مقایسه‌ای کنترل کننده PI-D بهبود یافته با روش‌های مذکور در مرجع [۱۲] بررسی شده است

۳- بهینه‌سازی کنترل وضعیت ماهواره

برای مانورهای حالت ثابت^۱ ماهواره، دقت نشان‌دهنده روی زمینی از اهمیت بالایی برخوردار است، لذا در اینجا میانگین مطلق خطای نشان‌دهنده روی وضعیت (\bar{E}_r) به عنوان معیار عملکرد کنترلی در نظر گرفته شده که در رابطه ۱۳ بیان شده و مقدار خطا نیز با نماد \bar{e} مشخص شده است.

$$\bar{E}_r = \bar{e} = \frac{1}{t_f - t_0} \sum_{t_0}^{t_f} |\Theta_{ref} - \Theta| \quad (13)$$

برای تنظیم ضرایب در بهینه‌سازی قطعی^۲ از روش الگوریتم ژنتیک با جمعیت اولیه ۲۰۰ و نرخ جهش ۰/۰۱۲۵ استفاده شده است. سایر مشخصات و جملات بهینه‌سازی سیستم کنترلی در زیر ارائه شده است.

$$\text{Find } (K_p, K_D, K_I, L) \quad (14)$$

$$\text{Minimizing } \bar{E}_r \quad (15)$$

$$\text{Subject to } \bar{E}_r \leq K \quad (16)$$

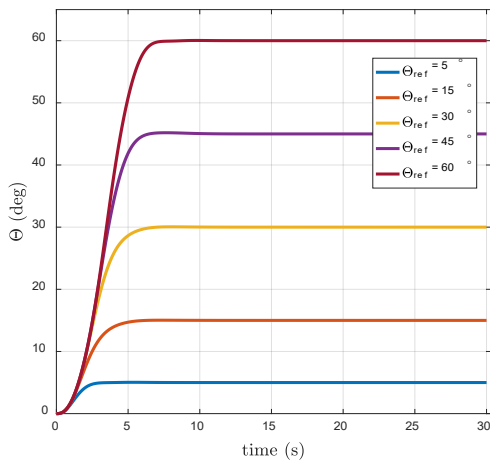
که در آن (K_p, K_D, K_I, L) ضرایب کنترلی بوده و رابطه ۱۶ مقدار مسئله را نشان می‌دهد. ضرایب بدست آمده از اجرای بهینه‌سازی قطعی با روش الگوریتم ژنتیک و به ازای شرط توقف کمتر بودن تغییرات تابع هدف از مقدار e^{-7} بصورت جدول ۲ بدست آمده است. در جدول ۲، ضرایب کنترلی به ازای زوایای ورودی مطلوب ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه استخراج شده است.

^۱Rest-to-rest

^۲Deterministic Optimization

^۳Power Spectral Density (PSD)

PI-D به ازای زوایای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه و به ازای ضرایب کنترلی مستخرج از بهینه‌سازی قطعی و بدون لحاظ کردن نویز مشاهده می‌شود. مطابق این شکل، سیستم کنترل اصلاح‌شده عملکرد خوبی دارد.



شکل ۲: پاسخ پله کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌العملی و کنترل‌کننده PI-D اصلاح شده

مقدار چگالی طیف توان (PSD) نویز مطابق با برگه مشخصه حسگرهای وضعیت و سرعت زاویه‌ای قابل استخراج است. بر این اساس بازه PSD نویز بین 10^{-9} تا $10^{-5} \text{ rad}^2 / \text{Hz}$ انتخاب شده است. در شکل ۳ امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب PSD نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب بدست آمده از بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان و برای زوایای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه ترسیم شده است. مطابق شکل ۳، با تغییر مقدار نویز، معیار عملکرد حاصل از روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان، تغییرات بسیار جزئی دارد، در حالیکه تغییرات معیار عملکرد حاصل از روش بهینه‌سازی قطعی تغییرات بسیار زیادی دارد. نکته جالب توجه که از شکل مذکور مشخص است، بهتر بودن دقت نشانه‌روی در بهینه‌سازی قطعی در مواجهه با نویز خیلی کم است. این پدیده کاملاً مورد انتظار بوده است. با افزایش نویز، مزیت روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان در افزایش قوام^۱ و افزایش ایمنی^۲ است که افزایش قوام در این شکل مشهود است. در شکل ۴ انحراف معیار بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب بدست

که در آن w ضریب وزنی، E امیدریاضی، σ انحراف معیار و K قید مسئله کنترلی، $P_{f,1}^{acc}$ احتمال خرابی قابل قبول و Γ_i تابع قیدساز است. ضرایب کنترلی بدست آمده از اجرای بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان با ۱۰۰۰ مرتبه تکرار مونت کارلوی برنامه و به ازای شرط توقف کمتر بودن تغییرات تابع هدف ترکیبی از مقدار خطای e^{-7} و برای زوایای ورودی ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه مطابق جدول ۳ بدست آمده است.

جدول ۳: ضرایب کنترلی مستخرج از بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت

اطمینان				
Θ_{ref}	K_P	K_D	K_I	L
۵	۱۳۸/۲۰	۱۰۴/۶۲	۵۰/۵۸	۳۶/۷۳
۱۵	۶۰/۷۸	۵۴/۷۸	۱۹/۱۸	۱/۰۵
۳۰	۹۹/۸۹	۸۸/۲۵	۳۰/۸۶	۰/۰۴
۴۵	۱۴۳/۷۸	۱۲۰/۰۴	۴۹/۶۴	۲/۶۴
۶۰	۱۲۲/۲۶	۹۷/۲۹	۴۳/۶۹	۱۷/۵۶

قابلیت اطمینان در اینجا میزان موفقیت سیستم کنترل در رسیدن به دقت نشانه‌روی مطلوب را نشان می‌دهد که مطابق رابطه زیر نوشته شده است.

$$R(\%) = \frac{run - failure}{run} \times 100 \quad (20)$$

که در آن R نشان‌دهنده قابلیت اطمینان بر حسب درصد، run نشان‌دهنده تعداد کل اجرای برنامه است و $failure$ نشان‌دهنده تعداد نقض قید انجام شده در کل اجرای برنامه است برای مقایسه معیار عملکرد در دو رویکرد بهینه‌سازی انجام شده، می‌بایست مقایسه‌ای بین نتایج بر حسب نویز حسگر انجام شود که در ادامه بررسی می‌شود.

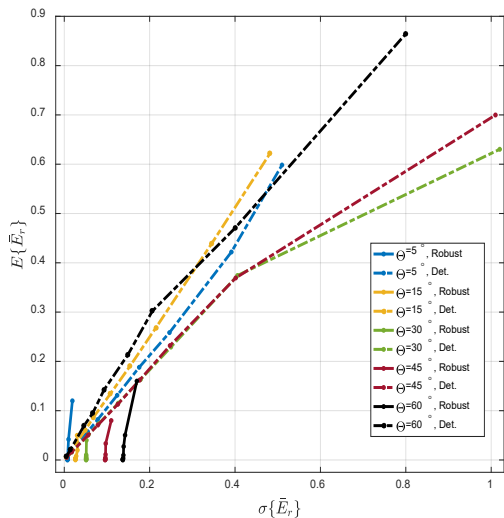
۴- بحث و نتایج

در این قسمت نتایج شبیه‌سازی سیستم کنترل وضعیت ماهواره به ازای ضرایب بدست آمده از فرآیند بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان بررسی می‌شود. در شکل ۲، پاسخ پله کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌العملی و کنترل‌کننده

^۱Robustness

^۲Safety

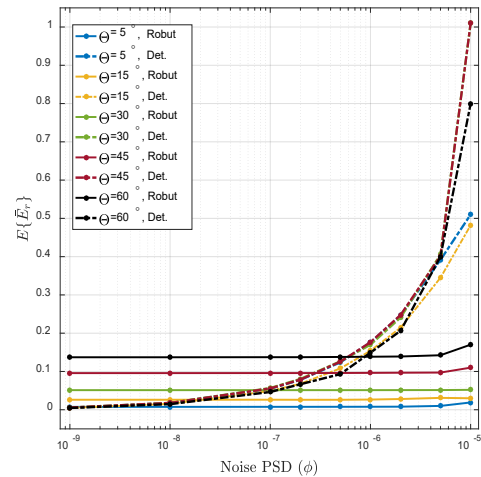
امید ریاضی معیار عملکرد، به ازای PSD های 10^{-9} تا 10^{-5} ترسیم شده است. در این شکل با بررسی اثر توأمان امیدریاضی و انحراف معیار، به خوبی قوام کنترل وضعیت ماهواره که با روش بهینه‌سازی مقاوم تنظیم شده نسبت به بهینه‌سازی قطعی مشاهده می‌شود. در این شکل اندازه‌های نمودارها معنادار بوده و با مقایسه زوایای ورودی یکسان، میزان تغییرات توأمان معیار عملکرد به خوبی مشخص است.



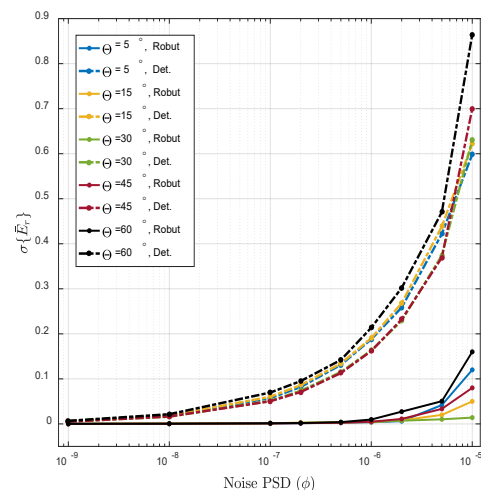
شکل ۵: امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب انحراف معیار و به ازای PSD های 10^{-5} تا 10^{-9}

در دو شکل ۶ و ۷، میزان انحراف معیار و امیدریاضی عملکرد بر حسب عدم قطعیت در ممان اینرسی، عدم قطعیت در دامنه اغتشاش خارجی و عدم قطعیت در مدل عملکرد به ازای سه رویکرد بهینه‌سازی قطعی، مقاوم و با قابلیت اطمینان ترسیم شده است. مطابق دو شکل ۶ و ۷، نتایج به ازای بهینه‌سازی با مقادیر قطعی، هم مقدار امیدریاضی خطای بیشتری داشته و هم مقدار انحراف معیار خطای بزرگتری دارد. لذا مزیت رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان بیشتر مشخص است. در دو شکل ۶ و ۷ مشاهده می‌شود با افزایش عدم قطعیت‌ها، امیدریاضی و انحراف معیار خطای نشان‌دهنده در رویکرد بهینه‌سازی غیرقطعی، عملکرد مناسب‌تری نسبت به بهینه‌سازی قطعی دارد. این مسئله به خوبی مزیت استفاده از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان را در مواجهه به نویز یا عدم قطعیت نمایش داده است.

آمده از دو نوع بهینه‌سازی و به ازای زاوایای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه ترسیم شده است. نرخ رشد انحراف معیار در مواجهه با چگالی طیفی توان نویز در روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان بسیار کمتر از روش بهینه‌سازی قطعی است. بنابراین این شکل نیز به خوبی مزیت روش بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان و مقاوم را در کاهش اثر نویز بر معیار عملکرد نمایش می‌دهد.



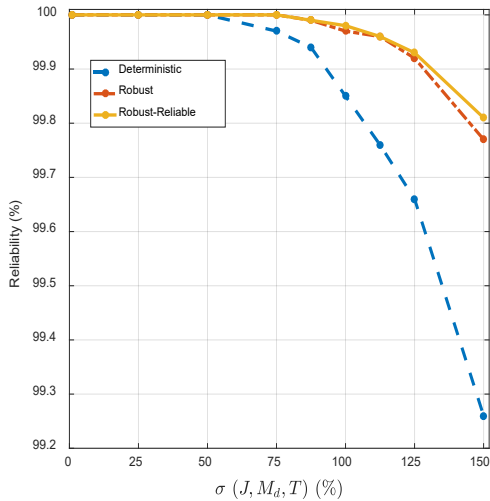
شکل ۳: امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب بدست آمده از دو نوع بهینه‌سازی



شکل ۴: انحراف معیار عملکرد بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب بدست آمده از دو نوع بهینه‌سازی

به عنوان یک نمودار معنادار، مقدار امیدریاضی و انحراف معیار خطای نشان‌دهنده بصورت توأمان بدست آمده و در شکل ۵ نمایش داده شده است. در این شکل انحراف معیار بر حسب

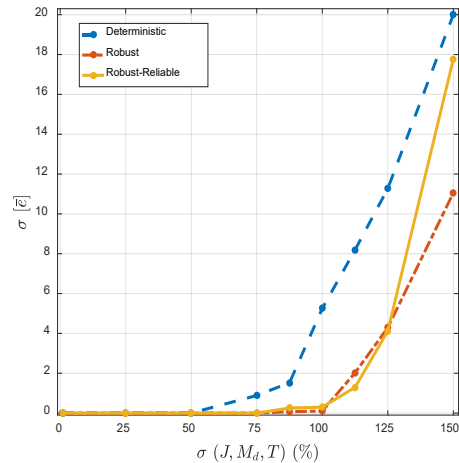
بهینه‌سازی با پارمترهای قطعی اختلاف معناداری با رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان دارد. بنابراین مطابق شکل ۸، رویکرد بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان توانسته بهترین قابلیت اطمینان را محقق نماید.



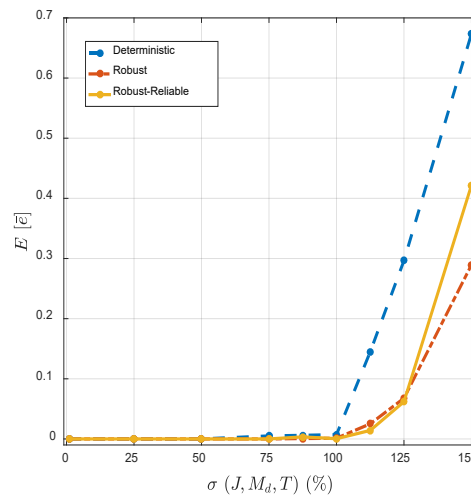
شکل ۸: قابلیت اطمینان بر حسب عدم قطعیت اغتشاش، ممان اینرسی و مدل عملگر در سه بهینه‌سازی قطعی، مقاوم و با قابلیت اطمینان

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله عملکرد کنترل وضعیت فضاپیما در مواجهه با داده حسگر آغشته به نویز با استفاده از رویکرد بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان و مقاوم، بهبود یافته است. از عملگر چرخ عکس‌العملی و کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی اصلاح‌شده با روش مشاهده‌گر و همچنین دو حسگر زاویه و سرعت زاویه‌ای آغشته به نویز برای مدل‌سازی کنترل وضعیت استفاده شد. نویز سفید گوسی پس از عبور از یک فیلتر محدودساز پهنای باند به مدار کنترلی فیدبک شده است. میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت به عنوان معیار عملکرد اصلی انتخاب شد و بهینه‌سازی با پارمترهای قطعی و بهینه‌سازی با پارمترهای نویزی به ازای شرایط یکسان بر پایه شبیه‌سازی مونت کارلو انجام شد. به منظور مقایسه منصفانه، حل عددی به ازای شرایط یکسان با دو رویکرد بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان و مقاوم انجام شد. به منظور مقایسه، انحراف معیار و امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب تابع چگالی طیفی نویز و برای دو بهینه‌سازی مذکور بررسی



شکل ۶: انحراف معیار عملکرد بر حسب عدم قطعیت اغتشاش، ممان اینرسی و مدل عملگر در سه بهینه‌سازی قطعی، مقاوم و با قابلیت اطمینان



شکل ۷: امیدریاضی عملکرد بر حسب عدم قطعیت اغتشاش، ممان اینرسی و مدل عملگر در سه بهینه‌سازی قطعی، مقاوم و با قابلیت اطمینان

در شکل ۸، قابلیت اطمینان عملکرد به ازای سه رویکرد بهینه‌سازی مذکور بر حسب عدم قطعیت ترسیم شده است. قابلیت اطمینان در اینجا به معنای دفعات نقض‌نشدن قیود نسبت به کل تعداد اجرای برنامه است. محور افقی درصد انحراف معیار عدم قطعیت‌های ممان اینرسی ماهواره، دامنه گشتاور اغتشاشی و ثابت زمانی مدل عملگر می‌باشد. در این شکل هر چه مقدار عدم قطعیت بیشتر شده است، میزان نقض قید بیشتر شده یا قابلیت اطمینان کاهش یافته است، البته میزان کاهش قابلیت اطمینان در روش

T_θ	ثابت زمانی فیلتر نویز حسگر زاویه
T_ω	ثابت زمانی فیلتر نویز حسگر سرعت زاویه‌ای
E	سیگنال خطا
K	ضریب بهره چرخ
U_{min} و U_{max}	حد بالا و پایین حداکثر سیگنال فرمان کنترلی
Θ_{ref}	زاویه مطلوب ورودی
$\hat{\Theta}$	سیگنال زاویه آغشته به نویز
$\hat{\Omega}$	سیگنال سرعت زاویه‌ای آغشته به نویز
t_f	زمان نهایی شبیه سازی
t_0	زمان اولیه شبیه سازی
$\bar{E}_r = \bar{e}$	میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت
w	ضریب وزنی
$\sigma\{ \}$	انحراف معیار
$E\{ \}$	امید ریاضی
$P_{f,1}^{acc}$	احتمال خرابی قابل قبول
Γ_i	تابع قیدساز
u	سیگنال کنترلی تولید شده
N_θ	سیگنال نویز رنگی حسگر زاویه
N_θ	سیگنال نویز سفید حسگر زاویه
N_ω	سیگنال نویز سفید حسگر سرعت زاویه‌ای
N_ω	سیگنال نویز رنگی حسگر سرعت زاویه‌ای

۷-مراجع

- [1] R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, pp. 206-210, Boston: Kluwer Academic Publisher, 1978.
- [2] Ley, Wilfried, Klaus Wittmann, and Willi Hallmann, eds. *Handbook of space technology*, John Wiley & Sons, (2009).
- [3] A. E. Bryson, *Control of spacecraft and aircraft*, Princeton University Press, 1994.
- [4] Sidi, Marcel J. *Spacecraft dynamics and control: a*

شده و کمیت قابلیت اطمینان نیز به عنوان معیار دیگر لحاظ شد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد در مواجهه با نویز، سیستم کنترل تنظیم شده با ضرایب ناشی از بهینه‌سازی با قابلیت اطمینان و مقاوم، تغییرات کمتر، قوام بیشتر، قابلیت اطمینان بیشتر و خطای نشانه‌روی کمتری دارد. همچنین در صورتی که میزان نویز خیلی کم باشد، روش بهینه‌سازی قطعی ارجحیت خواهد داشت. از نتایج دیگر، قابلیت انتخاب ضریب وزنی در تابع هدف ترکیبی به منظور رسیدن به شرایط مورد انتظار نسبی از قوام سیستم کنترل و قابلیت اطمینان مورد نظر است. سه معیار عملکرد بر حسب چگالی طیفی نویز و بر حسب عدم قطعیت در ممان اینرسی ماهواره، مدل عملگر و اغتشاش خارجی نیز مطالعه شد که نتایج حاکی از بهبود معیارهای عملکرد در روش بهینه‌سازی مقاوم و با قابلیت اطمینان نسبت به روش بهینه‌سازی قطعی است.

۶-فهرست علائم

یکای	کمیت
سیگنال کنترلی	U_p
سیگنال کنترلی محدود شده	U_r
ممان اینرسی	J
سرعت زاویه‌ای	Ω
زاویه	Θ
بهره تناسبی	K_P
بهره مشتقی	K_D
بهره انتگرالی	K_I
ضریب اشباع‌زدایی کنترل‌کننده	L
گشتاور اغتشاشی	M_d
گشتاور کنترلی	M_c
گشتاور	M
چگالی طیفی توان نویز حسگر سرعت زاویه‌ای	Φ_ω
چگالی طیفی توان نویز حسگر زاویه	Φ_θ
ثابت زمانی چرخ عکس‌العملی	T_f

Engineering, Vol. 40 No.12 (2018):pp. 1-18.

[15] Bohlouri, Vahid, and Seyed Hamid Jalali-Naini. "Application of reliability-based robust optimization in spacecraft attitude control with PWWF modulator under uncertainties." *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 41 No.10 (2019):pp.1-15.

[16] Crowe, James, et al. *PID control: new identification and design methods*. Springer-Verlag London Limited, (2005).

[17] Shinskey, F., *Process Control System: Application, Design and Tuning*, Fourth Edition, McGraw-Hill, USA, (1996).

[18] Bolandi, Hossein, Farhad Fanisaberi, and Amir Es-lami Mehrjerdi. "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* Vol1 No.1 (2012):pp.20-30.

[19] Liu, J., & Wang, L. (2023). Hybrid reliability-based sequential optimization for PID vibratory controller design considering interval and fuzzy mixed uncertainties. *Applied Mathematical Modelling*, 122, 796-823.

[20] Bohlouri, Vahid, Masoud Ebrahimi, and Seyed Hamid Jalali Naini. "Robust optimization of satellite attitude control system with on-off thruster under uncertainty." *International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC)*. IEEE, (2017).

[21] P. A. Servidia, R. S. Pena, *Practical stabilization in attitude thruster control*. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, Vol. 41, No. 2, pp. 584-598, 2005.

[22] V. A. Bushenkov, M. Y. Ovchinnikov, G. V. Smirnov, *Attitude stabilization of a satellite by magnetic coils*, *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 12, pp. 721-728, 2005.

[23] Y. Lin, C. Wang, *Detumbling of a rigid spacecraft via torque wheel assisted gyroscopic motion*, *Acta Astronautica*, Vol. 93, No. 1 pp. 1-12, 2014.

practical engineering approach, Cambridge university press, (1997).

[5] Rundqwist, Lars. "Anti-reset windup for PID controllers." *IFAC Proceedings* Vol. 23 No. 8 (1990): pp. 453-458.

[6] Hagglund, Tore, and Karl J. Astrom. *PID controllers: theory, design, and tuning*. ISA-The Instrumentation, Systems, and Automation Society (1995).

[7] Astrom, Karl Johan, and Lars Rundqwist. *Integrator windup and how to avoid it*. *Proceeding of the American Control Conference*, USA, pp.(1989) ,1693-1698 .

[8] Peng, Youbin, Damir Vrancic, and Raymond Hanus. "Anti-windup, bumpless, and conditioned transfer techniques for PID controllers." *IEEE Control systems magazine* Vol. 16 No. 4 (1996): pp. 48-57.

[9] Tisa, Paul, and Paul Vergez. "Performance analysis of control algorithm for FalconSat-3, the 16th AAS." *AIAA Space Flight Mechanics Conference*. (2006).

[10] S. Balochian, A. Asaee, *Controlling the Micro Satellite with Adaptive and PID Controllers and Their Function Comparison*, *Advances in Mechanical Engineering and its Applications (AMEA)*, Vol. 1 No. 3, pp. 54-63, (2012).

[11] Snider, Ryan 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 Bazaz, Sara, and Jalali-Naini S.H., *Attitude Control of a Rigid Satellite with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulation Using Modified PID Controllers*, *The 15th Iranian Aerospace Society Conference*, Tehran, Iran, (2016). (in Persian)

[13] Moghadaszadeh Bazaz, Sara, Vahid, Bohlouri, and Seyed Hamid Jalali-Naini, *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, Vahid, Zeynab Khodamoradi, and Seyed Hamid Jalali-Naini. "Spacecraft attitude control using model-based disturbance feedback control strategy." *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and*