



بهبود عملکرد کنترل وضعیت ماهواره با عملگر چرخ عکس‌العملی و با در نظر گرفتن نویز حسگر

وحید بهلوری^{*}

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

چکیده

در این مقاله، از روش بهینه‌سازی مقاوم برای کاهش اثر نویز حسگر بر عملکرد سیستم کنترل وضعیت ماهواره با عملگر چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. در این راستا میانگین مطلق خطای نشان‌دهنده وضعیت ماهواره به عنوان معیار عملکرد اصلی کنترلی انتخاب شده است. الگوریتم بهینه‌ساز مبتنی بر الگوریتم ژنتیک و روش تکرارهای متوالی مونت کارلو برای لحاظ کردن اثر نویز و به‌دست آوردن ضرایب کنترلی استفاده شده است. از دینامیک مرتبه اول برای مدل‌سازی چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر اصلی کنترلی با لحاظ کردن محدودیت عملی حداکثر گشتاور تولیدی استفاده شده است. همچنین 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 می‌شود. به منظور مقایسه منصفانه نتایج، ضرایب کنترلی به ازای شرایط شبیه‌سازی یکسان، برای دو رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و بهینه‌سازی قطعی به‌دست آمده است. معیار عملکرد بر حسب تابع چگالی طیفی توان نویز به ازای دو رویکرد بهینه‌سازی بررسی شده است. نتایج مقایسه‌ای نشان می‌دهد، سیستم کنترلی که با روش بهینه‌سازی مقاوم تنظیم شده، معیار عملکرد آن در مواجهه با نویز مقاوم‌تر بوده و تغییرات کمتری دارد در حالی که معیار عملکرد روش بهینه‌سازی قطعی، تغییرات بیشتری در مواجهه با نویز دارد. نتایج نشانگر ارجحیت استفاده از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم برای سیستم کنترل در معرض نویز است.

کلمات کلیدی

کنترل وضعیت ماهواره، نویز حسگر، بهینه‌سازی مقاوم، چرخ عکس‌العملی، تناسبی-انتگرالی-مشتقی اصلاح‌شده

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

Vahid Bohlouri¹

1-Department of Electrical 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. A 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.

* و حید بهلوری، v_bohlouri@tvu.ac.ir

۱- مقدمه

ماهواره‌ها نقش بسزایی 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، مستهلک‌سازی سرعت زاویه‌ای^۲، پایدارسازی^۳ و تعیین وضعیت^۴ را بر عهده دارد [۱]. تراستر^۵ مبتنی بر نیروی عکس‌العمل یا خروج گازهای پرفشار، چرخ عکس‌العملی^۶ مبتنی بر اثر ژيروسکوپ و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی^۷ مبتنی بر نیروی مغناطیسی سه عملگر عمده کنترلی هستند که هر کدام به‌طور مجزا یا بصورت ترکیبی در فضاپیما استفاده شده تا مانورهای وضعیت انجام شود [۲].

کنترل تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PID)، به دلیل سابقه زیاد، راحتی استفاده و پیاده‌سازی آسان اهمیت زیادی در صنعت دارد. این مزیت‌ها سبب ارجحیت استفاده از این کنترلرها شده است. یکی از معایب کنترلرهای تناسبی-انتگرالی-مشتقی در عمل، جمع‌شوندگی سیگنال کنترلی و اشباع عملگر است. تحقیقات علمی زیادی برای جلوگیری از جمع‌شوندگی کنترل‌کننده‌ها ارائه شده که به عنوان نمونه مرجع [۳] روش‌های ضد جمع‌شوندگی از جمله روش انتگرال‌گیری شرطی را بررسی نموده است. آستروم در دو مرجع [۴ و ۵] 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 [۶] روش مشاهده‌گر و تکنیک شایسته‌سازی برای رفع اثر جمع‌شوندگی کنترل تناسبی-انتگرالی-مشتقی بررسی شده است.

در کنترل وضعیت ماهواره کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی با ترکیب عملگرهای متنوع کاربرد زیادی داشته و در مراجع مختلفی بررسی شده که در اینجا به‌طور نمونه چند مورد ذکر می‌شود. مقایسه کنترل PD با PID در کنترل وضعیت سه محوره با عملگر مغناطیسی و تراستر در مرجع [۷] مطالعه شده است. در مرجع [۸] 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 [۹] استفاده شده که در آن با تنظیم ضرایب کنترلی بصورت بهینه، پاسخ مناسب به‌دست آمده است.

در مرجع [۱۰] مقایسه‌ای بین روش‌های تناسبی-انتگرالی-مشتقی اصلاح‌شده، شامل روش محاسبه بازگشتی، روش مشاهده‌گر و روش انتگرال‌گیری شرطی در کنترل مانور وضعیت ماهواره انجام شده است. همچنین در مرجع [۱۱] از روش مشاهده‌گر برای کنترل وضعیت ماهواره با عملگر تراستر دو وضعیتی و مقایسه آن با کنترل تناسبی-انتگرالی-مشتقی کلاسیک استفاده شده است. در مراجع [۱۲ و ۱۳] از کنترل‌کننده PI-D اصلاح‌شده 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 تناسبی-انتگرالی-مشتقی 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

^۱ Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS)

^۲ Detumbling

^۳ Stabilization

^۴ Attitude determination

^۵ Thruster

^۶ Reaction wheel

^۷ Magnetorquer

و سطح خوبی از گشتاور پیوسته تولید می‌کند اما اشکال آن اشباع‌شدن است [۲].

بلوک دیاگرام کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره صلب با عملگر چرخ عکس‌عملی و کنترل‌کننده PI-D در شکل ۱ ترسیم شده است. قابل ذکر است به دلیل وجود بلوک اشباع، سیستم کنترل مذکور غیرخطی بوده و سیگنال نویز نیز پس از عبور از فیلتر مرتبه اول وارد سیستم کنترل می‌شوند. در این بلوک دیاگرام دو مسیر بازخورد زاویه و سرعت زاویه‌ای وجود دارد که معمولاً در تعیین وضعیت ماهواره، داده حسگرهای ژایرو یا ژایروی نرخ نویزی بوده و می‌تواند دقت کنترلی را تحت تأثیر قرار دهد. در دیاگرام کنترلی شکل ۱، زاویه مطلوب ورودی، زاویه ماهواره، 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 عکس‌عملی، K ضریب بهره چرخ، U_p سیگنال کنترلی، U_r سیگنال کنترلی محدود شده، U_{MAX} و U_{MIN} حد بالا و پایین حداکثر گشتاور تولیدی می‌باشند. همچنین M_c گشتاور تولیدی کنترلی، M_d گشتاور اغتشاش خارجی، M گشتاور اعمالی به دینامیک ماهواره و L ممان اینرسی ماهواره است. نویز با تابع چگالی طیفی توان به ترتیب Φ_θ و Φ_ω مدل شده است. نویز بر روی حسگرهای وضعیت و سرعت زاویه‌ای لحاظ شده و سیگنال نویز با N_θ و N_ω نمایش داده شده است. سیگنال نویز سفید گاوسی پس از عبور از فیلتر مرتبه اول، تبدیل به یک سیگنال نویز رنگی شده و نهایتاً سیگنال‌های سرعت زاویه‌ای و وضعیت آغشته به نویز با علائم $\hat{\Omega}$ و $\hat{\Theta}$ نمایش داده شده است. سایر روابط ریاضی دیاگرام کنترلی شکل ۱ بصورت زیر نوشته شده است.

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

$$u(t) = K_p E(t) - K_D \hat{\Omega} + K_I X_e \quad (2)$$

PI-D و سپس بهبود عملکرد نامطلوب آن و رویکرد بعدی بهره‌گیری از روش‌های نوین نظیر فازی، تطبیقی، شبکه عصبی و الگوریتم تکاملی ژنتیک برای تنظیم بهره‌هاست [۱۶].

نویز یکی از عوامل ایجاد خطا در سیستم‌های کنترل به ویژه تجهیزات اندازه‌گیری و حسگرهاست. برای کاهش اثر نویز، یک رویکرد استفاده از تخمین‌گرهاست که طی آن سیگنال اصلی آغشته به نویز، تخمین زده شود. اما رویکرد دیگر استفاده از روش بهینه‌سازی غیرقطعی است. در روش بهینه‌سازی مقاوم معمولاً عدم قطعیت‌های پارامتری لحاظ می‌شوند. به عنوان نمونه مرجع [۱۵] و [۱۷] از این روش برای کاهش اثر عدم قطعیت در معیار عملکرد کنترل وضعیت ماهواره استفاده نموده‌اند. در این مقاله برای کاهش اثر نویز حسگر، استفاده از روش بهینه‌سازی مقاوم برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره پیشنهاد شده است. با در نظر گرفتن چگالی طیف 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 عکس‌عملی

تراسترها یکی از عملگرهای کنترل وضعیت ماهواره بوده که عموماً دو وضعیت (روشن-خاموش) هستند و گشتاور غیرپیوسته، غیرخطی و با سطح تراست بالا تولید می‌کنند. از طرفی عملگرهای مغناطیسی به شدت به اندازه میدان مغناطیسی زمین وابسته بوده و معمولاً در مدارهای کم ارتفاع که اندازه میدان مغناطیسی بزرگ است، استفاده می‌شوند؛ علاوه بر این توانایی تولید گشتاور بسیار کمی را دارد. چرخ عکس‌عملی به عنوان یکی از متداول‌ترین عملگرها، بر مبنای شتاب زاویه‌ای و متناسب با ممان اینرسی داخلی، مومنتوم زاویه‌ای پیوسته تولید می‌کند. این عملگر اشکال دو عملگر قبلی را ندارد

یکی از پدیده‌های رایج در کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی، جمع‌شوندگی^۱ 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 کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی است که بدین منظور روش‌ها و الگوریتم‌هایی مدون شده که از آن جمله می‌توان به روش‌های محاسبه بازگشتی^۲ مشاهده‌گر^۳ و انتگرال‌گیر شرطی^۴ اشاره کرد [۵ و ۶].

بر اساس روش مشاهده‌گر، بلوک دیاگرام کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی اصلاح‌شده برای یک ماهواره صلب تک‌محوره با عملگر چرخ عکس‌عملی در شکل ۲ ارائه شده است. در این شکل از ورودی و خروجی محدود کننده اشباع عملگر بازخورد گرفته شده و با یک ضریب

$$M = M_c + M_d \tag{۳}$$

$$U_r = \begin{cases} U_{max} & \text{for } U_p > U_{max} \\ U_p & \text{for } U_{min} \leq U_p \leq U_{max} \\ U_{min} & \text{for } U_p < U_{min} \end{cases} \tag{۴}$$

$$\hat{\Theta} = \widehat{N}_\theta + \Theta \tag{۵}$$

$$\hat{\Omega} = \widehat{N}_\Omega + \Omega \tag{۶}$$

$$\dot{X}_e = E - (U_p - U_r)L \tag{۷}$$

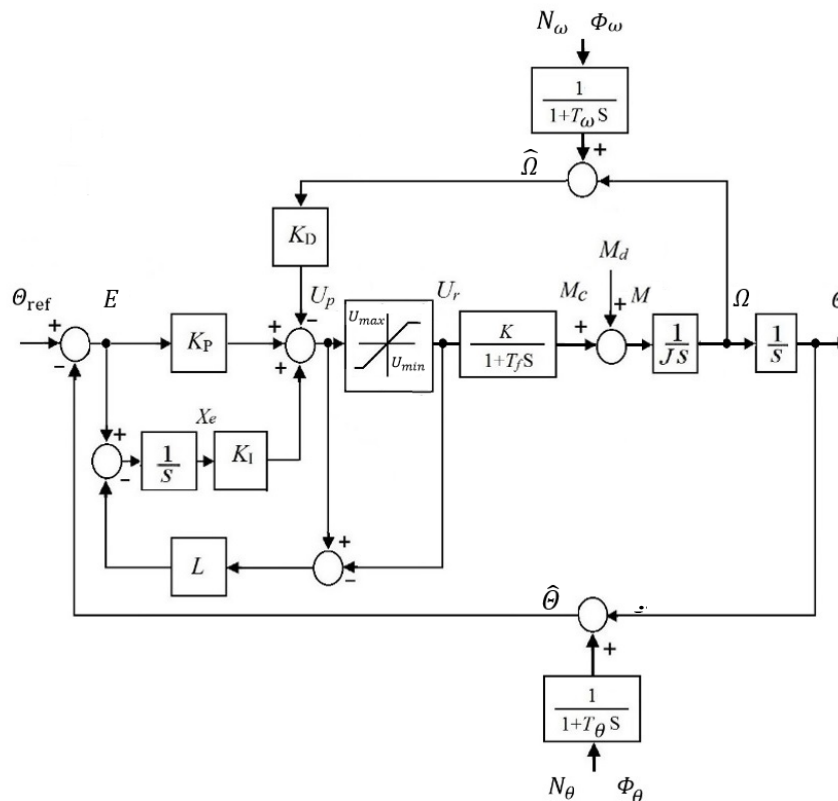
$$M_c = (KU_r - M_c) / T_f \tag{۸}$$

$$\dot{\Omega} = \frac{M}{J} \tag{۹}$$

$$\dot{\Theta} = \Omega \tag{۱۰}$$

$$\dot{\widehat{N}}_\omega = (N_\omega - \widehat{N}_\omega) / T_\omega \tag{۱۱}$$

$$\dot{\widehat{N}}_\theta = (N_\theta - \widehat{N}_\theta) / T_\theta \tag{۱۲}$$



شکل ۱: کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره با چرخ عکس‌عملی، کنترل‌کننده اصلاح شده و نویز حسگر

۱ Wind up

۲ Back Calculation

۳ Observation

۴ Conditional Integration

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

که در آن t_0 و t_f به ترتیب زمان شروع و زمان خاتمه پاسخ می‌باشد. برای تنظیم ضرایب سیستم کنترل مذکور بدون لحاظ کردن نویز از روش بهینه‌سازی قطعی^۲ مبتنی بر الگوریتم ژنتیک (Genetic Algorithm) با جمعیت اولیه ۲۰۰ و نرخ جهش ۰/۰۱۲۵ استفاده شده است. سایر مشخصات و جملات بهینه‌سازی سیستم کنترلی مذکور در زیر ارائه شده است.

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

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

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

که در آن ضرایب کنترلی متغیرهای بهینه‌سازی و میانگین مطلق خطای نشانه‌روی تابع هدف می‌باشد. همچنین ضرایب کنترلی به‌دست آمده حاصل از بهینه‌سازی قطعی با روش الگوریتم ژنتیک و به ازای شرط توقف کمتر بودن تغییرات تابع هدف از مقدار e^{-7} بصورت جدول ۲ به‌دست آمده است.

جدول ۲: ضرایب کنترلی به‌دست آمده از بهینه‌سازی قطعی

	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 مقابل بهینه‌سازی قطعی، رویکرد بهینه‌سازی مقاوم مبتنی بر تکرارهای مکرر برنامه با در نظر گرفتن مشخصه‌های آماری برای لحاظ کردن اثر اغتشاش و نویز می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. در بهینه‌سازی مقاوم مسئله کنترل وضعیت ماهواره، سیگنال‌های $\hat{\Omega}$ و $\hat{\Omega}$ که

(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 کنترل‌کننده منتقل شده و با کاهش سیگنال کنترلی خطای تخمین مشاهده‌گر، روزرسانی شده و کنترل‌کننده از اشباع خارج می‌شود. در جدول ۱ پارامترها و واحد سیستم کنترل وضعیت ارائه شده است.

جدول ۱: پارامترهای سیستم کنترل وضعیت و یکای اندازه‌گیری آن

Parameter	Unit
U_p, U_r	N m
J	Kg m ²
Ω	rad/s
Θ	rad
K_p	N m/rad
K_D	N m s/rad
K_I	N m/s rad
L	rad/N m
M_d, M_e, M	N m
$\ddot{\Theta}, \ddot{\Theta}_\omega$	rad ² s
T_f, T_θ, T_ω	s
K	-

قابل ذکر است که معادلات، روابط ریاضی و نتایج مقایسه‌ای کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی بهبودیافته با روش‌های مذکور در مراجع [۱۰] بررسی شده است.

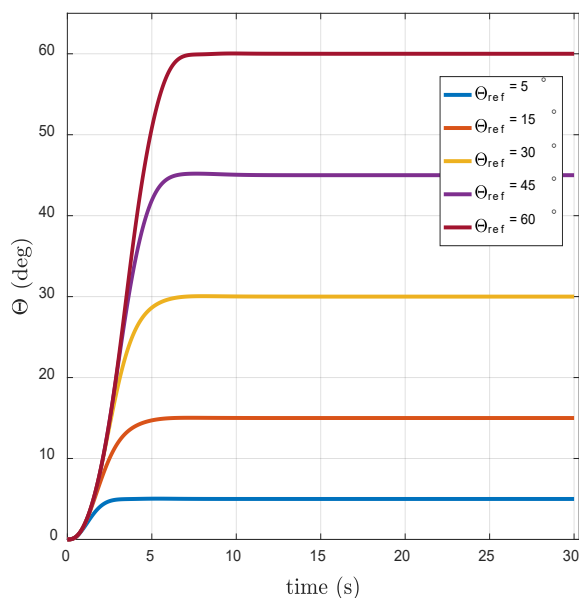
۳- بهینه‌سازی کنترل وضعیت ماهواره

برای مانورهای rest-to-rest ماهواره، دقت نشانه‌روی^۱ زمینی از اهمیت بالایی برخوردار است لذا در اینجا میانگین مطلق خطای نشانه‌روی (\bar{E}_r) به عنوان یک معیار عملکرد کنترلی در نظر گرفته شده که در رابطه ۱۳ نشان داده شده است.

^۱ Pointing Accuracy

^۲ Deterministic Optimization

وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌العملی و کنترل‌کننده PI-D به ازای زوایای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه و به ازای ضرایب کنترلی تنظیم شده از بهینه‌سازی قطعی و بدون لحاظ کردن نویز حسگر ترسیم شده است. همان‌طور که از این شکل مشاهده می‌شود، سیستم کنترل اصلاح‌شده، بدون فراجهدش و با خطای بسیار کم حالت ماندگار عملکرد خوبی را البته بدون در نظر گرفتن نویز، دارد.



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

مقدار چگالی طیفی توان نویز بر حسب داده‌های دفترچه راهنمای^۳ حسگر وضعیت و حسگر سرعت زاویه‌ای قابل استخراج است. بر این اساس بازه چگالی طیفی توان نویز بین 10^{-9} تا 10^{-5} rad^2/Hz انتخاب شده است. در شکل ۳ امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب به‌دست آمده از بهینه‌سازی قطعی و بهینه‌سازی مقاوم و برای زوایای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه ترسیم شده است. همچنین در شکل ۴ همین شکل به‌ازای چگالی طیفی

آغشته به نویز هستند به‌طور ویژه با چگالی طیفی توان نویز^۱ حسگر، در نظر گرفته می‌شود. با تکرارهای متوالی برنامه مبتنی بر روش مونت کارلو^۲، ویژگی‌های آماری معیار عملکرد، در اینجا امید ریاضی و انحراف معیار به عنوان دو شاخص مناسب در نظر گرفته می‌شوند. نهایتاً تابع هدف، ترکیب وزنی امیدریاضی و انحراف معیار میانگین خطای نشانه‌روی، \bar{E}_r ، با ضریب وزنی مشخص در نظر گرفته شده است. گزاره‌های بهینه‌سازی مقاوم مطابق زیر نوشته شده است

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

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

$$\text{Subject to } \bar{E}_r \leq K \quad (19)$$

که در آن w ضریب وزنی، E امیدریاضی، σ انحراف معیار و K قید مسئله کنترلی است. ضرایب کنترلی به‌دست آمده از بهینه‌سازی مقاوم با ۱۰۰۰ مرتبه تکرار مونت کارلو و به ازای شرط توقف کمتر بودن تغییرات تابع هدف ترکیبی از مقدار e^{-7} بصورت جدول ۳ به‌دست آمده است.

جدول ۳: ضرایب کنترلی به‌دست آمده از بهینه‌سازی مقاوم

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

۴- بحث و نتایج

در این قسمت نتایج شبیه‌سازی سیستم کنترل وضعیت ماهواره به ازای ضرایب به‌دست آمده از فرآیند بهینه‌سازی قطعی و مقاوم بررسی می‌شود. در شکل ۲، پاسخ پله کنترل

^۱Power Spectral Density (PSD)

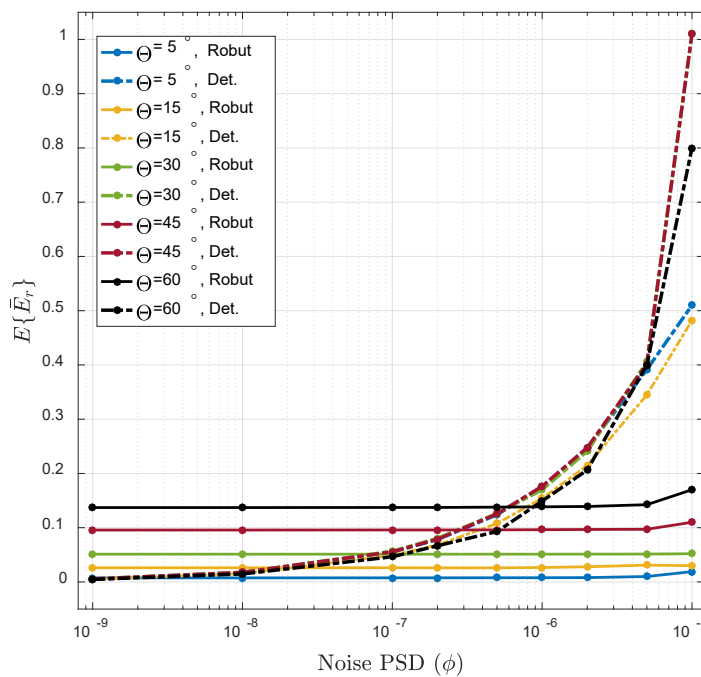
^۲Monte Carlo

^۳Datasheet

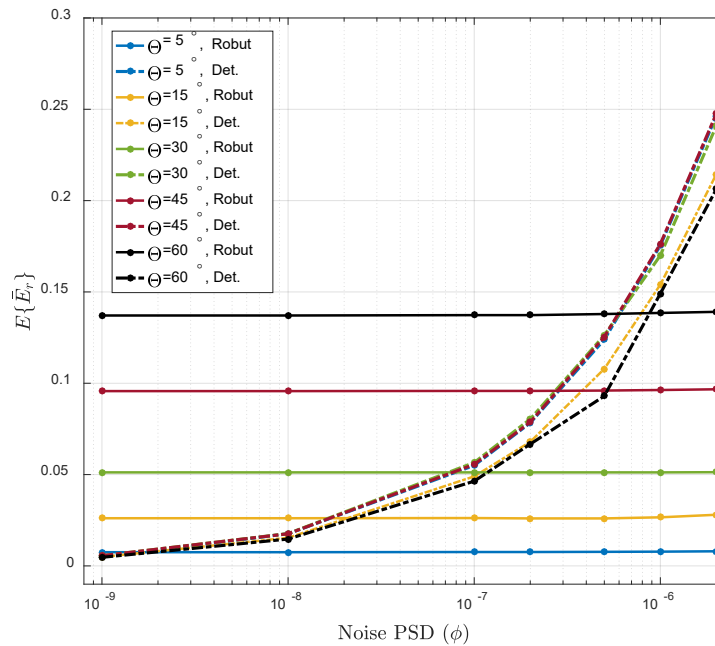
این پدیده کاملاً مورد انتظار بوده است. با افزایش نویز، مزیت روش بهینه‌سازی مقاوم در افزایش قوام مشهود است. در شکل ۵ انحراف معیار عملکرد بر حسب چگالی طیفی توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب به‌دست آمده از بهینه‌سازی قطعی و مقاوم و به ازای زاویای ۵، ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه ترسیم شده است. نرخ رشد انحراف معیار در مواجهه با چگالی طیفی توان نویز در روش بهینه‌سازی مقاوم بسیار کمتر از روش بهینه‌سازی قطعی است. بنابراین این شکل نیز به خوبی مزیت روش بهینه‌سازی مقاوم را در کاهش اثر نویز بر معیار عملکرد نمایش می‌دهد.

توان نویز بین 10^{-9} تا $10^{-6} \text{ rad}^2 / \text{Hz}$ مجدداً ترسیم شده است. همچنانکه از شکل ۳ مشخص است، با تغییر مقدار چگالی طیفی توان نویز، معیار عملکرد حاصل از روش بهینه‌سازی مقاوم تغییرات بسیار جزئی دارد در حالی که تغییرات معیار عملکرد حاصل از روش بهینه‌سازی قطعی تغییرات بسیار زیادی دارد.

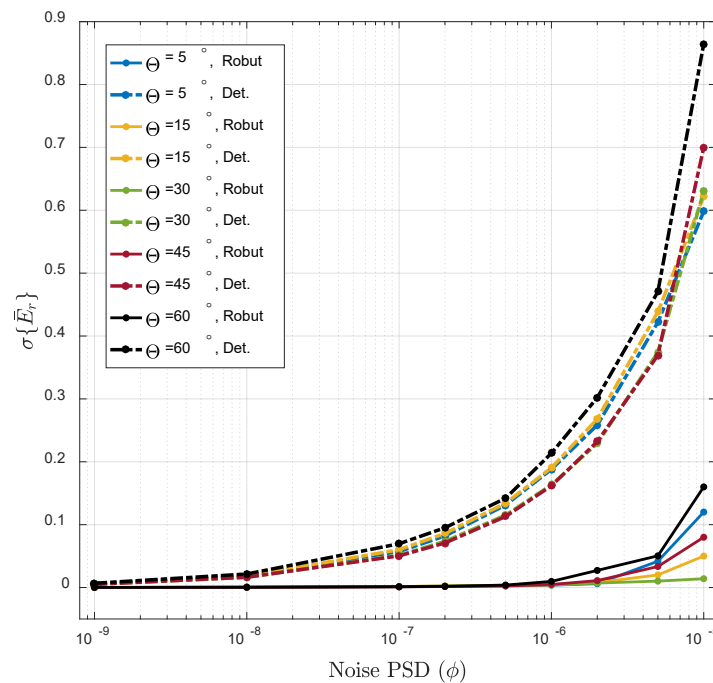
نکته جالب توجه که از شکل ۴ کاملاً مشخص است، بهتر بودن دقت نشانه‌روی در بهینه‌سازی قطعی در مواجهه با نویز خیلی کم است.



شکل ۳: امید ریاضی معیار عملکرد بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب به‌دست آمده از بهینه‌سازی قطعی و مقاوم



شکل ۴: مقایسه معیار عملکرد سیستم کنترل وضعیت ماهواره در دو بهینه‌سازی قطعی و مقاوم، به ازای PSDهای کم

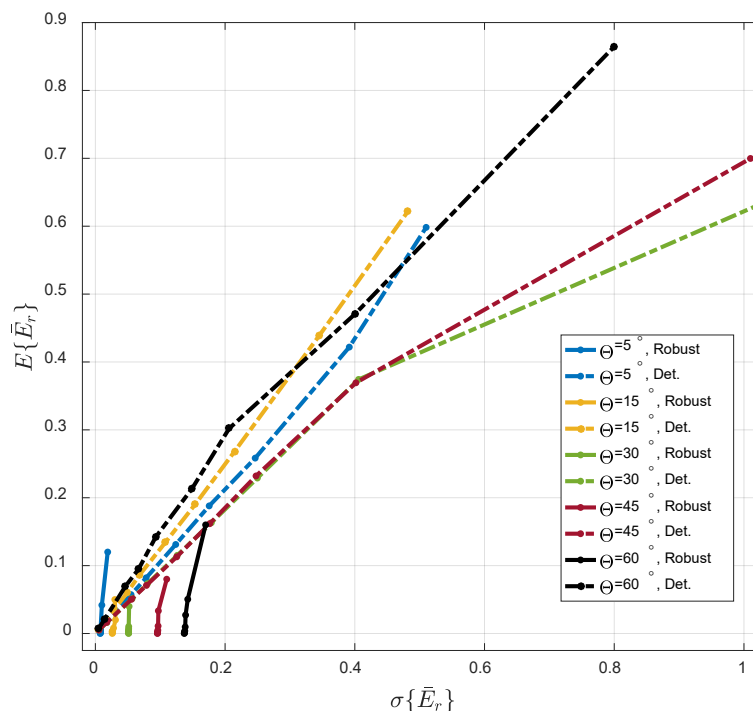


شکل ۵: انحراف معیار عملکرد بر حسب چگالی طیف توان نویز، به ازای کنترل‌کننده تنظیمی با ضرایب به دست آمده از بهینه‌سازی قطعی و مقاوم

بهینه‌سازی مقاوم تنظیم شده است را نسبت به بهینه‌سازی قطعی نمایش می‌دهد. چرا که گستره تغییرات انحراف معیار و امیدریاضی تابع هدف بر حسب چگالی طیفی های مختلف نویز نشانگر میزان تغییرات تابع هدف یا به نوعی نشانگر میزان مقاوم بودن سیستم کنترل در برابر نویز

در شکل ۶ امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب انحراف معیار عملکرد و به ازای چگالی طیفی توان نویز بین 10^{-9} تا 10^{-5} ترسیم شده است. در این شکل که سعی شده است اثر توأمان امیدریاضی و انحراف معیار بررسی شود، به خوبی قوام سیستم کنترل وضعیت ماهواره که با روش

است. در این شکل اندازه‌های نمودارها معنادار بوده و با مقایسه زوایای ورودی یکسان، میزان تغییرات توأمان معیار عملکرد به خوبی مشخص است.



شکل ۶: امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب انحراف معیار و به ازای PSDهای تا

شد. به منظور مقایسه، انحراف معیار و امیدریاضی معیار عملکرد بر حسب تابع چگالی طیفی نویز و برای دو بهینه‌سازی مذکور بررسی شد. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد در مواجهه با نویز، سیستم کنترل تنظیم شده با ضرایب ناشی از بهینه‌سازی مقاوم، تغییرات کمتر، قوام بیشتر و خطای نشان‌رویی 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 است.

۶- مراجع

[1] Ley, Wilfried, Klaus Wittmann, and Willi Hallmann, eds. Handbook of space technology, John Wiley & Sons, (2009).

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله عملکرد کنترل وضعیت ماهواره در مواجهه با نویز با استفاده از روش بهینه‌سازی مقاوم، بهبود یافت. از عملگر چرخ عکس‌الملی و کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی اصلاح‌شده با روش مشاهده‌گر و همچنین دو حسگر زاویه و سرعت زاویه‌ای آغشته به نویز برای مدلسازی سیستم کنترل وضعیت استفاده شد. میانگین مطلق خطای نشان‌رویی وضعیت به عنوان معیار عملکرد اصلی انتخاب شد و بهینه‌سازی با پارامترهای قطعی و بهینه‌سازی مقاوم با پارامترهای 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 مقاوم انجام

(2016). (in Persian فارسی)

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

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

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

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

[16] 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.

[17] 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).

[2] Sidi, Marcel J. Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach, Cambridge university press, (1997).

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

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

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

[6] 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.

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

[8] 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).

[9] 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).

[10] 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 فارسی)

[11] 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,