

Robust Optimization of Satellite Attitude Control with Thruster Actuators based on Combined Objective Function

V. Bohlouri¹ and S. H. Jalali-Naini^{2*}

1, 2. Mechanical Engineering Department, TarbiatModarress University

*Postal Code: 14115-111, Tehran, IRAN

shjalalinaini@modares.ac.ir

This paper suggests a robust optimization algorithm for the design of the satellite attitude control system in order to increase the robustness of the performance under uncertainties. A single-axis on-off attitude control with rigid dynamics is considered using Schmitt-Trigger and PID controller. The model uncertainties include the moment of inertia, thrust level, thruster delay and the external disturbance amplitude. A weighted combination of expected value and standard deviation of pointing error is considered as an objective function for the robust optimization. The numerical solutions show that the robust optimization reduces the variations of the objective function, i.e. it increases the robustness of the system performance compared to the deterministic optimization.

Keywords: Robust optimization, Satellite attitude control, Uncertainty, On-off thruster actuator

1. PhDStudent

2. Assistant Professor (Corresponding Author)

بهینه‌سازی مقاوم کنترل وضعیت ماهواره با عملگر تراستر مبتنی بر تابع هدف ترکیبی

وحید بهلوری^۱ و سید حمید جلالی نائینی^{۲*}

۱ و ۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

*تهران، کد پستی: ۱۱۱-۱۴۱۱۵

shjalalinaini@modares.ac.ir

در این مقاله، استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی مقاوم برای طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره، به منظور بهبود عملکرد آن تحت عدم قطعیت، پیشنهاد شده است. در این راستا، یک ماهواره تک محوره صلب با عملگر تراستر روشن-خاموش با اشمیت‌تریگر و PID در نظر گرفته شده است. عدم قطعیت‌های مدل شامل ممان اینرسی، سطح تراستر، تأخیر زمانی خالص تراستر و دامنه اغتشاش خارجی است. تابع هدف بهینه‌سازی مقاوم، ترکیب وزنی میانگین قدر مطلق خطای نشانه‌رویی و انحراف معیار آن در نظر گرفته شده است. نتایج حل عددی نشان می‌دهد که روش بهینه‌سازی مقاوم در مقایسه با روش بهینه‌سازی معین از نظر مقاوم بودن، عملکرد سیستم کنترل وضعیت را در مواجهه با عدم قطعیت‌ها بهبود داده است.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی مقاوم، کنترل وضعیت ماهواره، عدم قطعیت، عملگر تراستر روشن-خاموش

		علائم و اختصارات	
U_m	سطح تراستر	E	مقدار میانگین
\bar{x}	بردار پارامترهای بهینه‌سازی	F	تابع هدف
\bar{y}	بردار متغیرهای بهینه‌سازی	G_i	قیدهای مسئله بهینه‌سازی
Y_{old}	مقدار قبلی خروجی اشمیت‌تریگر	J	ممان اینرسی
Z_2 و Z_1	متغیرهای حالت مدل تراستر	K_I	بهره انتگرال‌گیر
ΔV	مصرف سوخت	K_P	بهره تناسبی
θ	زاویه ماهواره	K_D	بهره مشتق‌گیر
θ_{ref}	زاویه ورودی	M_d	گشتاور اغتشاشی
σ	انحراف معیار	T	ثابت زمانی معادل تراستر
τ	تأخیر زمانی خالص تراستر	U	سیگنال ورودی به اشمیت‌تریگر
τ_d	ثابت زمانی مشتق‌گیری	U_{off}	آستانه خاموش شدن
ω	سرعت زاویه‌ای ماهواره	U_{on}	آستانه روشن شدن
Latin Hypercube Sampling (LHS)	نمونه‌برداری ال‌اچ‌اس		
Probability Density Function (PDF)	تابع چگالی احتمال		
Proportional-Integral-Derivative (PID)	تناسبی-انتگرالی-مشتقی		

۱. دانشجوی دکتری

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

مقدمه

الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک برای دو معیار مذکور با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های ممان اینرسی، سطح تراست، مدل تأخیر تراستر و اغتشاش انجام شده است. در این مرجع از بلوک اشمیت‌تریگر^۶ و کنترلر PID و تراستر با مدل مرتبه دوم به همراه تأخیر زمانی خالص استفاده شده است. در مرجع [۱۸] توابع هدف، عدم قطعیت و مدل تراستر مشابه مرجع [۱۷] بوده، اما از مدولاتور^۷ پهنای فرکانس پالس به همراه کنترلر PI-D اصلاح شده و معادلات شبه بی‌بعد استفاده شده است. در مرجع مذکور، ضرایب کنترلی مدار با بهینه‌سازی مقاوم توسط الگوریتم ژنتیک دو هدفه به دست آمده است. الگوریتم بهینه‌سازی مقاوم ارائه شده در دو مرجع اخیر به عنوان مطالعه اولیه دارای ساختاری ساده بوده است.

در مقاله حاضر با فرض عدم قطعیت‌های مشابه دو مرجع فوق‌الذکر از الگوریتم بهینه‌سازی مقاوم در مرجع [۱۹] که برای طراحی سازه دکل‌های کابلی ارائه شده است، به منظور تنظیم ضرایب کنترل وضعیت ماهواره استفاده می‌شود. این الگوریتم در قالب یک ساختار مدون با قابلیت تعریف شرط توقف براساس معیار عملکرد تدوین شده است. به علاوه، اعمال ضریب وزنی در تابع هدف ترکیبی شامل «مقدار متوسط و انحراف معیار» در فرایند بهینه‌سازی مقاوم از دیگر ویژگی‌های این روش است. مزیت استفاده از ضریب وزنی در معیار عملکرد این است که طراح می‌تواند متناسب با کاربری مورد نظر مبتنی بر مقادیر متوسط و انحراف معیار، متغیرهای نهایی را انتخاب نماید. همچنین، استفاده از نمونه‌برداری LHS نیز سبب کاهش بار محاسباتی شده است. بنابراین، در مطالعه حاضر با استفاده از روش مدون بهینه‌سازی مقاوم مذکور، ضرایب کنترل وضعیت ماهواره با ترکیب کنترلر PID، بلوک اشمیت‌تریگر و تراستر با «مدل مرتبه دوم به همراه تأخیر زمانی خالص» استخراج شده است و مزیت آن بر روش دو مرجع [۱۷، ۱۸] نشان داده شده است.

کنترل وضعیت ماهواره با تراستر

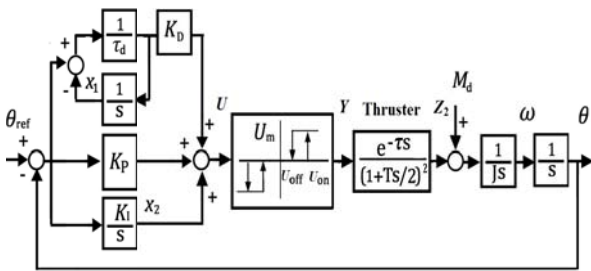
در کنترل وضعیت ماهواره عملگرهای مختلفی استفاده می‌شود. عملگر تراستر دو وضعیتی روشن-خاموش به دلیل توانایی اعمال گشتاورهای بالا و سرعت بالای کنترل در مقایسه با عملگرهای گشتاوردهنده مغناطیسی [۲۰] و چرخ عکس‌العملی [۲۱] مورد توجه طراحان بوده است. به منظور تبدیل سیگنال پیوسته کنترلی به سیگنال سه وضعیتی (۰، ±۱) برای یک جفت تراستر دو وضعیتی روشن-خاموش (در یک راستا اما دو جهت مخالف) از کنترلرگرا و

عموماً فرایند های بهینه‌سازی به منظور افزایش بهره‌وری و کاهش هزینه‌ها در طراحی سیستم‌ها استفاده می‌شود. روش‌های بهینه‌سازی معین^۳، بهینگی جواب (محلی یا مطلق) را برای مقادیر معین پارامترهای غیرطراحی (پارامترهایی که در مسئله بهینه‌سازی ثابت در نظر گرفته می‌شود)، ارائه می‌کند [۱]. در بسیاری از سیستم‌های مورد استفاده به‌طور واقعی، تغییرات پارامترهای غیرطراحی مدل به علل مختلف وجود دارد. به علاوه، در یک سیستم بهینه شده ممکن است به‌ازای یک همسایگی کوچک حول مقدار معین پارامتر، تابع هزینه به شدت افزایش یابد [۲، ۳]. تغییرات پارامترهای مدلبه دلایل مختلفی از جمله تغییر شرایط محیطی (دما، فشار، رطوبت و غیره)، تفرانس ساخت و نوع ساختار فیزیکی آبیاجاد می‌شود. بدین علت مسئله بهینه‌سازی مقاوم^۴، به عنوان ابزاری برای کاهش تغییرات تابع هزینه در مواجهه با تغییرات پارامترهای مدل در مسائل مختلف مهندسی به ویژه سامانه‌های هوافضایی که صنعتی هزینه‌بر و گران قیمتی می‌باشد، حائز اهمیت است [۴، ۵]. البته در نظر گرفتن عدم قطعیت گاهی با رویکرد کلان سیستمی و گاهی با رویکرد جزئی‌تر، به طور نمونه در مسئله کنترل وضعیت ماهواره انجام می‌شود. بهینه‌سازی با در نظر گرفتن عدم قطعیت در رویکرد طراحی چند موضوعی و نگاه کلان و سیستمی به طراحی ماهواره بسیار مورد استفاده قرار گرفته است [۶-۹]، اما به‌صورت جزئی و در سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره کمتر مورد نظر بوده است.

در طراحی سامانه کنترل وضعیت ماهواره، عدم قطعیت‌های متعددی وجود دارد که ضروری است در فرایند طراحی، مورد توجه قرار گیرد [۱۰]. فعالیت‌های تحقیقاتی در زمینه کنترل وضعیت ماهواره با در نظر گرفتن عدم قطعیت شامل چند دسته می‌شود. دسته اول مطالعاتی که فقط به بررسی میزان تأثیرگذاری عدم قطعیت در عملکرد سیستم کنترل با شبیه‌سازی مونت کارلو^۵ پرداخته‌اند [۱۱-۱۳]. دسته دوم، طراحی کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از روش‌های کنترل مقاوم است [۱۴-۱۶]. دسته سوم، روش‌های بهینه‌سازی مقاوم است که سعی دارد در فرایند بهینه‌سازی، مقادیری از متغیرها را ارائه دهد که نهایتاً تابع هدف را در برابر عدم قطعیت‌ها مقاوم نماید. در به‌کارگیری بهینه‌سازی مقاوم در کنترل وضعیت ماهواره تنها دو مرجع [۱۷، ۱۸] در منابع مشاهده شده است. در مرجع [۱۷] مقدار متوسط و انحراف معیار مصرف سوخت به عنوان دو تابع هدف مسئله بهینه‌سازی انتخاب شده است.

3. Deterministic Optimization
4. Robust Optimization
5. Monte Carlo

6. Schmitt-trigger
7. Modulator



شکل ۱- بلوک دیاگرام کنترل وضعیت ماهواره با اشمیت‌تریگر و کنترلگر PID

مطالعه پارامتری کنترل وضعیت

به منظور مطالعه پارامتری کنترل وضعیت ماهواره با ترکیب بلوک اشمیت‌تریگر و کنترلگر PID، ابتدا با فرض مقادیر ثابت بهره‌های کنترلگر مطابق جدول (۱)، پارامترهای آستانه روشن شدن و آستانه خاموش شدن (U_{off} و U_{on}) را تغییر داده و پارامترهای خطای نشانه‌روی، مصرف سوخت و فعالیت تراستر به عنوان معیار عملکرد بررسی می‌شود. شکل (۲) نمودار مصرف سوخت بر حسب تغییر پارامترهای آستانه روشن شدن و پارامتر U_{off}/U_{on} را نشان می‌دهد که بیانگر افزایش مصرف سوخت با کاهش مقدار U_{on} و افزایش هیستریزس ($U_{on} - U_{off}$) است. در شکل (۳)، تعداد دفعات روشن شدن تراستر بر حسب U_{on} و U_{off}/U_{on} نمایش داده شده است. همان‌طور که از این نمودار مشخص است با کاهش U_{on} ، فعالیت تراستر به شدت زیاد شده و با کاهش هیستریزس نیز فعالیت تراستر افزایش یافته است. در شکل (۴) نمودار میانگین قدرمطلق خطا در ۱۰ ثانیه نهایی به دو صورت سه‌بعدی و نمایش کانتوری ترسیم شده است که مطابق آن، با افزایش U_{on} خطا افزایش یافته است. لازم به ذکر است که با کاهش مقدار پارامتر آستانه روشن شدن مقدار خطا کمتر می‌شود، اما میزان مصرف سوخت و فعالیت تراستر افزایش نسبتاً زیادی دارد.

جدول ۱- مقادیر پارامترها در مطالعه پارامتری

پارامتر	مقدار	واحد
J	۱۰	Kg.m^2
Final Time	۲۰	s
T	۰/۰۱	s
τ	۰/۰۲	s
τ_d	۰/۰۱	s
M_d	۰/۰۵	N.m
U_m	۱	N.m
K_P	۲۰	-
K_D	۱۶	s
K_I	۱	1/s

مدولاتورهای نظیر بلوک اشمیت‌تریگر، مدولاتور پهنای پالس، مدولاتور پهنای و فرکانس پالس^۸ و مدولاتور نرخ کاذب^۹ استفاده می‌شود [۲۲-۲۴]. یک کلاس از روش‌های کنترل با عملگرهای تراستر دو وضعیتی، ترکیب مدولاتورها و کنترلگرهای تناسبی- مشتقی- انتگرالی (PID) است [۲۵-۲۷].

بلوک دیاگرام کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره صلب با ترکیب کنترلگر PID و بلوک اشمیت‌تریگر و استفاده از عملگر تراستر با مدل دو جمله‌ای مرتبه دوم با ثابت زمانی معادل (T) به همراه تأخیر زمانی خالص (τ)، مطابق مرجع [۱۷] در شکل (۱) نمایش داده شده است. در این شکل، سیگنال کنترلی تولید شده از کنترلگر PID وارد بلوک اشمیت‌تریگر شده و فرمان سه وضعیتی ($\pm U_m, 0$) وارد مدل عملگر تراستر می‌شود. معادلات حالت سیستم مذکور با توجه به شکل (۱) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{\theta} = \omega \quad (۱)$$

$$\dot{\omega} = \frac{Z_2}{J} + \frac{M_d}{J} \quad (۲)$$

$$\dot{Z}_1 = \frac{2}{T}(Y_d - Z_1), Y_d(t) = Y(t - \tau) \quad (۳)$$

$$\dot{Z}_2 = \frac{2}{T}(Z_1 - Z_2) \quad (۴)$$

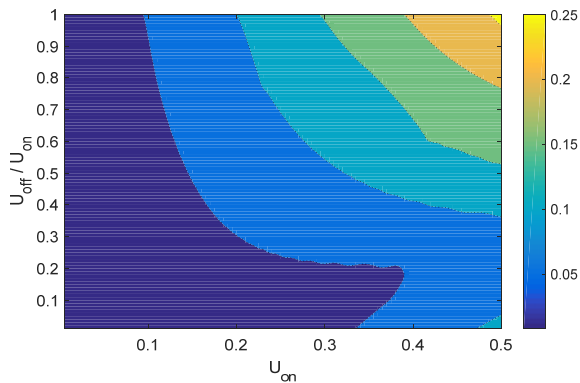
$$\dot{X}_1 = \frac{1}{\tau_d}(\theta_{ref} - \theta - X_1) \quad (۵)$$

$$\dot{X}_2 = K_I(\theta_{ref} - \theta) \quad (۶)$$

$$Y = F(U, Y_{old}, U_{off}, U_{on}, U_m) \quad (۷)$$

که در آن، θ_{ref} ورودی مرجع وضعیت زاویه‌ای، θ وضعیت زاویه‌ای ماهواره، J ممان اینرسی ماهواره صلب، M_d گشتاور اغتشاشی ورودی، U_{on} و U_{off} به ترتیب آستانه شروع و آستانه خاتمه ناحیه هیستریزس^{۱۰}، U سیگنال ورودی به اشمیت‌تریگر و U_m حداکثر گشتاور اشمیت‌تریگر است. تابع F نمایانگر بلوک اشمیت‌تریگر است که خروجی آن به صورت $Y = F(U, Y_{old}, U_{off}, U_{on}, U_m)$ نمایش داده شده است. متغیرهای حالت کنترلگر PID با X_1 و X_2 و متغیرهای حالت تراستر با Z_1 و Z_2 نشان داده شده است. بهره‌های تناسبی، مشتق‌گیر و انتگرال‌گیر کنترلگر PID به ترتیب با K_D ، K_P و K_I نمایش داده شده و τ_d ثابت زمانی مشتق‌گیر با تقریب $K_D s / (1 + \tau_d s)$ است.

8. PWPF
9. Pseudo Rate Modulator
10. Hysteresis



ب) نمایش به صورت کانتور

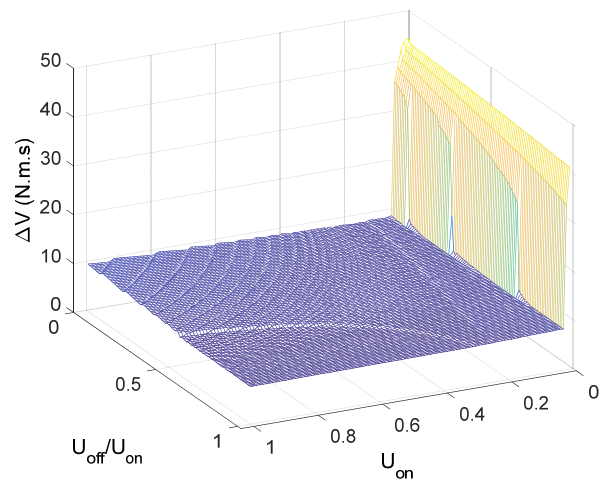
شکل ۴- الف و ب) میانگین قدرمطلق خطای نشانه‌روی در ۱۰ ثانیه آخر

مطالعه مذکور، به منظور تعیین بازه انتخابی مناسب برای پارامترهای U_{on} و U_{off} انجام شده است. با در نظر گرفتن نمودارهای به دست آمده و حذف قسمت‌هایی که مصرف سوخت خطا و فعالیت تراستر جهش زیادی داشته است، می‌توان بازه پیشنهادی برای دو پارامتر بلوک اشمیت‌تریگر را به صورت جدول (۲) ارائه نمود. به عبارت دقیق‌تر، مقدار آستانه روشن شدن وابسته به مقدار K_p است. زیرا، بهره‌های کنترلگر و آستانه روشن شدن و خاموش شدن را می‌توان بر K_p تقسیم کرد. بنابراین، مقادیر U_{on}/K_p را باید در محدوده پیشنهادی در نظر گرفت. شایان ذکر است که جدول (۲) برای کاربردهای خاص که نیاز به عکس العمل نسبتاً سریع سیستم کنترل وضعیت است، به طور نمونه استخراج شده است.

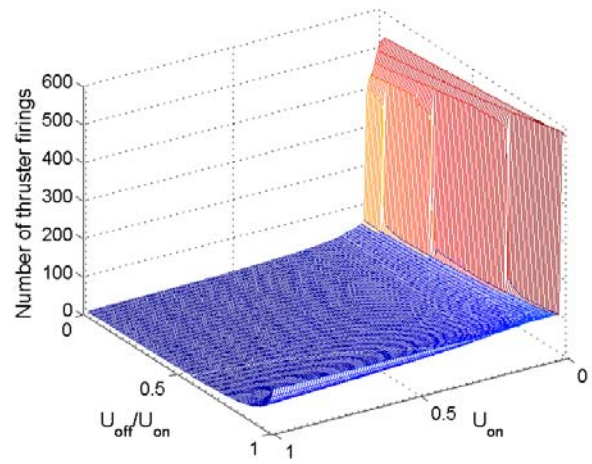
در شبیه‌سازی کنترل وضعیت ماهواره مطابق شکل (۱)، پارامترهای بلوک اشمیت‌تریگر در بازه پیشنهادی جدول (۲) به صورت $U_{on} = 0.15$ و $U_{off}/U_{on} = 0.5$ انتخاب شده و سایر پارامترها مطابق جدول (۱) است. نمودار پاسخ به‌ازای ورودی پله به مقدار ۱۵ درجه در شکل (۵) و نمودار روشن - خاموش شدن تراستر در شکل (۶) ترسیم شده است. علاوه بر این، به دلیل غیرخطی بودن بلوک اشمیت‌تریگر، چرخه حدی در پاسخ ایجاد می‌شود که نمودار چرخه (شبه) حدی در شکل (۷) ترسیم شده است. دامنه و فرکانس چرخه (شبه) حدی به مقدار پارامترهای سیستم بستگی دارد. همان‌طور که از دو نمودار اخیر ملاحظه می‌شود، الگوریتم کنترلی توانسته است با وجود اغتشاش ثابت 0.05 نیوتن‌متر، با دقت نشانه‌روی 0.25 درجه عمل کنترل را انجام دهد.

جدول ۲- بازه پیشنهادی پارامترهای U_{on} و U_{off}/U_{on}

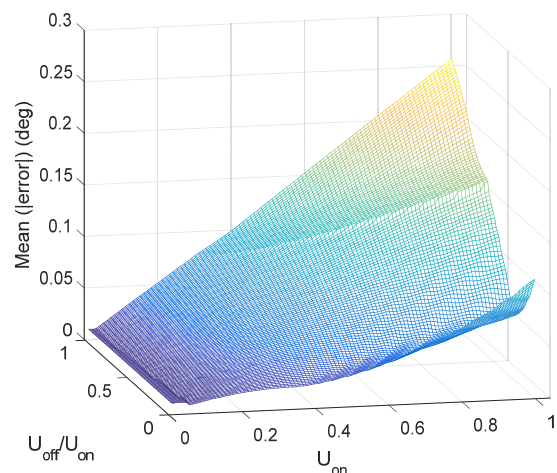
معیار عملکرد	U_{on}	U_{off}/U_{on}
مصرف سوخت	> 0.05	> 0.1
فعالیت تراستر	> 0.1	< 0.9
خطای نشانه‌روی	< 0.06	< 0.85
هر سه معیار	$0.1 < U_{on} < 0.06$	$0.1 < U_{off}/U_{on} < 0.85$



شکل ۲- مصرف سوخت بر حسب پارامتر U_{on} و U_{off}/U_{on}



شکل ۳- تعداد دفعات روشن شدن تراستر بر حسب پارامتر U_{on} و U_{off}/U_{on}



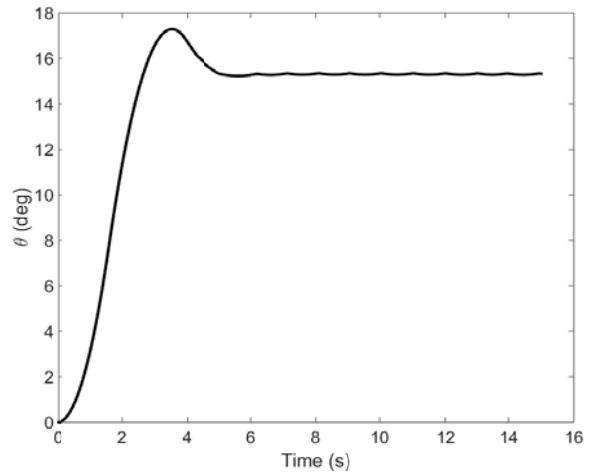
الف) نمایش سه‌بعدی

بهینه‌سازی مقاوم

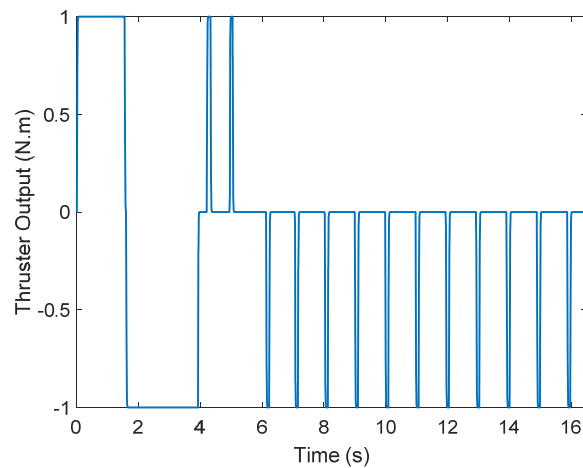
در این بخش، مسئله بهینه‌سازی مقاوم مطابق الگوریتم مرجع [۱۹] تشریح می‌شود. گزاره‌های ریاضی مسئله بهینه‌سازی تحت عدم قطعیت مطابق مرجع مذکور به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} & \text{Find } (\bar{y}) \\ & \text{Minimizing } [F(\bar{x}, \bar{y}), \sigma(\bar{x}, \bar{y})] \\ & \text{Subject to } G_i(\bar{x}, \bar{y}) \leq 0, i = 1, \dots, l \quad (8) \\ & \bar{y}_{min} \leq \bar{y} \leq \bar{y}_{max} \\ & \phi = P_E E[F(\bar{x}, \bar{y})] + P_\sigma \sigma(\bar{x}, \bar{y}) + \text{Penalty} \end{aligned}$$

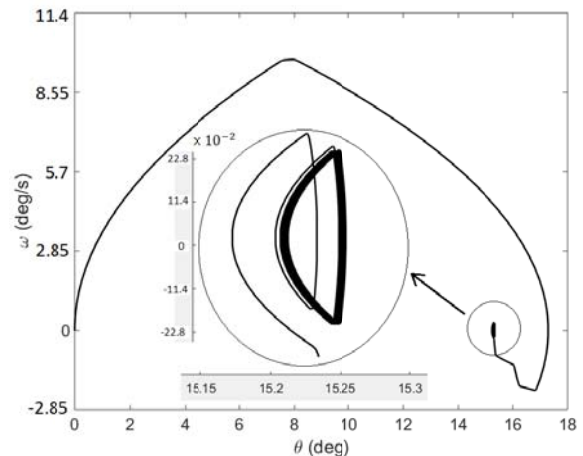
که در آن، \bar{y} بردار متغیرهای مسئله بهینه‌سازی بوده و \bar{x} بردار پارامترهای مسئله بهینه‌سازی است که عدم قطعیت بر روی این بردار اعمال می‌شود. قید مسئله با G نمایش داده شده و بازه متغیرهای مسئله نیز به صورت رابطه (۸) محدود شده است. در رابطه (۸)، F تابع هدف معین بهینه‌سازی بوده و σ انحراف معیار^{۱۱} تابع هدف معین (F) است که هر دو تابعی از پارامترها و متغیرهای مسئله هستند. تابع هدف نهایی بهینه‌سازی (ϕ) با ترکیب وزنی مقدار میانگین و انحراف معیار تابع هدف ساخته می‌شود. در صورت ارضا نشدن قید مسئله، یک عدد بزرگ به عنوان جریمه به تابع هدف اصلی اضافه می‌شود. به منظور اعمال عدم قطعیت برای پارامترهای مورد نظر، ابتدا تابع چگالی احتمال^{۱۲} برای پارامترهای دارای عدم قطعیت فرض شده است. سپس، توسط الگوریتم LHS نمونه‌برداری از پارامترها انجام می‌شود. قابل ذکر است که الگوریتم LHS یک روش نمونه‌برداری تصادفی است که به مدل تابع چگالی احتمال گوسی^{۱۳} نزدیک است [۲۸]. در مرحله بعد، مطابق الگوریتم بهینه‌سازی، متغیرهای بهینه‌سازی (\bar{y}) تخمین زده و مقادیر تابع هدف محاسبه می‌شود. این فرایند به تعداد دفعات انتخابی (هزار) اجرای برنامه ادامه یافته تا میانگین و انحراف معیار تابع هدف محاسبه شود. سپس، تابع هدف اصلی (ϕ) که شامل جمع وزن‌دهی شده مقدار میانگین، انحراف معیار و نیز پهنالی است، محاسبه می‌شود. شایان ذکر است که در صورت برآورده نشدن قید مسئله، یک مقدار بزرگ به عنوان پهنالی انتخاب می‌شود. شرط خاتمه برنامه، کمتر شدن میزان تغییرات تابع هدف اصلی (تغییرات ده مقدار اخیر) از یک مقدار کوچک است ($\phi_i - \phi_{i-1} < \epsilon$). در صورت محقق شدن تابع شرط، فرایند بهینه‌سازی مقاوم خاتمه می‌یابد. در غیر اینصورت، این فرایند تا رسیدن به شرط توقف ادامه می‌یابد. در شکل (۸) روندنمای بهینه‌سازی مقاوم مطابق الگوریتم مرجع [۱۹] که توسط ونانزی^{۱۴} تدوین شده است، ترسیم شده است.



شکل ۵- پاسخ سیستم کنترل وضعیت به ورودی پله به مقدار ۱۵ درجه در حضور اغتشاش ۰/۰۵ نیوتن متر



شکل ۶- روشن- خاموش شدن تراستر به ورودی پله به مقدار ۱۵ درجه در حضور اغتشاش ۰/۰۵ نیوتن متر



شکل ۷- چرخه (شبه) حدی به‌ازای ورودی ۱۵ درجه و اغتشاش ۰/۰۵ نیوتن متر

11. Standard Deviation
 12. Probability Density Function (PDF)
 13. Gaussian
 14. Venanzi

که در آن، ضرایب بهره کنترل (K_P, K_D, K_I) ، متغیرهای مسئله بهینه‌سازی بوده و میانگین ۱۰ ثانیه آخر خطای نشان‌دهنده به عنوان تابع هدف اول و مصرف سوخت (ΔV) به عنوان تابع هدف دوم در نظر گرفته شده است. کمتر بودن میزان فراجهدش از مقدار ۱۰ درصد، قید مسئله در نظر گرفته شده و مقدار متغیرهای مسئله به کوچکتز از ۱۰۰ محدود شده است. بهینه‌سازی معین مبتنی بر الگوریتم ژنتیک و به صورت دو هدفه با مقادیر پارامترهای جدول (۳) انجام شده است. نتایج حاصل از بهینه‌سازی معین برای دو نقطه حداقل خطا و حداقل مصرف سوخت در جدول (۴) ارائه شده است.

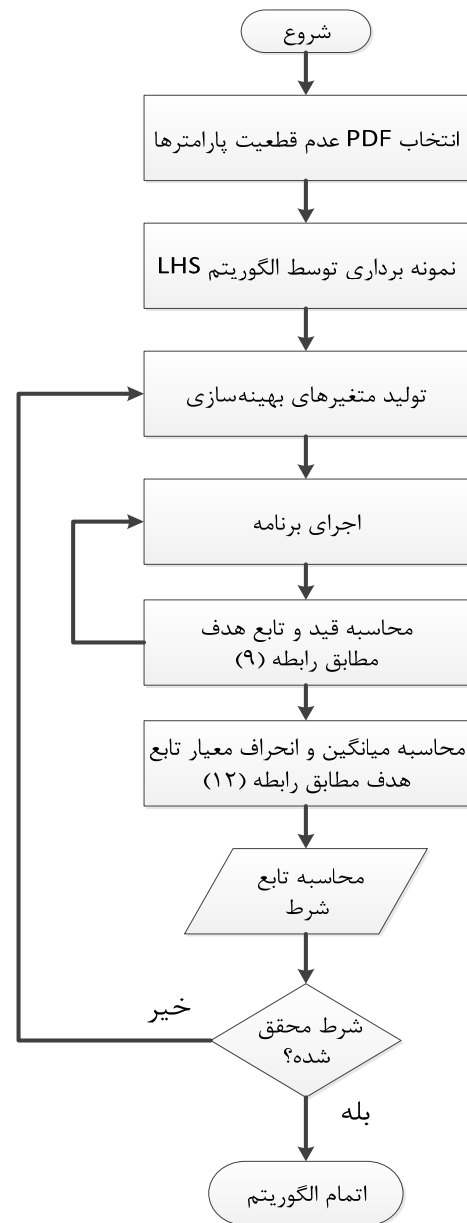
جدول ۳- مقادیر پارامترها در بهینه‌سازی معین

پارامتر	مقدار	واحد
τ	۰/۰۲	s
τ_d	۰/۰۱	s
U_{on}	۰/۱۵	rad
U_{off}/U_{on}	۰/۵	-
M_d	۰/۰۵	N·m
U_m	۱	N·m
θ_{ref}	۱۵	rad
$\theta(0)$	۰	rad
$\omega(0)$	۰	rad/s

جدول ۴- ضرایب کنترلی حاصل از بهینه‌سازی معین

پارامتر	مقدار	ملاحظات
K_P	۵۶/۲۴	به‌ازای نقطه حداقل خطا
K_D	۴۹/۹۹	
K_I	۰/۰۲	
K_P	۱۰/۹۳	به‌ازای نقطه حداقل مصرف سوخت
K_D	۴۶/۴۶	
K_I	۰/۲۵	

در شکل (۹) جبهه پرتوی حاصل از بهینه‌سازی معین دو هدفه ترسیم شده است که محور افقی نمایانگر میانگین خطای ۱۰ ثانیه آخر و محور عمودی مصرف سوخت می‌باشد. مطابق این شکل، در صورتی که تنها خطای نشان‌دهنده به عنوان تابع هدف منظور شود، مقدار خطا کم می‌شود اما مصرف سوخت افزایش می‌یابد. همچنین، با در نظر گرفتن مصرف سوخت به عنوان تابع هدف، خطا افزایش یافته است. بنابراین، طراح می‌تواند بر حسب نیاز مصالحه‌ای بین خطای نشان‌دهنده و مصرف سوخت در کنترل وضعیت در نظر گرفته و ضرایب مناسب کنترلی را برگزیند. به‌ازای دو نقطه حداقل مصرف سوخت و حداقل خطای نشان‌دهنده، پاسخ به ورودی پله با مقدار ۱۵ درجه در شکل (۱۰) ترسیم شده است.



شکل ۸- روندنمای الگوریتم بهینه‌سازی مقاوم

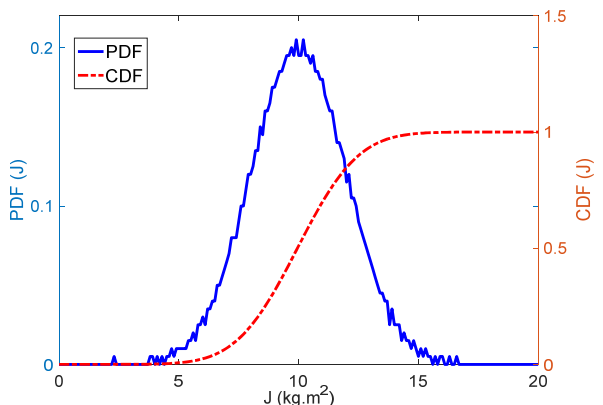
بهینه‌سازی معین کنترل وضعیت ماهواره

در این بخش بهینه‌سازی معین با لحاظ کردن اغتشاش ثابت برای کنترل وضعیت ماهواره مطابق شکل (۱) انجام شده است. در بخش آتی با انجام بهینه‌سازی مقاوم، نتایج این دو روش با یکدیگر مقایسه می‌شود. مسئله بهینه‌سازی معین به صورت رابطه (۹) در نظر گرفته می‌شود:

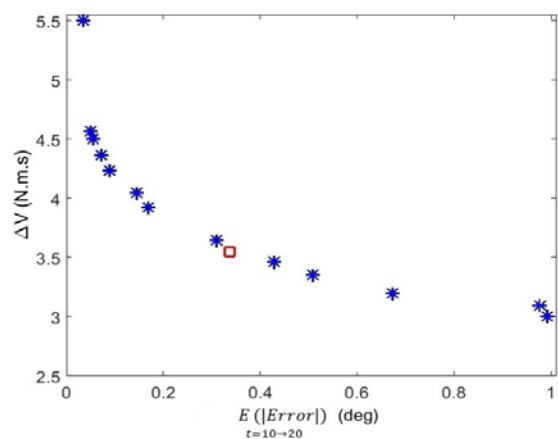
$$\begin{aligned}
 & \text{Find } (K_P, K_D, K_I) \\
 & \text{Minimizing } [\text{Error}, \Delta V] \\
 & \text{Subject to } M_P \leq 10\% \\
 & 0 < K_P, K_D, K_I \leq 100
 \end{aligned} \quad (9)$$

که در آن، ضرایب بهره کنترلی (K_P, K_D, K_I) به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی انتخاب شده است. میانگین قدر مطلق خطای نشانه‌روی (در ۱۰ ثانیه آخر) و مقدار انحراف معیار قدر مطلق خطا به عنوان دو بخش تابع هدف ترکیبی (ϕ) لحاظ شده است. میزان فراجهدش به عنوان قید مسئله انتخاب شده که با روش پنتلی به تابع هدف اضافه می‌شود. عدم قطعیت بر روی پارامترهای ممان اینرسی، سطح تراستر، تأخیر زمانی خالص تراستر و اندازه اغتشاش به صورت گوسی در نظر گرفته شده که مقدار میانگین و انحراف معیار آن به عنوان ورودی به الگوریتم داده می‌شود. کمتر بودن «میانگین تغییرات تابع هدف» به‌ازای ده مقدار اخیر آن از مقدار 10^{-7} به عنوان شرط توقف لحاظ شده است.

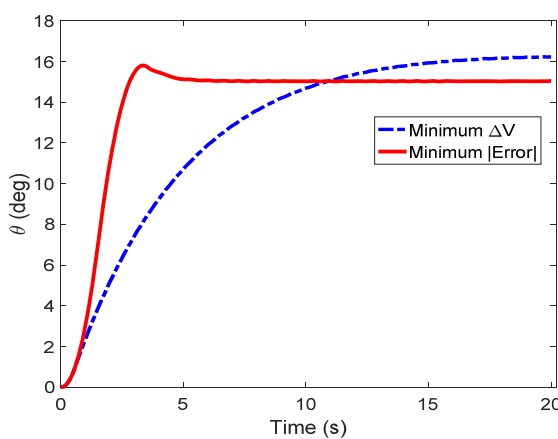
ابتدا بهینه‌سازی مقاوم برای هر کدام از عدم قطعیت‌ها و سپس با وجود همه عدم قطعیت‌ها به‌طور همزمان بهینه‌سازی انجام می‌شود. در این مطالعه، توزیع تابع چگالی احتمال عدم قطعیت پارامترها در فرایند بهینه‌سازی به صورت گوسی در نظر گرفته شده است. بدین منظور، مقدار میانگین و مقدار انحراف معیار پارامتر به عنوان ورودی به الگوریتم بهینه‌سازی وارد می‌شود. برای تولید تابع چگالی احتمال گوسی از الگوریتم‌های متعددی می‌توان استفاده کرد. در این مطالعه از الگوریتم LHS استفاده شده است. نمونه‌برداری این الگوریتم در مقایسه با برخی الگوریتم‌های دیگر به‌ازای تعداد کم نمونه‌برداری، نتایجی نزدیک‌تر به تابع گوسی به‌دست می‌دهد. به عنوان نمونه در شکل (۱۱) نمودارهای تابع چگالی احتمال (PDF) و تابع توزیع تجمعی (CDF) برای ۱۰۰۰ مرتبه نمونه‌برداری با روش LHS برای تولید عدم قطعیت ممان اینرسی با مقدار میانگین ۱۰ و انحراف معیار $2(\text{kg.m}^2)$ ترسیم شده است. برای سایر عدم قطعیت‌ها نیز مطابق این روش عمل شده است.



شکل ۱۱- تابع چگالی احتمال (PDF) و تابع توزیع تجمعی (CDF) با ۱۰۰۰ مرتبه نمونه‌برداری با روش LHS برای تولید عدم قطعیت ممان اینرسی مقدار انحراف معیار و مقدار میانگین پارامترهای دارای عدم قطعیت در جدول (۵) ذکر شده است. بهینه‌سازی مقاوم مبتنی بر روندنمای شکل



شکل ۹- جبهه پرتو بهینه‌سازی معین دو هدفه در حضور اغتشاش (مصرف سوخت بر حسب میانگین قدرمطلق خطا در ده ثانیه آخر)

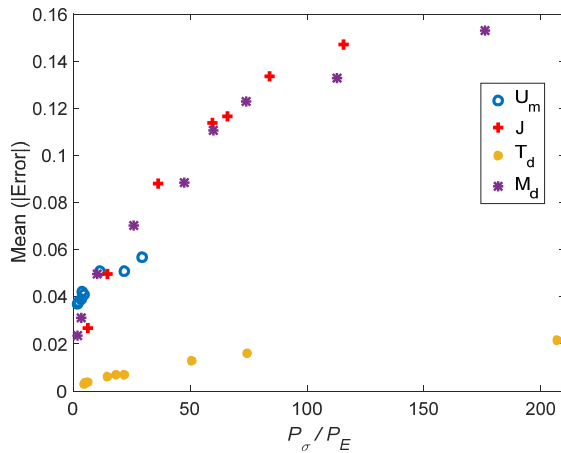


شکل ۱۰- پاسخ به ورودی پله به‌ازای دو نقطه کمینه خطا و کمینه مصرف سوخت در بهینه‌سازی معین دو هدفه در حضور اغتشاش

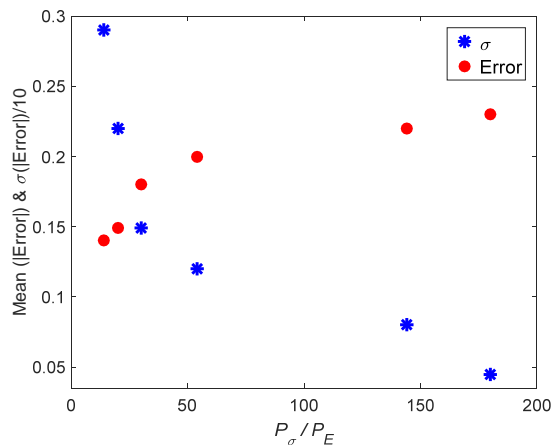
بهینه‌سازی مقاوم کنترل وضعیت ماهواره

همان‌طور که اشاره شد، سیستم مورد مطالعه در معرض نامعینی است. از این‌رو، در یک فرایند بهینه‌سازی چنانچه عدم قطعیت در نظر گرفته نشود، در نهایت ممکن است بر خلاف انتظار تابع هزینه افزایش قابل توجهی یابد. در مسئله حاضر، ممان اینرسی ماهواره، سطح تراستر تولیدی و تأخیر زمانی خالص تراستر دارای عدم قطعیت بوده و در اندازه مقدار اغتشاش ثابت نیز عدم قطعیت اعمال شده است. گزاره‌های مسئله بهینه‌سازی مقاوم برای بلوک دیاگرام کنترل وضعیت شکل (۱)، به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$\begin{aligned}
 & \text{Find } (K_P, K_D, K_I) \\
 & \text{Minimizing } [\text{Error}, \sigma(\text{Error})] \\
 & \text{Subject to } M_P \leq 10\% \\
 & 0 < K_P, K_D, K_I \leq 100 \\
 & \phi = P_E (\sum |\text{Error}|) + P_\sigma \sigma(\text{Error}) + \text{Penalty} \\
 & \text{Stopping Criteria: } \bar{\phi}_i - \bar{\phi}_{i-1} < \varepsilon
 \end{aligned}
 \tag{10}$$



شکل ۱۳- میانگین قدرمطلق خطای نشانه‌روی در بهینه‌سازی مقاوم بر حسب نسبت وزنی P_σ/P_E در مواجهه با چهار عدم قطعیت



شکل ۱۴- انحراف معیار و میانگین قدرمطلق خطای نشانه‌روی در بهینه‌سازی مقاوم بر حسب نسبت P_σ/P_E در مواجهه با چهار عدم قطعیت مطابق جدول (۵)

تاکنون نتایج بهینه‌سازی ارائه شده به‌ازای مقادیر جدول (۵) بوده است. به منظور مطالعه کامل‌تر، نتایج بر حسب انحراف معیار عدم قطعیت ورودی به ترتیب در شکل‌های (۱۵) تا (۱۸) برای عدم قطعیت‌های ممان اینرسی، سطح تراست، اغتشاش و تأخیر زمانی خالص تراستر به‌طور مجزا ترسیم شده است. البته، مقدار ضریب وزنی در این شکل‌ها مقداری معین در نظر گرفته شده است.

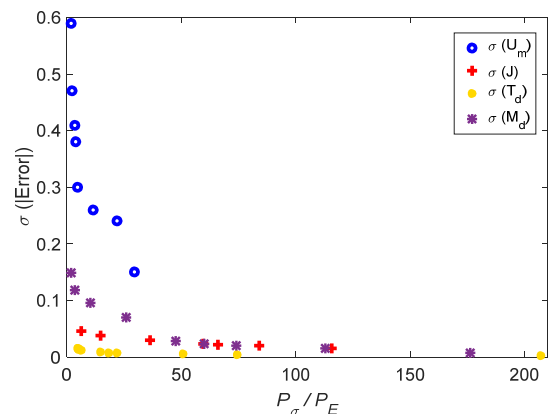
شایان ذکر است که بهینه‌سازی مقاوم انجام شده، تضمینی برای مقادیر دیگر انحراف معیار به‌دست نمی‌دهد. هر چند در شکل‌های مذکور، مطالعه در این خصوص صورت پذیرفته است. همان‌طور که از این شکل‌ها ملاحظه می‌شود، نتایج به‌ازای بهینه‌سازی مقاوم عملکرد بهتری را نسبت به بهینه‌سازی معین نشان می‌دهد. همان‌طور که از این نمودارها ملاحظه می‌شود، به‌طور معمول مقدار میانگین قدرمطلق خطا در بهینه‌سازی مقاوم کمی بیشتر از میانگین قدرمطلق خطا در

(۸) برای کنترل وضعیت ماهواره مطابق شکل (۱)، با الگوریتم ژنتیک و تابع هدف ترکیبی مطابق رابطه (۱۰) با تعداد ۷۰ جمعیت اولیه و ۱۰۰۰ بار تکرار هر مرحله از برنامه انجام شده است. با تغییر نسبت دو ضریب وزنی (P_σ/P_E) در تابع هدف ترکیبی نتایج تغییر می‌کند. بنابراین، بهینه‌سازی به‌ازای چندین مقدار برای نسبت مذکور تکرار شده است.

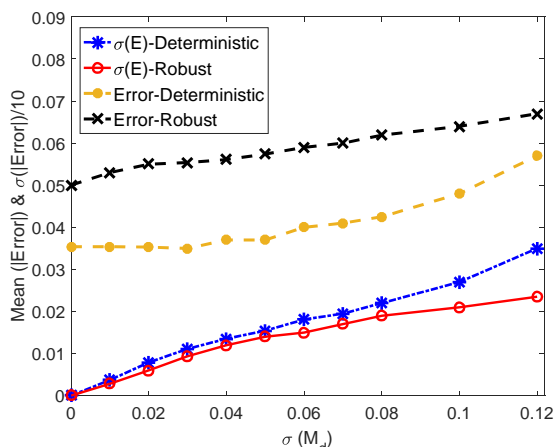
جدول ۵- پارامترهای تابع گوسی برای عدم قطعیت‌های مدل

مقدار	پارامترهای آماری	کمیت
۲	$\sigma(J)$	ممان اینرسی
۱۰	$E(J)$	
۰/۲	$\sigma(U_m)$	سطح تراست
۱	$E(U_m)$	
۰/۰۵	$\sigma(M_d)$	اغتشاش
۰/۰۵	$E(M_d)$	
۰/۰۱	$\sigma(\tau)$	تأخیر زمانی خالص تراستر
۰/۰۲	$E(\tau)$	

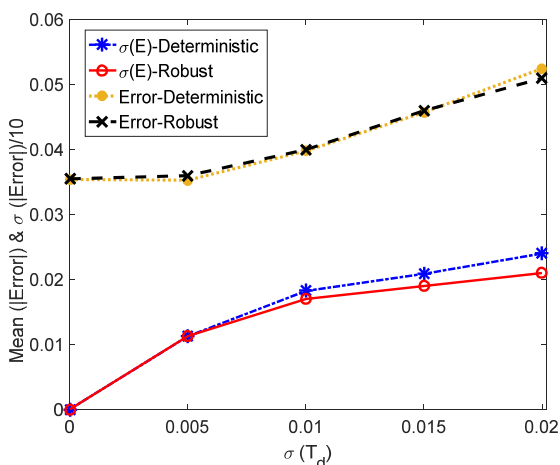
نتایج بهینه‌سازی به‌ازای پارامترهای جدول (۵) بر حسب مقادیر مختلف ضریب وزنی برای عدم قطعیت در ممان اینرسی، سطح تراست، اغتشاش و تأخیر زمانی خالص تراستر در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) ترسیم شده است. شکل (۱۲)، انحراف معیار قدرمطلق خطای نشانه‌روی را نشان می‌دهد. در شکل (۱۳)، میانگین قدرمطلق خطای نشانه‌روی بر حسب نسبت وزنی برای چهار عدم قطعیت مذکور به‌صورت تفکیک شده، ترسیم شده است. محور افقی این نمودارها، P_σ/P_E بوده و محور عمودی به ترتیب انحراف معیار و میانگین «قدرمطلق خطای نشانه‌روی» در دو شکل مذکور است. تفکیک عدم قطعیت‌ها برای تعیین بودجه خطای نشانه‌روی در کنترل وضعیت است. در ادامه، نتایج بهینه‌سازی با اعمال همزمان چهار عدم قطعیت مذکور مطابق جدول (۵) بر حسب مقدار نسبت ضرایب وزنی در شکل (۱۴) ملاحظه می‌شود.



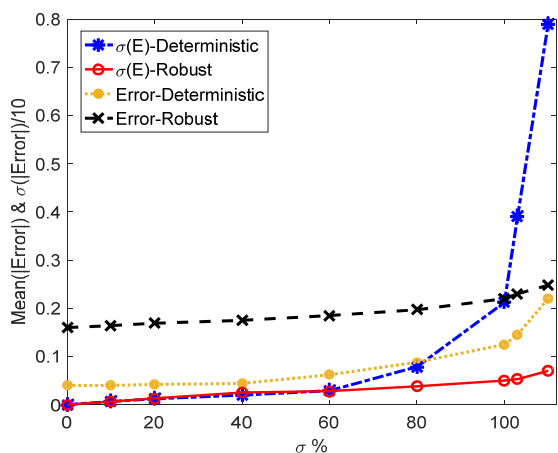
شکل ۱۵- انحراف معیار قدرمطلق خطای نشانه‌روی در بهینه‌سازی مقاوم بر حسب نسبت وزنی P_σ/P_E در مواجهه با چهار عدم قطعیت



شکل ۱۷- مقایسه میانگین و انحراف معیار قدرمطلق خطا برای نتایج بهینه‌سازی معین و مقاوم بر حسب ورودی انحراف معیار اغتشاش ثابت با نسبت وزنی ۱۵

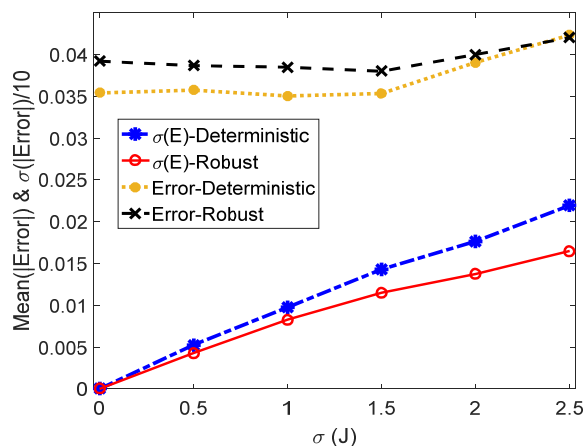


شکل ۱۸- مقایسه میانگین و انحراف معیار قدرمطلق خطا برای نتایج بهینه‌سازی معین و مقاوم بر حسب ورودی انحراف معیار تأخیر زمانی تراستر با نسبت وزنی ۱۰

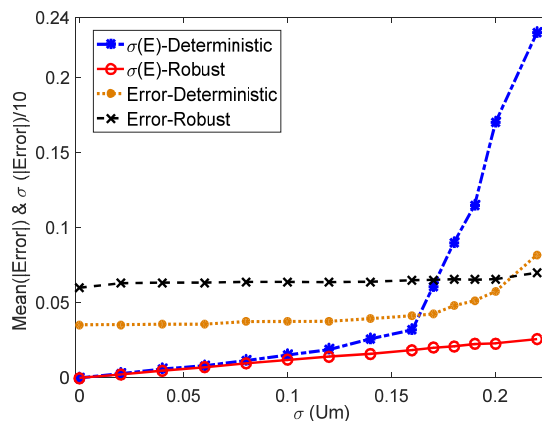


شکل ۱۹- مقایسه میانگین و انحراف معیار قدرمطلق خطا برای نتایج بهینه‌سازی معین و مقاوم بر حسب ورودی عدم قطعیت انحراف معیار (به‌ازای نسبت وزنی ۱۸۰)

بهینه‌سازی معین شود. اما، انحراف معیار خطای نشانه‌روی در بهینه‌سازی مقاوم و تأثیر عدم قطعیت بر روی آن کمتر است. البته، این موضوع به‌طور نمونه در شکل (۱۶) مشاهده نمی‌شود. به عبارت دیگر، در شکل (۱۶) میانگین قدرمطلق و انحراف معیار خطای نشانه‌روی در بهینه‌سازی مقاوم در محدوده بزرگتر از ۰/۲۱ (انحراف معیار سطح تراست ورودی) کمتر از مقادیر متناظر در بهینه‌سازی معین شده است. این نمودارها به‌ازای ۱۰۰۰۰ مرتبه اجرای برنامه ترسیم شده است. شایان ذکر است که مقادیر بهینه‌سازی شده تنها به‌ازای نقاط گره است که به علت نمایش بهتر، این گره‌ها با خطوط به هم متصل شده است. در ضمن، نتایج بهینه‌سازی معین در نمودارهای شکل‌های (۱۵) تا (۱۸) به‌ازای «نقطه مربع شکل» در جبهه پرتوی شکل (۹) در نظر گرفته شده است. در شکل (۱۹) تغییر انحراف معیار و میانگین خطا در بهینه‌سازی مقاوم با تغییر نسبت وزنی P_G/P_E در مواجهه با چهار عدم قطعیت مذکور ترسیم شده است.

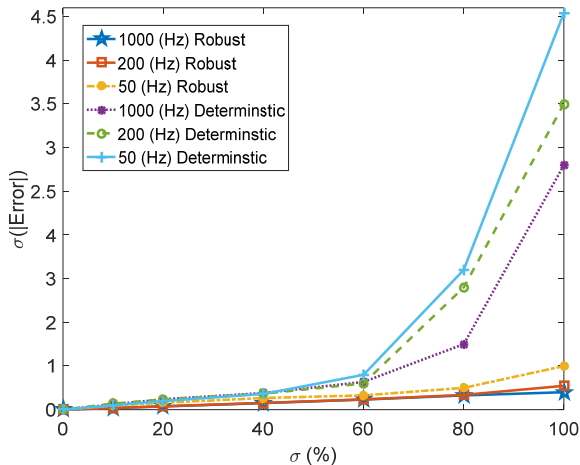


شکل ۱۵- مقایسه میانگین و انحراف معیار قدرمطلق خطا برای نتایج بهینه‌سازی معین و مقاوم بر حسب ورودی انحراف معیار ممان اینرسی با نسبت وزنی ۲۵

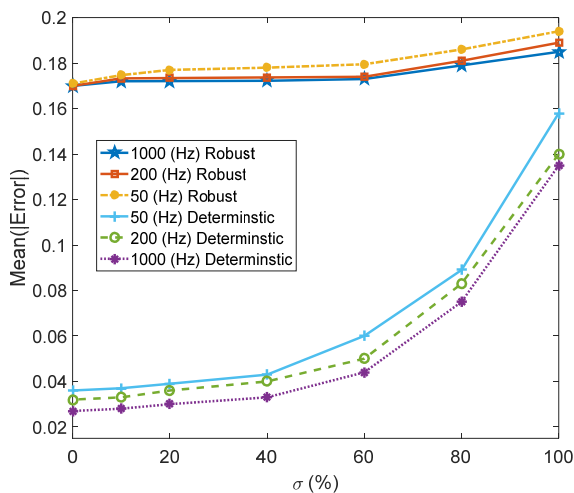


شکل ۱۶- مقایسه میانگین و انحراف معیار قدرمطلق خطا برای نتایج بهینه‌سازی معین و مقاوم بر حسب ورودی انحراف معیار سطح تراست با نسبت وزنی ۲۲

منظور، سه بهره کنترل PID و آستانه روشن شدن و خاموش شدن بلوک اشمیت‌تریگر بر K_P (در جدول ۶) تقسیم می‌شود. با توجه به این نکته، عملاً تنظیم آستانه روشن شدن و مقدار هیستریزس (با فرض ثابت بودن نسبت U_{off}/U_{on}) در بهینه‌سازی لحاظ شده است.



شکل ۲۰- مقایسه انحراف معیار قدرمطلق خطا به‌ازای سه فرکانس ۵۰، ۲۰۰ و ۱۰۰۰ هرتز در دو بهینه‌سازی معین و مقاوم برحسب عدم قطعیت انحراف معیار



شکل ۲۱- مقایسه میانگین قدرمطلق خطا به‌ازای سه فرکانس ۵۰، ۲۰۰ و ۱۰۰۰ هرتز در دو بهینه‌سازی معین و مقاوم برحسب ورودی عدم قطعیت انحراف معیار

نتیجه‌گیری

در این مطالعه، استفاده از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم در تنظیم پارامترهای سیستم کنترل وضعیت ماهواره در مواجهه با عدم قطعیت به ویژه برای سیستم‌های غیرخطی پیشنهاد شده است. در این راستا سیستم کنترل دو وضعیتی روشن-خاموش با استفاده از عملگر تراستر بررسی شده است. برای این منظور از ترکیب کنترلگر

در جدول (۶)، ضرایب کنترلی به‌دست آمده طی فرایند بهینه‌سازی مقاوم با نسبت ضریب وزنی مذکور، به‌طور مجزا برای هر کدام از عدم قطعیت‌ها ارائه شده است. در انتهای این جدول نیز، ضرایب کنترلی به‌ازای درنظر گرفتن همه عدم قطعیت‌ها ارائه شده است.

شایان ذکر است که در عمل، فرکانس روشن و خاموش شدن عملگرهای تراستر دو وضعیتی محدود است. به علاوه، فرکانس سیگنال خروجی پردازنده نیز با توجه به سایر الزامات و محدودیت‌ها تعیین می‌شود. در مدلسازی حاضر، در صورتی که فرکانس سیگنال ورودی به عملگر تراستر حدوداً بیش از ۵۰ هرتز باشد، عملاً رفتار عملگر با خروجی پیوسته را خواهد داشت. بنابراین، حداکثر فرکانس سیگنال ورودی به عملگر برابر ۵۰ هرتز در نظر گرفته می‌شود. البته به منظور مقایسه عملکرد، نتایج به‌ازای فرکانس‌های ۲۰۰ و ۱۰۰۰ هرتز نیز در شکل‌های (۲۰) و (۲۱) ملاحظه می‌شود. در این شکل‌ها به ترتیب، انحراف معیار و میانگین قدرمطلق خطای نشانه‌روی برای دو نوع بهینه‌سازی معین و مقاوم به‌ازای سه فرکانس مذکور بر حسب عدم قطعیت انحراف معیار ورودی ترسیم شده است. البته، مقادیر شبیه‌سازی شده تنها به‌ازای نقاط گره است که به علت نمایش بهتر نتایج در نمودارها، این گره‌ها با خطوط به هم متصل شده است. مطابق این دو شکل مشاهده می‌شود که با کاهش فرکانس سیگنال ورودی به تراستر، مقدار میانگین قدرمطلق خطا و مقدار انحراف معیار قدرمطلق خطا در هر دو بهینه‌سازی معین و مقاوم در مجموع رفتار افزایشی دارد.

جدول ۶- ضرایب کنترلی به‌دست آمده در فرایند بهینه‌سازی مقاوم

پارامتر	بهینه‌سازی در مواجهه با عدم قطعیت
$K_P = 43.54$	ممان اینرسی، به‌ازای $P_\sigma/P_E = 25$
$K_D = 49.98$	
$K_I = 0.01$	
$K_P = 43.05$	سطح تراستر، به‌ازای $P_\sigma/P_E = 22$
$K_D = 49.7$	
$K_I = 0.02$	
$K_P = 33.51$	اغتشاش ثابت، به‌ازای $P_\sigma/P_E = 15$
$K_D = 45.08$	
$K_I = 0.3$	
$K_P = 56.9$	تأخیر تراستر، به‌ازای $P_\sigma/P_E = 10$
$K_D = 49.91$	
$K_I = 0.02$	
$K_P = 22.63$	چهار عدم قطعیت، به‌ازای $P_\sigma/P_E = 180$
$K_D = 44.44$	
$K_I = 0.03$	

شایان ذکر است که با توجه به بلوک دیاگرام شکل (۱)، پارامتر بهره تناسبی کنترلگر را می‌توان با سایر پارامترها ادغام نمود. به این

- [8] Sobieszczanski-Sobieski, J. and Hafka, R.T., "Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments," *Structural Optimization*, Vol. 14, No. 1, 1997, pp. 1-23.
- [9] Fuchs, M., Neumaier, A. and Girimonte, D., "Uncertainty Modeling in Autonomous Robust Spacecraft System Design," *PAMM*, Vol. 7, No. 1, pp. 2060041-2060042, 2007.
- [10] Larson, W.J. and Wertz, J.R., *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm, Inc., Torrance, Microcosm Press, California, 1992.
- [11] Moghadaszadeh Bazaz, S., Bohlouri, V., and Jalali-Naini, S. H., "Attitude Control of 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).
- [12] Farquhar, R., Aeronautics, S. U. and Astronautics, S., "Analog Studies of the Limit-Cycle Fuel Consumption of a Spinning Symmetric Drag-Free Satellite," *Technical Report*, Stanford University, 1996.
- [13] Xiaoping, S., Y. Guopiang. "Robust Attitude Tracking Control Scheme for Flexible Spacecraft with Vibrationsuspention," *25th Chinese Control and Decision Conference*, Guiyang, China, 2013.
- [14] Duan, C., Zhang, S., Zhao, Y. and Kong, X., "Robust Control Allocation Among Overactuated Spacecraft Thrusters Under Ellipsoidal Uncertainty," *Abstract and Applied Analysis Journal*, Vol. 2014, No. 1, 2014.
- [15] Shahravi, M., Kabganian, M. and Alasty, A., "Adaptive Robust Attitude Control of a Flexible Spacecraft," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 16, No. 6, 2006, pp. 287-302.
- [16] Hu, Q., Li, B. and Zhang, Y., "Robust Attitude Control Design for Spacecraft Under Assigned Velocity and Control Constraints," *ISA Transactions*, Vol. 52, No. 4, 2013, pp. 480-493.
- [17] Bohlouri, V., Ebrahimi, M. and Jalali-Naini, S.H., "Robust Optimization of Satellite Attitude Control with Thruster in Presence of Disturbances," *25th Annual International Mechanical Engineering Conference*, Tehran, Iran, May 2-7, 2017 (in Persian).
- [18] Bohlouri, V., Ebrahimi, M. and Jalali-Naini, S.H., "Robust Optimization of Satellite Attitude Control System with On-off Thruster under Uncertainty," *IEEE International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC)*, Saint Petersburg, Russia, 2017.
- [19] Venanzi, I., Materazzi, A.L. and Ierimonti, L., "Robust and Reliable Optimization of Wind-Excited Cable-Stayed Masts," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 147, No. 1, 2015, pp. 368-379.
- [20] Arefkhani, H., Mahdiabadi, M. and Dehghan, M. M., "Satellite Spin Stabilization by Magnetic Torquers and Validation with Air-Bearing Simulator," *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 9, No. 2, 2016, pp. 25-34 (in Persian).
- [21] Navabi, M., Tavana, M. and Mirzaei, H.R., "Attitude Control of Spacecraft by State Dependent Riccati Equation and Power Series Expansion of Riccati

PID و بلوک اشمیت‌تریگر استفاده شده است. در ابتدا یک مطالعه پارامتری برای انتخاب بازه ترجیحی پارامترهای بلوک اشمیت‌تریگر انجام شده است. در ادامه با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی مقاوم تدوین شده توسط ونانزی و همکاران، پارامترهای کنترلر PID تنظیم شده است. در این خصوص عدم قطعیت بر روی پارامترهای ممان اینرسی، سطح تراستر، تأخیر زمانی خالص تراستر و اغتشاش خارجی ثابت اعمال شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که استفاده از رویکرد بهینه‌سازی مقاوم سبب بهبود عملکرد پاسخ سیستم در مواجهه با عدم قطعیت می‌شود. به عبارت دقیق‌تر، با استفاده از این روش می‌توان سیستم کنترل را در برابر نامعینی‌ها نسبت به بهینه‌سازی معین مقاوم نمود.

در بهینه‌سازی مقاوم به‌کار رفته، تابع هدف به‌صورت ترکیبی وزنی از دو بخش میانگین و انحراف معیار «قدرمطلق خطای نشانه‌رویی» تشکیل شده است. انتخاب ضریب وزنی مناسب توسط طراح و طی مصالحه‌ای بین خطا و انحراف معیار آن با توجه به الزامات طراحی انجام می‌شود. بنابراین در این مطالعه، نتایج و الزامات طراحی (به‌طور نمونه، میانگین و انحراف معیار قدرمطلق خطای نشانه‌رویی) بر حسب ضریب وزنی، طی نمودارهایی ارائه شده است. با توجه به نیاز به تعداد بسیار زیاد اجرای برنامه کامپیوتری، برای کاهش بار محاسباتی نیز از الگوریتم نمونه‌برداری LHS استفاده شده است.

مراجع

- [1] Rao, S.S., *Engineering Optimization: Theory and Practice*. John Wiley & Sons, 2009.
- [2] Beck, A.T. and de Santana Gomes, W.J., "A Comparison of Deterministic, Reliability Based and Riskbased Structural Optimization under Uncertainty," *Probabilistic Engineering Mechanics*, Vol. 28, No. 1, 2012, pp.18-29.
- [3] Beyer, H.G. and Sendhoff, B., "Robust Optimization—a Comprehensive Survey," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 196, No. 33, 2007, pp.3190-3218.
- [4] Yao, W., Chen, X., Luo, W., van Tooren, M. and Guo, J., "Review of Uncertainty-Based Multidisciplinary Design Optimization Methods for Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, No. 6, 2011, pp.450-479.
- [5] Bertsimas, D., Brown, D.B. and Caramanis, C., "Theory and Applications of Robust Optimization," *SIAM Review*, Vol. 53, No. 3, 2011, pp.464-501.
- [6] Taylor, E.R., 2000. "Evaluation of Multidisciplinary Design Optimization Techniques as Applied to Spacecraft Design," *in Aerospace Conference Proceedings, IEEE*, Vol. 1, 2000, pp. 371-384.
- [7] Mosher, T.J., *Improving Spacecraft Design using a Multidisciplinary Design Optimization Methodology*, (PhD Thesis) Dept. of Aerospace Engineering Sciences, University of Colorado, 2000.

- [25] Sidi, M.J., *Spacecraft Dynamics and Control, A Practical Engineering Approach*, 1st Ed., Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [26] Santana, A.C., Martins, L.S. and Arantes, G. "Attitude Stabilization of the PMM Satellite Using a LQG-based Control Strategy," *Trends in Applied and Computational Mathematics*, Vol. 9, No. 2, 2008, pp. 321-330.
- [27] Bernelli-Zazzera, F., Mantegazza, P. and Nurzia, V. "Multi Pulse-Width Modulated Control of linear Systems," *J. of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 21, No. 1, 1998, pp. 64-70.
- [28] Huntington, D.E. and Lyrintzis, C.S., "Improvements to and Limitations of Latin Hypercube Sampling," *Probabilistic Engineering Mechanics*, Vol. 13, No. 4, 1998, pp. 245-253.
- Methods," *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 7, No. 4, pp. 39-49, 2015 (in Persian).
- [22] Navabi, M. and Rangraz, H., "Comparing optimum Operation of Pulse Width-Pulse Frequency and Pseudo-Rate Modulators in Spacecraft Attitude Control Subsystem Employing Thruster," *Proceedings of 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, IEEE*, pp. 625-630, 2013.
- [23] Anthony, T.C., Wie, B., Carroll, S., "Pulse-Modulated Control Synthesis for a Flexible Spacecraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 13, No. 6, 1990, pp. 1014-1022,
- [24] McClelland, R. S., *Spacecraft Attitude Control System Performance Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Thrusters*, (M.Sc. Thesis), Naval Postgraduate School Monterey CA, 1994.