



Robust Optimization of Satellite Attitude Control with Reaction Wheel Actuator in the Presence of Uncertainties

Vahid Bohlouri^{1*}

¹Assistant Professor, Department of Electrical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran.

ARTICLE INFO

Received: 01.23.2021

Revised: 04.15.2021

Accepted: 05.09.2021

Keyword:

Satellite attitude control
Robust optimization
Reaction wheel
Uncertainty

***Corresponding Author:**

Vahid Bohlouri

Email: v_bohlouri@tvu.ac.ir

ABSTRACT

In this paper, a single - axis satellite attitude control with reaction wheel actuator was analyzed in the presence of uncertainty and external disturbance. A proportional - integral - derivative (PID) controller was used to control when the control gains were achieved with evolutionary optimization algorithm. To increase robustness, robust optimization method was used in the presence of uncertainties and disturbances. In the robust optimization method, the statistical properties of the performance criterion, expected value and standard deviation were considered as the combined objective function of the optimization algorithm. For fair comparison, deterministic and robust optimization results were compared together versus uncertainties. Reaction wheel actuator was modeled with first - order equation and practical constraint in maximum and minimum generation momentum. Uncertainty was considered on moment of inertia, external disturbance, and reaction wheel with power spectral density function sampled with LHS algorithm. The graph of the mean value and performance criteria of the combined objective function shows small changes in the objective function in the face of uncertainties. Achieved numerical solution results indicated that the tuned controller with robust optimization performed better in the presence of uncertainties although tuned controller with deterministic optimization performed better assuming certain values.





شاپای الکترونیکی: ۲۵۳۸-۴۴۳۰

شاپای چاپی: ۲۳۸۲-۹۷۹۶



بهینه‌سازی مقاوم کنترل وضعیت ماهواره با عملگر چرخ عکس‌العملی با لحاظ عدم قطعیت

وحید بهلوری^{*۱}

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

چکیده	اطلاعات مقاله
<p>در این مقاله کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره صلب با عملگر چرخ عکس‌العملی با فرض عدم قطعیت و اغتشاش بررسی شده است. به منظور کنترل وضعیت ماهواره از کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PID) استفاده شد که ضرایب آن از فرایند بهینه‌سازی مبتنی بر الگوریتم تکاملی به دست آمده است. برای افزایش قوام سیستم کنترل در مواجهه با عدم قطعیت و اغتشاش، از روش بهینه‌سازی مقاوم استفاده شده است. در روش بهینه‌سازی مقاوم ویژگی‌های آماری معیار عملکرد به‌عنوان تابع هدف ترکیبی الگوریتم بهینه‌ساز لحاظ شده است. به منظور مقایسه منصفانه، نتایج بهینه‌سازی معین و بهینه‌سازی مقاوم به‌زای عدم قطعیت‌های مختلف با یکدیگر مقایسه شده‌اند. چرخ عکس‌العملی با دینامیک مرتبه اول و لحاظ کردن محدودیت عملی بیشینه گشتاور تولیدی مدل‌سازی شده است. عدم قطعیت روی مدل عملگر، لختی دورانی ماهواره و اغتشاشات خارجی با مدل تابع چگالی طیفی، اعمال گردیده و با روش بهینه LHS نمونه‌برداری تصادفی شده است. نتایج حل عددی، نشانگر عملکرد مقاوم‌تر کنترل‌کننده تنظیم‌شده با روش بهینه‌سازی مقاوم در مواجهه با عدم قطعیت‌هاست؛ به طوری که نمودار میانگین و معیار عملکرد تابع هدف ترکیبی نشان‌دهنده تغییرات کم‌معیار عملکرد در مواجهه با عدم قطعیت‌هاست البته کنترل‌کننده طراحی شده با روش بهینه‌سازی معین، با فرض معین بودن همه مقادیر، عملکرد مناسب‌تری دارد.</p>	<p>دریافت مقاله: ۱۳۹۹/۱۱/۰۴ بازنگری مقاله: ۱۴۰۰/۰۱/۲۶ پذیرش مقاله: ۱۴۰۰/۰۲/۱۹</p> <p>کلید واژگان: کنترل وضعیت ماهواره چرخ عکس‌العملی بهینه‌سازی مقاوم عدم قطعیت</p> <p>*نویسنده مسئول: وحید بهلوری پست الکترونیکی: v_bohlouri@tvu.ac.ir</p>



مقدمه

امروزه ماهواره‌های زیادی با مأموریت‌ها و کاربردهای متنوعی در حال چرخش به دور زمین هستند و خدمات مختلفی را ارائه می‌کنند. در بین زیرسیستم‌های مختلف یک ماهواره، زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، وظیفه نشانده‌روی ماهواره، جهت‌دهی مناسب، پایدارسازی و مانورهای حرکتی را بر عهده دارد. عملگرهای مختلفی از جمله چرخ‌های عکس‌العملی، تراسترها و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی برای کنترل وضعیت و پایدارسازی وضعیت ماهواره‌ها استفاده می‌شوند [۱]. در این بین، چرخ‌های عکس‌العملی با تولید گشتاور زاویه‌ای، سبب پایدارسازی و مانور دقیق‌تر وضعیت ماهواره‌ها می‌شوند. چرخ‌های عکس‌العملی 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 می‌کنند و در کنترل دقیق وضعیت از آن‌ها کمتر استفاده می‌شود [۲]. گشتاوردهنده‌های مغناطیسی وابسته به میدان مغناطیسی زمین و ارتفاع ماهواره هستند و مقدار گشتاور بسیار کمی تولید می‌کنند. چرخ عکس‌العملی توانایی تولید گشتاور پیوسته دارد و سطح مناسبی از گشتاور تولید می‌کند. این عملگر در مود نشانده‌روی دقیق ماهواره‌ها کارایی ویژه‌ای دارد، اگرچه که اشباع شدن و نیازمندی به فرایند اشباع‌زدایی نیز از مشکلات چرخ‌های عکس‌العملی است [۳؛ ۴].

در سیستم کنترل وضعیت ماهواره، متناسب با شرایط مداری ماهواره، عدم‌قطعیت‌های بسیاری وجود دارد که می‌تواند باعث کاهش کارایی و کاهش دقت کنترلی شود. عدم‌قطعیت‌ها یا منشأ درونی دارند و از داخل فضاپیما ناشی می‌شوند یا منشأ خارجی دارند و به شرایط محیطی فضا بازمی‌گردند. عمده عدم‌قطعیت بیرونی در مقدار اغتشاشات خارجی است و عمده عدم‌قطعیت داخلی نیز از تغییرات لختی دورانی ماهواره ناشی می‌شود. بنابراین لازم است سیستم کنترل ماهواره با لحاظ کردن عدم‌قطعیت‌ها تنظیم و طراحی شود [۵].

امروزه روش‌های بهینه‌سازی متنوعی ابداع و استفاده شده است که بخش زیادی از آن‌ها مبتنی بر الگوریتم‌های تکاملی شبیه‌الگوریتم ژنتیک هستند. سیستم‌های کنترل بسیار زیادی با روش‌های بهینه‌سازی تنظیم و طراحی شده‌اند. در کنترل وضعیت ماهواره به‌عنوان نمونه می‌توان به منابع [۶-۸] اشاره کرد. روش‌های بهینه‌سازی را می‌توان به دو دسته بهینه‌سازی معین^۱ و بهینه‌سازی مقاوم^۲ تقسیم‌بندی کرد. در روش بهینه‌سازی معین فقط مقدار مطلق معیار عملکرد به‌عنوان تابع هدف بررسی می‌شود اما در روش بهینه‌سازی مقاوم، علاوه بر مقدار مطلق معیار عملکرد، ویژگی‌های آماری نظیر انحراف معیار، امیدریاضی یا واریانس معیار عملکرد نیز در مواجهه با نامعینی‌ها مورد نظر است [۹؛ ۱۰]. بنابراین می‌توان از روش بهینه‌سازی مقاوم به‌منظور بررسی تغییرات معیار عملکرد در مواجهه با عدم‌قطعیت بهره برد.

تحقیقات انجام شده در حوزه کنترل وضعیت ماهواره با لحاظ کردن عدم‌قطعیت را می‌توان به چند بخش تقسیم کرد: بخش نخست، تحقیقاتی است که تنها به بررسی مقدار تأثیر نامعینی‌ها در عملکرد کنترل وضعیت با روش مونت کارلو پرداخته‌اند [۱۱-۱۳]. بخش دوم، طراحی سیستم کنترل وضعیت به بهره‌گیری از روش‌های کنترل مقاوم است که برای نمونه می‌توان به مراجع [۱۴-۱۷] اشاره کرد. بخش آخر، رویکرد بهینه‌سازی مقاوم است که تلاش می‌کند در خلال فرایند بهینه‌سازی، مقادیر تنظیمی از متغیرهایی را به‌دست دهد که در نهایت توابع هدف را در برابر نامعینی‌ها مقاوم کنند. در این زمینه می‌توان به مراجع [۱۸-۲۰] اشاره کرد که در آن‌ها روش بهینه‌سازی مقاوم برای کنترل دو وضعیتی (روشن- خاموش) ماهواره مورد استفاده قرار گرفته است. در این تحقیقات مقدار متوسط و انحراف معیار مصرف سوخت به‌عنوان دو تابع هدف مسئله بهینه‌سازی انتخاب شده است. الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک برای دو معیار

¹ Deterministic Optimization

² Robust Optimization

مذکور با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها انجام شده است. در این تحقیقات، مقایسه نتایج به دست آمده از بهینه‌سازی مقاوم و معین، نشان‌دهنده افزایش قوام معیار عملکرد در روش بهینه‌سازی مقاوم در مواجهه با عدم قطعیت‌هاست. در این مقاله برای تعیین ضرایب کنترل‌کننده PID یک ماهواره صلب تک‌محوره کنترل شده با چرخ عکس‌العملی از روش بهینه‌سازی مقاوم استفاده شده است تا مقدار معیار عملکرد کمترین تغییرات در مواجهه با نامعینی‌ها و اغتشاش را داشته باشد. همچنین به دلیل مزایای چرخ عکس‌العملی از این عملگر در سیستم کنترل وضعیت استفاده شده است.

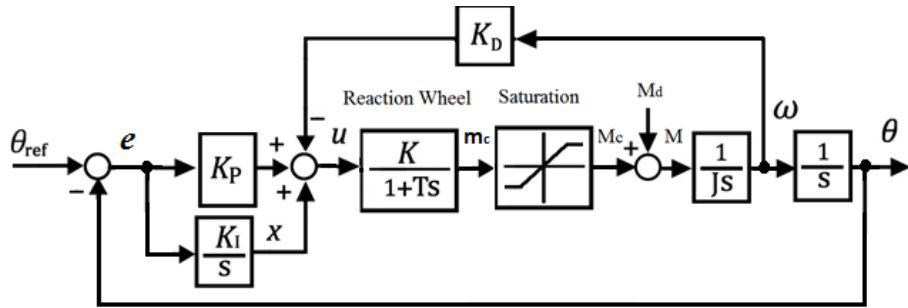
در این راستا ابتدا مسئله کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌العملی مدل‌سازی و روابط ریاضی و معادلات دیفرانسیلی بیان شد. در ادامه دیاگرام بلوکی سیستم کنترل حل عددی و شبیه‌سازی گردید و تحلیل پاسخ‌های زمانی و چرخه حدی انجام شد. شرایط بهینه‌سازی معین و بهینه‌سازی مقاوم، الگوریتم بهینه‌سازی مقاوم، مدل‌سازی عدم-قطعیت و نمونه‌برداری با روش LHS در بخش سوم این مقاله ارائه شد. در انتها مقایسه نتایج به دست آمده از دو روش بهینه‌سازی معین و مقاوم مورد بحث و بررسی قرار گرفت.

کنترل وضعیت ماهواره

اجزای اصلی عملگر چرخ عکس‌العملی شامل یک صفحه دوار، یک موتور الکتریکی بدون جاروبک با سرعت بالا و یک برد الکترونیکی کنترلی است. اگر ماهواره در نقطه تعادل خود قرار داشته باشد، موتور در سرعت ثابت قرار می‌گیرد (یا خاموش است). در صورت نیاز به دوران ماهواره یا تغییر زاویه، موتور الکتریکی شتاب می‌گیرد، گشتاور تولید می‌کند و در نهایت حول محور ماهواره گشتاور تولید می‌کند. به عبارتی بخش دوار با تغییر حرکت دورانی می‌تواند اندازه حرکت ماهواره را تغییر دهد، گشتاورهای مزاحم را حذف کند و در صورت لزوم، زاویه ماهواره را به مقدار مطلوب برساند [۲۱].

کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌العملی

در این بخش، کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره با عملگر چرخ عکس‌العملی بررسی شده است. دیاگرام بلوکی کنترل وضعیت ماهواره تک‌محوره با کنترل‌کننده PI-D و همچنین مدل چرخ عکس‌العملی در شکل ۱ مشاهده می‌شود. در مدل‌سازی چرخ عکس‌العملی، گاهی مدل ایده‌آل در نظر گرفته می‌شود، گاهی با دینامیک مرتبه اول مدل می‌شود [۲۲]. البته مدل دقیق‌تر دینامیک مرتبه اول به همراه بلوک اشباع به دلیل محدودیت‌های عملی است که در این مقاله از این مدل استفاده شده است. شایان ذکر است که به دلیل وجود بلوک اشباع، سیستم کنترل غیرخطی شده است. در دیاگرام بلوکی شکل ۱، T ثابت زمانی چرخ عکس‌العملی، K ضریب بهره چرخ، θ زاویه ماهواره، θ_{ref} زاویه مطلوب ورودی، ω سرعت زاویه‌ای، K_p بهره تناسبی، K_D بهره مشتقی، K_I بهره انتگرالی، u سیگنال کنترلی، M_c گشتاور کنترلی، M_d گشتاور اغتشاشی، M گشتاور اعمالی به دینامیک ماهواره و J لختی دورانی ماهواره است. مطابق دیاگرام بلوکی شکل ۱، فیدبک زاویه و سرعت زاویه‌ای به کنترل‌کننده، اعمال می‌شود و سیگنال کنترلی تولید می‌گردد و به عملگر وارد می‌شود. گشتاور کنترلی و گشتاور اغتشاشی به مدل دینامیک تک‌محوره ماهواره، اعمال و زاویه و سرعت زاویه‌ای ایجاد می‌شود.



شکل ۱. دیاگرام بلوکی کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره با کنترل‌کننده PI-D و مدل چرخ عکس‌عملی

در دیاگرام بلوکی کنترلی شکل ۱، چهار معادله دیفرانسیلی وجود دارد که در جدول ۱، این معادلات در حوزه زمان و در حوزه لاپلاس به تفکیک بیان شده است. سایر معادلات جبری کنترل وضعیت شکل ۱، در روابط ۵ تا ۸ بیان شده است.

جدول ۱. معادلات کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره با کنترل‌کننده PI-D و مدل چرخ عکس‌عملی

شماره معادله	معادلات حوزه زمان	معادلات حوزه لاپلاس
(۱)	$\dot{\theta} = \omega$	$\frac{\theta}{\omega} = \frac{1}{s}$
(۲)	$\dot{\omega} = \frac{M}{J}$	$\frac{\omega}{M} = \frac{1}{Js}$
(۳)	$\dot{X} = K_I e$	$\frac{X}{e} = \frac{K_I}{s}$
(۴)	$\dot{m}_c = \frac{Ku - m_c}{T}$	$\frac{m_c}{u} = \frac{K}{1 + Ts}$

$$e(t) = \theta_{ref} - \theta \quad (۵)$$

$$u(t) = K_P e(t) - K_D \omega + K_I \int e(t) dt \quad (۶)$$

$$M = M_c + M_d \quad (۷)$$

$$M_c = \begin{cases} M_{cmax} & \text{for } m_c > M_{cmax} \\ m_c & \text{for } M_{cmin} \leq u \leq M_{cmax} \\ M_{cmin} & \text{for } u < M_{cmin} \end{cases} \quad (۸)$$

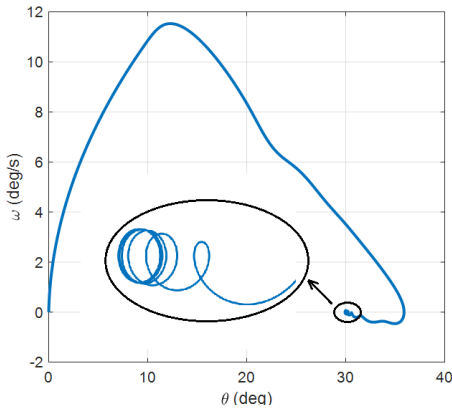
که در آن M_{cmin} و M_{cmax} مقدار بیشینه و کمینه بلوک اشباع بوده و رابطه ۸، توصیف ریاضی بلوک اشباع است.

معادلات دیفرانسیلی جدول ۱، در نرم‌افزار متلب توسط روش اویلر حل عددی شده است. سیستم کنترل وضعیت شکل ۱، به‌ازای مقادیر مفروض در جدول ۲، شبیه‌سازی شده و نتایج آن در شکل‌های ۲ و ۳ ارائه شده است. شایان ذکر است که ضرایب بهره کنترلی در این مرحله، صرفاً به‌صورت تجربی لحاظ شده است و در بخش بعدی مقاله، ضرایب حاصل از بهینه‌سازی بیان می‌شود.

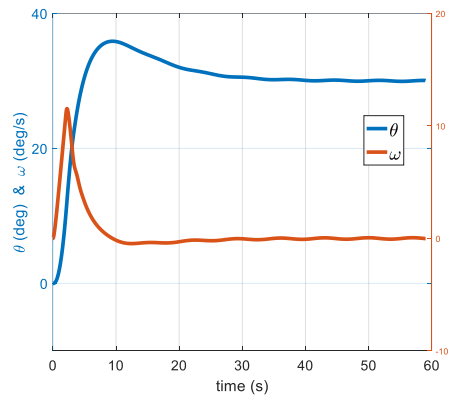
جدول ۲. مقادیر عددی در شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار عددی	واحد
θ_{ref}	۳۰	Deg
K_P	۴۰	N.m/deg
K_D	۸۰	N.m.s/deg
K_I	۵	N.m/deg
M_d	$0.1 \sin(0.1t)$	N.m
J	۱۰	Kg/m ²
K	۱	-
T	۰/۲۵	S

در شکل ۲، نمودار زاویه و سرعت زاویه‌ای در مدت زمان ۶۰ ثانیه اجرای برنامه و با گام زمانی ۰/۰۰۵ ثانیه ترسیم شده است. مطابق این شکل سیستم کنترل توانسته توسط چرخ عکس‌العملی، وضعیت ماهواره را با وجود اغتشاش خارجی سینوسی، به مقدار مرجع همگرا کند. مقادیر عددی مدل چرخ عکس‌العملی مطابق مراجع [۲۲؛ ۲۳] در جدول ۲ لیست شده است. همچنین مقدار عددی لختی دورانی در محدوده جرمی ماهواره‌های کلاس میکرو انتخاب شده است که در مرجع [۲۴] نیز به تفصیل بحث شده است. در شکل ۳ نمودار سرعت زاویه‌ای بر حسب زاویه ترسیم شده است که به دلیل غیرخطی بودن سیستم کنترل در نهایت یک چرخه (شبه) حدی ایجاد شده که در شکل مذکور به‌منظور بررسی بهتر، بزرگ‌نمایی شده است. چرخه (شبه) حدی به دلیل المان غیرخطی اشباع و همچنین اغتشاش خارجی سینوسی در سیستم کنترل به‌وجود آمده است. فرکانس این چرخه (شبه) حدی حدود ۰/۰۱۶ هرتز و نزدیک به فرکانس اغتشاش خارجی می‌باشد و دامنه نوسان حدود 0 ± 1 درجه است.



شکل ۳. زاویه و سرعت زاویه‌ای (چرخه شبه‌حدی) کنترل وضعیت با چرخ عکس‌العملی



شکل ۲. زاویه و سرعت زاویه‌ای کنترل وضعیت با چرخ عکس‌العملی

بهبوده‌سازی معین و مقاوم

در این بخش، ضرایب کنترلی ماهواره توسط روش بهبوده‌سازی معین و مقاوم استخراج می‌شود سپس نتایج به‌دست‌آمده از دو روش مذکور، در مواجهه با عدم قطعیت بررسی می‌شوند. بدین منظور ابتدا مسئله بهبوده‌سازی مطرح می‌گردد و سپس الگوریتم بهبوده‌سازی معین و مقاوم مطرح می‌شود.

ضرایب کنترلی (K_P, K_D, K_I)، متغیرهای مسئله بهینه‌سازی هستند که مقدار آن‌ها از فرایند بهینه‌سازی استخراج می‌شود. در سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره، مقدار خطای وضعیت در مانور نشانه‌روی حائز اهمیت است. بنابراین مقدار میانگین مطلق خطای نشانه‌روی مانور وضعیت ماهواره بدون احتساب ۱۰ ثانیه اول به‌عنوان تابع هدف مسئله بهینه‌سازی، در نظر گرفته می‌شود. لختی دورانی، دامنه اغتشاش خارجی و بهره مدل عملکرد به‌عنوان پارامترهای مسئله بهینه‌سازی می‌باشند که حاوی عدم قطعیت هستند. بهینه‌سازی معین و مقاوم با الگوریتم ژنتیک و مبتنی بر روش‌های تکاملی انجام می‌شود. روابط ریاضی مسئله بهینه‌سازی به‌صورت زیر است:

$$\text{Find } (K_P, K_D, K_I) \quad (9)$$

$$\text{Minimizing } [PI = \text{Mean } \sum |\theta_{ref} - \theta|] \quad (10)$$

$$\text{Parameters } (J, M_d, K) \quad (11)$$

$$0 < K_P, K_D, K_I < 200 \quad (12)$$

که PI میانگین مطلق خطای نشانه‌روی مانور وضعیت ماهواره بوده و به‌عنوان تابع هدف مسئله بهینه‌سازی انتخاب شده است. همچنین محدوده عددی متغیرهای بهینه‌سازی بین ۰ تا ۲۰۰ انتخاب شده است. بهینه‌سازی معین با روش الگوریتم ژنتیک و براساس روابط ۹ تا ۱۲ نوشته انجام شده است. مشخصات بهینه‌سازی ژنتیک در جدول ۳ بیان شده است. شایان ذکر است که بهینه‌سازی با نرم‌افزار متلب و به‌ازای مقادیر عددی جدول ۲ انجام شده و شرط توقف، کمتر شدن تغییرات تابع هدف از مقدار 10^{-6} لحاظ گردیده است. مقادیر متغیرهای مذکور، حاصل از بهینه‌سازی معین به‌صورت $K_P = 66/34$ ، $K_D = 99$ و $K_I = 0/15$ به‌دست آمده است.

جدول ۳. مشخصات بهینه‌ساز

الگوریتم بهینه‌سازی	الگوریتم ژنتیک
جمعیت هر نسل	۵۰ ژن
تابع انتخاب ژن	اتفاقی یکنواخت
نرخ جهش	۰/۰۱
ضریب مهاجرت نسلی	۰/۲
شرط توقف	کمتر شدن مقدار تغییرات تابع هدف از 10^{-6}

الگوریتم بهینه‌سازی مقاوم مطابق مرجع [۲۵] با دو تفاوت اصلی در تابع هدف و مدل‌سازی عدم قطعیت پارامترها نوشته می‌شود. این نوع بهینه‌سازی مبتنی بر تکرارهای متوالی و بهره‌گیری از ویژگی‌های آماری مثل امید ریاضی، واریانس و انحراف معیار می‌باشد و سعی در یافتن جواب با کمینه کردن تابع هدف آماری دارد. بنابراین در بهینه‌سازی مقاوم به‌جای کمینه کردن مطلق معیار عملکرد، انحراف معیار و امید ریاضی معیار عملکرد به‌عنوان تابع هدف ترکیبی در نظر گرفته می‌شود. همچنین در این الگوریتم به‌جای مقدار مطلق پارامترها، تابع چگالی طیفی^۱ پارامتر تعریف

¹ Probability Density Function (PDF)

می‌شود؛ به طوری که در هر تکرار بهینه‌سازی، یک عدد متفاوت به پارامتر اختصاص می‌یابد. روابط ریاضی ۱۴ و ۱۵ به جای روابط ۱۰ و ۱۱ بیان شده که اختلاف اصلی بهینه‌سازی معین و مقاوم است.

$$\text{Find } (K_p, K_D, K_I) \quad (13)$$

$$\text{Minimizing } [E\{PI\}, \sigma(PI)] \quad (14)$$

$$\text{PDF } (J, K, M_D) \quad (15)$$

که در آن انحراف معیار (σ) و امید ریاضی (E) معیار عملکرد، به عنوان تابع هدف ترکیبی تعریف شده است. تابع هدف ترکیبی مذکور براساس معیار آماری و تکرارهای متوالی شبیه‌سازی تشکیل می‌شود. از طرفی نیاز به نمونه‌برداری از پارامترهای نویزی در هر مرحله از تکرار برنامه می‌باشد که بدین منظور پارامترهای حاوی عدم قطعیت توسط تابع چگالی طیفی (PDF) مدل‌سازی می‌گردد و توسط الگوریتم بهینه LHS نمونه‌برداری می‌شود. در تابع چگالی طیفی سه عامل انحراف معیار، مقدار میانگین و نوع توزیع احتمالاتی حائز اهمیت است که این ویژگی‌ها برای پارامترهای دیاگرام بلوکی کنترل شامل لختی دورانی، بهره عملگر و دامنه اغتشاش خارجی در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۴. مقادیر آماری پارامترهای حاوی عدم قطعیت

پارامتر	انحراف معیار	مقدار میانگین	نوع توزیع آماری
دامنه اغتشاش	۰/۰۵	۰/۰۵	یکنواخت ^۱
بهره چرخ عکس‌العملی	۰/۱	۱	نرمال
لختی دورانی ماهواره	۱	۱۰	نرمال

تولید اعداد تصادفی با توزیع نرمال و نمونه‌برداری تصادفی عددی می‌تواند توسط روش‌ها و الگوریتم‌های متفاوتی انجام شود. یکی از بهینه‌ترین روش‌های تولید اعداد تصادفی با توزیع نرمال روش LHS^۲ است. در مرجع [۲۰] مقایسه مناسبی بین روش LHS و الگوریتم‌های rand^۳ و wgn^۴ انجام شده است. به دلیل کاهش بار محاسباتی روش LHS و بهینه‌بودن آن، در این مقاله برای نمونه‌برداری با توزیع نرمال از این روش استفاده شده است. در این مقاله برای هر عدم قطعیت، ده‌هزار عدد تولید شده است. به عبارتی هر بار اجرای بهینه‌سازی معین برنامه ده هزار مرتبه تکرار می‌شود تا علاوه بر معیار عملکرد، مشخصات آماری نظیر امید ریاضی و انحراف معیار نیز ایجاد شود. بنابراین، بهینه‌سازی مقاوم نیز حداقل ده‌هزار برابر بهینه‌سازی قطعی تکرار می‌شود و بار محاسباتی دارد. مقادیر ضرایب کنترل‌کننده به صورت $K_p = 34/74$ ، $K_D = 87/1$ و $K_I = 0/1$ از فرایند بهینه‌سازی مقاوم و به‌ازای مقادیر عددی جدول ۲ به‌دست آمده است.

¹ Uniform

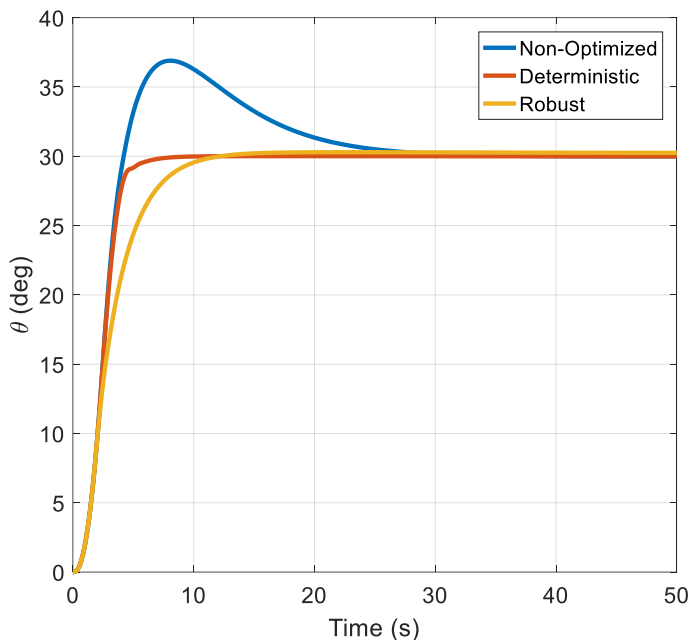
² Latin Hypercube Sampling (LHS)

³ Random

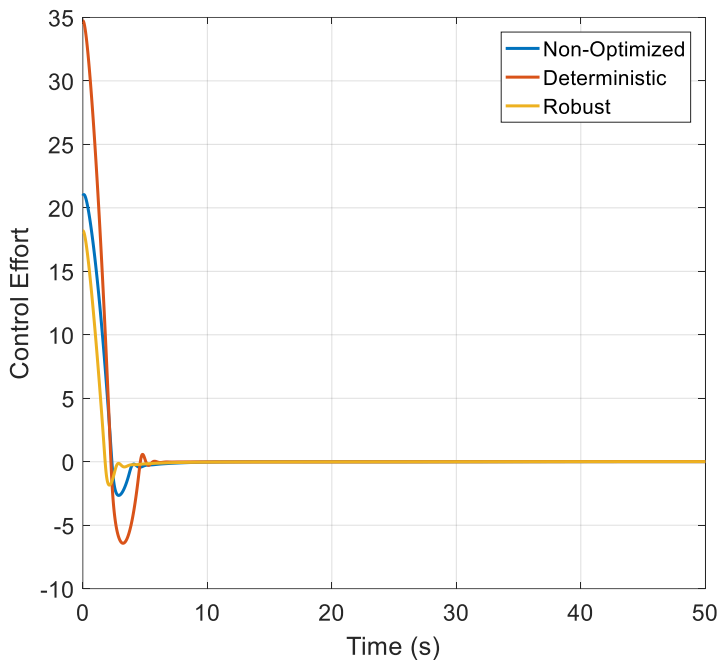
⁴ White Gaussian Noise

بحث و نتایج

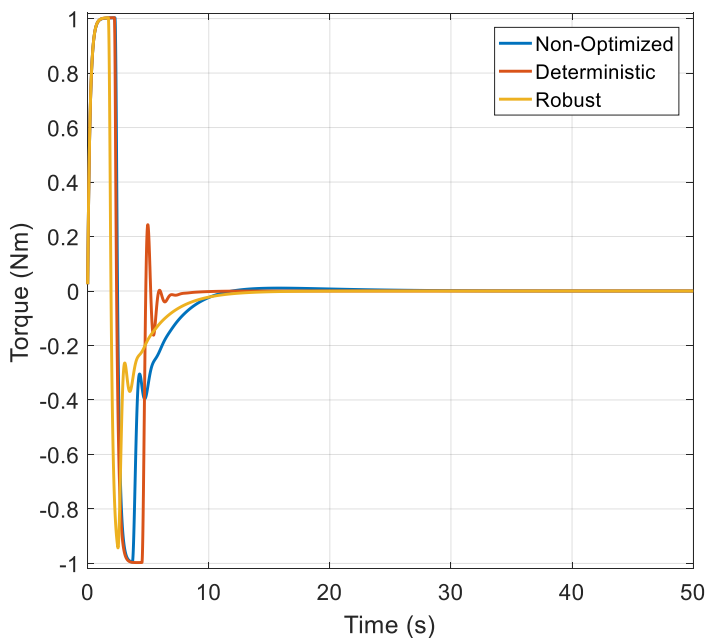
در این بخش به منظور بررسی نتایج و مقایسه منصفانه، نمودارهای وضعیت، تلاش کنترلی و گشتاور اعمالی به ماهواره به ازای هر سه حالت غیربهبینه، بهینه‌سازی معین و بهینه‌سازی مقاوم و به ازای مقادیر عددی مذکور در جدول ۲، تشریح شده است. نمودار وضعیت ماهواره برحسب زمان و به ازای سه حالت مذکور و در حضور اغتشاش خارجی، در شکل ۴ ترسیم شده است. پاسخ سیستم کنترل وضعیت به ازای ضرایب حاصل از دو حالت بهینه‌سازی شده، به هم نزدیک بوده و فراجهدی در پاسخ مشاهده نمی‌شود. در شکل ۵، نمودار تلاش کنترلی به ازای سه روش مذکور مشاهده می‌شود. در شکل ۶ نیز نمودار گشتاور اعمالی به ماهواره (M) ترسیم شده است. مطابق انتظار تفاوت معناداری در پاسخ پله و نمودارهای تلاش کنترلی و گشتاور ناشی از دو نوع بهینه‌سازی معین و مقاوم مشاهده نمی‌شود. تفاوت بین دو روش بهینه‌سازی مذکور در اعمال عدم قطعیت و بررسی ویژگی‌های آماری نظیر انحراف معیار، واریانس یا امید ریاضی معیار عملکرد است که در ادامه بررسی می‌شود.



شکل ۴. پاسخ زمانی وضعیت ماهواره با سه روش تنظیمی ضرایب کنترلی

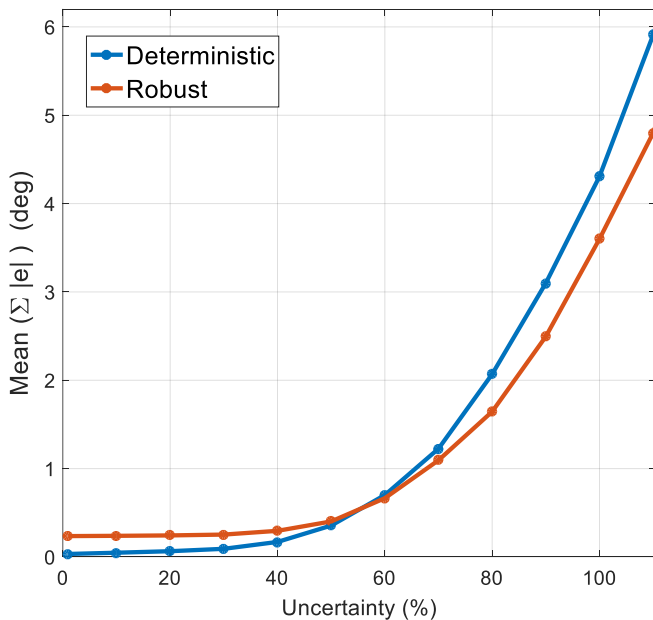


شکل ۵. تلاش کنترلی به‌ازای ورودی پله ۳۰ درجه با سه روش تنظیمی ضرایب کنترلی

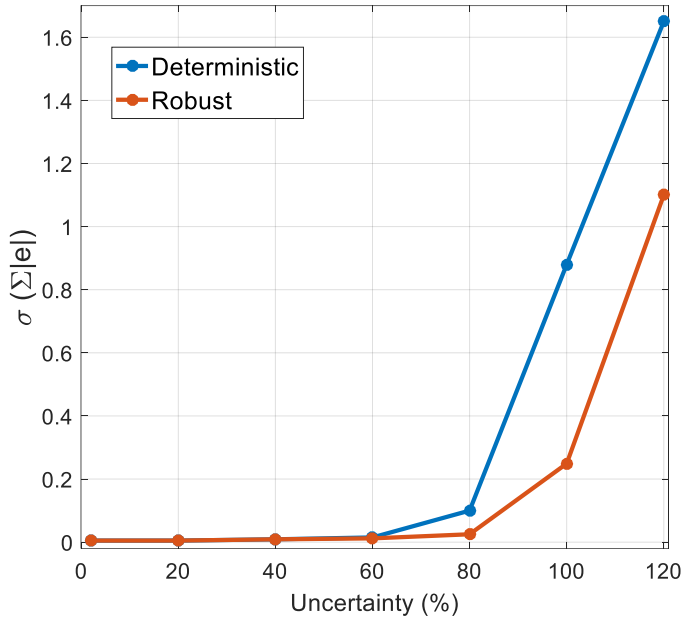


شکل ۶. گشتاور اعمالی به ماهواره به‌ازای ورودی پله ۳۰ درجه و با سه روش تنظیمی ضرایب کنترلی

در این بخش مقدار میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت که به عنوان معیار عملکرد کنترلی انتخاب شده بود، برحسب عدم قطعیت بررسی شده است. مجدداً دیاگرام بلوکی شکل ۱ به‌ازای مقادیر عددی مذکور و به‌ازای ضرایب کنترلی به‌دست‌آمده از فرایند بهینه‌سازی معین و مقاوم، شبیه‌سازی شده است. در این تحلیل، مقایسه پاسخ زمانی سیستم کنترلی، با ضرایب حاصل از دو روش بهینه‌سازی، به‌تنهایی ارزشی ندارد و باید نتایج آماری نظیر مقدار میانگین خطا و انحراف معیار آن در تکرارهای متوالی برنامه به‌ازای عدم قطعیت‌های مختلف بررسی شود. بنابراین حل عددی به‌ازای مقادیر مختلف عدم قطعیت انجام شده و هر اجرای برنامه صدهزار مرتبه تکرار شده تا نتایج آماری کاملاً همگرا شده باشند. شبیه‌سازی برحسب درصد عدم قطعیت یا به عبارتی درصد انحراف معیار از مقادیر جدول ۴ انجام شده و مقدار انحراف معیار و میانگین معیار عملکرد در دو شکل ۷ و ۸ ترسیم شده است. در این دو شکل، نمودار آبی رنگ و قرمز رنگ، به‌ترتیب، معیار عملکرد حاصل از بهینه‌سازی معین و بهینه‌سازی مقاوم را نشان می‌دهند. این دو شکل به‌خوبی گویای رفتار سیستم کنترلی تنظیم شده در مواجهه با عدم قطعیت‌هاست. همان‌طور که از این دو شکل مشخص است در مواجهه با عدم قطعیت‌های خیلی کم، کنترل‌کننده تنظیم شده با روش بهینه‌سازی معین خطای نشانه‌روی کمتری خواهد داشت و از دقت مناسب‌تری برخوردار است. اما چنانچه عدم قطعیت در سیستم کنترلی وجود داشته باشد، کنترل‌کننده تنظیم شده با روش بهینه‌سازی مقاوم خطای نشانه‌روی کمتری خواهد داشت و دقت مناسب‌تری دارد. این رفتار هم در نمودار میانگین آماری و هم در نمودار انحراف معیار مشاهده می‌شود. اگرچه با روش بهینه‌سازی معین مقداری شاخص عملکرد بهتر است اما روش بهینه‌سازی مقاوم در مواجهه با عدم قطعیت‌ها، قوام بیشتر و ارجحیت دارد. بنابراین مزیت روش بهینه‌سازی مقاوم نسبت به بهینه‌سازی معین در کنترل وضعیت ماهواره با چرخ عکس‌العملی، به‌ویژه در مواجهه با عدم قطعیت‌ها، به‌خوبی آشکار است.



شکل ۷. میانگین معیار عملکرد برحسب درصد انحراف معیار پارامترهای نامعین



شکل ۸. انحراف معیار عملکرد بر حسب درصد انحراف معیار پارامترهای نامعین

نتیجه‌گیری

در این مقاله سیستم کنترل وضعیت ماهواره صلب با کنترل‌کننده تناسبی-مشتقی-انتگرالی (PID) با عملگر کنترلی چرخ عکس‌العملی بررسی شد. ضرایب کنترلی با لحاظ کردن اغتشاش و عدم قطعیت پارامتری با دو روش بهینه‌سازی معین و بهینه‌سازی مقاوم تنظیم شده است. روش بهینه‌سازی مقاوم طبق الگوریتم مدون و با بهره‌گیری از ویژگی‌های آماری نظیر امید ریاضی، واریانس و انحراف معیار توابع هدف ترکیبی و به‌ازای تکرارهای متوالی برنامه انجام شد. از نظر مدل‌سازی دینامیکی، ماهواره به‌صورت تک‌محوره صلب و با در نظر گرفتن ملاحظات عملی و مدل دینامیکی مرتبه دوم و محدودیت بیشینه گشتاور تولیدی برای عملگر چرخ عکس‌العملی شبیه‌سازی شد. عدم قطعیت بر روی پارامترهای لختی دورانی ماهواره، اغتشاش خارجی و مدل چرخ عکس‌العملی به‌صورت تابع چگالی احتمال با توزیع نرمال با روش نمونه‌برداری بهینه LHS در نظر گرفته شد. میانگین مطلق خطای مانور نشان‌دهنده ماهواره و انحراف معیار آن به‌عنوان معیار عملکرد ترکیبی کنترل وضعیت ماهواره در نظر گرفته شد. نتایج حل عددی نشانگر ارجحیت تنظیم ضرایب کنترلی با روش بهینه‌سازی مقاوم در برابر روش بهینه‌سازی معین به‌ویژه در مواجهه با نامعینی‌هاست؛ به‌طوری‌که در این روش با افزایش عدم قطعیت‌ها، معیار عملکرد تغییرات کمتری نسبت به روش بهینه‌سازی معین دارد.

References

- [1] Ley, W., Wittmann, K., & Hallmann, W. (2009). *Handbook of space technology*. John Wiley & Sons. <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/book/10.1002/9780470742433>
- [2] Sidi, M. J. (1997). *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach*. Cambridge university press. <https://www.cambridge.org/core/books/spacecraft-dynamics-and-control/E9CAEE81CD09527C99497FA8C7C35B0A>

- [3] Bryson, A. E. (1993). *Control of spacecraft and aircraft*. Princeton university press Princeton, New Jersey. <https://doi.org/10.1515/9781400880034>
- [4] Wertz, J. R. (2012). *Spacecraft attitude determination and control*. Springer Science & Business Media. <https://link.springer.com/book/10.1007/978-94-009-9907-7>
- [5] Fuchs, M., Neumaier, A., & Girimonte, D. (2007). Uncertainty modeling in autonomous robust spacecraft system design. In *Proceedings in Applied Mathematics and Mechanics* (pp. 41-42). <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/pamm.200700450>
- [6] Chen, S.-M., & Dong, Y.-F. (2011). Satellite Attitude Tracking Controller Optimization Based on Particle Swarm Optimization. *Procedia Engineering*, 15, 526-530. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2011.08.100>
- [7] Cooper, M. A., & Smeresky, B. (2020). An Overview of Evolutionary Algorithms toward Spacecraft Attitude Control. In *Advances in Spacecraft Attitude Control* (pp. 51-72). <https://doi.org/10.5772/intechopen.89637>
- [8] Li, J., Zhang, S., Liu, X., & He, R. (2017). Multi-objective evolutionary optimization for geostationary orbit satellite mission planning. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 28(5), 934-945. <https://doi.org/10.21629/JSEE.2017.05.11>
- [9] Beyer, H.-G., & Sendhoff, B. (2007). Robust optimization – A comprehensive survey. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 196(33), 3190-3218 . <https://doi.org/10.1016/j.cma.2007.03.003>
- [10] Rao, S. S. (2019). *Engineering optimization: theory and practice*. John Wiley & Sons. <https://doi.org/10.1002/9781119454816>
- [11] Farquhar, R. W., Aeronautics, S., & Astronautics, S. (1966). *Analog Studies of the Limit-Cycle Fuel Consumption of a Spinning Symmetric Drag-Free Satellite*. Stanford University, Department of Aeronautics and Astronautics. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19670001569>
- [12] Moghadaszadeh Bazaz, S., Bohlouri, V., & Jalali Naini, S. H. (2016). Attitude Control Of A Rigid Satellite With Pulse-Width Pulse-Frequency Modulation Using Observer-Based Modified Pid Controller. *Modares Mechanical Engineering*, 16(8), 139-148 .
- [13] Xiaoping, S., & Guoping, Y. (2013, May 25-27). *Robust attitude tracking control scheme for flexible spacecraft with vibration suspension*. 2013 25th Chinese Control and Decision Conference (CCDC), Guiyang, China. <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/6561260>
- [14] Duan, C., Zhang, S., Zhao, Y., & Kong, X. (2014). Robust Control Allocation among Overactuated Spacecraft Thrusters under Ellipsoidal Uncertainty. *Abstract and Applied Analysis*, 2014, 950127. <https://doi.org/10.1155/2014/950127>
- [15] Hu, Q., Li, B., & Zhang, Y. (2013). Robust attitude control design for spacecraft under assigned velocity and control constraints. *ISA Transactions*, 52(4), 480-493. <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2013.03.003>
- [16] Pirouzmand, F., Ghahramani, N., & Arvan, M. R. (2014). Robust Predictive Controller design using LMI for Satellite Attitude Control System. *Tabriz Journal Of Electrical Engineering*, 44(4), 9-21 .
- [17] Shahravi, M., Kabganian, M., & Alasty, A. (2006). Adaptive robust attitude control of a flexible spacecraft. *International Journal of Robust and Nonlinear Control: IFAC-Affiliated Journal*, 16(6), 287-302. <https://doi.org/10.1002/rnc.1051>

- [18] Bohlouri, V., Ebrahimi, M., & Jalali-Naini, S. (2018, May 2-7). *Robust Optimization of Satellite Attitude Control with Thruster in Presence of Disturbances*. 25 th Annual International Mechanical Engineering Conference, Tehran, Iran.
- [19] Bohlouri, V., Ebrahimi, M., & Naini, S. H. J. (2017, May 19-21). *Robust optimization of satellite attitude control system with on-off thruster under uncertainty*. 2017 International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC), St. Petersburg, Russia <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/7959495>
- [20] Bohlouri, V., & Jalali-Naini, S. (2018). Robust optimization of satellite attitude control with thruster actuators based on combined objective function. *Journal of Space Science and Technology*, 10(4), 55-66 .
- [21] Bialke, B. (1998). *High fidelity mathematical modeling of reaction wheel performance*. 21st Annual American Astronautical Society Guidance and Control Conference, <https://ci.nii.ac.jp/naid/10010248518/>
- [22] Bohlouri, V., Kaviri, S., Taghinezhad, M., Naddafi Pour Meibody, M., & Seyedzamani, S. (2018). Modeling and System Identification of a reaction wheel with experimental data. *Moades Mechanical Engineering*, 17(11), 437-446 .
- [23] Sohrabzadeh, K., Mehdiabadi Mehran., Asadi Meysam,. (2009). *Determination of optimal model of reactive wheel of satellite situation control system with the aim of detecting failure*. 8th iranian aerospace association conference ,Isfahan, Iran. <https://civilica.com/doc/75990/>
- [24] Bellar, A., & Mohammed, M. A. S. (2019). Satellite inertia parameters estimation based on extended Kalman Filter. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 11. <https://doi.org/10.5028/jatm.v11.1016>
- [25] Venanzi, I., Materazzi, A., & Ierimonti, L. (2015). Robust and reliable optimization of wind-excited cable-stayed masts. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 147, 368-379. <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2015.07.011>