



کنترل وضعیت ماهواره صلب با مدولاسیون پهنا و فرکانس پالس با استفاده از کنترلگر تناسبی-انتگرال گیر - مشتق گیر اصلاح شده با الگوریتم مشاهده گر

سارا مقدس زاده بزاز¹، وحید بهلوری²، سید حمید جلالی نائینی^{3*}

1- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
 2- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
 3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
 * تهران، صندوق پستی 14115-111، shjalalinaini@modares.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

در این مقاله، عملکرد سیستم کنترل وضعیت تک محوره یک ماهواره صلب با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس و عملگر تراستر از نوع دو وضعیتی (روشن یا خاموش) با استفاده از کنترلگر تناسبی-انتگرال گیر-مشتق گیر (PID) اصلاح شده، در شرایط اغتشاش خارجی پله بهبود یافته است. بدین منظور از کنترلگر PID مبتنی بر روش مشاهده گر استفاده شده است. عملگر تراستر با یک تابع تبدیل مرتبه دوم به همراه ثابت زمانی خالص مدل شده و فرکانس بروز رسانی خروجی مدولاتور، به عنوان ورودی عملگر تراستر دو وضعیتی، به مقدار 40 هرتز محدود شده است. در این مطالعه، معیارهای دقت نشانه روی، میزان فراجش پاسخ زاویه ای، مصرف سوخت و تعداد دفعات روشن شدن عملگر تراستر به ازای اغتشاش خارجی پله (با مقادیر مختلف)، مد نظر است. پارامترهای کنترلگر PID اصلاح شده بر مبنای مشاهده گر، با استفاده از روش جستجوی پارامتری تنظیم شده است. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که میزان مصرف سوخت و زمان نشست پاسخ در روش کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر نسبت به کنترلگر PID، در حالی که فراجش پاسخ نیز حذف شده است، کاهش قابل ملاحظه ای داشته است. نهایتاً قوام کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر در مواجهه با عدم قطعیت در ممان اینرسی و عدم قطعیت در سطح نیروی تراستر بررسی شده است.

مقاله پژوهشی کامل
 دریافت: 13 خرداد 1395
 پذیرش: 14 تیر 1395
 ارائه در سایت: 24 مرداد 1395
 کلید واژگان:
 کنترل وضعیت ماهواره
 مدولاتور پهنا و فرکانس پالس
 کنترلگر PID اصلاح شده
 روش مشاهده گر

Attitude Control of a Rigid Satellite with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulation Using Observer-based Modified PID Controller

Sara Moghadaszadeh Bazaz, Vahid Bohlouri, Seyed Hamid Jalali Naini*

Faculty of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.
 * P.O.B. 14115-111, Tehran, Iran, shjalalinaini@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
 Received 02 June 2016
 Accepted 04 July 2016
 Available Online 14 August 2016

Keywords:

Satellite Attitude Control
 Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator
 Modified PID Controller
 Observer-based Approach

ABSTRACT

In this paper, the performance of a single-axis attitude control with pulse-width pulse-frequency (PWPF) modulation is enhanced using a modified proportional-integral-derivative (PID) controller for a rigid satellite with on-off thruster actuators. For this purpose, the well-known observer-based PID approach is utilized. The on-off thruster actuator is modeled with a constant delay followed by a second-order binomial transfer function. The modulator update frequency is limited to 40 Hz as an input to the on-off thruster actuators. In this study, the design criteria of pointing accuracy, overshoot of the attitude response, fuel consumption, and the number of thruster firings are considered for a step external disturbance (with different values). The parameters of the observer-based PID controller are tuned using parametric search method. Simulation results show that the fuel consumption and settling time of the observer-based approach are considerably decreased with respect to those of PID controller with PWPF modulator. Moreover, the overshoot of the observer-based approach is omitted. Finally, the robustness of the observer-based modified PID controller is investigated in presence of uncertainties in satellite moment of inertia and thrust level of on-off actuators.

1- مقدمه

کنترلگرهای اشمیت تریگر و مدولاتورهای پهنا و فرکانس پالس، دو روش کاربردی برای کنترل وضعیت با این نوع عملگرها هستند. در این میان، مدولاتورهای پالسی به علت مزیتشان در کاهش مصرف سوخت، نشانه روی دقیق تر و رفتار شبه خطی، کاربرد گسترده تری دارند [1-4]. کنترلگر تناسبی-انتگرال گیر-مشتق گیر (PID)، به دلیل سابقه موفقیت ها و سهولت استفاده از اهمیت زیادی در صنعت برخوردار است. این

وظیفه سیستم کنترل وضعیت ماهواره، پایداری وضعیت، کنترل زاویه و سرعت دوران ماهواره، به ویژه در حضور اغتشاش و عدم قطعیت است. عملگرهای تراستر دو وضعیتی روشن-خاموش به دلیل سرعت بالای کنترل و سطح گشتاور بالا از جمله پرکاربردترین و سریع ترین عملگرها برای کنترل وضعیت ماهواره ها به ویژه در حضور اغتشاش نسبتاً بزرگ هستند.

Please cite this article using:

S. Moghadaszadeh Bazaz, V. Bohlouri, S. H. 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)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

برای رسیدن به حداقل زمان نشست، بصورت ثابت تنظیم شده است. در نظر نگرفتن مدل برای تراستر، محدود نکردن فرکانس کاری تراستر و سعی بر کاهش زمان نشست، به تنهایی، بدون توجه به مقدار مصرف سوخت و فعالیت تراستر، از جمله کاستی‌های روش مرجع مذکور می‌باشد. جهت بهبود عملکرد پاسخ کنترلگر وضعیت در مرجع [20]، تنظیم‌کننده بهینه مرتبه دوم⁸ (LQR) با بهره‌های پایا (زمان بی‌نهایت) به همراه مدولاتور پهنا و فرکانس پالس، با فرض رفتار خطی مدولاتور و فرض مدل ایده‌آل برای تراستر و همچنین فرض عدم محدودیت بر روی فرکانس کاری تراستر بررسی شده است. اگرچه این روش توانست سرعت پاسخ سیستم در دنبال کردن ورودی مرجع را بهبود دهد، اما در کاهش میزان مصرف سوخت و یا تعداد روشن شدن تراستر بهبودی حاصل نگردید. در مرجع [21] از ترکیب کنترلگر LQG و مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در کنترل وضعیت سه‌محوره ماهواره برای حذف اثر اغتشاش استفاده شد. در این بررسی، مدل مدولاتور پهنا و فرکانس پالس بصورت تقریبی و خطی در نظر گرفته شده، همچنین مقادیر بهره‌های کنترلگر بطور ثابت و به‌ازای یک حالت اغتشاش در نظر گرفته شده که در مواجهه با اغتشاش‌های مختلف موجب کاهش بهینگی سیستم کنترل شده است. عدم محدود کردن فرکانس کنترلگر، در نظر گرفتن مدل ایده‌آل برای تراستر و در نظر گرفتن مدل خطی برای مدولاتور از جمله فرضیات ساده شونده بررسی مذکور می‌باشد. در مرجع [22] از ترکیب کنترلگر تطبیقی با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس برای بهبود عملکرد کنترلگر در مواجهه با عدم قطعیت ممان اینرسی استفاده شده است. در مرجع مذکور، مدل تراستر ایده‌آل فرض شده و محدودیت فرکانس سیگنال فرمان به تراستر لحاظ نشده است.

از طرفی موضوعی که در کنترل وضعیت ماهواره با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس به همراه کنترلگر PD حائز اهمیت است، افت قابل توجه عملکرد آن (خطای ماندگار در نشانه‌روی) در حضور اغتشاش است [1, 23]. اگر چه با فرض فرکانس بی‌نهایت و مدل ایده‌آل برای تراستر، می‌توان به دقت‌های بالا در حضور اغتشاش دست یافت، اما نتایج واقعی نبوده و با نتایج عملی مغایر است. لذا لحاظ کردن مدل برای تراستر و محدود نمودن فرکانس کاری آن، ضرورت دارد. در مرجع [23] پاسخ مدولاتور پهنا و فرکانس پالس به همراه کنترلگر P-D و PID در حضور اغتشاش پله مقایسه شده و خطای حالت ماندگار کنترلگر P-D در حضور اغتشاش به‌وسیله کنترلگر PID تقریباً حذف شده است. با وجود اینکه کنترلگر PID در حضور اغتشاش پله، خطای حالت ماندگار را کاهش می‌دهد، اما وقوع پدیده جمع‌شوندگی سبب افزایش فراجهد و افزایش مصرف سوخت می‌شود. میزان مصرف سوخت در یک ماهواره کمیت حائز اهمیتی است که مستقیماً بر روی جرم ماهواره، هزینه پرتاب ماهواره و عمر عملیاتی آن در مدار تأثیر می‌گذارد. از طرفی محدودیت در تعداد دفعات روشن شدن عملگر نیز از محدودیت‌های سخت افزاری در طراحی کنترل وضعیت ماهواره است که بر روی طول عمر عملیاتی ماهواره تأثیر دارد.

در مرجع [24] سه روش PID اصلاح‌شده، شامل روش‌های مشاهده‌گر، محاسبات بازگشتی و انتگرال‌گیری شرطی برای کنترل وضعیت ماهواره صلب بررسی شده که نتایج بررسی‌های اولیه در این مرجع نشان‌دهنده عملکرد مطلوب‌تر روش مشاهده‌گر در مصرف سوخت و فعالیت عملگر تراستر نسبت به دو روش دیگر است. در مرجع مذکور به علت مقایسه منصفانه روش‌ها،

ویژگی‌ها باعث ارجحیت استفاده از کنترلگرهای PID به جای کنترلگرهای پیچیده در صنعت می‌شود. معمولاً برای استفاده از کنترلگر PID در سیستم‌های غیرخطی دو روش وجود دارد؛ یکی طراحی سیستم کنترل با استفاده از کنترلگر PID کلاسیک و سپس اصلاح رفتارهای نامطلوب آن و دیگری استفاده از روش‌های کنترل مدرن و هوشمند مانند تطبیقی، فازی، شبکه عصبی و الگوریتم ژنتیک برای تنظیم بهره‌هاست [5-7]. یکی از مشکلات کاربردی کنترلگرهای PID، پدیده جمع‌شوندگی¹ و اشباع عملگر است. بیش از 50 سال است که در تحقیقات علمی روش‌هایی برای جلوگیری از جمع‌شوندگی ارائه شده است. مرجع [8] به بررسی و معرفی روش‌های ضد جمع‌شوندگی از جمله روش انتگرال‌گیری شرطی² پرداخته است. آستروم روش محدود کردن نقطه تنظیم، روش محاسبات بازگشتی³ و نوار تناسبی⁴ را به منظور محدود کردن خروجی انتگرال‌گیر پیشنهاد کرده است [9, 10]. در مرجع [11] روش‌های اصلاح‌شده مشاهده‌گر⁵ و روش شایسته‌سازی⁶ تشریح شده است.

در ادامه، به کاربرد کنترلگر تناسبی-مشتق‌گیر (PD) و PID در کنترل وضعیت ماهواره اشاره می‌شود. بطور نمونه، مرجع [12] به مقایسه کنترلگر P-D با PID در کنترل وضعیت سه‌محوره ماهواره با عملگر گشتاور مغناطیسی و تراستر پلاسما ضربه‌ای دو وضعیتی پرداخته است. در مرجع [13] از کنترلگر PID و کنترل تطبیقی در کنترل وضعیت ماهواره صلب با عملگرهای گشتاور مغناطیسی و چرخ مومنتومی استفاده شده است، که با استفاده از این کنترلگر، سرعت پاسخ بهبود یافته است. همچنین در مرجع [14] از کنترلگر PID در چرخ عکس‌العملی استفاده شده که با تنظیم بهره‌ها به صورت بهینه، رفتار رضایت‌بخشی داشته است. در مرجع [15] از ترکیب کنترلگر فازی با کنترل بنگ‌بنگ برای کاهش چترینگ و کاهش مصرف سوخت سیستم کنترل وضعیت ماهواره تک‌محوره استفاده شده است. در این مرجع اثر اغتشاشات در نظر گرفته نشده، مدل تراستر ایده‌آل فرض شده و فرکانس خروجی کنترلگر محدود نشده است. در مرجع [16] از مدولاسیون پهنا و فرکانس پالس به همراه کنترلگر PID برای کنترل وضعیت ماهواره با تراستر در مقابل اغتشاشات ناشی از حرکت سوخت و تشعشعات خورشیدی و گرانش ماه استفاده شده است.

مدولاتورهای پهنا و فرکانس پالس⁷ به دلیل تنظیم همزمان عرض پالس و فرکانس پالس از جمله مدولاتورهای پرکاربرد در سیستم کنترل وضعیت ماهواره با عملگرهای دو وضعیتی روشن - خاموش هستند. البته به همراه این مدولاتورها و به منظور عملکرد مطلوب سیستم کنترل وضعیت از کنترلگرهای متعددی استفاده شده است. در این میان در اکثر منابع، از کنترلگر PD یا نوع P-D (مشتق‌گیر در مسیر بازخورد زاویه است یا سرعت زاویه مستقیماً بازخورد می‌شود)، یا استفاده از جبران‌ساز تأخیری تقدیمی استفاده شده است. بطور مثال، در مراجع [17, 18] از مدولاتور پهنا و فرکانس پالس و کنترلگر P-D به منظور کاهش ارتعاشات ماهواره الاستیک در کنترل وضعیت استفاده شده است. در مرجع [19] عملکرد کنترل وضعیت ماهواره با ترکیب کنترلگر مد لغزشی و مدولاتور پهنا و فرکانس پالس با هدف کاهش زمان نشست و در حضور اغتشاش بررسی شده است. در این مرجع، ضرایب کنترلگر مد لغزشی

¹ Windup

² Conditional Integration

³ Back-Calculation

⁴ Proportional Band

⁵ Observer Approach

⁶ Conditioning Technique

⁷ Pulse-Width Pulse-Frequency (PWWF) Modulators

⁸ Linear Quadratic Regulator (LQR)

طول عمر ماهواره تأثیر داشته و تعداد دفعات روشن شدن تراستر می تواند حداکثر طول عمر ماهواره را محدود نماید.

3- کنترلگر PID اصلاح شده با الگوریتم مشاهده گر

جمع شونده گی و اشباع عملگر تراستر می تواند موجب مصرف سوخت اضافی و کاهش طول عمر گردد. لذا بهبود سیستم کنترل وضعیت ماهواره می تواند هزینه تمام شده یک ماهواره را کاهش دهد. برای جلوگیری از اشباع عملگر و جمع شونده گی نیاز به اصلاح کنترلگر PID است. روش ها و الگوریتم هایی برای اصلاح کنترلگر PID ارائه شده که از جمله این روش ها می توان به روش محاسبات بازگشتی، روش مشاهده گر و روش انتگرال گیری شرطی اشاره نمود [11,10]. در مرجع [24] مطالعه ای مقدماتی در مقایسه روش های مذکور در اعمال به سیستم دو وضعیتی کنترل وضعیت ماهواره با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس شده است. البته در این مرجع به منظور مقایسه منصفانه، ضرایب PID برای روش های اصلاحی PID یکسان اعمال شده است. در شکل 2، کنترلگر PID اصلاح شده با روش مشاهده گر به همراه مدولاتور پهنا و فرکانس پالس برای ماهواره صلب تک محوره با عملگر تراستر دو وضعیتی نمایش داده شده است. در این نمودار جعبه ای از یک محدود کننده غیر خطی برای جلوگیری از افزایش بیش از حد سیگنال خروجی کنترلگر استفاده شده است. از طرفی جهت اصلاح الگوریتم کنترلی و قرار نگرفتن مداوم کنترلگر در حالت اشباع، از اختلاف سیگنال کنترلگر، قبل و بعد از محدود ساز، بازخورد گرفته شده است. سیگنال بازخورد با یک ضریب به قسمت انتگرال گیر کنترلگر منتقل شده و سعی در خروج انتگرال گیر از حالت اشباع می نماید. بنابراین در این روش با بازخورد اختلاف سیگنال ورودی و خروجی محدود ساز و اعمال بهره استاتیکی L ، خطای تخمین مشاهده گر، بهنگام می شود [25].

با استفاده از شکل 2، معادلات حالت سیستم مذکور، براحتی همانند مراجع [24]، بصورت زیر استخراج می شود:

$$\dot{\theta} = \omega \quad (8)$$

$$\dot{z}_1 = \frac{2}{T}(y_d - z_1), \quad y_d(t) = y(t - \tau) \quad (9)$$

$$\dot{z}_2 = \frac{2}{T}(z_1 - z_2) \quad (10)$$

$$\dot{\omega} = \frac{z_2}{J} + \frac{M_d}{J} \quad (11)$$

$$\dot{u} = \frac{1}{T_f} [K u_r - KF(u, y_{old}, u_{off}, u_{on}, U_m) - u] \quad (12)$$

$$\dot{x}_1 = \frac{1}{\tau_d} (\theta - x_1) \quad (13)$$

$$\dot{x}_e = \theta_{ref} - \theta - L(u_p - u_r) \quad (14)$$

که در آن، x_e متغیر حالت تخمین زده شده است. u_p سیگنال خروجی کنترلگر بوده که بصورت رابطه (15) نوشته می شود و u_r سیگنال خروجی محدود ساز است که در رابطه (16) بیان شده است [24].

$$u_p = K_f x_e + K_p (\theta_{ref} - \theta) - \frac{K_D}{\tau_d} (\theta - x_1) \quad (15)$$

$$u_r = \begin{cases} u_{max} & , u_p > u_{max} \\ u_p & , u_{min} \leq u_p \leq u_{max} \\ u_{min} & , u_p < u_{min} \end{cases} \quad (16)$$

لازم به ذکر است که در اینجا، روابط روش PID کلاسیک و روش PID اصلاح شده مبتنی بر روش مشاهده گر، بطور کامل ذکر شده است؛ اما روابط و نتایج برای روش های اصلاح شده محاسبات بازگشتی، انتگرال گیری شرطی و همچنین روش PID کلاسیک و مشاهده گر در مراجع [24] بررسی شده و در

تنظیمات کنترلگر برای سه روش مذکور یکسان منظور شده است. در این پژوهش سعی بر بهبود عملکرد، شامل کاهش مصرف سوخت، کاهش زمان نشست و حذف فراجش با تنظیم مناسب ضرایب کنترلگر در حضور اغتشاش خارجی پله و اعمال محدودیت در فرکانس خروجی مدولاتور و لحاظ کردن دینامیک عملگر تراستر است. بعلاوه، عملکرد سیستم کنترل در حضور عدم قطعیت در ممان اینرسی و سطح تراست نیز بررسی شده است.

2- کنترل وضعیت ماهواره با کنترلگر PID

در شکل 1، نمودار جعبه ای سیستم کنترل وضعیت تک محوره ماهواره صلب با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس به همراه کنترلگر PID مطابق مرجع [24] نمایش داده شده است. در این شکل، سیگنال کنترلی از کنترلگر PID وارد مدولاتور پهنا و فرکانس پالس شده و فرمان مدوله شده پالسی وارد عملگر تراستر می شود. عملگر تراستر به صورت تابع تبدیل مرتبه دوم به همراه تأخیر زمانی خالص (τ) مدل شده است. در این شکل، مدل دینامیک ماهواره بصورت تک محوره و صلب در نظر گرفته شده و اغتشاش بر دینامیک ماهواره نیز اعمال شده است. لذا معادلات حالت سیستم مذکور با توجه به شکل 1، براحتی همانند مراجع [24]، بصورت زیر استخراج می شود:

$$\dot{\theta} = \omega \quad (1)$$

$$\dot{z}_1 = \frac{2}{T}(y_d - z_1), \quad y_d(t) = y(t - \tau) \quad (2)$$

$$\dot{z}_2 = \frac{2}{T}(z_1 - z_2) \quad (3)$$

$$\dot{\omega} = \frac{z_2}{J} + \frac{M_d}{J} \quad (4)$$

$$\dot{u} = \frac{K}{T_f} \left[K_p (\theta_{ref} - \theta) + \frac{K_D}{\tau_d} (\theta_{ref} - \theta - x_1) + x_2 - \frac{1}{T_f} [u + KF(u, y_{old}, u_{off}, u_{on}, U_m)] \right] \quad (5)$$

$$\dot{x}_1 = \frac{1}{\tau_d} (\theta_{ref} - \theta - x_1) \quad (6)$$

$$\dot{x}_2 = K_I (\theta_{ref} - \theta) \quad (7)$$

که در آن، θ_{ref} ورودی مرجع موقعیت زاویه ای، θ موقعیت زاویه ای ماهواره، J ممان اینرسی ماهواره صلب، M_d اغتشاش ورودی، u_{on} و u_{off} به ترتیب آستانه شروع و خاتمه ناحیه هیستریزس، u سیگنال ورودی به اشمیت تریگر، U_m حداکثر گشتاور اشمیت تریگر، K بهره فیلتر و T_f ثابت زمانی فیلتر است.

e سیگنال ورودی به مدولاتور و تابع F نمایانگر بلوک اشمیت تریگر است که خروجی آن به صورت $y = F(u, y_{old}, u_{off}, u_{on}, U_m)$ نمایش داده شده است. بهره های تناسبی، مشتق گیر و انتگرال گیر کنترلگر PID به ترتیب با K_p ، K_D و K_I نمایش داده شده و τ_d ثابت زمانی مشتق گیر، $(1 + \tau_d s)/K_D s$ است. مطابق شکل 1، متغیرهای حالت کنترلگر PID با x_1 و x_2 و همچنین متغیرهای حالت تراستر با z_1 و z_2 و ثابت زمانی تراستر T ، نمایش داده شده است. جمع شونده گی، افزایش فراجش و افزایش مصرف سوخت چالشی است که در کنترلگرهای PID وجود دارد. از طرفی ماهواره ها سیستم های پرهزینه و گران قیمتی هستند که همانطور که اشاره شد، جرم و طول عمر از جمله مهمترین و اساسی ترین پارامترهای تأثیرگذار بر روی هزینه یک ماهواره می باشد. میزان سوخت مصرفی، مستقیماً بر روی جرم و

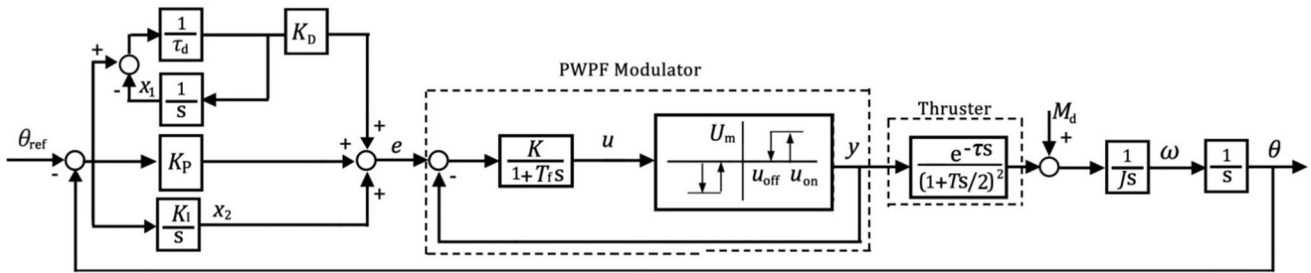


Fig. 1 Block diagram of satellite attitude control with PWWF modulator and PID controller [24]

شکل 1 نمودار جعبه‌ای کنترل وضعیت ماهواره صلب با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس و کنترلگر PID [24]

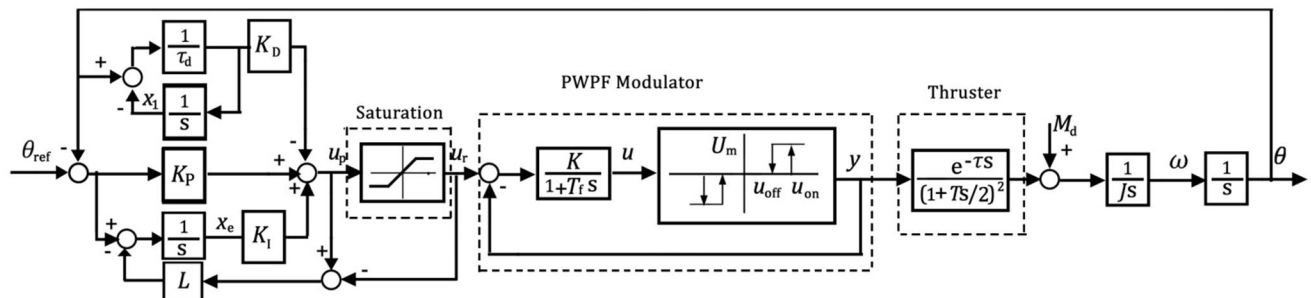


Fig. 2 Block diagram of satellite attitude control with PWWF modulator and observer-based modified PID controller [24]

شکل 2 نمودار جعبه‌ای کنترل وضعیت ماهواره با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس و کنترلگر PID اصلاح شده با الگوریتم مشاهده گر [24]

روش بهینه‌سازی جستجوی پارامتری ابتدا با دو معیار عملکرد مصرف سوخت و دفعات روشن شدن تراستر و سپس با معیار عملکرد ترکیبی مصرف سوخت و دفعات روشن شدن تراستر بکار رفته‌است. همچنین قیده‌های این مسئله، مقدار خطای وضعیت و میزان فراجشش پاسخ انتخاب شده‌است.

شکل 3 پاسخ کنترل وضعیت ماهواره به‌ازای این الگوریتم‌ها، نمایش داده شده‌است. این الگوریتم‌ها در مرجع مذکور برای ماهواره صلب تک‌محوره با عملگر تراستر دو وضعیتی به همراه مدولاتور پهنا و فرکانس پالس ارائه شده است. همانطور که از این شکل ملاحظه می‌شود، در روش مشاهده گر، زمان خیز و زمان نشست زیاد و در سایر روش‌ها، فراجشش پاسخ زیاد است.

5- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش، عملکرد سیستم کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره صلب، با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس به همراه کنترلگر PID اصلاح شده مبتنی بر الگوریتم مشاهده گر و با عملگر تراستر دو وضعیتی در حضور اغتشاش خارجی پله و عدم قطعیت‌ها بررسی می‌شود. در عمل، فرکانس خروجی مدولاتور در

4- بهینه‌سازی

به منظور بهبود عملکرد سیستم کنترل وضعیت ماهواره، علاوه بر استفاده از روش مشاهده گر، نیاز به تعیین و تنظیم بهره‌های مناسب کنترلگر نیز هست. تنظیم بهره‌ها می‌بایست متناسب با معیارهای عملکرد مورد نظر و قیده‌های مسئله انجام شود. مصرف سوخت، تعداد دفعات روشن شدن تراستر، زمان خیز، خطای وضعیت، فراجشش و زمان نشست، معیارها و یا قیده‌هایی هستند که می‌توانند برای این مسئله بهینه‌سازی در نظر گرفته شود. همچنین می‌توان چند معیار عملکرد را با یکدیگر ترکیب نمود و مسئله بهینه‌سازی را با معیار عملکرد ترکیبی بررسی نمود. بهینه‌سازی می‌تواند با روش‌ها و الگوریتم‌های مختلفی انجام شود. یکی از روش‌های بهینه‌سازی بررسی همه حالت‌های ممکن است، اگرچه این روش مستلزم زمان و حجم محاسبات زیاد می‌باشد، اما دیدگاه مناسبی را به طراح جهت انتخاب مقادیر متغیرهای مسئله بهینه‌سازی با توجه به معیار عملکرد می‌دهد و به علت قابل بررسی بودن معیار عملکرد به‌ازای مقادیر مختلف متغیرها، می‌توان مقادیری را انتخاب کرد که علاوه بر نسبتاً کمینه نمودن معیار عملکرد، به‌ازای تغییرات متغیرها، معیار عملکرد دچار تغییرات زیادی نشود. به عبارتی در این روش بهینه‌سازی، معیار عملکرد در مواجهه با عدم قطعیت متغیرهای مسئله قابل بررسی بوده و می‌توان متغیرها را طوری انتخاب نمود که نتایج طراحی در مواجهه با عدم قطعیت‌ها، عملکرد مناسبی داشته باشد. لذا در این پژوهش،

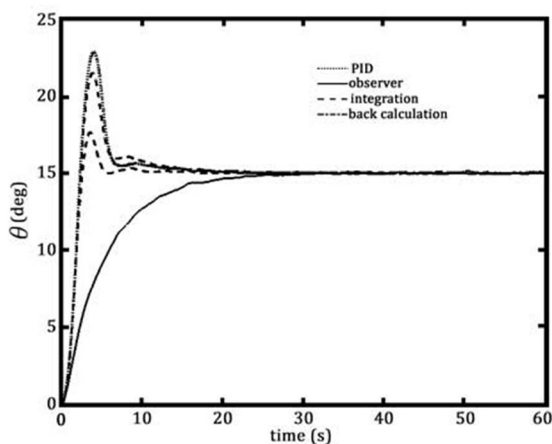


Fig. 3 Comparison of attitude control response for three modified PID controller with PWWF Modulator [24]

شکل 3 مقایسه پاسخ کنترل وضعیت برای سه کنترلگر PID اصلاح شده به همراه مدولاتور پهنا و فرکانس پالس [24]

مشاهده گر در مرجع [24] است. همچنین در این کنترلگر اصلاح شده فراجش وجود ندارد، در صورتی که در کنترلگر PID حدود 51% فراجش وجود دارد. علاوه بر این، در معیار عملکرد ترکیبی میزان مصرف سوخت نسبت به کنترلگر PID کلاسیک حدود 72% کاهش یافته است. زمان خیز² و زمان نشست در این کنترلگر نسبت به مقادیر بدست آمده در مرجع [24] کاهش چشمگیری داشته است بطوری که می توان گفت زمان نشست نسبت به مرجع [24] حدودا نصف شده است.

با در نظر گرفتن معیار عملکرد مصرف سوخت در کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر علاوه بر کاهش زمان نشست نسبت به کنترلگر PID کلاسیک، حدود 72.5% مصرف سوخت نیز کاهش یافته است. همچنین با در نظر گرفتن معیار عملکرد تعداد روشن شدن تراستر، این معیار در کنترلگر مشاهده گر کمتر از کنترلگر PID کلاسیک شده است، البته این مقدار کاهش قابل توجه نیست، که علت آن می تواند وجود اغتشاش و رسیدن به مقدار دقت 0.1 درجه باشد. بنابراین استفاده از کنترلگر PID اصلاح شده با روش مشاهده گر و با بهره های تنظیمی مناسب، نسبت به روش PID کلاسیک ارجحیت داشته و باعث کاهش چشمگیری مصرف سوخت و کاهش زمان نشست شده است. مقایسه بین پارامترهای پاسخ در دو کنترلگر مذکور به ازای معیار عملکردهای مجزا و ترکیبی در جدول 4 ارائه شده است. پاسخ سیستم به ازای معیار عملکردهای

جدول 1 مقادیر اولیه و پارامترها

Table 1 Initial values and parameters

مقدار	پارامتر
1 (N · m)	U_m
0.45	u_{on}
0.15	u_{off}
4.5	K
0.15 (s)	T_f
0.01 (s)	τ_d
0.03 (s)	M_d
0.03 (s)	T
0.01 (s)	τ
10 (kg · m ²)	J
15 (deg)	θ_{ref}
0	$\theta(0)$
0	$\dot{\theta}(0)$
40 (Hz)	فرکانس کنترلی
40 (s)	زمان نهایی

جدول 2 محدوده جستجوی پارامتری

Table 2 Parametric search region

مقدار	پارامتر
0.1-50	K_P
0.1-50	K_D
0.1-50	K_I
0.1-10	L

جدول 3 ضرایب تنظیمی کنترلگر به ازای زوایای مختلف ورودی

Table 3 Tuned parameters of controller for different input angles

L	K_I	K_D	K_P	زاویه ورودی (درجه)
3.2	3.3	33.82	22.7	5
5.45	5.3	34.95	23.3	15
7.5	14.7	23.9	29.95	30
3.05	10.15	24.25	25.65	45
7.45	15.4	18.85	35.7	60

² زمان خیز با معیار 90% مقدار نهایی در نظر گرفته شده است.

کنترل وضعیت بویژه با تراستر محدود بوده که در اینجا، فرکانس خروجی مدولاتور 40 هرتز لحاظ شده است. لازم به ذکر است که محدودیت فرکانس کاری باید بعد از خروجی مدولاتور اعمال شود که در نمودارهای جعبه ای شکل های 1 و 2 ترسیم نشده است. همچنین دینامیک تراستر بصورت تابع تبدیل مرتبه دوم به همراه تأخیر زمانی خالص مدل شده که این مدل بر حسب انتخاب مقادیر تأخیر و ثابت زمانی می تواند برای تراستر گاز سرد یا گرم بکار رود. همچنین شبیه سازی ها برای مدت زمان 40 ثانیه و با روش حل عددی اویلر و با گام زمانی انترگرال گیری 10^{-4} ثانیه انجام شده است. مقادیر پارامترهای تنظیمی مدولاتور پهنا و فرکانس پالس از مرجع [26] انتخاب شده است. مقادیر پارامترها و شرایط اولیه شبیه سازی در جدول 1 آمده است. معیار عملکرد تعداد دفعات روشن شدن تراستر با N و معیار عملکرد قدر مطلق انترگرال خروجی تراستر که متناسب با میزان مصرف سوخت است، با ΔV نمایش داده شده است. در حالت بهینه سازی ترکیبی، معیار عملکردها مطابق رابطه (17) ابتدا بین صفر تا یک نرمالیزه شده و سپس با ضریب وزنی w با یکدیگر ترکیب می شود. در این رابطه، زیرنویس min و max به ترتیب نمایانگر مقدار حداقل و حداکثر در بازه مورد نظر می باشد.

$$J = \frac{\Delta V - \Delta V_{\min}}{\Delta V_{\max} - \Delta V_{\min}} + w \frac{N - N_{\min}}{N_{\max} - N_{\min}} \quad (17)$$

قبل از انجام بهینه سازی با استفاده از روش زیگلر-نیکلز ابتدا محدوده ای برای مقادیر اولیه بهره بدست آمده است. مقادیر بدست آمده برای بهره ها طبق روش زیگلر-نیکلز برای کنترلگر PID بصورت $K_P = 35$ ، $K_D = 27$ و $K_I = 5.62$ بدست آمده و برای کنترلگر PID اصلاح شده مبتنی بر الگوریتم مشاهده گر این مقادیر به صورت $K_P = 17$ ، $K_D = 18$ و $K_I = 4.25$ حاصل شده است. به منظور بهبود عملکرد کنترل وضعیت، از روش جستجوی پارامتری جهت تنظیم بهره های کنترلگر استفاده شده است. این بهره ها شامل پارامترهای K_P ، K_D ، K_I و L هستند.

در روش جستجوی پارامتری، سعی بر در نظر گرفتن همه حالت های ممکن و بررسی معیار عملکرد با توجه به حالت های در نظر گرفته شده است. محدوده بهره های کنترلگر برای جستجوی پارامتری با توجه به معیار زیگلر-نیکلز، تجربیات و قیود مسئله و البته بطور محافظه کارانه تعیین شده و در جدول 2 ذکر شده است. در روش جستجوی پارامتری، مقادیر ضرایب بدست آمده به ازای در نظر گرفتن هر معیار عملکرد، متفاوت بوده و برای لحاظ کردن اثر چهار پارامتر تنظیمی کنترلگر اصلاح شده، تعداد 2310400 اجرای برنامه، برای حالت های مختلف انجام شده و نهایتا معیار عملکرد به ازای ترکیب های مختلف ضرایب، بررسی شده است. تعیین ضرایب مناسب کنترلگر با در نظر گرفتن معیار عملکرد و قیده های مسئله که شامل مقدار فراجش صفر و مقدار خطای وضعیت کمتر از 0.1 درجه می شود، انجام شده است.

تعیین بهره های مناسب کنترلگر به ازای زوایای ورودی 5 تا 60 درجه و در حضور اغتشاش خارجی پله با مقدار 0.03 نیوتن متر برای معیار عملکرد مطابق با رابطه (17) با ضریب وزنی $w = 1$ انجام شده و در جدول 3 ارائه شده است. مطابق این جدول می توان بهره های مناسب کنترلگر را برای زوایای مختلف انتخاب نمود. در شکل 4، پاسخ سیستم کنترل وضعیت ماهواره به ازای زاویه ورودی 15 درجه، اغتشاش خارجی پله 0.03 نیوتن متر با بهره های تنظیمی برای کنترلگر PID اصلاح شده ارائه شده و با کنترلگر PID کلاسیک مقایسه شده است. همانطور که در این شکل ملاحظه می شود، زمان نشست¹ کنترلگر مشاهده گر کمتر از کنترلگر PID کلاسیک و کنترلگر

¹ زمان نشست با معیار 2% مقدار نهایی در نظر گرفته شده است.

جدول 5 ضرایب تنظیمی کنترلگر به ازای مقادیر مختلف اغتشاش خارجی پله

Table 5 Tuned parameters of controller for different values of step external disturbances

L	K_I	K_D	K_P	اغتشاش (نیوتن متر)
5.45	5.3	34.95	23.3	0.03
2	6	42.05	25.65	0.025
1.8	7	43.55	27.5	0.02
2.35	4.6	40.05	22.95	0.015
2.05	6.65	34.4	26.95	0.01
2.5	5.65	44.55	26.5	0.005
3.5	4.8	43.35	23.95	0

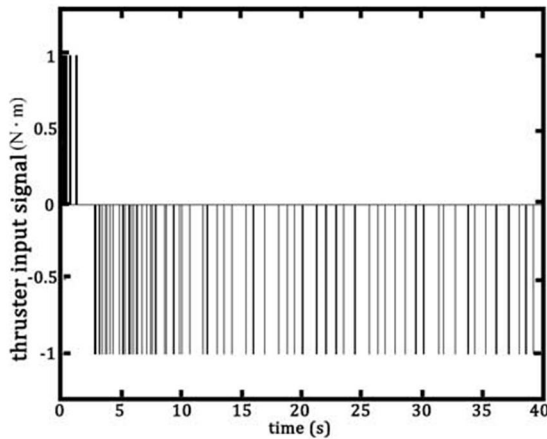


Fig. 5 The output signal of PWM modulator

شکل 5 سیگنال خروجی مدولاتور پهنا و فرکانس پالس

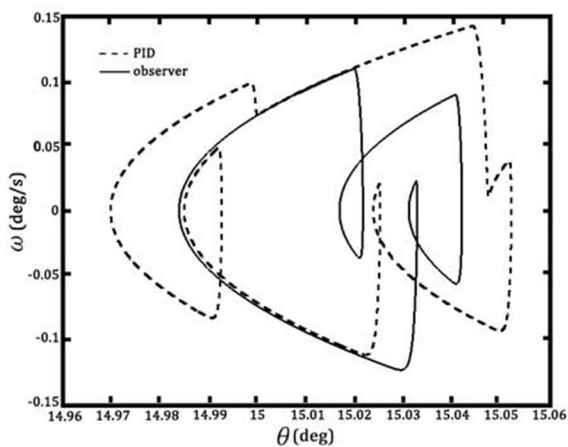


Fig. 6 Pseudo limit cycle for PID controller and observer-based method

شکل 6 چرخه شبه حدی برای کنترلگر PID و کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر

60 درجه در حضور اغتشاش پله 0.03 نیوتن متر، اعمال شده و نتایج برای دو کنترلگر مذکور مقایسه شده است. بهره های کنترلگر PID کلاسیک برای زوایای بین 5 تا 30 درجه به ازای شرایط مفروض و برای زوایای بین 30 تا 60 درجه بصورت $K_P = 8.66$ ، $K_D = 17.84$ و $K_I = 5.62$ مطابق مرجع [24] که با استفاده از محک زیگلر-نیکلز بدست آمده، در نظر گرفته شده است. مقادیر پارامترها و شرایط اولیه در شکل های 7 تا 17 مشابه جدول 1 است مگر در مواردی که غیر از آن اشاره شده باشد. در شکل 7، زمان خیز و زمان نشست بر حسب زاویه ورودی برای دو کنترلگر ارائه شده است. همچنان که از این شکل مشاهده می شود، با افزایش زاویه ورودی، زمان خیز و زمان نشست پاسخ افزایش می یابد. اگر چه زمان خیز در کنترلگر اصلاح شده بیشتر

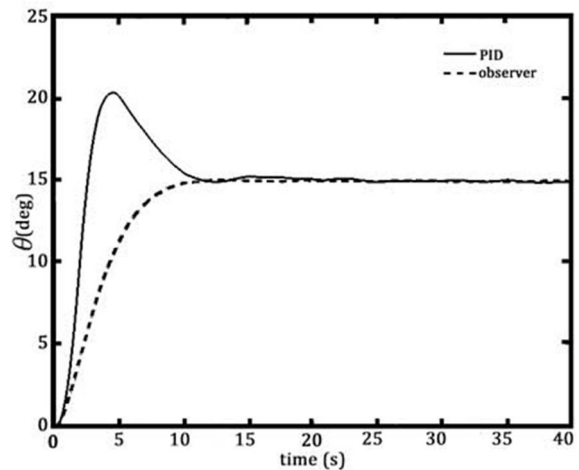


Fig. 4 The response of attitude control for PID controller and observer method ($w = 1$)

شکل 4 پاسخ کنترلگر PID و مشاهده گر ($w = 1$)

مجزا، مشابه شکل 4 می باشد، لذا از تکرار آن اجتناب شده است. در جدول 5، ضرایب تنظیمی کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر در زاویه ورودی 15 درجه به ازای اغتشاش مختلف پله با مقادیر مختلف و برای معیار عملکرد ترکیبی ارائه شده است. با استفاده از نتایج جدول 5 می توان ضرایب مناسب کنترلگر را به ازای اغتشاش های مختلف پله از مقدار 0 تا 0.03 نیوتن متر انتخاب کرد. در شکل 5، سیگنال کنترلی اعمالی به تراستر (خروجی مدولاتور) نمایش داده شده است. در این شکل به علت وجود اغتشاش فواصل زمانی روشن شدن تراستر کوچک بوده تا دقت کمتر از 0.1 درجه حفظ شود. به منظور بررسی خطای زاویه ای سیستم کنترل وضعیت، چرخه شبه حدی کنترلگر PID کلاسیک و مشاهده گر، در شکل 6 ارائه شده است. دامنه چرخه شبه حدی کنترلگر PID مبتنی بر مشاهده گر کوچکتر از دامنه چرخه حدی کنترلگر PID کلاسیک است که نشان دهنده دقت بهتر کنترلگر اصلاح شده مبتنی بر مشاهده گر می باشد. لازم به ذکر است که در اینجا به علت خطای حل عددی و همچنین عدم اثبات ریاضی از عبارت چرخه شبه حدی استفاده شد. در ادامه، تحلیل ها برای معیار عملکرد ترکیبی و به ازای زاویه ورودی 15 درجه و با اعمال عدم قطعیت در ممان اینرسی، نیروی تراست و مقدار اغتشاش خارجی پله انجام می شود.

یک کنترلگر مناسب باید در بازه ای از مقادیر ورودی، عملکرد مطلوبی داشته باشد، لذا برای بررسی عملکرد کنترلگر اصلاح شده، زوایای ورودی 5 تا

جدول 4 عملکرد کنترلگر PID و کنترلگر PID مبتنی بر مشاهده گر

Table 4 Performance of PID controller and observer-based method

کنترلگر	زمان نشست (ثانیه)	زمان خیز (ثانیه)	فراجهش (٪)	مصرف سوخت (ΔV)	تعداد روشن شدن تراستر (N)
تناسبی-انتگرال گیر-مشتق گیر	14.1	2.24	50.8%	6.5	65
مشاهده گر با معیار مصرف سوخت	9.5	6.5	0	1.79	68
مشاهده گر با معیار روشن شدن تراستر	10.65	8.3	0	1.95	62
مشاهده گر با معیار ترکیبی	9.8	6.85	0	1.83	66

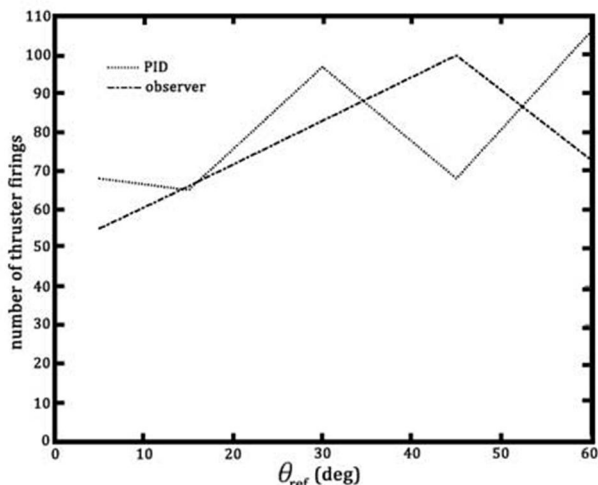


Fig. 8 Thruster firings versus input angle

شکل 8 دفعات روشن شدن تراستر برحسب زاویه ورودی

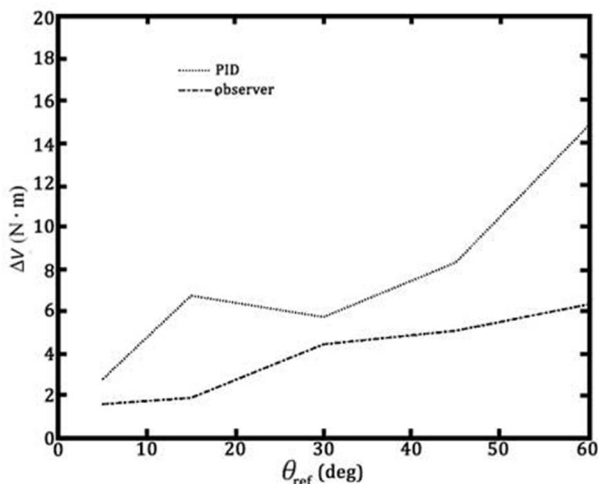


Fig. 9 Fuel consumption versus input angle

شکل 9 مصرف سوخت برحسب زاویه ورودی

مصرف سوخت و فعالیت تراستر افزایش یافته است، اما اثر عدم قطعیت ممان اینرسی در کنترلگر مشاهده گر، کمتر از کنترلگر PID کلاسیک می باشد. بطور نمونه، در کنترلگر مشاهده گر با تغییر 20% در ممان اینرسی، تعداد دفعات روشن شدن تراستر حدود 9% و میزان مصرف سوخت حدود 8% افزایش داشته است. در صورتی که اثر عدم قطعیت ممان اینرسی در کنترلگر PID بیشتر بوده و با تغییر مقدار 20% در ممان اینرسی، مصرف سوخت حدود 20% تغییر می کند.

معمولا سطح نیروی تراست تولیدی در ماهواره ها بسته به دقت زیرسیستم پیشرانش، فناوری ساخت تراسترها و همچنین شرایط محیطی دارای تغییراتی است. لذا لازم است اثر عدم قطعیت سطح تراست در عملکرد سیستم کنترل وضعیت بررسی شود. در شکل 12، دفعات روشن شدن تراستر و در شکل 13 میزان مصرف سوخت بر حسب عدم قطعیت سطح تراست، در زاویه ورودی 15 درجه و اغتشاش 0.03 نیوتن متر بررسی شده است. در این دو شکل، محور افقی میزان عدم قطعیت سطح تراست را برحسب درصد در محدوده $\pm 20\%$ نشان می دهد. بررسی عدم قطعیت سطح تراست در این کنترلگر نشان دهنده روند کاهشی دفعات روشن شدن تراستر و مصرف سوخت در مواجهه با تراست های با نیروی بالاتر است. میزان تغییرات مصرف

از کنترلگر PID است، اما با توجه به اینکه مقدار فراجهدش در کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر وجود ندارد، این مقدار زمان خیز مناسب بوده و در مقایسه با نتایج مرجع [24] که در شکل 3 هم بررسی شد، زمان خیز حدود 55% کاهش یافته است. همچنین بطور متوسط زمان نشست کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر در مقایسه با کنترلگر PID و نتایج مرجع [24] حدود 50% کاهش داشته که در شکل 7 به وضوح قابل مشاهده است. از طرفی مشابهت تغییرات زمان خیز و زمان نشست کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر در شکل 7 جالب توجه است. بنابراین می توان گفت که کنترلگر اصلاح شده با ضرایب تنظیمی مناسب، سرعت پاسخ سیستم کنترل وضعیت را از نظر زمان نشست، بطور قابل ملاحظه ای افزایش داده است.

در شکل های 8 و 9، دفعات روشن شدن تراستر و میزان مصرف سوخت بر حسب زاویه ورودی ارائه شده است. در شکل 8، نمودار تعداد دفعات روشن شدن تراستر در کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر نسبت به کنترلگر PID تغییر زیادی نداشته است، که این مسئله به علت دقت در نظر گرفته شده و لزوم فعالیت بیشتر تراستر جهت رسیدن به دقت 0.1 درجه در حضور اغتشاش بوده است. اما همچنانکه از شکل 9 ملاحظه می شود، مقدار مصرف سوخت در کنترلگر PID مبتنی بر مشاهده گر کاهش قابل توجهی نسبت به کنترلگر PID کلاسیک، نه فقط در یک نقطه بلکه در زوایای مختلف دارد. کاهش مصرف سوخت در بازه ای از زوایای ورودی، مزیت کنترلگر مشاهده گر در کاهش مصرف سوخت را نشان می دهد. همچنین نرخ کم افزایش مصرف سوخت به ازای زوایای ورودی در کنترلگر مشاهده گر نسبت به کنترلگر PID قابل اشاره است.

با توجه به گستردگی جانمایی اجزای یک ماهواره، معمولا ممان اینرسی آن بطور تقریبی در دسترس بوده و یا به دلیل مصرف سوخت، ممان اینرسی ماهواره در مدار تغییر می نماید. لذا عملکرد سیستم کنترل وضعیت نسبت به اثر عدم قطعیت در ممان اینرسی بررسی شده است. در شکل 10، تعداد دفعات روشن شدن تراستر بر حسب عدم قطعیت در ممان اینرسی و در شکل 11 میزان مصرف سوخت بر حسب عدم قطعیت در ممان اینرسی به ازای زاویه ورودی 15 درجه و مقدار اغتشاش 0.03 نیوتن متر ترسیم شده است. در این دو شکل، محور افقی میزان عدم قطعیت ممان اینرسی در بازه $\pm 20\%$ است. چنانکه از این دو شکل ملاحظه می شود با افزایش ممان اینرسی، میزان

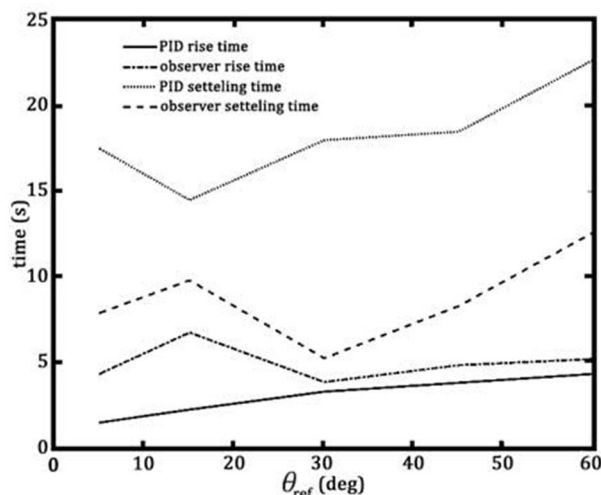


Fig. 7 Rise time and settling time versus input angle

شکل 7 زمان خیز و زمان نشست برحسب زاویه ورودی

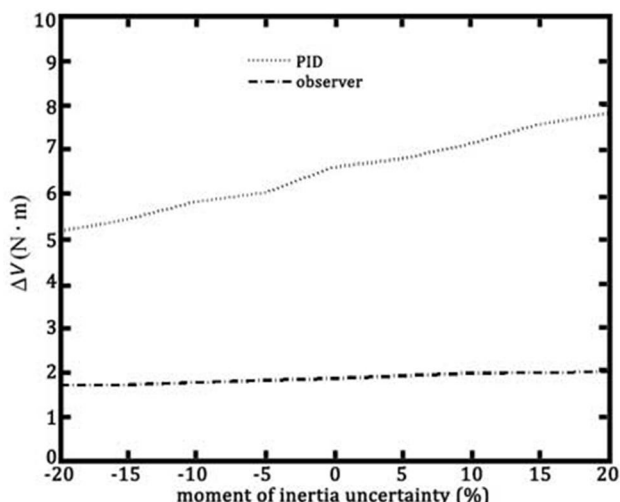


Fig. 11 Fuel consumption versus moment of inertia uncertainty

شکل 11 مصرف سوخت برحسب درصد عدم قطعیت در ممان اینرسی

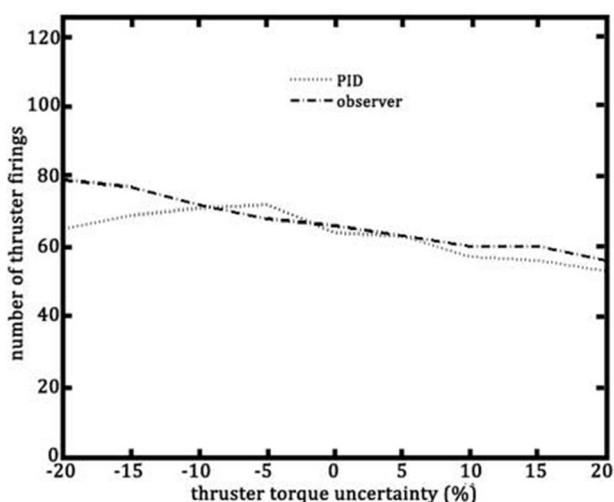


Fig. 12 Thruster firings versus thrust level uncertainty

شکل 12 دفعات روشن شدن تراستر برحسب درصد عدم قطعیت در سطح تراست

شکل 16 ترسیم شده است. در این شکل، ضرایب کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر، به‌ازای اغتشاشات خارجی مختلف، مطابق جدول 5 انتخاب شده است. همانطور که در این شکل ملاحظه می‌شود دامنه چرخه شبه حدی کنترلگر مشاهده گر به‌ازای اغتشاش‌های مختلف، کمتر از دامنه چرخه حدی کنترلگر PID شده است. دامنه چرخه حدی، بیشترین مقدار خطا را نشان می‌دهد. لذا کنترلگر مشاهده گر از نظر دقت نشانه‌روی، عملکرد مطلوب‌تری نسبت به کنترلگر PID داشته است. همانطور که انتظار می‌رود با افزایش میزان اغتشاش، دامنه چرخه شبه حدی افزایش یافته و خطای نشانه‌روی افزایش می‌یابد.

حال نشان داده می‌شود که اگر شبیه‌سازی با تراستر ایده‌آل و بدون محدودیت در فرکانس کاری صورت پذیرد، دامنه چرخه حدی بسیار کاهش می‌یابد. در شکل 17، چرخه شبه حدی کنترلگر مشاهده گر به‌ازای زاویه ورودی 15 درجه و اعمال اغتشاش خارجی پله برابر 0.03 نیوتن متر و با فرض مدل تراستر ایده‌آل و فرکانس کاری 400 هرتز، ترسیم شده است. در این شکل، دامنه چرخه شبه حدی حدود 0.0065 درجه (به‌ازای $\omega = 0$) و برای

سوخت بر حسب عدم قطعیت سطح تراست در کنترلگر مبتنی بر مشاهده گر، بسیار ناچیز است؛ اما در کنترلگر PID تغییرات بیشتر مصرف سوخت مشاهده می‌شود. لذا عملکرد کنترلگر مشاهده گر در مصرف سوخت به‌ازای عدم قطعیت در ممان اینرسی و سطح تراست مقاوم‌تر از کنترلگر PID کلاسیک ملاحظه می‌شود. بررسی کنترلگر مشاهده گر در برابر عدم قطعیت‌های ممان اینرسی و سطح تراست، نشانگر مقاوم بودن آن در مقایسه با کنترلگر PID است.

طراحی قانون کنترلی در تحقیق حاضر، برای ماهواره‌هایی است که برای انجام مأموریت، ارتفاع خود را کاهش داده و پس از انجام مأموریت به مدار بالاتر انتقال می‌یابد. این ماهواره‌ها در حین انجام مأموریت و در ارتفاع پایین تحت تأثیر نیروی آیرودینامیکی قرار گرفته و گشتاورهای ثابت به ماهواره اعمال می‌شود. به همین علت اغتشاش خارجی پله در این تحقیق لحاظ شده است. بعلاوه در این حالت، تخمین خوبی نیز از مقدار اغتشاش خارجی وجود دارد. بدین منظور اغتشاش خارجی پله با دامنه‌های مختلف و مقادیر مثبت و منفی به سیستم کنترل اعمال شده و عملکرد آن بررسی شده است. شبیه‌سازی به‌ازای زاویه ورودی 15 درجه و مقدار حداکثر قدر مطلق اغتشاش 0.05 نیوتن متر انجام شده است. در شکل 14، تعداد دفعات روشن شدن تراستر بر حسب اغتشاش ارائه شده است. در حالتی که اغتشاش وجود ندارد، تراستر کمترین میزان فعالیت خود را دارد. اما با افزایش مقدار اغتشاش در جهت مثبت یا منفی، تعداد دفعات روشن شدن تراستر افزایش می‌یابد. در شکل 15، میزان مصرف سوخت بر حسب اندازه اغتشاش پله ترسیم شده است. این شکل، مقایسه‌ای از میزان مصرف سوخت در دو کنترلگر مذکور به‌ازای اغتشاش خارجی پله ارائه می‌نماید. بطور مشابه مشاهده می‌شود که با افزایش اندازه اغتشاش، میزان مصرف سوخت در هر دو کنترلگر افزایش یافته و همانطور که انتظار می‌رود، کمترین میزان مصرف سوخت در حالتی است که اغتشاش خارجی وجود نداشته باشد. همچنین در این شکل، تأثیر اغتشاش‌های مثبت و منفی تقریباً برابر بوده و با افزایش مقدار گشتاور اغتشاشی، میزان مصرف سوخت افزایش متقارنی داشته است. البته کمی عدم تقارن به علت زاویه ورودی 15 درجه است.

به منظور بررسی اثر اغتشاش خارجی پله بر روی میزان خطا، دامنه چرخه شبه حدی در سرعت زاویه‌ای صفر ($\omega = 0$) استخراج شده و در

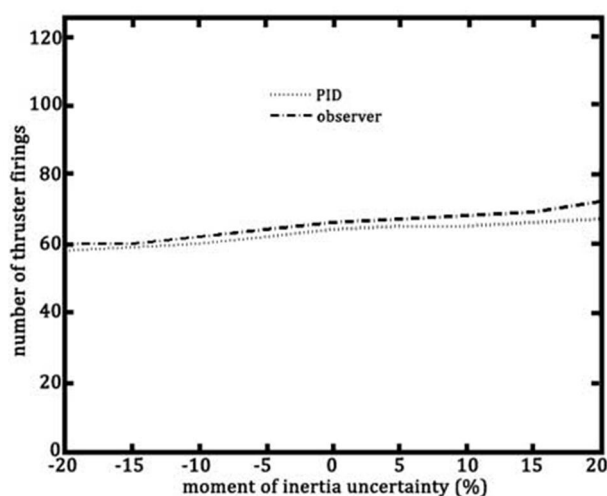


Fig. 10 Thruster firings versus moment of inertia uncertainty

شکل 10 دفعات روشن شدن تراستر برحسب درصد عدم قطعیت در ممان اینرسی

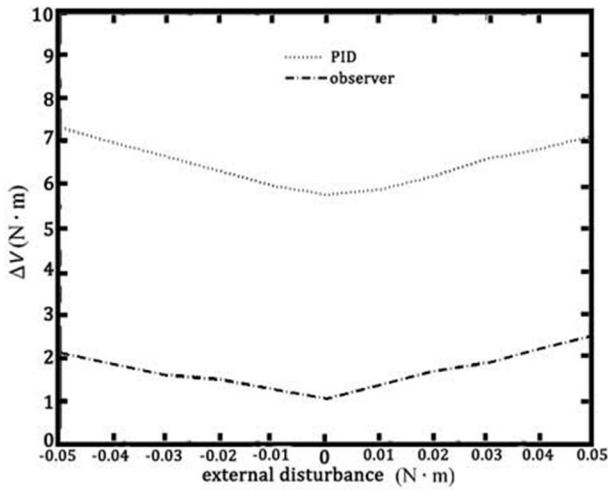


Fig. 15 Fuel consumption versus external disturbance

شکل 15 مصرف سوخت بر حسب مقدار اغتشاش خارجی

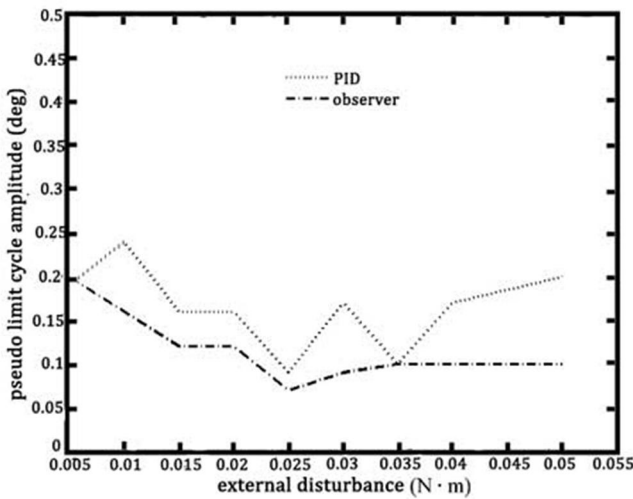


Fig. 16 Pseudo limit cycle amplitude versus external disturbance

شکل 16 دامنه چرخه شبه حدی بر حسب اغتشاش خارجی

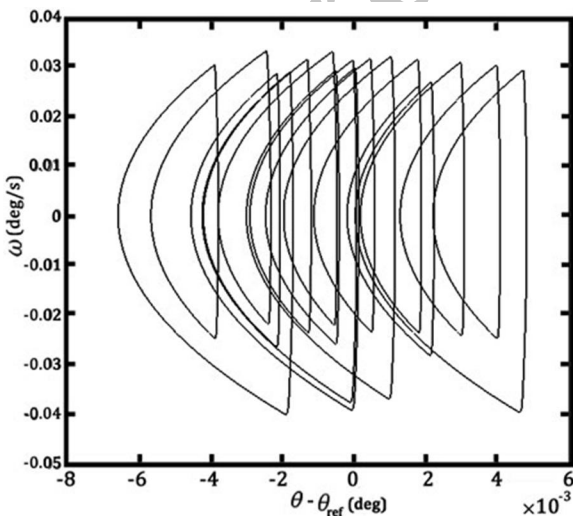


Fig. 17 Pseudo limit cycle of observer-based controller with perfect thruster model and modulator frequency=400 Hz

شکل 17 چرخه شبه حدی کنترلگر مشاهده گر با مدل تراستر ایده آل و فرکانس مدولاتور برابر 400 هرتز

سرعت زاویه ای حدود 0.04 درجه بر ثانیه بدست آمده است. همانطور که از شکل 2 ملاحظه می شود، سیگنال $\dot{\theta}$ برای افزایش ضریب میرایی پاسخ سیستم با استفاده از مشتق گیری تقریبی از زاویه وضعیت، استخراج شده است. در صورت استفاده از ژاپروی نرخ، فیدبک $\dot{\theta}$ بجای استفاده از مشتق گیر در PID (اصطلاحاً نوع PI-D و در نوع مبتنی بر مشاهده گر) توصیه می شود.

6- نتیجه گیری

در مطالعه حاضر، به منظور بهبود عملکرد کنترل وضعیت تک محوره ماهواره صلب با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در مقابل اغتشاش خارجی پله، کنترلگر تناسبی-انتگرال گیر-مشتق گیر (PID) مبتنی بر الگوریتم مشاهده گر در سیستم های غیر خطی با عملگرهای دو وضعیتی (روشن یا خاموش) بکار رفته است. به منظور کسب نتایج نسبتاً عملی، مدل دینامیکی مرتبه دوم به همراه تأخیر زمانی خالص برای تراستر در نظر گرفته شده و فرکانس خروجی مدولاتور نیز محدود به 40 هرتز گردید. با فرض مدل ایده آل برای تراستر و

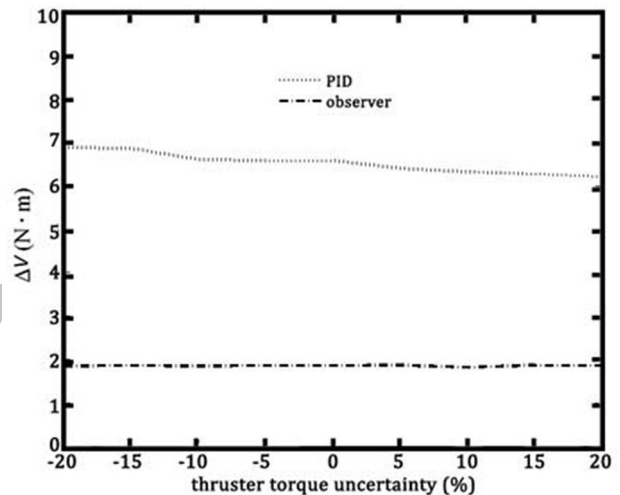


Fig. 13 Fuel consumption versus thruster level uncertainty

شکل 13 مصرف سوخت بر حسب درصد عدم قطعیت در سطح تراست

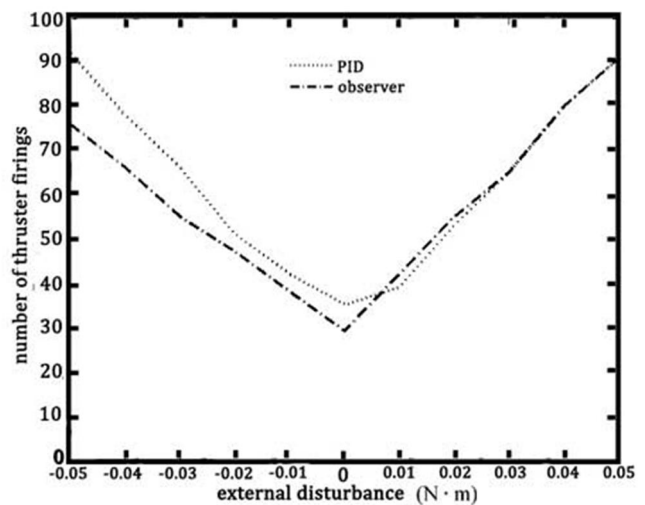


Fig. 14 Thruster firings versus external disturbance

شکل 14 دفعات روشن شدن تراستر بر حسب مقدار اغتشاش خارجی

- Approach, First Edition, pp. 260-273, Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [2] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*, pp. 451-457, Reston: AIAA Education Series, 1998.
- [3] R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, pp. 206-210, Boston: Kluwer Academic Publisher, 1978.
- [4] P. Fortescue, J. Stark, G. Swinerd, eds., *Spacecraft Systems Engineering*, pp. 288-324, New York: John Wiley and Sons Inc., 2011.
- [5] M.A. Johnson, M.H. Moradi, *PID Control New Identification and Design Methods*, pp. 339-358, Berlin: Springer, 2005.
- [6] F. G. Shinsky, *Process Control System: Application, Design and Tuning*, Fourth Edition, pp. 339-358, New York: McGraw-Hill, 1996.
- [7] C. C. Yu, *Autotuning of PID Controllers, A Relay Feedback Approach*, Second Edition, pp. 9-20, Berlin: Springer, 2006.
- [8] L. Rundqwist, *Anti-Reset Windup for PID Controllers*, PhD Thesis, Department of Automatic Control of Lund Institute of Technology, Sweden, 1991.
- [9] K. J. Astrom, T. Hagglund, *PID Controllers: Theory, Design and Tuning*, Second Edition, pp. 70-93, Durham: Research Triangle Park, 1995.
- [10] K. J. Astrom, L. Rundqwist, Integrator Windup and How to Avoid It, *Proceeding of the American Control Conference*, Pittsburgh, pp. 1693-1698, 1989.
- [11] Y. Peng, D. Vrancic, R. Hanus, Anti-Windup, bumpless, and conditioned transfer techniques for PID controllers, *IEEE Control Systems Magazine*, Vol. 16, No. 4, pp. 48-57, 1996.
- [12] P. Tisa, P. Vergez, Performance analysis of control algorithm for FalconSat-3, the 16th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, Florida, USA, 2006.
- [13] 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.
- [14] R. E. Snider, *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.
- [15] A. Farmanbordar, S. Rezaeejad, A. Bazrafshan, Design of fuzzy bang-bang controller for satellite attitude control, *The 1th International Conference on nonlinear modeling and optimization*, Amol, Iran, August 29-30, 2012. (In Persian)
- [16] C. L. Prioroc, M. R. Stefanescu, Three axes reaction thrusters attitude control system during trajectory maneuvers for ESMO, *1th IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems*, Porto, Portugal, 19-21 March, 2013.
- [17] G. Song, N. V. Agrawal, Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude control, *Acta Astronautica*, Vol. 49, No. 2, pp. 73-83, 2001.
- [18] W. Song, Y. Liu, Q. Hu, Spacecraft vibration suppression during attitude maneuver using PWPF modulated input component commands, *International Conference on Mechatronics and Automation*, Dartmouth, Canada, 29-31 July, 2005.
- [19] J. Kim, J. L. Crassidis, A comparative study of sliding mode control and time optimal control, *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, USA, 1998.
- [20] X. Xingyuan, Y. Cai, Pulse-width pulse-frequency based optimal controller design for kinetic kill vehicle attitude tracking control, *Applied Mathematics*, pp. 566-574, 2011.
- [21] G. Arantes, L. S. Martins-Filho, A. C. Santana, Optimal on-off attitude control for the Brazilian multi mission platform satellite, *Mathematical Problems in Engineering*, pp. 1-17, 2009.
- [22] A. Fazlvab, A. Ajorkar, M. Khabzani, Design of an adaptive controller of a satellite using thruster actuator, *International Journal of Computer Applications*, Vol. 102, No. 10, pp. 6-12, 2014.
- [23] A. Karimi, Sh. Ahmadi Darani, S.H. Jalali Naini, Comparison of attitude control of a single-axis rigid satellite with pulse-width pulse-frequency modulator using PD and PID controllers in the presence of disturbance, *The 14th Iranian Aerospace Society Conference*, Tehran, Iran, March 2-4, 2015. (In Persian)
- [24] S. Moghadaszadeh Bazaz, S. H. Jalali Naini, Attitude control of a rigid satellite with pulse-width pulse-frequency modulation using modified PID controllers, *The 15th Iranian Aerospace Society Conference*, Tehran, Iran, March 1-3, 2016. (In Persian)
- [25] M. Bak, *Control of Systems with Constraints*, PhD Thesis, Department of Automation of Technical University of Denmark, Denmark, 2000.
- [26] S. H. Jalali Naini, Sh. Ahmadi Darani, Parametric Optimization of Spacecraft Attitude Control with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator Using Quasi-Normalized Equations, *The 13th Iranian Aerospace Society Conference*, Tehran, Iran, March 1-3, 2014. (In Persian)

عدم محدودیت فرکانس کاری تراستر، می‌توان در حضور اغتشاش به دقت‌های بالا دست یافت؛ اما در صورتی که مدل تراستر به واقعیت نزدیک شود و محدودیت فرکانس کاری تراستر اعمال شود، نتایج حاصل در دقت نشانه‌روی بسیار متفاوت خواهد شد. در صورتی که فرکانس کاری، بطور نامعقول زیاد در نظر گرفته شود (یا اصلا اعمال نشود)، خروجی عملگر از حالت دو وضعیتی خارج شده و رفتاری مشابه با عملگری با خروجی پیوسته دارد که عملا مدل‌سازی خلاف واقع ارائه می‌نماید.

در این تحقیق، بهره‌های کنترلگر PID مبتنی بر مشاهده‌گر، با روش جستجوی پارامتری تنظیم شده است که علاوه بر رفع مشکل خطای حالت ماندگار در ترکیب مدولاتور پهنا و فرکانس پالس با کنترلگر P-D، عملکرد الگوریتم کنترل وضعیت را نیز بهبود داده است. بدین منظور، قیود و معیارهای عملکرد بصورت دقت بهتر از 0.1 درجه و نداشتن فراجهدش در پاسخ و معیار عملکرد مصرف سوخت، دفعات روشن شدن تراستر و معیار عملکرد ترکیبی انجام شده است. بهره‌های مناسب کنترلگر به‌ازای زوایای ورودی مختلف استخراج شده است که پیاده‌سازی آن ممکن است از طریق «میان‌بایی از جدول» یا «برازش منحنی» صورت پذیرد. مضافا با توجه به فرض کاهش ارتفاع ماهواره برای انجام مأموریت در ارتفاع پایین و متعاقبا افزایش ارتفاع، بهره‌های تنظیمی به‌ازای مقادیر مختلف اغتشاش خارجی پله نیز بدست آمده است. در ارتفاع پایین تحت تأثیر نیروی آیرودینامیکی، گشتاوری ثابت به ماهواره اعمال شده که مقدار آن با دقت قابل قبولی قابل تخمین است. به همین دلیل، بهره‌های تنظیمی کنترلگر با فرض اغتشاش خارجی پله با مقادیر معلوم نیز استخراج شده‌است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد مصرف سوخت کنترلگر مبتنی بر مشاهده‌گر در مقایسه با کنترلگر PID، به‌ازای شرایط مفروض، حدود 72% کاهش یافته و توأمان زمان نشست نیز حدود 50% کاهش داشته است. همچنین عملکرد کنترل وضعیت با در نظر گرفتن عدم قطعیت در ممان اینرسی و سطح نیروی تراست نیز بررسی گردید که عملکرد مقاوم کنترلگر مبتنی بر مشاهده‌گر را در مواجهه با عدم قطعیت در ممان اینرسی و سطح نیروی تراست نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که به علت وجود اغتشاش پیوسته، فواصل زمانی روشن شدن تراستر کوچک بوده تا بتواند دقت وضعیت کمتر از 0.1 درجه را حفظ کند. به علت مذکور، کاهش تعداد دفعات روشن شدن‌های تراستر، با ضرایب تنظیمی، قابل توجه نیست. به عنوان دستاورد فرعی این پژوهش، همانطور که اشاره شد در طراحی کنترلگر به منظور دقت نشانه‌روی بالا، حتما باید فرکانس کاری و مدل تراستر، بویژه در حضور اغتشاش اعمال شود، که بدین منظور چرخه شبه حدی برای دو حالت با/بدون فرکانس کاری و مدل‌سازی تراستر ترسیم شد.

در خاتمه در صورت استفاده از ژایروی نرخی، فیدبک سرعت زاویه‌ای بجای استفاده از مشتق‌گیر در PID (اصطلاحا نوع PI-D و در نوع مبتنی بر مشاهده‌گر) توصیه می‌شود.

7- مراجع

- [1] M. J. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control, A Practical Engineering*