مجله مهندسی مکانیک مدرس، فروردین 1397، دوره 18، شماره 01، ص‌ص 165-176

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

تحلیل شبه بی‌بعد پایدارسازی وضعیت ماهواره با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در حضور نویز

سید حمید جلالی‌نائینی[1*]، وحید بهلوری[2]

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

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 11 آبان 1396
پذیرش: 21 آذر 1396
ارائه در سایت: 15 دی 1396

کلید واژگان:
پایدارسازی وضعیت ماهواره
مدولاتور پهنا و فرکانس پالس
نویز حسگر
معادلات شبه بی‌بعد

چکیده

در این مقاله پایدارسازی کنترل وضعیت ماهواره صلب با عملگر دو وضعیتی تراستر و مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در حضور نویز حسگر مطالعه شده است. در این خصوص بازه‌های ترجیحی پارامترهای مدولاتور و ضریب بهره‌مدار پایدارسازی بر مبنای دو معیار عملکرد مصرف سوخت و فعالیت تراستر استخراج شده است. تحلیل‌ها برای مود آرام‌سازی، دوران‌دهی و بلوک پایدارسازی به عنوان حلقه داخلی مود نشانه‌روی انجام شده است. تعداد پارامترهای تنظیمی مدولاتور و پایدارسازی با استفاده از معادلات شبه بی‌بعد کاهش یافته و بازه‌های پیشنهادی به صورت شبه بی‌بعد و بر مبنای روش جستجوی پارامتری استخراج شده است. در فرم شبه بی‌بعد معادلات، بار محاسباتی به طور قابل توجهی کاهش یافته، به ویژه در حضور نویز حسگر که از تحلیل آماری استفاده شده است. مطالعه پارامتری صورت گرفته در حضور/ عدم حضور نویز حسگر انجام شده است. پارامترهای تنظیمی مدار پایدارسازی برای حالت بدون نویز حسگر با استفاده از بهینه‌سازی ژنتیک چند هدفه به دست آمده است. همچنین رفتار پارامترهای پایدارسازی براساس چگالی طیفی نویز، تحلیل شده و به منظور بررسی دقیق‌تر نواحی ترجیحی هر کدام از نمودارهای طراحی برای یک مقدار مشخص چگالی طیفی نویز ترسیم شده است. در نهایت، توصیه می‌شود پارامترهای سیستمی کنترل وضعیت ماهواره در داخل نواحی ترجیحی مدار پایدارسازی به عنوان حلقه داخلی تنظیم شود.

Quasi-Normalized Analysis of Satellite Stabilization with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator in Presence of Input Noise

Seyed Hamid Jalali Naini[1*], Vahid Bohlouri[1]

1- 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 November 2017
Accepted 12 December 2017
Available Online 05 January 2018

Keywords:
Satellite Attitude Stabilization
Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator
Sensor Noise
Quasi-Normalized Equations

ABSTRACT

In this study, stabilization attitude control of a rigid satellite with on-off thrusters using pulse-width pulse-frequency (PWPF) modulator is investigated in presence of sensor noise. The preferred regions of the PWPF modulator parameters and stabilization control gain are obtained based on the two performance indices of the fuel consumption and the total number of thruster firings. The analyses include tumbling, detumbling, and stabilization block as an internal loop of the satellite pointing mode. The design parameters are reduced by using the quasi-normalized equations of PWPF modulator. Therefore, the preferred regions are extracted based on search method in terms of grouped parameters, regardless of the value of each parameter, separately. In quasi-normalized form, the computational burden is considerably decreased, especially in the statistical analysis in the presence of sensor noise. The parametric study is carried out with/without sensor noise. The parameters are also tuned using multi-objective optimization with genetic algorithm for stabilization mode without sensor noise. In the presence of sensor noise, the behaviors of the parameters are plotted versus the noise power spectral density. In order to better specify the preferred regions, each quasi-normalized design curve is plotted for a specified value of the input noise power spectral density. The parameters of the satellite attitude control system are suggested to be tuned/optimized within the preferred regions of the parameters in the stabilization loop as an internal loop.

1- مقدمه

مودهای عملکردی کنترل وضعیت ماهواره شامل آرام‌سازی[1] پس از جدایش از پرتابگر، مانور وضعیت شامل نشانه‌روی[2] و پایدارسازی (در ماهواره‌های سه‌محوره یا دوران‌پایدار) می‌شود. پایدارسازی ماهواره در مأموریت انتقال مداری و دوران‌دهی ماهواره‌های دوران‌پایدار به کار می‌رود. در پایدارسازی از عملگرهای چرخ عکس‌العملی، گشتاوردهنده مغناطیسی و تراستر استفاده می‌شود [2,1].

در مود آرام‌سازی در حالتی که سرعت زاویه‌ای اولیه خیلی زیاد باشد از

[1] Detumbling
[2] Pointing

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

S. H. Jalali Naini, V. Bohlouri, Quasi-Normalized Analysis of Satellite Stabilization with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator in Presence of Input Noise, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 01, pp. 165-176, 2018 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

عملگر مغناطیسی به علت طولانی شدن زمان آرام‌سازی استفاده نمی‌شود، همچنین علل محدودیت روشن نبودن هم‌زمان حسگر مغناطیسی و گشتاوردهنده مغناطیسی (به دلیل تداخل مغناطیسی) و تأخیر زمانی خروجی حسگر مغناطیسی، استفاده از کنترل مغناطیسی در سرعت زاویه‌ای اولیه زیاد را دشوار می‌نماید. یک راه‌کار در این خصوص این است که در مرحله اول از چرخ عکس‌العملی و در مرحله دوم از کنترل مغناطیسی استفاده شود. علاوه‌بر موضوع اشباع شدن چرخ‌های عکس‌العملی و نیاز به اشباع‌زدایی در مواردی که اغتشاش بزرگ باشد (مانند اغتشاش آیرودینامیکی در مدارهای کم ارتفاع یا اغتشاش ناشی از عدم هم‌محوری موتور انتقال مداری) و یا نیاز به عکس‌العمل زمانی سریع باشد (بسته به مقدار ممان اینرسی ماهواره) از عملگر تراستر استفاده می‌شود [4,3]. البته جهت افزونگی و تحمل عیب در سیستم کنترل ممکن است از ترکیب‌های دیگر نیز استفاده شود. به طور نمونه عملگر تراستر با مکانیزم دو درجه آزادی به عنوان افزونه (به جای چرخ عکس‌العملی) در پایدارسازی سه‌محوره یک ماهواره استفاده شده است [5].

کنترل و پایدارسازی وضعیت توسط عملگرهای دو وضعیتی مستلزم تبدیل سیگنال خطا (از نوع پیوسته) به سیگنال دو وضعیتی (روشن-خاموش) است. استفاده از کنترلگر اشمیت‌تریگر ساده‌ترین روش کنترلی به کار رفته است [6]. مدولاتور پهنا و فرکانس پالس[1] یکی از کاربردی‌ترین روش‌ها برای استفاده از عملگرهای دو وضعیتی در کنترل و پایدارسازی وضعیت ماهواره است [8,7]. در حالت کنترل وضعیت تک‌محوره تفاوت مود آرام‌سازی و دوران‌دهی در صفر یا غیرصفر بودن دستور سرعت زاویه‌ای یا سرعت زاویه‌ای اولیه است [10,9].

مدولاتور پهنا و فرکانس پالس دارای 5 پارامتر تنظیمی است که دستیابی به عملکرد مطلوب مستلزم تنظیم مناسب این پارامترهاست. علاوه‌بر این در کنترل و پایدارسازی وضعیت، پارامترهای مربوط به آن و مربوط به دینامیک سیستم نیز اضافه می‌شود. تنظیم پارامترهای مدولاتور پهنا و فرکانس پالس توسط تحلیل‌های استاتیکی، دینامیکی، پایدارسازی و سیستمی صورت می‌پذیرد. در مرجع [12,11] بر مبنای فعالیت تراستر و مصرف سوخت، بازه‌ای جهت تنظیم پارامترهای مدولاتور با استفاده از تحلیل استاتیکی، دینامیکی و سیستمی پیشنهاد شده است. نتایج این دو مرجع بدون حضور نویز به دست آمده است. در مرجع [13] ضمن ارائه بازه مناسب پارامترها، مقایسه‌ای بین دو مدولاتور پهنا و فرکانس پالس و مدولاتور نرخ کاذب در تحلیل استاتیکی، دینامیکی و سیستمی صورت پذیرفته است.

با تلفیق (گروه‌بندی) پارامترهای مدولاتور می‌توان پارامترهای مدولاتور را به صورت (شبه) بی‌بعد بیان نمود. تلفیق و بی‌بعدسازی پارامترها موجب کاهش تعداد پارامترها می‌شود. این موضوع سبب سهولت تنظیم و بهینه‌سازی پارامترها و از همه مهم‌تر ارائه بازه‌های ترجیحی پارامترها به صورت بی‌بعد می‌شود؛ بنابراین با تغییر مشخصات ماهواره نیازی به بهینه‌سازی مجدد نیست. در مرجع [14] بازه‌های مطلوب پارامترهای شبه بی‌بعد مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در تحلیل استاتیکی، دینامیکی و سیستمی به دست آمده است.

علاوه‌بر مود نشانه‌روی، مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در سیستم کنترل دو وضعیتی در مود پایدارسازی و آرام‌سازی ماهواره‌ها به کار می‌رود. در این خصوص پایدارسازی و آرام‌سازی سه‌محوره یک ماهواره صلب در مرجع [15] و پایدارسازی وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر در حین مانور حفظ موقعیت‌مداری در مرجع [16] طراحی شده است. پایدارسازی وضعیت یک ماهواره صلب با روش متحمل عیب برای عملگر تراستر با وجود گشتاورهای اغتشاشی در مرجع [17] ارائه شده است. استراتژی کنترل پایدارسازی سه‌محوره ماهواره برزیلی پی.ام.ام[2] نیز با استفاده از عملگر تراستر دو وضعیتی و روش خطی درجه دوم گوسی بوده، اما جزئیات مدار کنترلی شامل استفاده یا عدم استفاده از مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در آن بیان نشده است [18].

طراحی سیستم کنترل و تنظیم پارامترها بدون در نظر گرفتن نویز ناشی از حسگرهای مورد استفاده در تعیین وضعیت (و سایر اجزاء شامل ادوات نیمه‌هادی و سوئیچ‌های الکترونیکی) در پیاده‌سازی عملی واقع‌بینانه نیست [19]. برای نمونه وجود نویز در کنترل‌های دو وضعیتی می‌تواند باعث نوسانات ناخواسته و شدید (روشن و خاموش شدن زیاد مدولاتور) شود. در مرجع [20] بررسی و مقایسه اثر نویز در عملکرد کنترل وضعیت ماهواره با عملگر تراستر و مدولاتور پهنا و فرکانس پالس مبتنی بر معیار مصرف سوخت در دو حالت استفاده از حسگر زاویه و حسگر سرعت زاویه‌ای در ماهواره صلب انجام شده است. البته نتایج حاصل به‌ازای یک ماهواره با مشخصات معین است. در مرجع [21] تحلیل‌های استاتیکی و دینامیکی در حضور نویز به صورت شبه‌بی‌بعد انجام شده و بازه‌های مناسب برای تنظیم پارامترهای مدولاتور ارائه شده است.

از سوی دیگر خصوصیات مدار پایدارسازی به عنوان مدار دوران‌دهی، آرام‌سازی و حلقه داخلی کنترل وضعیت ماهواره حائز اهمیت است؛ بنابراین توصیه می‌شود که در طراحی مدار کنترل وضعیت ماهواره (برای نمونه مود نشانه‌روی) از قبل در کنار تحلیل استاتیکی و دینامیکی، محدوده ترجیحی پارامترهای حلقه پایدارسازی تعیین شود؛ بنابراین در این مقاله علاوه‌بر مطالعه پارامتری شبه‌بی‌بعد، بازه‌های مناسب پارامترهای مدولاتور پهنا و فرکانس پالس و ضریب بهره و نمودارهای طراحی در مود پایدارسازی ماهواره در حضور نویز حسگر استخراج شده است.

2- شبه‌بی‌بعدسازی پایدارسازی وضعیت ماهواره

پایدارسازی وضعیت یک ماهواره در مودهای عملکردی آرام‌سازی، دوران‌دهی و انتقال مداری مورد توجه طراحان است. بلوک دیاگرام مدار پایدارسازی/ دوران‌دهی تک‌محوره یک ماهواره صلب با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در شکل 1 نمایش داده شده است. مدولاتور پهنا و فرکانس پالس از ترکیب یک فیلتر مرتبه اول و یک بلوک اشمیت‌تریگر تشکیل شده است [1]. مطابق شکل 1، U_m مقدار حداکثر گشتاور کنترلی و U_{on} و U_{off} به ترتیب پارامترهای آستانه روشن شدن و آستانه خاموش شدن مدولاتور هستند. سیگنال ورودی به بلوک اشمیت‌تریگر با U نمایش داده شده، K بهره فیلتر مدولاتور و T_f ثابت زمانی فیلتر است. در این مطالعه نویز حسگر به وسیله تابع نویز سفید گوسی با چگالی طیفی توان ϕ که از یک فیلتر مرتبه اول با ثابت زمانی $T_n = 0.01$ ثانیه عبور کرده است (به منظور محدود نمودن پهنای باند فرکانسی نویز) مدل شده است، همچنین مقدار بهره مدار پایدارسازی با K_d، مقدار سرعت زاویه‌ای ورودی برحسب رادیان بر ثانیه با Ω_{ref}، سرعت زاویه‌ای ماهواره برحسب رادیان بر ثانیه با Ω و ممان اینرسی ماهواره با J نمایش داده شده است.

در ابتدا به منظور کاهش تعداد پارامترهای سیستم و همچنین فراگیر شدن بازه پاسخ پارامترهای تنظیمی، پارامترهای شکل 2 شبه‌بی‌بعد شده

[1] Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator

[2] PMM Satellite

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

است. با تلفیق سه پارامتر U_m، K و J با سایر پارامترها مطابق روابط (1-5) عملاً 3 پارامتر تنظیمی بلوک دیاگرام شکل 1 کاهش می‌یابد

$$u = \frac{U}{KU_m}, \quad u_{\text{on}} = \frac{U_{\text{on}}}{KU_m}, \quad u_{\text{off}} = \frac{U_{\text{off}}}{KU_m} \tag{1}$$

$$\omega_{\text{ref}} = \frac{J\Omega_{\text{ref}}}{U_m}, \quad \omega = \frac{J\Omega}{U_m} \tag{2}$$

$$m_c = \frac{M_C}{U_m}, \quad m_d = \frac{M_d}{U_m} \tag{3}$$

$$k_d = \frac{K_d}{J}, \quad y = \frac{Y}{U_m} \tag{4}$$

$$\phi = (\frac{J}{U_m})^2 \Phi \tag{5}$$

مدولاتور پهنا و فرکانس پالس دارای عملکرد شبه‌خطی است به طوری که در تحلیل‌های خطی معمولاً این مدولاتور را با مقدار یک تقریب می‌زنند. در این‌جا مدل تراستر ایده‌آل فرض شده است. با فرضیات یادشده تابع تبدیل سرعت زاویه‌ای مدار پایدارسازی به صورت رابطه (6) نوشته می‌شود.

$$\frac{\omega}{\omega_{\text{ref}}}(s) = \frac{1}{1 + (J/K_d)\, s} = \frac{1}{1 + (1/k_d)\, s} \tag{6}$$

در آن s متغیر حوزه لاپلاس است. همان‌طور که از رابطه (6) ملاحظه می‌شود، ثابت زمانی پاسخ برابر $1/k_d$ می‌شود.

برای نمونه نمودار پاسخ به‌ازای ورودی پله $\omega_{\text{ref}} = 200$ و به‌ازای مقادیر مختلف $T_f = 0.05, 0.1, 1$ در شکل 3 و به‌ازای مقادیر مختلف $k_d = 0.2, 0.5, 1, 2$ در شکل 4 ملاحظه می‌شود. نکته جالب در شکل 3 این است که اگرچه تابع تبدیل (6) مرتبه اول است و پاسخ تابع تبدیل مرتبه اول فراجهش ندارد، اما به دلیل غیرخطی بودن مدولاتور پهنا و فرکانس پالس و عدم استفاده از تقریب خطی در حل عددی در پاسخ به ورودی پله به‌ازای مقادیر مفروض و ثابت زمانی 2 ثانیه برای فیلتر، فراجهش در پاسخ مشاهده می‌شود. همان‌طور که از شکل 4 مشاهده می‌شود، به‌ازای مقدار $k_d = 2$ پاسخ سیستم بدون فراجهش و به صورت شکسته به مقدار مرجع رسیده است.

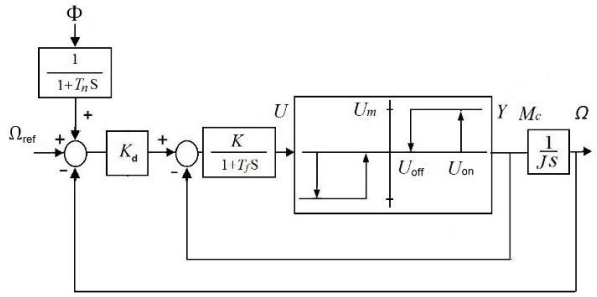

Fig. 1 Satellite attitude stabilization/tumbling with PWPF modulator

شکل 1 پایدارسازی وضعیت/ دوران‌دهی ماهواره با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس

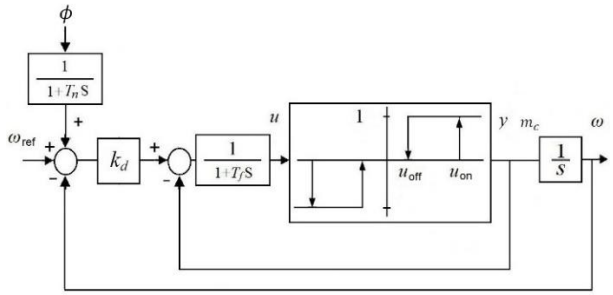

Fig. 2 Quasi-normalized block-diagram of satellite attitude stabilization/tumbling with PWPF modulator

شکل 2 بلوک دیاگرام شبه‌بی‌بعد پایدارسازی وضعیت/دوران‌دهی ماهواره با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس

با مطالعه دقیق‌تر در محدوده این نقطه مشخص می‌شود که به‌ازای مقادیر مفروض پارامترها این شکستگی در یک ناحیه مرزی $(1.95 < k_d < 2.14)$ رخ می‌دهد. به‌ازای $k_d > 2.14$ پاسخ دارای فراجهش می‌شود و اگر $k_d < 1.95$ باشد، پاسخ حالت فرو میرا پیدا می‌کند.

جهت مطالعه دقیق‌تر تفاوت رفتار مدار غیرخطی مطابق شکل 2 با تقریب خطی آن در شکل 5 نمودار فراجهش ایجاد شده در پاسخ برحسب ثابت زمانی فیلتر به‌ازای مقادیر مختلف k_d ترسیم شده است. همان‌گونه که در این شکل مشاهده می‌شود، با افزایش ثابت زمانی فیلتر مقدار فراجهش افزایش یافته و خطای تقریب مدل تابع تبدیل مرتبه اول افزایش می‌یابد. روند صعودی مصرف سوخت با افزایش ثابت زمانی فیلتر و روند نسبتاً معکوس فعالیت تراستر در شکل 6 ملاحظه می‌شود.

به منظور تحلیل فرکانسی و بررسی چرخه حدی تابع توصیفی برای مدولاتور پهنا و فرکانس پالس در منابع آمده است [7]. به علاوه تابع توصیفی کسری نیز به منظور بهبود دقت تحلیل فرکانسی در مرجع [22] استخراج شده است. تحلیل جامعی در خصوص کنترل وضعیت ماهواره با عملگرهای تراستر دو وضعیتی و بلوک اشمیت تریگر در مرجع [24] ارائه شده که نکات

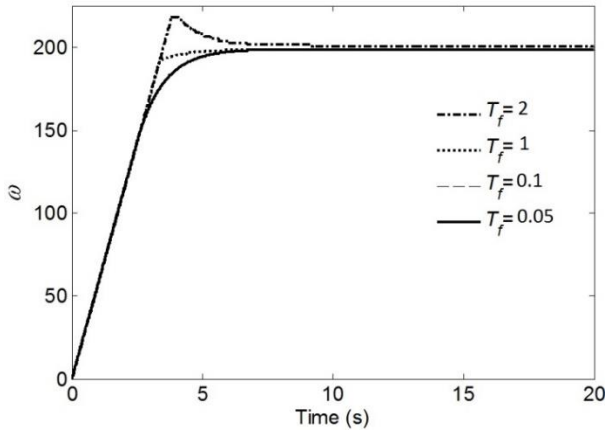

Fig. 3 Step response of tumbling mode to an input of $\omega_{\text{ref}} = 200$ for different values of $T_f = 0.05, 0.1, 1, 2$ $(k_d = 1, h = 0.1, u_{\text{off}} = 0.15)$

شکل 3 پاسخ پله مود دوران‌دهی به ورودی $\omega_{\text{ref}} = 200$ به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 1, h = 0.1, u_{\text{off}} = 0.15)$ $T_f = 0.05, 0.1, 1, 2$

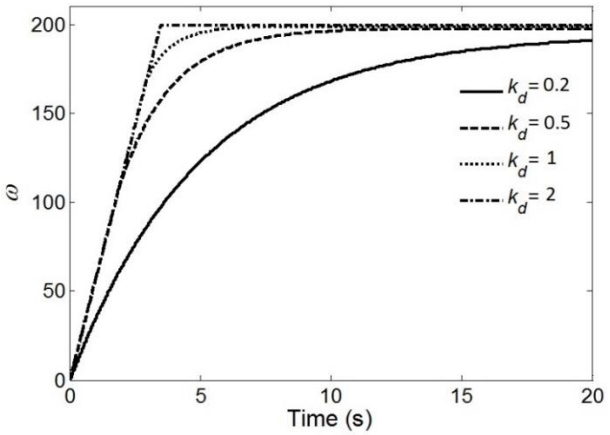

Fig. 4 Step response of tumbling mode to an input of $\omega_{\text{ref}} = 200$ for different values of $k_d = 0.2, 0.5, 1, 2$ $(T_f = 0.5, h = 0.1, u_{\text{off}} = 0.15)$

شکل 4 پاسخ پله مود دوران‌دهی به ورودی $\omega_{\text{ref}} = 200$ به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(T_f = 0.5, h = 0.1, u_{\text{off}} = 0.15)$ $k_d = 0.2, 0.5, 1, 2$

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

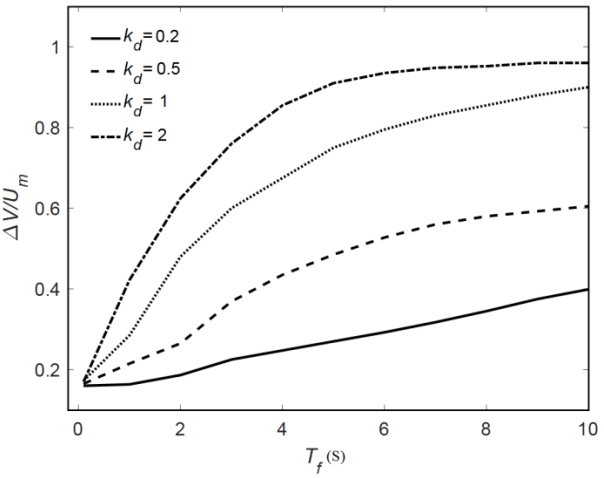

Fig. 5 Overshoot versus filter time constant for different values of $k_d = 0.2, 0.5, 1, 2$ $(h = 0.1, u_{\text{off}} = 0.15)$

شکل 5 مقدار فراجهش برحسب ثابت زمانی فیلتر به‌ازای مقادیر مختلف بهره $k_d = 0.2, 0.5, 1, 2$ $(h = 0.1, u_{\text{off}} = 0.15)$

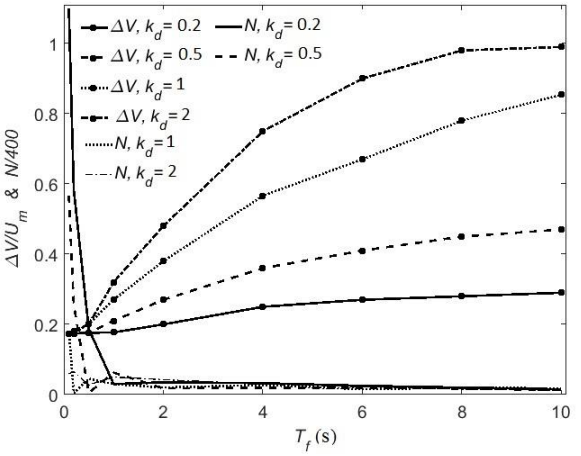

Fig. 6 Fuel consumption and thruster firings versus filter time constant for different values of $k_d = 0.2, 0.5, 1, 2$ $(h = 0.1, u_{\text{off}} = 0.15)$

شکل 6 مقدار مصرف سوخت و دفعات روشن شدن تراستر برحسب ثابت زمانی فیلتر به‌ازای مقادیر مختلف بهره $k_d = 0.2, 0.5, 1, 2$ $(h = 0.1, u_{\text{off}} = 0.15)$

کاربردی آن گاهی برای کنترل وضعیت با مدولاتور پهنا و فرکانس پالس نیز مفید است.

3- تحلیل پایدارسازی بدون نویز

در ابتدا با فرض حسگر بدون نویز و به‌ازای ورودی‌های مختلف (ω_{ref})، تحلیل دوران‌دهی/ پایدارسازی انجام شده است. در این حالت سه پارامتر مدولاتور و یک پارامتر k_d (مطابق شکل 2)، ضرایب تنظیمی جهت رسیدن به پاسخ مناسب دوران‌دهی/ پایدارسازی هستند. برای تعیین مقدار مناسب این پارامترها که معمولاً در فرایند بهینه‌سازی تعیین می‌شود، ابتدا سعی می‌شود بازه‌های مناسب با ارزیابی معیارهای عملکرد مصرف سوخت (ΔV)، تعداد دفعات روشن شدن تراستر (N) و مقدار خطای حالت ماندگار تعیین شود. به طور نمونه در منابع [23,18]، سرعت زاویه‌ای ماهواره در لحظه جدایش از پرتابگر حدود 10 درجه بر ثانیه در راستای هر محور است. برای مود آرام‌سازی مقدار k_d/J که متناسب با سرعت مدار پایدارسازی است (عکس ثابت زمانی)، کوچک (حدود 0.1 ثانیه) و برای مود دوران‌دهی k_d مقادیر متوسط دارد [15]. برای دوران‌دهی سریع ماهواره یا حلقه داخلی کنترل وضعیت، مقدار ثابت زمانی بسیار کوچک‌تر خواهد بود. برای نمونه به‌ازای $k_d = 5$، ثابت زمانی 0.2 ثانیه می‌شود. در این مطالعه مقدار k_d از 0.1 تا 5 در نظر گرفته شده است. حل عددی با روش اویلر و با گام زمانی انتگرال‌گیری 5×10^{-4} ثانیه به‌ازای ثابت زمانی فیلتر $T_f = 0.5$ ثانیه و با تغییر u_{on} و هیسترزیس بی‌بعد $(h = u_{\text{on}} - u_{\text{off}})$ انجام شده است. روش انتخاب بازه ترجیحی بدین صورت است که نمودارهای معیار عملکرد برحسب پارامترها دو به دو ترسیم و مقادیر 30% بالایی نمودارهای معیار عملکرد، حذف شده و بازه باقی‌مانده برای پارامترهای تنظیمی پیشنهاد می‌شود. یک نمونه از نمودارهای به دست آمده که در شکل 7 ترسیم شده نمودار مصرف سوخت برحسب پارامترهای h و u_{on} است که با کاهش آستانه روشن شدن (به‌ازای h ثابت)، کاهش میزان مصرف سوخت را نشان می‌دهد، همچنین در حوالی $u_{\text{on}} = u_{\text{off}}$ $(h = u_{\text{on}})$ مصرف سوخت بسیار زیاد شده است. مطابق این روش به‌ازای مقادیر مختلف ω_{ref} و k_d نمودارهای معیار عملکرد به دست آمده و نهایت بازه‌های ترجیحی مطابق جدول 1 پیشنهاد شده است.

در ادامه با توجه به بازه به دست آمده برای پارامترها در جدول 1 بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک به صورت دو هدفه با معیارهای مصرف سوخت و فعالیت تراستر برای چند مقدار سرعت زاویه‌ای ورودی مختلف و با قید خطای سرعت زاویه‌ای شبه‌بی‌بعد $\omega_{\text{ref}} - \omega < 0.02$ و به‌ازای ثابت زمانی فیلتر $T_f = 0.5$ انجام شده است. سه پارامتر شبه‌بی‌بعد u_{on}، u_{off} و k_d به عنوان متغیرهای مسأله بهینه‌سازی انتخاب شده‌اند. بهینه‌سازی با تعداد جمعیت 100 ژن و با شرط توقف تغییرات معیار عملکرد کمتر از 10^{-5} انجام شده است. نتایج به دست آمده حاصل از بهینه‌سازی به‌ازای 5 سرعت زاویه‌ای ورودی شبه‌بی‌بعد انجام شده و نتایج حاصل شامل مقدار متغیرهای طراحی و معیارهای عملکرد در جدول 2 ارائه شده است.

4- تحلیل پایدارسازی با ورودی مرجع صفر در حضور نویز

در مود آرام‌سازی ماهواره از پرتابگر جدا شده و دارای سرعت زاویه‌ای اولیه نسبتاً زیاد در هر سه‌محور خود است. هدف آرام‌سازی مطابق بلوک دیاگرام شکل 2 رساندن سرعت زاویه‌ای اولیه نزدیک به مقدار صفر است؛ بنابراین در تحلیل مود آرام‌سازی، ورودی مرجع صفر و تحلیل به‌ازای سرعت زاویه‌ای

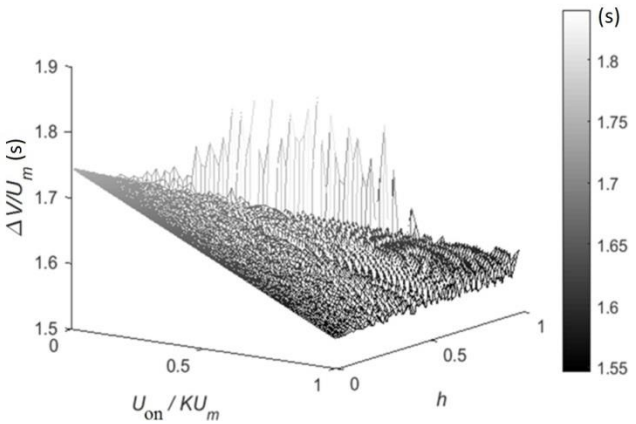

Fig. 7 Fuel consumption versus on-threshold and hysteresis in quasi-normalized form $(k_d = 0.5,\ T_f = 0.5)$

شکل 7 مصرف سوخت برحسب پارامترهای آستانه روشن شدن و هیسترزیس در فرم شبه‌بی‌بعد $(k_d = 0.5,\ T_f = 0.5)$

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

جدول 1 بازه پیشنهادی پارامترها در تحلیل پایدارسازی/ دوران‌دهی بدون نویز حسگر

Table 1 Preferred regions of parameters in tumbling/stabilization analysis without sensor noise

ω_{ref}	k_d	u_{on}	h	$u_{\text{off}}/u_{\text{on}}$
10	0.1	>0.003	>0.02	<0.99
	0.5	>0.006		
	1	>0.018		
	1.5	>0.027		
	2	>0.036		
50	0.1	>0.05	>0.02	<0.98
	0.5			
	1			
	1.5			
	2			
100	0.1	>0.05	>0.02	<0.97
	0.5			
	1			
	1.5			
	2			

جدول 2 مقادیر پارامترهای پایدارسازی با بهینه‌سازی ($T_f = 0.5$)

Table 2 The values of stabilization parameters from optimization ($T_f = 0.5$)

ω_{ref}	k_d	u_{on}	u_{off}	ΔV	N
200	2.107	0.055	0.051	2.06	2
100	2.283	0.056	0.016	1.746	2
50	3.268	0.056	0.035	0.873	2
20	2.694	0.094	0.013	0.349	2
10	2.98	0.078	0.023	0.175	2

اولیه نسبتاً بزرگ صورت می‌پذیرد. تحلیل اولیه به‌ازای ورودی مرجع صفر و تنها با اعمال نویز حسگر ($\phi = 10^{-4} - 10^{-1}$) انجام می‌شود. در این مطالعه مقدار اولیه سرعت زاویه‌ای ماهواره برابر صفر منظور می‌شود. در ضمن از روش حل عددی اویلر با گام زمانی انتگرال‌گیری 5×10^{-4} ثانیه استفاده شده است. زمان نهایی اجرای برنامه نیز 20 ثانیه لحاظ شده است.

به منظور تحلیل اثر نویز حسگر از روش مونت کارلو بر مبنای مقادیر میانگین استفاده شده است. تعداد دفعات تکرار اجرای برنامه 100 مرتبه لحاظ شده است. محدوده پارامترهای T_f، h، u_{on} و k_d در بلوک دیاگرام شکل 2 برحسب چگالی طیفی سیگنال ورودی و با توجه به معیارهای عملکرد مصرف سوخت و دفعات روشن شدن تراستر تعیین می‌شود. برای نمونه میزان مصرف سوخت برحسب پارامتر آستانه روشن شدن تراستر و برحسب هیسترزیس بی‌بعد ($h = u_{\text{on}} - u_{\text{off}}$) در شکل 8 به‌ازای مقادیر $\phi = 10^{-2}$، $T_f = 0.2$ و $k_d = 1$ به دست آمده است. همان‌طور که از این شکل ملاحظه می‌شود، بدون وجود ورودی مرجع نویز حسگر توانسته است مدولاتور را روشن نموده و باعث مصرف سوخت شود. با افزایش آستانه روشن شدن، میزان مصرف سوخت کاهش یافته و با افزایش h میزان مصرف سوخت افزایش می‌یابد.

به منظور انتخاب بازه ترجیحی پارامترها، نمودارهای دو معیار عملکرد مصرف سوخت و تعداد دفعات روشن شدن تراستر برحسب پارامترها دو به دو ترسیم (42 نمودار) و مقادیر 30% بالایی نمودارهای معیار عملکرد حذف شده و بازه باقی‌مانده برای پارامترهای تنظیمی پیشنهاد می‌شود. نتایج حاصل برای محدوده ترجیحی پارامترها برحسب چگالی طیفی نویز در شکل‌های 9-12 محدوده پارامترهای مدولاتور ارائه شده است. در نمودار شکل 9 حداقل پارامتر آستانه روشن شدن برحسب چگالی طیفی نویز در مقیاس لگاریتمی به‌ازای $T_f = 0.5$ و مقادیر مختلف k_d ترسیم شده است. همان طور که از این شکل ملاحظه می‌شود با افزایش k_d تأثیر نویز بیشتر شده و حداقل مقدار پارامتر آستانه روشن شدن u_{on} افزایش می‌یابد. به منظور مطالعه دقیق‌تر و بررسی تأثیر ثابت زمانی فیلتر نمودار اخیر به‌ازای $k_d = 1$ و مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر در شکل 10 ترسیم شده است. همان طور که انتظار می‌رود مطابق این شکل افزایش ثابت زمانی فیلتر تأثیر نویز را کاهش می‌دهد.

در ادامه نمودار حداکثر مقدار پارامتر هیسترزیس بی‌بعد (نواحی پایین منحنی‌ها) برحسب چگالی طیفی نویز در مقیاس لگاریتمی به‌ازای $k_d = 1$ و مقادیر مختلف T_f در شکل 11 ترسیم شده است. با کاهش مقدار T_f تأثیر نویز بیشتر شده و حداکثر مقدار پارامتر هیسترزیس بی‌بعد کاهش می‌یابد. به منظور بررسی تأثیر k_d بر بازه پارامتر هیسترزیس بی‌بعد در شکل 12 حداکثر مقدار پارامتر h برحسب چگالی طیفی نویز و به‌ازای $T_f = 0.5$ و مقادیر مختلف k_d ترسیم شده است. مطابق این شکل با افزایش k_d حداکثر مقدار پارامتر هیسترزیس بی‌بعد کاهش می‌یابد. همان طور که از نمودارهای شکل‌های 9-12 و مقادیر پارامترها ملاحظه می‌شود، عملاً به‌ازای چگالی توان طیفی بزرگ برای نویز ورودی، آستانه روشن شدن مدولاتور محدود می‌شود. البته مقدار حداقل آستانه روشن شدن بی‌بعد نیز تابعی از k_d و T_f است.

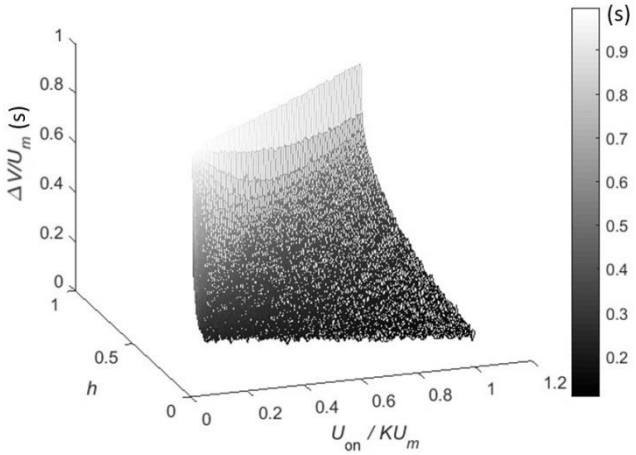

Fig. 8 Fuel consumption versus on-threshold and hysteresis without reference input ($k_d = 1,\ T_f = 0.2,\ \phi = 10^{-2}$)

شکل 8 مصرف سوخت برحسب پارامترهای آستانه روشن شدن و هیسترزیس بی‌بعد به‌ازای ($k_d = 1,\ T_f = 0.2,\ \phi = 10^{-2}$)

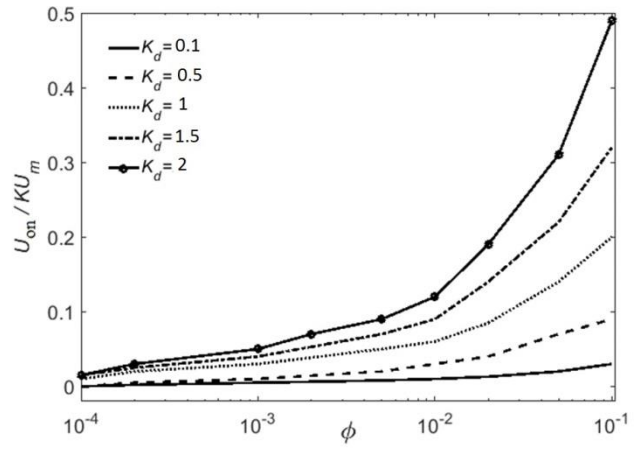

Fig. 9 Preferred regions of u_{on} versus ϕ for different values of $k_d = 0.1, 0.5, 1, 1.5, 2$ without reference input ($T_f = 0.5$)

شکل 9 بازه پیشنهادی پارامتر u_{on} برحسب ϕ به‌ازای مقادیر مختلف بهره $k_d = 0.1, 0.5, 1, 1.5, 2$ بدون ورودی مرجع ($T_f = 0.5$)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

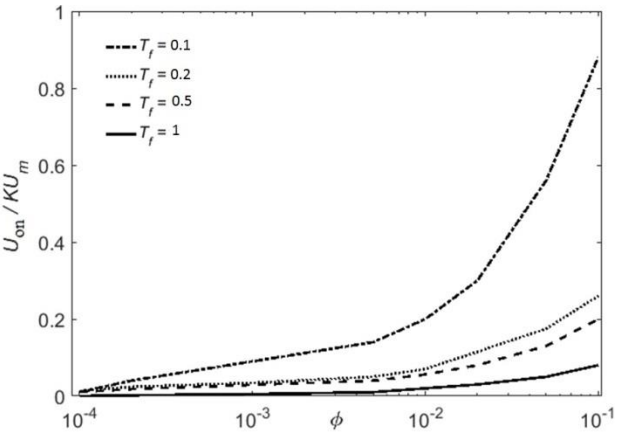

Fig. 10 Preferred regions of u_{on} versus ϕ for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ without reference input ($k_d = 1$)

شکل 10 بازه پیشنهادی پارامتر u_{on} برحسب ϕ به‌ازای مقادیر مختلف $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ بدون ورودی مرجع ($k_d = 1$)

5- تحلیل مود آرام‌سازی در حضور نویز حسگر

در این بخش تحلیل مود آرام‌سازی که به‌ازای مقادیر نسبتاً بزرگ برای سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره و ورودی مرجع صفر است، انجام می‌شود. در این تحلیل نمودارهای معیارهای عملکرد (مشابه شکل 8) به‌ازای سرعت زاویه‌ای اولیه $\omega_{ref} = 10$ استخراج می‌شود. روش حل عددی و روش مونت کارلو و پارامترهای آن مشابه بخش 4 است.

در شکل‌های 13 و 14 بازه مناسب پارامترهای h و u_{on} برحسب چگالی طیفی نویز به‌ازای $k_d = 0.1$ و مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ به صورت لگاریتمی ترسیم شده است. همان طور که از این دو شکل ملاحظه می‌شود با کاهش مقدار T_f بازه‌های مناسب برای پارامترهای h و u_{on} کاهش می‌یابد. با افزایش ثابت زمانی اثر نویز کمتر شده و بازه‌های مناسب افزایش می‌یابد. لازم به ذکر است که نواحی پیشنهادی در شکل 13 نواحی بالای خطوط ترسیمی بوده و در شکل 14 نواحی پایین خطوط ترسیمی هستند.

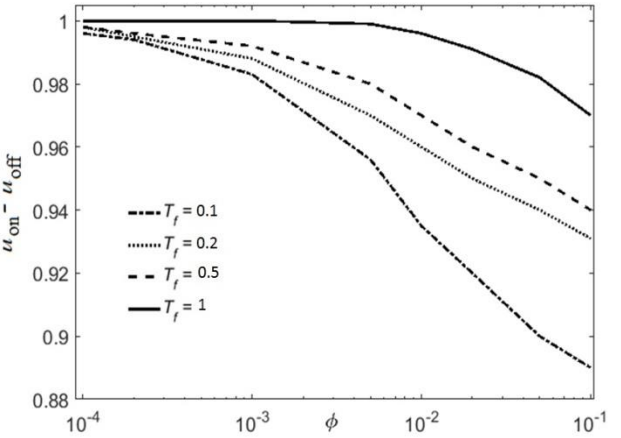

Fig. 11 Preferred regions of h versus ϕ for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ without reference input ($k_d = 1$)

شکل 11 بازه پیشنهادی پارامتر h برحسب ϕ به‌ازای مقادیر مختلف $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ بدون ورودی مرجع ($k_d = 1$)

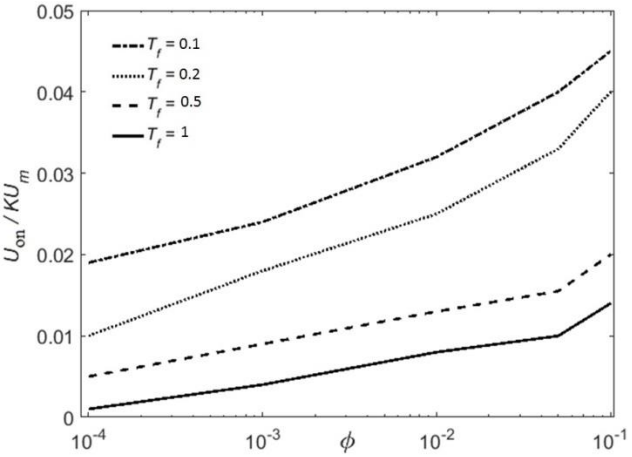

Fig. 13 Preferred regions of u_{on} versus ϕ for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ in detumbling mode ($k_d = 1$)

شکل 13 بازه پیشنهادی پارامتر u_{on} برحسب ϕ به‌ازای مقادیر مختلف $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ در مود آرام‌سازی ($k_d = 0.1$)

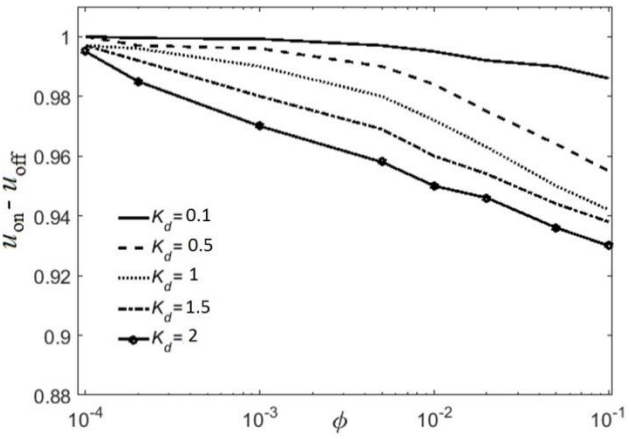

Fig. 12 Preferred regions of h versus ϕ for different values of $k_d = 0.1, 0.5, 1, 1.5, 2$ without reference input ($T_f = 0.5$)

شکل 12 بازه پیشنهادی پارامتر h برحسب ϕ به‌ازای مقادیر مختلف $k_d = 0.1, 0.5, 1, 1.5, 2$ بدون ورودی مرجع ($T_f = 0.5$)

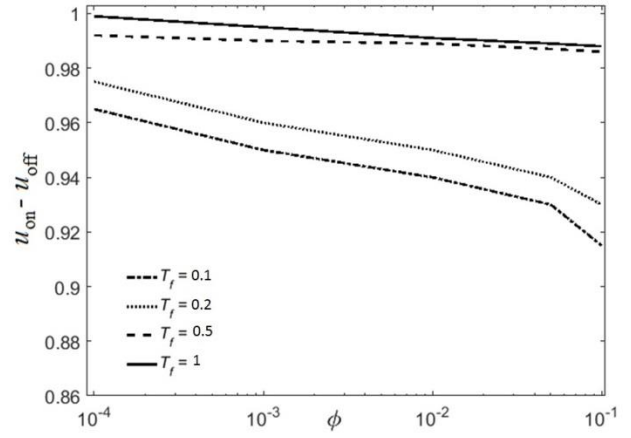

Fig. 14 Preferred regions of h versus ϕ for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ in detumbling mode ($k_d = 1$)

شکل 14 بازه پیشنهادی پارامتر h برحسب ϕ به‌ازای مقادیر مختلف $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ در مود آرام‌سازی ($k_d = 0.1$)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

6- تحلیل مود دوران‌دهی با ورودی ثابت و در حضور نویز حسگر

در این بخش تحلیل مود دوران‌دهی با دو معیار عملکرد مصرف سوخت و تعداد دفعات روشن شدن تراستر (مشابه شکل 8) به‌ازای چهار مقدار سرعت زاویه‌ای ورودی بی‌بعد $\omega_{\mathrm{ref}} = 1, 25, 100, 200$ در حضور نویز حسگر انجام می‌شود. روش حل عددی و روش مونت کارلو و پارامترهای آن مشابه بخش 4 است.

در این تحلیل مطابق شکل 15 میزان مصرف سوخت برحسب دو پارامتر h و u_{on} به‌ازای ورودی $\omega_{\mathrm{ref}} = 1$ و با اعمال نویز ترسیم شده است. در این شکل میزان مصرف سوخت بین دو مقدار صفر و یک نرمالیزه شده و قسمت‌های کم‌رنگ‌تر نمودار میزان مصرف سوخت بیشتر را نشان می‌دهند. همان گونه که از شکل 15 ملاحظه می‌شود با افزایش آستانه روشن شدن، مصرف سوخت کاهش یافته و با افزایش h میزان مصرف سوخت افزایش داشته است. این نمودار به‌ازای مقادیر $k_d = 1$ و $T_f = 0.5$ و چگالی طیفی توان نویز $\phi = 10^{-1}$ به دست آمده است. در ادامه بازه‌های پیشنهادی پارامترها استخراج می‌شود.

در شکل 16 ناحیه پیشنهادی پارامتر آستانه روشن شدن برحسب چگالی طیفی نویز به‌ازای $k_d = 0.2$ و $T_f = 0.5$ و مقادیر مختلف سرعت زاویه‌ای $\omega_{\mathrm{ref}} = 1, 25, 100, 200$ ترسیم شده است. مطابق شکل 16 با افزایش چگالی طیفی نویز یا افزایش سرعت زاویه‌ای ورودی محدوده ترجیحی (نواحی بالای خطوط) پارامتر آستانه روشن شدن کاهش یافته است.

در شکل 17 بازه پیشنهادی هیسترزیس بی‌بعد برحسب چگالی طیفی نویز به‌ازای $k_d = 0.2$ و $T_f = 0.5$ و مقادیر مختلف سرعت زاویه‌ای $\omega_{\mathrm{ref}} = 1, 25, 100, 200$ ترسیم شده است. در این شکل با افزایش چگالی طیفی نویز (یا افزایش سرعت زاویه‌ای ورودی) محدوده ترجیحی (نواحی پایین خطوط) هیسترزیس بی‌بعد کاهش می‌یابد.

7- تحلیل بلوک پایدارسازی به عنوان حلقه داخلی کنترل وضعیت

با توجه به شکل 1 مدار پایدارسازی را می‌توان به عنوان حلقه داخلی بلوک دیاگرام کنترل وضعیت ماهواره در مود نشانه‌روی در نظر گرفت. به طور کلی حلقه داخلی علاوه‌بر پایدار بودن باید سریع‌تر از حلقه بیرونی باشد. پهنای باند حلقه داخلی باید بیشتر از حلقه بیرونی لحاظ شود؛ بنابراین ثابت زمانی مدار

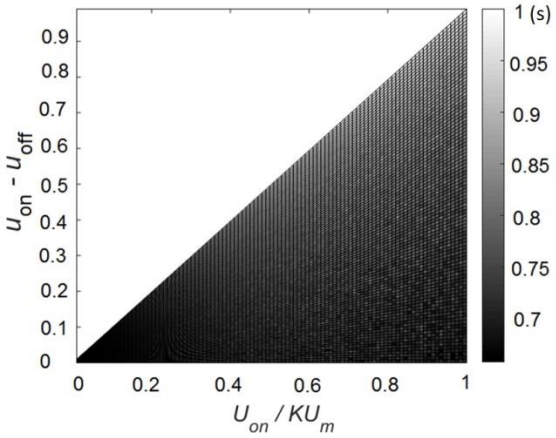

Fig. 15 Fuel consumption versus on-threshold and hysteresis in tumbling mode in normalized form ($k_d = 1,\ T_f = 0.5,\ \phi = 10^{-1}$)

شکل 15 مصرف سوخت نرمالیزه شده برحسب پارامترهای آستانه روشن شدن و هیسترزیس بی‌بعد در مود دوران دهی ($k_d = 1,\ T_f = 0.5,\ \phi = 10^{-1}$)

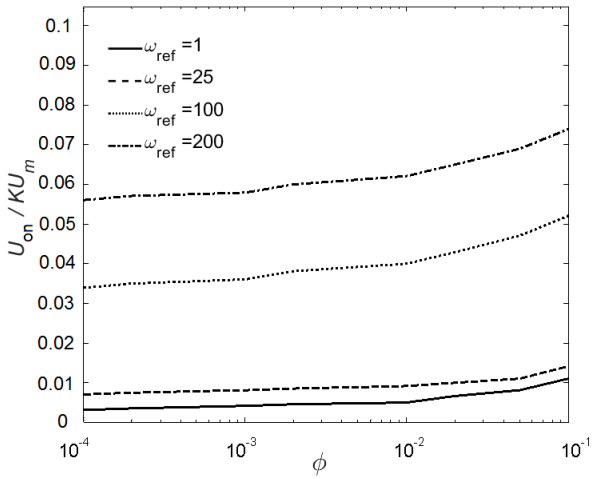

Fig. 16 Preferred regions of u_{on} versus ϕ in tumbling mode for different values of ω_{ref} =1, 25, 100, 200 ($k_d = 0.2,\ T_f = 0.5$)

شکل 16 بازه پیشنهادی پارامتر u_{on} برحسب ϕ در مود دوران‌دهی به‌ازای مقادیر مختلف سرعت زاویه‌ای ω_{ref} =1, 25, 100, 200 ($k_d = 0.2,\ T_f = 0.5$)

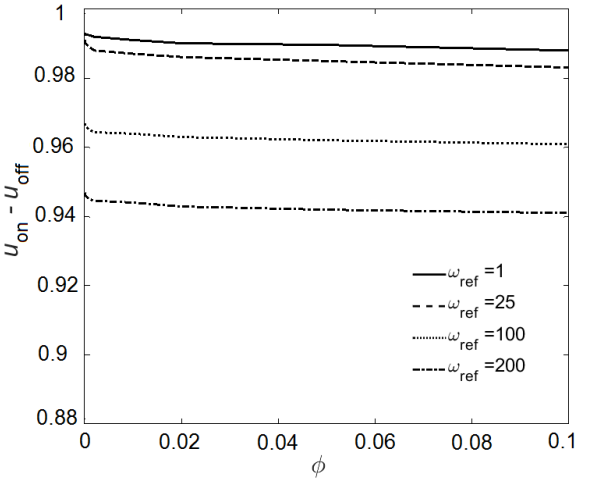

Fig. 17 Preferred regions of h versus ϕ in tumbling mode for different values of ω_{ref} =1, 25, 100, 200 ($k_d = 0.2,\ T_f = 0.5$)

شکل 17 بازه پیشنهادی پارامتر h برحسب ϕ در مود دوران‌دهی به‌ازای مقادیر مختلف سرعت زاویه‌ای ω_{ref} =1, 25, 100, 200 ($k_d = 0.2,\ T_f = 0.5$)

پایدارسازی (به عنوان حلقه داخلی) باید کوچک‌تر از ثابت زمانی مورد نیاز برای کنترل وضعیت ماهواره در مود نشانه‌روی باشد. با توجه به تابع تبدیل تقریبی (6) ثابت زمانی تقریبی حلقه داخلی برابر J/k_d است؛ بنابراین علاوه‌بر تحلیل استاتیکی و دینامیکی و پیش از تحلیل سیستمی، تحلیل پایدارسازی نیز توسط نگارندگان توصیه می‌شود.

در تحلیل حلقه داخلی مقدار ضریب بهره نسبت به ضریب بهره مود دوران‌دهی/ آرام‌سازی برحسب مأموریت بزرگ‌تر انتخاب می‌شود. در شکل‌های 18 و 19 به‌ازای مقادیر $k_d = 1, 5, 10$ بازه پیشنهادی پارامترهای آستانه روشن شدن و هیسترزیس بی‌بعد برحسب چگالی طیفی نویز برای $T_f = 0.5$ ارائه شده است. همان طور که از این دو شکل مشاهده می‌شود ضریب بهره تأثیر قابل توجهی بر بازه پیشنهادی پارامترهای h و u_{on} دارد، به طوری که با افزایش k_d بازه u_{on} (نواحی بالای خطوط) و بازه h (نواحی پایین خطوط) محدودتر می‌شود. هر یک از نمودارهای ترسیم شده برحسب چگالی طیفی توان نویز به طور معمول به‌ازای پنج تا هشت نقطه ترسیم شده است،

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

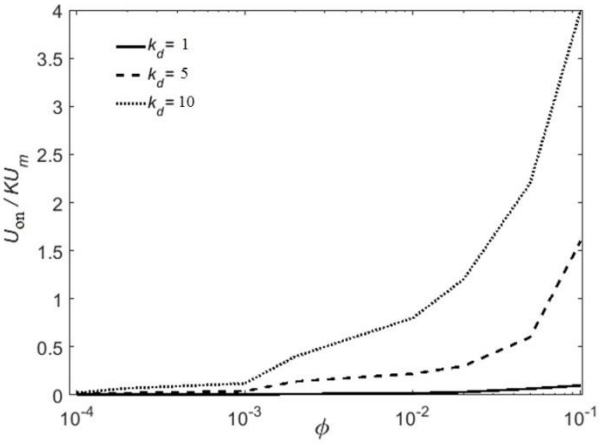

Fig. 18 Preferred regions of u_{on} versus ϕ as an internal loop for $T_f = 0.5$

شکل 18 بازه پیشنهادی u_{on} برحسب ϕ در کاربرد حلقه داخلی به‌ازای $T_f = 0.5$

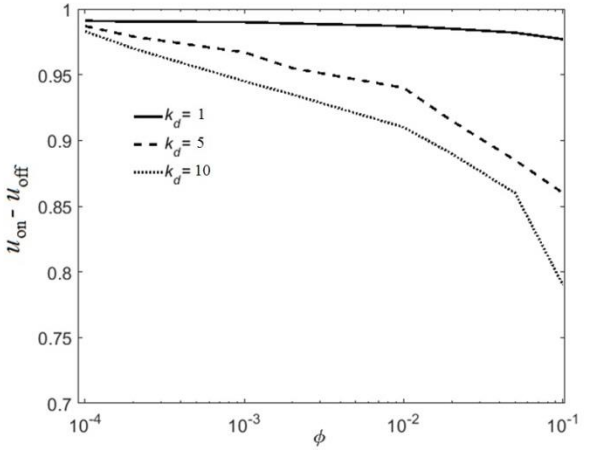

Fig. 19 Preferred regions of h versus ϕ as an internal loop for $T_f = 0.5$

شکل 19 بازه پیشنهادی h برحسب ϕ در کاربرد حلقه داخلی به‌ازای $T_f = 0.5$

اما به دلیل نمایش بهتر این نقاط با خطوط به یکدیگر متصل شده است. طبعاً شکستگی‌های مشاهده شده در این نمودارها نیز به همین علت است.

8- نتایج و بحث

در این مقاله در مرحله نخست تحلیل و مطالعه پارامتری مدار پایدارسازی/ دوران‌دهی با معادلات شبه‌بی‌بعد بدون حضور نویز انجام شد و برای ارائه مقادیر پارامترها از الگوریتم ژنتیک دوهدفه با بررسی معیارهای عملکرد مصرف سوخت و دفعات روشن شدن تراستر استفاده شد. در مرحله بعد تحلیل مدار پایدارسازی/ دوران‌دهی با حضور نویز صورت پذیرفته و بازه‌های ترجیحی پارامترهای مدولاتور ارائه شد. بدین منظور تحلیل پایدارسازی بدون حضور نویز تحلیل پایدارسازی تنها در حضور نویز (ورودی مرجع صفر) تحلیل مود آرام‌سازی در حضور نویز حسگر و تحلیل مود دوران‌دهی در حضور نویز حسگر بررسی شده و بازه‌های مناسب مدولاتور با بررسی معیارهای عملکرد پیشنهاد شد.

در ادامه تأثیر هم‌زمان ثابت زمانی مدولاتور و بهره کنترلی بررسی شده و بازه‌های ترجیحی برحسب این دو پارامتر استخراج شده است. در شکل 20 محدوده ترجیحی پارامتر T_f برحسب k_d به‌ازای مقادیر مختلف چگالی طیفی نویز حسگر $\phi = 10^{-4}, 10^{-3}, 10^{-2}, 5\square 10^{-2}, 10^{-1}$ و برای $\omega_{\text{ref}} = 10$ و $h = 0.15$ ترسیم شده است. همان طور که از این شکل ملاحظه می‌شود با افزایش k_d محدوده ترجیحی T_f کاهش یافته است. در شکل 21 پارامتر ثابت زمانی فیلتر برحسب ضریب بهره به‌ازای مقادیر مختلف هیسترزیس بی‌بعد $h = 0.05, 0.15, 0.35, 0.5$ و برای یک مقدار مشخص چگالی طیفی نویز $\phi = 0.01$ ترسیم شده است که تأثیر پارامتر هیسترزیس بی‌بعد بر نواحی مطلوب (نواحی زیر خط‌چین‌ها) را نشان می‌دهد.

اگرچه ترسیم نمودارها به‌ازای چگالی‌های طیفی مختلف نویز حسگر برای مطالعه پارامتری و تحلیل مناسب است، اما با توجه به تعدد پارامترها برای استخراج نمودارهای طراحی و به منظور تبیین دقیق‌تر محدوده‌ها توصیه می‌شود تا هر یک از این نمودارها به‌ازای یک چگالی طیفی مشخص ارائه شود؛ بنابراین در پیوست به‌ازای مقادیر معین چگالی طیفی نویز نمودارهای طراحی استخراج شده است. به علاوه مزیت دیگر تحلیل حاضر شبه‌بی‌بعد بودن پارامترها، شبیه‌سازی و بهینه‌سازی پارامترها بوده که سبب استفاده از نمودارهای طراحی برای مقادیر دلخواه ممان اینرسی، سطح گشتاور تراستر و بهره فیلتر مدولاتور می‌شود.

حال پرسش این است که تأثیر انتخاب پارامترها در داخل بازه‌های ترجیحی و خارج از آن در عملکرد مود پایدارسازی/ دوران‌دهی چگونه است. این مقایسه به طور نمونه برای چند نقطه در جدول 3 آمده است. نتایج این جدول به‌ازای 1000 مرتبه اجرای برنامه و میانگین‌گیری گزارش شده است. همان طور که از نتایج این جدول مشاهده می‌شود، انتخاب پارامترها خارج از محدوده پیشنهادی عملکرد کلی سیستم بر مبنای دو معیار عملکرد مصرف سوخت و تعداد روشن شدن را کاهش می‌دهد. به منظور مقایسه بین معیارهای عملکرد در حالت استفاده از بازه‌های پیشنهادی یا خارج از آن در شکل 22 ترسیم شده است. این نمودار برای دو حالت مختلف به‌ازای مقادیر $h = 0.1, \phi = 0.01, T_f = 0.5, k_d = 10$ و $h = 0.15, \phi = 0.05, T_f = 0.2, k_d = 5$ به ترتیب متناظر با سطر اول و دوم جدول 3، ترسیم شده است. در این نمودار محور افقی آستانه روشن‌شدن بی‌بعد و محور عمودی مصرف سوخت و دفعات روشن شدن تراستر را نشان می‌دهد.

در این شکل دو خط‌چین عمودی ترسیم شده که سمت راست خط‌چین‌های عمودی «بازه پیشنهادی» و سمت چپ آن «خارج از بازه پیشنهادی» است. نکته حائز اهمیتی که در این‌جا پیشنهاد می‌شود، این است

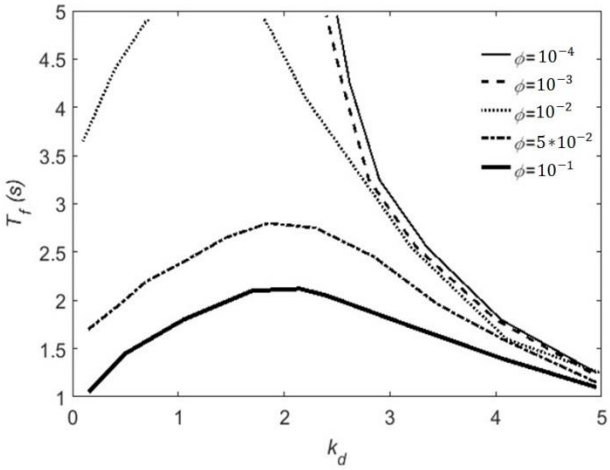

Fig. 20 Preferred regions of T_f versus k_d for different values of $\phi = 10^{-4}, 10^{-3}, 10^{-2}, 5 * 10^{-2}, 10^{-1}$ $(u_{\text{on}} = 0.3, h = 0.15)$

شکل 20 بازه پیشنهادی T_f برحسب k_d به‌ازای مقادیر مختلف چگالی طیفی نویز $(u_{\text{on}} = 0.3, h = 0.15)$ $\phi = 10^{-4}, 10^{-3}, 10^{-2}, 5 * 10^{-2}, 10^{-1}$

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

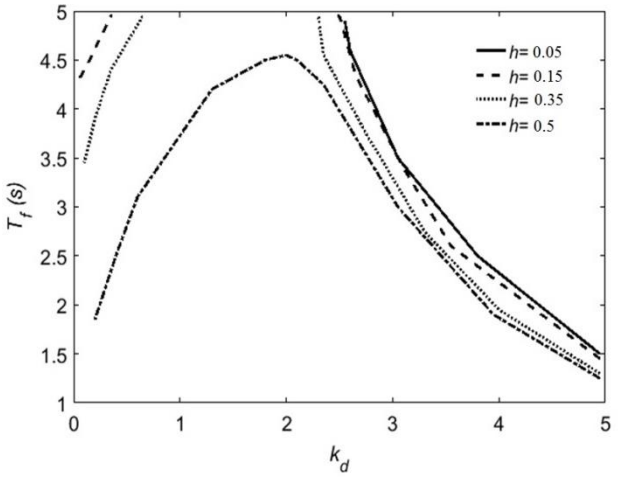

Fig. 21 Preferred regions of T_f versus k_d for different values of $h = 0.05, 0.15, 0.35, 0.5$ $(u_{\text{on}} = 0.5,\ \phi = 10^{-2})$

شکل 21 بازه پیشنهادی T_f برحسب k_d به‌ازای مقادیر مختلف هیسترزیس بی‌بعد $(u_{\text{on}} = 0.5, \phi = 10^{-2})$ $h = 0.05, 0.15, 0.35, 0.5$

جدول 3 مقایسه معیارهای عملکرد با مقادیر پیشنهادی و غیرپیشنهادی پارامترها

Table 3 Comparison of performance indices with/without preferred parameters

ϕ	T_f	k_d	h	u_{on}	ΔV	N	بازه
0.01	0.5	10	0.1	0.25	1.79	187	مطابق بازه پیشنهادی
			0.1	0.2	2.02	206	خارج از بازه پیشنهادی
			0.1	0.15	2.5	260	خارج از بازه پیشنهادی
			0.1	0.25	1.79	187	مطابق بازه پیشنهادی
			0.2	0.25	2.12	168	خارج از بازه پیشنهادی
			0.24	0.25	2.3	142	خارج از بازه پیشنهادی
0.05	0.2	5	0.15	0.55	1.32	407	مطابق بازه پیشنهادی
			0.15	0.4	1.67	463	خارج از بازه پیشنهادی
			0.15	0.2	3.42	749	خارج از بازه پیشنهادی
			0.15	0.55	1.32	407	مطابق بازه پیشنهادی
			0.5	0.55	2.13	320	خارج از بازه پیشنهادی
			0.45	0.55	2	344	خارج از بازه پیشنهادی
0.1	0.5	5	0.2	0.55	1.45	156	مطابق بازه پیشنهادی
			0.2	0.35	1.84	181	خارج از بازه پیشنهادی
			0.2	0.25	2.64	226	خارج از بازه پیشنهادی
			0.2	0.5	1.58	198	مطابق بازه پیشنهادی
			0.45	0.5	2.37	183	خارج از بازه پیشنهادی
			0.35	0.5	1.83	194	خارج از بازه پیشنهادی

که محدوده بازه‌های پارامترها به بیش از دو ناحیه دسته‌بندی شود تا طراح بداند که اگر به واسطه الزامات طراحی دیگر پارامترها کمی از بازه ترجیحی خارج شود، چه اتفاقی می‌افتد. برای نمونه با ملاحظه شکل 22 بازه $u_{\text{on}} < 0.2$ کاملاً غیرقابل قبول است (به‌ازای $h = 0.15,\ \phi = 0.05,\ T_f = 0.2,\ k_d = 5$)، اما در بازه $0.2 < u_{on} < 0.5$ با افزایش آستانه روشن شدن بی‌بعد به تدریج مصرف سوخت و فعالیت تراستر کاهش می‌یابد.

9- نتیجه‌گیری

در این مقاله علاوه‌بر مطالعه پارامتری شبه‌بی‌بعد بازه‌های مناسب پارامترهای مدولاتور پهنا و فرکانس پالس و ضریب بهره در مود دوران‌دهی/ پایدارسازی تک‌محوره ماهواره صلب با عملگر دو وضعیتی تراستر در حضور نویز حسگر استخراج شده است. با فرم شبه‌بی‌بعد و کاهش تعداد پارامترها علاوه‌بر کاهش

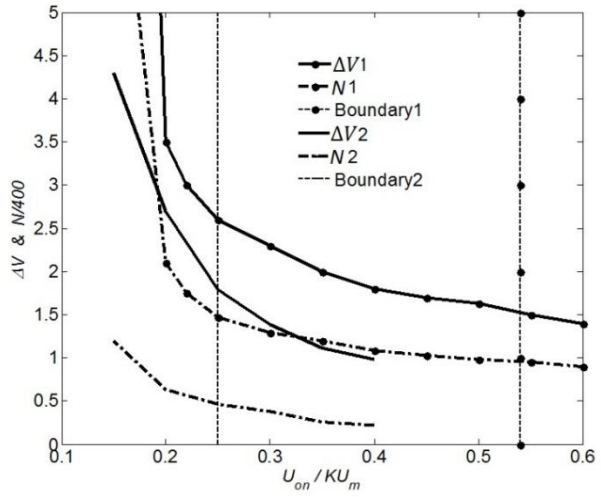

Fig. 22 Fuel consumption and thruster firings versus u_{on} for two cases: a- $h = 0.15,\ \phi = 0.05,\ T_f = 0.2,\ k_d = 5$, b- $h = 0.1, \phi = 0.01,\ T_f = 0.5,\ k_d = 10$

شکل 22 مصرف سوخت و دفعات روشن شدن برحسب پارامتر آستانه روشن شدن بی‌بعد برای دو حالت الف- $h = 0.15,\ \phi = 0.05,\ T_f = 0.2,\ k_d = 5$ ب- $h = 0.1, \phi = 0.01,\ T_f = 0.5,\ k_d = 10$

بار محاسباتی نتایج به‌ازای مقادیر دلخواه ممان اینرسی و سطح تراست قابل استفاده است. به علاوه پارامترهای پایدارسازی در حالت بدون نویز حسگر با روش بهینه‌سازی چند هدفه با الگوریتم ژنتیک استخراج شده است. به منظور تعیین بازه‌های پیشنهادی معیارهای عملکرد مصرف سوخت و فعالیت تراستر در نظر گرفته شده و براساس روش جستجوی پارامتری و حذف مقادیر 30% بالای معیارهای عملکرد، بازه‌ها با/ بدون نویز حسگر استخراج شده‌اند. البته پیشنهاد می‌شود بازه‌های ترجیحی به بیش از دو ناحیه تقسیم‌بندی شود و بازه کاملاً غیرقابل قبول نیز مشخص شود. مزیت نتایج حاصل استخراج بازه‌ها به صورت شبه‌بی‌بعد برحسب چگالی طیفی نویز حسگر است. نتایج شامل حالت ورودی مرجع صفر به همراه نویز و مودهای آرام‌سازی (استهلاک سرعت زاویه‌ای اولیه)، دوران‌دهی (رساندن سرعت زاویه‌ای ماهواره به مقدار مشخص ورودی)، حلقه داخلی (مدار پایدارسازی به عنوان حلقه داخلی مود نشانه‌روی) است. با توجه به تعدد پارامترها هر یک از نمودارهای طراحی به‌ازای یک مقدار مشخص چگالی طیفی نویز ترسیم شده و در پیوست آمده است. این کار امکان ترسیم پارامترهای مختلف برحسب یکدیگر را میسر می‌سازد. نتایج مقایسه نشان‌دهنده کاهش مصرف سوخت و فعالیت تراستر در بازه‌های پیشنهادی نسبت به انتخاب پارامترها در خارج از بازه پیشنهادی است. در مطالعه پارامتری رفتار جالبی تحت بعضی شرایط مشاهده شد. به طور نمونه با وجود مدل تقریبی مرتبه اول برای مدار پایدارسازی پاسخ به ورودی پله ممکن است به سه صورت بدون فراجهش، با فراجهش و با شکستگی باشد. شکستگی در پاسخ در یک ناحیه مرزی ایجاد می‌شود. با توجه به نتایج این مطالعه توصیه می‌شود که تحلیل پایدارسازی/ حلقه داخلی در کنار تحلیل استاتیکی و دینامیکی پیش از تحلیل سیستمی صورت پذیرد. بازه‌های ارائه شده (در کنار بازه‌های مربوط به تحلیل استاتیکی و دینامیکی) می‌تواند در ترکیب با روش‌های کنترل کلاسیک و مدرن نظیر کنترل بهینه، کنترل مد لغزشی و کنترل فازی (به عنوان حلقه داخلی کنترل وضعیت) در مود نشانه‌روی استفاده شود. البته شایان ذکر است که مقادیر پارامترها با اشتراک بازه‌های ترجیحی حاضر با بازه‌های حاصل از سایر الزامات سیستمی انتخاب می‌شود.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

10- پیوست: نمودارهای طراحی پایدارسازی/ دوران‌دهی

در این مقاله ترسیم نمودارها «برحسب چگالی طیفی نویز حسگر» انجام شد، اما با توجه به تعدد پارامترها به منظور استخراج نمودارهای طراحی و برای تبیین دقیق‌تر محدوده‌ها در این پیوست نمودارهای طراحی «برحسب پارامتر آستانه روشن شدن بی‌بعد» و به‌ازای چگالی‌های طیفی مختلف ارائه می‌شود. در شکل‌های 23-25 بازه‌های ترجیحی پارامترها به‌ازای چگالی طیفی نویز با مقدار 0.01 و با تغییر مقادیر بهره حلقه پایدارسازی شبه‌بی‌بعد (k_d) ترسیم شده است. در این شکل‌ها بازه‌های مناسب (نواحی زیر خط‌چین‌ها) برای سه مقدار مختلف ثابت زمانی فیلتر به دست آمده است. همچنان که از روند این نمودارها نیز ملاحظه می‌شود با افزایش مقدار k_d اثر نویز بیشتر شده و نواحی ترجیحی کوچک‌تر می‌شود.

در شکل‌های 26-31 نمودارهای طراحی مذکور به ترتیب به‌ازای چگالی طیفی نویز $\phi = 0.05$ و $\phi = 0.1$ استخراج شده است. همان طور که در این شکل‌ها ملاحظه می‌شود با افزایش مقدار چگالی طیفی نویز و افزایش k_dنواحی مطلوب محدودتر می‌شود. اگرچه رفتار یادشده پیش‌بینی می‌شد، اما تعیین عددی بازه‌های مطلوب تنها با ترسیم نمودارها میسر خواهد بود. لازم به ذکر است که نتایج نمودارهای طراحی در شکل‌های 23-31 به‌ازای $\omega_{\text{ref}} = 10$ است. در ادامه تأثیر مقدار سرعت زاویه‌ای ورودی بر بازه‌های ترجیحی بررسی می‌شود. برای این منظور در شکل 32 به‌ازای چهار مقدار مختلف سرعت زاویه‌ای ورودی نمودارهای طراحی استخراج شده است که نشان می‌دهد با افزایش سرعت زاویه‌ای ورودی بازه انتخاب پارامترها محدودتر می‌شود. هر یک از نمودارهای حاصل در پیوست به‌ازای پنج نقطه محاسبه شده است، اما به دلیل نمایش بهتر این نقاط به خطوط به یکدیگر متصل شده است. شکستگی‌های مشاهده شده در این نمودارها نیز به همین دلیل است.

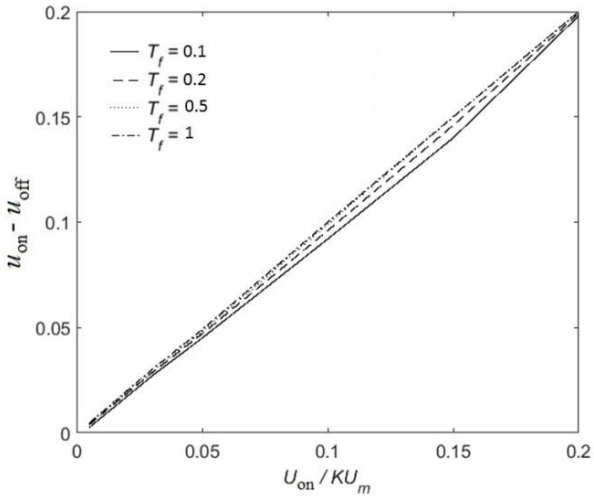

Fig. 23 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 1, \phi = 0.01)$

شکل 23 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 1, \phi = 0.01)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

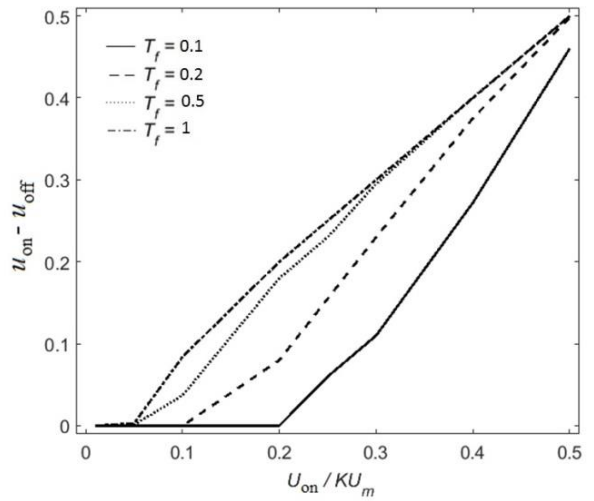

Fig. 24 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 5, \phi = 0.01)$

شکل 24 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 5, \phi = 0.01)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

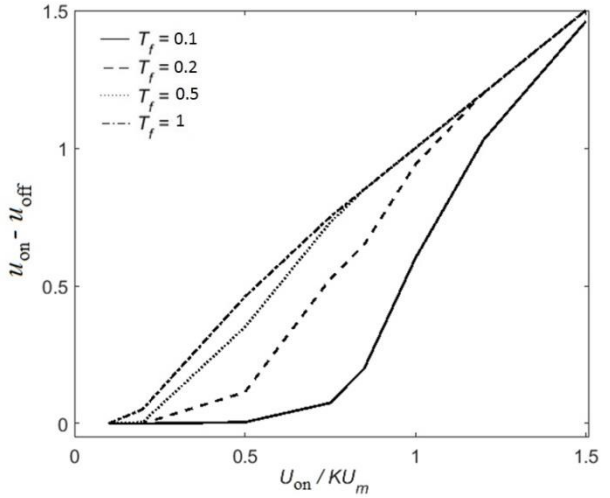

Fig. 25 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 10, \phi = 0.01)$

شکل 25 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 10, \phi = 0.01)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

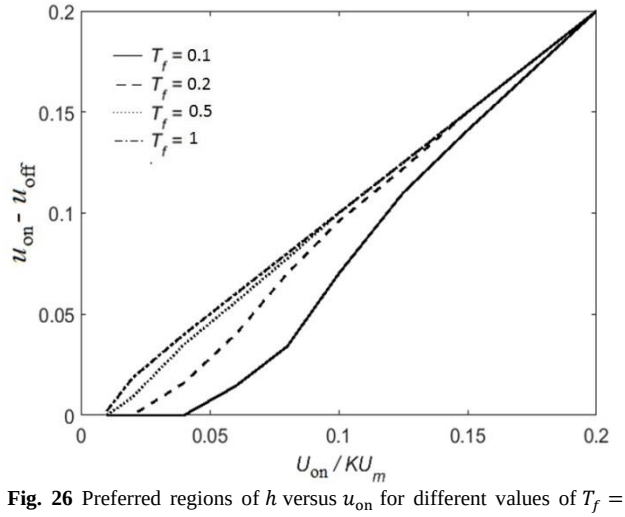

Fig. 26 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 1, \phi = 0.05)$

شکل 26 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 1, \phi = 0.05)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

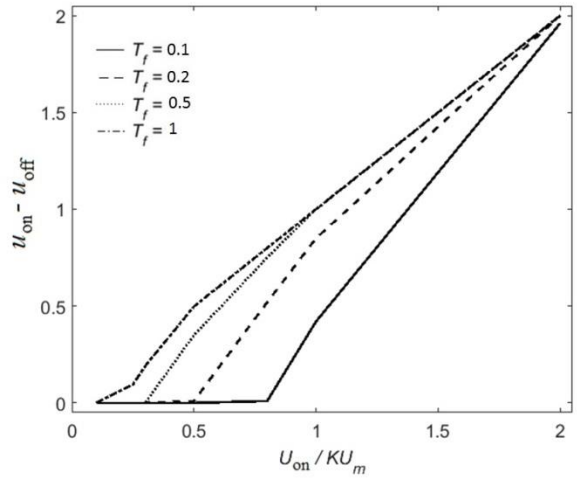

Fig. 27 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 5, \phi = 0.05)$

شکل 27 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 5, \phi = 0.05)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

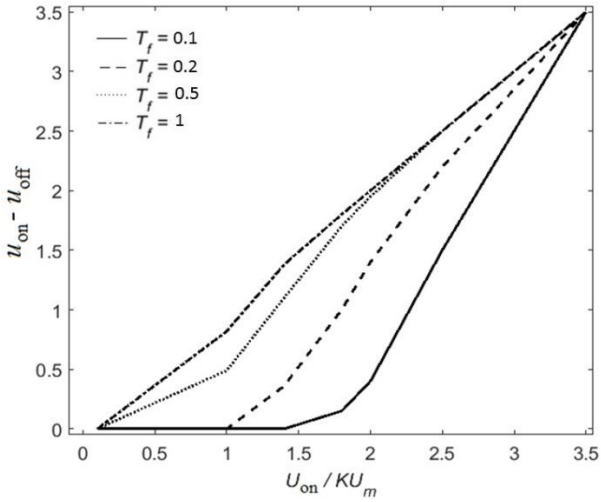

Fig. 28 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 10, \phi = 0.05)$

شکل 28 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 5, \phi = 0.05)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

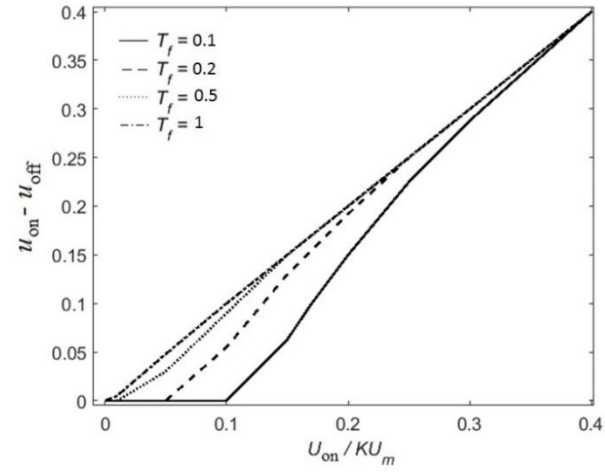

Fig. 29 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 1, \phi = 0.1)$

شکل 29 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 1, \phi = 0.1)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

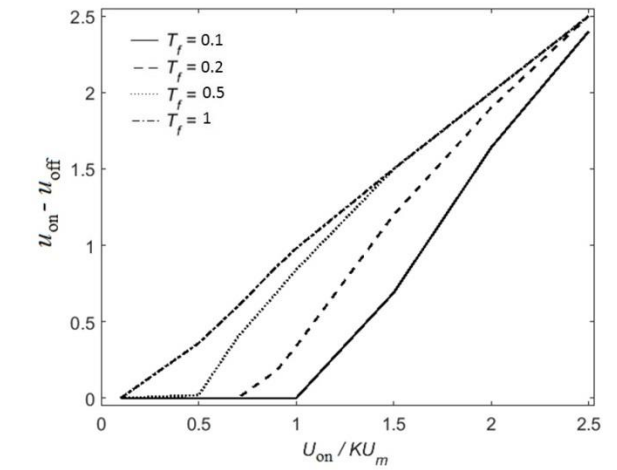

Fig. 30 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 5, \phi = 0.1)$

شکل 30 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 5, \phi = 0.1)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

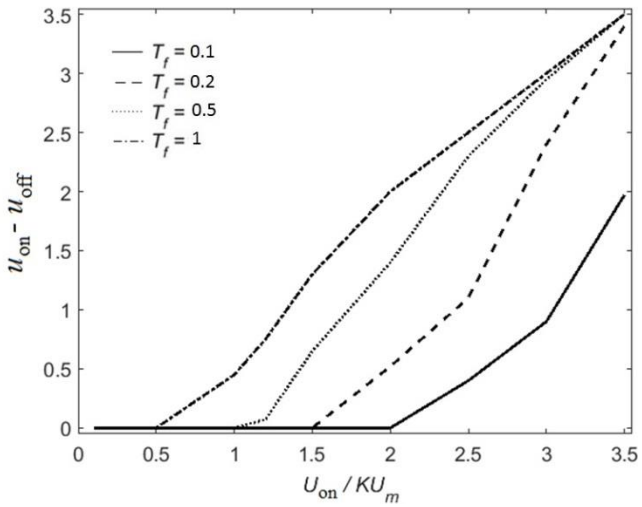

Fig. 31 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$ $(k_d = 10, \phi = 0.1)$

شکل 31 بازه پیشنهادی h برحسب u_{on} به‌ازای مقادیر مختلف ثابت زمانی فیلتر $(k_d = 10, \phi = 0.1)$ $T_f = 0.1, 0.2, 0.5, 1$

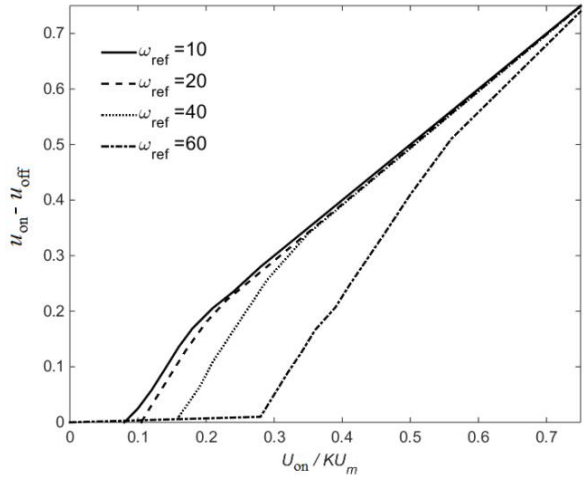

Fig. 32 Preferred regions of h versus u_{on} for different values of $\omega_{ref} = 10, 20, 40, 60$ $(k_d = 10, \phi = 0.01, T_f = 0.5)$

شکل 32 بازه پیشنهادی پارامتر h برحسب u_{on}، به‌ازای مقادیر مختلف $\omega_{ref} = 10, 20, 40, 60$ $(k_d = 10, \phi = 0.01, T_f = 0.5)$

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]

11- مراجع

[1] M. J. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control, A Practical Engineering Approach*, First Edition, pp. 260-273, Cambridge: Cambridge University Press, 1997.

[2] R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, pp. 206-210, Boston: Kluwer Academic Publisher, 1978.

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

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

[5] M. Fakoor, A. Sattarzadeh, M. Bakhtiari, A novel 3-axis attitude stabilization with redundant thruster for a cube-satellite supported by reaction wheels, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 4, pp. 391-402, 2016. (in Persian فارسی)

[6] A. E. Bryson, *Control of Spacecraft and Aircraft*, First Edition, pp. 10-85, Princeton University Press, 1994.

[7] T. C. Anthony, B. Wie, S. Carroll, Pulse-modulated control synthesis for a flexible spacecraft, *Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 13, No. 6, pp. 1014–1022, 1990.

[8] 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*, Vol. 2009, No. 1, pp. 1- 17, 2009.

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

[10] S. Dee, *Design of a Three-Axis Stabilized ORION Satellite Using An All-Thruster Attitude Control System*, Diss. Master Thesis, Naval postgraduate school, 1988.

[11] G. Song, N. Buck, B. N. Agrawal, Spacecraft vibration reduction using pulse-width pulse-frequency modulated input shaper, *Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 22, No. 3, pp. 433-440, 1999.

[12] T. Krovel, *Optimal Tuning of PWPF Modulator for Attitude Control*, Master Thesis, Norwegian University of Science and Technology, 2005.

[13] M. Navabi, H. Rangraz, Comparing optimum operation of Pulse Width-Pulse Frequency and Pseudo-Rate modulators in spacecraft attitude control subsystem employing thruster, *6th International Conference in Recent Advances in Space Technologies*, pp. 625-630, 12 - 14 Jun, 2013.

[14] S. H. Jalali Naini, Sh. Ahmadi Darani, Preliminary design of spacecraft attitude control with Pulse-Width Pulse-Frequency modulator for Rest-to-Rest maneuvers, *JAST*, Vol. 11, No. 1, pp. 1-8, 2017.

[15] A. H. Mazinan, A. R. Khalaji, TADC: A new three-axis detumbling mode control approach, *Dynamics and Control*, Vol. 5, No. 2, pp. 337-346, 2017.

[16] B. Wie, C. T. Plescia, Attitude stabilization of flexible spacecraft during stationkeeping maneuvers, *Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 7, No. 4, pp. 430-436, 1984.

[17] X. Huo, H. Qinglei, B. Xiao, Finite-time fault tolerant attitude stabilization control for rigid spacecraft, *ISA transactions*, Vol. 53, No. 2, pp. 241-250, 2014.

[18] A. C. Santana, L. S. Martins, G. Arantes, Attitude stabilization of the PMM satellite using a LQG-based control strategy, *Trends in Applied and Computational Mathematics*, Vol. 9, No. 2 pp. 321-330, 2008.

[19] M. M. Abid, *Spacecraft Sensors*, pp. 95-135, New York: John Wiley & Sons, 2005.

[20] R. Farquhar, S. U. Aeronautics, S. Astronautics, Analog studies of the limit-cycle fuel consumption of a spinning symmetric drag - free satellite, *Technical Report* in Stanford university, Sponsored by the National Aeronautics and Space Administration, 1996.

[21] S. H. Jalali Naini, V. Bohlouri, Quasi-Normalized static and dynamic analysis of Pulse-Width Pulse-Frequency modulator in presence of input noise, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 12, pp. 455-466, 2016. (in Persian فارسی)

[22] X. Wang, D. Wang, S. Zhu, E. K. Poh, Fractional describing function analysis of PWPF modulator, *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 13, No. 1, pp.1-6, 2013.

[23] J. Li, M. Post, T. Wright, R. Lee, Design of attitude control systems for CubeSat-class nanosatellite, *Control Science and Engineering*, Vol. 13, No. 1, pp. 1-15, 2013.

[24] R. A. Hall, S. Hough, C. Orphee, K. Clements, Design and stability of an on-orbit attitude control system using reaction control thrusters, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2016.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-25]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.29.6]