

بهبود عملکرد کنترل وضعیت فضاپیما با عملگر دو وضعیتی تراستر و تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس**مرتبه کسری****وحید بهلوری***

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

چکیده

در این مقاله عملکرد کنترل وضعیت یک فضاپیما با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی بررسی شده و تلفیقگر مذکور بصورت مرتبه کسری توسعه داده شده است. فضاپیما با عملگر تراستر دو وضعیتی روشن-خاموش با ترکیب قانون تناسبی-مشتقی و تلفیقگر کنترل می‌شود. به منظور تمرکز بیشتر در مطالعه رفتار تلفیقگر پیشنهادی، مدل عملگر بصورت ایده‌آل لحاظ شده، اگرچه که به دلیل استفاده از تلفیقگر سیستم کنترل غیرخطی است. میانگین مصرف سوخت و فعالیت عملگر به عنوان دو شاخص اصلی ارزیابی لحاظ شده و از طرفی مقدار میانگین مطلق خطای نشان‌رویی وضعیت فضاپیما نیز به عنوان شاخص مهم دیگر در مطالعه رفتار تلفیقگر پیشنهادی لحاظ شده است. به منظور مقایسه منصفانه نتایج، مسئله کنترل وضعیت به‌ازای شرایط مفروض یکسان و برای تلفیقگر مرتبه صحیح و مرتبه کسری انجام شده است. نتایج مقایسه‌ای به ازای تغییر توان کسری فیلتر تلفیقگر مرتبه کسری و بررسی سه معیار عملکرد مذکور انجام شده است. همچنین تاثیر عدم قطعیت ممان اینرسی فضاپیما، عدم قطعیت زاویه ورودی مرجع و دامنه اغتشاشات خارجی نیز مطالعه شده است. نتایج بدست آمده نشانگر تغییر معیار عملکرد به‌ازای تغییر مرتبه فیلتر کسری تلفیقگر بوده و عملکرد مناسب‌تر تلفیقگر پیشنهادی را به ازای بازه‌ای از توان‌های کسری نشان می‌دهد. نهایتاً به‌ازای شرایط مفروض شبیه‌سازی، با افزایش مرتبه انتگرال‌گیری تلفیقگر کسری، خطای نشان‌رویی افزایش یافته فعالیت عملگر کاهش شده و مصرف سوخت اندکی افزایش و سپس کاهش می‌یابد. مزیت عمده این تلفیقگر در کنترل وضعیت فضاپیما، افزایش اختیارات طراح در انتخاب قابلیت‌هایی نظیر افزایش دقت نشان‌رویی یا کاهش مصرف سوخت یا کاهش فعالیت عملگر می‌باشد.

کلمات کلیدی

کنترل وضعیت فضاپیما، تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس، مرتبه کسری، نشان‌رویی، کنترل تناسبی-مشتقی

Improving the spacecraft attitude control performance with on-off thruster actuator and fractional order pulse-width pulse-frequency modulator

Vahid Bohlouri*

Department of Electrical Engineering, Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran

Abstract

This article, the problem of controlling the attitude of a spacecraft with integral pulse width and frequency integrator is investigated and the said integrator is developed as a fractional order. The spacecraft is controlled by a two-state on-off thruster actuator with a combination of proportional-derivative law and integrator. In order to focus more on studying the behavior of the proposed integrator, the operator model is ideally considered, although it is due to the use of a nonlinear control system integrator. Average fuel consumption and operator activity are included as two main evaluation indicators, and on the other hand, the absolute average value of the sign error on spacecraft attitude is also included as another important indicator in the study of the behavior of the proposed integrator. In order to compare the results fairly, the situation control problem has been done for the same assumed conditions and for the integrator of integer order and fractional order. The comparative results for changing the fractional power of the fractional order integrator filter and checking the three performance criteria have been done. Also, the influence of the uncertainty of the moment of inertia of the spacecraft, the uncertainty of the reference entry angle and the range of external disturbances have also been studied. The obtained results indicate the change of the performance criterion for changing the order of the fractional combiner filter and show the more appropriate performance of the proposed modulator for a range of fractional powers.

Keywords

Spacecraft attitude control, Pulse-width pulse-frequency modulator, Fractional order, Pointing, Proportional-derivative control.

۱-مقدمه

ترکیب می‌شود که در اکثر منابع، از ترکیب کنترلگرهای خانواده PID استفاده شده است. بطور نمونه در مراجع [۱۰-۱۲] تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس و کنترلگرهای PID ترکیب شده است. همچنین این تلفیقگر با کنترلگرهای نظیر مود لغزشی و کنترل تطبیقی نیز ترکیب شده است [۱۳، ۱۴]. بطور نمونه در مرجع [۳۰] چند نوع کنترلر PID بهبودیافته با تلفیقگر PWWF ترکیب شده و نتایج آن‌ها مطالعه و مقایسه شده است.

رسیدن به عملکرد مناسب کنترلی در بهره‌گیری از تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس مستلزم تنظیم مناسب پارامترهای آن است که در این زمینه مطالعات زیادی انجام شده است [۱۵-۱۸]. معادلات کنترل وضعیت با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس به صورت بی‌بعد و تنظیم و بهینه‌سازی پارامترهای آن در مرجع [۱۹، ۲۰] ذکر شده است. تنظیم پارامترها و ارائه بازه انتخاب پارامترهای تلفیقگر در حالت اعمال نویز در [۲۱، ۲۲] انجام شده است. همچنین استخراج محدوده ترجیحی در تحلیل استاتیکی در مرجع [۲۳] انجام شده است. اصلاحی بر تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی^{۱۵} با یک شرط منطقی در مرجع [۲۴] انجام شده و عملکرد این تلفیقگر در دو مود نشانه‌رویی و پایداری بهبود یافته است.

در بسیاری از سیستم‌های کنترل برای بهبود عملکرد از حسابان مرتبه کسری استفاده شده است در این خصوص مقاله مروری [۲۵] دسته‌بندی مفصلی از سیستم‌های کنترل مرتبه کسری ارائه کرده است. بطور ویژه در مرجع [۲۶] از یک کنترلگر تناسبی-مشتقی مرتبه کسری برای کنترل وضعیت یک فضاپیما با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس استفاده شده است. تغییر ساختار تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس با استفاده از حسابان کسری می‌تواند نتایج جالب توجهی بدست دهد. از طرفی عملکرد تلفیقگر پهنا

کنترل‌کننده‌های روشن-خاموش^۱ یکی از انواع الگوریتم‌های کنترلی است که به دلیل ساختار برخی از عملگرها یا سهولت و سادگی و یا بخاطر محدودیت‌های عملی همچنان کاربردی و مورد استفاده هستند. در سیستم‌های کنترل برای راه‌اندازی عملگرهای دو وضعیت روشن-خاموش نیاز به تلفیقگرهایی است که سیگنال پیوسته کنترلی را تبدیل به سیگنال مدوله شده صفر و یک نماید، در این میان رله‌ها و یا تلفیقگرهای زیادی از نوع مدولاسیون دامنه یا فرکانس توسعه یافته‌اند. در فضاپیماها و فضاپیماها عموماً از عملگرهای مغناطیسی^۲، تراستر^۳ و چرخ عکس‌العملی^۴ برای کنترل وضعیت و موقعیت استفاده می‌شود [۱]. تراسترها عملگرهای دو وضعیت روشن-خاموش بوده که به دلیل سرعت پاسخ سریع و گشتاور بالای تولیدی در مودهای مختلف کاری و مأموریتی نظیر مود تزریق مداری^۵، کنترل حرکت رقص محوری، مستهلک‌سازی سرعت زاویه‌ای^۶، پایداری‌سازی وضعیت، کنترل وضعیت و ملاقات مداری^۷ مورد استفاده قرار می‌گیرند [۵-۲]. برای راه‌اندازی تراسترها از کنترل‌های ساده بنگ-بنگ^۸، بنگ-بنگ با ناحیه مرده^۹ و بلوک اشمیت‌تریگر^{۱۰} استفاده می‌شود و در کلاس دیگر از تلفیقگر پهنا پالس^{۱۱}، تلفیقگر فرکانس پالس^{۱۲}، تلفیقگر نرخ کاذب^{۱۳} و تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس^{۱۴} (PWWF) استفاده می‌شود [۸-۶]. در این بین تلفیقگرهای پهنا و فرکانس پالس به دلیل تنظیم همزمان عرض پالس و فرکانس پالس مزایایی دارد که باعث کاربرد زیاد آن شده است. رفتار شبه‌خطی، ارتعاشات کم، مصرف کم سوخت و دقت زیاد از جمله مهمترین مزیت‌های این نوع تلفیقگر است [۹]. اگرچه که برای رسیدن به عملکرد مطلوب، لازم است پارامترهای این تلفیقگر بطور مناسبی تنظیم شود. از طرف دیگر به منظور رسیدن به عملکرد مطلوب سیستم کنترل وضعیت، تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس با کنترلگرهای متعددی

۱ On-Off Control

۲ Magnetorquer

۳ Thruster

۴ Reaction Wheel

۵ Orbital Injection

۶ Detumbling

۷ Orbital Docking

۸ Bang-Bang

۹ Dead Zone

۱۰ Schmitt Trigger Block

۱۱ Pulse-Width Modulator

۱۲ Pulse-Frequency Modulator

۱۳ Pseudo Rate Modulator

۱۴ Pulse-Width Pulse-Frequency (PWWF) Modulator

۱۵ Integral Pulse-Width Pulse-Frequency (IPWWF) Modulator

پیوسته، سبب پایدارسازی و مانور دقیق‌تر وضعیت فضاپیماها می‌شوند البته چرخ‌های عکس‌العملی اشباع شده و نیاز به عملیات اشباع‌زدایی دارند. گشتاوردهنده‌های مغناطیسی وابسته به میدان مغناطیسی زمین و ارتفاع فضاپیما بوده و مقدار گشتاور خیلی کمی تولید می‌کنند و عموماً در مدارهای کم ارتفاع کارایی دارند. تراسترها معمولاً گشتاورهای زیاد، سریع و گسسته تولید نموده و از آن‌ها در مانورهای سریع فضاپیما استفاده می‌شود. تراسترها نه مشکل اشباع شدن دارند و نه وابسته به میدان مغناطیسی زمین، لذا کارایی آنها در فضاپیماهای مدار کم ارتفاع تا فضاپیماهای مدارهای ژئو است. رفتار غیرخطی و نیازمندی به تلفیق‌گر از جمله اشکالات استفاده از تراسترهاست [۱۷و۱۸].

ساختار تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس در شکل ۱ ترسیم شده است. این تلفیق‌گر از یک فیلتر با ثابت زمانی T_f و بهره K و یک بلوک اشمیت‌تریگر با مقدار آستانه روشن شدن U_{on} ، آستانه خاموش شدن U_{off} ، سیگنال ورودی به بلوک اشمیت‌تریگر U و سطح خروجی U_m ، مقدار سیگنال خروجی قبلی تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس Y_{old} و یک فیدبک واحد منفی تشکیل شده است. سیگنال ورودی In پس از مقایسه با سیگنال خروجی تلفیق‌گر Y وارد فیلتر (دینامیک مرتبه اول) شده و نهایتاً به بلوک غیرخطی و حافظه‌دار اشمیت‌تریگر وارد می‌شود. به دلیل بلوک اشمیت‌تریگر این تلفیق‌گر رفتار غیرخطی داشته و δ پارامتر تنظیمی دارد. چنانچه به جای فیلتر یک انتگرال‌گیر ($1/s$) قرار گیرد، تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی خواهد بود. در صورتی که توان انتگرال‌گیر بصورت کسری باشد δ^k ، تلفیق‌گر F-IPWPF خواهد بود.

در شکل ۲ مدار کنترل وضعیت تک‌محوره یک فضاپیما صلب با مدل عملگر ایده‌آل و کنترل‌گر تناسبی-مشتقی و تلفیق‌گر F-IP-WPF نمایش داده شده است. در این شکل سیگنال کنترلی از کنترل‌گر P-D (بهره مشتقی کنترل‌گر در مسیر فیدبک قرار دارد) وارد تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری شده و

و فرکانس پالس انتگرالی وابستگی زیادی به انتگرال‌گیر دارد، چنانچه مرتبه انتگرال‌گیری تغییر کند معیارهای عملکرد و رفتار تلفیق‌گر نیز تغییر می‌کند.

مطالعه عملکرد کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیق‌گر IPWPF و با استفاده از حسابان کسری به منظور رسیدن به رفتار مناسب‌تر می‌تواند نتایج جالبی در بر داشته باشد. لذا در این مقاله کنترل وضعیت فضاپیما با استفاده از تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری بررسی شده و نتایج با تلفیق‌گر مرتبه صحیح مقایسه می‌شود. نوآوری و تمرکز اصلی این مقاله در بکارگیری تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری در کنترل وضعیت فضاپیما و مطالعه رفتار این تلفیق‌گر و بررسی معیارهای عملکردی تعریف شده می‌باشد. در ادامه مقاله در بخش دوم مسئله کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس مرتبه کسری بررسی شده و معادلات مربوطه تشریح می‌شود. در بخش سوم حل عددی و شبیه‌سازی مسئله کنترلی، تعیین معیارهای عملکرد، بیان کارایی کنترلر با تلفیق‌گر مرتبه کسری و تشریح شرایط شبیه‌سازی انجام شده است. در بخش بحث و نتایج به ازای مقادیر مختلف توان کسری کنترل وضعیت فضاپیما مطالعه شده است. در این بخش، نتایج دو کنترل‌گر مرتبه صحیح و کنترل‌گر مرتبه کسری به ازای مفروضات مختلف، اغتشاشات، عدم قطعیت‌ها و معیارهای عملکرد مقایسه شده اند.

۲- کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری

زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت وظیفه پایدارسازی سرعت زاویه‌ای، نشانه‌روی^۱ فضاپیما، جهت‌دهی مناسب، و مانورهای حرکتی را بر عهده دارد. عموماً چرخ‌های عکس‌العملی^۲، تراسترها و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی^۳ برای کنترل و پایدارسازی وضعیت فضاپیماها به عنوان عملگر مورد استفاده قرار می‌گیرند. در مقایسه با سایر عملگرها، چرخ‌های عکس‌العملی با تولید گشتاور زاویه‌ای

^۱ Pointing

^۲ Reaction wheel

^۳ Magnetorquer

$$e = K_p (\theta_{ref} - \theta) - K_D \dot{\omega} \quad (۶)$$

که در آن θ_{ref} ورودی مرجع موقعیت زاویه‌ای، θ موقعیت زاویه‌ای فضاپیما، J ممان اینرسی ماهواره صلب، تابع F نمایانگر بلوک اشمیت‌تریگر است که خروجی آن به صورت $y = F(u, y_{old}, u_{off}, u_{on}, u_m)$ و تابعی از متغیرهای داخلی این بلوک است. مطالعه و بررسی دقیق‌تر رفتار تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس و بیان روابط ریاضی آن در مراجع [۲۰] و [۲۹] با جزئیات بیان شده است. دقت شود که به دلیل استفاده از بلوک اشمیت‌تریگر، سیستم کنترل غیرخطی بوده و نمی‌توان تحلیلی بر مبنای سیستم‌های خطی ارائه نمود. بهره‌های تناسبی و مشتقی کنترل‌کننده P-D به ترتیب با K_p و K_D نمایش داده شده است.

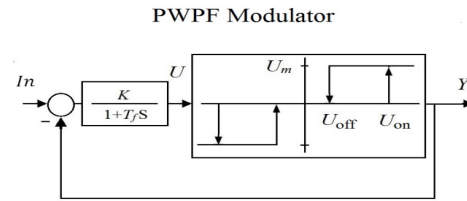
به دلیل غیرخطی بودن تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس، عملاً بررسی پایداری با روش‌های خطی امکانپذیر نبوده و در روش‌های غیرخطی نیز با پیچیدگی‌هایی همراه است. در اینجا برای بررسی پایداری چنانچه تلفیق‌گر مذکور با تقریب مناسب، ایده‌آل (واحد) لحاظ شود و فرض کنیم سیستم کنترل مرتبه صحیح است، آنگاه سیستم کنترل بصورت خطی بوده و تابع تبدیل معادل آن (نسبت زاویه خروجی به زاویه ورودی) بصورت مرتبه دوم به فرم زیر ساده خواهد شد.

$$\frac{\theta}{\theta_{ref}} = \frac{K_p}{J s^2 + K_D s + 1} \quad (۷)$$

که در این رابطه ممان اینرسی لزوماً مثبت است، بر حسب روش روث-هرویتس^۱، چنانچه ضرایب کنترلی نیز مثبت باشند پایداری به ازای شرایط مفروض اثبات می‌شود.

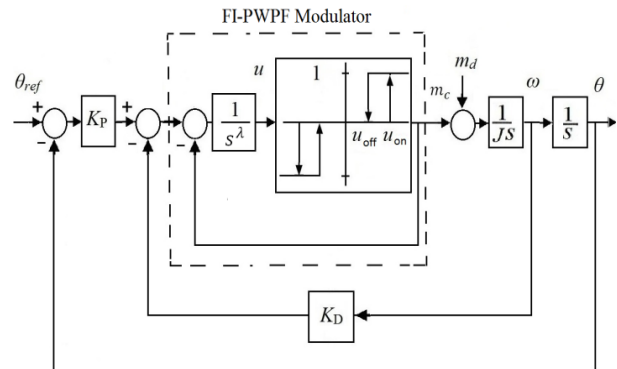
همانطور که در مقدمه هم ذکر شد، کنترل‌کننده‌های زیادی در کنترل وضعیت فضاپیما استفاده شده است. اما ساده‌ترین کنترل‌کننده لزوماً باید از نوع کنترل تناسبی-مشتقی باشد چراکه اگر کنترل‌کننده تناسبی به تنهایی استفاده شود، آن‌گاه قطب‌های بلوک دیاگرام کنترل تک‌محوره فضاپیما روی محور موهومی قرار

فرمان مدوله شده پالسی وارد عملگر ایده‌آل تراستر شده و تبدیل به گشتاور m_c می‌شود.



شکل ۱: تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس

در شکل ۲، دینامیک فضاپیما بصورت تک‌محوره و جسم صلب در نظر گرفته شده که گشتاور اعمال شده بر دینامیک فضاپیما، برآیند دو گشتاور کنترلی و گشتاور اغتشاشی است.



شکل ۲: کنترل وضعیت تک‌محوره فضاپیما با کنترل تناسبی-مشتقی و تلفیق‌گر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری

معادلات حالت سیستم مذکور با فرض مرتبه صحیح انتگرال‌گیر به صورت زیر و در دستگاه بدنی مطابق مرجع [۱] استخراج می‌شود:

$$\dot{\theta} = \omega \quad (۱)$$

$$m = m_c + m_d \quad (۲)$$

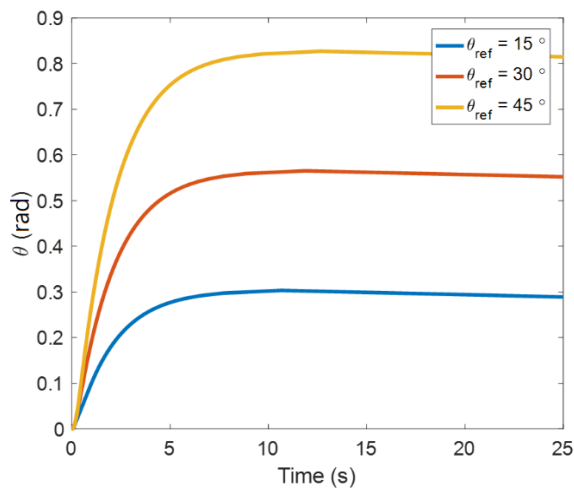
$$y = F(u, y_{old}, u_{off}, u_{on}, u_m) \quad (۳)$$

$$\dot{\omega} = \frac{m_c}{J} + \frac{m_d}{J} \quad (۴)$$

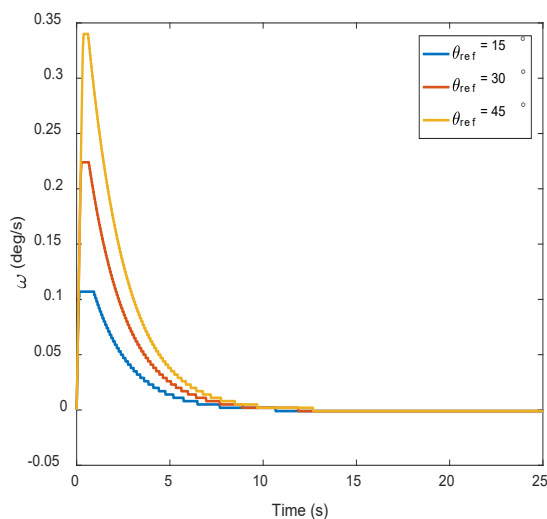
$$\text{If } \lambda = 1 \quad \dot{u} = e - y$$

$$\text{If } \lambda \neq 1 \quad \frac{d^\lambda u}{dt^\lambda} = e - y \quad (۵)$$

شبهه‌سازی کنترل وضعیت تک‌محوره فضاپیما بر اساس شکل ۲ و با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس مرتبه کسری و کنترلگر تناسبی-مشتقی انجام شده است. در شکل‌های ۳ و ۴ به ترتیب زاویه و سرعت زاویه‌ای فضاپیما به ازای سه زاویه مرجع ورودی ۱۵، ۳۰ و ۴۵ درجه ترسیم شده است. مطابق این دو شکل کنترلگر با دقت مناسبی توانسته زاویه مرجع ورودی را دنبال نماید.



شکل ۳: پاسخ پله سیستم کنترل وضعیت با تلفیقگر FI-PWPF و کنترل تناسبی-مشتقی



شکل ۴: سرعت زاویه‌ای سیستم کنترل وضعیت با تلفیقگر FI-PWPF و کنترل تناسبی-مشتقی

مطالعه رفتار و پاسخ سیستم کنترلی در زمان‌های بیشتر نیز مورد نظر بوده است لذا نمودار سرعت زاویه‌ای بر حسب زاویه به ازای زمان نهایی ۵۰۰ ثانیه در شکل ۵ ترسیم شده است. با توجه

می‌گیرد و سیستم کنترل پایدار نخواهد بود (با ایده‌آل فرض کردن تلفیقگر). لذا برای پایداری لازم است حداقل از کنترل تناسبی-مشتقی استفاده نمود. با توجه به اینکه در اینجا مقایسه رفتار بین دو تلفیقگر مرتبه صحیح و مرتبه کسری مورد نظر بوده است لذا از ساده‌ترین نوع کنترل‌کننده یعنی کنترل تناسبی-مشتقی استفاده شده است.

۳- حل عددی و شبهه‌سازی

حل عددی معادلات حالت با استفاده از روش عددی اوپلر و گام زمانی (h) 0.001 ثانیه در نرم‌افزار متلب انجام شده است. شرایط اولیه زاویه و سرعت زاویه‌ای صفر انتخاب شده و مقدار ممان اینرسی ۱ کیلوگرم بر مترمربع انتخاب شده است. بهره کنترل تناسبی و مشتقی به ترتیب ۱۰ و ۲۰ انتخاب شده است. شبهه‌سازی با مدت زمان نهایی (t_f) ۳۰ ثانیه انجام شده است. مقدار آستانه روشن و خاموش شدن بلوک اشمیت‌تریگر به ترتیب ۰/۰۵ و ۰/۰۲ انتخاب شده و سطح خروجی بلوک اشمیت‌تریگر ۱ انتخاب شده است. مبنای انتخاب اعداد مطالعاتی است که در مراجع [۲۰-۲۳] انجام شده است.

از طرفی انتگرال مرتبه کسری تعمیمی از انتگرال مرتبه صحیح هست. طبق تعریف انتگرال مرتبه کسری تابع $f(t)$ از مرتبه α در بازه a تا t را می‌توان از بازنویسی فرمول کوشی بر اساس تابع گاما به عنوان تعمیمی از تابع فاکتوریل به صورت زیر به دست آورد [۲۷].

$${}^{RL}I_a^\alpha f(t) @ \frac{1}{\Gamma(\alpha)} \int_a^t (t-\tau)^{\alpha-1} f(\tau) d\tau \quad (8)$$

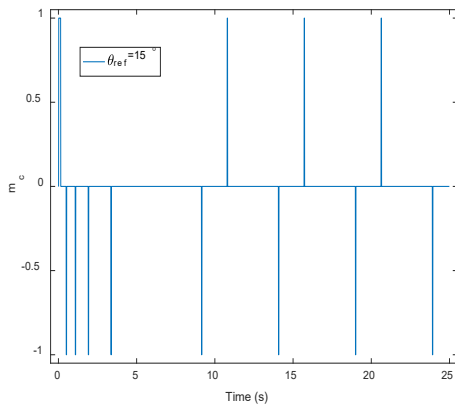
$$\alpha \in \mathbb{R}^+$$

که در آن نماد به معنی عملگر انتگرال کسری ریمان-لیوویل^۱ است. تابع از (کران پایین انتگرال) تا (کران بالای انتگرال) به ازای و مرتبه انتگرالگیری است. در اینجا با توجه به تعمیم مفهوم انتگرال، می‌توان انتگرال مرتبه کسری را در ساختار بلوک دیاگرام کنترلی در نظر گرفت [۲۷].

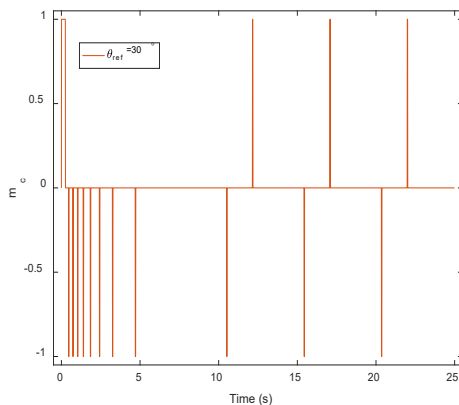
^۱ Riemann-Liouville

$$Err = \frac{1}{(t_f - t_0)} \int_{t_0}^{t_f} |\theta_{ref} - \theta| dt \quad (9)$$

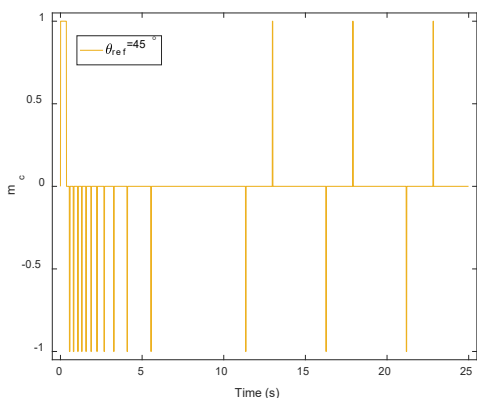
$$\Delta V = \frac{1}{(t_f - t_0)} \int_{t_0}^{t_f} m_c dt \quad (10)$$



الف - زاویه ورودی ۱۵ درجه



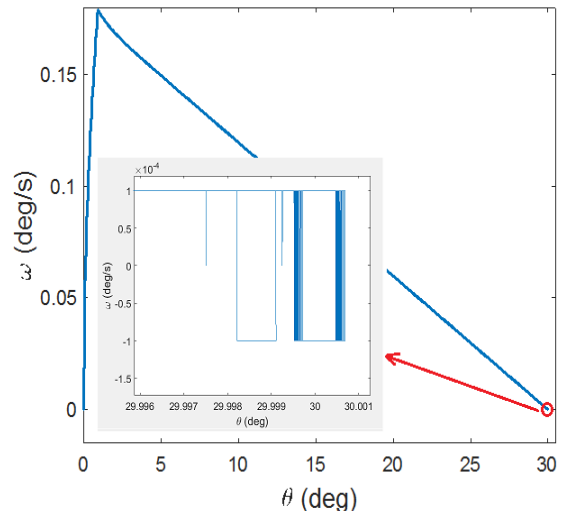
ب - زاویه ورودی ۳۰ درجه



ج - زاویه ورودی ۴۵ درجه

شکل ۶: گشتاور تولیدی کنترل وضعیت با تلفیقگر FI-PWPF و کنترل تناسبی-مشتقی

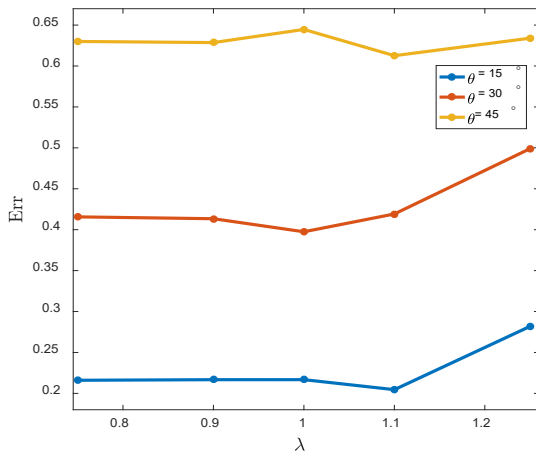
به غیرخطی بودن تلفیقگر مذکور، نمودار چرخه (شبه) حدی ایجاد شده است که در شکل ۵ بزرگنمایی و مشاهده می‌شود. از طرف دیگر دقت کنترلی در چرخه (شبه) حدی به خوبی ملاحظه می‌شود. قابل ذکر است که با تغییر توان انتگرال کسری، دقت کنترلی تغییر می‌نماید لذا دامنه و فرکانس چرخه نیز تحت تاثیر قرار گرفته و تغییر می‌نماید.



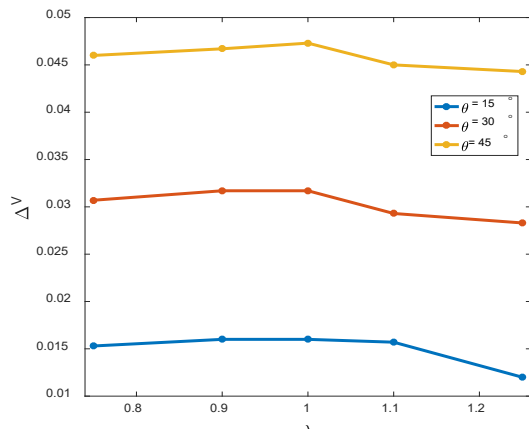
شکل ۵: چرخه (شبه) حدی کنترل وضعیت با تلفیقگر FI-PWPF و کنترل تناسبی-مشتقی

در ماموریت‌های یک فضاپیما، دقت کنترلی یکی از مهمترین شاخص‌ها بوده که معمولاً الزام اولیه به زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت اعمال می‌نماید لذا در اینجا به عنوان یک هدف در نظر گرفته شده است. از طرفی میزان فعالیت تراستر و مصرف سوخت از نظر بودجه جرمی و هزینه ای حائز اهمیت بوده و معمولاً در طراحی وسایل فضایی همراه با محدودیت است. لذا این دو متغیر نیز به عنوان هدف انتخاب شده اند.

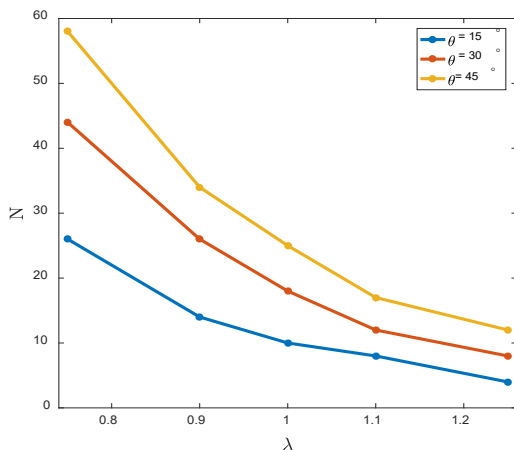
به منظور مطالعه رفتار کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری، مقدار میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت فضاپیما (Err) مطابق رابطه (۹) به عنوان معیار اصلی کنترلی و همچنین مقدار میانگین مصرف سوخت (ΔV) مطابق رابطه (۱۰) و فعالیت تراستر (N) نیز به عنوان دو معیار عملکرد دیگر مورد بررسی قرار گرفته است. توان انتگرال کسری بین ۰/۷۵ تا ۱/۲۵ تغییر داده شده است. بدیهی است به ازای $\lambda = 1$ تلفیقگر مرتبه صحیح خواهد بود.



شکل ۷: میانگین خطای نشانه‌روی وضعیت بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری به ازای سه زاویه ورودی مرجع



شکل ۸: میانگین مصرف سوخت بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری به ازای سه زاویه ورودی مرجع



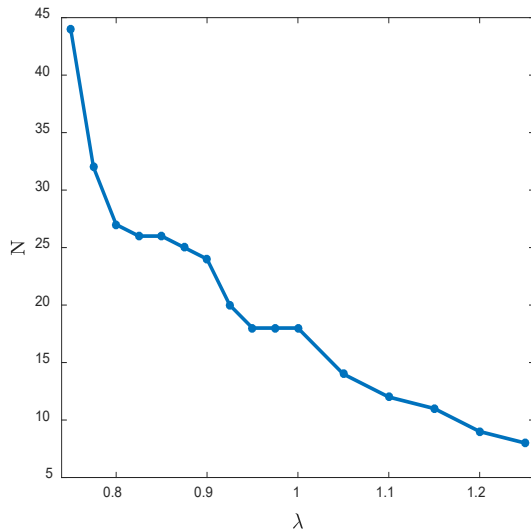
شکل ۹: فعالیت عملگر بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری به ازای سه زاویه ورودی مرجع

در شکل ۶ نمودار گشتاور تولیدی کنترل وضعیت ماهواره با تلفیگر پهنا و فرکانس پالس مرتبه کسری به ازای کنترل کننده تناسبی-مشتقی و به ازای سه زاویه مرجع ورودی ۱۵، ۳۰ و ۴۵ درجه ترسیم شده است.

۴- نتایج و بحث

مقدار میانگین مطلق خطای نشانه‌روی وضعیت فضاپیما (Err)، مقدار مصرف میانگین سوخت (ΔV) و فعالیت تراستر (N) بر حسب λ به ازای سه زاویه مرجع ۱۵، ۳۰ و ۴۵ درجه به ترتیب در شکل‌های ۷، ۸ و ۹ ترسیم شده است. رفتار در هر سه زاویه ورودی مرجع تقریباً یکسان است. به ازای $\lambda > 1$ مقدار Err افزایشی است. به ازای مقادیر $\lambda < 1$ تقریباً خطا مقدار ثابتی را دارد. به منظور بررسی دقیق‌تر، شکل ۱۰ با وضوح بالاتر و به ازای زاویه ورودی مرجع ۳۰ درجه ترسیم شده است. مطابق شکل ۸، حوالی $\lambda = 1$ بیشترین میزان مصرف سوخت اتفاق می‌افتد و با انحراف λ از مقدار واحد مصرف سوخت کاهش یافته است. در شکل ۱۱ با وضوح بالاتر میزان مصرف سوخت ترسیم شده است.

میزان فعالیت عملگر بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری در شکل ۹ به ازای سه زاویه ورودی مرجع ترسیم شده است. شکل ۹ به وضوح افزایش فعالیت تراستر را با کاهش تغییرات توان انتگرال کسری نشان می‌دهد. همچنین شکل ۱۲ فعالیت تراستر بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری را با فواصل کوتاه‌تر و وضوح بیشتر نشان داده است.

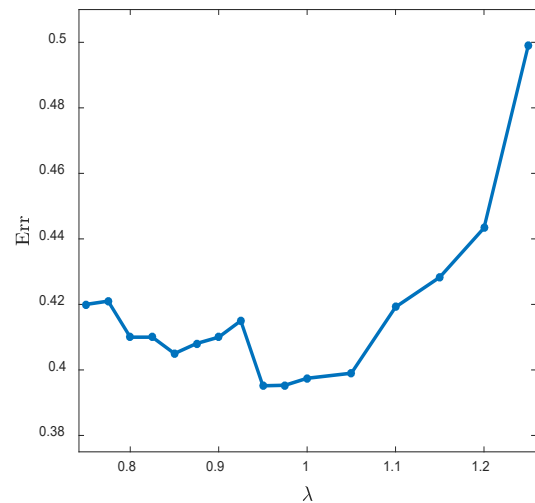


شکل ۱۲: فعالیت عملگر بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری تلفیقگر FI-PWPF

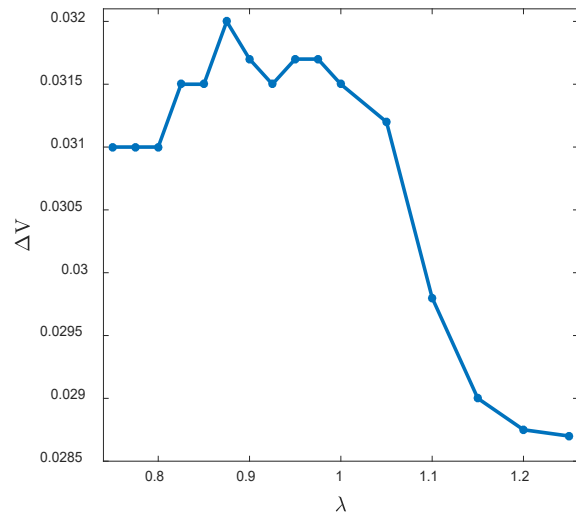
مطابق شکل ۱۳ به ازای اغتشاشات حوالی صفر، کمترین میزان خطا اتفاق می‌افتد و با افزایش مطلق دامنه اغتشاش خطای نشانه‌روی افزایش می‌یابد اما نکته مهم تغییرات کمتر خطای نشانه‌روی در λ های کوچک نسبت به λ های بزرگ است بطوری که تفاوت Err در $\lambda = 0.75$ و $\lambda = 1.25$ حدود ۲۵٪ است. قابل ذکر است که اغتشاشات خارجی از جنس گشتاور اغتشاشی در بازه $-0.5/0$ تا $+0.5/0$ نیوتن‌متر انتخاب شده و بصورت تابع پله به کنترل وضعیت فضاپیما اعمال شده است.

همچنین در دو شکل ۱۴ و ۱۵ میانگین مصرف سوخت و فعالیت عملگر بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی مطالعه شده است. مطابق پیش‌بینی در این دو شکل نیز با افزایش مطلق دامنه اغتشاشات مصرف سوخت و فعالیت تراستر افزایش یافته است. تغییرات مصرف سوخت بر حسب اغتشاش و به ازای λ ها تفاوت محسوسی ندارد اما در نمودار فعالیت تراستر با کاهش λ مقدار فعالیت عملگر بر حسب اغتشاش افزایش داشته است. نکته جالب توجه دیگر که به نوعی صحت‌گذاری نتایج را هم تایید می‌نماید، تقارن نسبی نمودارهای بدست آمده است.

اغتشاشات خارجی از جمله عوامل تضعیف دقت کنترلی در فضاپیماها هستند بطوریکه دقت کنترلی را در مودهای مختلف عملکردی فضاپیما تحت تأثیر قرار می‌دهند. در این بخش به منظور بررسی اثر اغتشاشات خارجی، رفتار سیستم کنترلی بر حسب تغییرات دامنه اغتشاش از مقدار $-0.5/0$ تا $+0.5/0$ نیوتن‌متر و به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری و با فرض زاویه ورودی مرجع 30° درجه بررسی شده است. در شکل ۱۲ میانگین خطای نشانه‌روی بر حسب دامنه اغتشاش ترسیم شده است.



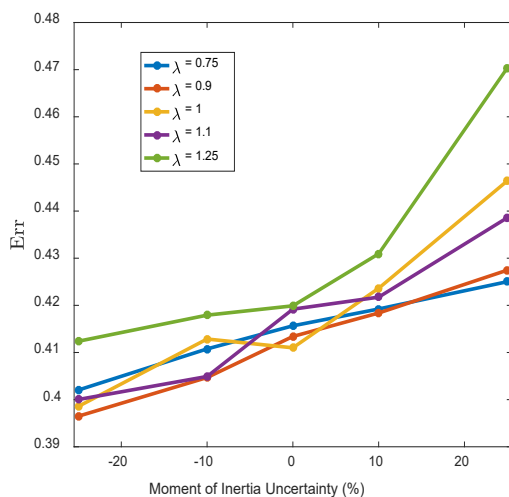
شکل ۱۰: میانگین خطای نشانه‌روی وضعیت بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری تلفیقگر FI-PWPF



شکل ۱۱: میانگین مصرف سوخت بر حسب تغییرات توان انتگرال کسری تلفیقگر FI-PWPF

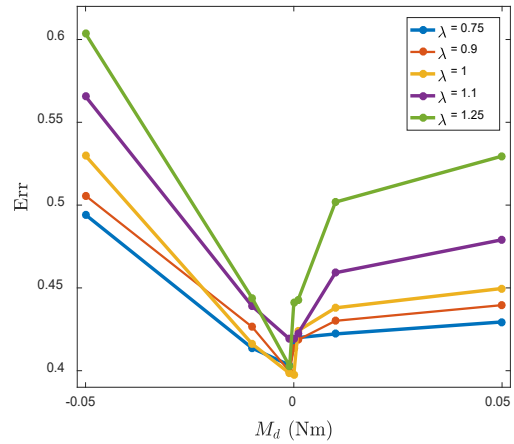
در فضاپیماها به دلیل مصرف سوخت، حرکت اجزای مکانیکی یا عوامل دیگر معمولاً ممان اینرسی تغییر می‌نماید بنابراین برای لحاظ کردن این تغییرات و بررسی رفتار کنترلر، معیارهای عملکرد بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی به ازای تغییر $\pm 2.5\%$ عملکرد ممان اینرسی در شکل‌های ۱۶ تا ۱۸ ترسیم شده است. در هر سه شکل با افزایش ممان اینرسی Err ، میانگین مصرف سوخت و فعالیت تراستر افزایش داشته است. با افزایش ممان اینرسی و به ازای λ های بزرگ‌تر مقدار Err افزایش بیشتری داشته است. شیب نمودار مصرف سوخت بر حسب ممان اینرسی تقریباً به ازای همه λ ها یکسان است و نهایتاً شیب نمودار افزایش فعالیت تراستر با افزایش ممان اینرسی به ازای λ های کوچک بیشتر شده است.

مطالعه رفتار سیستم کنترل وضعیت فضاپیما با تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری نشان می‌دهد که با استفاده از توان کسری می‌توان در محدوده‌هایی به بهبود عملکرد سیستم کنترلی رسید و دقت نشانه‌روی وضعیت را بهبود داد. بطور ویژه استفاده از این ساختار در مودهای دقیق کنترلی فضاپیما نظیر مودنشانه‌روی دقیق^۱ فضاپیما پیشنهاد می‌شود

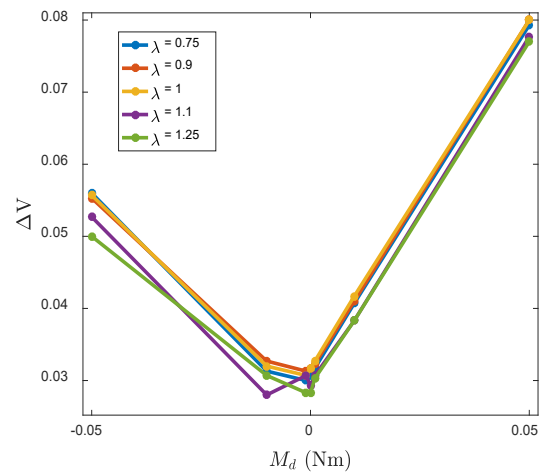


شکل ۱۶: میانگین خطای نشانه‌روی بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری

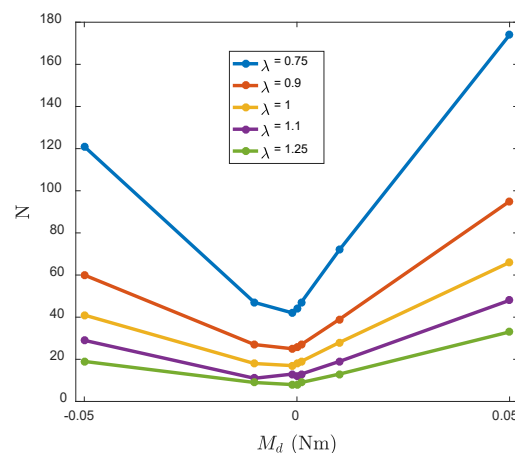
همچنین در مودهایی غیردقیق فضاپیما و مودهایی که کاهش مصرف انرژی مورد نظر هستند می‌توان با تنظیم توان کسری فعالیت عملگر یا مصرف سوخت را کاهش داد.



شکل ۱۳: میانگین خطای نشانه‌روی بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری



شکل ۱۴: میانگین مصرف سوخت بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری



شکل ۱۵: فعالیت عملگر بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری

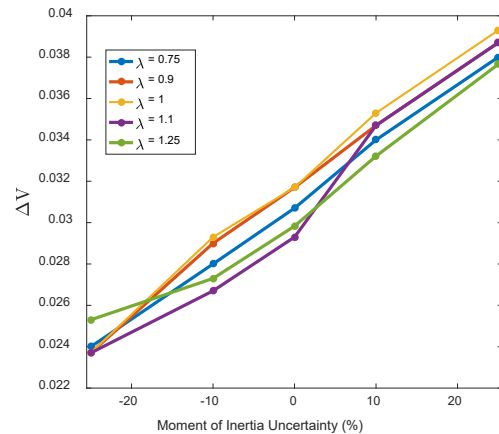
این ترکیب مزایایی دارد. همچنین تلفیقگر پیشنهادی با کنترلگر متداول تناسبی-مشتقی ترکیب شده، توان انتگرال گیر بصورت مرتبه کسری تغییر یافته است. برای ارزیابی صحیح نتایج میانگین مطلق خطای نشانه روی وضعیت فضاپیما، میانگین مصرف سوخت و فعالیت عملگر به عنوان سه شاخص اصلی در نظر گرفته شده است. کنترل وضعیت به ازای شرایط مفروض یکسان برای تلفیقگر مرتبه صحیح و مرتبه کسری انجام شده و نتایج مقایسه شده اند. میانگین مطلق خطا، میانگین مصرف سوخت و فعالیت تراستر بر حسب توان کسری انتگرال گیر مطالعه شده است. نتایج بدست آمده نشانگر افزایش نسبی میانگین خطای نشانه روی با افزایش توان کسری انتگرال گیر و کاهش نسبی مصرف سوخت با کاهش توان کسری است. همچنین کاهش فعالیت تراستر با افزایش توان کسری انتگرال گیر اتفاق افتاده است. بطور نمونه به ازای مانور ۳۰ درجه وضعیت فضاپیما و شرایط مفروض با کاهش توان کسری تلفیقگر حدود ۱۹ درصد میانگین خطا کاهش یافته، مصرف سوخت تقریباً ثابت بوده و فعالیت عملگر حدود ۴ برابر افزایش یافته است. علاوه بر این تاثیر عدم قطعیت ممان اینرسی فضاپیما و عدم قطعیت زاویه ورودی مرجع نیز مطالعه شده است. با افزایش ممان اینرسی فضاپیما، میانگین خطای نشانه روی، مقدار مصرف سوخت و فعالیت تراستر افزایش می یابد که به ازای تغییرات توان کسری میزان افزایش متفاوت است. ارزیابی معیارهای عملکرد بر حسب دامنه اغتشاشات خارجی نیز مطالعه شده که نتایج نشانگر کاهش نرخ خطا با کاهش توان انتگرال گیر کسری است. با مطالعه نتایج بدست آمده می توان نشان داد که عملکرد تلفیقگر پیشنهادی در بازه ای از توان های کسری مناسب تر است و استفاده از این تلفیقگر پیشنهادی به ویژه برای افزایش دقت نشانه روی مانور وضعیت فضاپیما ارجحیت دارد.

۶- فهرست علائم

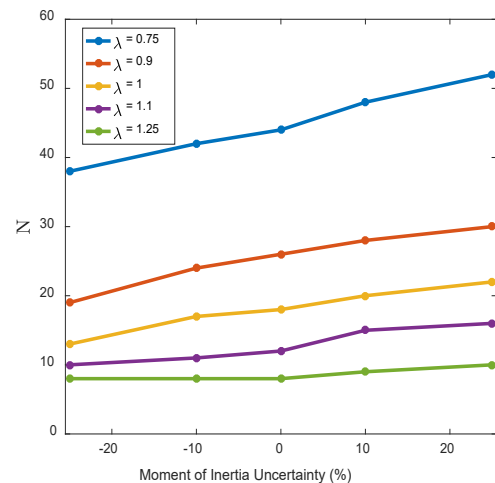
علائم انگلیسی

<i>Err</i>	میانگین مطلق خطای نشانه روی
<i>e</i>	سیگنال خطای نشانه روی
<i>In</i>	سیگنال ورودی به تلفیقگر
<i>J</i>	ممان اینرسی

این نکته قابل ذکر است که پیاده سازی سخت افزاری کنترلرهای مرتبه کسری بر روی تراشه ها و پردازنده ها، به دلیل حجم بالای پردازش هنوز به طور کامل محقق نشده است. لذا یکی از محدودیت ها در مسیر استفاده از این کنترلر ها، حجم بالای پردازش می باشد که به نظر با توسعه فناوری در محاسبات و پردازش در آینده این محدودیت کمتر شود.



شکل ۱۷: میانگین مصرف سوخت بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری



شکل ۱۸: فعالیت عملگر بر حسب عدم قطعیت ممان اینرسی به ازای مقادیر مختلف توان انتگرال کسری

۵- نتیجه گیری

در این مقاله تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس انتگرالی مرتبه کسری برای کنترل وضعیت فضاپیما با عملگر دو وضعیت روشن-خاموش توسعه یافته است. در تلفیقگر پهنا و فرکانس پالس، فیلتر مرتبه اول می تواند با یک انتگرال گیر جایگزین شود که

Systems Engineering, John Wiley and Sons Inc., 2011.

[7] R. Wertz, Spacecraft Attitude Determination and Control, Kluwer Academic Publisher, 1978.

[8] Navabi, M., and Rangraz, H., "Comparing Optimum Operation of Pulse Width-Pulse Frequency and PseudoRate Modulators in Spacecraft Attitude Control Subsystem Employing Thruster," Proceeding of 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, IEEE, 2013, pp. 625-630.

[9] Anthony, T. C. and Wie, B., "Pulse-Modulated Control Synthesis for a Flexible Spacecraft," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 13, No. 6, 1990, pp. 1014-1022.

[10] M.A. Johnson, M.H. Moradi, PID Control, New Identification and Design Methods, Springer, 2005.

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

[12] C. C. Yu, Autotuning of PID Controllers, A Relay Feedback Approach, 2nd Edition, Springer, 2006.

[13] Hu, Q. L., & Ma, G. F. (2007). Flexible spacecraft vibration suppression using PWPF modulated input component command and sliding mode control. Asian Journal of Control, 9(1), 20-29.

[14] Fazlyab, A., Ajorkar, A., & Kabganian, M. (2014). Design of an adaptive controller of a satellite using thruster actuator. International Journal of Computer Applications, 102(10), 6-12.

[15] Buck, N.V., "Minimum Vibration Maneuvers Using Input Shaping and Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Thruster Control," Naval Postgraduate School, Monterey, CA, 1996.

[16] Song, G., Buck, N.V. and Agrawal, B.N., "Spacecraft Vibration Reduction Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Input Shaper," Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 22, 1999, pp.433-440.

[17] Song, G. and Agrawal, B., "Vibration Suppression of Flexible Spacecraft During Attitude Control," Acta Astronautica, Vol. 49, No. 2, 2001, pp. 73-83.

[18] Krovel, T. D., Optimal Tuning of PWPF Modulator for Attitude Control, MS Thesis, Norwegian Un

[19] Jalali-Naini, S. H., "Normalizing the Single-Axis Spacecraft Attitude Control Equations with Pulse-Width

K_P بهره تناسبی

K_D بهره مشتقی

M_d اغتشاش خارجی

N دفعات روشن شدن تراستر

U سیگنال ورودی به اشمیت تریگر

U_{off} آستانه خاموش شدن

U_{on} آستانه روشن شدن

U_m سطح تراست

Y سیگنال خروجی تلفیقگر

h گام زمانی

علائم یونانی

θ زاویه فضاپیما

ω سرعت زاویه‌ای فضاپیما

n میانگین مصرف سوخت

\ddot{e} توان کسری انتگرال‌گیر

زیرنویس

ref مرجع ورودی

0 مقدار اولیه

۷-منابع و مراجع

[1] M. J. Sidi, Spacecraft Dynamics and Control, A Practical Engineering Approach, First Edition, Cambridge University Press, 1997.

[2] Webster, E. S., "Active Nutation Control for Spinning Solid Motor Upper Stage," McDonnell Douglas Astronautics Company, Presented in AIAA, 1985.

[3] Johnson, G. B., "Nutation Correction System For SpinStabilized Satellite," United States Patent, 1968.

[4] Lian, Y. and Tang, G., "Libration Point Orbit Rendezvous Using PWPF Modulated Terminal Sliding Mode Control," Advances in Space Research, Vol. 52, No. 12, 2013, pp. 2156-2167.

[5] Lebedev, D. V, and Tkachenco, A. I., "High-Precision Attitude Control of Remote Sensing Satellite," IFAC Automatic Control in Aerospace, Russia, 2004

[6] P. Fortescue, J. Stark, G. Swinerd, eds., Spacecraft

- [30] Moghadaszadeh S, Bohlouri V, Jalali-Naini SH (2016) Attitude control of a rigid satellite with pulse-width pulse-frequency modulation using observer-based modified PID controller. *Modares Mechanical Engineering*, 16(8):139-148. (in Persian).
- [20] Jalali-Naini, S. H. and Ahmadi Darani, Sh., "Preliminary Design of Spacecraft Attitude Control with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator for Rest-to-Rest Maneuver," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Iranian Aerospace Society, Vol. 11, No. 1, 2017, pp. 1-8.
- [21] Jalali-Naini, S. H. and Bohlouri, V., "Quasi-Normalized Static and Dynamic Analysis of Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator in Presence of Input Noise," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 12, 2016, pp. 455-466 (in Persian).
- [22] Jalali-Naini S. H. and Bohlouri, V., "Quasi-Normalized Analysis of Satellite Stabilization with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator in Presence of Input Noise," *Modares Engineering*, Vol. 18, No. 01, 2018, pp. 165-176 (in Persian).
- [23] Jalali-Naini, S. H., "Static Analysis of Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator Based on Analytical and Numerical Solutions," *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, No. 1, 2018, pp. 13-29 (in Persian).
- [24] Jalali-Naini, S. H., Omid Omid Hemmat, A Modification to Integral Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator, *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 14, No. 1, 2021, pp. 46-55 (in Persian).
- [25] Abdulwahhab, O. W., & Abbas, N. H. (2020). Survey Study of Fractional Order Controllers. *Journal of Engineering*, 26(4), 188-201.
- [26] Xinsheng, W., & Huaqiang, Z. (2015, July). Fractional order controller for satellite attitude control system with PWWF modulator. In 2015 34th Chinese Control Conference (CCC) (pp. 5758-5763). IEEE.
- [27] Mainardi, F. (2012). An historical perspective on fractional calculus in linear viscoelasticity. *Fractional Calculus and Applied Analysis*, 15(4), 712-717.
- [28] Bohlouri, V., Jalali-Naini, S.H., Application of reliability-based robust optimization in spacecraft attitude control with PWWF modulator under uncertainties. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 41, No. 10, pp.1-15, ۲۰۱۹.
- [29] Bohlouri, V., Ebrahimi, M., & Naini, S. H. J. (2017, May). Robust optimization of satellite attitude control system with on-off thruster under uncertainty. In 2017 International Conference on Mechanical, System and Control Engineering (ICMSC) (pp. 328-332). IEEE.