

# تأثیر مرتبه تابع تبدیل عملگر تراستر در کنترل وضعیت ماهواره

سیدحمید جلالی نائینی<sup>۱</sup> و ناصر خلیلی<sup>۲</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه تربیت مدرس

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۶/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۲/۱۲/۷)

## چکیده

در این مقاله، تأثیر مرتبه تابع تبدیل عملگر تراستر در کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره صلب با استفاده از دو تراستر مختلف‌الجهت بررسی می‌شود. دینامیک تراستر با یک تأخیر زمانی خالص به همراه یک تابع تبدیل از مرتبه دلخواه با قطب‌های یکسان مدل شده است. برای این منظور، کنترلگرهای بنگ‌بنگ، اشمیت تریگر و مدولاتور پهنا و فرکانس پالس استفاده شده است. مرتبه تابع تبدیل با توجه به پروفیل‌های تجربی موجود برای چند نوع تراستر، انتخاب شده است. با توجه به نمودارهای تجربی، بطور معمول مرتبه دینامیک کمتر از دو توصیه نمی‌شود. به علاوه، نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که تغییر مرتبه تابع تبدیل تراستر روشی مناسب برای اعمال عدم قطعیت در طراحی کنترل وضعیت و همچنین آنالیز حساسیت نسبت به مرتبه تابع تبدیل می‌باشد.

**واژه‌های کلیدی:** دینامیک تراستر، کنترلگر بنگ‌بنگ، اشمیت تریگر، مدولاسیون پهنا و فرکانس پالس

## Effect of Transfer Function Order of Thruster Actuators on Satellite Attitude Control

S.H. Jalali Naini and N. Khalili

Faculty of Mechanical Engineering

Tarbiat Modares University

(Received: 16/September/2013; Accepted: 26/February/2014)

### ABSTRACT

In this paper, effect of order of the thruster transfer function is investigated for a single-axis attitude control of a rigid satellite using two sets of opposing thrusters. The thruster dynamics is modeled by a pure delay in series with an arbitrary-order transfer function (TF) consisting of similar first-order lags. For this purpose, bang-bang controllers, bang-bang with dead zone, Schmitt-trigger and PWPF modulator are used in the analysis. The thruster dynamics order is selected using existing empirical thruster profiles. Considering the empirical profiles, usually a TF's order lower than 2 is not recommended. Simulation results show that the TF's order may be considered as an uncertainty applied to the attitude control problem and its sensitivity analysis.

**Keywords:** Thruster Dynamics, Bang-Bang Controller, Schmitt-Trigger, Pulse Width-Pulse Frequency Modulation

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): shjalalinaini@modares.ac.ir

۲- کارشناسی ارشد: nkhalili.kh@gmail.com

## ۱- مقدمه

وظیفه سامانه کنترل وضعیت ماهواره، پایداری و کنترل زاویه و سرعت دوران ماهواره است. برای این منظور و برحسب دقت، کاربرد و میزان گشتاور مورد نیاز از عملگرهای متعددی استفاده می‌شود [۵-۱]. عملگرهای تراستر یکی از پرکاربردترین عملگرها برای کنترل وضعیت ماهواره است. عملکرد این تراسترها به صورت خاموش/ روشن است.

ساده‌ترین نوع کنترل با تراستر، کنترل بنگ‌بنگ است. ساختار کلی کنترلگرهای بنگ‌بنگ، بنگ‌بنگ با ناحیه مرده و همچنین اشمیت‌تریگر (بنگ‌بنگ با ناحیه مرده با هیستریزس) و معایب و مزایای آنها در مراجع [۹-۶] آمده است. کنترلگرهای اشمیت‌تریگر و مدولاتورهای پالس، دو روش کاربردی برای کنترل وضعیت توسط عملگرهای تراستر به شمار می‌آید [۹ و ۱۰]. در این میان، مدولاتورهای پالس به علت مزیتشان در کاهش مصرف سوخت، دقت نشانه‌روی خوب و سیکل کاری تقریباً خطی استفاده بیشتری دارند [۹]. دو روش متداول مدولاتورهای پالس، مدولاتور پهنای پالس فرکانس پالس<sup>۱</sup> و مدولاتور پهنای پالس<sup>۲</sup> می‌باشد [۱۱-۱۸].

در طراحی و بررسی عملکرد کنترل وضعیت ماهواره، مدل‌سازی دقیق‌تر اجزای آن (از جمله مدل‌سازی عملگر) از اهمیت خاصی برخوردار است. رفتار ایده‌آل برای خروجی یک تراستر به صورت صفر (برای وضعیت خاموش) یا یک مقدار ثابت (برای وضعیت روشن) است؛ اما رفتار واقعی یک تراستر متفاوت از حالت ایده‌آل آن است. در اکثر مراجع منتشر شده، از مدل ایده‌آل یا یک تأخیر زمانی خالص<sup>۳</sup> برای مدل‌سازی عملگر تراستر استفاده شده است. به‌عنوان نمونه، دینامیک تراستر ایده‌آل در مراجع [۹-۷] با استفاده از کنترلگرهای بنگ‌بنگ برای بررسی کنترل وضعیت ماهواره به کار رفته است. همچنین مراجع [۱۱ و ۱۲] به ترتیب از مدولاتور PWPF برای ماهواره صلب و الاستیک و مراجع [۱۶ و ۱۷] از کنترلگر PWM با فرض تراستر ایده‌آل استفاده کرده‌اند. مدل تأخیر زمانی خالص در مراجع [۱۹ و ۲۰] به کار رفته است. مرجع [۱۹] به منظور بررسی مدولاتور PWPF از فن تابع توصیف‌کننده و مدل تأخیر زمانی خالص برای تراستر استفاده کرده است. همچنین مرجع [۲۰] از روش صفحه‌فازی به بررسی چرخه حدی سامانه کنترل وضعیت با استفاده از کنترلگر PWM و تراستر با مدل تأخیر زمانی خالص پرداخته است.

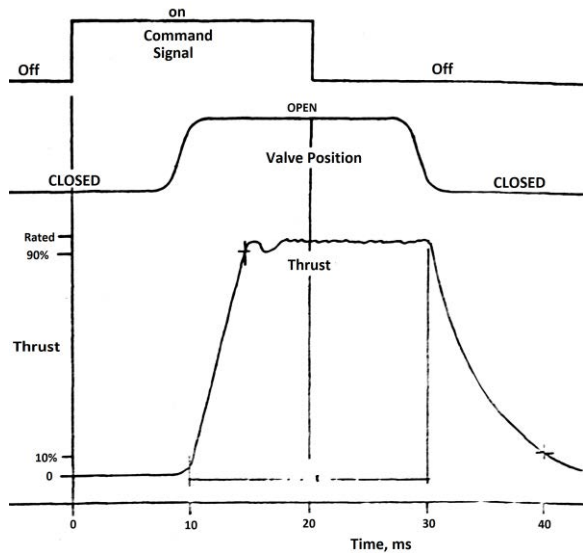
در مرجع [۲۱]، دو نوع پروفیل تقریبی نمایی و دوزنقه‌ای برای نیروی تراستر معرفی شده است. در این مرجع که در سال ۱۹۷۸ چاپ شده است، ذکر شده که در مرکز فضایی گودارد آمریکا، پروفیل دوزنقه‌ای به‌عنوان رایج‌ترین مدل پروفیل نیروی تراسترهای گاز سرد به کار گرفته شده است. به‌طور نمونه، پروفیل تجربی نیروی سه تراستر مختلف در مراجع [۱، ۲۲ و ۲۳] آمده است. پروفیل نشان داده شده در مرجع [۱] برای تراستر با پیشراننده مایع از نوع Bipropellant، پروفیل مرجع [۲۲] مربوط به تراستر با پیشراننده مایع از نوع Monopropellant هیدرازینی و پروفیل مرجع [۲۳] برای تراستر گاز سرد برای کنترل وضعیت یک ماهواره بر است. مرجع [۲۴] نیز مقدار تأخیر خالص تراسترهای کنترل وضعیت را به‌طور تجربی به دست آورده است.

روش دیگر در مدل‌سازی تراستر استفاده از توابع تبدیل مرتبه اول و دوم (با و بدون تأخیر زمانی خالص) است. مرجع [۲۵] از مدل دینامیک مرتبه اول همراه با تأخیر زمانی خالص برای عملگر تراستر در مدار کنترلی PWM استفاده کرده است. این مرجع نشان داده است که دینامیک تراستر منجر به هموار شدن حرکت پرش‌های سریع و ناخواسته در کنترل وضعیت ماهواره صلب با استفاده از کنترلگر PWM می‌شود. مدل دینامیک مرتبه دوم (با دو ثابت زمانی متفاوت) برای عملگر تراستر در مدار کنترلی PWM در مرجع [۲۶] به کار رفته و نتایج آن با روش کنترلی LQR مقایسه شده است. به نقل از نویسنده مرجع مذکور، دینامیک تراستر در نظر گرفته شده در این مرجع، فقط یک مثال بوده و برگرفته از پروفیل تجربی یا مرجع خاصی نمی‌باشد. در مراجع [۲۷ و ۲۸] دینامیک‌های مرتبه اول و دوم (با دو قطب یکسان) برای مدل تراستر در نظر گرفته شده و با هم مقایسه شده است. البته با توجه به اینکه ثابت زمانی معادل سامانه مرتبه دوم برابر سامانه مرتبه اول منظور نشده است، مقایسه صحیحی حاصل نمی‌شود.

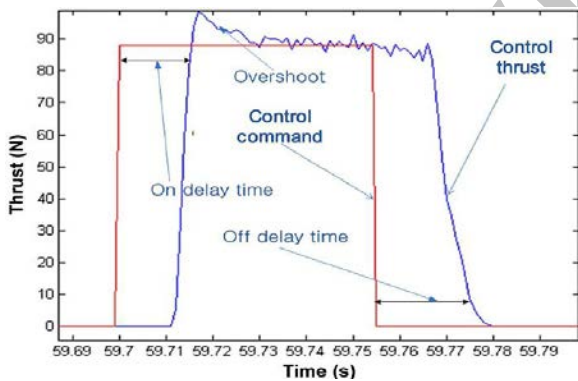
در تحقیق حاضر، تأثیر مرتبه تابع تبدیل عملگر تراستر در کنترل وضعیت ماهواره صلب بررسی می‌شود. برای این منظور، کنترلگرهای بنگ‌بنگ، اشمیت‌تریگر و مدولاتور PWPF استفاده شده است. برای مدل‌سازی تراستر از تأخیر زمانی خالص به همراه یک تابع تبدیل مرتبه دلخواه با قطب‌های تکراری استفاده شده و تغییرات مصرف سوخت، زمان نهایی و فرکانس چرخه حدی مطالعه می‌شود. لازم به ذکر است که تابع تبدیل عملگر تراستر به‌گونه‌ای انتخاب شده است که با تغییر مرتبه آن، تقریب ثابت زمانی معادل آن یکسان شود.

1 - PWPF  
2 - PWM  
3 - Delay

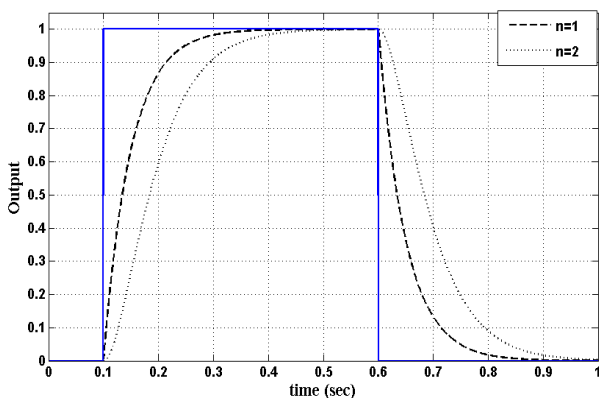
مقایسه با مدل مرتبه اول با همان قطب استفاده شده است. در این صورت تقریب تأخیر زمانی معادل برای مدل مرتبه دوم،  $2T$  می‌شود. بنابراین، مقایسه صحیحی (برای زمان برخاست و نشست) به دست نمی‌دهد. این موضوع در شکل ۴ قابل مشاهده است.



شکل (۲): دستور روشن/خاموش و پروفیل تجربی تراستر [۲۲].

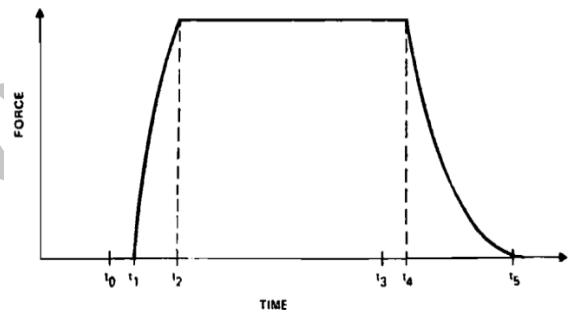


شکل (۳): پروفیل تجربی تراستر [۲۳].

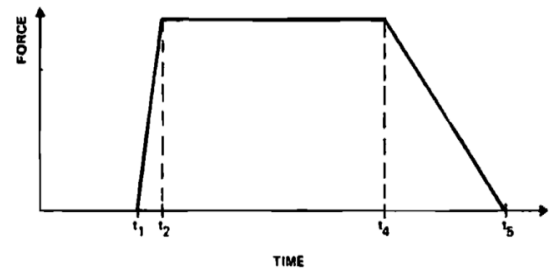


## ۲- مدل سازی دینامیک تراستر

استفاده از مدل‌های ساده برای عملگر تراستر در کنترل وضعیت ماهواره می‌تواند سبب بروز خطا در پیش‌بینی رفتار سامانه کنترل وضعیت ماهواره شود. همان‌گونه که ذکر شد، رفتار ایده‌آل برای خروجی یک تراستر به صورت صفر (برای وضعیت خاموش) یا یک مقدار ثابت (برای وضعیت روشن) است، اما پروفیل واقعی نیروی تراستر متفاوت از حالت ایده‌آل می‌باشد. در عملگرهای تراستر از لحظه صدور فرمان توسط کنترلگر تا لحظه روشن شدن تراستر، یک تأخیر زمانی خالص وجود دارد. بنابراین، ساده‌ترین مدل برای دینامیک تراستر (بعد از دینامیک ایده‌آل) استفاده از یک تأخیر زمانی خالص است. پروفیل‌های تقریبی نمایی و دوزنقه‌ای نیز در مدل سازی نیروی خروجی حاصل از تراستر به کار می‌رود. در شکل ۱، دو پروفیل نمایی و دوزنقه‌ای معرفی شده در مرجع [۲۱] نمایش داده شده است.



الف) پروفیل نمایی

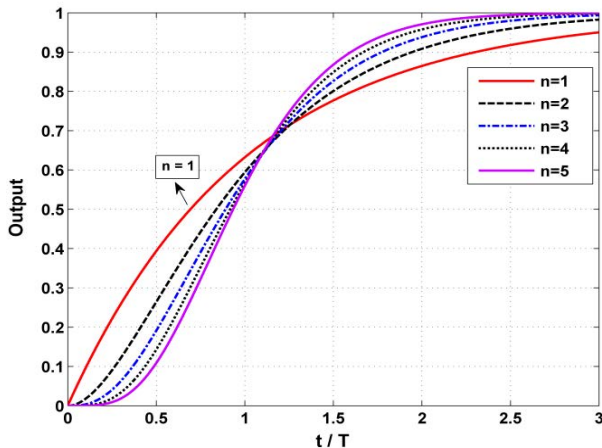


ب) پروفیل دوزنقه‌ای

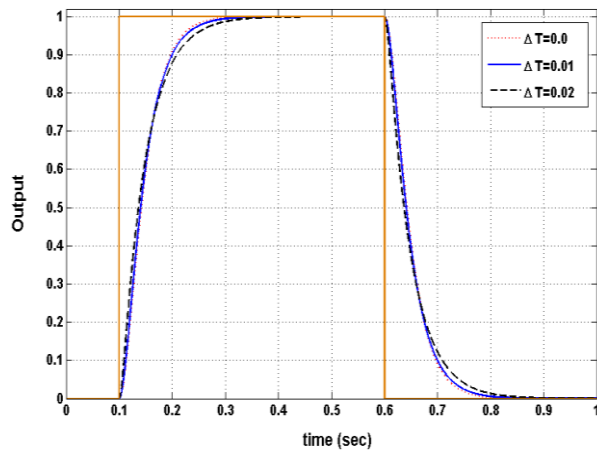
شکل (۱): مدل نمایی و دوزنقه‌ای برای پروفیل تراستر [۲۱].

در شکل‌های ۲ و ۳ به ترتیب پروفیل تجربی تراستر از مراجع [۲۲ و ۲۳] آورده شده است. با توجه به شکل پروفیل حاصل از آزمون تجربی تراستر، می‌توان منحنی‌های مختلفی بر روی آن برازش کرد. همچنین این کار را می‌توان با انتخاب تابع تبدیل مناسب انجام داد. البته در منابع اشاره شده، توابع تبدیل‌های مرتبه اول و دوم از روش برازش منحنی استخراج نشده‌است. در مرجع [۲۸] از مدل مرتبه دوم با قطب‌های یکسان  $-1/T$  در

همچنین با افزایش مرتبه تابع تبدیل، نمودارها سریع‌تر به حالت ماندگار خود می‌رسند. این روند به‌گونه‌ای پیش می‌رود



شکل (۵): پاسخ تابع تبدیل  $1/(1+T_n s)^n$  به ازای ورودی پله واحد.



شکل (۶): پاسخ تابع تبدیل  $1/(1+T_1 s)(1+T_2 s)$  به ازای ورودی پله واحد ( $T = 0.05$  و  $T_{1,2} = T/2 \pm \Delta T$ ).

که با افزایش  $n$ ، پاسخ سامانه به سمت پاسخ پله‌ای شکل با تأخیر زمانی (برابر  $T$ ) میل می‌کند. شکل ۶، حالتی را نشان می‌دهد که در آن قطب‌های تابع تبدیل مرتبه دوم  $1/(1+T_1 s)(1+T_2 s)$  غیریکسان است، ولی تقریباً تأخیر زمانی معادل  $T_{eq}$ ، برابر  $T$  است ( $T_{1,2} = T/2 \pm \Delta T$ ). همان‌طور که از شکل ۶ مشاهده می‌شود، برای تقریب پروفیل تراستر استفاده از قطب‌های غیریکسان (مشروط به یکسان بودن تأخیر زمانی معادل) برای مقادیر مفروض، نتایج تقریباً مشابهی با مدل‌سازی قطب‌های یکسان دارد. بنابراین، انتخاب قطب‌های یکسان سبب تعداد پارامترهای کمتر در مطالعه پارامتری تابع تبدیل با مرتبه دلخواه خواهد شد. مقایسه سه حالت مذکور در شکل ۷ نشان می‌دهد که پاسخ به ازای تابع تبدیل مورد استفاده در این

شکل (۴): پاسخ تابع تبدیل  $1/(1+Ts)^n$  به ازای ورودی پله واحد با تأخیر  $0.1$  ثانیه ( $T = 0.05$ ) [۲۸].

اما در صورتی که تابع تبدیل مرتبه دوم به صورت  $1/(1+Ts/2)^2$  انتخاب شود، تقریب ثابت زمانی معادل برابر  $T$  خواهد شد. در تعمیم این مدل برای مرتبه‌های بالاتر می‌توان تابع تبدیل تراستر را به صورت:

$$\frac{\text{out}}{\text{in}}(s) = 1/(1+Ts/n)^n \quad (1)$$

انتخاب نمود تا ثابت زمانی معادل تغییر نکند. به عبارت دیگر، تقریب تأخیر زمانی معادل تابع تبدیل مرتبه  $n$  نشان داده شده، برابر  $n(T/n)$  (مستقل از مقدار  $n$ ) می‌شود. جدول ۱ پاسخ تابع تبدیل مذکور را به ازای پله واحد در نقاط  $t = T, 2T, 3T$  نشان می‌دهد.

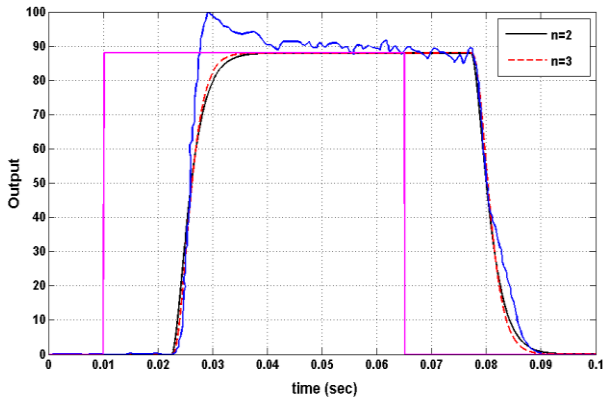
جدول (۱): پاسخ تابع تبدیل رابطه (۱) به پله واحد.

مرتبه	مقدار پاسخ تابع تبدیل		
	$t = T$	$t = 2T$	$t = 3T$
۱	۰/۶۳۲	۰/۸۶۴	۰/۹۵۰
۲	۰/۵۹۴	۰/۹۰۸	۰/۹۸۲
۳	۰/۵۷۶	۰/۹۳۸	۰/۹۹۴
۴	۰/۵۶۶	۰/۹۵۷	۰/۹۹۷
۵	۰/۵۵۹	۰/۹۷۰	۰/۹۹۹
۱۰	۰/۵۴۲	۰/۹۹۵	۰/۹۹۹
۵۰	۰/۵۱۸	۰/۹۹۹	۰/۹۹۹
۱۰۰	۰/۵۱۳	۰/۹۹۹	۰/۹۹۹
۱۵۰	۰/۵۱۱	۰/۹۹۹	۰/۹۹۹

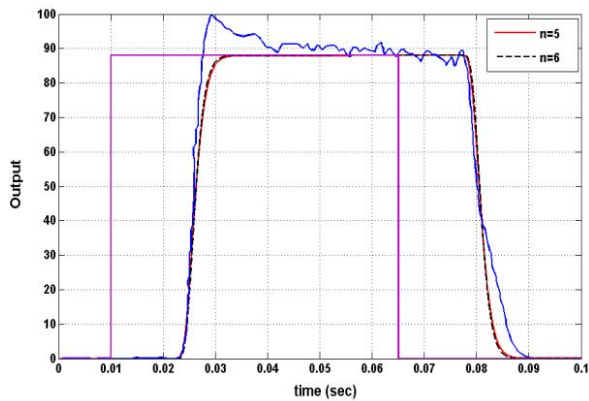
البته همان‌طور که از جدول ۱ مشاهده می‌شود، دقت استفاده از رابطه تقریبی تأخیر زمانی معادل (تأخیر زمانی معادل برابر است با مجموع تأخیر زمانی‌های مرتبه اول) مشخص می‌شود. پاسخ تابع تبدیل مذکور به پله واحد با استفاده از جدول مرجع [۲۹] به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$f(t) = L^{-1} \left[ \left( s \left( 1 + \frac{Ts}{n} \right)^n \right)^{-1} \right] = 1 - e^{-\lambda} \sum_{j=0}^{n-1} \frac{\lambda^j}{j!} \quad (2)$$

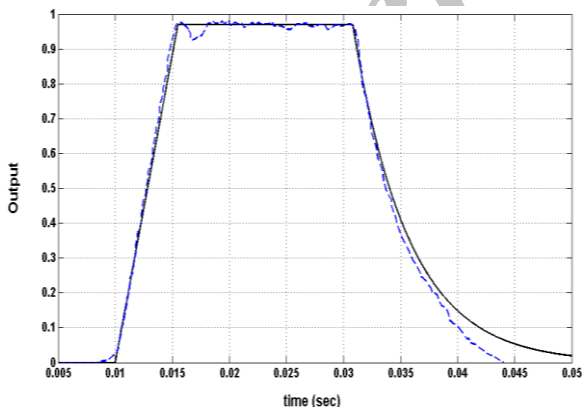
که در آن،  $\lambda = nt/T$  و  $L^{-1}$  نمایانگر عملگر معکوس لاپلاس است. در شکل ۵، اثر مرتبه تابع تبدیل  $1/(1+T_n s)^n$  در پاسخ به ورودی پله نمایش داده شده است ( $n = 1, 2, \dots, 5$ ). همان‌طور که مشاهده می‌شود به ازای  $n = 2, 3, 4, 5$  نمودارها در زمان  $t = T$  به‌طور تقریبی از یک نقطه عبور می‌کنند.



شکل (۱۰): مقایسه پاسخ تابع تبدیل مرتبه دوم و سوم  
با پروفیل  $(T = 4 \text{ msec}$  و  $\tau = 12.5 \text{ msec}$ )  
تجربی نیروی تراستر در مرجع [۲۳].



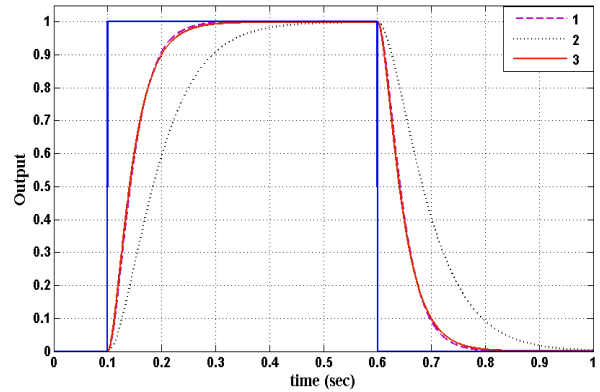
شکل (۱۱): مقایسه پاسخ تابع تبدیل مرتبه پنجم و ششم  
با پروفیل تجربی  $(T = 4 \text{ msec}$  و  $\tau = 12.5 \text{ msec}$ )  
نیروی تراستر در مرجع [۲۴].



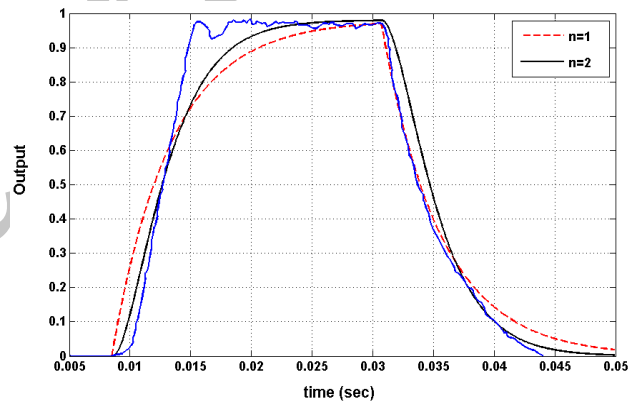
شکل (۱۲): مقایسه پروفیل پیشنهادی با پروفیل تجربی مرجع  
 $(T = 5 \text{ msec}$  و  $\tau = 8.5 \text{ msec}$ ) [۲۲].

با توجه به این شکل‌ها، به‌طور تقریبی می‌توان گفت که برای قسمت صعودی تراستر مرجع [۲۲]، تابع تبدیل مرتبه ۳-۵ و برای قسمت نزولی آن، تابع تبدیل مرتبه اول و دوم تطابق خوبی با مدل تجربی دارد. همچنین برای تراستر

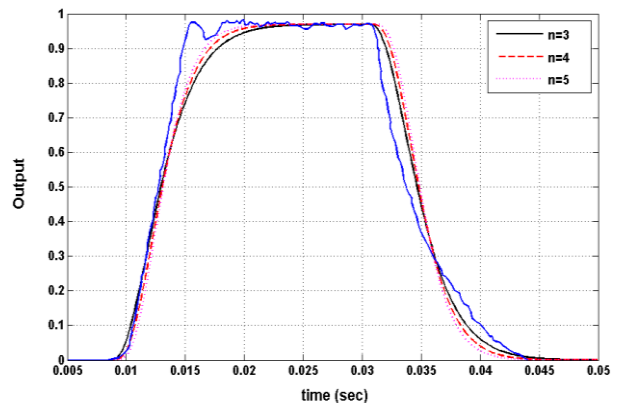
تحقیق و دینامیک با قطب‌های غیریکسان، تقریباً مشابه است، ولی پاسخ مدل مرجع [۲۸] تفاوت زیادی با دو حالت نخست دارد. در شکل‌های ۸ تا ۱۲، پاسخ دینامیک‌های مرتبه مختلف از رابطه (۱) با پروفیل‌های تجربی مقایسه شده‌است.



شکل (۷): مقایسه پاسخ تابع تبدیل عملگر برای سه حالت  
مختلف: (۱)  $T_1 = T_2 = T/2$  (۲)  $T_1 = T_2 = T$   
(۳)  $T_{1,2} = T/2 \pm 0.01$  ( $T = 0.05$ )



شکل (۸): مقایسه پاسخ تابع تبدیل مرتبه اول و دوم  
با پروفیل تجربی نیروی تراستر در مرجع [۲۲].  
 $(T = 5 \text{ msec}$  و  $\tau = 8.5 \text{ msec}$ )



شکل (۹): مقایسه پاسخ تابع تبدیل مرتبه سوم تا پنجم  
با پروفیل تجربی نیروی تراستر در مرجع [۲۲].  
 $(T = 5 \text{ msec}$  و  $\tau = 8.5 \text{ msec}$ )

سیگنال سرعت زاویه‌ای،  $\omega$  سرعت زاویه‌ای و  $u = 0, \pm 1$  دستور کنترلی است که از کنترل‌گر صادر می‌شود. معادله حرکت تک‌محوره یک ماهواره صلب به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\ddot{\theta} = \hat{M} = M / I \quad (۴)$$

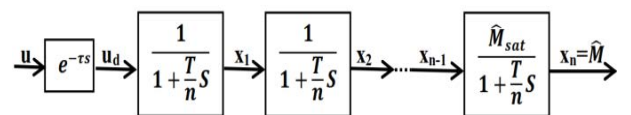
که در آن،  $M$  گشتاور ناشی از تراستر و  $I$  ممان اینرسی ماهواره است. در اینجا فرض می‌شود که گشتاور اعمالی تنها ناشی از اثر تراستر است. دو معادله فضای حالت مربوط به دینامیک ماهواره صلب همراه با  $2n$  معادله فضای حالت مربوط به مدل‌سازی دینامیک تراستر، جمعاً  $2n + 2$  معادله رسته یک برای حل مسئله کنترل وضعیت را تشکیل می‌دهد.

کنترل‌گر غیرخطی بنگ‌بنگ ساده‌ترین نوع از کنترل‌گرها است که تنها از یک سوئیچ خاموش/ روشن تشکیل شده است. مشکل این کنترل‌گر، نوسانات سریع و ناخواسته‌ای است که اثرات نامطلوبی (به‌طور نمونه از لحاظ سازه‌ای و مصرف سوخت) دارد [۶-۸]. به‌منظور کاهش نوسانات، یک ناحیه مرده به کنترل‌گر بنگ‌بنگ ساده اضافه می‌شود. در کنترل‌گر غیرخطی اشمیت‌تریگر به‌منظور بهبود کنترل و مصرف سوخت، دو ناحیه همسترزیس ( $H = U_{on} - U_{off}$ ) نیز به کنترل‌گر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده افزوده می‌شود. مدولاتور PWPF متشکل از اشمیت‌تریگر، یک فیلتر مرتبه اول و یک حلقه فیدبک است. مشخصه این مدولاتور این است که سیکل کاری آن تقریبی از یک کنترل‌گر خطی است [۸]. کاهش مصرف سوخت و افزایش دقت نشانه‌روی از جمله مزایای این مدولاتور نسبت به کنترل‌گر اشمیت‌تریگر به شمار می‌آید. شکل ۱۵ نمای کنترل‌گرهای غیرخطی مورد استفاده در مطالعه حاضر را نشان می‌دهد که در آن،  $M_{sat}$  گشتاور نامی تراستر و  $K_{pre}$  منظور شده است.

مرجع [۲۳] می‌توان گفت که برای قسمت صعودی، تابع تبدیل مرتبه دوم و سوم و برای قسمت نزولی آن، تابع تبدیل مرتبه پنجم و ششم تطابق خوبی با پروفیل تجربی نیروی تراستر دارد. البته با توجه به پروفیل تجربی نیروی تراستر مرجع [۲۲]، پروفیل صعود خطی و نزول نمایی نیز برای مدل تقریبی تراستر پیشنهاد می‌شود (شکل ۱۲). به عبارت دیگر، به‌جز دو پروفیل نمایی و دوزنقه‌ای معرفی شده در مرجع [۲۱]، مدل صعود خطی و نزول نمایی نیز برای مدل‌سازی پروفیل‌های تجربی پیشنهاد می‌شود. لازم به‌ذکر است که پروفیل تجربی نیروی تراستر مرجع [۱] نیز بررسی شده است که با توجه به آن تابع تبدیل مرتبه ۵-۳ برای قسمت صعودی و تابع تبدیل مرتبه ۱۰-۶ برای قسمت نزولی تطابق خوبی با آن پیدا می‌کند. در ادامه، متغیرهای حالت و معادلات رسته یک تابع تبدیل (۱)، مطابق شکل ۱۳، به صورت زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = -\frac{1}{T_n}x_1 + \frac{1}{T_n}u_d \\ \dot{x}_2 = -\frac{1}{T_n}x_2 + \frac{1}{T_n}x_1 \\ \vdots \\ \dot{x}_n = -\frac{1}{T_n}x_n + \frac{\hat{M}_{sat}}{T_n}x_{n-1} \end{cases} \quad (۳)$$

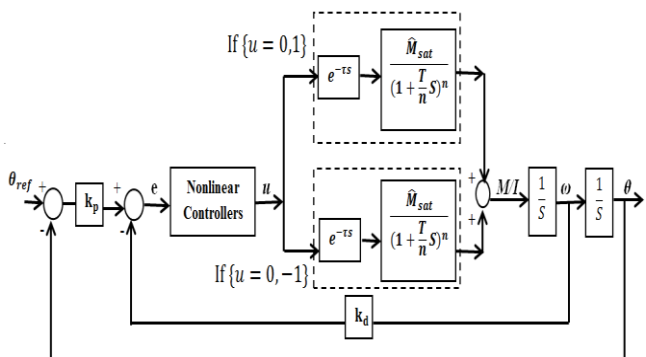
که در آن  $T_n = T/n$ ،  $\hat{M}_{sat} = M_{sat}/I$ ،  $x_n = \hat{M} = M/I$  و ورودی با اعمال تأخیر زمانی خالص  $\tau$  و  $u_d = u(t - \tau)$  ورودی تابع تبدیل (۱) می‌باشد.



شکل (۱۳): مدل دینامیک تراستر.

### ۳- نتایج شبیه‌سازی

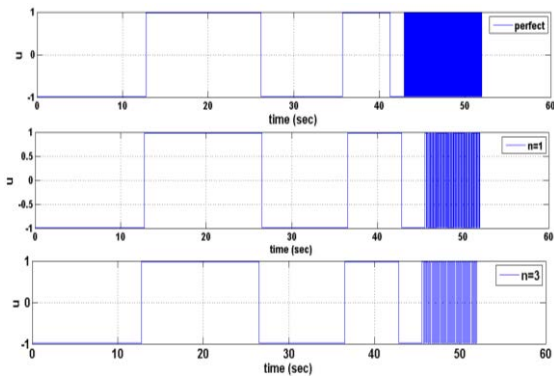
بلوک دیاگرام کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره صلبی را در نظر بگیرید که زاویه آن ( $\theta$ ) توسط تراسترهای دو وضعیت (روشن/خاموش) مطابق شکل ۱۴ کنترل می‌شود. همان‌طور که در این شکل نشان داده شده است، برای دوران ماهواره از دو تراستر (تراستر با گشتاور تولیدی مثبت و تراستر با گشتاور تولیدی منفی) استفاده می‌شود. در این شکل،  $\tau$  تأخیر زمانی خالص تراستر،  $\theta_{ref}$  زاویه مطلوب (در اینجا مقدار آن برابر صفر لحاظ شده است)،  $k_p$  بهره سیگنال خطای زاویه،  $k_d$  بهره



شکل (۱۴): بلوک دیاگرام کنترل وضعیت تک‌محوره

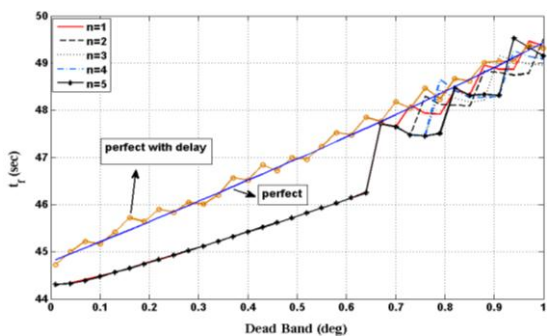
ماهواره صلب.

ناحیه مرده بستگی دارد) و شرط خاتمه برای کنترلگر اشمیت‌تریگر و مدولاتور PWWF، ورود به چرخه حدی است. در ابتدا، اثر دینامیک تراستر در کنترلگر بنگ‌بنگ ساده بررسی می‌شود. در شکل ۱۶ زمان وقوع و فرکانس ناحیه پرش‌های سریع و ناخواسته تراستر نشان داده شده است. با توجه به شکل می‌توان گفت که افزودن مرتبه دینامیک تراستر منجر به کاهش فرکانس و تأخیر وقوع این پرش‌ها (در محدوده بررسی  $n=1,2,\dots,5$ ) شده است.

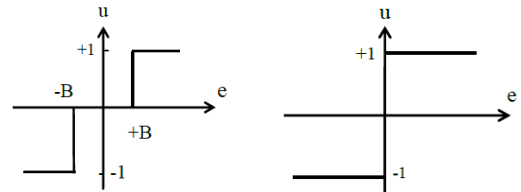


شکل (۱۶): اثر مرتبه تابع تبدیل تراستر در زمان شروع و فرکانس پرش‌های سریع و ناخواسته.

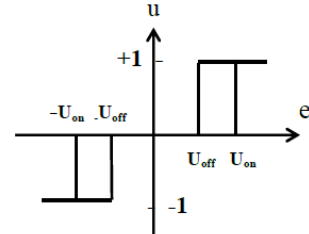
شکل‌های ۱۷-۲۲ رفتار کنترلگر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده را نشان می‌دهد. در شکل‌های ۱۷ و ۱۸، به ترتیب تأثیر ناحیه مرده برای کنترلگر بنگ‌بنگ بر روی زمان نهایی و تابع هزینه (متناسب با مصرف سوخت) به ازای مرتبه تابع تبدیل عملگر تراستر  $+5$  و حالت تراستر ایده‌آل و حالت ایده‌آل با تأخیر خاص نشان داده شده است. با توجه به شکل ۱۷ و به ازای مقادیر مفروض، می‌توان گفت که هر چقدر ناحیه مرده کوچکتر انتخاب شود ( $B < 0.62^\circ$ )، اختلاف زمان نهایی بین حالات مرتبه‌های مختلف دینامیک تراستر، خیلی ناچیز می‌شود، ولی به ازای تمامی مقادیر ناحیه مرده، بین حالات با دینامیک تراستر و بدون دینامیک (ایده‌آل و ایده‌آل با تأخیر زمانی) اختلاف وجود دارد.



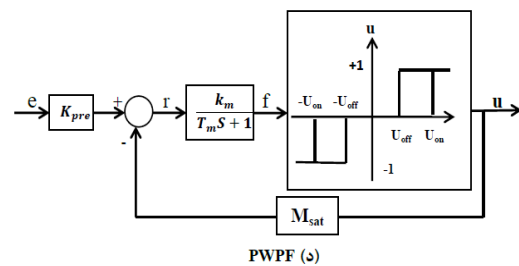
شکل (۱۷): زمان نهایی بر حسب ناحیه مرده برای کنترلگر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده به ازای  $n$  های مختلف ( $T = 0.03 \text{ sec}$ ).



(الف) کنترلگر بنگ‌بنگ (ب) کنترلگر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده



(ج) اشمیت‌تریگر



PWWF (د)

شکل (۱۵): کنترلگرهای غیرخطی.

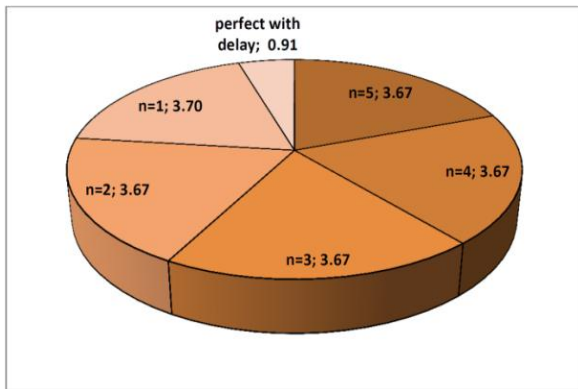
پارامترهای کنترلگرهای غیرخطی بنگ‌بنگ، اشمیت‌تریگر و مدولاتور PWWF بدین صورت است:  $B=1^\circ$  نصف ناحیه مرده کنترلگر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده،  $U_{on}$  و  $U_{off}$  به ترتیب مقادیر آستانه شروع و خاتمه ناحیه هیستریزس برای کنترلگر اشمیت‌تریگر ( $U_{on} = 1.5^\circ$  و  $U_{off} = 0.5^\circ$ ) و مدولاتور PWWF ( $U_{on} = 1.5$  و  $U_{off} = 0.5$ ) به  $T_m = 0.5$  و  $K_m = 2$ ، ثابت زمانی فیلتر پایین‌گذر مدولاتور پالس. ترتیب بهره و ثابت زمان دیگر در جدول ۲ آمده است.

جدول (۲): پارامترهای شبیه‌سازی.

$\omega_0$ (°/sec)	$\theta_0$ (deg)	$k_d$	$k_p$	I (kg.m <sup>2</sup> )	$M_{sat}$ (N.m)	پارامترهای کنترلگر
۲	۱۰	۱	۱	۱۰۰۰	۷	کنترل‌گرهای بنگ‌بنگ
۰/۲	۱	**	*	۱۰	۹/۵	PWWF

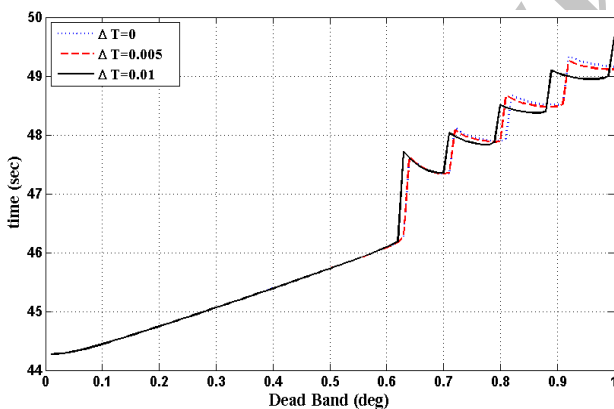
$$(\zeta = 1, \omega_n = 1 \text{ rad/sec}) \quad k_d = 2\zeta\omega_n I \quad ** \quad k_p = \omega_n^2 I \quad *$$

شرط خاتمه حل عددی (کد شبیه‌سازی) برای کنترلگر بنگ‌بنگ  $\theta_f = 0.05^\circ$  و  $\omega_f = 0.01^\circ / \text{sec}$ ، برای کنترلگر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده  $\theta_f = 1.1^\circ$  و  $\omega_f = 0.01^\circ / \text{sec}$  (به دلیل وجود ناحیه مرده و این که دقت نشانه‌روی به مقدار



شکل (۲۰): اختلاف مصرف سوخت برای حالت تراستر ایده‌آل با حالت تراستر با دینامیک‌های مختلف برای کنترلر بنگ‌بنگ به ازای  $B = 0.07^\circ$  (مقادیر بر حسب درصد نسبت به حالت تراستر ایده‌آل می‌باشد).

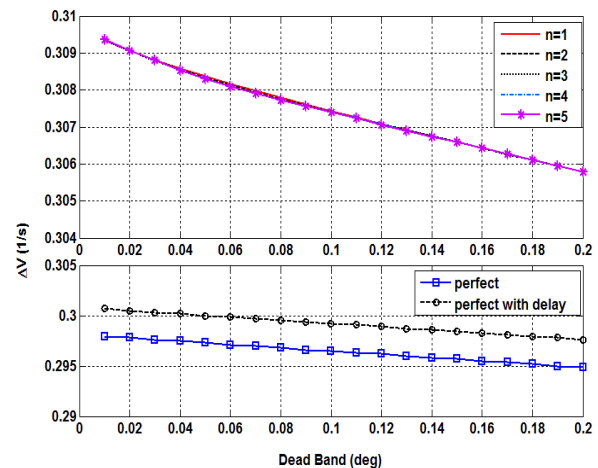
در این نمودار، مقدار مصرف سوخت حالت تراستر ایده‌آل به‌عنوان مقدار مرجع (برای محاسبه درصد اختلاف) در نظر گرفته شده‌است. مطابق این شکل با افزایش مرتبه تابع تبدیل تراستر (به ازای مقادیر مفروض)، اختلاف بین مقدار مصرف سوخت حالت بدون دینامیک تراستر با حالت با دینامیک تراستر تقریباً ثابت باقی می‌ماند. حال نتایج حل عددی برای عملگر با دینامیک مرتبه دوم تراستر به ازای قطب‌های غیریکسان با ثابت زمانی معادل  $T$  و برای مقادیر مختلف  $\Delta T$  در شکل ۲۱ نمایش داده شده‌است ( $T_{1,2} = T/2 \pm \Delta T$ ).



شکل (۲۱): مقایسه زمان نهایی بر حسب ناحیه مرده برای کنترلر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده به ازای دو حالت با قطب‌های یکسان و قطب‌های غیریکسان ( $T = 0.03 \text{ sec}$ ).

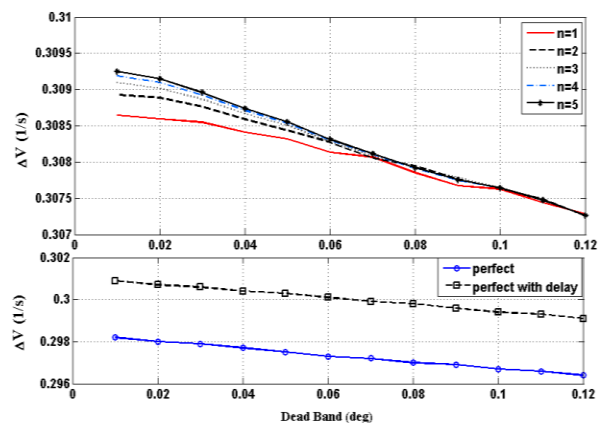
در شکل ۲۲، تأثیر مرتبه  $n$  بر تابع هزینه بر حسب ثابت زمانی  $T$  برای کنترلر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده ترسیم شده است. با توجه به این شکل، می‌توان گفت که با افزایش  $T$  مقدار مصرف سوخت نیز افزایش یافته و به ازای  $T > 0.1$  تأثیر  $n$ ‌های مختلف مشهود است.

همچنین ناحیه مرده تأثیر ناچیزی بر روی اختلاف بین مقادیر مصرف سوخت دینامیک‌های با مرتبه مختلف دارد، اما با این وجود بین دینامیک ایده‌آل و دینامیک ایده‌آل با تأخیر زمانی خالص با دینامیک‌های مرتبه  $n = 1, 2, \dots, 5$ ، به ازای تمامی مقادیر ناحیه مرده، اختلاف وجود دارد (شکل ۱۸).



شکل (۱۸): تابع هزینه بر حسب ناحیه مرده برای کنترلر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده به ازای  $n$ ‌های مختلف ( $T = 0.03 \text{ sec}$ )

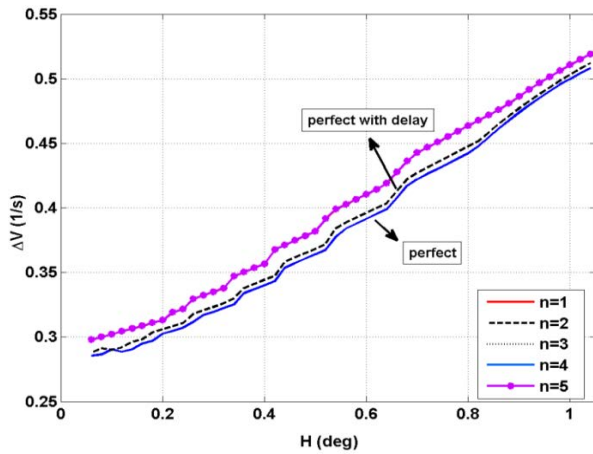
البته نتیجه مذکور متفاوت از حالت مدل‌سازی با یک تراستر می‌شود که در آن با توجه به شکل ۱۹ هر چقدر ناحیه مرده کوچک‌تر انتخاب شود، مقدار مصرف سوخت بین حالت با دینامیک و بدون دینامیک تراستر و همچنین اختلاف بین مرتبه‌های دینامیک تراستر برای تابع هزینه، بیشتر می‌شود.



شکل (۱۹): تابع هزینه بر حسب ناحیه مرده برای کنترلر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده به ازای  $n$ ‌های مختلف برای حالت تک تراستر ( $T = 0.03 \text{ sec}$ )

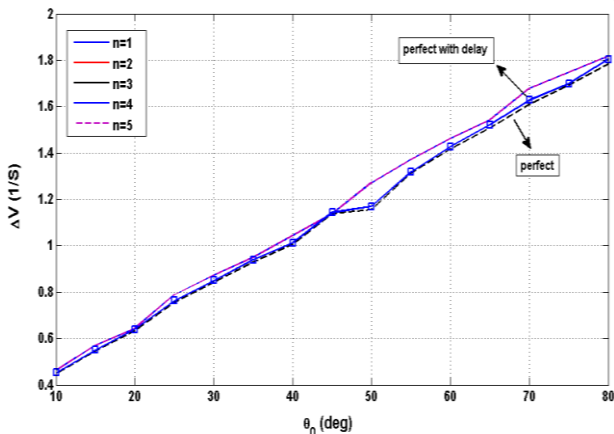
شکل ۲۰، اختلاف بین مقادیر مصرف سوخت را به ازای ناحیه مرده ۰/۰۷ درجه با اعمال دو تراستر مخالف نشان می‌دهد.





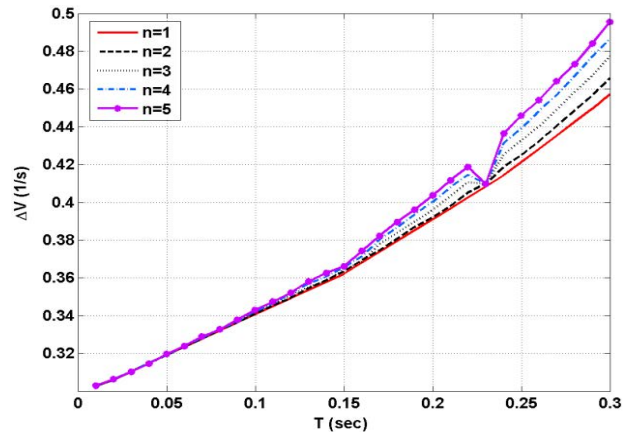
شکل (۲۴): تابع هزینه بر حسب ناحیه هیستریزس برای کنترلگر اشمیت‌تریگر به ازای  $n$  های مختلف ( $T=0.03\text{sec}$ ).

شکل ۲۵ نیز میزان مصرف سوخت را بر حسب مقادیر اولیه زاویه دوران ماهواره به ازای  $n$  های مختلف ترسیم کرده است. با توجه به این شکل، افزایش  $n$  تأثیری در میزان مصرف سوخت نداشته؛ ولی با این حال اختلاف بین دینامیک ایده‌آل و ایده‌آل با تأخیر زمانی با دینامیک‌های مرتبه  $n=1,2,\dots,5$ ، مشهود است. مطالعات اولیه در این تحقیق نشان می‌دهد که وجود ناحیه هیستریزس در کنترلگر اشمیت‌تریگر باعث کاهش اثر مرتبه دینامیک تراستر می‌شود.



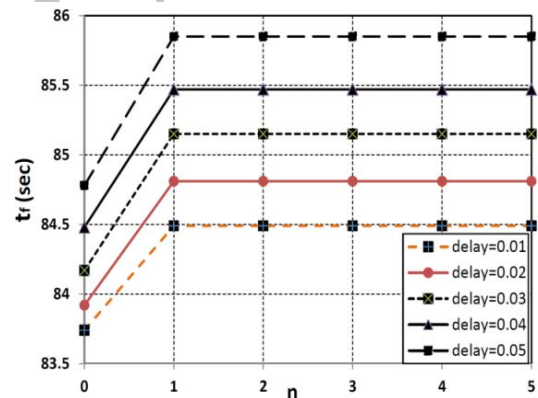
شکل (۲۵): تابع هزینه بر حسب زاویه اولیه ماهواره برای کنترلگر اشمیت‌تریگر.

رفتار مدولاتور PWPF به ازای تراستر با مدل‌های مذکور در شکل‌های ۲۶-۲۹ آمده است. در شکل ۲۶، زمان نهایی بر حسب ثابت زمانی معادل تابع تبدیل عملگر تراستر به ازای  $n$  های مختلف تابع ترسیم شده است. در صورت اعمال مدل تراستر ایده‌آل، زمان نهایی برابر  $t_f = 14.97$  ثانیه و به ازای تراستر ایده‌آل با تأخیر خالص  $0.1$  ثانیه، زمان نهایی  $t_f = 15.01$  ثانیه به دست می‌آید.



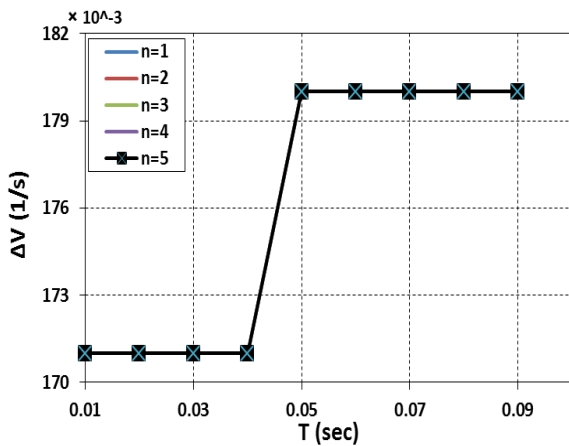
شکل (۲۲): تابع هزینه بر حسب  $T$  برای کنترلگر بنگ‌بنگ با ناحیه مرده به ازای  $n$  ها و شرایط اولیه مختلف ( $B=0.07^\circ$ ).

شکل‌های ۲۳-۲۵ رفتار کنترلگر اشمیت‌تریگر را به ازای تراسترهای با دینامیک مختلف نشان می‌دهد. در شکل ۲۳، زمان نهایی بر حسب مرتبه تابع تبدیل تراستر به ازای تأخیرهای زمانی خالص مختلف برای کنترلگر اشمیت‌تریگر ترسیم شده است.



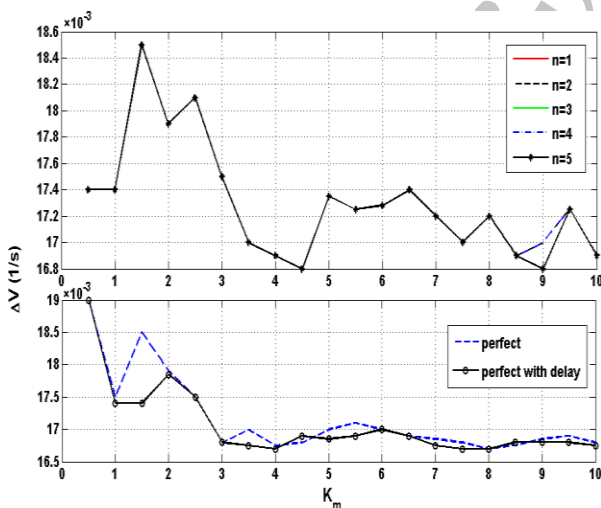
شکل (۲۳): زمان نهایی بر حسب مرتبه تابع تبدیل تراستر برای کنترلگر اشمیت‌تریگر ( $n=0$ ) نمایانگر مدل تأخیر زمانی خالص می‌باشد).

با توجه به این شکل می‌توان گفت که افزایش تأخیر زمانی خالص منجر به افزایش زمان نهایی شده ولی افزایش  $n$  تأثیر محسوسی در مقدار زمان نهایی نداشته است. همچنین شکل ۲۴، تابع هزینه بر حسب ناحیه هیستریزس را به ازای مرتبه‌های مختلف برای تابع تبدیل تراستر نمایش می‌دهد. با توجه به این نمودار (و مقادیر مفروض) می‌توان گفت که افزایش  $n$  تأثیر ناچیزی در مقدار مصرف سوخت دارد. نتایج این نمودار برای محور افقی (مقدار ناحیه هیستریزس) با فواصل  $0.1$  درجه به دست آمده است.



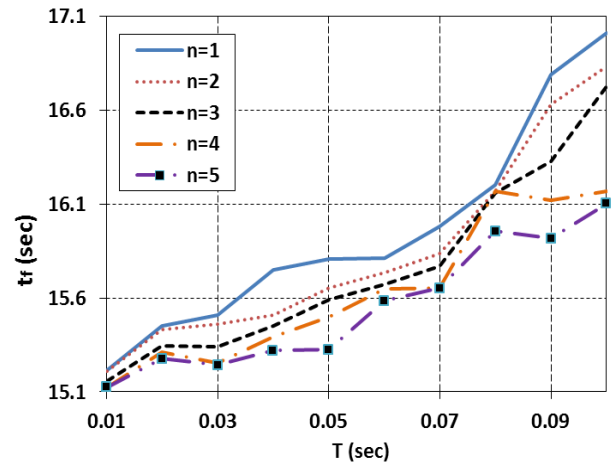
شکل (۲۸): تابع هزینه بر حسب  $T$  برای کنترلگر PWWF به ازای  $n$  های مختلف.

همچنین شکل ۲۹، تابع هزینه را بر حسب بهره  $K_m$  به ازای مرتبه‌های مختلف تابع تبدیل تراستر برای کنترلگر PWWF نشان می‌دهد. با توجه به این شکل (و به ازای مقادیر مفروض) مشخص است که برای حالات تراستر ایده‌آل و تراستر ایده‌آل همراه با تأخیر زمانی، به ازای  $K_m < 1$ ، میزان مصرف سوخت به‌علت بروز پدیده پرش‌های سریع و ناخواسته، افزایش پیدا می‌کند؛ اما به ازای  $n = 1, 2, \dots, 5$  این پدیده اتفاق نمی‌افتد. بنابراین، مدل‌سازی تراستر تنها با یک تأخیر زمانی خالص جواب بسیار متفاوت و (ناصحیحی) می‌دهد.



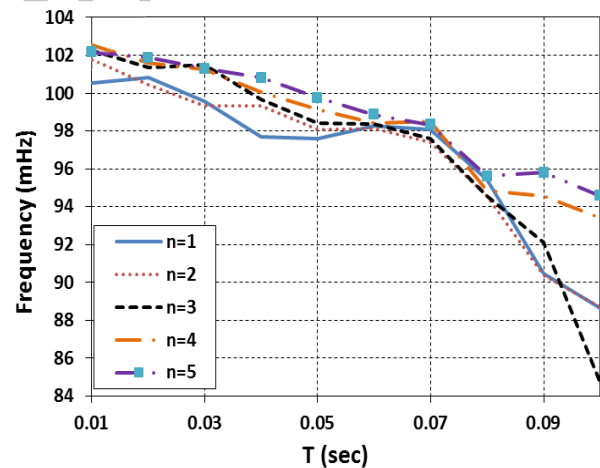
شکل (۲۹): تابع هزینه بر حسب  $K_m$  برای کنترلگر PWWF به ازای  $n$  های مختلف و  $T = 0.03 \text{ sec}$ .

تأثیر مرتبه تابع تبدیل تراستر ( $n$ ) بر روی پایداری سامانه برای هر یک از کنترلگرها، خود مطالعه جامعی را نیاز دارد که فراتر از مطالعه حاضر است. اما در اینجا با استفاده از نتایج حل عددی و به ازای مقادیر مفروض، سعی شده‌است تا حدودی این رفتار تبیین شود. در شکل ۳۰ نواحی پایدار و ناپایدار برای



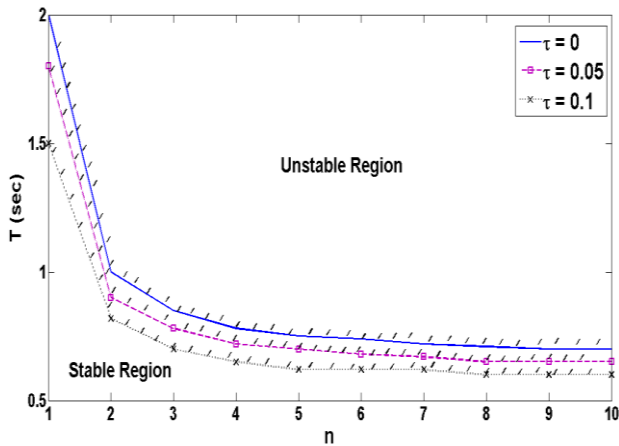
شکل (۲۶): زمان نهایی بر حسب  $T$  برای کنترلگر PWWF به ازای  $n$  های مختلف.

شکل ۲۷، تأثیر مقدار ثابت زمانی  $T$  در فرکانس چرخه حدی مدولاتور PWWF را به نمایش گذاشته است. با توجه به این شکل میزان تأثیر مرتبه تابع تبدیل تراستر در فرکانس چرخه حدی مشخص می‌شود. فرکانس چرخه حدی با اعمال تراستر ایده‌آل  $103.84 \text{ mHz}$  و برای مدل تأخیر خالص  $103.25 \text{ mHz}$  (برابر با  $\tau = 0.01 \text{ sec}$ ) می‌شود.



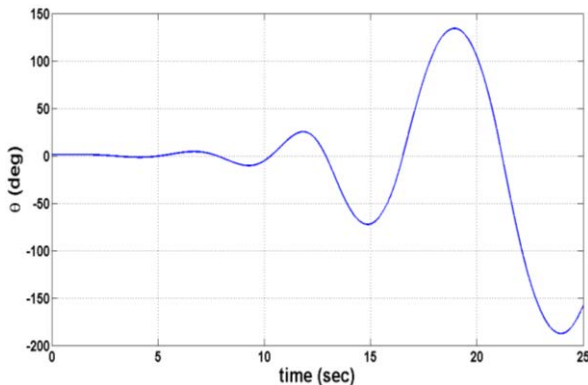
شکل (۲۷): فرکانس چرخه حدی بر حسب  $T$  برای کنترلگر PWWF به ازای  $n$  های مختلف.

همان‌طور که از شکل ۲۷ مشاهده می‌شود به ازای  $T > 0.08$  ثانیه، تغییر فرکانس چرخه حدی قابل توجه است. در شکل ۲۸، تغییرات میزان مصرف سوخت بر حسب  $T$  به ازای مقادیر مختلف  $n$  رسم شده‌است. با توجه به این شکل و به ازای مقادیر مفروض، می‌توان نتیجه گرفت که تأثیر مقدار  $n$  در تابع هزینه (متناسب با مصرف سوخت) ناچیز است؛ اما با افزایش  $T$  از  $0.03$  به  $0.04$  ثانیه، مقدار تابع هزینه افزایش یافته و سپس دوباره ثابت می‌ماند.

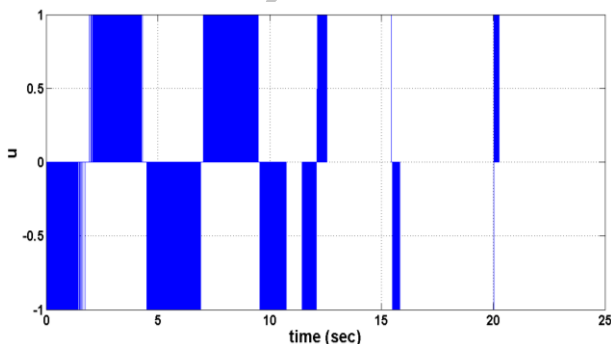


شکل (۳۲) مرز ناپایداری سامانه با کنترلگر PWWF.

همان‌طور که انتظار می‌رفت با افزایش  $n$  میزان تحمل تأخیر زمانی  $T$  و تأخیر زمانی خالص، کاهش می‌یابد. در صورتی که سامانه حاشیه پایداری مناسبی نداشته باشد، مرتبه تابع تبدیل عملگر تراستر کوچکتر از ۳ یا ۴ نباید انتخاب شود. در ادامه در شکل‌های ۳۳ و ۳۴ رفتار ناپایدار کنترلگر PWWF به ازای  $n=1$  و  $T=2.5$  ثانیه ملاحظه می‌شود که این موضوع با توجه به نتایج حاصل از شکل ۳۲ قابل پیش‌بینی بود.

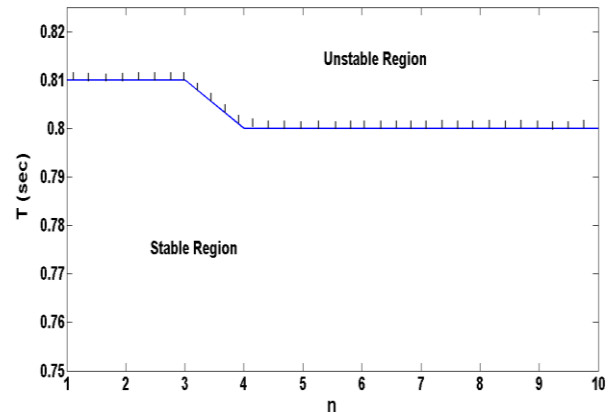


شکل (۳۳) رفتار ناپایدار کنترلگر PWWF به ازای  $n=1$  و  $T=2.5$  ثانیه.



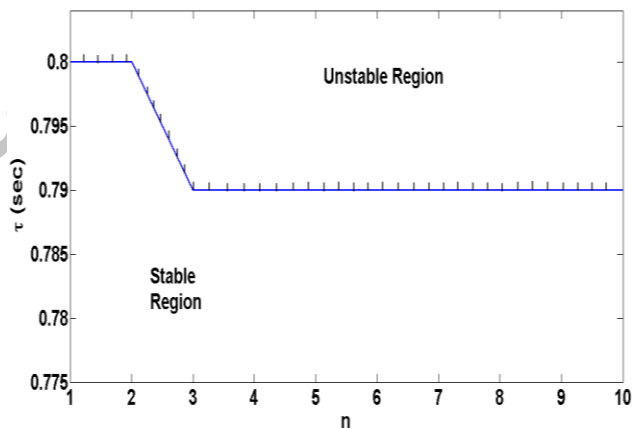
شکل (۳۴) دستور کنترلی برحسب زمان برای کنترلگر PWWF به ازای  $n=1$  و  $T=2.5$  ثانیه.

کنترلگر اشمیت‌تریگر (به صورت  $T$  برحسب  $n$ ) به ازای تأخیر زمانی خالص  $\tau=0.01$  ثانیه ملاحظه می‌شود.



شکل (۳۰) محدوده پایداری سامانه با کنترلگر اشمیت‌تریگر به ازای  $\tau=0.01$  ثانیه.

در شکل ۳۱ نتایج به دست آمده به صورت تأخیر خالص زمانی برحسب مرتبه تابع تبدیل تراستر به ازای  $T=0.01$  ثانیه ترسیم شده است.



شکل (۳۱) محدوده پایداری سامانه با کنترلگر اشمیت‌تریگر به ازای  $T=0.01\text{sec}$ .

در شکل ۳۲ پایداری سامانه برای کنترلگر PWWF با رسم نمودار  $T$  برحسب  $n$  به ازای تأخیر زمانی‌های خالص  $\tau=0, 0.05, 0.1$  ثانیه مشاهده می‌شود.

3. Fortescue, P. and Stark, J. (ed). "Spacecraft Systems Engineering", 2nd Edition, Wiley, 1997.
4. Valentine, A. and Yevgeny, I. "Attitude Control Systems for the Communication Spacecraft", 2002.
5. Termeh, M., Moosavian, S.A.A., Zare ShahAbadi, A. "Active Magnetic Control for a Gravity Gradient Stabilized Satellite Using PD & Fuzzy Controllers", Mech. & Aerospace Eng. J., Vol. 9, No. 2, pp. 33-40, 2013, (in Persian).
6. Dougherty, T. "Systems and Control", World Scientific Publishing, Singapore, 1995.
7. Topland, M.P. "Nonlinear Attitude Control of the Micro-Satellite ESEO", Master Thesis, Norwegian Univ. of Sci. and Tech., 2004.
8. Brown, C.D. "Elements of Spacecraft Design", AIAA, Reston, Virginia, 2002.
9. Krovel, T.D. "Optimal Tuning of PWPF Modulator for Attitude Control", Master Thesis, Norwegian Univ. of Sci. and Tech., 2005.
10. Agrawal, B.N. and Bong, H. "Robust Closed-Loop Control Design for Spacecraft Slew Maneuver Using Thrusters", J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 18, No. 6, pp. 1336-1344, 1995.
11. McClelland, R.S., "Spacecraft Attitude Control System Performance Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Thrusters", Master Thesis, Naval Postgraduate School, USA, 1994.
12. Agrawal, N., McClelland, R.S., and Gangbing, S. "Attitude Control of a Flexible Spacecraft Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Thrusters", Space Tech, Vol. 17, No. 1, pp. 15-34, 1997.
13. Wie, B. and Plescia, C.T. "Attitude Stabilization of Flexible Spacecraft During Station-keeping Maneuvers", J. Guidance, Control and Dynamics, Vol. 7, No. 4, pp. 430-436, 1983.
14. Song, G., Buck, N.K., and Agrawal, B.N. "Spacecraft Vibration Reduction Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Input Shaper", J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 22, No. 3, pp. 433-440, 1999.
15. Bernelli-Zazzera, F. and Mantegazza, P. "Pulse Width Equivalent to Pulse Amplitude Discrete Control of Linear Systems", J. Guidance, Control and Dynamics, Vol. 15, No. 2, pp. 461-467, 1992.
16. Ieko, T., Ochi, Y., and Kanai, K. "New Design Method for Pulse-Width Modulation Control Systems via Digital Redesign", J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 22, No. 1, pp. 123-128, 1999.
17. Bernelli-Zazzera, F., Mantegazza, P., and Nurzia, V. "Multi-Pulse-Width Modulated Control of Linear Systems", J. Guidance, Control and Dynamics, Vol. 21, No. 1, pp. 64-70, 1998.
18. Wie, B., "Space Vehicle Dynamics and Control", AIAA, Reston, Virginia, 1998.
19. Anthony, T., Wie, B., and Carroll, S. "Pulse-Modulated Control Synthesis for a Flexible Spacecraft", J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 13, No. 6, pp. 1014-1015, 1990.

#### ۴- نتیجه گیری

در این مقاله، اثرات دینامیک تراستر شامل دینامیک ایده‌آل، تأخیر خالص و تابع تبدیل از مرتبه ۵-۱ (با قطب‌های یکسان) بر روی کنترلگرهای غیرخطی بنگ‌بنگ، بنگ‌بنگ با ناحیه مرده، اشمیت‌تریگر و PWPF برای کنترل وضعیت تک‌محوره ماهواره صلب با اعمال دو تراستر (مختلف‌الجهت) بررسی شد. مدل انتخابی این مزیت را دارد که با تغییر مرتبه تابع تبدیل ( $n$ ) تقریب تأخیر زمانی معادل برابر  $T$  می‌شود. با توجه به پروفیل تجربی تراستر ممکن است از تقریب پروفیل‌های دوزنقه و نمایی استفاده شود. البته در اینجا پیشنهاد افزوده شدن پروفیل صعود خطی- نزول نمایی به دو پروفیل کاربردی دیگر مطرح گردید. اگرچه انتخاب این پروفیل‌ها با برازش منحنی میسر است، اما استفاده از توابع تبدیل و لحاظ نمودن دینامیک به سامانه مزیت‌های خاص خود را دارد. اعمال دینامیک تراستر می‌تواند رفتار و پایداری سامانه را تحت تأثیر قرار دهد. استفاده از تابع تبدیل مذکور سبب می‌شود تا تحلیل پایداری و عملکرد (معین و اتفاقی) سامانه با استفاده از روش‌های موجود میسر شود. به‌طور نمونه تحلیل به‌کمک تابع توصیف‌کننده و بررسی چرخه حدی با استفاده از مدل تابع تبدیل تسهیل می‌شود. به‌علاوه، تغییر مرتبه تابع تبدیل روش مناسبی برای اعمال عدم قطعیت در سامانه و تحلیل حساسیت می‌باشد.

مطالعه اولیه به ازای مقادیر مفروض نشان می‌دهد که افزایش مرتبه تابع تبدیل تراستر منجر به کاهش فرکانس ناحیه پرش‌های سریع ناخواسته و همچنین به تأخیر افتادن بروز این پدیده برای کنترلگر بنگ‌بنگ می‌شود. همچنین به ازای نواحی مرده  $B > 0.62^\circ$  برای کنترلگر بنگ‌بنگ، اختلاف بین مقادیر زمان نهایی برای تابع تبدیل مفروض با حالت تراستر ایده‌آل و مدل تأخیر زمانی خالص بیشتر می‌شود. به‌علاوه، اثر افزایش مرتبه تابع تبدیل تراستر در کنترلگرهایی که دارای هیستریزس می‌باشد (اشمیت‌تریگر و PWPF) کاهش قابل توجهی پیدا می‌کند. همچنین نشان داده شد که به ازای بازه‌های مشخصی برای مقادیر بهره‌ها (بهره فیلتر کنترلگر PWPF)، مدل‌سازی با تراستر ایده‌آل و مدل تأخیر زمانی خالص، جواب دقیقی نمی‌دهد.

#### ۵- مراجع

1. Sidi, M.J., "Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach", Cambridge Aero. Series, Cambridge Univ. Press, 1997.
2. Agrawal, B.N., "Design of Geosynchronous Spacecraft, Prentice-Hall, Englewood", Cliffs, 1986.

20. Sang J. and Seul, J. "Novel Limit Cycle Analysis of the Thruster Control System with Time Delay Using a PWM-Based PD Controller", IEEE Int. Symposium on Industrial Electronics, Seoul, 2009.
21. Wertz J.R. (ed). "Spacecraft Attitude Determination and Control", Astrophysics and Space Sci. Library, Kluwer Academic, London, U.K., 1978.
22. Brown, C.D. "Spacecraft Propulsion", AIAA, Reston, Virginia, 1996.
23. Jeon, W. and Jung, S. "Hardware-in-the-Loop Simulation for the Reaction Control System Using PWM-Based Limit Cycle Analysis," IEEE Transactions on Control System Technology, Vol. 20, Issue 2, pp. 538-545, 2012.
24. Haloulakos, V.E, "Thrust and Impulse Requirements for Jet Attitude-Control Systems", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 1, No. 1, pp. 84-90, 1964.
25. Young, K.K.D. (ed). "Variable Structure Control for Robotics and Aerospace Applications", Elsevier Sci. Publishers, Chapter 3, 1993.
26. Karl, H. and Johann, B. "Pulse Modulation for Attitude Control with Thrusters Subject to Switching Restrictions", Aero. Sci. and Tech., Vol. 9, No. 7, pp. 635-640, 2005.
27. Hagen, D. "Spacecraft Attitude Control: Modeling and Controller Design Considering", Master Thesis, Narvik Univ. College, 2006.
28. Kristiansen, R. and Hagen, D. "Modeling of Actuator Dynamics for Spacecraft Attitude Control", J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 32, No. 3, 2009, pp. 1022-1025.
29. Roffel, B. and Betlem, B. "Process Dynamics and Control: Modeling for Control and Prediction", Wiley, 2007.
30. Moosavian, S.A.A., Sadati, S.H., and Homaeinejad, M.R. "Regulated Sliding Mode Control of Satellite Rotation: Trade-off Between Tracking Precision and Energy Consumption", Mech. & Aerospace Eng. J., Vol. 1, No. 1, pp. 89-10, Aug. 2005, (in Persian).

Archive of SID