



تست سخت افزار در حلقه سامانه کنترل وضعیت ماژول زیر مداری با تراسترهای گاز سرد

سید فضل اله موسوی¹، جعفر روشنی یان^{2*}، رضا امامی³

1- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

2- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

3- استاد، مرکز مطالعات هوافضا، دانشگاه تورنتو، تورنتو، کانادا

*تهران، صندوق پستی 1676-3381، roshanian@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 19 آذر 1392

پذیرش: 29 اسفند 1392

ارائه در سایت: 06 مهر 1393

کلید واژگان:

تراستر گاز سرد

سخت افزار در حلقه

کنترل وضعیت

ماژول زیر مداری

بازخورد کوآرتنن

چکیده

در این پژوهش طراحی و تست سخت افزار در حلقه سامانه کنترل وضعیت ماژول زیر مداری با استفاده از مجموعه تراسترهای گاز سرد انجام گرفته است. پس از طراحی کنترلر مبتنی بر بازخورد کوآرتنن با استفاده از مدولاتورهای عرض پالس-فرکانس پالس، فرمان کنترل لازم برای تراسترهای از نوع خاموش-روشن و غیر پیوسته فراهم شده است و شبیه سازی های عددی در دو حالت بدون اغتشاش و وجود اغتشاش و نامعینی مدل و محیط محاسبه شده است. سپس طراحی معماری و ساخت میز تست تراسترهای گاز سرد نیتروژن برای انجام تست های زمان حقیقی انجام شده و نتایج آن ثبت گردیده است. در این فرایند نتایج شبیه سازی عددی مورد تأیید و صحت گذاری قرار گرفته است. در تحلیل بعدی به عنوان دستاورد دوم این پژوهش در انجام تست های شبیه سازی سخت افزار در حلقه، مقادیر نامعینی مدل و نویز اندازه گیری تخمین زده شده و در مدل شبیه سازی عددی به روز شده و بدین ترتیب به مدل حقیقی نزدیک گردیده است. بدین ترتیب استفاده از این مدل عددی در انجام تست هایی که به صورت مکرر استفاده می شوند با هزینه های بسیار کمتر از تست سخت افزار در حلقه پیشنهاد شده است.

Hardware-in-the-loop simulation for Attitude Control of a Suborbital Module using Cold Gas Thrusters

Fazlollah Mousavi¹, Jafar Roshanian^{2*}, M. R. Emami³

1-Department of Aerospace, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2-Department of Aerospace, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran

3- Institute of Aerospace Studies, University of Toronto, Toronto, Canada

*P.O.B 16765-3381, Tehran, Iran, roshanian@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 10 December 2013
Accepted 20 March 2014
Available Online 28 September 2014

Keywords:
Quaternion error vector
Attitude Control
Suborbital Module
Cold Gas Thruster

ABSTRACT

This paper is concerned with design, develop and implementation of a quaternion based attitude control system for a rigid suborbital module which using cold gas thrusters over a short-duration mission. The quaternion controller produces a demand torque, and a pulse-width pulse-frequency modulator determines the necessary thruster fire signals. The effect of disturbances on module attitude has been investigated and the most significant found to be due to misalignment of thrusters effects. The system concept has been evaluated through modeling in Simulink and a rapid prototype hardware-in-the-loop platform and has been found to meet the requirements laid out for a typical module mission. The satisfactory performance of the controllers was illustrated through both numerical and hardware-in-the-loop simulations, where a system of twelve thrusters and load sensors were implemented in the hardware and disturbance effects such as thrust misalignment and sensor noise were studied. The results show the effectiveness of the proposed control method for agile attitude maneuvers of suborbital modules. The results of the HIL simulation were also used for tuning the parameters of the module's numerical simulation that is to be used for error budgeting analyses.

1- مقدمه

در زمینه کنترل وضعیت ماژول زیر مداری نیازمند توجه مضاعف می باشد. کنترل وضعیت با کاربرد بازخورد کوآرتنن یک موضوع منتشر شده می باشد [1,2]، اما اغلب این تحقیقات برای ماژول های مداری و یا مأموریت های فوق مداری بوده است. ماژول زیر مداری یک مساله جدید را طرح می کند زیرا بازه زمانی انجام مانورهای مأموریتی آن نسبت به دو مورد دیگر بسیار کوتاه می باشد، این مساله نیاز به مانورهای با دینامیک سریع و زاویه بالا را مطرح می سازد. موضوع مورد توجه در این مقاله، پژوهش برای

ماژول های فضایی زیر مداری وسایلی هستند که معمولاً ناحیه خارج از جو را تجربه می کنند، اما به سرعت و ارتفاع لازم برای قرار گرفتن در مدار نمی رسند، بنابراین دوباره به داخل جو باز می گردند. موشک های کاوش و سفینه های سرنشین دار مثال هایی از این دسته هستند. در سال های اخیر تحقیقات رو به رشد زیادی به صورت منفرد و در سطح ملی در زمینه ماژول های مداری و فوق مداری انجام شده است. با این حال تحقیق و توسعه

Please cite this article using:

F. Mousavi, J. Roshanian, M. R. Emami, Hardware-in-the-loop simulation for Attitude Control of a Suborbital Module using Cold Gas Thrusters, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 10, pp. 177-186, 2014 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

شبکه عصبی می‌باشد که از جمله مراجع [10,9] را می‌توان نام برد. بررسی مراجع مذکور نشان می‌دهد هر کدام با دیدگاه منحصر به فرد خود به موضوع کنترل وضعیت یک وسیله فضایی پرداخته است از جمله اینکه عملگر مورد استفاده معمولاً از نوع پیوسته و وسایل تبادل ممنوم بوده است [4,1]. در مجموع تحقیقات صورت گرفته و منتشر شده تا این زمان روش‌های خطی سازی - روش‌های کنترل غیرخطی تک محوره - روش کنترل مد لغزشی - روش‌های کنترلی محاسبات نرم - استفاده از عملگرهای پیوسته همانند چرخ عکس‌العملی انجام و منتشر شده است اما در این پژوهش راه حل شامل بازخورد کوتاه‌ترین - عدم خطی سازی - عدم جداسازی محورها و محدود کردن سامانه کنترل به استفاده از عملگر تراستر گاز سرد به تنهایی می‌باشد. در انتها نیز تست سخت‌افزار در حلقه به منظور صحت‌گذاری نتایج عددی و استخراج مشخصات سخت‌افزار مورد نیاز برای پیاده‌سازی، برنامه‌ریزی و طراحی شده است.

روش حل مسئله در این مقاله در کنترل وضعیت یک ماژول زیر مداری بر اساس کاربرد عملگرهای تراستر گاز سرد و استفاده از پس‌خور کوتاه‌ترین، بدون فرض خطی سازی و جداسازی محورها و اعمال فرمان‌های کنترل وضعیت با زاویه و نرخ چرخش طرح‌ریزی شده است.

2- مرور تاریخچه کنترل وضعیت فضاپیما

استفاده از قوانین کنترل مبتنی بر زوایای اوپلر دارای مزیت سادگی طراحی و قابلیت درک و تصور این زوایا برای طراح است اما نقطه ضعف این روش وقوع مسئله تکینگی معادلات سینماتیک در زوایای نزدیک به 90 درجه است. راه مقابله با این مسئله استفاده از معادلات سینماتیک فضاپیما بر مبنای کوتاه‌ترین است. تحقیقات متعددی در زمینه کنترل وضعیت با استفاده از قانون کنترل مبتنی بر کوتاه‌ترین انجام شده تا از مسئله تکینگی زوایای اوپلر جلوگیری کند. برای مثال در [11] از خطی سازی پس‌خور کوتاه‌ترین استفاده شده است و اما در [12] سیستم کنترل بر اساس بازخورد کوتاه‌ترین برای یک فضاپیمای صلب بدون انجام خطی سازی طراحی شده است. در مرجع [13] مطالعه موردی سیستم هدایت-کنترل یک فضاپیما بر اساس قوانین کنترل مبتنی بر کوتاه‌ترین طراحی و تست شده است.

در مرجع [14] سامانه کنترل وضعیت بخش نهایی پرتابگر فضایی کره ای-1³ که شامل دو عدد عملگر الکترو-هیدرولیک و یک سامانه عکس‌العملی تراستر گاز نیتروژن است با طراحی کنترلر تناسبی-مشتقی-انترگرالی برای عملگرهای الکترو-هیدرولیک و کنترلر اشمیت تریگر خاموش-روشن برای تراسترهای گاز سرد انجام شده است. پایداری و عملکرد سامانه کنترل وضعیت بخش نهایی این پرتابگر کره‌ای با استفاده از تست‌های سخت‌افزار در حلقه مورد تأیید قرار گرفته است.

مرجع [15] یک سیستم سخت‌افزار در حلقه برای پرواز آرایشی فضاپیماها ارائه می‌کند. قوانین کنترل فازی برای نگه‌داشتن وضعیت پرواز تحت اغتشاشات خارجی و وضعیت اولیه آن‌ها پیشنهاد شده است. تراسترهای گاز سرد خاموش-روشن برای استفاده در این سامانه توسعه داده شده‌اند. یک تست سخت‌افزار در حلقه برای تأیید معماری کنترل وضعیت و قوانین کنترل فازی با استفاده از تراسترهای گاز سرد نیز انجام گرفته است.

در مرجع [16] تست‌های شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای پرتابگر آرس-1⁴ در محیط زمان حقیقی در آزمایشگاه‌های مرکز فضایی مارشال

توسعه طراحی کنترل یک ماژول زیر مداری، شامل شناسایی قوانین کنترل مناسب، عملگر مناسب و مشخصات سخت‌افزار سطح بالای مورد نیاز برای پیاده‌سازی کل سامانه می‌باشد. در این مطالعه موردی یک ماژول زیر مداری با وزن 250 کیلوگرم و ارتفاع اوج 120 کیلومتر در نظر گرفته شده است. زمان پرواز فاز میانی در حدود 400 ثانیه برآورد شده است. در طول این مدت ماژول نیازمند انجام مانورهای سریع می‌باشد، بنابراین استفاده از یک سامانه کنترل وضعیت فعال برای این منظور الزامی می‌باشد.

تعداد معدودی ماهواره مانور سریع توسعه و پرتاب شده است مانند ایکونوس(لاکهید مارتین، ایالات متحده) و بیل ست (مرکز فضایی سورری، انگلستان)؛ که سرعت انجام مانور هر محور در حدود 0.1 - 1 درجه/ثانیه دارند. اما نیاز به چالاکی بالا در ماهواره‌های آینده در حال افزایش است. این چالاکی در مأموریت‌هایی همچون سنجش از راه دور زمین و سیارات، و ماهواره‌های پیش‌هشدار سریع نیاز می‌باشد که سرعت چرخشی در حدود 1-10 درجه/ثانیه دارند [3].

در یک ماژول زیرمداری سامانه هدایت-کنترل ناوبری فرمان‌های پیوسته برای اعمال به تراسترها صادر می‌کند. پس از جدایش ماژول از موشک حامل، فرمان‌های هدایت برای سامانه کنترل بر اساس زوایای اوپلر در مختصات مرکز زمین صادر می‌شود. این فرمان‌ها می‌تواند مقادیر بزرگ و نرخ تغییر زاویه‌ای بزرگی نیز داشته باشد، این موضوع منجر به رویارویی با دینامیک غیرخطی شدید خواهد شد. همچنین این تراسترها در یک حالت خاموش-روشن کار می‌کنند، که موجب می‌شود سیستم حلقه بسته رفتارهای ناپیوسته از خود نشان دهد، درحالی‌که فرمان‌های هدایت از نوع پیوسته هستند. محققین سه روش مختلف برای فائق آمدن بر این مشکل پیشنهاد کرده‌اند.

دسته اول استفاده از الگوریتم‌هایی که فرمان‌های متناسب با این اجزاء و از نوع گسسته و قابل اجرا توسط تراسترها تولید می‌کند. تمام این روش‌ها مستلزم تحلیل و طراحی در حوزه کنترل غیرخطی با المان‌های خاموش-روشن می‌باشد. از جمله می‌توان به روش‌های زیر اشاره کرد: طراحی کنترل بهینه تغییر وضعیت ماژول صلب با مدل دینامیک چرخشی اوپلر بر اساس اصل حداقل پونترباگن برای مانور تک محوره¹ مینیمم زمان و مینیمم انرژی که در مرجع [4] انجام شده است و به شکل حل بسته در مرجع [5] ارائه شده است. استفاده از این روش به کنترل خاموش-روشن¹ و کنترل روشن-خاموش-روشن² منجر می‌شود که برای اجرا در تراستر مناسب می‌باشد. روش دیگر از این دسته راه حل استفاده از برنامه‌ریزی غیرخطی می‌باشد که در مرجع [6] برای مانورهای با زاویه بزرگ برای فضا پیمای صلب انجام شده است و فرمان‌های خاموش-روشن برای فرمان به تراسترها ارسال می‌کند. طراحی کنترل با روش کنترل مد لغزشی نیز به کنترل سوئیچینگ منجر می‌شود که برای فرمان به تراسترها مناسب می‌باشد. در مرجع [7] کنترل مانور حداقل زمان با زاویه بزرگ برای یک فضاپیما به این روش انجام شده است.

دسته دوم استفاده از تلفیق‌گرهایی است که سیگنال پیوسته فرمان کنترل را به فرمان گسسته برای اجرا در تراستر تبدیل و تفسیر کند. ساده-ترین تلفیق‌گر یک رله ایده آل است که مبین کنترل خاموش-روشن است. در [8] مقایسه عملکرد سیستم کنترل با کنترل خاموش-روشن و تلفیق‌گر عرض پالس-فرکانس پالس صورت گرفته و نتایج آن منتشر شده است. دسته سوم استفاده از روش‌های محاسبات نرم و روش‌های کنترل فازی و

3- Korean Space Launch Vehicle-I (KSLV-I) upper stage
4- Ares-I

1- Bang-Bang
2- Bang-off-Bang

4- مدل تراسترهای گاز سرد

عملگرهای مورد استفاده برای اجرای قوانین کنترل فعال در کاربردهای فضایی عموماً دستگاه‌های چرخ عکس‌العملی، چرخ ممنوم و گشتاور دهنده‌های مغناطیسی و در کاربردهایی بادیان‌های خورشیدی می‌باشند. چنین گشتاور دهنده‌هایی در یک حالت خطی و پیوسته کار می‌کنند. گشتاوری که آن‌ها می‌توانند فراهم کنند برای دستگاه‌های چرخ عکس‌العملی در محدوده [0.02, 1] نیوتن-متر، برای گشتاور دهنده‌های مغناطیسی [0.001, 0.01] نیوتن-متر و برای گشتاور دهنده‌های خورشیدی [10⁻⁶, 10⁵] نیوتن-متر است [19]. به علت پایین بودن حداکثر گشتاور قابل تولید در این روش‌ها، حداکثر سرعت انجام مانور تغییر وضعیت به وسیله آن‌ها محدود است.

ماژول فضایی در بازه زمانی مأموریتی کوتاه خود که در حدود چند صد ثانیه است باید مانورهای وضعیتی سریع انجام دهند. حتی استفاده از چرخ عکس‌العملی پاسخگوی نیاز ماژول نیست. راه حل این موضوع استفاده از تراسترهای عکس‌العملی با اندازه تراست طراحی شده است. در این تراست‌ها خروج گاز (که اغلب از گاز سرد و خنثی همچون فرئون یا نیتروژن است) با سرعت زیاد از نازل، نیرو تولید می‌کند. این تراست‌ها می‌توانند سطوح گشتاور عکس‌العملی بین 0.01 تا 30 نیوتن‌متر که در بیشتر کاربردهای فضایی معمول هستند را تولید کنند. به منظور دستیابی به سطوح تراست متفاوت برای کنترل هر محور پیشنهاد استفاده از چند تراست با سطح تراست مختلف در یک واحد مجتمع تولید تراست توسط نویسندگان این مقاله ارائه شده است؛ اما حداکثر گشتاور تولیدی هر جفت تراست بر اساس حداقل شتاب زاویه‌ای مورد نیاز در هر محور به اضافه یک ضریب ایمنی ($\gamma = 1.2$) محاسبه می‌شود. طبق رابطه (2) داریم:

$$M_{(t)} = \gamma \times I_{(t)} \times \alpha_{(t)} \min \quad (2)$$

ممان تولیدی هر جفت تراست با لحاظ بازوی هر محور در جدول 1 نشان داده شده است. مجموعه تراست گاز سرد طراحی شده برای تست سخت‌افزار در حلقه در شکل 1 نشان داده شده است. نمودارهای تجربی تراست برای فرمان باز و بسته شدن شیر تراست در شکل 2 نشان داده شده است. تقریب مرتبه اول و خطی نمودار عملکرد تراست شامل زمان اوج و زمان افت در شکل 3 نشان داده شده است.

پارامترهای زمانی تراست بر اساس نتایج تجربی نشان می‌دهد عملکرد تراست شامل زمان‌بندی‌هایی به شرح زیر است: زمان تأخیر روشن شدن $t_1 - t_0$ و زمان تأخیر خاموش شدن $t_4 - t_3$ که به زمان نمونه‌برداری،

جدول 1 پارامترهای هندسی و جرمی ماژول

پارامتر	مقدار
جرم ماژول	250 kg
طول ماژول	1.2 m
شعاع بدنه اصلی	R=0.3 m
مرکز ثقل ماژول از کف	X _{cg} =1.0 m
ممان اینرسی محور X	I _x =100 kg.m ²
ممان اینرسی محور Y	I _y =70 kg.m ²
ممان اینرسی محور Z	I _z =70 kg.m ²
بازوی تراست محور غلت از مرکز جرم	L _x =0.5 m
بازوی تراست محور فراز/امت از مرکز جرم	L _y =L _z =1.0 m
نیروی جفت تراست محورهای X,Y,Z	T _x =T _y =T _z =7 N
حداقل سرعت زاویه‌ای متوسط مورد نیاز محورهای X,Y,Z	deg/s ω _{ave} = 10

تدارک دیده شده است. هدف اصلی این مرکز تست نرم‌افزار و سخت‌افزار اویونیک در محیط سخت‌افزار در حلقه برای تأیید عملکرد صحیح تراسترهای سطح بالای با سوخت مایع در سامانه کنترل پرواز این سامانه است، همچنین در مرجع [17] یک شبیه‌ساز سخت‌افزار در حلقه برای شبیه‌سازی کنترل وضعیت فضاپیما با استفاده از چرخ ممنوم با سیستم گوی هوا معلق و سامانه جهت-وضعیت مرجع¹ توسعه داده شده است. تست‌های متعددی برای تأیید عملکرد چرخ ممنوم و قانون کنترلی تناسبی-اینترگرالی-مشقتی² انجام گرفته است. معماری سخت‌افزار در حلقه‌ی این مقاله مشابه معماری پژوهش حاضر است با این تفاوت که عملگر، حسگر و قانون کنترل به‌کاررفته کاملاً متفاوت می‌باشند.

با این مقدمه و مرور مقالات می‌توان گفت بخش سخت‌افزار در حلقه این تحقیق به مراجع [18,15] نزدیک است اما با این تفاوت که در این تحقیق از 12 عدد تراستر گاز سرد و حسگر و قانون کنترلی متفاوتی بر اساس بازخورد کوآرتین برای انجام مانورهای با زاویه بالا و سریع استفاده شده است. با این تحقیق، مدل مناسبی از تراسترهای گاز سرد شناسایی شده و در تست‌های شبیه‌سازی عددی که به دفعات مکرر استفاده می‌شوند (مانند تست‌های مونت کارلو) با دقت بسیار خوب مورد استفاده قرار خواهد گرفت.

در این مقاله ابتدا طراحی تراستر گاز سرد برای کنترل وضعیت یک ماژول زیر مداری انجام شده، سپس دینامیک وضعیت ماژول بیان شده است. در ادامه با طراحی محیط سخت‌افزار در حلقه، مدل تراستر شناسایی و نتایج تست‌های سخت‌افزار در حلقه برای تأیید تست‌های شبیه‌سازی عددی بکار رفته است.

این مقاله با بخش‌های زیر ادامه می‌یابد: در بخش 3 معادلات دینامیک حرکت ماژول بیان شده است. مدل تراسترهای گاز سرد در بخش 4 استخراج شده و در بخش 5 قوانین کنترل بکار رفته بیان شده است. بخش 6 مدولاتور تراست‌ها را طراحی و مورد بحث قرار می‌دهد. نتایج تست‌های عددی و سخت‌افزار در حلقه در بخش 7 بیان شده است. بخش 8 نیز به بیان نتیجه‌گیری پرداخته است.

3- معادلات حرکت وضعیت ماژول زیر مداری

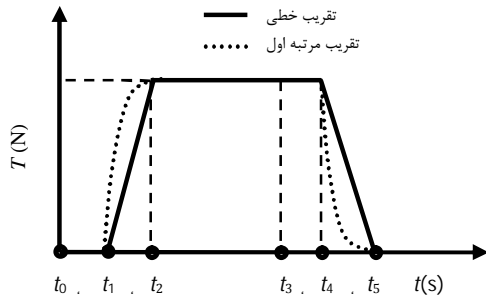
حرکت یک جسم صلب در فضا را می‌توان با معادلات اوایلر به شکل روابط (1) نشان داد [19]:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= [M_x - \omega_y \omega_z (I_z - I_y)] / I_x \\ \dot{\omega}_y &= [M_y - \omega_x \omega_z (I_x - I_z)] / I_y \\ \dot{\omega}_z &= [M_z - \omega_x \omega_y (I_y - I_x)] / I_z \end{aligned} \quad (1)$$

که M_x, M_y, M_z مؤلفه‌های ممان فرمان کنترل هستند که حول مرکز جرم ماژول اثر می‌کنند و $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ سرعت زاویه‌ای محورهای بدنی هستند. ممان اینرسی‌های محورهای اصلی بدنی ماژول با I_x, I_y, I_z تعریف شده است. ممان اینرسی‌های حاصل‌ضرب ماژول به قدر کافی کوچک هستند که بتوان آن‌ها را به عنوان نامعینی مدل دینامیکی در نظر گرفت. ممان‌های خارجی وارد بر ماژول شامل تغییرات میدان جاذبه، ممان‌های حاصل از میدان مغناطیسی، خورشیدی و ممان‌های حاصل از تراسترهای گاز سرد هستند. با توجه به این که بزرگی ممان‌های ناشی از تراسترهای گاز سرد چند ده تا چند صد برابر ممان‌های خارجی دیگر است، می‌توان از آن‌ها صرف‌نظر کرده و آن‌ها را به عنوان اغتشاش خارجی وارد بر جسم در طراحی در نظر گرفت.

1- Attitude Heading Reference System (AHR)

2- Proportional-Integrator-Derivative (PID)



t_0	فرمان آتش	t_3	فرمان خاموش
t_1	تولید تراست	t_4	افت تراست
t_2	زمان نشست روشن شدن	t_5	زمان نشست خاموش شدن

شکل 3- زمان‌بندی‌های دینامیک روشن-خاموش تراستر و تقریب‌های آن

5- کنترل

وجود تکینگی در معادلات سینماتیک مبتنی بر زوایای اوپلر در زوایای مانور نزدیک به 90 درجه موجب می‌شود برای رهایی از این مشکل که در مأموریت مازول مسلم است، از سینماتیک مبتنی بر کوتاه‌ترین استفاده شود. برای محاسبه قانون کنترل بر اساس کوتاه‌ترین، بردار \hat{q} به شکل رابطه (3) تعریف می‌شود:

$$[\hat{q}]_R = \hat{i}q_{1R} + \hat{j}q_{2R} + \hat{k}q_{3R} + q_{4R} \quad (3)$$

ماتریس کسینوس هادی وضعیت مطلوب و وضعیت مازول $[A_M]$ و $[A_T]$ را می‌توان بر حسب کوتاه‌ترین بیان کرد و به ترتیب با $[A(q_M)]$ و $[A(q_T)]$ نشان داد. در نتیجه ماتریس $[A_E]$ با استفاده از ضرب کوتاه‌ترین بر حسب جملات کوتاه‌ترین به شکل زیر معرفی می‌گردد [17] طبق روابط (4) و (5) داریم:

$$[A(q_E)] = [A(q_T)][A(q_M)]^{-1} = [A(q_T)][A(q_M^{-1})] \quad (4)$$

و

$$q_E = \begin{bmatrix} q_{1E} \\ q_{2E} \\ q_{3E} \\ q_{4E} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4T} & q_{3T} & q_{2T} & q_{1T} \\ q_{3T} & q_{4T} & q_{1T} & q_{2T} \\ q_{2T} & q_{1T} & q_{4T} & q_{3T} \\ q_{1T} & q_{2T} & q_{3T} & q_{4T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -q_{1M} \\ -q_{2M} \\ -q_{3M} \\ q_{4M} \end{bmatrix} \quad (5)$$

با استفاده از رابطه یک به یک بین المان‌های ماتریس کسینوس هادی و بردار کوتاه‌ترین کنترل روابط (6) حاصل می‌شود [2]:

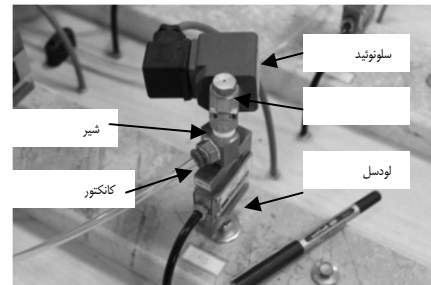
$$\begin{aligned} T_{cx} &= 2K_x q_{1E} q_{4E} + K_{xd} \omega_x \\ T_{cy} &= 2K_y q_{2E} q_{4E} + K_{yd} \omega_y \\ T_{cz} &= 2K_z q_{3E} q_{4E} + K_{zd} \omega_z \end{aligned} \quad (6)$$

مقادیر بهره $K_x, K_y, K_z, K_{xd}, K_{yd}, K_{zd}$ بر اساس روش پیشنهادی در مرجع [19] طراحی گردیده است. برای حصول نتایج عملکردی مطلوب و ارضاء محدودیت‌های عملکردی سامانه هدایت، زمان نشست در بازه 8-12 ثانیه و پاسخ حلقه بسته بدون فراجاهش هدف‌گذاری شده است، بر این اساس و از روابط موجود در متون کنترل کلاسیک مقدار فرکانس طبیعی $\omega_{in}=1 \text{ rad/s}$ و نسبت میرایی $\xi=1$ برای سیستم حلقه بسته محاسبه شده است. مقادیر بهره کنترل طراحی شده در جدول 2 نشان داده شده است.

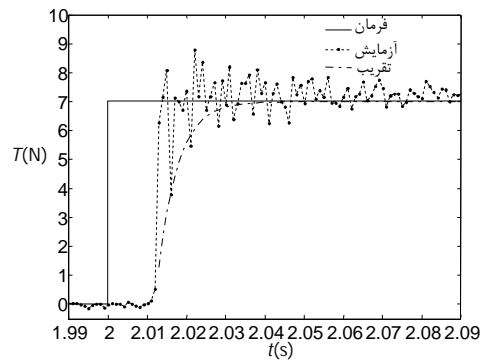
6- مدلاسیون فرمان کنترل

در این تحقیق یک مدولاتور عرض پالس فرکانس پالس برای تراسترها

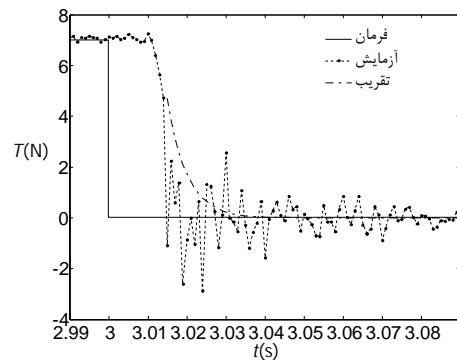
مشخصات مکانیکی شیر و مشخصات فنی سلونوئید بستگی دارد. در شیر بکار رفته در این تحقیق همان طور که در شکل 2 نشان داده شده است زمان تأخیر باز و بسته شدن شیر تراستر از طریق تست عملی محاسبه شده و با انجام تقریب خطی از آن مطابق شکل 3 این زمان برابر 15 میلی ثانیه است. این مقدار پس از طراحی و انجام تغییرات لازم برای رسیدن به حداقل تأخیر به دست آمده است. دومین تأخیر شامل زمان‌های $t_2 - t_1$ در روشن شدن و $t_5 - t_4$ در خاموش شدن ثبت شده است که حاصل تأخیر دینامیک گاز عبوری از لوله‌ها، شیر و نازل است. هرچقدر این زمان کوچک‌تر باشد به حالت ایده آل نزدیک‌تر است اما مقادیر 10-15 میلی ثانیه برای این تأخیر معمول است [13]. این زمان از طریق تست عملی در این تحقیق محاسبه شده است و با تقریب خطی از آن مطابق شکل 3، برای تراستر طراحی شده برابر 15 میلی ثانیه محاسبه شده است. با تقریب مرتبه اول برای زمان اوج $t_2 - t_1$ و زمان افت $t_5 - t_4$ پاسخ‌های مناسب‌تری در شبیه‌سازی عددی ایجاد می‌کند. این تقریب در شکل 3 نشان داده شده است. ثابت زمانی به دست آمده برای تست انجام شده در تقریب مرتبه اول برابر 5 میلی ثانیه محاسبه شده است.



شکل 1- مجموعه تراستر گاز سرد



(الف)



(ب)

شکل 2- پاسخ تراستر 7 نیوتنی (الف) روشن، (ب) خاموش

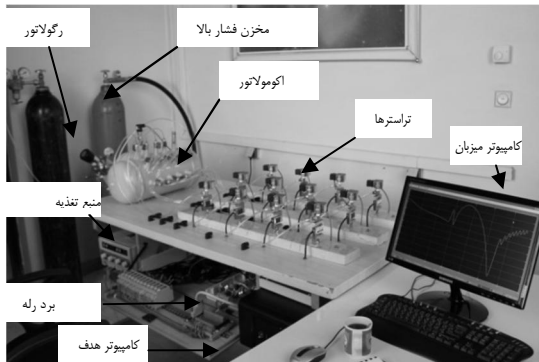
و سرعت 40 کیلو نمونه بر ثانیه طرح‌ریزی شده است. سخت‌افزار شامل یک برد رله الکترونیکی برای سوئیچ کردن سلونوئیدها است. همچنین میز شامل 12 عدد تراستر و 12 عدد نیروسنج طراحی شده است. میز تست طراحی شده برای این منظور در شکل 5 نشان داده شده است.

دیاگرام بلوکی معماری سخت‌افزار در حلقه در شکل 6 نشان داده شده است. برنامه ترجمه شده به زبان ماشین در پروسسور محاسبات لازم را انجام داده و فرمان خاموش-روشن را به برد رله و از آنجا به سلونوئید ارسال می‌کند. تراست حاصل از تراسترها وسط نیروسنج‌ها محاسبه شده و توسط بردهای الکترونیکی مربوطه و از طریق مبدل‌های آنالوگ به دیجیتال وارد برنامه جاسازی شده در پروسسور می‌شود. ارتباط میان دو پروسسور از طریق پروتکل تی سی پی آی³ طرح‌ریزی شده است و هرگونه تغییر و اصلاح متغیرهای سیستم را می‌توان به صورت لحظه‌ای اجرا کرد.

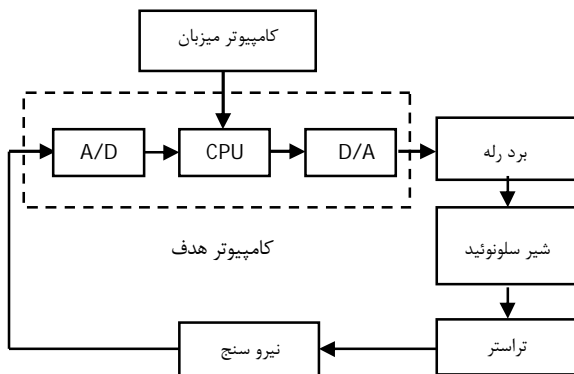
8- نتایج

دیاگرام بلوکی سامانه هدایت-کنترل-ناوبری مازول زیر مداری در شکل 7 نشان داده شده است. فرمان هدایت بر اساس دنبال سازی زوایای اویلر مازول صادر شده و برای سرعت‌های زاویه‌ای اولیه و پایانی مانور برابر صفر طرح‌ریزی شده است. دینامیک تراسترها بر اساس مدل استخراج شده در بخش‌های قبلی شامل تأخیرهای زمان روشن-خاموش شدن طبق شکل 3 طراحی شده است.

اغتشاشات وارد بر سیستم شامل نویز سنسور و اغتشاش ناشی از نامیزانی تراسترها است. به منظور مطالعه نامیزانی تراسترها نسبت به محورهای اصلی بدنی مازول، ماتریس 7 تعریف شده که حداکثر ممان اغتشاشی هر محور را تعیین می‌کند. برای مدل‌سازی این نامیعینی در این تحقیق، 5% از ممان هر



شکل 5- نمایی از میز سخت‌افزار در حلقه تراسترهای گاز سرد



شکل 6- دیاگرام بلوکی معماری سخت‌افزار در حلقه

جدول 2 مقادیر ضرایب کنترلی

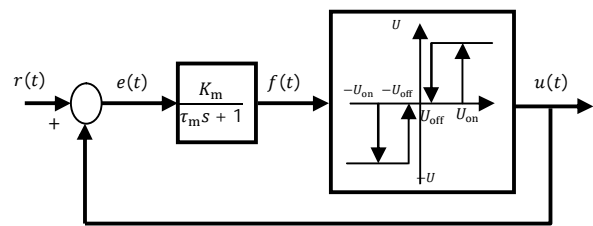
پارامتر	مقدار
K_{zd}	120
K_z	57
K_{yd}	120
K_y	57
K_{xd}	40
K_x	19

به کاررفته است. نتایج هر دو شبیه‌سازی عددی و شبیه‌سازی تجربی عملکرد عالی این مدولاتور را برای کاربرد در فضاپیما بر اساس معیار مصرف سوخت در مقایسه با مدولاتورهای عرض پالس و مدولاتور فرکانس پالس، نشان می‌دهد مدولاتور عرض پالس - فرکانس پالس شامل یک فیلتر مرتبه اول با یک اشمیت تریگر و یک حلقه بازخورد، مطابق شکل 4 است.

سازوکار عملکرد اشمیت تریگر یک ناحیه مرده و یک هیستریزس ایجاد می‌کند که از تحریک ناخواسته عملگرها جلوگیری می‌کند. این مدولاتور دارای پنج درجه آزادی است که انتخاب مقادیر متغیرهای آن ابتدا بر اساس تحلیل رفتار استاتیک این مدولاتور انجام شده و سپس در شبیه‌سازی و از طریق تکرار تنظیم می‌گردد. مرجع [6] محدوده مناسبی برای انتخاب این متغیرها پیشنهاد کرده است. بر این اساس بهره مدولاتور K_m برابر یک انتخاب شده است. حداکثر ممان خروجی اشمیت تریگر برابر $U=T()$ است. این انتخاب بر اساس مقادیر انتخاب شده برای پارامترهای مدولاتور بر اساس مشخصات عملکردی تراسترها در جدول 3 نشان داده شده است. این پارامترها به میزان خطای پاسخ خروجی وابسته هستند و تأثیر زیادی بر روی میزان انرژی مصرفی کنترل دارند. بر اساس مأموریت مورد انتظار برای مازول و نیازمندی‌های سامانه هدایت، حداکثر خطا در کانال غلت برابر یک درجه و در دو کانال دیگر برابر چهار درجه است که این مقادیر در طراحی و تنظیم پارامترهای مدولاتور مورد استفاده قرار می‌گیرد.

7- میز شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه

شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه سامانه در محیط ایکس پی سی تارگت¹ سیمولینک متلب با استفاده از یک پروسسور 500 مگاهرتز پنتیوم² و برد واسط ای-تی-818 ال، با 16/16 کانال دیجیتال ورودی/خروجی و 16 کانال ورودی آنالوگ و 12 کانال مبدل آنالوگ به دیجیتال با قدرت تفکیک 12 بیت



شکل 4- دیاگرام بلوکی مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس

جدول 3 مقادیر پارامترهای طراحی شده برای مدولاتور

پارامتر	مقدار
τ_m	0.5
k_m	1.0
U	60
U_{off}	1.0
U_{on}	2.0

1- xPC Target
2-500MHz Pentium III

زاویه 90 درجه را به خوبی نشان می‌دهد (شکل‌های 9 و 14). این نقطه یک نقطه تکینگی در موقع استفاده از زوایای اوپلر است.

نتایج عملکردی در این شبیه‌سازی با نتایج شبیه‌سازی مرجع [21] در حالت مانورهای سریع که برای یک فضای صلب بر اساس روش جابجایی قطب، انجام شده، مقایسه شده است. در این مرجع [21] مشخصه عملکردی زمان نشست در حدود 9 ثانیه محاسبه شده است و در پژوهش حاضر این زمان حدود 10 ثانیه به دست آمده است.

شبیه‌سازی‌ها براساس یک مانور نمونه از مانورهای کنترل وضعیت مازول که توسط سامانه هدایت به سامانه کنترل اعمال می‌شود طرح‌ریزی شده است. زوایای فرمان اوپلر صفر درجه در محور غلت برای تمام مدت مانور، صفر، 90 و -60 درجه در محور فراز و -60، 45 و صفر درجه در محور سمت برای زمان‌های پنج، 40 و 70 ثانیه برنامه‌ریزی شده است. نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در شکل‌های 18-22 نشان داده شده‌اند. زمان پاسخ آن‌ها در حدود 25% بیشتر از نتایج شبیه‌سازی عددی است که ناشی از پدیده‌های مدل نشده در سنسورها و سخت‌افزار تراسترها است. به علاوه جهش پاسخ در کانال غلت در حدود 16% افزایش پیدا کرده است. شکل‌های 17 و 22 تطابق بسیار خوبی بین سرعت زاویه‌ای بدنی بین نتایج شبیه‌سازی عددی (در حالت وجود اغتشاش) و شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه نشان می‌دهند. نهایتاً مقایسه شکل‌های 13-17 و 18-22، اعتبار نتایج شبیه‌سازی عددی با مدل اغتشاش را نشان می‌دهند. اگرچه شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه پاسخ‌های مناسب‌تر و واقعی‌تری را به خاطر وجود تراستر و سنسورهای در حلقه به نمایش می‌گذارند اما بهره‌برداری از آن به دلایل سخت‌افزاری محدود است؛ بنابراین شبیه‌سازی‌های عددی هنوز در جایی که به تکرارهای زیادی از شبیه‌سازی نیاز است مانند شبیه‌سازی‌های محاسبه بودجه خطا به روش مونت کارلو، بسیار سودمند است.

شکل 23 انرژی تلاش کنترلی را در سه حالت مختلف نشان می‌دهد، منحنی خط پر مجموع ضربه کنترل مانور را در شبیه‌سازی عددی بدون هیچ‌گونه اغتشاش نشان می‌دهد، منحنی خط چین مجموع ضربه کنترل مانور را در شبیه‌سازی عددی با وجود اغتشاش نشان می‌دهد و منحنی خط- نقطه مجموع ضربه کنترل مانور را در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که ضربه کنترل در حالت وجود نویز و

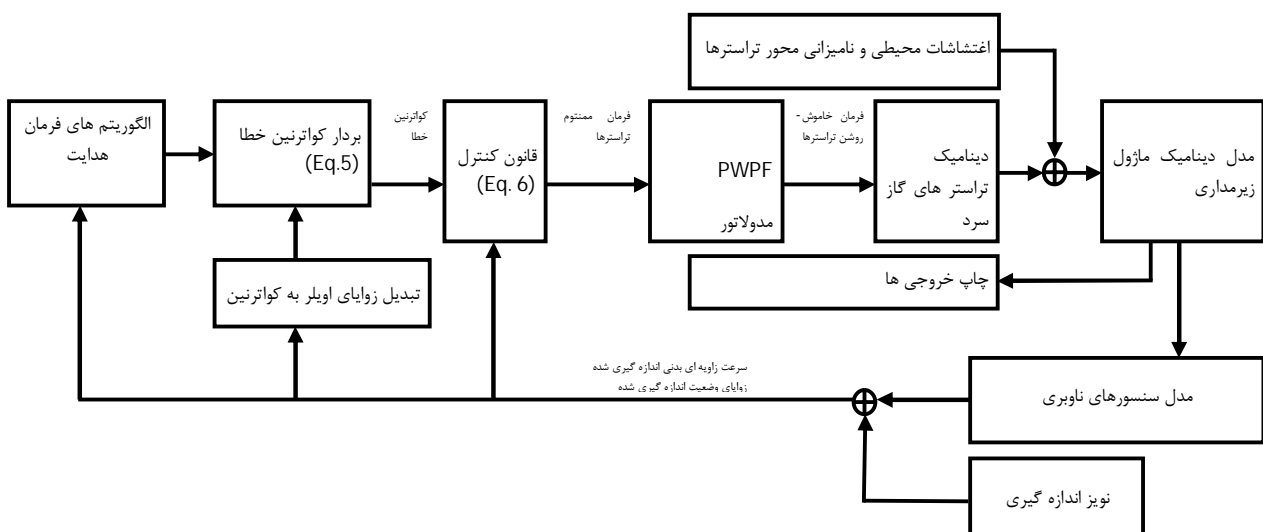
محور به عنوان اغتشاش بر روی محورهای دیگر در نظر گرفته شده است؛ بنابراین اغتشاش وارده به مازول را می‌توان به شکل رابطه (7) مدل کرد:

$$d = \nabla \cdot \delta \quad , \quad -1 < \delta < 1 \quad (7)$$

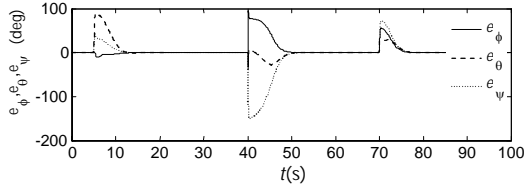
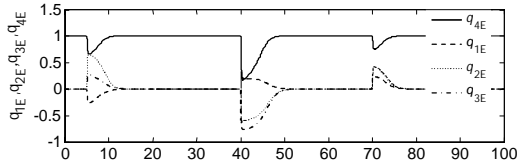
که

$$\nabla = \begin{bmatrix} 0 & 0.05 & 0.05 \\ 0.05 & 0 & 0.05 \\ 0.05 & 0.05 & 0 \end{bmatrix}$$

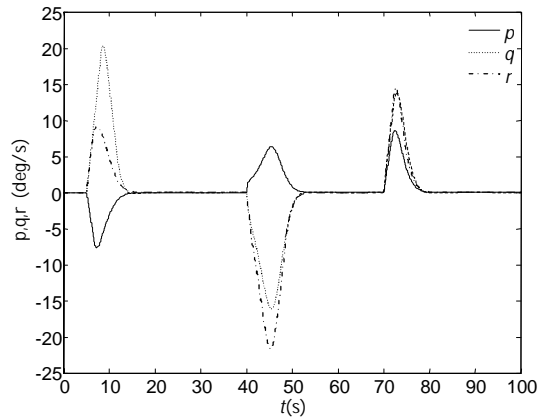
همچنین نویز سنسورها با نویز سفید گوسین، واریانس 0/01، میانگین صفر و بر اساس اطلاعات استخراج شده از سنسورهای ناوبری شبیه‌سازی شده است. هر دو تست شبیه‌سازی عددی و شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه انجام شده و نتایج آن مورد تحقیق، بررسی و مقایسه قرار گرفته است. برای شبیه‌سازی عددی ابتدا عملکرد سامانه در حالت ایده آل و عدم وجود نویز سنسور و نامیزانی تراستر و سپس در حالت وجود اغتشاش مورد مطالعه قرار گرفته است. شکل‌های 8-12 نتایج حالت ایده آل را نشان می‌دهد و نتایج مربوط به حالت وجود اغتشاش در سامانه در شکل‌های 13-17 نشان داده شده است. مشاهده می‌شود کنترل‌کننده طراحی شده توانایی دنبال‌سازی فرمان‌های هدایتی را در کمتر از 10 ثانیه با استفاده از تراسترهای خاموش روشن دارد. بدین ترتیب هدف طراحی فراهم شده است، این مقدار با نتایج مانور سریع در مرجع [6] مقایسه شده و صحت این نتایج تأیید می‌گردد. همچنین شکل 8 و 13 برای پاسخ سیستم در کانال غلت نشان می‌دهد که نویز سنسور و نامیزانی محور تراستر می‌تواند مقدار غلت بیشتری را قبل از رسیدن به مقدار صفر موجب شود، علت این موضوع به خاطر وجود نامعینی در سیستم تفسیر می‌شود. شکل‌های 12 و 17 نشان می‌دهند که سرعت زاویه‌ای بدنی در یک مانور به 21 درجه/ثانیه در حالت ایده آل و 24 درجه بر ثانیه در حالت وجود اغتشاش رسیده است. از شکل 17 تأثیر اغتشاش سیستم شامل نویز سنسور و نامیزانی محور تراستر بر میزان نرخ سرعت زاویه‌ای بدنی سیستم به وضوح دیده می‌شود. خطای سیستم در هر سه کانال برای زوایای اوپلر و برای بردار کواترنین (معادله 6)، در کمتر از 8 ثانیه برای حالت ایده آل و در کمتر از 11 ثانیه برای حالت وجود اغتشاش به سمت صفر همگرا می‌گردند که این موضوع در شکل‌های 11 و 16 نمایش داده شده است. کنترل‌کننده مبتنی بر بازخورد کواترنین توانایی دنبال‌سازی فرمان‌های هدایتی در کانال فراز برای



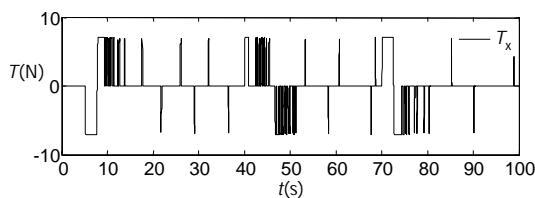
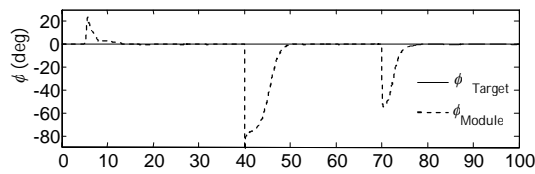
شکل 7- دیاگرام بلوکی شبیه‌سازی عددی کنترل وضعیت مازول زیر مداری



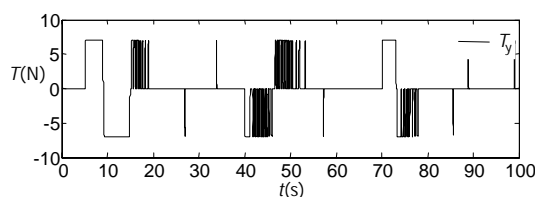
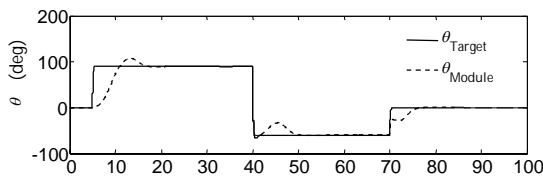
شکل 11 همگرایی بردار کوتاه‌ترین خط و زوایای اویلر



شکل 12 سرعت‌های زوایای بدنی در مانور

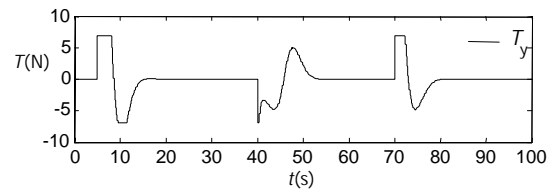
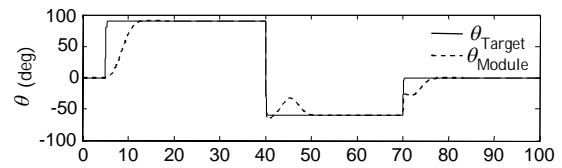


شکل 13 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال چرخ با ناهمراستایی تراستر و نویز اندازه‌گیری

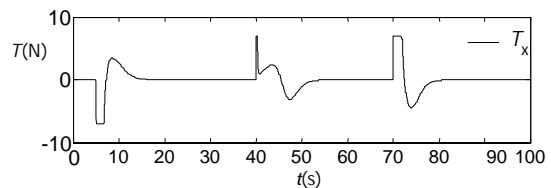
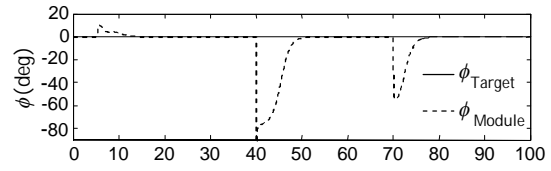


شکل 14 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال فرار با ناهمراستایی تراستر و نویز اندازه‌گیری در زاویه 90 درجه

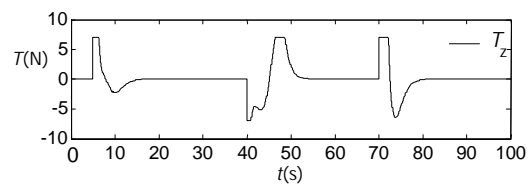
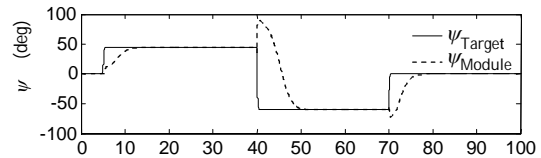
گتاشاش در حدود 30% نسبت به حالت بدون نویز و اغتشاش افزایش پیدا می‌کند و این امر طبیعی و مورد انتظار است و صحت نتایج را تأیید می‌کند. در حالت شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه ضربه کنترل در حدود 40% نسبت به حالت شبیه‌سازی عددی با وجود نویز و اغتشاش افزایش پیدا می‌کند. این موضوع نشان می‌دهد پدیده‌های مدل نشده دیگری در واقعیت وجود داشته است که در شبیه‌سازی عددی مدل نشده است همچنین این مقدار تفاوت می‌تواند از انتخاب غیر واقعی مقادیر نامعینی در مدل شبیه‌سازی عددی باشد و با افزایش این مقادیر در مدل عددی می‌توان این دو دسته نتایج عددی و سخت‌افزار در حلقه را به هم نزدیک کرده و مدل عددی دقیق‌تری به دست آورد. در ادامه با تنظیم ماتریس ناهمراستایی تراستر و افزایش مقادیر غیر قطری به 0/1، مقدار مجموع ضربه کنترل در شکل 24 برای مانور نمونه با 6% اختلاف به مقدار شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه نزدیک شده است؛ بنابراین اکنون می‌توان از این مدل عددی تنظیم شده با دقت قابل قبول در شبیه‌سازی‌های مکرر عددی استفاده کرد



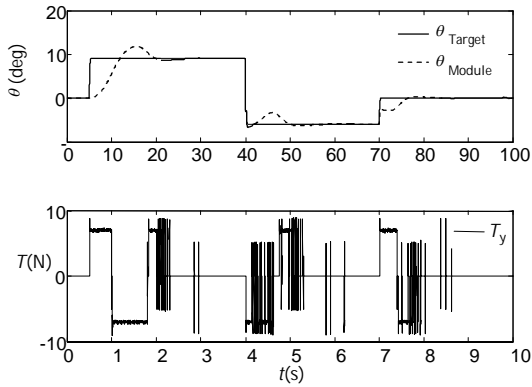
شکل 8 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال چرخ



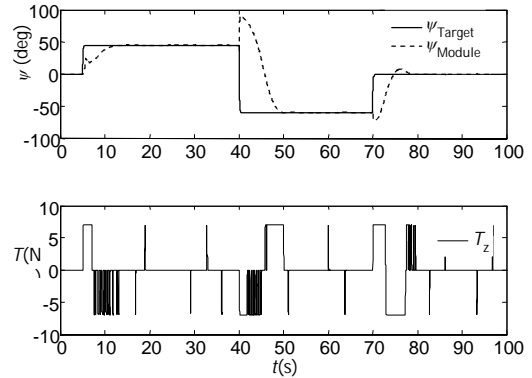
شکل 9 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال فرار در زاویه 90 درج



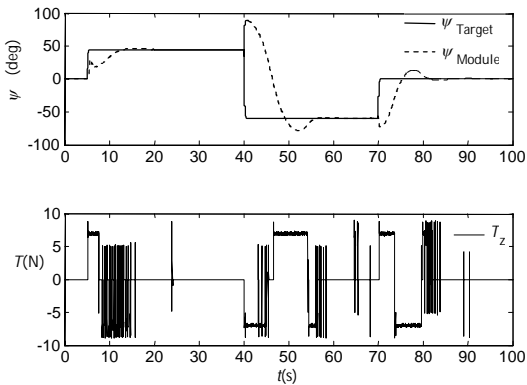
شکل 10 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال سمت



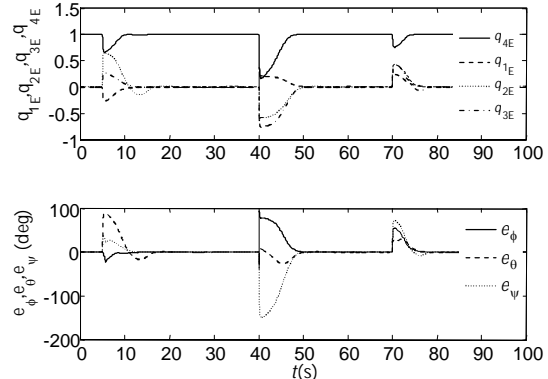
شکل 19 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال فراز با ناهمراستایی تراستر و نوبز اندازه‌گیری در تست HIL



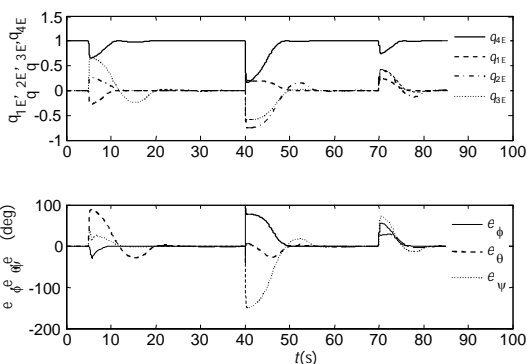
شکل 15 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال سمت با ناهمراستایی تراستر و نوبز اندازه‌گیری



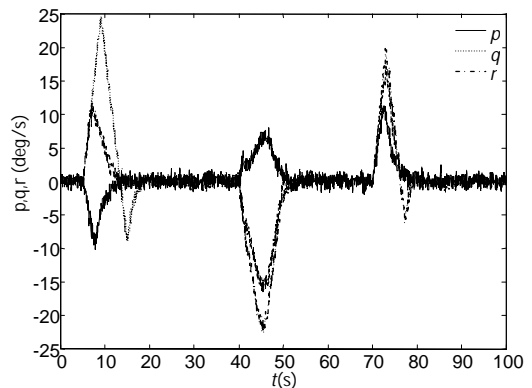
شکل 20 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال سمت با ناهمراستایی تراستر و نوبز اندازه‌گیری در تست HIL



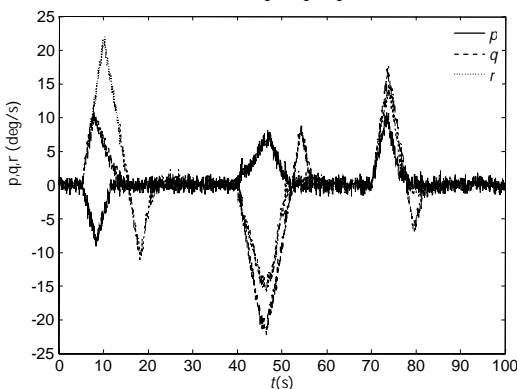
شکل 16 همگرایی بردار کوتاه‌ترین خطا و زوایای اوایل با ناهمراستایی تراستر و نوبز اندازه‌گیری



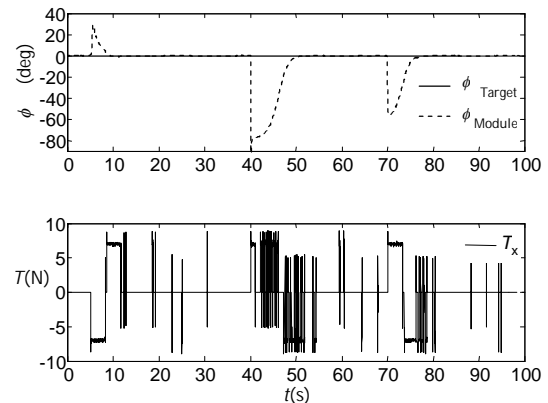
شکل 21 همگرایی بردار کوتاه‌ترین خطا و زوایای اوایل با ناهمراستایی تراستر و نوبز اندازه‌گیری در تست HIL



شکل 17 سرعت‌های زاویه‌ای بدنی در مانور با ناهمراستایی تراستر و نوبز اندازه‌گیری



شکل 22 سرعت‌های زاویه‌ای بدنی در مانور با ناهمراستایی تراستر و نوبز اندازه‌گیری در تست HIL

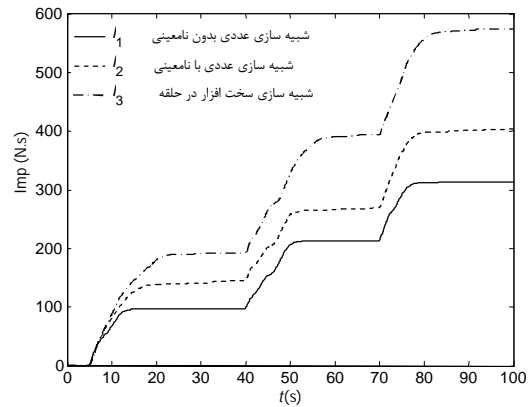


شکل 18 تعقیب فرمان هدایت و فرمان کنترل کانال چرخ با ناهمراستایی تراستر و نوبز اندازه‌گیری در تست HIL

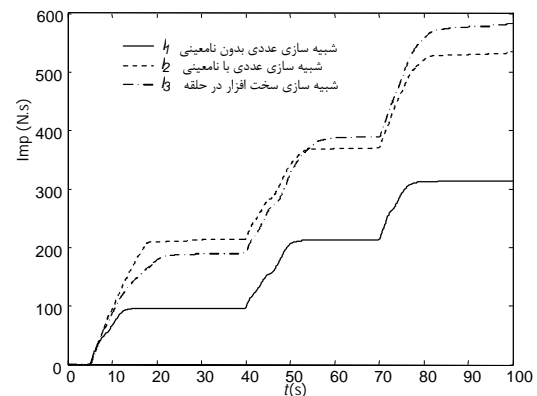
τ_m	ثابت زمانی مدولاتور (s)
Δ	حداقل عرض پالس خروجی مدولاتور (s)
∇	ماتریس ناهمراستایی تراسترها
d	اغتشاش وارده به سیستم (N.m)
f	فرکانس کار مدولاتور (Hz)
H	ممنتوم زاویه‌ای (kg.m ² .s ⁻²)
h	عرض هیستریزس مدولاتور (s)
M	ممان موثر بر مازول (N.m)
علائم یونانی	
θ	زاویه فراز مازول (rad)
φ	زاویه غلت مازول (rad)
ψ	زاویه سمت مازول (rad)

11- مراجع

- [1] B. Peterman, "Attitude Control of Small Satellites Using Fuzzy Logic" Montreal, Department of mechanical Engineering, *thesis. McGill University*, US, 1997.
- [2] B. C. Sun, Y. K. Park, W. R. Roh and G. R. Cho. "Attitude Controller Design and Test of Korea Space Launch Vehicle-I." *International Journal of Aeronautical & Space Sciences* (The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences), 2010, Vol. 11, No. 4, pp 303-314.
- [3] J. L. Crassidis, F. L. Markley, T. C. Antony and S. F. Andrews, "Nonlinear predictive control of spacecraft." *AAIA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1997, Vol. 20, No. 6, pp 1096-1103.
- [4] C.Y. Chen, Y. C. Shun, C. C. Cheng, P. S. Liao and Z. C. Fang. "MATLAB-based rapid controller development platform for control applications." *Proc. IMechE*, 2007, Vol. 221 Part C: *Journal of Mechanical Engineering Science*.
- [5] D.A. Neal, M. G. Good, C. O. Johnston, H. H. Robertshaw, W. H. Mason and D. J. Inman "Design and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration", 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, *Structural Dynamics & Materials Conference*. Palm Springs, California, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 19 - 22 April 2004.
- [6] D. Kim, S. Y. Park, J. W. Kim and K. H. Choi. "Development of a Hardware-in-the-loop (HIL) Simulation for Spacecraft Attitude Control Using Momentum Wheels", *Journal of Astronautics and Space Sciences*, 2008, Vol. 25, No. 4, pp 347-360.
- [7] S. Di. Gennaro, "Passive Attitude Control of Flexible Spacecraft from Quaternion Measurements" *Journal of optimization theory and applications*, 2003, Vol. 16, No. 1, pp 41-60.
- [8] G. Arantes, L. S. Martins-Filho, A. C. Santana; "Optimal On-Off Attitude Control for the Brazilian Multimission Platform Satellite", Bremen, Germany, Center of applied space Technology and Microgravity, 2009.
- [9] A. L. Herman and B. A. Conway, "Optimal spacecraft attitude control using collocation and nonlinear programming", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Sept.-Oct 1992, Vol. 15, No. 5, pp 1287-1289.
- [10] H. Weidon, Z. Yulin, "Rate damping control for small satellite using thruster", *Acta Astronautica*, 2004, Vol. 55, pp 9-13.
- [11] H. Bang, J. S. Lee, Y. J. Eun, "Nonlinear Attitude Control for a Rigid Spacecraft by Feedback Linearization", *KSME International Journal*, 2004, Vol. 18, No. 2, pp 203-210.
- [12] J. L. Junkins and J.D. Turner, "Optimal continuous torque attitude maneuvers." *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1980, Vol. 3, No. 3, pp 210-217.
- [13] S.M. Justin, M. A. Shoemaker and J. Eide. "Characterization of cold-gas-thrusters for use on spacecraft simulation." Blacksburg, VA 24061, AIAA, 2004.
- [14] L.S. Pontryagin, V.G. Boltyanskii, R.V. Gamkrelidze, E.F. Mishchenko., *The Mathematical Theory of Optimal Processes*. New York: Gordon and Beach, 1986.
- [15] L. Henzhe, Y. Choi and H. Bang "Adaptive attitude control of spacecraft using neural networks", *Acta Astronautica*, Vol. 64, No. 7-8 (04/2009), pp 778-786.
- [16] P. Tobbe, A. Matras, D. Walkerz, K. Betts, R. Hughes and M. Turbe "Real-Time Hardware-in-the-Loop Simulation of Ares I Launch Vehicle. *Dynamic Concepts*", Science Applications International Corporation, Huntsville, AL, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [17] P. Wenderski, J. Shan "Hardware-in-the-Loop Simulation for Spacecraft Formation Flying " *Journal of Control Science and Engineering* (Hindawi Publishing Corporation) 2010 (2010).
- [18] R. Keil and S. Theil. "Modelling the Attitude Noise of the Gaia Spacecraft A Simplified Approach." *Space Science Rev* (Springer), 2010, pp 197-207.
- [19] M. J. Sidi, "Spacecraft Dynamics and Control-A Practical Engineering Approach", United State of America, *Cambridge University Press*, 1997.



شکل 23 مجموع ضربه کنترل در مانور نمونه



شکل 24 مجموع ضربه کنترل در مانور نمونه پس از تنظیم نامعینی در شبیه‌سازی عددی

9- نتیجه‌گیری

با انجام تست‌های سخت‌افزار در حلقه و مقایسه آن‌ها، نتایج تست شبیه‌سازی عددی مورد تأیید قرار گرفت. نتایج حاصل از این دو تست نشان داد تأثیر نامیزانی محور تراسترها و نویز اندازه‌گیری قابل توجه است و مدل‌سازی نامیزانی محور تراستر تا 30% افزایش مجموع ضربه کنترل در یک مانور نمونه را نشان می‌دهد. با استفاده از نتایج تست‌های سخت‌افزار در حلقه، میزان نامعینی و اغتشاش مدل شده در مدل عددی با مقادیر تجربی جایگزین گردید و با افزایش عناصر ماتریس Γ به $0/1$ مقدار مجموع ضربه کنترل در شبیه‌سازی عددی و سخت‌افزار در حلقه با 6% اختلاف به هم نزدیک گردید. اکنون از این مدل برای شبیه‌سازی‌های با تکرار بالا از جمله شبیه‌سازی‌های مونت کارلو با دقت بسیار مناسب و نزدیک به مدل حقیقی استفاده خواهد شد. بدین ترتیب در جایی که به انجام تست‌های مکرر نیاز است، هزینه انجام این تست‌ها تقلیل می‌یابد.

10- علائم

I_x, I_y, I_z	ممان اینرسی محورهای اصلی مازول (kg.m ²)
k_m	بهره مستقیم مدولاتور
L_x, L_y, L_z	بازوی تراستر هر محور (m)
ρ, q, r	سرعت زاویه‌ای بدنی (rad/s)
T_{on}, T_{off}	زمان خاموش-روشن تراسترها (s)
T_{cx}, T_{cy}, T_{cz}	فرمان کنترلی ممان هر محور (N.m)
U_m	سطح تراست خروجی مدولاتور (N)
U_{on}, U_{off}	حاشیه‌های خاموش-روشن مدولاتور (N)

[21] Y. Yang "Quaternion-Based LQR Spacecraft Attitude Control Is a Robust Pole Assignment Design." *Journal of Aerospace Engineering*, ASCE, 2014, No. 27, pp 168-176.

[20] S. Granbing, A. Brij "Vibration Suppression of Flexible Spacecraft During Attitude Control." *Acta Astronautica* 49, No. 2 (2001), pp 73-83.