

توسعه کنترل وضعیت مازول زیرمداری با عملگرهای پیشرانس گاز سرد و استفاده از پسخور کواترین

فضلاله موسوی^{۱*}، جعفر روشنی‌یان^۲ و رضا امامی^۳

۱ و ۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۳- مرکز تحقیقات مکترونیک فضایی، دانشگاه تورنتو کانادا

*تهران، تهرانپارس، خیابان وفادارشرقی

f.moosavi@mail.kntu.ac.ir

در این تحقیق توسعه روش کنترل وضعیت برای مازول زیرمداری، با استفاده از پیشرانه‌های گاز سرد و کاربرد روش ماتریس خطای کواترین برای مأموریت کوتاه مدت مازول فضایی انجام گرفته است. فرمان‌های کنترل وضعیت از سیستم هدایت صادر شده و به کنترلر مبتنی بر کواترین داده می‌شود تا میزان گشتاور لازم هر محور محاسبه شود. سیستم تحت کنترل دارای معادلات دینامیک حرکت وابسته و غیر خطی بوده و در ترکیب با پیشرانه‌های گاز سرد با عملکرد غیرخطی و ناپیوسته، دینامیک پیچیده‌ای حاصل می‌شود. قانون کنترل غیر خطی بر اساس تعریف ماتریس خطای کواترین به همراه کاربرد مدولاتور سیگنال فرمان که زمان خاموش و روشن بودن پیشرانه‌ها را مدوله می‌کند، برای فرمان به پیشرانه‌ها طراحی شده است. از ویژگی‌های این طراحی اجتناب از تکیگی موجود در طراحی‌های مبتنی بر زوایای اویلر و عملکرد مطلوب برای زوایای فرمان بزرگ و با نرخ چرخش بالاست. در شبیه‌سازی، اثرات اغتشاشات خارجی و نامعینی مدل سیستم بررسی شده است که نشان از عملکرد مطلوب کنترل طراحی شده برای کاربرد در مازول فضایی مورد نظر در مأموریت خواسته شده است.

واژه‌های کلیدی: کواترین، کنترل وضعیت، مازول زیرمداری، پیشرانه گاز سرد، شبیه‌سازی

| | |
|--------------------------------|--|
| V | ماتریس اثرات ناهمراستایی و عدم دقت پیشرانه |
| d | اغتشاش مؤثر بر سیستم |
| f | فرکانس کار پیشرانه |
| h | عرض هیستریسیس در سوئیچ تلفیق‌گر |
| H | ممنتوم زاویه‌ای مازول |
| M | گشتاور اعمالی به مازول |
| q | بردار کواترین |
| θ | زاویه اویلر فراز |
| φ | زاویه اویلر غلت |
| ψ | زاویه اویلر سمت |
| $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ | مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی مازول |

فهرست علائم

| | |
|--------------------------|--|
| I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} | ممان اینرسی محوره‌های اصلی مازول |
| k_m | بهره تلفیق‌گر |
| L_x, L_y, L_z | اصله پیشرانه‌ها از مرکز جرم |
| T_{on}, T_{off} | زمان خاموش - روشن بودن پیشرانه |
| T_{cx}, T_{cy}, T_{cz} | فرمان گشتاور کنترل محوره‌های اصلی |
| U_m | خروجی تلفیق‌گر |
| U_{on}, U_{off} | آستانه خاموش - روشن بودن تلفیق‌گر |
| τ_m | ثابت زمانی تلفیق‌گر |
| u_x, u_y, u_z | تلاش کنترلی محوره‌های غلت - فراز و سمت |
| Δ | حداقل عرض پالس خروجی تلفیق‌گر |

مقدمه

وسایل فضایی زیرمداری وسایلی هستند که معمولاً ناحیه خارج از جو را تجربه می‌کنند ولی به ارتفاع و سرعت لازم برای قرار گرفتن

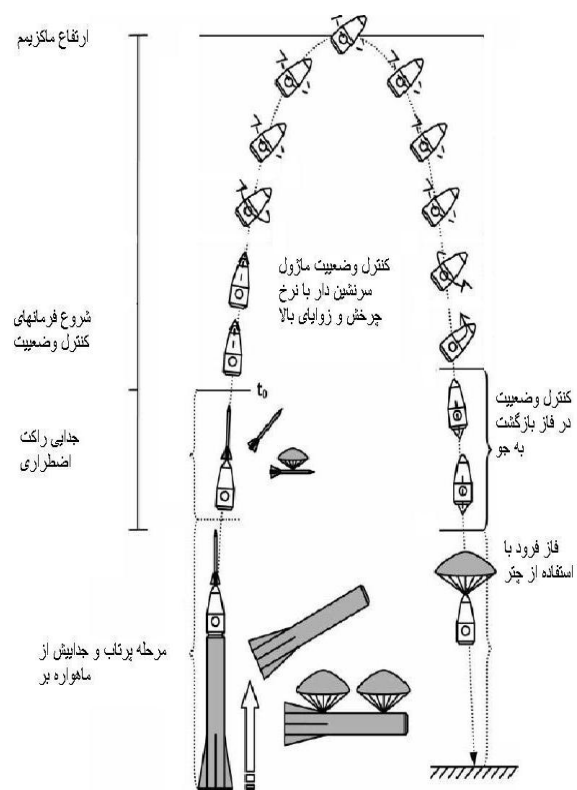
۱- دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۲- استاد

۳- دکتری

در یک ماژول زیرمداری، زیر سیستم هدایت، ناوبری و کنترل^۵ برای اجرا در پیش‌رانه‌ها فرامینی از نوع پیوسته صادر می‌کند درحالی‌که پیش‌رانه‌ها از نوع خاموش- روشن هستند و نمی‌توانند این فرامین را اجرا کنند. برای حل این مسئله سه دسته راه حل پیش‌رو خواهد بود. دسته اول استفاده از الگوریتم‌هایی که فرمان‌های متناسب با این اجزا و از نوع گسسته و قابل اجرا توسط پیش‌رانه‌ها تولید کند که تمام این روش‌ها مستلزم تحلیل و طراحی در حوزه کنترل غیرخطی با المان‌های خاموش- روشن است که می‌توان به روش‌های زیر اشاره کرد: طراحی کنترل بهینه^۶ تغییر وضعیت یک ماژول صلب با مدل دینامیک چرخشی اویلر بر اساس اصل حداقل پونتریاگن^۷ برای مانور تک محوره می‌نیم زمان و می‌نیم انرژی که به ترتیب کنترل خاموش- روشن^۸ و کنترل روشن- خاموش- روشن^۹ حاصل می‌شود و برای اجرا در پیش‌رانه مناسب است [۱]. روش دیگر استفاده از برنامه‌ریزی غیرخطی است که در مرجع [۲] برای مانورهای با زاویه بزرگ فضایی صلب انجام شده است و فرمان‌های خاموش- روشن برای فرمان به پیش‌رانه‌ها ارسال می‌کند. در مرجع [۳] برای فضایی صلب طراحی کنترل با پیش‌رانه تحقیق شده است و حل بسته‌ای برای مانور بهینه چندمحوره با زوایای بزرگ به دست آورده‌اند. طراحی کنترل با روش کنترل مد لغزشی نیز به کنترل سوئیچینگ منجر می‌شود که برای فرمان به پیش‌رانه‌ها مناسب است. مرجع [۴] کنترل مانور حداقل زمان با زاویه بزرگ برای یک فضایی را به این روش انجام داده است. دسته دوم استفاده از تلفیق‌گرهایی است که سیگنال پیوسته فرمان کنترل را به فرمان گسسته برای اجرا در پیش‌رانه تبدیل و تفسیر کند. ساده‌ترین تلفیق‌گر یک رله ایده‌آل است که مبین کنترل بنگ- بنگ است. در مرجع [۵] مقایسه عملکرد سیستم کنترل با کنترل بنگ- بنگ و تلفیق‌گر عرض پالس- فرکانس پالس صورت گرفته است و نتایج آن منتشر شده است. دسته سوم استفاده از روش‌های محاسبات نرم و روش‌های کنترل فازی و شبکه عصبی است که در مرجع [۶] دنبال شده است. بررسی مراجع مذکور نشان می‌دهد هرکدام 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 ممتوم بوده است [۴-۱]، و نوآوری این مقاله در کنترل وضعیت یک ماژول زیرمداری با عملگرهای پیش‌رانه گاز سرد و استفاده از پسخور کوتاه‌ترین، بدون فرض خطی‌سازی و

در مدار نمی‌رسند، بنابراین دوباره به جو باز می‌گردند. کاوشگرها، کپسول‌های سرنشین‌دار و موشک‌های بالستیک در این گروه قرار دارند. در دهه حاضر برنامه‌های فراوانی برای توسعه صنعت گردشگری فضایی با استفاده از کپسول‌های سرنشین‌دار فضایی در حال توسعه و سرمایه‌گذاری است. هرچند تحقیقات فراوانی برای حل مسائل فضایی‌های مداری و فوق مداری انجام گرفته اما تحقیق و توسعه در حوزه فضایی‌های زیر مداری توجه ویژه و جداگانه‌ای، منحصر به خود می‌طلبد. در تحقیق حاضر ماژول^۴ مورد نظر با وزن ۱۰۰۰ کیلوگرم به حداکثر ارتفاع ۱۲۰ کیلومتر صعود می‌کند. طول زمان سیر در فاز میانی در حدود ۴۰۰ ثانیه پیش‌بینی شده است و در طی این مدت لازم است تعدادی مانور وضعیت انجام گیرد که به این منظور سیستم کنترل وضعیت فعال طراحی خواهد شد. پس از جدایی ماژول از ماهواره بر در مقاطع مختلف زمانی فرمان‌های هدایت مبتنی بر کنترل زوایای وضعیت در دستگاه اینرسی زمین مرکز به سیستم کنترل ارسال می‌شود. این فرمان‌ها می‌تواند مقادیر بزرگ با نرخ تغییرات زاویه‌ای بالا داشته باشد. در شکل (۱) شماتیک مراحل مختلف مأموریت یک ماژول زیرمداری نشان داده شده است.



شکل ۱- مسیر پرواز و کنترل وضعیت فعال در طول مأموریت ماژول سرنشین‌دار

5. Guidance-Navigation-Control(GNC)
6. Pontriagen
7. Bang-Bang
8. Bang-Off-Bang

گشتاور وارده به یک نقطه، معادل با نرخ تغییرات ممنتوم زاویه ای جسم حول آن نقطه خواهد بود. این نتیجه برای یک نقطه از یک جسم صلب که در فضا ثابت شده یا نقطه مرکز جرم جسم صلب برقرار می باشد. بنابراین برای یک جسم صلب که تحت گشتاور قرار گرفته است می توان نوشت [۷]:

$$H = I \times \omega \quad (1)$$

$$M = dH/dt \quad (2)$$

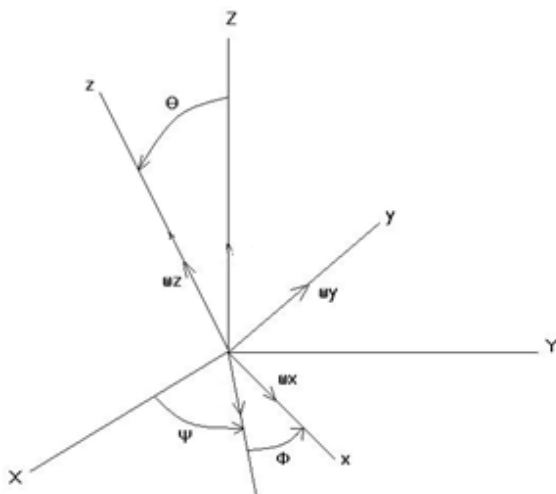
مقدار مطلق نرخ تغییرات ممنتوم زاویه ای H در دستگاه اینرسی حول مرکز جسم عبارتست از:

$$M = [dH/dt]_b + \omega \times H \quad (3)$$

که ω ، سرعت زاویه ای ماژول نسبت به دستگاه مرجع مداری می باشد. با محاسبه این رابطه در دستگاه مختصات کارترین و فرض عدم وجود چرخ عکس عملی در ماژول بدست می آید:

$$M = (\dot{H}_x + \omega_y H_z - \omega_z H_y) i + (\dot{H}_y + \omega_z H_x - \omega_x H_z) j + (\dot{H}_z + \omega_x H_y - \omega_y H_x) k \quad (4)$$

این معادله در واقع سه معادله دیفرانسیل می باشد که گشتاور اعمالی به هر محور را به تغییرات ممنتوم زاویه ای آن محور مربوط می کند. در ماژول مذکور ممان اینرسی هر سه محور متفاوت بوده $(I_{xx} \neq I_{yy} \neq I_{zz})$ و ممان اینرسی های حاصل ضرب نزدیک به صفر فرض شده اند و این به معنای انتخاب محورهای اصلی ماژول به عنوان دستگاه بدنی نصب تراسترهای منطبق بر این محورها می باشد. ممان اینرسی های حاصل ضرب به عنوان نامعینی دینامیک مدل نشده در شبیه سازی های عملکرد لحاظ شده و پایداری و عملکرد مقاوم الگوریتم کنترل در حضور این نامعینی ها بررسی خواهد شد.

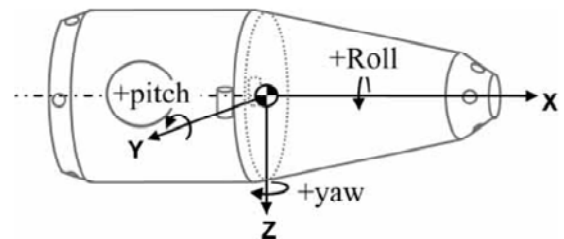


شکل ۳- دستگاه مرجع و زوایای اوپلر ψ, θ, ϕ و سرعت زاویه ای ماژول $\omega_z, \omega_y, \omega_x$

جدا سازی محورها و اعمال فرمان های کنترل وضعیت با زاویه و نرخ چرخش بالا بوده است که در مقالات گذشته چنین رویکرد ویژه ای مدنظر نبوده است.

ویژگی های هندسی ماژول

کنترل وضعیت ماژول با ۱۲ عدد پیشرانه گاز سرد که به صورت زوج های دوتایی برای چرخش در هر جهت روی محورهای اصلی ماژول نصب شده اند انجام می گیرد. در شکل (۲) محورهای مختصات بدنی ماژول نشان داده شده است.



شکل ۲- دستگاه مختصات بدنی ماژول سرنشین دار

در جدول (۱) مقادیر هندسی و وزنی ماژول نشان داده شده است. این مقاله با بخش های زیر ادامه می یابد: در بخش ۲ فرمول بندی دینامیک حرکت مسئله صورت می گیرد، در بخش ۳ طراحی الگوریتم کنترل شامل قانون کنترل و تلفیق گرما انجام می شود، در بخش ۴ شبیه سازی عددی و نتایج نیز در بخش ۵ ارائه شده است.

جدول ۱- پارامترهای هندسی و جرمی ماژول

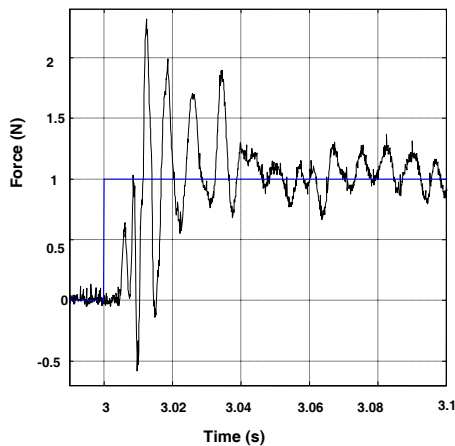
| پارامتر | مقدار |
|--|-----------------------------------|
| جرم ماژول | 1000Kg |
| طول ماژول | 2.2 m |
| شعاع بدنه اصلی | R=0.5 m |
| مرکز ثقل ماژول از کف | Xc.g=1.0 m |
| ممان اینرسی محور x | Ixx=1000 Kg.m2 |
| ممان اینرسی محور y | Iyy= 500 kg.m2 |
| ممان اینرسی محور z | Izz=700 kg.m2 |
| فاصله پیشرانش محور غلت از مرکز جرم | Lx=0.5 m |
| فاصله پیشرانش محور فراز/ سمت از مرکز جرم | Ly= Lz=1.0 m |
| نیروی جفت پیشرانش محورهای x,y,z | Tx=Ty=Tz=60 N |
| حداقل سرعت زاویه ای متوسط محورهای x,y,z | $\omega_{ave} = 10 \text{ deg/s}$ |

معادلات دینامیک حرکت ماژول

دینامیک حرکت جسم صلب با توسعه معادلات عمومی حرکت در وضعیت توسط معادلات اوپلر بیان می شود. عکس العمل در قبال

باید مانورهای سریع وضعیتی انجام دهند. حتی استفاده از چرخ عکس‌العملی پاسخگوی نیاز ماژول نیست. راه حل این موضوع استفاده از پیشرانه‌های عکس‌العملی با اندازه پیشران طراحی شده است. در این پیشرانه‌ها خروج گاز (که اغلب از گاز سرد و خنثی همچون فرئون یا نیتروژن است) با سرعت زیاد از نازل، نیرو تولید می‌کند. این پیشرانه‌ها می‌توانند سطوح گشتاور عکس‌العملی بین ۰/۱ تا ۳۰ نیوتن متر را که در بیشتر کاربردهای فضایی معمول هستند تولید کنند و انجام مانورهای تغییر وضعیت با سرعت بالا را فراهم سازند. اما این پیشرانه‌ها فقط به صورت خاموش-روشن کار می‌کنند و عملکرد پیوسته و خطی ندارند. این موضوع تحلیل و طراحی سیستم کنترل وضعیت را دشوار می‌سازد زیرا مستلزم تحلیل و طراحی در محیط غیرخطی با المان‌های ناپیوسته است. تحقیقات نشان می‌دهد دو مسئله مهم که به سبب حالت پالسی پیشرانه ایجاد می‌شود عبارت است از: ۱- محدودیت در خطای وضعیت ۲- هزینه یا میزان مصرف انرژی که به واریانس نویز اندازه‌گیری ارتباط دارد. بنابراین کیفیت اینگونه سیستم‌ها شدیداً به خصوصیات پیشرانه وابسته است.

نمودار عملکرد پیشرانه شامل زمان خیز و زمان افت پیشرانه است که نمودار آن در شکل (۴) نشان داده شده است. این نمودار از اطلاعات آزمایش‌های تجربی بر روی پیشرانه‌های گاز سرد حاصل شده است. سیکل عملکرد یک نمونه پیشرانه گاز سرد بر اساس نتایج تجربی در شکل ۴- الف نشان داده شده است. پس از ساده‌سازی و فیلتر نوسانات حسگر و کاربرد تقریب خطی می‌توان از نمودار ۴- ب در شبیه‌سازی‌ها استفاده کرد. زمان خیز t_{12} شامل مجموع زمان خیز ناشی از کنترلر و زمان خیز ناشی از دینامیک گاز در عبور از مسیر لوله‌ها، شیر و نازل است. زمان‌های t_{01} و t_{34} براساس زمان سیستم پردازش محاسبه می‌شود که نسبت به زمان تأخیر دینامیک گاز کوچک او در شبیه‌سازی‌ها برابر ۵ میلی ثانیه در نظر گرفته شده است.



(الف)

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{H}_x + \omega_y H_z - \omega_z H_y \\ M_y &= \dot{H}_y + \omega_z H_x - \omega_x H_z \end{aligned} \quad (5)$$

$$M_z = \dot{H}_z + \omega_x H_y - \omega_y H_x$$

با جایگذاری معادله (۱) در معادلات (۵) با فرض ماتریس اینرسی قطری این معادلات تبدیل به معادلات درجه اول بر حسب ω می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= [M_x - \omega_y \omega_z (I_z - I_y)] / I_{xx} \\ \dot{\omega}_y &= [M_y - \omega_x \omega_z (I_x - I_z)] / I_{yy} \\ \dot{\omega}_z &= [M_z - \omega_x \omega_y (I_y - I_x)] / I_{zz} \end{aligned} \quad (6)$$

مقادیر M_x, M_y, M_z ، گشتاورهای اعمالی بر ماژول در دستگاه بدنی هستند که در حالت کنترل غیرفعال ناشی از گرادیان جاذبه یا اغتشاشات دیگر خواهد بود و در حالت کنترل فعال با پیشرانه، گشتاورهای اعمالی در طول مدت زمان روشن بودن پیشرانه خواهد بود و در این حالت به دلیل تفاوت مرتبه گشتاورهای ناشی از گرادیان جاذبه، گشتاورهای مغناطیسی و خورشیدی با مرتبه گشتاورهای تولیدی از پیشرانه، از آنها صرف‌نظر شده و در تحلیل به‌عنوان اغتشاش خارجی وارد شده بر سیستم در نظر گرفته می‌شوند که سیستم کنترل طراحی شده باید توانایی حذف اثر آنها را داشته باشد. با تعریف وضعیت ماژول نسبت به دستگاه مرجع اینرسی زمین مرکز 1 از چرخش‌های خالص و متوالی حول محورهای z, y, x که با φ, θ, ψ علامت‌گذاری شده استفاده می‌شود که به زوایای اویلر معروف است و با نام محورهای غلت، فراز و سمت شناخته می‌شوند و به تنهایی وضعیت ماژول را نسبت به دستگاه مرجع اینرسی زمین مرکز مشخص می‌کنند.

محاسبه نیروی پیشرانه‌های گاز سرد

عملگرهای مورد استفاده برای اجرای قوانین کنترل فعال 2 در کاربردهای فضایی عموماً دستگاه‌های چرخ عکس‌العملی، چرخ ممنتوم و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و در کاربردهای بادبان‌های خورشیدی هستند. چنین گشتاوردهنده‌هایی در یک حالت خطی و پیوسته کار می‌کنند. گشتاوری که آنها می‌توانند فراهم کنند برای دستگاه‌های چرخ عکس‌العملی در محدوده $0/002$ تا 1 نیوتن متر، برای گشتاوردهنده‌های مغناطیسی 10^{-2} تا 10^{-3} نیوتن متر، و برای گشتاوردهنده‌های خورشیدی 10^{-5} الی 10^{-6} نیوتن متر است. پایین بودن حداکثر گشتاور قابل تولید در این روش‌ها موجب می‌شود حداکثر سرعت انجام مانور تغییر وضعیت به وسیله آنها محدود باشد و برای انجام مأموریت‌های ماژول‌های زیر مداری ناکافی باشد. زیرا این وسائل در بازه زمانی کوتاه که در محدوده چند صد ثانیه است

1. Earth-Center-Inertial (ECI)
2. Active Control

باشد این ماتریس برابر واحد شده و به معنای انطباق دستگاه ماژول بر دستگاه هدف می باشد یعنی ماژول به وضعیت مطلوب رسیده است. با تعریف بردار کواترنین q_4 اسکالر q به عنوان بخش برداری، بردار کواترنین به صورت زیر است:

$$q = (q_4, q) \quad (10)$$

$$= i q_1 + j q_2 + k q_3 + q_4$$

به منظور به دست آوردن انتقال یا کنترل وضعیت بر مبنای کواترنین، یک ضرب کواترنین انجام می شود. روش کار بدین صورت است که وقتی با ماتریس کسینوس هادی محاسبات را انجام دهیم دو انتقال وضعیت متوالی با ضرب ماتریسی دو دوران مستقل به دست می آید (معادله ۹). این دو دوران را می توان در قالب کواترنین با $[A(q)]$ برای دوران اول و $[A(q'')]$ برای دوران دوم بیان کرد. انتقال کلی وضعیت در قالب ماتریس کسینوس هادی بر حسب کواترنین به شکل زیر خواهد بود:

$$[A(q'')] = [A(q)][A(q'')] \quad (11)$$

کواترنین به دست آمده q'' را می توان از $[A(q'')] = [A(q)]$ به دست آورد. با استفاده از تعریف ضرب کواترنین، q'' عبارت خواهد بود:

$$q'' = q q'$$

$$= (-q_1 q'_1 - q_2 q'_2 - q_3 q'_3 + q_4 q'_4)$$

$$+ i (+q_1 q'_4 + q_2 q'_3 - q_3 q'_2 + q_4 q'_1)$$

$$+ j (-q_1 q'_3 + q_2 q'_4 + q_3 q'_1 + q_4 q'_2)$$

$$+ k (+q_1 q'_2 - q_2 q'_1 + q_3 q'_4 + q_4 q'_3) \quad (12)$$

اکنون q_E, q_T, q_M که به ترتیب کواترنین وضعیت ماژول، هدف و خطا هستند، به شکل زیر تعریف می کنیم:

$$q_M = q$$

$$q_T = q'$$

$$q_E = q'' \quad (13)$$

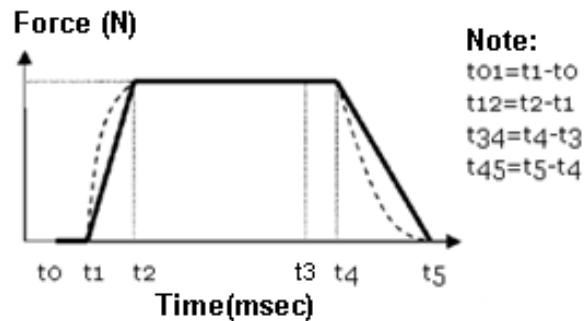
از تعریف ماتریس کسینوس هادی خطا $[A_E]$ در معادله (۵) و بازنویسی آن بر حسب کواترنین خواهیم داشت:

$$[A(q_E)] = [A(q_T)][A(q_M)]^{-1} = [A(q_T)][A(q_M^{-1})] \quad (14)$$

با استفاده از رابطه (۱۲) و نمایش ماتریسی، ماتریس خطای کواترنین به شکل زیر به دست می آید:

$$q_E = \begin{bmatrix} q_{T4} & q_{T3} & -q_{T2} & q_{T1} \\ -q_{T3} & q_{T4} & q_{T1} & q_{T2} \\ q_{T2} & -q_{T1} & q_{T4} & q_{T3} \\ -q_{T1} & -q_{T2} & -q_{T3} & q_{T4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -q_{M1} \\ -q_{M2} \\ -q_{M3} \\ q_{M4} \end{bmatrix} \quad (15)$$

اکنون با کاربرد ماتریس خطای کواترنین و هم ارزی آن با ماتریس خطای کسینوس هادی می توان قانون کنترل زیر را با ترم های شامل میرایی نرخ زاویه ای برای اطمینان از پایداری، ارائه کرد:



(ب)

شکل ۴- الف نمودار تجربی پاسخ پیشرانهای گاز سرد، ب- نمودار تقریبی پاسخ پیشران، خط چین: مقدار تقریبی و خط پررنگ: مقدار تقریب زده شده خطی است.

زمان های خیز و افت t_{12} و t_{45} بر اساس نتایج تجربی به دست آمده از آزمایش های عملی با یک سیستم مرتبه اول دارای ثابت زمانی ۵ میلی ثانیه تقریب زده شده است. حداکثر گشتاور تولیدی هر جفت پیشران بر اساس حداقل شتاب زاویه ای مورد نیاز در هر محور به اضافه یک ضریب تصحیح γ_t محاسبه می شود.

$$T_{max} = I a_{min} (1 + \gamma_t) \quad (17)$$

a_{min} حداقل شتاب زاویه ای لازم در هر محور است. γ_t در این طراحی بر اساس میزان توانایی کنترل در حذف اغتشاش برابر ۰/۲ در نظر گرفته شده است. بر این اساس، مقدار حداکثر نیروی هر پیشران در هر محور محاسبه شده و در شبیه سازی عددی تنظیم نهایی شده است. مقادیر به دست آمده برای پیشران ماکزیمم در هر محور در جدول (۱) نشان داده شده است.

طراحی الگوریتم کنترل

اگر وضعیت ماژول به صورت عباراتی از ماتریس کسینوس هادی $[A_M]$ نسبت به دستگاه مرجع که مانور در آن انجام می شود بیان شود می توان وضعیت مطلوب را در همین دستگاه مرجع تعریف نمود $[A_T]$. بردار فرضی $a = [a_1 \ a_2 \ a_3]$ را می توان در هر دو دستگاه به شکل زیر نشان داد $[Y]$:

$$a_S = [A_M]a$$

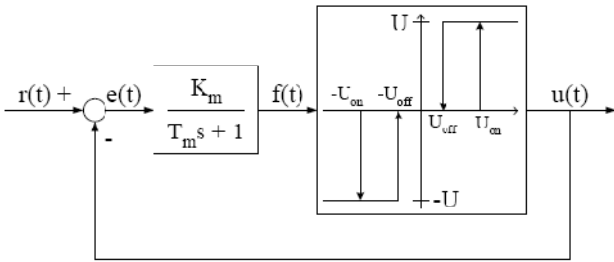
$$a_T = [A_T]a \quad (18)$$

اکنون با ترکیب این دو رابطه خواهیم داشت:

$$a_S = [A_M][A_T]^{-1}a_T = [A_M][A_T]^T a_T = [A_E]a_T \quad (19)$$

ماتریس $[A_E]$ ماتریس خطای کسینوس هادی بوده و اگر اجزای بردار فرضی a در هر دو دستگاه ماژول M و هدف T برابر

است که نتایج مرجع [۹] نشان می‌دهد برای استفاده در سیستم‌های فضایی مناسب هستند. تلفیق‌گر عرض پالس-فرکانس پالس (PWPF)، از یک محرک اشمیت، یک فیلتر مرتبه اول و یک حلقه فیدبک تشکیل می‌شود که فیلتر قبل از محرک اشمیت مطابق شکل (۵) به کار گرفته شده است.



شکل ۵- تلفیق‌گر عرض پالس-فرکانس پالس PWPF

این تلفیق‌گر شامل یک رله با باند مرده و هیستریسیس است که موجب می‌شود از نوسان‌های اضافه عملگر و خاموش و روشن شدن بیهوده پیشرانها جلوگیری به عمل آید و خروجی با یک ترانس تعریف شده حول فرمان ورودی نوسان کند. با توجه به ویژگی عملگرها و عملکرد مطلوب سیستم، پارامترهای این تلفیق‌گر از روابط موجود در [۱۰] محاسبه می‌شود.

با انتخاب بهره مستقیم مدولاتور $k_m = 1$ و خروجی اشمیت تریگر برابر حداکثر گشتاور در دسترس، $U_m = T_{max}$ معادله ویژگی‌های زمانی مدولاتور را می‌توان به شکل ساده شده زیر به دست آورد:

$$T_{on} = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{h}{T_{max} - T_d + U_{on}} \right) \quad (۲۰-الف) \quad \text{که:}$$

$$h = U_{on} - U_{off} \quad (۲۰-ب)$$

$$T_{off} = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{h}{T_d - U_{off}} \right)$$

$$f = \frac{1}{T_{on} + T_{off}} \quad (۲۰-ج)$$

$$\Delta = -\tau_m \ln \left[1 - \frac{h}{k_m U_m} \right] \quad (۲۰-د)$$

در جدول (۲) مقادیر انتخاب شده برای متغیرهای تلفیق‌گر PWPF بر اساس ویژگی‌های عملکردی پیشرانه که قبلاً شرح داده شد بیان شده است. این مقادیر به انتخاب حداکثر میزان خطای پاسخ خروجی سیستم نیز وابسته است که به شدت بر روی میزان مصرف انرژی کنترل تأثیرگذار است. این میزان خطا در محور غلت حداکثر ۱ درجه و برای محورهای فراز و سمت حداکثر ۴ درجه در نظر گرفته شده است که انتخاب این میزان به انتظارات مأموریتی ماژول باز می‌شود.

$$\begin{aligned} T_{cx} &= 2K_x q_{1E} q_{4E} + K_{xd} \omega_x \\ T_{cy} &= 2K_y q_{2E} q_{4E} + K_{yd} \omega_y \\ T_{cz} &= 2K_z q_{3E} q_{4E} + K_{zd} \omega_z \end{aligned} \quad (۱۶)$$

به منظور محاسبه مقادیر ضرایب کنترلی در رابطه (۱۶)، K_x, K_{xd}, \dots بر اساس توابع تبدیل حلقه باز سه محور برای داشتن فرکانس‌های طبیعی حلقه بسته $\omega_n = 1 \text{ rad/s}$ و ضرایب میرایی حلقه بسته $\zeta = 1$ طراحی شده‌اند.

برای محاسبه مقادیر کواترین، از معادله دیفرانسیل زیر استفاده شده است که اگر بردار سرعت زاویه‌ای ماژول نسبت به دستگاه مختصات مرجع مشخص باشد می‌توان از معادله دیفرانسیل زیر برای محاسبه بردار کواترین استفاده کرد [۸]:

$$\frac{d}{dt} q = \frac{1}{2} [\Omega'] q \quad (۱۷)$$

که q بردار کواترین و Ω' تنسور سرعت زاویه‌ای ماژول به شکل زیر است:

$$[\Omega'] = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (۱۸)$$

دستگاه زمین مرکز اینرسی ($E C I_1$) به عنوان دستگاه مرجع مختصات انتخاب شده و در شبیه‌سازی‌ها به کار رفته است. ترتیب زوایای اوپلر برای انتقال از دستگاه اینرسی به بدنه به ترتیب زاویه سمت (ψ) -فراز (θ) - و چرخ (ϕ) انتخاب شده است. به منظور تبدیل زوایای فرمان از زوایای اوپلر به بردار کواترین و تشکیل ماتریس خطای کواترین از هم ارزی ماتریس کسینوس هادی برحسب زوایای اوپلر و ماتریس کسینوس هادی برحسب عناصر کواترین، روابط زیر حاصل شده است که حرف S مخفف تابع Sin و حرف C مخفف تابع Cos انتخاب شده است:

$$\begin{aligned} q_1 &= C\psi C\theta S\phi - S\psi S\theta C\phi \\ q_2 &= C\psi S\theta C\phi + S\psi C\theta S\phi \\ q_3 &= S\psi C\theta C\phi - C\psi S\theta S\phi \\ q_4 &= C\psi C\theta C\phi + S\psi S\theta S\phi \end{aligned} \quad (۱۹)$$

بیان وضعیت جسم در دستگاه مرجع با ماتریس کسینوس هادی به محاسبه ۹ عنصر a_{ij} که متشکل از توابع مثلثاتی نیز هست نیاز دارد؛ درحالی‌که اگر از کواترین‌ها استفاده شود تنها به محاسبه ۴ پارامتر q_i نیاز خواهد بود (در واقع فقط ۶ پارامتر مستقل ماتریس کسینوس هادی و سه پارامتر مستقل بردار کواترین وجود دارد) و این به معنای کاهش زمان پردازش و محاسبات کامپیوتر پرواز است.

مدولاسیون سیگنال فرمان کنترل

در این تحقیق برای تفسیر فرمان‌های پیوسته فرمان کنترل به پیشرانها از تلفیق‌گر عرض پالس-فرکانس پالس استفاده شده

به منظور بررسی این موضوع ۱۰٪ گشتاور ناشی از ناهمراستایی هر کانال برای محور سوم در نظر گرفته می شود که ماتریس مذکور به شکل زیر به دست آمده است و d ، اغتشاش اعمال شده به مازول است.

$$\nabla = \begin{bmatrix} 0 & 0.1 & 0.1 \\ 0.1 & 0 & 0.1 \\ 0.1 & 0.1 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$d = \nabla \cdot \gamma \quad \text{where: } 0 < \text{abs}(\gamma) < 1$$

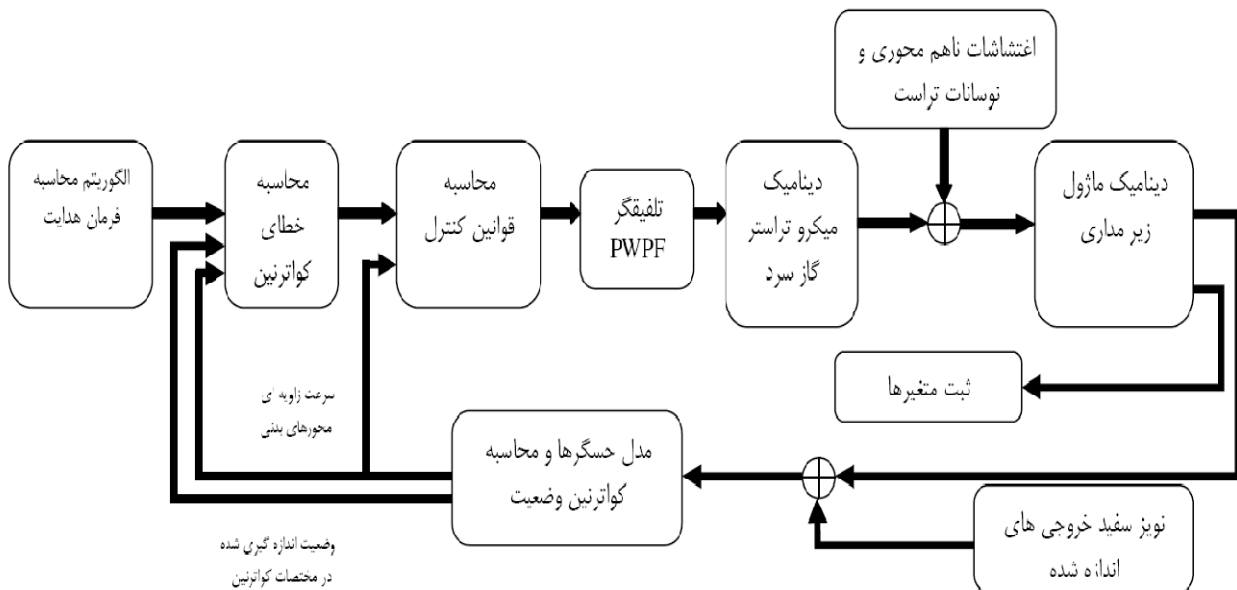
نتایج شبیه سازی در دو حالت مورد بررسی قرار گرفته است. در حالت اول هیچگونه نویز اندازه گیری و اغتشاش خارجی بر مازول اعمال نشده است. دنبال سازی زوایای فرمان ورودی برای زوایای بزرگ برای سه محور در شکل های (۷) تا (۹) نشان می دهد دنبال سازی به نحو مطلوب و با پیشرانهای خاموش- روشن انجام گرفته است. شکل (۱۰) میرایی مقادیر خطای زوایای اویلر و نیز میرایی ماتریس خطای کوتاهترین را برای زوایای بزرگ ورودی نشان می دهند و نرخ زوایای اویلر در شکل (۱۱) نشان داده شده است. در حالت دوم ناهمراستایی پیشرانها و اعمال نویز سفید با میانگین صفر و واریانس $\sigma^2 = (0.1)^2$ مدل سازی و بررسی شده است. نتایج به دست آمده در شکل های (۱۲) تا (۱۷) نشان می دهد دنبال سازی فرمان ورودی به نحو مطلوب انجام گرفته و اثرات اغتشاش خارجی نیز کاملاً جبران شده است.

جدول ۲- پارامترهای تلفیقگر PWWF

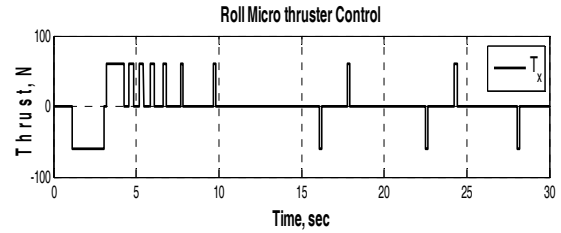
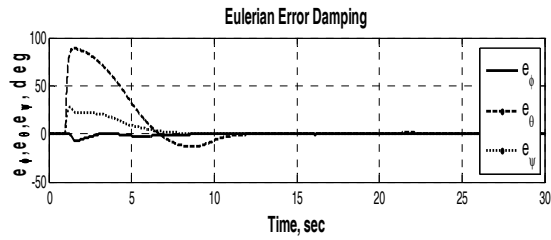
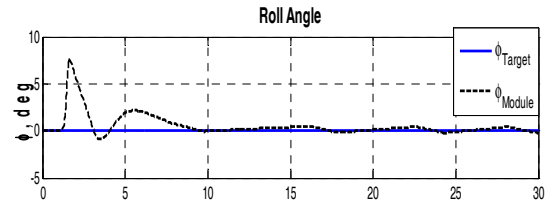
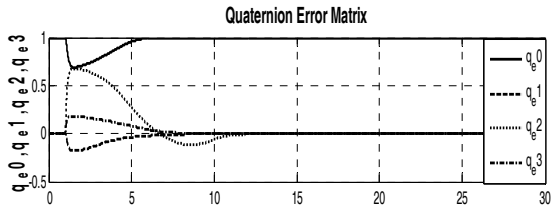
| پارامتر | مقدار |
|-----------|-------|
| U_{on} | 2.0 |
| U_{off} | 1.0 |
| U_m | 60.0 |
| k_m | 1.0 |
| τ_m | 0.5 |

شبیه سازی

بلوک دیاگرام سیستم های هدایت-کنترل مازول شبیه سازی شده در محیط سیمولینک در شکل (۶) نشان داده شده است. فرمان های هدایت بر اساس تعقیب زوایای وضعیت مازول و سرعت های زاویه ای اولیه و نهایی صفر برنامه ریزی شده است. دینامیک پیشرانها نیز بر اساس حداقل زمان روشن بودن پیشران و زمان خیز و افت تقریب زده شده شبیه سازی شده است. اغتشاش وارد بر سیستم شامل مجموع اغتشاش های محیطی و اغتشاشات ناشی از ناهمراستایی پیشرانهاست. برای بررسی ناهمراستایی پیشرانها با محورهای اصلی بدنه از ماتریس ∇ که معرف حداکثر میزان گشتاور نامعین ایجاد شده از دو کانال دیگر بر روی هر کانال است استفاده شده است.

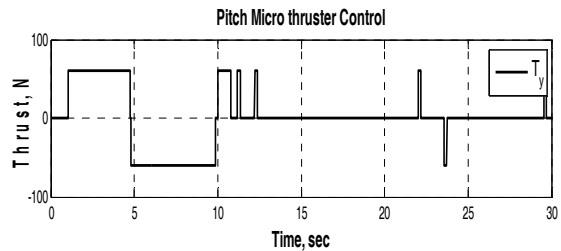
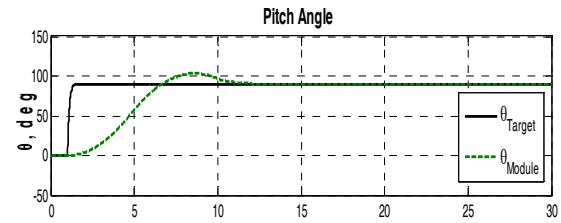
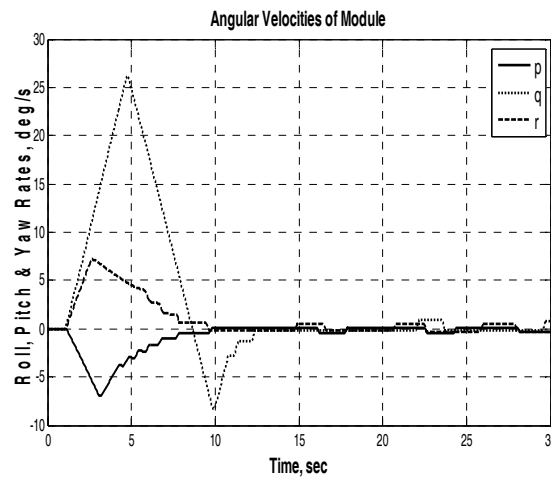


شکل ۶- بلوک دیاگرام شبیه سازی کنترل وضعیت مازول زیرمداری



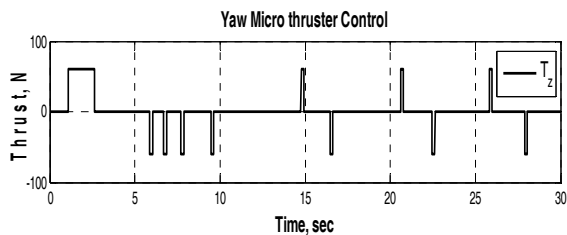
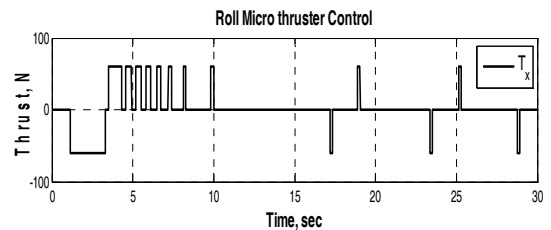
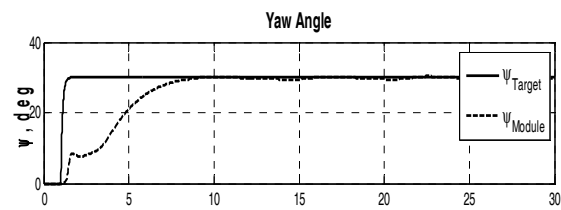
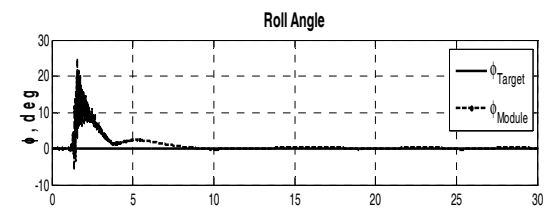
شکل ۱۰- الف- همگرایی ماتریس خطای کواترنین ب- همگرایی نمایشی خطای زوایای اویلر

شکل ۷- تعقیب فرمان ورودی هدایت و فرمان کنترل پیشراندها در کانال غلت



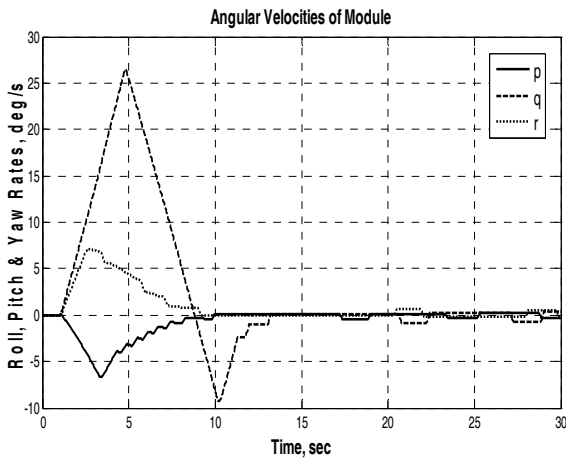
شکل ۱۱- نرخ زوایای اویلر

شکل ۸- تعقیب فرمان ورودی هدایت و فرمان کنترل پیشراندها در کانال فراز

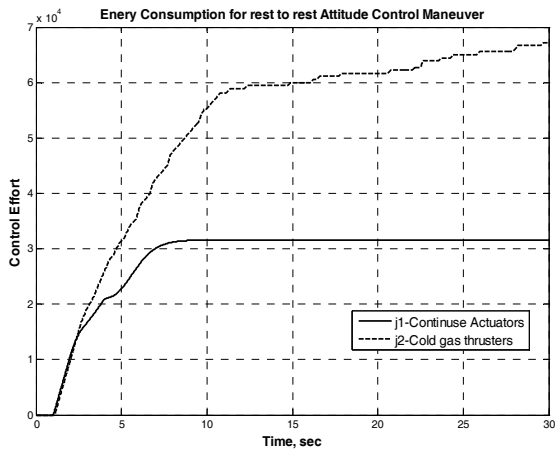


شکل ۱۲- الف- تعقیب فرمان هدایت ب- فرمان کنترل پیشراندها در کانال Roll با مدل سازی نویز اندازه گیری و ناهمراستایی پیشراندها

شکل ۹- تعقیب فرمان ورودی هدایت و فرمان کنترل پیشراندها در کانال سمت



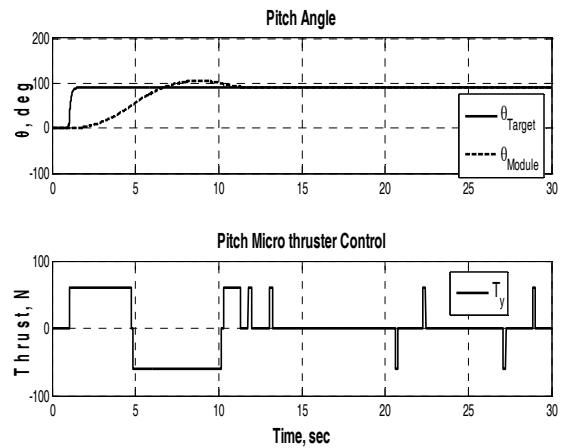
شکل ۱۶- نرخ زوایای اوپلر با مدل‌سازی نویز اندازه‌گیری و ناهم‌راستایی پیشران‌ها



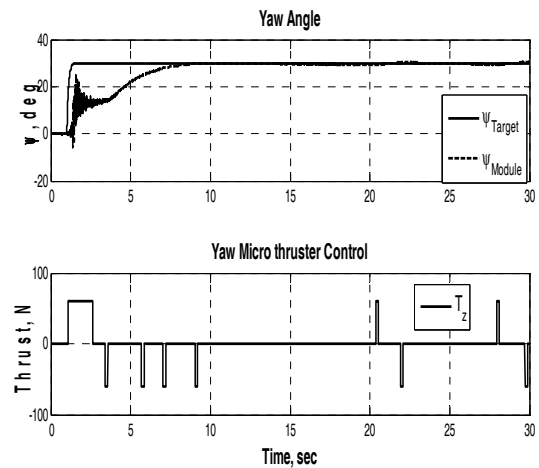
شکل ۱۷- مقایسه انرژی مورد نیاز مانور $\int (u_x^2 + u_y^2 + u_z^2) dt$ در شرایط ایده‌آل و حالت وجود نویز اندازه‌گیری و ناهم‌راستایی پیشران‌ها

نتیجه‌گیری

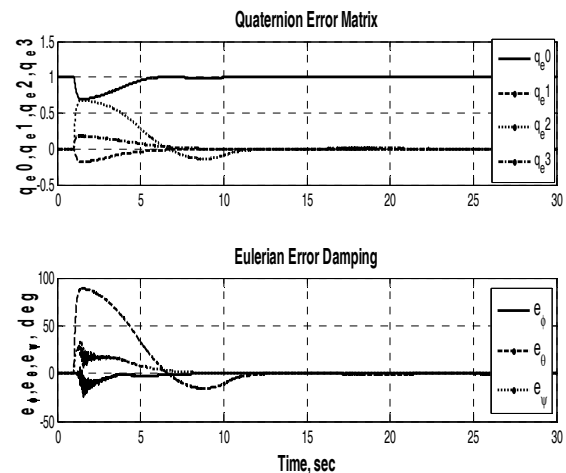
نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد الگوریتم کنترل طراحی شده با وجود وابستگی شدید محورهای کنترل و اثرات غیر خطی ناشی از معادلات غیرخطی و نیز کاربرد عملگرهای گاز سرد با اعمال زوایای فرمان بزرگ به سیستم کنترل وضعیت مازول زیرمداری، دنبال‌سازی مطلوبی را فراهم کرده است و نرخ تغییر زوایا و زمان نشست در حد مطلوب قرار گرفته است. همچنین شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد خروجی سیستم کنترل به شدت به پارامترهای عملکردی پیشران‌ها، شامل زمان خیز، زمان افت و حداقل زمان روشن بودن پیشران‌ها وابسته بوده و استفاده از پیشران‌های گاز سرد به صورت خاموش- روشن باعث افزایش تلاش کنترلی در مقایسه با عملگرهای پیوسته خواهد شد.



شکل ۱۸- الف- تعقیب فرمان هدایت ب- فرمان کنترل پیشران در کانال Pitch با مدل‌سازی نویز اندازه‌گیری و ناهم‌راستایی پیشران‌ها



شکل ۱۹- الف- تعقیب فرمان هدایت ب- فرمان کنترل پیشران در کانال Yaw با مدل‌سازی نویز اندازه‌گیری و ناهم‌راستایی پیشران‌ها



شکل ۲۰- الف- همگرایی ماتریس خطای کوتاه‌ترین ب- همگرایی نمایشی خطای زوایای اوپلر با مدل‌سازی نویز اندازه‌گیری و ناهم‌راستایی پیشران‌ها

مراجع

- [8] Wertz, J. R., *Spacecraft Orbit and Attitude Systems Mission Geometry*, Orbit and Constellation Design and Management, 2001.
- [9] Arantes, G. and Martins-Filho, L. S., *Optimal on-off Attitude Control for the Brazilian Multi-Mission Platform Satellite*, Center of Applied Space Technology and Microgravity, Report, D28359-Bermen, Germany, 2009.
- [10] Makovec, K. L., A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nanosatellites, (Thesis M. Sc.) Submitted to the Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [11] Anthony, T. C., Wie, B. and Carroll, S., "Pulse Modulated Control Synthesis for a Flexible Spacecraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 13, No. 6, 1990, pp. 1014-1022.
- [12] Bernelli-Zazzera, F., Mantegazza, P. & Nurzia, V. "Multi Pulse-Width Modulated Control of Linear Systems," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 21, No.1, 1998, pp. 64-70.
- [13] Buck, N. Minimum Vibration Maneuvers Using Input Shaping and Pulse-Width-Pulse-Frequency Modulated Thruster Control, (Thesis M. Sc.), Naval Postgraduate School, California, USA, 2008.
- [14] McClelland, R. S., *Spacecraft Attitude Control System Performance Using Pulse-Width-Pulse-Frequency Modulated Thrusters*, (Thesis M. Sc.), Naval Postgraduate School, California, USA, 1994.
- [1] Herman, A. L. and Conway, B. A., "Optimal Spacecraft Attitude Control Using Collocation and Nonlinear Programming," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics (ISSN 0731-5090)*, Vol. 15, No. 5, 1992, pp. 1287-1289.
- [2] Yang, C. C and Wu, C. J., "Optimal Large-Angle Attitude Control of Rigid Spacecraft by Momentum Transfer," *IET Control Theory Appl.*, Vol. 1, No. 3, 2007. pp. 657-664.
- [3] Junkins, J. L. and Turner, J. D., "Optimal Continuous Torque Attitude Maneuvers," *Journal of Guidance and Control Dynamic*, Vol. 3, No. 3, 1990, pp. 210-217.
- [4] Jan, Y. W. and Chiou, J. C. "Minimum-Time Spacecraft Maneuver Using Sliding-Mode Control," *Acta Astronautica*, Vol. 54, Issue 1, 2004, pp. 69-75.
- [5] Gangbing, S. and Agrawal, B. N., "Vibration Suppression of Flexible Spacecraft During Attitude Control," *Acta Astronautica*, Vol. 49, No. 2, 2001, pp. 73-83,
- [6] Bertrand, P., *Attitude Control of Small Satellites Using Fuzzy Logic*, Department of Mechanical Engineering McGill University, Montreal, 1997.
- [7] Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control-A Practical Engineering Approach*, Cambridge Aerospace Series, Cambridge University Press, 1997.