

آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره با عملگر مغناطیسی در بستر سخت‌افزار و نرم‌افزار در حلقه

وحید بهلوری^۱، حسین حقیقی^۲ و سهیل سیدزمانی^{۳*}

۱- دپارتمان مهندسی برق و کامپیوتر، دانشکده شهید منتظری، دانشگاه فنی و حرفه‌ای خراسان رضوی

۲ و ۳- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

*تهران، کدیستی ۱۹۹۷۹۹۴۳۱۳

s.seydzamani@isrc.ac.ir

در این مقاله، مود آرام‌سازی سه‌محوره سرعت زاویه‌ای یک ماهواره در بستر نرم‌افزار و سخت‌افزار در حلقه، با عملگر مغناطیسی طراحی و پیاده‌سازی شده است. در این راستا، مدل میدان مغناطیسی توسط سیم‌پیچ هلمهولتز ایجاد شده و ماهواره با جانمایی روی میز سه‌درجه آزادی، در میدان مغناطیسی معادل موقعیت مداری قرار می‌گیرد. الگوریتم کنترلی که بر روی برد پردازشی پیاده‌سازی شده، با اندازه‌گیری میدان مغناطیسی و تغییرات آن، اقدام به تحریک عملگرهای مغناطیسی نموده، از تعامل دو میدان مدار و میدان تولیدی عملگر، نهایتاً گشتاور ترمزی ایجاد شده و سرعت زاویه‌ای مستهلک می‌شود. ملاحظات و محدودیت‌های عملی ویژه‌ای، از جمله عدم همزمانی کارکرد عملگر و حسگر مغناطیسی، غلبه گشتاور تولیدی بر اصطکاک میز و اندازه سرعت زاویه‌ای اولیه در پیاده‌سازی مورد توجه بوده که در نرم‌افزار در حلقه نیز لحاظ شده است. با شناسایی مدل اغتشاشی میز، نتایج نرم‌افزار و سخت‌افزار در حلقه با یکدیگر مقایسه شده که علاوه بر تطابق زیاد نتایج، نشانگر توانمندی این بستر در استهلاک سرعت زاویه‌ای است.

واژه‌های کلیدی: آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای، کنترل وضعیت ماهواره، نرم‌افزار و سخت‌افزار در حلقه، میز سه درجه آزادی، سیم‌پیچ هلمهولتز.

علائم و اختصارات

V	ولتاژ الکتریکی	B	میدان مغناطیسی
θ	وضعیت ماهواره	c	ضریب اصطکاک ویسکوز
ω	سرعت زاویه‌ای ماهواره	I	ممان اینرسی
CAN	Controller area network	i	جریان الکتریکی
IGRF	International geomagnetic reference field	M_d	گشتاور اغتشاشی
PWM	Pulse-width modulation	M_{mt}	گشتاور تولیدی عملگر مغناطیسی
TTL	Transistor-transistor logic	m_{mt}	ممان مغناطیسی
		s	عملگر حوزه لاپلاس
		T	گشتاور
		t	زمان

مقدمه

امروزه، ماهواره‌ها با انجام مأموریت‌هایی نظیر ارتباطات مخابراتی، تصویربرداری، هواشناسی، کیهان‌شناسی و پایش ناهمواری‌های جغرافیایی نقش مهمی در پیشبرد علم و فناوری و زندگی بشر دارند. در میان اجزای مختلف تشکیل‌دهنده یک ماهواره، بخش «تعیین و

۱. استادیار

۲. دانشجوی دکتری

۳. مربی (نویسنده مخاطب)

می‌شود. هرچند طراحی نرم‌افزار در حلقه، مرحله قبل سخت‌افزار در حلقه بوده و نسبتاً ساده‌تر است اما نیازمند در نظر گرفتن ملاحظات و الزامات در قالب الگوریتم‌ها و روال‌های مربوطه است [۱۲].

به منظور انجام آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه، ساخت بستری که محیط فضا را از دید سیستم کنترل وضعیت، معادل‌سازی نماید بسیار چالش برانگیز و پیچیده است. معادل‌سازی میدان مغناطیسی فضا، معادل‌سازی بستر بدون اصطکاک برای انجام مانورهای وضعیت با گشتاور اغتشاشی خیلی کم و ارتباط برخط داده‌ای با ایستگاه زمینی، از چالش‌های اساسی در پیاده‌سازی سخت‌افزاری آزمون است [۱۳]. منابع فراوانی به طراحی و پیاده‌سازی بستر سخت‌افزار در حلقه کنترل وضعیت ماهواره پرداخته‌اند که به‌طور نمونه می‌توان به مراجع [۱۴-۱۸] در این زمینه اشاره نمود. فصل مشترک این منابع، معادل‌سازی حرکت وضعی، میدان مغناطیسی و نحوه مدیریت داده است.

تحقیقات انجام‌شده در زمینه آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره با عملگرهای مغناطیسی در منابع را می‌توان به چند دسته تقسیم کرد. برخی از منابع سعی کرده‌اند الگوریتم کنترلی آرام‌سازی را بهبود یا تغییر دهند که از آن جمله می‌توان به [۸ و ۱۹] اشاره کرد. برخی منابع از دیدگاه عملگر، مود آرام‌سازی را بررسی نموده‌اند. به‌طور نمونه مرجع [۲۰] از مغناطیس دائم برای پیاده‌سازی مود آرام‌سازی ماهواره استفاده کرده است. دسته‌ای از مطالعات، آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای را صرفاً در محیط نرم‌افزاری شبیه‌سازی و تحلیل نموده‌اند که به‌طور نمونه به مرجع [۲۱] می‌توان اشاره کرد. دسته دیگر اگرچه از جنبه سخت‌افزاری این مود عملکردی را پیاده‌سازی کرده‌اند [۲۲، ۲۳]، اما تحلیل همزمان نتایج تجربی با نرم‌افزار در حلقه ارائه نشده است.

در این مطالعه، ابتدا مانور آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای در بستر نرم‌افزار در حلقه و در محیط نرم‌افزار متلب^۹ تحلیل می‌شود. سپس با فراهم‌سازی بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه شامل سیم‌پیچ هلمهولتز^{۱۰} برای معادل‌سازی میدان مغناطیسی، میز سه درجه آزادی برای مانور حرکت وضعی، مدل ماهواره با عملگرها و حسگرهای مغناطیسی، برد پردازشی برای خوانش داده حسگرها و اعمال قانون کنترلی، راه‌انداز عملگرهای مغناطیسی، تله‌متری برخط رادیویی داده و طراحی ایستگاه زمینی به منظور پایش وضعیت، مود عملکردی آرام‌سازی پیاده‌سازی شده است. مقایسه بین نتایج شبیه‌سازی و سخت‌افزاری به همراه استخراج اصطکاک ویسکوز میز سه درجه آزادی و تأثیر آن در نتایج، به‌ازای چند ممان اینرسی مختلف بررسی شده است.

کنترل وضعیت^۴ اهمیت ویژه‌ای دارد [۲، ۱]. مانور نشانه‌روی^۴، پایدارسازی^۵، مانورهای انتقال مداری، آرام‌سازی (چرخش‌زدایی)^۶ سرعت زاویه‌ای و تعیین وضعیت از جمله مهم‌ترین وظایف این بخش از ماهواره در مدهای مختلف عملکردی است [۳]. هر ماهواره پس از جدایش از پرتابگر، به دلیل شتاب جدایش، سرعت زاویه‌ای نسبتاً زیاد در راستای هر سه محور خود است که برای انجام مانورهای وضعیت، ابتدا باید سرعت زاویه‌ای ماهواره مستهلک شود که اصطلاحاً در مود آرام‌سازی این کاهش سرعت زاویه‌ای انجام می‌شود [۴].

گشتاوردهنده‌های مغناطیسی^۷، تراسترهای دو وضعیتی روشن-خاموش و چرخ‌های عکس‌العملی عملگرهای رایج مورد استفاده در کنترل وضعیت ماهواره هستند. از طرفی برای تعیین وضعیت نیز حسگرهای متفاوتی از جمله حسگر مغناطیسی، ژيروسکوپ، حسگر ستاره، حسگر خورشید و حسگر افق استفاده می‌شود [۴، ۵]. عملگر تراستر، سطح گشتاور بالایی را در زمان‌های کوتاه با پالس‌های روشن-خاموش تولید می‌کند. نیاز به مخزن سوخت، تغییر جرم سوخت، بوجود آمدن پدیده تلاطم سوخت و ایجاد چرخه حدی در کنترل، از مشکلات استفاده از تراسترهاست [۶، ۷]. در مقابل، عملگرهای مغناطیسی، گشتاورهای کم و تقریباً پیوسته تولید نموده و مشکلات کمتری نسبت به تراسترها از نظر تغییر دینامیک و اغتشاشات دارند با این حال زمان بسیار بیشتری برای انجام کنترل نیاز داشته و سطح گشتاور تولیدی آن‌ها بطور غیرمستقیم تابع ارتفاع مداری است [۸]. آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره با هر دو عملگر مذکور بسیار متداول بوده و انتخاب شیوه آرام‌سازی بستگی به نوع مأموریت، الزامات^۸ سیستمی و طراحی بخش تعیین و کنترل وضعیت دارد. به‌طور نمونه در مراجع [۶، ۷، ۹] از عملگر تراستر دو وضعیتی و در مراجع [۸، ۱۰] از عملگر مغناطیسی برای کاهش سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره استفاده شده است. قابل ذکر است که چرخ عکس‌العملی به دلیل ذخیره انرژی درون خود (ویژگی نامناسب در مود آرام‌سازی) تقریباً در مود آرام‌سازی ماهواره کارایی ندارند [۳].

مودهای کنترلی ماهواره، در آزمون‌های نرم‌افزار/سخت‌افزار در حلقه بررسی، اصلاح و صحت‌گذاری می‌شوند [۱۱]. اولین مود عملکردی ماهواره پس از جدایش از پرتابگر، مود آرام‌سازی بوده که به منظور بررسی صحت عملکرد کنترلی ماهواره در این مود، بخش کنترل وضعیت ابتدا در بستر نرم‌افزاری و سپس سخت‌افزاری آزموده

4. Pointing maneuver
5. Stabilization
6. Detumbling or damping
7. Magnetic torque rod
8. Requirements

9. MATLAB
10. Helmholtz

آرامسازی سرعت زاویه‌ای ماهواره

در این روابط که اصطلاحاً به نام قانون B-Dot شناخته می‌شود، B بردار میدان مغناطیسی در نقطه مداری، K بردار ضرایب مثبت و m_{mt} بردار فرامین به گشتاوردهنده‌های مغناطیسی است. پارامتر M_{mt} بردار گشتاور تولیدی توسط گشتاوردهنده مغناطیسی است. مقدار \dot{B} که نشانگر تغییرات میدان است، بصورت تفاضلی، مطابق رابطه زیر محاسبه می‌شود [۳]:

$$\dot{B} \approx \frac{B_{t+\Delta t} - B}{\Delta t} \quad (3)$$

اساس این قانون، اندازه‌گیری تغییرات میدان مغناطیسی و اعمال میدانی مخالف با تغییرات میدان بوده تا نهایتاً از تعامل دو میدان مذکور، گشتاور ترمزی ایجاد شود. بنابراین، برای پیاده‌سازی و طراحی این مود عملکردی، ابتدا نیاز به ساخت میدان مغناطیسی معادل نقطه مداری است. میدان مغناطیسی درون ماهواره توسط عملگر مغناطیسی ماهواره تولید می‌شود. علاوه بر این، اندازه‌گیری تغییرات میدان مغناطیسی نیز باید توسط حسگر مغناطیسی انجام شود.

از طرفی دینامیک وضعیت سه‌محوره ماهواره مطابق مرجع [۳] به صورت رابطه (۴) برای یک ماهواره صلب نوشته می‌شود که در آن I ممان اینرسی ماهواره، ω سرعت زاویه‌ای ماهواره، M گشتاور و اندیس‌های x ، y و z نشانگر محورهای اول، دوم و سوم است.

$$\begin{aligned} M_x &= I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) \\ M_y &= I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) \\ M_z &= I_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (I_x - I_y) \end{aligned} \quad (4)$$

بستر سخت‌افزار در حلقه

پیاده‌سازی سخت‌افزاری، ملاحظات و پیچیدگی‌های خود را به همراه دارد. این ملاحظات زمانی بیشتر می‌شوند که در آزمون‌های تجربی نیاز به دقت‌های بالا وجود داشته باشد. در حالی که حساسیت زیاد دستگاه نسبت به اغتشاشات محیطی نیز یکی دیگر از عوامل افزایش پیچیدگی‌هاست. در پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه کنترل وضعیت ماهواره، در حالی که الزامات سخت‌گیرانه‌ای در آزمون‌ها وجود دارد، حساسیت نسبت به تغییرات و اغتشاشات محیطی نیز بسیار زیاد است. همانطور که ذکر شد معادل‌سازی میدان مغناطیسی، معادل‌سازی حرکت وضعی بدون اصطکاک و سایر ملحقیات پردازشی، الکترونیکی و داده‌ای با دقت مناسب باید پیاده‌سازی شود. در مود آرام‌سازی، حسگر مغناطیسی و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی به عنوان المان‌های اصلی حلقه کنترلی استفاده می‌شوند. سیم‌پیچ هلمهولتز جهت ایجاد میدان مغناطیسی مورد نیاز استفاده می‌گردد. مدل سازه ماهواره مطابق شکل ۱، شامل یک سازه مکعبی شکل ساخته شده با پروفیل آلومینیوم است که سه گشتاوردهنده مغناطیسی در سه راستای عمود بر هم (در راستای اضلاع مکعب) روی آن نصب شده‌اند.

ماهواره پس از جدایش از پرتابگر، بر اثر نیروهای اعمالی از سوی پرتابگر و اغتشاشات وارده، به صورت نامنظم در هر سه محور شروع به چرخش می‌نماید. با توجه به مأموریت ماهواره و الزامات سیستمی، نیاز به مستهلک نمودن سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره، طی یک یا چند تناوب مداری مشخص وجود دارد. البته در ماهواره‌های دوران پایدار^{۱۱}، ممکن است از چرخش یک یا چند محور برای پایدارسازی نیز استفاده شود [۳]. مقدار مستهلک‌سازی سرعت زاویه‌ای اولیه با توجه به الزامات مأموریتی متفاوت است. معمولاً سرعت‌های کمتر از ۱ درجه بر ثانیه، سطح الزام مورد نظر برای اتمام مود آرام‌سازی است. عملگرهای مغناطیسی از تعامل دو بردار میدان مغناطیسی زمین و عملگر، گشتاور ایجاد می‌نمایند. این عملگرها برای مستهلک‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره نیاز به زمان بیشتری داشته (در حد تناوب مداری) اما مشکلات تراسترها را ندارند [۲۴]. عملکرد گشتاوردهنده مغناطیسی مستقیماً تابع میدان مغناطیسی زمین است که آن هم تابع ارتفاع مداری می‌باشد. به عبارتی، با افزایش ارتفاع مداری، کارایی این نوع از عملگرها محدودتر می‌شود. به طوری که در مدار ژئو^{۱۲} تقریباً این عملگر کاربرد زیادی ندارد. عدم همزمانی کارکرد حسگر و عملگر مغناطیسی و تخلیه انرژی ذخیره شده در سیم‌پیچ از جمله چالش‌های الکتریکی استفاده از این عملگرهاست [۲۵].

اساس کار آرام‌سازی با روش مغناطیسی، تزریق برنامه‌ریزی شده جریان الکتریکی به عملگرها است. بطوری که از تعامل دو میدان مغناطیسی زمین و میدان تولیدی عملگر، گشتاور ترمزی ایجاد شود [۲۵]. از دیدگاه الکتروموتوری، اساس این روش، عملکرد یک موتور جریان مستقیم در ناحیه ترمزی است (حالت جذب آهنربایی). بنابراین در این مود، نیاز به اندازه‌گیری بردار میدان مغناطیسی و بردار سرعت زاویه‌ای ماهواره است. در مرجع [۸] اثبات شده است که در صورت اعمال یک میدان مغناطیسی در جهت مخالف با تغییرات میدان مغناطیسی زمین، می‌توان سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره را کاهش داد که رابطه ریاضی آن بطور خلاصه در روابط (۱) و (۲) بیان شده است. در این روش، نرخ چرخش ماهواره با توجه به تغییرات میدان مغناطیسی زمین تخمین زده شده و فرامین کنترلی متناسب با آن مطابق زیر، جهت ارسال به عملگرها تعیین می‌شود [۳]:

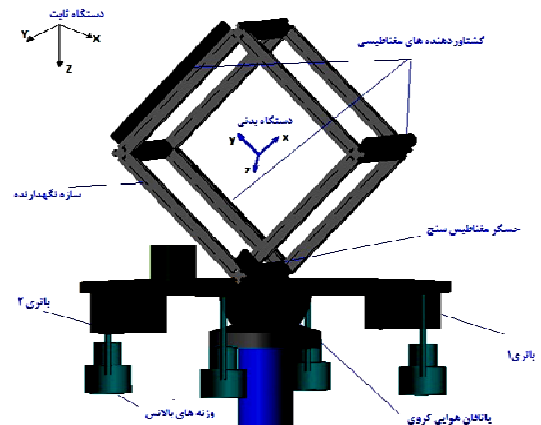
$$m_{mt} = -\frac{K}{\|B\|} \dot{B} \quad (1)$$

$$M_{mt} = m_{mt} \times B \quad (2)$$

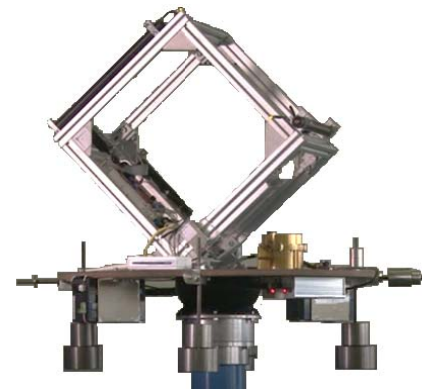
11. Spin-stabilize

12. Geostationary orbit

که مطابق شکل (۲)، شامل پایه، فلنج اتصال یاتاقان هوایی به پایه و یاتاقان هوایی است. یاتاقان هوایی از دو بخش گوی و کاسه تشکیل شده است. فشار هوایی که از منفذهای کاسه خارج می‌شوند گوی را از کاسه جدا کرده و لایه‌ای از هوا به ضخامت چند ده میکرومتر بین گوی و کاسه ایجاد می‌کند. در این حالت گوی و آنچه به آن متصل است، بدون هیچ تماس مکانیکی با جسم صلب حرکت می‌نماید. شبیه‌سازهای سه‌درجه آزادی بر اساس یاتاقان‌های هوایی به چهار نوع میزی شکل^{۱۴}، چتری شکل^{۱۵}، دمبلی شکل^{۱۶} و کره دایسون^{۱۷} تقسیم می‌شوند. در این مطالعه یاتاقان هوایی استفاده شده از نوع میزی شکل است که در محورهای همراستا با جاذبه درجه آزادی کامل (۳۶۰ درجه) دارد اما در محورهای عمود بر راستای جاذبه، محدودیت دوران حدود ۴۰ درجه دارد که در شکل (۳) ارائه شده است [۲۶].

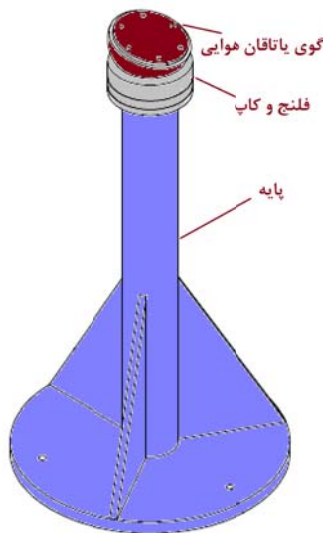


(الف)

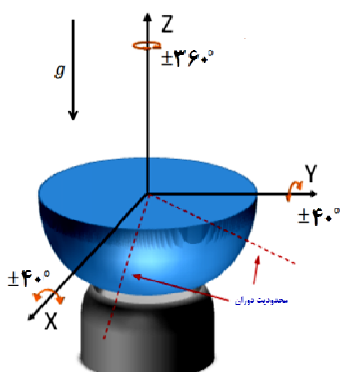


(ب)

شکل ۱- نحوه قرارگیری اجزاء در آزمون آرام‌سازی



شکل ۲- ساختار مجموعه شبیه‌ساز سه درجه آزادی



شکل ۳- درجات آزادی یاتاقان هوایی کروی مورد استفاده

مغناطیس سنج به نحوی روی سازه نصب شده که در راستای سه محور متعام سازه و در دورترین نقطه از گشتاوردهنده‌های مغناطیسی باشد. دور بودن حسگر به دلیل تأثیر اغتشاشی اجزای فرم‌مغناطیسی^{۱۳} بستر بر روی حسگر مغناطیسی است. علاوه بر این، کل سازه به گونه‌ای روی میز نصب گردیده که هیچ یک از سه راستای مکعب در راستای جاذبه (که راستای دوران نیز خواهد بود) قرار نگیرند. این نوع جانمایی به دلیل ایجاد زاویه با میدان مغناطیسی تولیدی توسط هلمهولتز است. ژایرو نیز روی سازه آلومینیومی نصب شده است. در این آزمون به دلیل پایش سرعت زاویه‌ای میز از ژایرو استفاده شده است. در شکل (۱- الف)، شماتیک اجزاء و در شکل (۱- ب)، اجزای واقعی و نحوه نصب آن‌ها در آزمون آرام‌سازی نشان داده شده است. در ادامه هر کدام از اجزاء بستر به تفکیک بررسی می‌شوند.

میز سه درجه آزادی

یکی از روش‌های متداول جهت تست سخت‌افزار در حلقه المان‌های زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، استفاده از یاتاقان هوایی کروی است

14. Tabletop
15. Umbrella
16. Dumbbell
17. Dyson sphere

13. Ferromagnetism

آن‌ها برای حفظ تعادل استاتیکی و قرار دادن مرکز جرم بر روی مرکز دوران استفاده می‌شود.

سیم پیچ هلمهولتز

برای مدل کردن میدان مغناطیسی زمین از یک سیم‌پیچ سه محوره استفاده شده است. با عبور جریان از سیم‌پیچ‌ها، میدان مغناطیسی تولید می‌شود که این میدان در وسط این سیم‌پیچ، با تقریب خوبی همگن است [۱۶]. نمایی از این سیم‌پیچ در شکل (۴) نمایش داده شده که در آن سازه مکعبی شکل ماهواره با زاویه ۴۵ درجه بر روی میز سه درجه آزادی مشاهده می‌شود. این سیم‌پیچ به صورت سه محوره بوده و با تزریق جریان الکتریکی، میدان مغناطیسی متناظر با موقعیت مداری را تولید می‌کند. اطراف این سیم‌پیچ با یک پلاستیک پوشانده شده تا اغتشاش ناشی از جریان هوا به حداقل برسد.

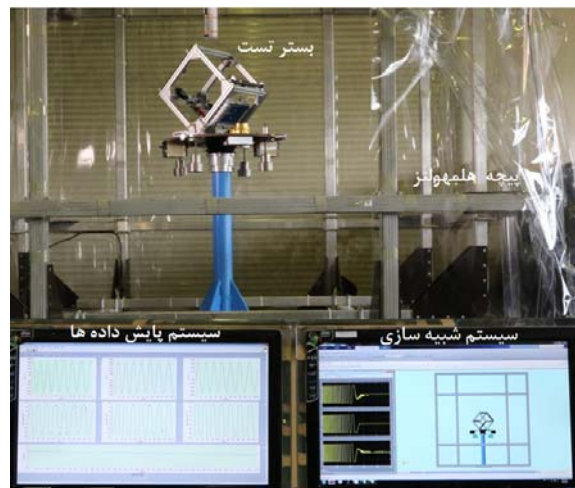
پردازش داده

در طراحی بستر آزمون، مجموعه مدیریت داده از دو بخش الکترونیکی مجزا شامل پردازش و راه‌انداز تشکیل شده است. در برد پردازشی، الگوریتم‌های کنترلی پیاده‌سازی شده و مدیریت داده انجام می‌شود. به دلیل نیاز به قابلیت اطمینان بالا و حجم پردازشی مناسب، پردازنده از سری LPC انتخاب شده است. در کنار این برد، یک حافظه RAM خارجی ۱۶ مگابایت برای پردازش داده لحاظ شده است. برای ارتباط داده‌ای، پروتکل ارتباطی قدرتمند CAN با نرخ تبادل داده ۱ مگابیت بر ثانیه در نظر گرفته شده است. ارتباط سریال نیز برای برد فرستنده مخابراتی به ایستگاه زمینی، راه‌اندازی شده است. در کنار برد پردازشی، برد راه‌انداز وظیفه راه‌اندازی عملگرها و ارسال سیگنال درخواست داده از حسگرهای مغناطیسی و ژيروسکوپ و خوانش داده آن‌ها را بر عهده دارد.

ایستگاه زمینی و نرم‌افزار مانیتورینگ

جهت اطلاع از وضعیت میز، عملگرها و حسگرها، تبادل برخط داده بین بستر و ایستگاه زمینی ضرورت دارد. بستر پیشنهادی توسط فرستنده و گیرنده رادیویی و یک نرم‌افزار پایش پیاده‌سازی شده است. داده‌های تولیدی در کنترل وضعیت ماهواره شامل داده‌های حسگر مغناطیسی، سرعت زاویه‌ای و دستورات کنترلی به ایستگاه زمینی است که در نرم‌افزار LabVIEW نمایش داده می‌شود. ارتباط رادیویی در باند فرکانسی ۲/۴ گیگاهرتز و با نرخ ۱۰ هرتز انجام شده است. داده‌ها توسط گیرنده رادیویی و ارتباط سریال خوانش شده و بعد از رمزگشایی، نمایش داده شده و در فایل متنی ذخیره می‌شوند.

به منظور بررسی عملکرد الگوریتم و عیب‌یابی سریع‌تر اشکالات در پیاده‌سازی سخت‌افزاری، مدل میز سه درجه آزادی با استفاده از کتابخانه Sim-Mechanics محیط سیمولینک متلب توسعه داده شد. مدل عملگر و حسگر مغناطیسی نیز به همراه الگوریتم آرام‌سازی در این مدل گنجانده شد تا امکان مقایسه بین خروجی‌های تست تجربی و نتایج شبیه‌سازی فراهم باشد. علاوه بر این در حین انجام تست‌ها، تمامی اطلاعات مورد نیاز شامل فرامین عملگرها و خروجی حسگرها از طریق مازول مخابراتی [۲۷X-Bee] به کامپیوتر پایش داده‌ها ارسال شده و به صورت لحظه‌ای در نرم‌افزار [۲۸LabVIEW] مشاهده و ذخیره می‌شود. در شکل (۴) نمایی از بستر آزمون تجربی، به همراه سیستم‌های شبیه‌سازی و پایش داده‌ها نشان داده شده است.

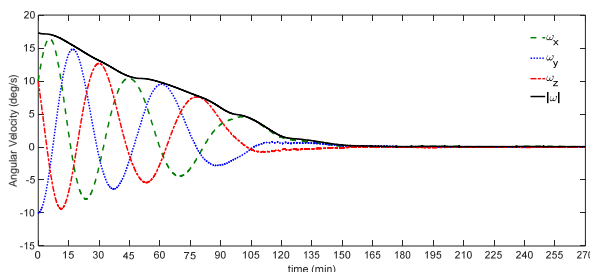


شکل ۴- بستر آزمون تجربی و پایش داده‌ها

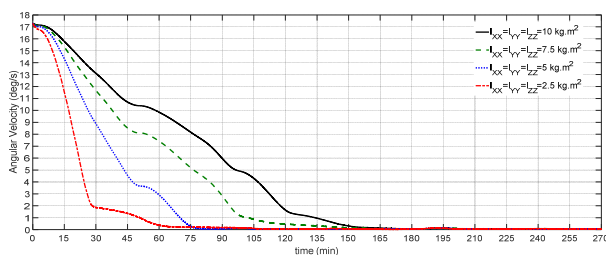
سازه ماهواره به همراه حسگرها و عملگرها

سازه ماهواره به صورت مکعبی بوده که با زاویه ۴۵ درجه از سطح افق به میز سه درجه آزادی متصل شده است. بر روی این سازه سه عملگر مغناطیسی بصورت متعام بر یکدیگر جانمایی شده و یک حسگر مغناطیسی سه محوره بر روی سازه نصب شده است. به منظور کاهش خطای حسگر مغناطیسی، محل نصب در دورترین نقطه از اجزای مغناطیسی قرار گرفته است. یک ژيروسکوپ نیز برای اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای سه محوره ماهواره بر روی آن نصب شده که در شکل (۱) این ساختار مشاهده می‌شود. مجموعه پردازشگر اصلی، برد راه‌انداز و برد رادیویی نیز بر روی سازه متصل شده است. مجموعه باتری و برد توزیع الکتریکی در زیر میز تعبیه شده است. نکته مهم در نصب تجهیزات، تقارن و تعادل میز تا حد ممکن است. پیچ‌های تنظیمی در سه محور میز تعبیه شده که از

- جریان هوا می‌تواند باعث اغتشاش شود.
- فرکانس نمونه برداری حسگر مغناطیسی حداکثر ۶ هرتز است.
- عملکرد پیوسته حسگر مغناطیسی به دلیل تداخل با عملگر مغناطیسی با محدودیت زمانی یک ثانیه‌ای مواجهه است.



شکل ۵- سرعت زاویه‌ای در آزمون نرم‌افزار در حلقه مود آرام‌سازی به‌ازای ممان اینرسی ۱۰ کیلوگرم‌مترمربع



شکل ۶- اندازه سرعت زاویه‌ای در آزمون نرم‌افزار در حلقه مود آرام‌سازی به‌ازای چند ممان اینرسی مختلف

در ادامه برخی از این ملاحظات و نحوه پیاده‌سازی آن بررسی می‌شود.

گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و حسگر مغناطیس‌سنج در اکثر مودهای کنترلی یک ماهواره کارآیی دارند. نکته مهمی که باید در استفاده همزمان این دو المان مورد توجه قرار گیرد این است که عملکرد عملگر مغناطیسی (به دلیل تولید میدان مغناطیسی)، داده‌های حسگر مغناطیس‌سنج را مخدوش نسازند. روش مرسوم که برای حل این مشکل وجود دارد، زمانبندی فرامین ارسالی به گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و خوانش حسگر مغناطیسی است. فرامینی ارسالی به عملگرهای مغناطیسی از طریق برد راه‌انداز بامدولاسیون عرض پالس (PWM) و رعایت عدم همزمانی با حسگر مغناطیسی انجام می‌شود. به عبارت دیگر، ممان لحظه‌ای ایجاد شده توسط عملگرها همواره (صرف نظر از دینامیک عملگر) مقدار بیشینه آن است و برای فرامین کوچک‌تر مورد نیاز، زمان روشن بودن عملگر به نسبت مورد نیاز در هر سیکل کوچک می‌شود. متناسب با فرکانس یک هرتز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، فرامین ایجاد ممان به گشتاوردهنده‌های مغناطیسی به مقدار ۷۰ درصد زمان هر سیکل محدود شده و خوانش حسگر

مود آرام‌سازی در بستر نرم‌افزار در حلقه

مود آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره ابتدا در بستر نرم‌افزار در حلقه انجام شده است. بستر نرم‌افزار در حلقه در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب طراحی و پیاده‌سازی شده و الزامات سیستمی در آن لحاظ شده است. از جمله مهمترین الزامات سیستمی موارد زیر است:

- مانور آرام‌سازی باید فقط با ۳ عملگر مغناطیسی انجام شود.
- اندازه سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره حداقل ۱۷ درجه بر ثانیه باشد.
- فرکانس الگوریتم برنامه کنترل وضعیت یک هرتز باشد.
- حل عددی باید زمان واقعی باشد.
- حسگر و عملگر مغناطیسی بطور همزمان روشن نباشند.
- شرط پایان مانور آرام‌سازی کمتر شدن اندازه سرعت زاویه‌ای از ۰/۳ درجه بر ثانیه است.

شایان ذکر است که معادلات دینامیکی سه‌محوره با فرض جسم صلب در نظر گرفته شده و ممان اینرسی ۱۰ کیلوگرم مترمربع داده شده است. مقدار ممان عملگر مغناطیسی 15 Am^2 است.

نرم‌افزار در حلقه در محیط متلب بر اساس قانون B-dot اجرا شده و نمودار مستهلک‌سازی سرعت زاویه‌ای در شکل ۵ ارائه شده است. مطابق این شکل، به‌ازای سرعت زاویه‌ای اولیه ۱۷ درجه بر ثانیه در راستای سه‌محور، اندازه سرعت زاویه‌ای بعد از گذشت حدود ۱۶۵ دقیقه به ۰/۳ درجه بر ثانیه که حد الزام است، رسیده است. در این شکل، خط ممتد مشکی رنگ، نشانگر اندازه (نرم اقلیدسی) سرعت زاویه‌ای است. در شکل (۶)، اندازه سرعت زاویه‌ای به‌ازای چند ممان اینرسی مختلف شبیه‌سازی شده است. این تحلیل، رفتار کاهش سرعت زاویه‌ای به‌ازای تغییر ممان اینرسی را نشان می‌دهد که می‌توان از آن در تعمیم نتایج تجربی به‌ازای ممان اینرسی‌های مختلف به‌صورت تقریبی بهره برد. مطابق انتظار با کاهش ممان اینرسی، زمان رسیدن به حد الزام آرام‌سازی کاهش یافته است.

مود آرام‌سازی در بستر سخت‌افزار در حلقه

در مطالعه تجربی سیستم‌های کنترل علاوه بر الزامات، محدودیت‌هایی نیز وجود دارد. برای پیاده‌سازی سخت‌افزاری مود آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره، علاوه بر الزامات مذکور در بخش قبل محدودیت‌های ذیل را نیز باید در نظر گرفت:

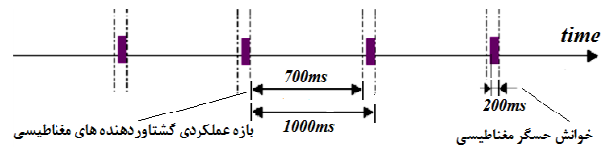
- حداقل پالس قابل کنترل راه‌انداز PWM، ۵ درصد می‌باشد.
- حداکثر جرم قابل تحمل میز سه درجه ۸۰ کیلوگرم است.
- گشتاور اغتشاشی میز در سه درجه آزادی وجود دارد.
- دوران حول دو محور میز با محدودیت ۴۰ درجه مواجهه است.
- تغییرات فشار باد میز سه درجه آزادی باعث اغتشاش می‌شود.

$$\frac{i}{V} = \frac{0.006}{1+0.025s} \quad (5)$$

نتایج آزمون سخت‌افزار در حلقه مود آرامسازی سرعت زاویه‌ای ماهواره بر اساس بلوک دیاگرام شکل (۸)، در شکل (۹) آمده است. در شکل، سه نمودار ترسیم شده است. نمودار ممتد آبی‌رنگ نتایج تجربی را نشان می‌دهد. نمودار خطچین مشکی نتایج شبیه‌سازی با در نظر گرفتن اثر اصطکاک میز و خطچین قرمز، نتایج شبیه‌سازی بدون در نظر گرفتن اثر اصطکاک میز است. در این شکل، محور عمودی اندازه سرعت زاویه‌ای ماهواره بوده و سرعت زاویه‌ای اولیه حدود ۱۷ درجه بر ثانیه انتخاب شده است. بهره مدار برابر ۱۰۰۰ لحاظ شده و میدان مغناطیسی مطابق با مدل IGRF موجود در نرم‌افزار متلب برای مدار مورد نظر استخراج و توسط سیم‌پیچ هلمهولتز ایجاد شده است. همانگونه که ملاحظه می‌شود، آرامسازی در مدت زمان حدود ۴۰ دقیقه اتفاق افتاده است. همانطور که ملاحظه می‌شود، تطابق مناسبی بین نتایج شبیه‌سازی و نتایج تجربی وجود دارد که صحت مدل‌سازی را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه مدت زمان آرامسازی توسط الگوریتم مورد توجه بوده و نتایج تجربی شامل اثرات اصطکاک ویسکوز نیز هستند، پس از اطمینان از صحت مدل، در شبیه‌سازی اثر اصطکاک حذف و نتایج در شکل (۹) گزارش شده است. طبق این مدل پیش‌بینی می‌شود که در صورت انجام آزمون در خلأ، زمان آرامسازی از ۴۰ به ۵۰ دقیقه افزایش یابد. این مسئله باز هم نشانگر برآورده شدن الزام، کاهش سرعت زاویه میز با ممان اینرسی 3.4 kg.m^2 از مقدار ۱۷ درجه بر ثانیه در کمتر از یک ساعت، خواهد بود.

به منظور انجام آزمون‌های تجربی، ابتدا الگوریتم و مدل میز سه درجه آزادی درون نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی، عملکرد صحیح کاهش سرعت زاویه‌ای اولیه توسط الگوریتم مذکور را نشان می‌دهند. قابل ذکر است که برای انجام آزمون آرامسازی، ابتدا میز سه درجه آزادی بالانس اولیه می‌شود. موقعیت مداری ماهواره به کنترلگر سیم‌پیچ هلمهولتز اعمال شده تا میدان مغناطیسی معادل تولید شود سپس ماهواره با سرعت زاویه‌ای اولیه حول محور سوم (Z) رها می‌شود (که در این آزمون، مطابق الزام ۱۷ درجه بر ثانیه لحاظ شده است). علاوه بر محور سوم، دو محور دیگر نیز مقداری رقص محوری داشته که انتظار می‌رود الگوریتم بتواند هر سه سرعت را مستهلک نماید. علاوه بر این، به دلیل زاویه‌دار بودن سازه ماهواره (۴۵ درجه) نسبت به میز صفحه سه درجه آزادی، عملاً هر سه گشتاوردهنده مغناطیسی اعمال گشتاور می‌نمایند. برنامه کنترلی به صورت گسسته و درون پردازنده دیجیتال نوشته شده و با فرکانس یک هرتز که فرکانس کاری معمول ماهواره‌هاست، فرامین لازم به راه‌انداز عملگرها صادر می‌شود. از دیدگاه نظریه کنترل، پاسخ سیستم به ورودی پله در شکل (۹) بدست آمده است.

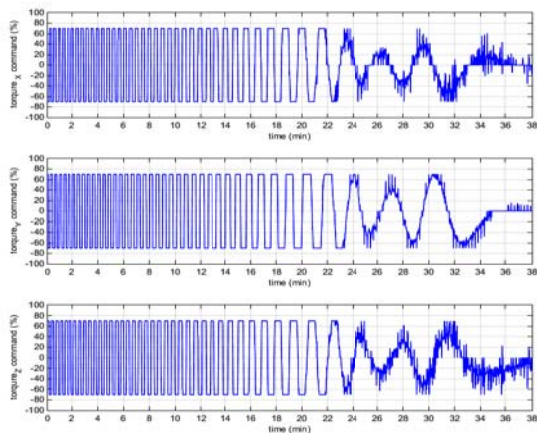
مغناطیسی نیز در ۲۰ درصد پایانی هر سیکل زمانی مطابق شکل ۷ صورت می‌گیرد. به این ترتیب، حداقل ۱۰۰ میلی‌ثانیه برای دینامیک عملگر مغناطیسی لحاظ شده است. این زمان برای تخلیه انرژی ذخیره شده در ضریب خودالقایی^{۱۸} سیم‌پیچ عملگر مغناطیسی انتخاب شده است. این سناریو در آزمون نرم‌افزار و سخت‌افزار در حلقه مود کنترل وضعیت پیاده‌سازی شده است.



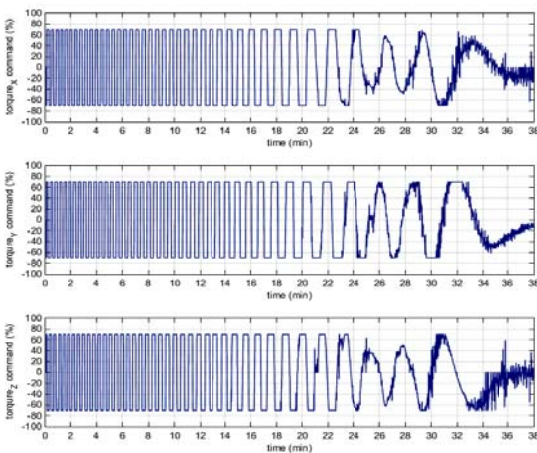
شکل ۷- زمان‌بندی اکتساب داده از حسگر مغناطیسی

بلوک دیاگرام کنترلی برای پیاده‌سازی مود آرامسازی سرعت زاویه‌ای ماهواره مبتنی بر روش B-dot، در شکل ۸ ترسیم شده است. در این بلوک دیاگرام از سیگنال تغییرات میدان مغناطیسی بازخورد گرفته شده و مطابق الگوریتم مذکور، سیگنال کنترلی تولید می‌شود. مقدار مطلوب ورودی که مقدار صفر است در ذات رابطه B-dot بوده و در این رابطه ادغام شده است. سیگنال کنترلی بعد از اعمال محدودیت‌های ناشی از راه‌انداز تبدیل به سیگنال عرض پالس شده و به راه‌انداز اعمال می‌شود. در این بلوک دیاگرام، مدل عملگر مغناطیسی، راه‌انداز الکتریکی، اغتشاش، کنترلگر، بازخورد و دینامیک ماهواره مشخص شده است. مدل دینامیک ماهواره در رابطه ۴ تشریح شد. نرخ میدان مغناطیسی به‌طور گسسته مطابق رابطه ۳ حساب شده و در یک بهره با علامت منفی ضرب می‌شود تا جنس سیگنال تبدیل به عرض پالس بر حسب درصد شود. به دلیل محدودیت‌های فیزیکی و عملی، یک تابع اشباع برای محدود کردن حداکثر عرض پالس استفاده شده است. علاوه بر این، محدودیت برای حداقل عرض پالس نیز لحاظ شده است که علت آن کاهش تأثیر نویز و محدودیت در راه‌انداز بوده است. نهایتاً بازه محدودیت عرض پالس بین ۵ تا ۷۰ درصد است. عرض پالس به صورت سیگنال TTL سخت‌افزاری به راه‌انداز وارد شده و پس از عبور از عملگر تبدیل به میدان مغناطیسی می‌شود. از تعامل میدان تولیدی و میدان هلمهولتز، ممان M_c تولید شده و به دینامیک ماهواره اعمال می‌شود. در شکل ۱۱، M_d گشتاور اغتشاشی، Ω سرعت زاویه‌ای، θ وضعیت ماهواره، i جریان الکتریکی و V نماد ولتاژ الکتریکی است. از آنجا که میدان مغناطیسی تولیدی مستقیماً با جریان الکتریکی رابطه دارد و از طرفی عرض پالس اعمالی از جنس ولتاژ است، مدلی برای عملگر مغناطیسی به صورت رابطه ۵ شناسایی شده که در آن S عملگر حوزه لاپلاس است.

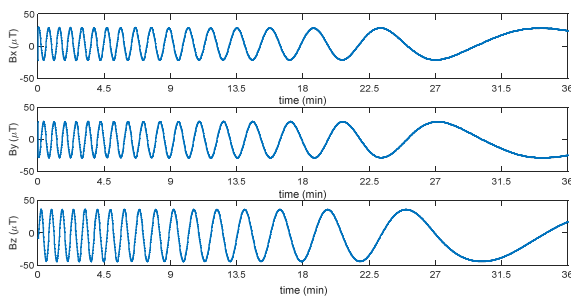
وحید بهلوری، حسین حقیقی و سهیل سیدزمانی



شکل ۱۰- فرامین گشتاوردهنده‌های مغناطیسی در آزمون سخت‌افزار در حلقه
مود آرام‌سازی



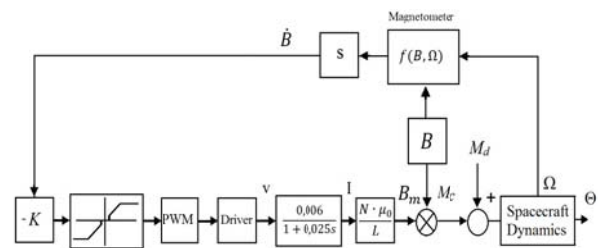
شکل ۱۱- فرامین گشتاوردهنده‌های مغناطیسی در شبیه‌سازی مود آرام‌سازی



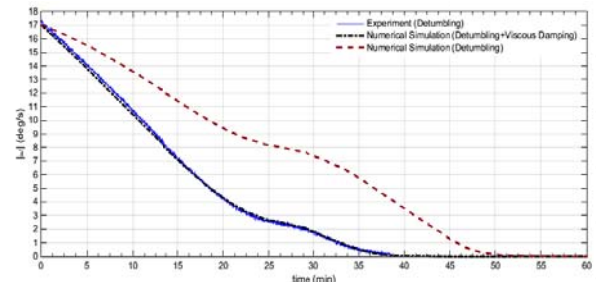
شکل ۱۲- میدان مغناطیسی سنجش شده از منظر ماهواره در راستای هر سه محور

تعیین ضریب اصطکاک ویسکوز

با توجه به اینکه آزمون آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره در محیط خلأ انجام نمی‌شود، مقاومت هوا در مقابل سرعت دورانی بستر تست، خود یک عامل کاهش سرعت است. بنابراین لازم است تا تأثیر این عامل مستقل از الگوریتم آرام‌سازی جداگانه بررسی شود تا میزان تأثیر آن در آزمون اصلی قابل شبیه‌سازی یا محاسبه باشد. با در نظر گرفتن گشتاور



شکل ۸- بلوک دیگرام کنترلی مود آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره



شکل ۹- مقایسه نتایج تجربی آزمون سخت‌افزار در حلقه مود آرام‌سازی با نتایج
شبیه‌سازی

مطابق شکل، مشخصه پاسخ به‌ازای مقدار اولیه ۱۷ درجه بر ثانیه، میرایی و بدون فراجهدش است. البته بدیهی است که با تغییر مقدار بهره مشخصه پاسخ تغییر می‌نماید. مقدار خطای ماندگار کمتر از مقدار الزام ماموریت ماهواره (۰٫۳ درجه بر ثانیه) بدست آمده است. با توجه به الزام ماموریتی، مهم‌ترین پارامتر طراحی در این مود کنترلی، کمتر بودن خطای حالت ماندگار از سطح الزام است. مقدار پارامتر K ، تعیین‌کننده خطای حالت ماندگار است و لذا طراحی در این قسمت به معنای تعیین بهره است. در این مطالعه با روش سعی و خطا و بر مبنای مشاهدات پاسخ پله، مقدار بهره انتخاب شده است. مطابق انتظار، الگوریتم کنترلی بر خلاف جهت تغییرات میدان، فرمان‌هایی را صادر نماید. در شکل ۱۰، دستورات کنترلی تولیدی در سه محور مشاهده می‌شود. مقایسه و تطابق فرامین اعمالی در آزمون سخت‌افزاری و نرم‌افزاری (شکل ۱۰ و ۱۱) جالب توجه است. با کاهش تغییرات میدان فرامین اعمالی، سطح پالس کمتری پیدا می‌کند تا جایی که با کاهش سرعت زاویه‌ای، این فرامین صفر شده‌اند. در شکل (۱۲)، میدان مغناطیسی در راستای سه محور که توسط حسگر مغناطیسی اندازه‌گیری شده، ارائه شده است. این میدان نیز متناسب با چرخش ماهواره تغییرات دارد. چنانکه با کاهش سرعت زاویه‌ای، فرکانس تغییرات آن کاهش یافته است.

هرچند که منابع خطا و عدم قطعیت‌ها در بستر سخت‌افزاری وجود دارند اما مقدار آن محدود بوده و به کلیت پاسخ و رفتار سیستم کنترل مذکور خدش‌های وارد نمی‌کند. تحلیل تجربی سیستم کنترل مذکور با لحاظ کردن عدم قطعیت‌ها به عنوان فعالیت مطالعاتی آتی مورد نظر است.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، نتایج تجربی پیاده‌سازی مود آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای ماهواره و مقایسه آن با نتایج حل عددی، در قالب دو طرح سخت‌افزار و نرم‌افزار در حلقه با استفاده از عملگر گشتاوردهنده مغناطیسی مطالعه شد. پیاده‌سازی نرم‌افزاری و سخت‌افزاری با رعایت الزامات مأموریتی و محدودیت‌های عملی انجام شد. پیاده‌سازی نرم‌افزار در حلقه، طراحی و ساخت سیم‌پیچ هلمهولتز برای معادل‌سازی میدان مغناطیسی، میز سه درجه آزادی جهت معادل‌سازی محیط بدون اصطکاک، ایستگاه زمینی رادیویی برای پایش وضعیت ماهواره، برد پردازشی جهت بارگذاری الگوریتم کنترلی انجام شد و ملاحظات عملی هر کدام بررسی شد. تحلیل نتایج به‌ازای ممان اینرسی‌های مختلف، استخراج مدل گشتاوری میز سه‌درجه آزادی و تطابق نتایج عددی و تجربی از جمله مطالعات در این حوزه بود. بررسی نتایج تجربی و مقایسه آن با نتایج شبیه‌سازی، عملکرد مناسب پیاده‌سازی این مود کنترلی در میرانمودن سرعت زاویه‌ای اولیه را نشان می‌دهد. به‌طوری که برای ماهواره‌ای با ممان اینرسی $۳,۴ \text{ kg.m}^2$ و اندازه سرعت زاویه‌ای ۱۷ deg/s ، حدود ۵۰ دقیقه زمان برای مستهلک شدن سرعت زاویه‌ای به مقدار کمتر از $۰,۳ \text{ deg/s}$ لازم است. نتایج این مود عملکردی به‌ازای ممان اینرسی‌های مختلف مطالعه شده و اصطکاک میز سه‌درجه آزادی نیز استخراج شده است.

پيوست

مشخصات حسگر و عملگر مغناطیسی مطابق برگه مشخصات سازنده در جداول (۱) و (۲) ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات حسگر مغناطیسی AMR422

مقدار	مشخصه
± 200 میکروتسلا	رنج کاری
۱۰ نانوتسلا بر بیت	حساسیت
۶ تا ۱۶ ولت	مشخصه الکتریکی
۰,۳ وات	

دورانی ویسکوز به صورت ضریب ثابتی از سرعت زاویه‌ای و در خلاف جهت آن، طبق قانون اویلر می‌توان نوشت [۳]:

$$\sum T_z = I_{zz} \frac{d\omega_z}{dt} \xrightarrow{T_z = -c\omega_z} \frac{d\omega_z}{dt} = -\frac{c}{I_{zz}} \omega_z$$

$$\Rightarrow \omega_z(t) = \omega_{z0} e^{-\frac{c}{I_{zz}} t} \quad (۶)$$

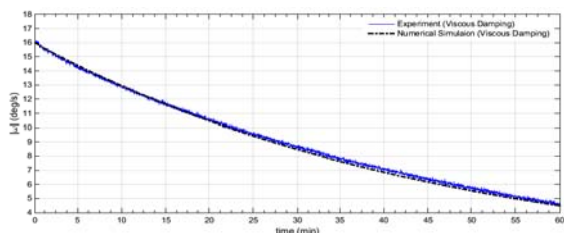
$$\ln\left(\frac{\omega_z}{\omega_{z0}}\right)$$

$$\Rightarrow c = -\frac{\omega_{z0}}{t} I_{zz}$$

که C ضریب اصطکاک ویسکوز، ω_{z0} سرعت زاویه‌ای اولیه حول محور Z ممان اینرسی حول محور Z (محور دوران)، t زمان ω_z سرعت زاویه‌ای لحظه‌ای حول این محور است. جهت محاسبه ضریب اصطکاک ویسکوز، میز را از سرعت زاویه‌ای اولیه ۱۶ درجه بر ثانیه رها نموده و تغییرات سرعت زاویه‌ای میز در طی یک ساعت ثبت شد. پس از گذشت یک ساعت، سرعت زاویه‌ای میز به $۴/۵$ درجه بر ثانیه رسید. با جایگذاری در رابطه c ، نهایتاً ضریب اصطکاک ویسکوز مقدار $۱,۲ \text{ mN.m.s}$ بدست آمد.

مقایسه نتایج شبیه‌سازی مدل توسعه داده شده در محیط Sim-Mechanics که با در نظر گرفتن ضریب اصطکاک ویسکوز بدست آمده و داده‌های تجربی، تطابق بین مدل، رابطه تحلیلی بدست آمده و نتایج تجربی را آشکار می‌سازد. این مقایسه در شکل ۱۳ برای دو حالت حل عددی و تجربی ارائه شده است.

معمولاً کمیت‌های فیزیکی در عمل با عدم قطعیت همراه هستند به خصوص هنگامی که مطالعه تجربی باشد. در اینجا می‌توان کمیت‌های گشتاور اغتشاشی، ممان اینرسی میز سه درجه آزادی، عرض پالس اعمالی و میدان مغناطیسی تولیدی توسط هلمهولتز را حاوی عدم قطعیت دانست. گشتاور اغتشاشی میز وابستگی زیادی به فشار و دبی باد دارد، لذا این کمیت همراه با عدم قطعیت است. به دلیل نیاز به بالانس دقیق ممان اینرسی میز سه درجه آزادی ممکن است اندکی تغییر نماید لذا این پارامتر نیز حاوی عدم قطعیت است. راه‌اندازهای عرض پالس به دلیل حساسیت بالا، همواره درصدی عدم قطعیت دارند. منبع عدم قطعیت در میدان مغناطیسی، جریان الکتریکی تزریقی به سیم‌پیچ هلمهولتز است که از کنترل‌گر آن ناشی می‌شود.



شکل ۱۳- مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی و داده‌های تجربی در آزمون کاهش سرعت در اثر اصطکاک ویسکوز

Orbits, *Engineering and Technology Portfolio RMIT University*, (Thesis for the degree M.S.), 2006, pp. 90-107,.

- [11] Martins-Filho, L.S., Santana, A.C., Adrielle, R.O. and Junior, G. A., Processor-in-the-Loop Simulations Applied to the Design And Evaluation of A Satellite Attitude Control." In *Computational and Numerical Simulations*. Intech Open, 2014.
- [12] Shishko, R. and Aster, R., *NASA Systems Engineering Handbook*, NASA Special Publication, 1995.
- [13] Tavakoli, A. Faghihinia, and Kalhor, A., An Innovative Test Bed for Verification of Attitude Control System, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 32, No. 6, 2017, pp. 16-22,.
- [14] Mirshams, M. and et al., Using Air-Bearing Based Platform and Cold Gas Thruster Actuator for Satellite Attitude Dynamics Simulation, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 12, 2015, pp. 1-12.
- [15] Theoret, N., Attitude Determination Control Testing System (Helmholtz Cage and Air Bearing), *Honors Theses*, Western Michigan University, 2016, pp. 13-55.
- [16] Ptak, and K. Foundy, Real-time spacecraft simulation and hardware-in-the-loop testing, in *rtas*, p. 230. IEEE, 1998.
- [17] Leitner, J., A Hardware-in-The-Loop Testbed for Spacecraft Formation Flying Applications. in *Aerospace Conference, 2001, IEEE Proceedings*. Vol. 2, pp. 2-615.
- [18] Wang, F., Xu, G.D., Geng, Y.H. and Cao, X.B., Hardware-in-the-loop Simulation of Satellite Attitude Control Based on Information Electronic System of Microkernel. *Journal of System Simulation*, Vol. 19, No. 5, pp.1131-1135, 2007.
- [19] Malekzadeh, M., Rezayati, M. and Saboohi, M., Hardware-in-the-loop attitude control via a high-order sliding mode controller/ observer, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* Vol. 232, No. 10, pp.1944-1960, 2018.
- [20] Liu, X., Lu, Y., Zhou, Y. and Yin, Y., Prospects of Using A Permanent Magnetic End Effector to Despin And Detumble an Uncooperative Target. *Advances in Space Research*, Vol. 61, No. 8, 2018, pp.2147-2158.
- [21] Hurtado-Velasco, R. and Gonzalez-Llorente, J., Simulation of the Magnetic Field Generated Bysquare Shape Helmholtz Coils, *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 40, No. 23-24, 2016, pp. 9835-9847.
- [22] Chesi, S., Perez, O. and Romano, M., A Dynamic, Hardware-in-the-Loop, Three-Axis Simulator of Spacecraft Attitude Maneuvering with Nanosatellite Dimensions, 2015.
- [23] Inumoh, L.O., Forshaw, J.L. and Horri, N.M., Tilted wheel satellite attitude control with air-

مقدار	مشخصه
۶۰ گرم	جرم
RS422	درگاه ارتباطی
کمتر از ۰/۱ رنج کامل	Linearity
۱ درصد	دقت
۳۰- تا +۶۰ درجه سانتی گراد	دمای کارکردی

جدول ۲- مشخصات عملگر مغناطیسی

مقدار	مشخصه
۱۶۷ اهم	امپدانس
۲۵ میلی ثانیه	ثابت زمانی
۱۵Am ²	ممان دوقطبی
۱۵ ولت ۹۰ میلی آمپر	مشخصه الکتریکی
PWM	درگاه ارتباطی
۳۴۴ میلی متر	طول

مراجع

- [1] Fortescue, P. and Stark, J., *Spacecraft system Engineering*, John Wiley & Sons, 2003, pp. 299-319.
- [2] Wertz, J.R., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer, 1990, pp. 636-661.
- [3] Sidi, M.J. and Stengel, R.F., *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Press, 1997, pp. 114-117.
- [4] Ley, W. and Wilfried, K., *Handbook of space Technology*, John Wiley & Sons, 2009, pp. 332-361.
- [5] Bryson, E., *Control of Spacecraft and Aircraft*, Princeton University Press, 1994, pp. 16-45.
- [6] Servidia, P.A. and Pena, R.S. Practical stabilization in attitude thruster control, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, Vol. 41, No. 2, 2005, pp. 584-598.
- [7] G. and L. S. Martins-Filho, Optimal on-off attitude control for the Brazilian multi mission Arantes platform satellite, *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2009, No. 1, 2009, pp. 1- 17.
- [8] Avanzin, G. and Giulietti, F. Magnetic Detumbling of a Rigid Spacecraft, *Guidanc, Control and Dynamic*, Vol. 35, No. 14, 2012, pp. 1326-133.
- [9] Dee, S., Design of a Three-axis Stabilized ORION Satellite Using an All-Thruster Attitude Control System, *Diss. Ph.D. Thesis*, 1988.
- [10] Magnetic, J.G., Development of an Active Magnetic Attitude Determination and Control System for Picosatellites on highly inclined circular Low Earth

- [26] Schwartz, J.L., Peck, M.A. and Hall, C.D., Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 26, No. 4, 2003, pp.513-518.
- [27] Available, [On Line]: <https://www.digi.com/xbee>
- [28] Available, [On Line]: <http://www.ni.com/en-us.html>
- bearing table experimental results, *Acta Astronautica*, Vol. 117, 2015, pp. 414-429.
- [24] JalaliNaini, S.H., Bohlouri, V., Quasi-Normalized Analysis of Satellite Stabilization with Pulse-Width Pulse-Frequency Modulator in Presence of Input Noise, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 01, 2018, pp. 165-176 (in Persian).
- [25] Bellini, N., Magnetic Actuators For Nanosatellite Attitude Control, (PhD diss.), 2013.