

Research Paper

Damping Mode of Satellite Angular Velocity Using Magnetic Actuators in Hardware/software in the Loop

V. Bohlari¹, H. Haghighi² and S. Seyedzamani^{3*}

1. Department of Electrical and Computer Engineering, Shahid Montazeri College, Khorasan Razavi Technical and Vocational University, IRAN

2, 3. Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

* s.seydzamani@isrc.ac.ir

In this paper, damping mode of a satellite attitude control is designed and implemented using magnetic actuators in software /hardware-in-the-loop testbed. To this end, the equivalent of Earth's magnetic field is designed using Helmholtz coil, frictionless is made by air-bearing, and algorithms are developed on designed control board. By measuring the Earth's magnetic field, actuator commands are generated by the damping algorithm then braking torque is produced. Some applied restrictions and special requirements such as non-simultaneous operation between magnetic sensor and magnetic actuators, air-bearing friction, initial angular velocity are considered. By identifying the air-bearing frictional model, the results are compared in software/hardware-in-the-loop. The compared results show that the ability of the designed system to perform damping mode.

Keywords: Angular velocity damping, Satellite attitude control, Software/Hardware in the loop, 3-Axis Air-bearing, Helmholtz coil

1. Assistant Professor
2. PhD Student
3. Educator (Corresponding Author)

مقاله علمی - پژوهشی

آرام سازی سرعت زاویه ای ماهواره با عملگر مغناطیسی در بستر سخت افزار و نرم افزار در حلقه

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

۱- دپارتمان مهندسی برق و کامپیوتر، دانشکده شهید منتظری، دانشگاه فنی و حرفه ای خراسان رضوی، ایران

۲ و ۳- پژوهشکده سامانه های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

* s.seydzamani@isrc.ac.ir

در این مقاله، مود آرام سازی سه محوره سرعت زاویه ای یک ماهواره در بستر نرم افزار و سخت افزار در حلقه، با عملگر مغناطیسی طراحی و پیاده سازی شده است. در این راستا، مدل میدان مغناطیسی توسط سیم پیچ هلمهولتز ایجاد شده و ماهواره با جانیایی روی میز سه درجه آزادی، در میدان مغناطیسی معادل موقعیت مداری قرار می گیرد. الگوریتم کنترلی که بر روی برد پردازشی پیاده سازی شده، با اندازه گیری 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 زاویه ای مستهلک می شود. ملاحظات و محدودیت های عملی ویژه ای، از جمله عدم همزمانی کارکرد عملگر و حسگر مغناطیسی، غلبه گشتاور تولیدی بر اصطکاک میز و اندازه سرعت زاویه ای اولیه در پیاده سازی مورد توجه بوده که در نرم افزار در حلقه نیز لحاظ شده است. با شناسایی مدل اغتشاشی میز، نتایج نرم افزار و سخت افزار در حلقه با یکدیگر مقایسه شده که علاوه بر تطابق زیاد نتایج، نشانگر توانمندی این بستر در استهلاک سرعت زاویه ای است.

واژه های کلیدی: آرام سازی سرعت زاویه ای، کنترل وضعیت ماهواره، نرم افزار و سخت افزار در حلقه، میز سه درجه آزادی، سیم پیچ هلمهولتز.

علائم و اختصارات

V	ولتاژ الکتریکی
θ	وضعیت ماهواره
ω	سرعت زاویه ای ماهواره
CAN	Controller area network
IGRF	International geomagnetic reference field
PWM	Pulse-width modulation
TTL	Transistor-transistor logic

B	میدان مغناطیسی
c	ضریب اصطکاک ویسکوز
I	ممان اینرسی
i	جریان الکتریکی
M_d	گشتاور اغتشاشی
M_{mt}	گشتاور تولیدی عملگر مغناطیسی
m_{mt}	ممان مغناطیسی
s	عملگر حوزه لاپلاس
T	گشتاور
t	زمان

مقدمه

امروزه، ماهواره ها با انجام مأموریت هایی نظیر ارتباطات مخابراتی، تصویربرداری، هواشناسی، کیهان شناسی و پایش ناهماری های جغرافیایی نقش مهمی در پیشبرد علم و فناوری و زندگی بشر دارند. در میان اجزای مختلف تشکیل دهنده 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 مودهای 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 صحه‌گذاری 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

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 پایداری 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]:

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

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

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.

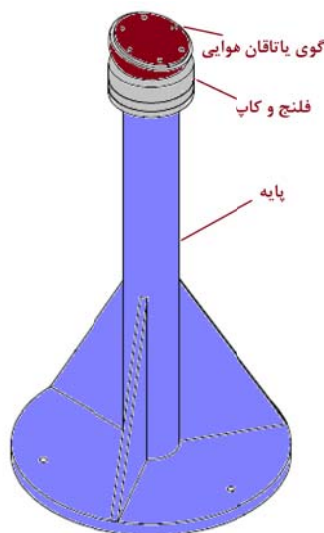
$$\begin{aligned} M_x &= I_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) \\ M_y &= I_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) \\ M_z &= I_z \dot{\omega}_z + \omega_y \omega_x (I_y - I_x) \end{aligned} \quad (4)$$

بستر سخت‌افزار در حلقه

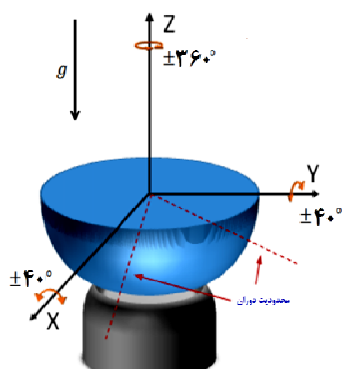
پیاده‌سازی سخت‌افزاری، ملاحظات و پیچیدگی‌های خود را به همراه دارد. این ملاحظات زمانی بیشتر می‌شوند که در آزمون‌های تجربی نیاز به دقت‌های بالا وجود داشته باشد. در حالی که حساسیت زیاد دستگاه نسبت به اغتشاشات محیطی نیز یکی دیگر از عوامل افزایش پیچیدگی‌هاست. در پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه کنترل وضعیت ماهواره، 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 ملحقات 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.

11. Spin-stabilize
12. Geostationary orbit

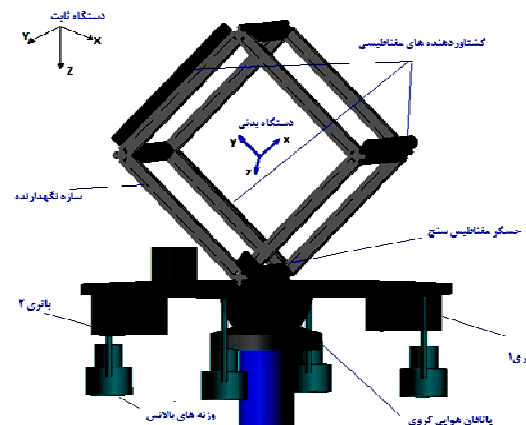
که مطابق شکل (۲)، شامل پایه، فلنج اتصال یاتاقان هوایی به پایه و یاتاقان هوایی است. یاتاقان هوایی از دو بخش گوی و کاسه تشکیل شده است. فشار هوایی که از منفذهای کاسه خارج می‌شوند گوی را از کاسه جدا کرده و لایه‌ای از هوا به ضخامت چند ده میکرومتر بین گوی و کاسه ایجاد می‌کند. در این حالت گوی و آنچه به آن متصل 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 محور همراه 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].



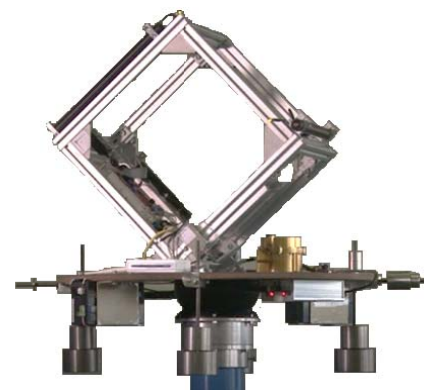
شکل ۲- ساختار مجموعه شبیه‌ساز سه درجه آزادی



شکل ۳- درجات آزادی یاتاقان هوایی کروی مورد استفاده



(الف)



(ب)

شکل ۱- نحوه قرارگیری اجزاء در آزمون آرام‌سازی

مغناطیس سنج به نحوی روی سازه نصب شده که در راستای سه محور متعامد سازه و در دورترین نقطه از گشتاوردهنده‌های مغناطیسی باشد. دور بودن حسگر به دلیل تأثیر اغتشاشی اجزای فرومغناطیسی^{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 سیم پیچ سه محوره استفاده شده است. با عبور جریان از سیم پیچ‌ها، میدان مغناطیسی تولید می‌شود که این میدان در وسط این سیم پیچ، با تقریب خوبی همگن است [۱۶]. نمایی از این سیم پیچ 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 سیم پیچ به صورت سه محوره بوده و با تزریق جریان الکتریکی، میدان مغناطیسی متناظر با موقعیت مداری را تولید می‌کند. اطراف این سیم پیچ با یک پلاستیک پوشانده شده تا اغتشاش ناشی از جریان هوا به حداقل برسد.

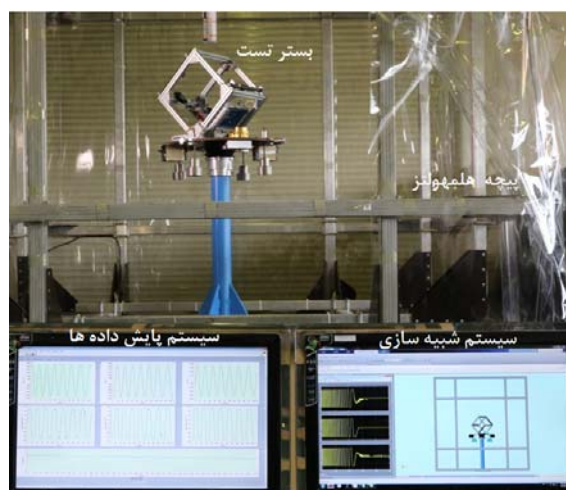
پردازش داده

در طراحی بستر آزمون، مجموعه مدیریت داده از دو بخش الکترونیکی مجزا شامل پردازش و راه انداز تشکیل شده است. در برد پردازشی، الگوریتم‌های کنترلی پیاده سازی 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، راه اندازی شده است. در کنار برد پردازشی، برد راه انداز و وظیفه راه اندازی عملگرها و ارسال سیگنال درخواست داده از حسگرهای مغناطیسی و ژيروسکوپ و خوانش داده آن‌ها را بر عهده دارد.

ایستگاه زمینی و نرم افزار 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 نرم افزار پایش پیاده سازی شده است. داده‌های تولیدی در کنترل وضعیت ماهواره شامل داده‌های حسگر مغناطیسی، سرعت زاویه‌ای و دستورات کنترلی به ایستگاه زمینی است که در نرم افزار 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 پیاده سازی 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 آرام سازی در این مدل گنجانده شد تا امکان مقایسه بین خروجی‌های تست تجربی و نتایج شبیه سازی 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 نرم افزار [۲۸LabVIEW] مشاهده و ذخیره می‌شود. در شکل (۴) نمایی از بستر آزمون تجربی، به همراه سیستم‌های شبیه سازی 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 اندازه گیری سرعت زاویه‌ای سه محوره ماهواره بر روی آن نصب شده که در شکل (۱) این ساختار مشاهده می‌شود. مجموعه پردازشگر اصلی، برد راه انداز 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

مود آرام سازی در بستر نرم افزار در حلقه

مود آرام سازی سرعت زاویه ای ماهواره ابتدا در بستر نرم افزار در حلقه انجام شده است. بستر نرم افزار در حلقه در محیط سیمولینک نرم افزار متلب طراحی و پیاده سازی شده و الزامات سیستمی در آن لحاظ شده است. از جمله مهمترین الزامات سیستمی موارد زیر است:

- مانور آرام سازی باید فقط با ۳ عملگر مغناطیسی انجام شود.
- اندازه سرعت زاویه ای 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 آرام سازی کمتر شدن اندازه سرعت زاویه ای از ۰/۳ درجه بر ثانیه است.

شایان ذکر است که معادلات دینامیکی سه محوره با فرض جسم صلب در نظر گرفته شده و ممان اینرسی ۱۰ کیلوگرم مترمربع داده شده است. مقدار ممان عملگر مغناطیسی ۱۵ Am² است.

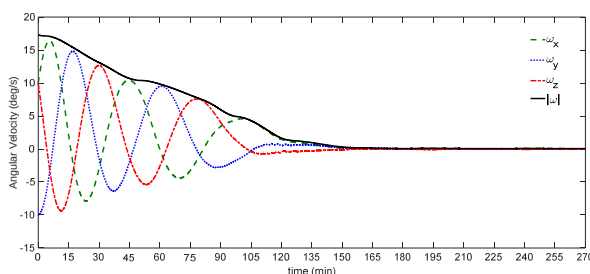
نرم افزار در حلقه در محیط متلب بر اساس قانون B-dot اجرا شده و نمودار مستهلک سازی سرعت زاویه ای در شکل ۵ ارائه شده است. مطابق این شکل، به ازای سرعت زاویه ای اولیه ۱۷ درجه بر ثانیه در راستای سه محور، اندازه سرعت زاویه ای بعد از گذشت حدود ۱۶۵ دقیقه به ۰/۳ درجه بر ثانیه که حد الزام است، رسیده است. در این شکل، خط ممتد مشکی رنگ، نشانگر اندازه (نرم اقلیدسی) سرعت زاویه ای است. در شکل (۶)، اندازه سرعت زاویه ای به ازای چند ممان اینرسی مختلف شبیه سازی شده است. این تحلیل، رفتار کاهش سرعت زاویه ای به ازای تغییر ممان اینرسی را نشان می دهد که می توان از آن در تعمیم نتایج تجربی به ازای ممان اینرسی های مختلف به صورت تقریبی بهره برد. مطابق انتظار با کاهش ممان اینرسی، زمان رسیدن به حد الزام آرام سازی کاهش یافته است.

مود آرام سازی در بستر سخت افزار در حلقه

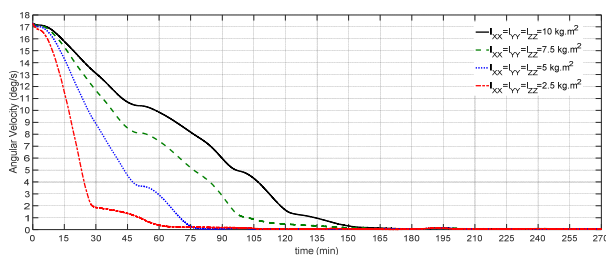
در مطالعه تجربی سیستم های کنترل علاوه بر الزامات، محدودیت هایی نیز وجود دارد. برای پیاده سازی سخت افزاری مود آرام سازی سرعت زاویه ای ماهواره، علاوه بر الزامات مذکور در بخش قبل محدودیت های ذیل را نیز باید در نظر گرفت:

- حداقل پالس قابل کنترل راه انداز PWM، ۵ درصد می باشد.
- 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 می شود.

- جریان هوا می تواند 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 ثانیه ای مواجهه است.



شکل ۵- سرعت زاویه ای در آزمون نرم افزار در حلقه مود آرام سازی به ازای ممان اینرسی ۱۰ کیلوگرم مترمربع



شکل ۶- اندازه سرعت زاویه ای در آزمون نرم افزار در حلقه مود آرام سازی به ازای چند ممان اینرسی مختلف

در ادامه برخی از این ملاحظات و نحوه پیاده سازی آن بررسی می شود.

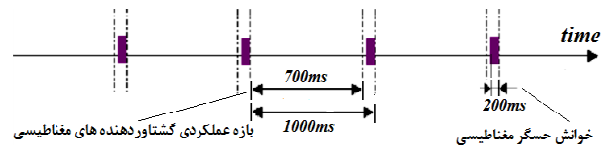
گشتاوردهنده های مغناطیسی و حسگر مغناطیس سنج در اکثر مودهای کنترلی یک ماهواره کارایی دارند. نکته مهمی که باید در استفاده همزمان این دو المان مورد توجه قرار گیرد این است که عملکرد عملگر مغناطیسی (به دلیل تولید میدان مغناطیسی)، داده های حسگر مغناطیس سنج را مخدوش نسازند. روش مرسوم که برای حل این مشکل وجود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

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

نتایج آزمون سخت افزار در حلقه مود آرام سازی سرعت زاویه ای ماهواره بر اساس بلوک دیاگرام شکل (۸)، در شکل (۹) آمده است. در شکل، سه نمودار ترسیم شده است. نمودار ممتد آبی رنگ نتایج تجربی را نشان می دهد. نمودار خط چین مشکی نتایج شبیه سازی با در نظر گرفتن اثر اصطکاک میز و خط چین قرمز، نتایج شبیه سازی بدون در نظر گرفتن اثر اصطکاک میز است. در این شکل، محور عمودی اندازه سرعت زاویه ای ماهواره بوده و سرعت زاویه ای اولیه حدود ۱۷ درجه بر ثانیه انتخاب شده است. بهره مدار برابر ۱۰۰۰ لحاظ شده و میدان مغناطیسی مطابق با مدل IGRF موجود در نرم افزار متلب برای مدار مورد نظر استخراج و توسط سیم پیچ هلمهولتز ایجاد شده است. همانگونه که ملاحظه می شود، آرام سازی در مدت زمان حدود ۴۰ دقیقه اتفاق افتاده است. همانطور که ملاحظه می شود، تطابق مناسبی بین نتایج شبیه سازی و نتایج تجربی وجود دارد که صحت مدل سازی را نشان می دهد. با توجه به اینکه مدت زمان آرام سازی توسط الگوریتم مورد توجه بوده و نتایج تجربی شامل اثرات اصطکاک ویسکوز نیز هستند، پس از اطمینان از صحت مدل، در شبیه سازی اثر اصطکاک حذف و نتایج در شکل (۹) گزارش شده است. طبق این مدل پیش بینی می شود که در صورت انجام آزمون در خلأ، زمان آرام سازی از ۴۰ به ۵۰ دقیقه افزایش یابد. این مسئله باز هم نشانگر برآورده شدن الزام، کاهش سرعت زاویه میز با ممان اینرسی $3/4 \text{ kg.m}^2$ از مقدار ۱۷ درجه بر ثانیه در کمتر از یک ساعت، خواهد بود.

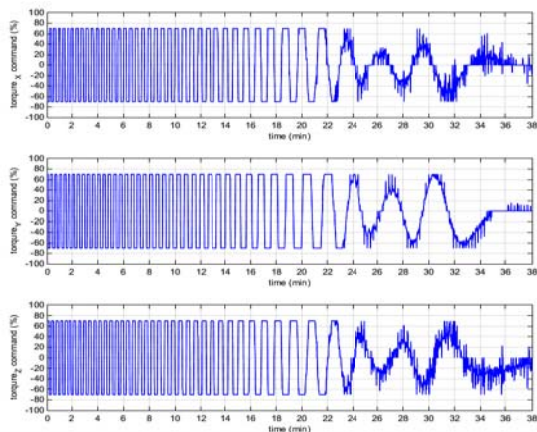
به منظور انجام آزمون های تجربی، ابتدا الگوریتم و مدل میز سه درجه آزادی درون نرم افزار متلب شبیه سازی شده است. نتایج حاصل از شبیه سازی، عملکرد صحیح کاهش سرعت زاویه ای اولیه توسط الگوریتم مذکور را نشان می دهند. قابل ذکر است که برای انجام آزمون آرام سازی، ابتدا میز سه درجه آزادی بالانس اولیه می شود. موقعیت مداری ماهواره به کنترلر سیم پیچ هلمهولتز اعمال شده تا میدان مغناطیسی معادل تولید شود سپس ماهواره با سرعت زاویه ای اولیه حول محور سوم (Z) رها می شود (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 می رود الگوریتم بتواند هر سه سرعت را مستهلک نماید. علاوه بر این، به دلیل زاویه دار بودن سازه ماهواره (۴۵ درجه) نسبت به میز صفحه سه درجه آزادی، عملاً هر سه گشتاور دهنده مغناطیسی اعمال گشتاور می نمایند. برنامه کنترلی به صورت گسسته و درون پردازنده دیجیتال نوشته شده و با فرکانس یک هرتز که فرکانس کاری معمول ماهواره هاست، فرامین لازم به راه انداز عملگرها صادر می شود. 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 می گیرد. به این ترتیب، حداقل ۱۰۰ میلی ثانیه برای دینامیک عملگر مغناطیسی لحاظ شده است. این زمان برای تخلیه انرژی ذخیره شده در ضریب خودالقایی^{۱۸} سیم پیچ عملگر مغناطیسی انتخاب شده است. این سناریو در آزمون نرم افزار و سخت افزار در حلقه مود کنترل وضعیت پیاده سازی شده است.

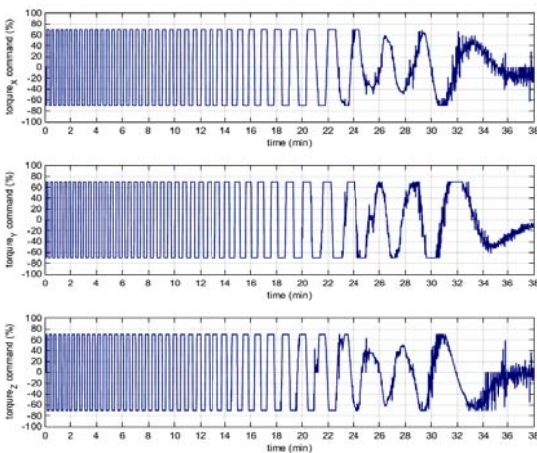


شکل ۷- زمان بندی اکتساب داده از حسگر مغناطیسی

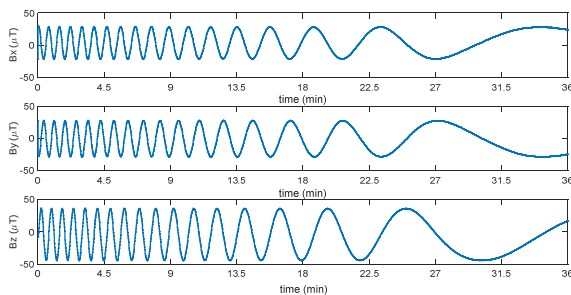
بلوک دیاگرام کنترلی برای پیاده سازی مود آرام سازی سرعت زاویه ای ماهواره مبتنی بر روش B-dot، در شکل ۸ ترسیم شده است. در این بلوک دیاگرام از سیگنال تغییرات میدان مغناطیسی بازخورد گرفته شده و مطابق الگوریتم مذکور، سیگنال کنترلی تولید می شود. مقدار مطلوب ورودی که مقدار صفر است در ذات رابطه B-dot بوده و در این رابطه ادغام شده است. سیگنال کنترلی بعد از اعمال محدودیت های ناشی از راه انداز تبدیل به سیگنال عرض پالس شده و به راه انداز اعمال می شود. در این بلوک دیاگرام، مدل عملگر مغناطیسی، راه انداز الکتریکی، اغتشاش، کنترلر، بازخورد و دینامیک ماهواره مشخص شده است. مدل دینامیک ماهواره در رابطه ۴ تشریح شد. نرخ میدان مغناطیسی به طور گسسته مطابق رابطه ۳ حساب شده و در یک بهره با علامت منفی ضرب می شود تا جنس سیگنال تبدیل به عرض پالس بر حسب درصد شود. به دلیل محدودیت های 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 راه انداز بوده است. نهایتاً بازه محدودیت عرض پالس بین ۵ تا ۷۰ درصد است. عرض پالس به صورت سیگنال TTL سخت افزاری به راه انداز وارد شده و پس از عبور از عملگر تبدیل به میدان مغناطیسی می شود. از تعامل میدان تولیدی و میدان هلمهولتز، ممان M_c تولید شده و به دینامیک ماهواره اعمال می شود. در شکل ۱۱، M_d گشتاور اغتشاشی، Ω سرعت زاویه ای، 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.



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



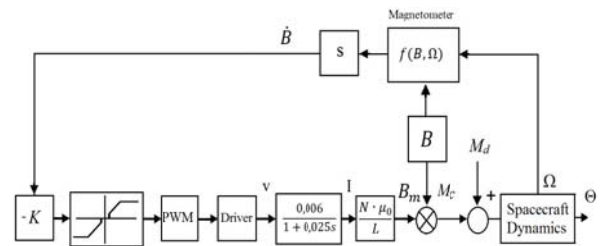
شکل ۱۱- فرامین گشتاوردهنده‌های مغناطیسی در شبیه‌سازی مود آرام‌سازی



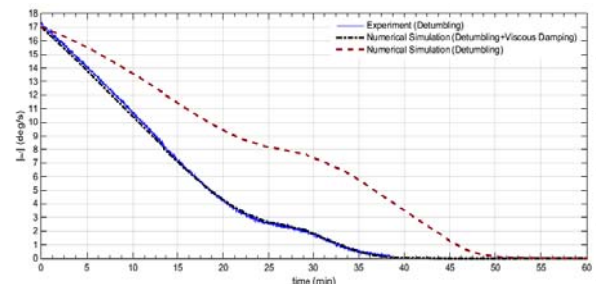
شکل ۱۲- میدان مغناطیسی سنجش شده از منظر ماهواره در راستای هر سه محور

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 دورانی ویسکوز به صورت ضریب ثابتی از سرعت زاویه‌ای و در خلاف



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 فراجش 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 قطعیت ها در بستر سخت افزاری وجود دارند اما مقدار آن محدود بوده و به کلیت پاسخ و رفتار سیستم کنترل مذکور خدشهای وارد نمی کند. تحلیل تجربی سیستم کنترل مذکور با لحاظ کردن عدم قطعیت ها به عنوان فعالیت مطالعاتی آتی مورد نظر است.

نتیجه گیری

در این مقاله، نتایج تجربی پیاده سازی مود آرام سازی سرعت زاویه ای ماهواره و مقایسه آن با نتایج حل عددی، در قالب دو طرح سخت افزار و نرم افزار در حلقه با استفاده از عملگر گشتاوردهنده مغناطیسی مطالعه شد. پیاده سازی نرم افزاری و سخت افزاری با رعایت الزامات مأموریتی و محدودیت های عملی انجام شد. پیاده سازی نرم افزار در حلقه، طراحی و ساخت سیم پیچ هلمهولتز برای معادل سازی میدان مغناطیسی، میز سه درجه آزادی جهت معادل سازی 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 به ازای ممان اینرسی های مختلف، استخراج مدل گشتاوری میز سه درجه آزادی و تطابق نتایج عددی و تجربی از جمله مطالعات در این حوزه بود. بررسی نتایج تجربی و مقایسه آن با نتایج شبیه سازی، عملکرد مناسب پیاده سازی این مود کنترلی در میرانمودن سرعت زاویه ای اولیه را نشان می دهد. به طوری که برای ماهواره ای با ممان اینرسی $3/4 \text{ kg.m}^2$ و اندازه سرعت زاویه ای 17 deg/s ، حدود ۵۰ دقیقه زمان برای مستهلک شدن سرعت زاویه ای به مقدار کمتر از $0/3 \text{ deg/s}$ لازم است. نتایج این مود عملکردی به ازای ممان اینرسی های مختلف مطالعه شده و اصطکاک میز سه درجه 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

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

جهت آن، طبق قانون اویلر می توان نوشت [۳]:

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

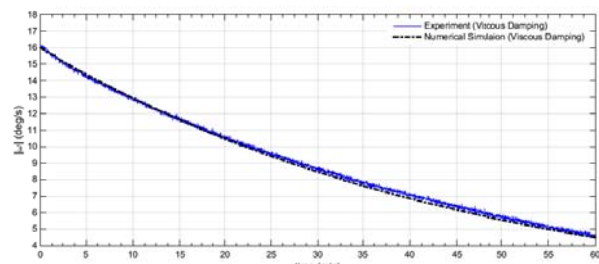
$$\Rightarrow \omega_z(t) = \omega_{z0} e^{-\frac{c}{I_{zz}} t}$$

$$\Rightarrow c = -\frac{\ln(\frac{\omega_z}{\omega_{z0}})}{t} I_{zz}$$

که c ضریب اصطکاک ویسکوز، ω_{z0} سرعت زاویه ای اولیه حول محور Z ، I_{zz} ممان اینرسی حول محور Z (محور دوران)، t زمانو ω_z سرعت زاویه ای لحظه ای حول این محور است. جهت محاسبه ضریب اصطکاک ویسکوز، میز را از سرعت زاویه ای اولیه 16 درجه بر ثانیه رها نموده و تغییرات سرعت زاویه ای میز در طی یک ساعت ثبت شد. پس از گذشت یک ساعت، سرعت زاویه ای میز به $4/5$ درجه بر ثانیه رسید. با جایگذاری در رابطه c نهایتاً ضریب اصطکاک ویسکوز مقدار $1/2 \text{ mN.m.s}$ بدست آمد.

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

معمولاً کمیت های فیزیکی در عمل با عدم قطعیت همراه هستند به خصوص هنگامی که مطالعه تجربی باشد. در اینجا می توان کمیت های 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. راه اندازهای عرض پالس به دلیل حساسیت بالا، همواره درصدی عدم قطعیت دارند. منبع عدم قطعیت در میدان مغناطیسی، جریان الکتریکی تزریقی به سیم پیچ هلمهولتز است که از کنترلر آن ناشی می شود.



شکل ۱۳- مقایسه نتایج حاصل از شبیه سازی و داده های تجربی در آزمون کاهش سرعت در اثر اصطکاک ویسکوز

System for Picosatellites on highly inclined circular Low Earth 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.

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	مشخصه الکتریکی
۹۰ میلی آمپر	
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

- [25] Bellini, N., Magnetic Actuators For Nanosatellite Attitude Control, (PhD diss.), 2013.
- [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>
- [23] Inumoh, L.O., Forshaw, J.L. and Horri, N.M., Tilted wheel satellite attitude control with air-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).