

Research Paper

Design and Implementation of Hardware-in-the-Loop (HIL) Test-bed for Spacecraft Attitude Control

V. Bohlouri^{1*}, H. Haghghi², S. Kaviri³, M. Taghinezhad⁴, E. Maani⁵ and S. S. Zamani⁶

1. Shahid Montazeri Technical School of Mashhad, Khorasan Razavi Technical and Vocational University, Mashhad, IRAN

1-4 , 6. Satellite Research Institute, Iranian Space research Center, Tehran, IRAN

5. Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, IRAN

*v.bohlouri@isrc.ac.ir

In this paper, the design and implementation of hardware-in-the-loop (HIL) test-bed for spacecraft attitude control is presented with respect to the practical consideration. This test-bed includes an air bearing 3-DOF table, Helmholtz coil, sun simulator, orbit simulator, reaction wheels, and torquods as actuators, gyro, GPS, AHRS, magnetometer, and processing board. In addition, online monitoring of attitude and orbit position in LabVIEW and Celestia software, data telemetry, battery package, and power distribution board are developed in this case. Using this test-bed, different operational modes are evaluated and verified for satellite attitude control. The experimental results of damping mode show that the angular velocity can be decreased to the desired value (0.3 deg/s). Moreover, a torque simulator for applying the disturbances and test of propulsion scenarios, online telemetry with ground station, near-optimal design of Helmholtz coil are the advantages of this test-bed.

Keywords: Satellite attitude control, Hardware-in-the-loop (HIL) test-bed, Damping mode, Air bearing 3-DOF table, Helmholtz coil, Disturbance torque

1. Assistant Professor (Corresponding Author)
2. Student PhD
3. Student PhD
4. M. Sc.
5. Assistant Professor
6. Educator

مقاله علمی - پژوهشی

طراحی و پیاده‌سازی بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه کنترل وضعیت ماهواره

وحید بهلولری^{۱*}، حسین حقیقی^۲، سمانه کویری^۳، مرضیه تقی‌نژاد^۴، احسان معانی^۵، سهیل سیدزمانی^۶

۱- دانشکده فنی شهید منتظری مشهد، دانشگاه فنی و حرفه‌ای خراسان رضوی، مشهد، ایران

۱، ۲، ۳، ۴ و ۶- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

۵- دانشکده فنی، دانشگاه تهران، تهران، ایران

*v.bohlouri@isrc.ac.ir

طراحی و پیاده‌سازی بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه کنترل وضعیت ماهواره‌ها به همراه نتایج تجربی و ملاحظات عملی در این مقاله ارائه شده است. یک مجموعه سخت‌افزاری شامل میز سه‌درجه آزادی، سیم‌پیچ هلمهولتز، شبیه‌ساز پرتوهای خورشیدی، شبیه‌ساز مدار، عملگرهای چرخ عکس‌العملی، گشتاوردهنده مغناطیسی، حسگرهای ژيروسکوپ، خورشید، جی‌پی‌اس، AHRS مغناطیس‌سنج و برد الکترونیکی پردازشی، طراحی و راه‌اندازی شده است. به‌علاوه، پایش برخط وضعیت و موقعیت ماهواره در نرم‌افزارهای LabVIEW و Celestia، تبادل رادیویی داده‌ها، طراحی بسته باتری و برد توزیع توان الکتریکی از فعالیت‌های مکمل، برای ارتقاء بستر بوده است. سناریوها و مدهای عملیاتی در قالب الگوریتم‌های نرم‌افزاری، در بستر آزمون ارزیابی می‌شود. نتایج تجربی این بستر در آزمون آرام‌سازی توانسته سرعت زاویه‌ای اولیه را به سرعت الزام کمتر از ۰/۳ درجه برثانیه در سه‌محور برساند. امکان اعمال گشتاور اغتشاشی متناسب با موقعیت ماهواره، امکان آزمون پیش‌رانش بدون مخزن و سیستم پرفشار، ارتباط برخط میز و نمایشگرها و ساختار بهینه هلمهولتز نوآوری‌هایی هستند که این بستر را از نمونه‌های مشابه متمایز می‌کند.

واژه‌های کلیدی: کنترل وضعیت ماهواره، بستر سخت‌افزار در حلقه، مود آرام‌سازی، میز سه‌درجه آزادی، سیم‌پیچ هلمهولتز، گشتاور اغتشاشی.

r	فاصله هندسی سیم از مرکز
l	طول سیم
PWM	Pulse-width modulation
ARX	Auto regressive exogenous input
GPS	Global positioning system
TTL	Transistor transistor logic
PRBS	Pseudo random binary signal
ECSS	European cooperation space standard
AHRS	Attitude heading reference system
IGRF	International geomagnetic reference field

علائم و اختصارات

ω_{real}	سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی
ω_{cmd}	فرمان سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی
I	جریان الکتریکی
V	ولتاژ الکتریکی
B	میدان مغناطیسی

مقدمه

در دنیای امروز، ماهواره‌ها نقش به‌سزایی در زندگی بشر و نیازمندی‌های روزمره ایفا می‌نمایند. تصویربرداری، ارتباطات رادیویی

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. دانشجوی دکتری

۳. دانشجوی دکتری

۴. کارشناس ارشد

۵. استادیار

۶. مربی

دارد. به‌عنوان نمونه هنگامی که بستر سخت‌افزار در حلقه با گاز سرد یا بخش پیش‌رانش تست می‌شود لازم است بعد از مدتی تست قطع شده و مخزن سوخت یا گاز شارژ گردد. علاوه بر آن به‌خاطر پرفشار بودن مخزن، مشکلات و ملاحظات ایمنی زیادی به خصوص هنگام آزمون در دانشگاه‌ها وجود دارد. به‌عنوان نمونه بستر آزمون ساخته شده در مرجع [۱۵]، مخصوص آزمون مانور با حسگر و عملگر مغناطیسی است. در این بستر سعی شده تعیین و مانورهای وضعیت بر مبنای مغناطیس انجام شود. بستر آزمون ساخته شده در مرجع [۱۹] دارای حسگرهای وضعیت خورشید و ژایرو بوده و شبیه‌ساز خورشید نیز دارد اما میز سه درجه آزادی این بستر، صرفاً قابلیت مانور برای ماهواره‌های کلاس نانو را دارد. نوع دیگری از بسترهای HIL کنترل وضعیت ماهواره، دارای میز سه درجه آزادی دمبلی بوده که عموماً قابلیت مانور کامل در دو محور را دارد که نمونه‌ای از این بستر که در مرجع [۲۳] ارائه شده است. وجه مشترک همه این بسترها تلاش برای انجام مانورهای دینامیکی ماهواره است. تمایزات این بسترها از نظر تجهیزات، حسگرها، عملگرها، معادل‌ساز میدان مغناطیسی فضا، ایستگاه زمینی، مخبره داده و شبیه‌ساز خورشید و ستاره است. برخی از این بسترها فاقد معادل‌ساز مغناطیسی بوده که صرفاً از میدان مغناطیسی موجود در محیط اطراف استفاده می‌کنند [۲۳، ۲۴]، دسته دیگر شبیه‌ساز خورشید و حسگر خورشید نداشته و برای تعیین وضعیت از حسگرهای جایگزین شبیه حسگر زمین استفاده می‌کنند. دسته دیگر فاقد ایستگاه زمینی به منظور پایش داده‌ها است [۱۹]. علاوه بر این، در مطالعاتی که تاکنون اشاره شده است، امکان اعمال گشتاور اغتشاشی کنترل‌شده به میز وجود ندارد. ایجاد فضای نسبتاً بزرگ توسط سیم‌پیچ هلمهولتز نیز از دیگر ایراداتی است که در بسترهای آزمون داخلی و خارجی وجود دارد. باتوجه به تأثیرگذاری اغتشاشات اعمال‌شده به ماهواره، نیاز به بستری است که علاوه بر قابلیت تحقق آزمون‌های عملکردی تعیین و کنترل وضعیت، امکان پیاده‌سازی اغتشاشات حین آزمون را نیز فراهم سازد.

در این مطالعه یک بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه متشکل از میز سه‌درجه آزادی، سیم‌پیچ هلمهولتز، شبیه‌ساز پرتوهای خورشیدی، ایستگاه زمینی، ارتباط رادیویی دوطرفه، شبیه‌ساز گرافیکی مدار ماهواره، حسگرهای خورشید، ژيروسکوپ، مغناطیس‌سنج، وضعیت (AHRS) و عملگرهای چرخ عکس‌العملی و گشتاوردهنده مغناطیسی است که در قالب یک مجموعه مکترونیکی طراحی و پیاده‌سازی شده است. ملاحظات عملی و نتایج تجربی در خصوص ساخت این بستر آزمون و جمع‌المان‌های آن در نظر گرفته شده و در این راستا مانور آرام‌سازی سرعت زاویه‌ای (دیتامبلینگ) ماهواره توسط بستر مذکور آزموده شده است.

و مخابراتی، سنجش و پایش اراضی و ناهمواری‌های زمین، نقشه‌برداری، ستاره‌شناسی، هواشناسی و کاربردهایی از این قبیل معمولاً توسط ماهواره‌ها انجام می‌شود. در یک ماهواره، زیرسیستم‌های مختلفی در کنار یکدیگر فعالیت نموده تا یک مأموریت فضایی به‌درستی انجام شود. زیرسامانه‌های سازه- مکانیزم، تعیین و کنترل وضعیت، مخابرات، پردازش و مدیریت داده، کنترل حرارت، توان الکتریکی و محموله از جمله زیرسامانه‌های متداول ماهواره می‌باشند [۲، ۱]. بخش تعیین و کنترل وضعیت ماهواره، یکی از زیرسامانه‌های مهمی است که وظیفه تعیین وضعیت و انجام مانورهای دینامیکی، به منظور نگهداری ماهواره در وضعیت مطلوب یا نشانه‌روی را بر عهده دارد. عمده مأموریت‌های ماهواره، خصوصاً تصویربرداری، مرهون صحت انجام مانورهای کنترل وضعیت است [۳-۶]. با توجه به اهمیت بسیار بالا و پیچیدگی این زیرسامانه، مطالعات بسیار زیادی در مراکز تحقیقاتی انجام شده و هم‌اکنون نیز از موضوعات جالب برای محققان سراسر دنیا می‌باشد. مطالعات انجام شده در این زمینه از دیدگاه‌های مختلف مانند ارائه روش و الگوریتم کنترلی جدید [۷، ۸]، تشخیص و رفع عیب در حسگرها و عملگرهای زیرسامانه [۹-۱۱]، ارائه روش جدید برای غلبه بر اغتشاشات [۱۲، ۱۳] و ارائه ایده و روش‌های جدید برای تعیین و کنترل وضعیت ماهواره [۱۴] بوده است.

ازبایی انجام صحیح مانورهای کنترل وضعیت ماهواره در قالب سناریوها و مودهای کارکردی در آزمون‌های مشخص و با استفاده از بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه بر اساس استانداردهای معتبر نظیر ECSS بررسی و صحت‌گذاری می‌شود. بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه کنترل وضعیت ماهواره دارای اجزای گوناگون و ملاحظات ویژه‌ای بوده و برای انجام دقیق مانورها، نیازمند تبحر و تجربه کافی در این زمینه است [۱۵]. شبیه‌ساز حرکت وضعی ماهواره بدون اصطکاک [۱۶، ۱۷] ایجاد میدان مغناطیسی معادل نقطه مداری ماهواره [۱۸] و تولید پرتوهای متوازی خورشیدی به‌همراه طراحی یک سیستم مکترونیکی به منظور پایش داده‌های سلامت و وضعیت ماهواره از جمله‌ی مهم‌ترین چالش‌های طراحی و پیاده‌سازی بسترهای آزمون سخت‌افزار در حلقه است [۱۹].

علاوه بر موارد فوق، سیستم سخت‌افزار در حلقه کنترل وضعیت ماهواره برای آزمون بخش پیش‌رانش و همچنین کنترل وضعیت با استفاده از رانشگر نیز مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۰، ۲۱]. به‌عنوان نمونه میرشمس و همکاران به کنترل وضعیت ماهواره بر روی میز سه درجه آزادی با استفاده از رانشگر گاز سرد پرداختند [۲۲].

با وجود مطالعات بسیاری که تاکنون در این زمینه در دانشگاه‌ها و مراکز صنعتی صورت گرفته است، هنوز کمبودها و نواقصی وجود

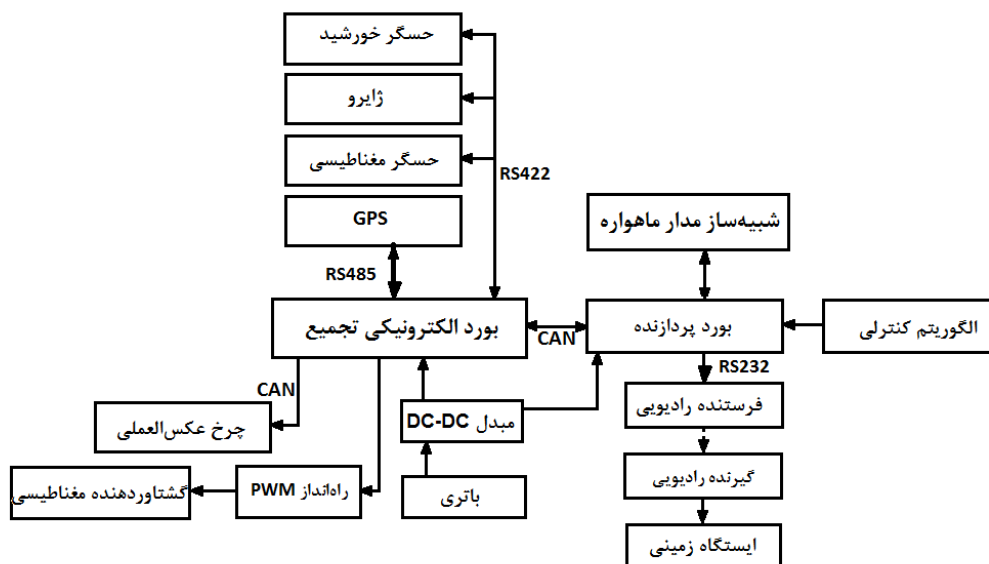
حسگرها و جهت ساده‌سازی فرایند عیب‌یابی، رویکرد مجزا نمودن راه‌اندازی المان‌ها و جمع‌بندی، با استفاده از یک برد جمعیتی و پردازش در برد دیگر استفاده شده است.

در شکل ۱ شمای کلی جریان داده در بستر سخت‌افزار در حلقه مشاهده می‌شود. همانطور که از این شکل مشخص است، انرژی الکتریکی از طریق باتری‌ها و برد توزیع‌کننده به بوردهای جمعیتی و پردازشی منتقل می‌شود. الگوریتم‌های کنترل وضعیت بر روی برد پردازشی که با تراشه سری LPC1788 با مقدار حافظه ۸ مگابایتی، پشتیبانی می‌شود، نوشته شده است. جهت دریافت داده‌ی حسگرها و اعمال فرامین به عملگرها، ارتباط برد پردازشی با برد جمعیتی توسط پروتکل CAN با نرخ داده ۱ مگابیت بر ثانیه در نظر گرفته شده است. حسگرهای مغناطیسی، ژایرو و جی‌پی‌اس از طریق درگاه سریال با پروتکل‌های RS422 و حسگر خورشید با درگاه سریال و پروتکل RS485 به برد جمعیتی متصل شده‌اند. چرخ عکس‌العملی با ارتباط CAN به برد جمعیتی متصل شده است و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی با یک برد راه‌انداز رباط، با استفاده از پالس PWM و سطح ولتاژ TTL به برد جمعیتی متصل شده است. ارتباط با عملگرها و حسگر در قالب پروتکل CAN بصورت درخواست وضعیت یا ارسال فرمان از برد پردازشی به برد جمعیتی و بالعکس ارسال داده‌های وضعیت یا پیام تأیید از برد جمعیتی به برد پردازشی انجام می‌شود.

نوآوری اصلی بستر آزمون ارائه شده، علاوه بر ارتباط برخط با ایستگاه زمینی و نمایشگر گرافیکی، ساختار بهینه سیم‌پیچ هلمهولتز و همچنین ایجاد بستر مناسب برای شبیه‌سازی سخت‌افزاری مانورهای وضعیت به همراه اعمال گشتاورهای اغتشاشی به میزان دلخواه می‌باشد.

بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه

جهت انجام آزمون‌های کنترل وضعیت ماهواره‌ها، نیاز است شرایط فضا از منظر کنترل وضعیت مهیا شود. بدین منظور از میزهای سه درجه آزادی که قابلیت مانور ماهواره را در سه محور و با اصطکاک ناچیز، دارند (البته در دو محور، محدودیت حداکثر انحراف را دارد)، استفاده می‌شود. از طرفی مهیا نمودن میدان مغناطیسی معادل فضا، چالش دیگری در این زمینه است که برای معادل‌سازی آن از سیم پیچی موسوم به هلمهولتز استفاده می‌شود که با استفاده از مدل IGRF، میدان مغناطیسی معادل موقعیت مداری بدست می‌آید [۲۵]. همچنین برای معادل‌سازی پرتوهای خورشیدی از سیمولاتور تنگستنی که دارای طیف نوری مشابه با خورشید است که پرتوهای نوری آن به میزان قابل قبولی باهم موازی است استفاده شده است. اغتشاشات اعمالی به ماهواره توسط موتورهای الکتریکی مجهز به ملخ، با جانمایی ویژه معادل‌سازی شده است. یک برد الکترونیکی برای پردازش داده‌ها، پیاده‌سازی قانون کنترلی و اعمال فرامین به عملگرها مورد نیاز می‌باشد. به دلیل تعداد زیاد المان‌های کنترلی و



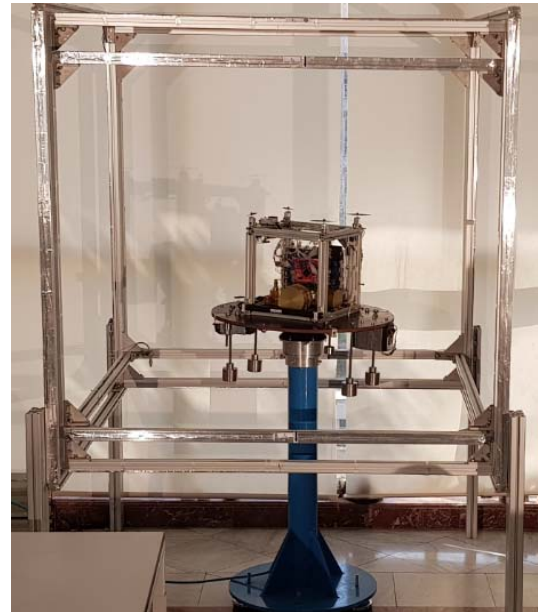
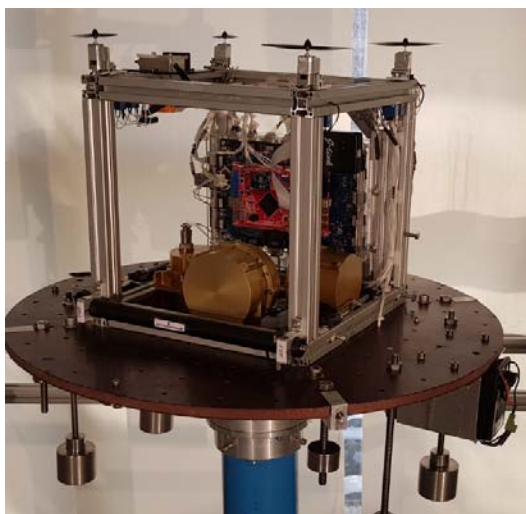
شکل ۱- شمای جریان داده در بستر آزمون

می‌شود. داده‌ها بصورت رادیویی و در فرکانس ۲/۴ گیگاهرتز به گیرنده رادیویی منتقل می‌شود. داده‌های ارسالی رمزنگاری شده و در ایستگاه زمینی رمزگشایی می‌شود. نهایتاً در برنامه نوشته شده در

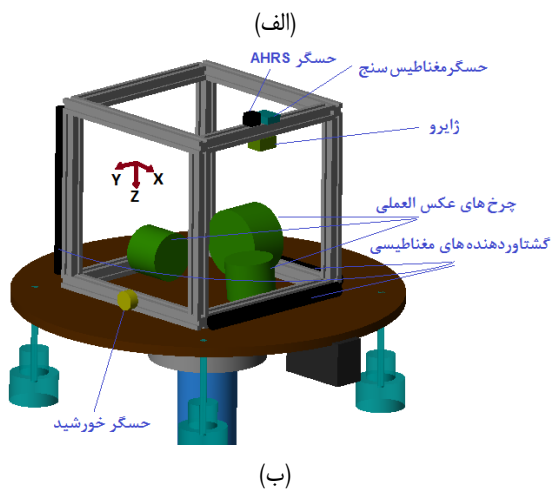
در برد پردازشی الگوریتم کنترلی اجرا می‌شود و برای نمایش در ایستگاه زمینی داده حسگرها و فرمان‌های کنترلی از طریق این برد به فرستنده مخابراتی با ارتباط سریال منتقل

می‌شود. مقدار ممان اینرسی‌های سه محور ماهواره اندازه‌گیری شده و به ترتیب $2/8$ ، $2/8$ و $3/4$ کیلوگرم‌مترمربع در راستاهای محور اول، دوم و سوم استخراج شده است. به منظور تامین توان بوردهای الکترونیکی و المان‌های مختلف بستر آزمون از یک مجموعه شامل دو باتری لیتیومی با ظرفیت ۳۰۰۰ میلی‌آمپر ساعت و چندین برد توزیع توان جهت تنظیم ولتاژ استفاده شده است. در بستر آزمون طراحی شده، ولتاژهای رگوله‌شده ۵، ۱۲ و غیررگوله ۲۸ ولت برای راه‌اندازی المان‌ها مورد نیاز است که توسط این برد تامین شده است. علاوه بر این، حفاظت‌های لازم و کانکتورهای توزیع بر روی آن تعبیه شده است.

ایستگاه زمینی که توسط نرم‌افزار LabVIEW طراحی شده است، نمایش داده شده و ذخیره می‌شود. در شکل ۲ نمایی از مجموعه سخت‌افزار در حلقه کنترل وضعیت ماهواره با عملگرهای گشتاوردهنده مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی، برد پردازشی، برد جمع، ژایرو، حسگر مغناطیسی، سیم‌پیچ هلمهولتز و میز سه درجه آزادی مشاهده می‌شود.



شکل ۲- شمایی از مجموعه سخت‌افزار در حلقه



شکل ۳- میز سه درجه آزادی

میز سه‌درجه آزادی

به‌طور معمول برای حذف (کاهش) اصطکاک، از میزهای سه درجه آزادی استفاده می‌شود. این میزها معمولاً در حوضچه هوا معلق قرار می‌گیرند تا اصطکاک را کاهش دهند. میز سه درجه آزادی استفاده شده، با استفاده از یک گوی و یک کاسه نگهدارنده طراحی شده است که گوی توسط فشار هوای ۲ اتمسفری اعمالی از درون کاسه، بصورت معلق قرار می‌گیرد. این میز در یک راستا (حول محور سوم آن یعنی Z) مانور کامل داشته و حول دو محور دیگر حدود ۴۰ درجه قابلیت مانور دورانی دارد. نمایی از این میز در شکل ۳ ارائه شده است. گشتاور اغتشاشی تقریبی سنجش شده حول محور سوم (Z) در مرتبه 10^{-5} نیوتن‌متر بوده و در دو محور دیگر به دقت بالانس بستگی دارد که در این آزمون در مرتبه 10^{-3} نیوتن‌متر بوده است.

سیم‌پیچ هلمهولتز

برای مدل کردن میدان مغناطیسی زمین یک سیم‌پیچ سه‌محوره طراحی و ساخته شده است. با عبور جریان از سیم‌پیچ‌ها، میدان مغناطیسی تولید می‌شود که این میدان در مرکز این سیم‌پیچ، باید

برای انجام آزمون تجربی، پس از استقرار ادوات و اتصال آن‌ها، نیاز است تا میز سه درجه آزادی، بالانس دقیق شود. بالانس با تطبیق مرکز جرم و مرکز دوران اتفاق می‌افتد. تنظیم مرکز جرم با جابجایی مهره‌ها در پیچ‌های تعبیه شده در راستای دو محور، انجام

همگن باشد [۱۲]. طراحی سیم‌پیچ هلمهولتز مطابق قوانین مغناطیسی است که مبنای تولید میدان مغناطیسی ناشی از سیم حامل جریان مطابق رابطه ۱ است.

$$B = \frac{\mu_0}{4\pi} \oint \frac{I dl \times r}{|r|^3} \quad (1)$$

که در آن B میدان مغناطیسی تولیدشده، I جریان الکتریکی، μ_0 ثابت مغناطیسی خلاء، r فاصله هندسی از سیم و l طول سیم است. بر این اساس یک سیم‌پیچ سه‌محوره هلمهولتز طبق مشخصات جدول ۱ طراحی و ساخته شده است.

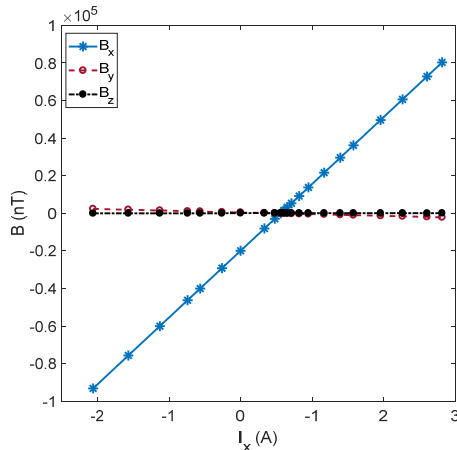
جدول ۱- مشخصات سیم‌پیچ هلمهولتز ساخته شده

واحد	تعداد	پارامتر
عدد	۶	تعداد کلاف
سانتی‌متر	۱۶۱×۱۶۱	ابعاد کلاف X
سانتی‌متر	۱۵۲×۱۵۲	ابعاد کلاف Y
سانتی‌متر	۱۶۹×۱۶۹	ابعاد کلاف Z
دور	۵۰	تعداد دورسیم در هر کلاف
میلی‌متر	۱/۳	قطر سیم
-	مس	جنس سیم
-	آلومینیوم (غیرمغناطیسی)	جنس بدنه نگهدارنده

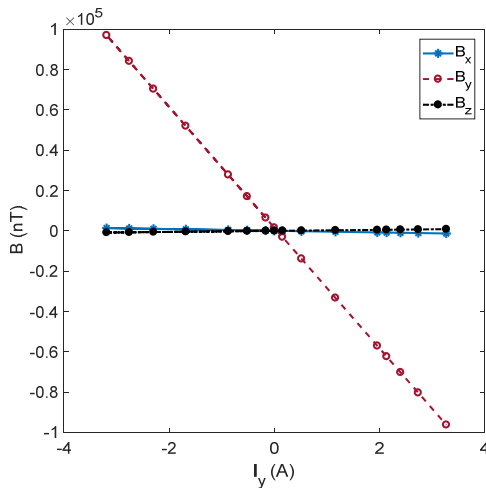
پارامترهای الکتریکی به‌دست آمده از ساخت هلمهولتز مطابق جدول ۲ اندازه‌گیری شده است. طراحی این سیم‌پیچ بر مبنای جریان الکتریکی ۲ آمپر بوده که در محدوده (۱۰۰، -۱۰۰) میکروتسلا است. به منظور بررسی عملکرد سیم‌پیچ هلمهولتز معمولاً دو آزمون تأثیرگذاری میدان مغناطیسی محورها بر روی یکدیگر و یکنواختی میدان مغناطیسی انجام می‌شود. در این آزمون جریان الکتریکی هر کلاف به‌طور مجزا افزایش داده شده در حالیکه جریان دو کلاف دیگر روی مقدار صفر تنظیم شده است. با افزایش جریان، میدان مغناطیسی محور متناظر آن مطابق انتظار افزایش پیدا کرده و میدان در دو محور دیگر تغییرات بسیار اندکی دارند که در شکل‌های ۴ تا ۶ به تفکیک هر محور نمایش داده شده است. حداکثر مقدار تأثیرپذیری میدان مغناطیسی از کلاف دیگر برابر با ۱/۳ درصد اندازه‌گیری شده است.

جدول ۲- مشخصات سیم‌پیچ هلمهولتز

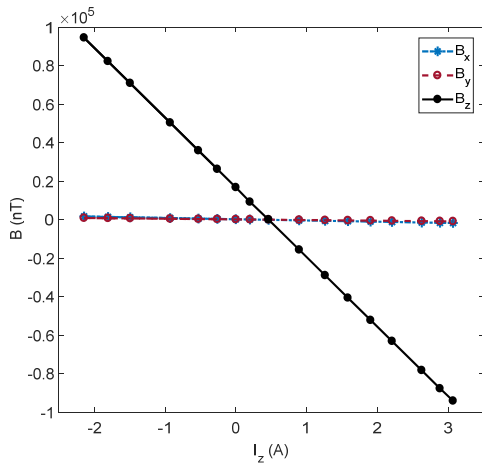
مقاومت اهمی (Ω)	اندوکتانس القایی (mH)	ثابت زمانی (ms)	راستا
۹/۶۶۴	۲۹/۶۷۳	۳/۰۷	X
۹/۴۸۶	۳۱/۴۱	۳/۳۱۱	Y
۹/۱۵۶	۲۶/۴۵	۲/۸۸۸	Z



شکل ۴- تغییرات میدان با توجه به تغییرات جریان کلاف X



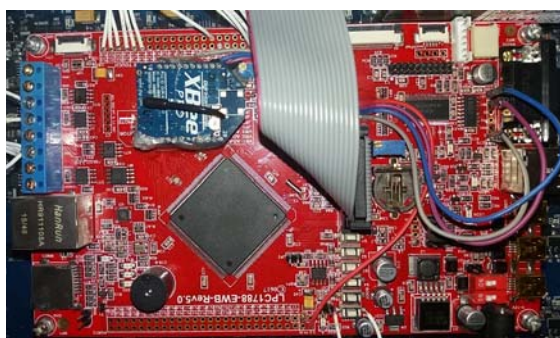
شکل ۵- تغییرات میدان با توجه به تغییرات جریان کلاف Y



شکل ۶- تغییرات میدان با توجه به تغییرات جریان کلاف Z

در آزمون یکنواختی میدان مغناطیسی، بستر آزمون مطابق با شکل ۷ آماده شده است که در آن حسگر مغناطیسی در مرکز هندسی سیم‌پیچ قرار گرفته و به صورت پله‌ای موقعیت آن نسبت به مرکز در راستای سه محور به مقدار حداکثر ± 20 سانتی‌متر جابجا

با مقدار حافظه ۸ مگابایتی، جهت اجرای الگوریتم‌های کنترلی استفاده شده است. این برد در شکل ۹ نمایش داده شده است. در این ماهواره باس CAN به دلیل قابلیت اطمینان بالا، استفاده‌ی آن در کاربردهای فضایی [۲۶]، دسترسی و هزینه پایین آن در مقایسه با دیگر باس‌های ارتباطی ویژه فضا به عنوان باس اصلی ماهواره طراحی شده است، به طوری که ارتباط تمام زیرسیستم‌ها با برد پردازشی از طریق این باس انجام می‌گیرد. ارتباط تمام زیرسیستم‌ها با بخش پردازشی به صورت ارسال فرمان درخواستی از این برد به زیرسیستم مربوطه است، بدین ترتیب می‌توان از ترافیک اشغال شده در باس جلوگیری کرد. برد پردازشی داده‌های دریافتی از برد تجمیعی را جمع‌آوری و براساس داده‌های دریافتی و الگوریتم‌های پردازشی به عملگرها فرامین کنترلی ارسال می‌کند. در نهایت این برد داده‌های دریافت شده را با استفاده از فرستنده رادیویی به ایستگاه زمینی ارسال می‌کند.



شکل ۹- برد پردازشی

جهت راه‌اندازی حسگرها و عملگرهای جدول ۳ که شامل ۲۱ دستگاه می‌شود یک برد تجمیعی طراحی و ساخته شده است که وظیفه اعمال فرامین عملگرهای کنترلی و دریافت داده‌های حسگرهای مذکور را برعهده دارد. داده‌برداری در برد تجمیعی با استفاده از میکروکنترلر ARM Cortex_M4، مطابق شکل ۱۰ طراحی و ساخته شده است.

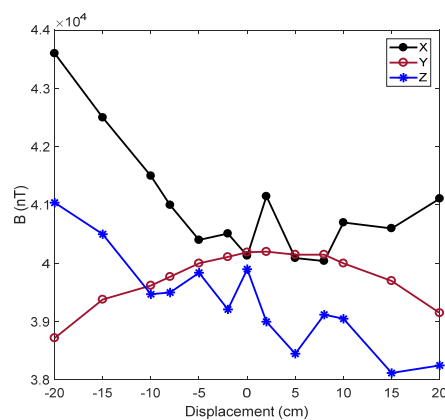
جدول ۳- حسگرها و عملگرهای بستر آزمون

نوع المان	نوع	تعداد (عدد)	درگاه ارتباطی
حسگر خورشید	SS411	۴	RS422
حسگر مغناطیسی	Zarm-AMR	۲	RS422
ژیروسکوپ	STIM210	۲	RS422
AHRS	Orintus	۱	RS232
GPS	-	۲	RS485
چرخ عکس‌العملی	IRW90	۳	CAN
گشاوردهنده مغناطیسی	Zarm	۳	PWM
رانسگر اغتشاشی	GoScientist DC-Motor	۴	Digital

شده است. در این هنگام میدان در مرکز سیم‌پیچ برابر با ۴۰ میکروتسلا تنظیم شده است. تغییرات کم میدان مغناطیسی در محدوده جابجا شده مطلوب است. نتایج اندازه‌گیری که در شکل ۸ منعکس شده است نمایانگر این امر است که حداکثر تغییرات میدان برای فاصله ۲۰ سانتی‌متری نسبت به مرکز سیم‌پیچ برابر با ۸/۷ درصد است.



شکل ۷- بستر آزمون یکنواختی میدان مغناطیسی



شکل ۸- تغییرات میدان در نقاط با فاصله مشخص از مرکز سیم‌پیچ

بوردهای الکترونیکی

الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت عموماً نیاز به حجم پردازش زیاد و سریع دارند. این مسئله زمانی اهمیت بیشتر پیدا می‌کند که مدیریت داده و فرمان برای چند حسگر و عملگر متفاوت به‌طور همزمان انجام شود. طرح اجرایی در این بستر آزمون جداسازی بخش پردازش و بخش راه‌انداز حسگرها و عملگرها بوده است. بدین منظور دو برد سخت‌افزاری مجزا که توسط پروتکل CAN با فرکانس ۱ مگابیت بر ثانیه بایکدیگر در ارتباط هستند، طراحی شده است. یک برد الکترونیکی پردازشی مبتنی بر پردازنده LPC1788

حسگرهای تعیین وضعیت

حسگرهای به کار رفته در بستر آزمون شامل موارد نامبرده در جدول ۳ است که در ادامه مشخصات هر یک تشریح شده است. یک حسگر مغناطیسی سه‌محوره با مشخصه مدل پروازی با مقدار خطای ۳۵۰ نانوتسلا و مقدار بایاس ۲۸/۶۴۴ میکروتسلا مورد استفاده قرار گرفته است. به دلیل وجود مواد فرومغناطیس اطراف حسگر در ابتدای آزمون بایستی کالیبراسیون حسگر انجام شود که این عمل پس از نمونه‌گیری از داده‌های خروجی حسگر ضمن چرخاندن آن در فضای سه‌بعدی با نداشت داده‌ها روی یک کره انجام می‌شود. به عنوان نمونه توزیع خطای خروجی داده‌های این حسگر در یک محیط آغشته به مواد فرومغناطیسی در شکل ۱۲ ترسیم شده است. این شکل به‌ازای ۲۵۰۰۰۰ داده تجربی، در محیط ۲۵ درجه سانتی‌گراد و در راستای محور Z استخراج شده است. در این شکل انحراف معیار ۳۸۹/۲۰ نانوتسلا و با مقدار بایاس ۲۸۶۴۴ نانوتسلا بدست آمده است. نزدیک نبودن قطعات فلزی، مواد فرومغناطیسی و میدان‌های مغناطیسی به حسگر مغناطیسی یکی از ملاحظات عملی در استفاده از این حسگر است.

در شکل ۱۳ توزیع داده سرعت زاویه‌ای حسگر ژایرو، به‌ازای ۲۵۰۰۰۰ داده تجربی و در محیط ۲۵ درجه سانتی‌گراد و در راستای محور X استخراج شده است. انحراف معیار ۰/۰۷۲۹ درجه بر ثانیه و مقدار خطای بایاس ۰/۰۲۷ درجه بر ثانیه استخراج شده است. فرکانس نمونه‌برداری یکی از ملاحظات اساسی در مقدار خطای خروجی حسگرهای ژایرو است. بطوری که با افزایش فرکانس نمونه‌برداری مقدار خطای خروجی در حسگر ژایرو افزایش می‌یابد. مصالحه بین مقدار فرکانس نمونه‌برداری و مقدار خطای خروجی بر اساس نیاز کاربر و مشخصات حسگر مورد استفاده تعیین می‌شود. قابل ذکر است که حسگر ژایرو، کالیبراسیون ویژه‌ای نداشته و فقط در ابتدای استفاده از آن مقدار انحراف معیار و میانگین به منظور استفاده الگوریتم تعیین وضعیت اندازه‌گیری می‌شود.

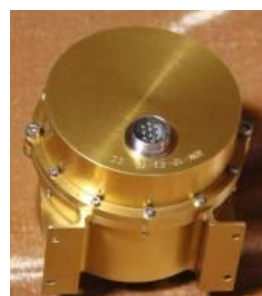
بردار خورشید، اصلی‌ترین پارامتر تصحیح تعیین وضعیت است که در الگوریتم تعیین وضعیت بسیاری از ماهواره‌ها استفاده می‌شود. اساساً این حسگرها یا از فتوسل استفاده می‌نمایند یا دارای CCD هستند. در این طرح از یک حسگر SS411 نمونه فضایی مبتنی بر CCD استفاده شده است. در ابتدای انجام آزمون‌ها این حسگر با نور شبیه‌ساز خورشید به مدت ۱ دقیقه کالیبره می‌شود. علاوه بر این پارامتر درخشندگی^۱ در هر لحظه بررسی می‌شود.



شکل ۱۰- بورد تجمیعی بستر آزمون

عملگرهای کنترل وضعیت

یک ماهواره برای تغییر وضعیت خود، نیازمند به اعمال گشتاور است. بدین منظور عملگرهای چرخ عکس‌العملی، گشتاوردهنده مغناطیسی و رانشگر مورد استفاده قرار می‌گیرند. این عملگرها به ترتیب بر اساس قوانین ژيروسکوپی، مغناطیسی و نیروی عکس‌العمل، به ماهواره گشتاور اعمال می‌نمایند. در بستر آزمون سخت‌افزاری ساخته شده، از گشتاوردهنده مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی برای اعمال گشتاور استفاده شده که در شکل ۱۱ نمایش داده شده است. چرخ عکس‌العملی استفاده شده دارای ممان اینرسی ۰/۰۰۰۴۲ کیلوگرم مترمربع و حداکثر گشتاور ۰/۰۱۵ نیوتن‌متر با حداکثر دور ۷۸۰۰ دور در دقیقه است و با ولتاژ ۲۸ ولت غیررگوله تغذیه می‌شود. داده‌های عملکردی و سلامت چرخ شامل سرعت، ولتاژ، جریان و دما از طریق باس CAN دریافت و فرامین نیز از همین طریق به چرخ ارسال می‌شود. گشتاوردهنده مغناطیسی شامل یک سیم‌پیچ و هسته مغناطیسی است که امپدانس سیم‌پیچ آن ۱۶۷ اهم و ثابت زمانی آن ۲۵ میلی‌ثانیه است. این عملگر بوسیله پالس PWM با دامنه ۱۵ ولت راه‌اندازی می‌شود که ممان دو قطبی 15 Am^2 را تولید می‌کند.



(الف)



(ب)

شکل ۱۱- عملگرها (الف) چرخ عکس‌العملی (ب) گشتاوردهنده مغناطیسی

زویای اوپلر، کواترنیون‌ها و فلوی مغناطیسی را اندازه‌گیری می‌نماید. کالیبراسیون این حسگر توسط نرم‌افزار مخصوص آن و با چرخاندن این حسگر در سه محور انجام شده و ضرایب اصلاحی استخراج می‌شود.

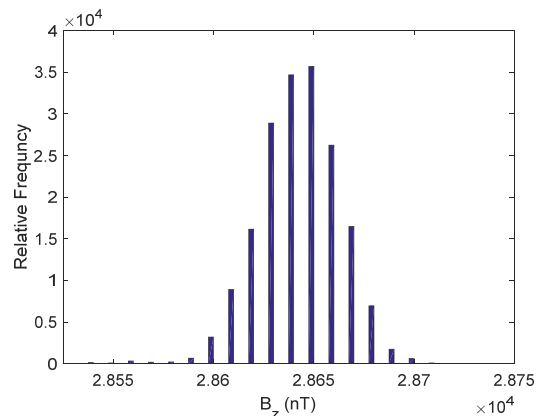
صحت‌سنجی داده‌های حسگرها و عملگرها

قبل از انجام آزمون‌ها، داده‌های حسگرهای تعیین وضعیت بررسی و صحت‌گذاری می‌شود. صحت‌سنجی هر کدام از حسگرها نیاز به بستر آزمون جداگانه و مفصلی دارد که در این بخش بطور مختصر اشاره‌ای به نحوه صحت‌سنجی عملکرد حسگرها و عملگرها شده است.

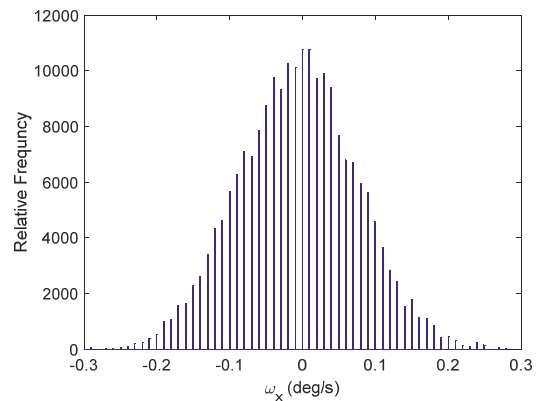
برای صحت‌سنجی حسگر GPS، از دستگاه تولید سیگنال GPS، استفاده شده است. یعنی از مقایسه سیگنال تولیدی برای GPS با سیگنال خروجی خود GPS، صحت‌گذاری انجام شده است. برای صحت‌سنجی عملکرد حسگر ژایرو، از میز نرخی ژایرو استفاده شده است. بدین صورت که ژایرو بر روی میز چرخان با سرعت معین، قرار گرفته و سپس خروجی ژایرو با سرعت میز چرخان مقایسه شده است. برای صحت‌سنجی حسگر مغناطیسی از سیم‌پیچ هلمهولتز استفاده شده است. بدین صورت که یک میدان یکنواخت در مرکز پیچه هلمهولتز ایجاد نموده و سپس حسگر مغناطیسی در مرکز هلمهولتز قرار داده شده است. با مقایسه بین داده‌های خروجی حسگر مغناطیسی و میدان مغناطیسی هلمهولتز، صحت‌گذاری حسگر مغناطیسی انجام شده است. حسگر خورشیدی با استفاده از نور خورشید و اندازه‌گیری بردار خورشیدی توسط تئودولیت و اندازه‌گیری همزمان داده خروجی از حسگر خورشیدی صحت‌گذاری شده است. با اندازه‌گیری میدان مغناطیسی تولید شده توسط عملگر مغناطیسی، این المان صحت‌گذاری شده است. استفاده از نرم‌افزار چرخ عکس‌عملی برای ارسال و دریافت داده با آن و بطور همزمان اندازه‌گیری دور چرخ عکس‌عملی و همچنین با لحاظ کردن پارامتر زمان، عملکرد چرخ عکس‌عملی صحت‌گذاری شده است.

نمودار کنترلی عملگرها

در ادامه به منظور بررسی دقیق‌تر عملکرد عملگرها، نمودارهای کنترلی چرخ عکس‌عملی و گشتاوردهنده مغناطیسی در شکل‌های ۱۴، ۱۵ و ۱۶ ترسیم شده است. در شکل ۱۴ و ۱۵ به ترتیب فرمان سرعت و شتاب به چرخ اعمال شده و خروجی واقعی چرخ نیز در این دو شکل با خطچین نشان داده شده است. اصولاً چرخ عکس‌عملی عملگر لختی بوده و زمان نشست نمودار کنترلی آن قابل توجه است. در شکل ۱۶، نمودار کنترلی گشتاوردهنده مغناطیسی بصورت سمبلیک نمایش داده شده است.



شکل ۱۲- توزیع داده‌های تجربی خروجی حسگر مغناطیسی در راستای محور z برای ۲۵۰۰۰۰ نمونه، در دمای ۲۵ درجه سانتی‌گراد، انحراف معیار ۲۰/۳۸۹۷ نانو تسلا با مقدار میانگین ۲۸۶۴۴ نانو تسلا [۲۷]



شکل ۱۳- توزیع داده‌های تجربی خروجی حسگر ژایرو در راستای محور x برای ۲۵۰۰۰۰ نمونه، در دمای ۲۵ درجه سانتی‌گراد، انحراف معیار ۰/۰۷۲۹ درجه بر ثانیه با مقدار خطای بایاس ۰/۰۲۷- درجه بر ثانیه [۲۷]

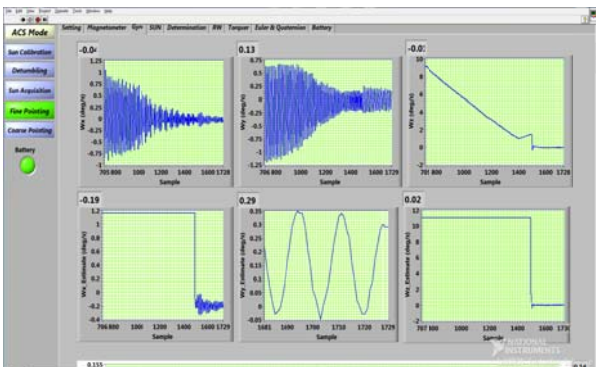
جهت دریافت اطلاعات مداری، شامل سرعت، موقعیت، شتاب و زمان از یک حسگر GPS استفاده شده است. این حسگر قابلیت ارسال داده بر روی درگاه ارتباطی سریال را داشته و با تحلیل داده‌ها، اطلاعات مداری به شبیه‌ساز گرافیکی موقعیت مداری منتقل می‌شود. کالیبراسیون و صحت‌گذاری اطلاعات خروجی این حسگر با مقایسه بین سیگنال تنظیمی توسط دستگاه تولید سیگنال جی‌پی‌اس انجام می‌شود.

الگوریتم‌های تعیین وضعیت با استفاده از فیلترهای بازگشتی شبیه فیلتر کالمن و با استفاده از ورودی‌های سرعت زاویه‌ای، بردار خورشید و بردار مغناطیسی، وضعیت موجود را تخمین می‌زنند. به منظور ارزیابی و مقایسه بین وضعیت تخمین زده شده و وضعیت واقعی از حسگرهای وضعیت استفاده می‌شود. در این طرح از یک حسگر AHRS سه محوره استفاده شده است. این حسگر با درگاه ارتباطی سریال ارتباط برقرار نموده و پارامترهای سرعت زاویه‌ای،

سه درجه آزادی برای انجام آزمون‌ها است چرا که در صورت رعایت نکردن ممان اینرسی‌ها و نابالانسی میز، عملاً انجام آزمون‌های عملکردی امکان‌پذیر نمی‌باشد. پیچ‌های تنظیمی در سه محور میز تعبیه شده که از آن‌ها به منظور تعادل استاتیکی و قرار دادن مرکز جرم بر روی مرکز دوران با تنظیم وزنه‌ها، استفاده می‌شود. جنبه دوم ملاحظات چیدمان المان‌ها در کنار یکدیگر است. به عنوان نمونه عملگرهای مغناطیسی بصورت متعامد نصب می‌شوند. حسگر مغناطیسی، در دورترین نقطه از اجزای مغناطیسی نصب می‌شود. عملگرهای مومنتومی بصورت متعامد بر یکدیگر و در نزدیکترین فاصله به هم نصب می‌شوند. نصب حسگر خورشید به نحوی است که پرتوهای خورشیدی را دریافت نماید. ژيروسکوپ نیز برای اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای سه محوره ماهواره بر روی آن نصب شده است که در شکل ۳ (الف) این ساختار مشاهده می‌شود. مورد پردازشی و مورد تجمعی بر روی سازه متصل شده است. مجموعه باتری‌ها و مورد توزیع انرژی الکتریکی زیر میز سه درجه، تعبیه شده است.

ایستگاه زمینی

برای بررسی صحت انجام مانورهای وضعیت ماهواره، نیاز است همه داده‌های حسگرها و همچنین ورودی‌های کنترلی و داده‌های سلامت میز ذخیره و پایش شود. این داده‌ها توسط فرستنده رادیویی به ایستگاه زمینی که در قالب نرم‌افزار LabVIEW نوشته شده، ارسال می‌شود. ارسال داده‌ها بصورت رادیویی و در یک بسته داده مشخص و بصورت رمزنگاری شده، در باند فرکانسی ۲/۴ گیگاهرتز و با نرخ ۱۰ هرتز انجام شده است. در شکل ۱۷ نمایی از نرم‌افزار ایستگاه زمینی ارائه شده است.

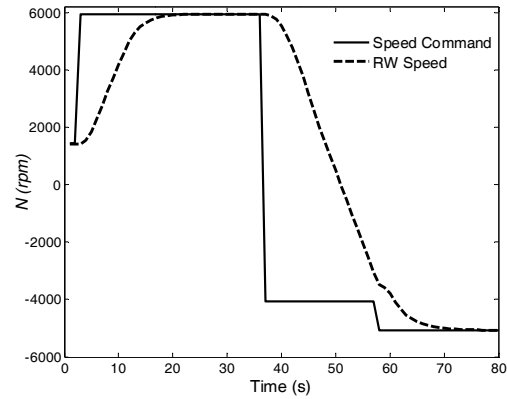


شکل ۱۷- نمایی از نرم‌افزار ایستگاه زمینی در محیط LabVIEW

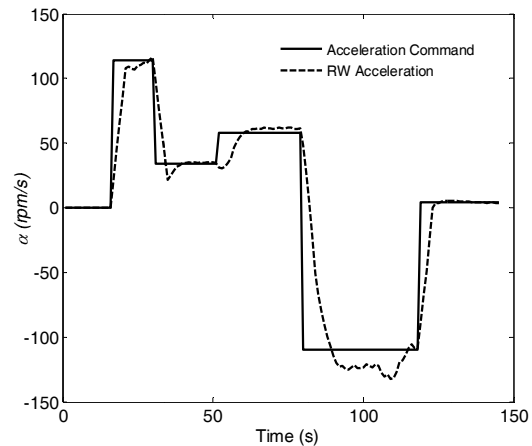
ماژولاریتی و فصل مشترک بستر آزمون

بستر آزمون بطور کلی ماژولار طراحی شده و قابلیت سرویس‌دهی به ماهواره‌های کلاس میکرو را دارد. میز سه درجه آزادی، سیم‌پیچ

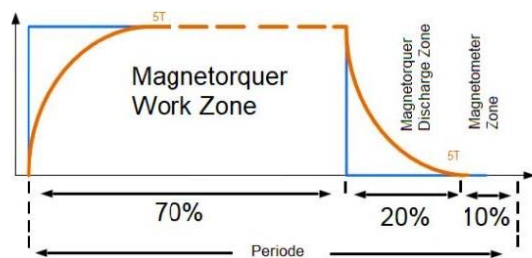
سمبلیک به دلیل رابطه تحلیلی داشتن مدل عملگر مغناطیسی و مرتبه اول بودن معادله دیفرانسیل آن، پذیرفته شده است.



شکل ۱۴- مقایسه فرمان سرعت و سرعت چرخ عکس‌العملی



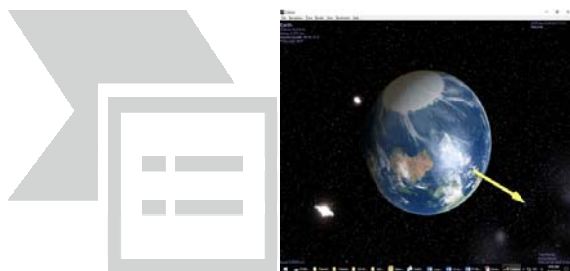
شکل ۱۵- مقایسه بین فرمان شتاب و شتاب واقعی چرخ عکس‌العملی



شکل ۱۶- نمودار کنترلی و برنامه زمانی گشتاوردهنده و حسگر مغناطیسی

سازه ماهواره

به منظور معادل‌سازی ماهواره در سیستم کنترل وضعیت، یک سازه اولیه آلومینیومی و مکعبی شکل طراحی شده و به صفحه میز سه درجه آزادی متصل شده است. نحوه جانمایی تجهیزات بر این سازه از دو جنبه اهمیت دارد. جنبه اول ممان اینرسی و بالانس بودن میز



شکل ۱۸- شبیه‌ساز موقعیت مداری ماهواره

گشستاورهای اغتشاشی

برای آزمون الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت در مواجهه با گشستاورهای اغتشاشی از یک مجموعه شامل موتور الکتریکی و یک ملخ برای ایجاد گشستاور استفاده شده است. جانمایی این مجموعه مطابق شکل ۱۹ به گونه‌ای است که در سه جهت مختلف قابلیت اعمال گشستاور به مدل ماهواره وجود دارد. با روشن شدن موتور الکتریکی و حرکت ملخ، نیروی پیشران بر اساس چرخش ملخ ایجاد می‌شود. حداکثر گشستاور اغتشاشی اعمالی توسط این مجموعه برابر با ۰/۱ نیوتن متر است. مقدار دامنه گشستاور اغتشاشی توسط پهنای پالس اعمالی به موتور الکتریکی قابل تنظیم است. روشن نمودن موتور الکتریکی توسط سوئیچ الکتریکی که فرمان آن توسط الگوریتم برنامه صادر می‌شود، اتفاق می‌افتد. حداکثر گشستاور اغتشاشی ۰/۱ نیوتن متر بوده که در صورت روشن بودن موتور در تمام سیکل ایجاد می‌شود. با توجه به مدل دینامیکی موتور الکتریکی جریان مستقیم و کنترل دور آن با ولتاژ، با تقریب مناسب می‌توان گفت، میزان گشستاور تولیدی متناسب با پهنای پالس اعمالی به موتور است.

مجموعه موتور و ملخ به دلیل ایجاد نیروی بالارانش و کارکرد روشن-خاموش، از نظر عملکردی بسیار شبیه به تراستر بوده و می‌توان آزمون‌های کنترل وضعیت با عملکرد تراستر را با این سیستم شبیه‌سازی نمود. در این مطالعه با استفاده از چیدمان چهار تراستری، علاوه بر شبیه‌سازی گشستاورهای اغتشاشی، آزمون انتقال مداری نیز انجام شده است. مزیت عمده سیستم موتور و ملخ، ایمن بودن، سادگی، هزینه بسیار اندک، و در دسترس بودن است، چراکه سیستم پیشران و تراستر اولاً از نظر ایمنی ملاحظات بسیار قابل توجهی دارد و ثانیاً به دلیل وجود مخزن، شیر، لوله‌ها و اتصالات مکانیکی پیچیدگی بر روی میز سه درجه آزادی ایجاد نمی‌نماید. گران بودن و در دسترس نبودن هم علت دیگری است که سیستم موتور و ملخ در مقایسه با تراستر برای آزمون کنترل وضعیت ترجیح دارد. البته دیده نشدن اثر تلاطم سوخت و یکنواخت نبودن بردار تراست حاصل از حرکت ملخ از اشکالات این سیستم است.

هلمهولتز، شبیه‌ساز پرتوهای خورشیدی، سیستم توزیع انرژی الکتریکی، سیستم تله‌متری داده و حسگر AHRs برای مانیتور کردن وضعیت میز مستقل از ماهواره مورد آزمون بوده و اجزای اصلی بستر آزمون را تشکیل می‌دهند. حتی الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت نیز تا حدودی مستقل از ماهواره بوده و قابل دسترسی و تغییر هستند. البته بدیهی است که نوع و تعداد حسگرها و عملگرها ماژولار نبوده چراکه بستگی مستقیم به استراتژی تعیین و کنترل وضعیت و الزامات طراحی ماهواره مورد نظر دارد.

برای سرویس دهی به سایر ماهواره‌ها لازم است فصل مشترک اجزاء اصلی بستر آزمون که شامل فصل مشترک مکانیکی، انرژی الکتریکی، داده‌ای و مغناطیسی است بررسی شود. فصل مشترک با سیم‌پیچ هلمهولتز از دو جنبه مغناطیسی و هندسی قابل بررسی است که از نظر مغناطیسی میدان دلخواه توسط تنظیم جریان الکتریکی متناسب با ارتفاع مداری هر ماهواره ایجاد می‌شود. به لحاظ هندسی بایستی ابعاد سازه ماهواره در بخش مرکزی سیم‌پیچ با شعاع یکنواختی مطابق شکل ۸ قرار گیرد.

فصل مشترک با میز سه درجه آزادی از نظر اتصالات مکانیکی با سازه ماهواره است که میز سه درجه آزادی دارای یک رویه با سوراخ‌های منظم جهت اتصال به سازه‌های مختلف است. فصل مشترک با شبیه‌ساز پرتوهای خورشید قابلیت تغییر زاویه در دو جهت را داشته که با توجه به موقعیت قرارگیری سازه می‌توان جهت دلخواه را تنظیم نمود. مقدار ولتاژ بستر آزمون (ولتاژهای رگوله شده ۵، ۱۲ و غیر رگوله ۲۸ ولت) به نحوی انتخاب شده که استاندارد بوده و برای سایر ماهواره‌ها قابل استفاده باشد. فصل مشترک تأمین انرژی الکتریکی با اتصال کانکتور به ماهواره اتفاق می‌افتد. فصل مشترک داده‌ای، ارتباط سریال است. یعنی ماهواره جدید کافی است داده‌های خود را از طریق ارتباط سریال RS232 انتقال دهد، در اینصورت داده‌ها تله‌متری شده و به ایستگاه زمینی منتقل می‌شوند.

شبیه‌ساز موقعیت مداری ماهواره

در راستای نمایش موقعیت مداری ماهواره از نرم‌افزار Celestia استفاده شده است. داده‌های موقعیت، وضعیت و سرعت زاویه‌ای از بستر آزمون به صورت برخط به نرم‌افزار مذکور ارسال شده و به صورت گرافیکی نمایش داده می‌شود. این قابلیت درک بهتر از عملکرد مانورهای وضعیت ماهواره متناسب با موقعیت مداری و دستگاه‌های مختصات مداری و بدنه ایجاد می‌کند. در شکل ۱۸ بخشی از این شبیه‌ساز نمایش داده شده است. ارتباط داده‌ای بین بستر آزمون و این شبیه‌ساز از طریق پروتکل TCP/IP بوسیله دو مودم بی‌سیم انجام شده است.

متفاوت است، معمولاً سرعت‌های کمتر از ۱ درجه بر ثانیه در هر سه محور مورد نظر است [۲۸]. مستهلک‌سازی سرعت اولیه ماهواره معمولاً با رانشگرها و گشتاوردهنده مغناطیسی انجام می‌شود [۲۹]. رانشگر دو وضعیتی با سرعت بالا و با ارائه سطح بالای گشتاور اعمالی، به سرعت آرام‌سازی را انجام می‌دهند، اما رسیدن به چرخه حدی، نیازمندی به سوخت و تغییر دینامیک ماهواره به دلیل تغییر جرم سوخت، چالش‌های استفاده از این عملگرهاست. عملگرهای مغناطیسی از تعامل دو بردار مغناطیسی زمین و عملگر، گشتاور ایجاد می‌نمایند، برای آرام‌سازی ماهواره، نیاز به زمان بیشتری دارند اما مشکلات رانشگرها را ندارند. عدم همزمانی کارکرد حسگر و عملگر مغناطیسی، تخلیه انرژی ذخیره شده در سیم‌پیچ عملگر از جمله چالش‌های استفاده از این عملگرهاست. اساس کار آرام‌سازی با روش مغناطیسی، تزریق جریان به عملگرهاست بطوری که از تعامل دو میدان مغناطیسی زمین و پیچ یک گشتاور ترمزی ایجاد شود. از نگاه دیگر، اساس این الگوریتم، شبیه یک موتور جریان مستقیم در حالت ترمزی است. بنابراین در این مود نیاز به اندازه‌گیری بردار میدان مغناطیسی زمین و بردار سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره وجود دارد.

در مرجع [۳۰] اثبات شده است که در صورت اعمال یک میدان مغناطیسی، مخالف تغییرات میدان مغناطیسی زمین، می‌توان سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره را مستهلک نمود که بطور خلاصه در روابط ۲ و ۳ بیان شده است. در این رابطه B بردار میدان مغناطیسی زمین، C ضریب ثابت، m_{mt} بردار مومنتوم تولیدی و M_{mt} بردار گشتاور تولیدی توسط گشتاوردهنده مغناطیسی است.

$$m_{mt} = -C\dot{B} \quad (2)$$

$$M_{mt} = m_{mt} \times B \quad (3)$$

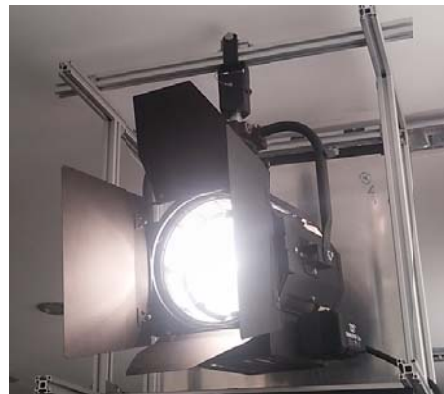
به منظور پیاده‌سازی آزمون‌های تجربی، ابتدا، الگوریتم و مدل میز سه درجه آزادی در نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی می‌شود. نتایج حاصل از شبیه‌سازی، عملکرد صحیح مستهلک‌سازی سرعت زاویه‌ای اولیه را نشان می‌دهد. برای انجام آزمون آرام‌سازی، ابتدا میز سه درجه آزادی، توسط وزنه‌های تعبیه شده، بالانس دقیق می‌شود. موقعیت 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 ۱۱ درجه بر ثانیه لحاظ شده است. علاوه بر محور سوم، به دو محور دیگر نیز مقداری رقص محوری اعمال می‌شود که انتظار می‌رود، الگوریتم کنترلی بتواند هر سه سرعت را مستهلک نماید. علاوه بر این، به دلیل زاویه‌دار بودن سازه ماهواره (۴۵ درجه)، عملاً هر سه گشتاوردهنده مغناطیسی اعمال گشتاور می‌نمایند. برنامه کنترلی بصورت گسسته و در بورد پردازشی کدنویسی شده است.



شکل ۱۹- مجموعه معادل گشتاور اغتشاشی

شبیه‌ساز خورشید

تمایز طیف نور خورشید و موازی بودن پرتوهای تابشی آن دو ویژگی اصلی این پرتو است. برای انتخاب شبیه‌ساز خورشید مجموعه‌ای با این دو ویژگی نیاز است. در این بستر آزمون از یک تابشگر تنگستنی با توان ۱ کیلووات با واگرایی حداکثر ± 3 درجه استفاده شده است. این تابشگر تمایز طیف نوری با نور محیط را به خوبی ایجاد نموده است و با افزایش فاصله بین این تابشگر و بستر آزمون واگرایی پرتوها از دیدگاه حسگر کاهش یافته است. در شکل ۲۰ تابشگر مذکور ارائه شده است.



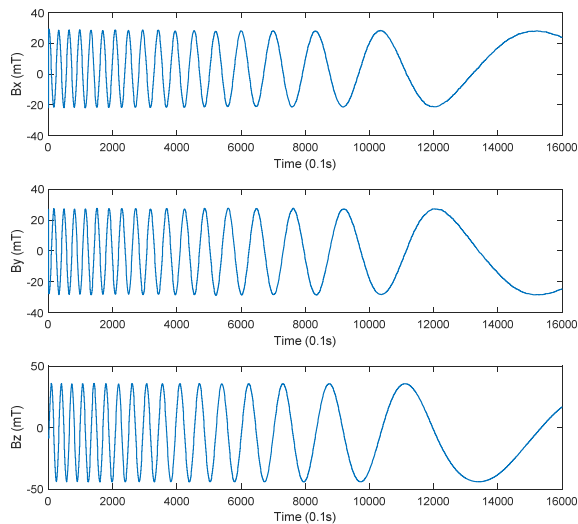
شکل ۲۰- شبیه‌ساز خورشید

آزمون تجربی با استفاده از بستر طراحی شده

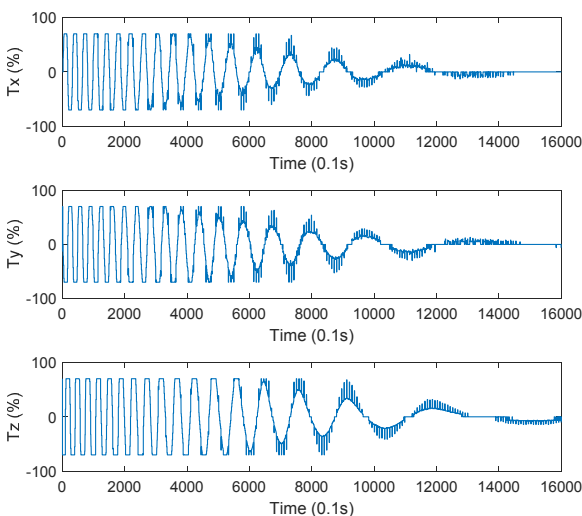
کنترل سرعت زاویه‌ای

ماهواره پس از جدایش از پرتابگر، در اثر نیروهای بیرون‌انداز پرتابگر و اغتشاشات وارده، بصورت نامنظم در هر سه محور شروع به چرخش می‌نماید. با توجه به مأموریت تعریف شده، برای مانورهای وضعیت، نیاز به مستهلک نمودن سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره است، البته در ماهواره‌های دوران‌پایدار ممکن است از چرخش یک یا چند محور برای پایدارسازی استفاده شود [۶]. مقدار مستهلک‌سازی سرعت زاویه‌ای اولیه با توجه به الزامات مأموریتی

عملکرد سیستم کنترل وضعیت در مود آرام‌سازی ماهواره و در بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه طراحی شده را نشان می‌دهد. قابل ذکر است که داده‌های بدست آمده در محیط نرم‌افزار LabVIEW ذخیره شده و در محیط متلب باز رسم شده است. مطابق نمودار بعد از گذشت ۱۶۰۰ ثانیه الگوریتم توانسته ماهواره را از سرعت ۱۱ درجه بر ثانیه به مقدار کمتر از $0/3$ درجه بر ثانیه برساند. در این حالت ماهواره آماده وارد شدن به مود کاری بعدی است. البته قابل ذکر است که چنانچه مقدار ممان اینرسی تغییر نماید، زمان دیتامبل شدن نیز تفاوت خواهد نمود. همچنین از نتایج تجربی بدست آمده است که در صورت بیشتر بودن سرعت زاویه‌ای اولیه از مقدار ۳۵ درجه بر ثانیه، امکان مستهلک نمودن سرعت زاویه‌ای با شرایط آزمون، میسر نخواهد بود. این محدودیت ناشی از فرکانس کاری الگوریتم کنترلی و همچنین فرکانس بروز رسانی داده‌های حسگر مغناطیسی است.



شکل ۲۱- میدان مغناطیسی سنجش شده از منظر ماهواره



شکل ۲۲- دستورات کنترلی اعمالی به گشتاوردهنده مغناطیسی

نمونه‌برداری و انجام فرامین کنترلی با فرکانس ۱ هرتز که فرکانس کاری معمول ماهواره‌ها است، انجام می‌شود. البته نکته حائز اهمیت، عدم همزمانی کارکرد حسگر مغناطیسی با سایر ادوات مغناطیسی (وجود گشتاوردهنده مغناطیسی تنها در این) است. به همین دلیل ۷۰ درصد از مدت زمان یک ثانیه به عملگر و ۳۰ درصد به حسگر اختصاص یافته است. علاوه بر این، مشکل جریان تخلیه گشتاوردهنده مغناطیسی نیز باعث ایجاد خطا در اندازه‌گیر مغناطیسی می‌شود چرا که عامل ایجاد میدان مغناطیسی جریان بوده و نه ولتاژ. منحنی روشن-خاموش شدن و همچنین برنامه زمانی طی مدت یک دوره تناوب برنامه (یک ثانیه) مطابق شکل ۱۷ است. مطابق این شکل، حسگر مغناطیسی بعد از تخلیه جریان عملگر، شروع به داده‌برداری می‌نماید. در ۷۰ درصد ابتدای سیکل کاری، عملگر مغناطیسی با فرمان عرض پالس تحریک می‌شود. با توجه به محدودیت‌های سخت‌افزاری، حداقل مقدار عرض پالس تحریک عملگر، ۱ درصد می‌باشد.

در شکل ۲۱، منحنی میدان مغناطیسی معادل، در راستای سه محور ماهواره، توسط حسگر مغناطیسی اندازه‌گیری شده است. این میدان با توجه به چرخش ماهواره، تغییر داشته و با کاهش سرعت زاویه‌ای ماهواره، فرکانس تغییرات میدان نیز کاهش یافته است. انتظار می‌رود، الگوریتم کنترلی بر خلاف جهت تغییرات میدان، فرمان‌هایی را صادر نماید که در شکل ۲۲ دستورات کنترلی تولید شده توسط الگوریتم کنترلی، متناسب با تغییرات میدان برای هر سه محور مشاهده می‌شود. همانطور که در شکل ۲۲ نشان داده شده است، با کاهش تغییرات میدان (یا کاهش سرعت زاویه‌ای ماهواره) فرامین اعمالی که بر اساس عرض پالس می‌باشند، سطح کمتری دارد، تا جایی که با کاهش سرعت این فرامین عملاً صفر شده‌اند.

الزام مأموریت در این مود، کاهش اندازه سرعت زاویه‌ای سه محور ماهواره به مقدار کمتر از $0/3$ درجه بر ثانیه است، لذا انتظار می‌رود الگوریتم بتواند در نهایت سرعت زاویه‌ای ماهواره را به این سطح کاهش دهد که نتایج عملی در شکل ۲۳، این کاهش سرعت را برای یک ماهواره با ممان اینرسی $3/4$ کیلوگرم‌مترمربع در محور سوم در زمان ۱۶۰۰ ثانیه نشان می‌دهد.

در شکل ۲۲۳ سه نمودار ترسیم شده است، خطچین پایین این شکل، مقدار الزام مود آرام‌سازی را نشان می‌دهد. نمودار آبی رنگ، نمودار اندازه سرعت زاویه‌ای ماهواره است که با اعمال الگوریتم کنترلی، بعد از گذشت ۱۶۰۰ ثانیه به مقدار کمتر از $0/3$ درجه بر ثانیه رسیده است. خطچین مشکی رنگ بالای نمودار، کاهش سرعت زاویه‌ای ماهواره بر اثر اصطکاک میز سه درجه آزادی و آیرودینامیکی را نشان می‌دهد. این مقایسه به خوبی نشان‌دهنده

ARX221 که در آن مرتبه صورت و مخرج تابع تبدیل، برابر با ۲ و مرتبه تأخیر خروجی نسبت به ورودی ۱ است، از جهت مناسب بودن خطا و سادگی مدل مناسب است.

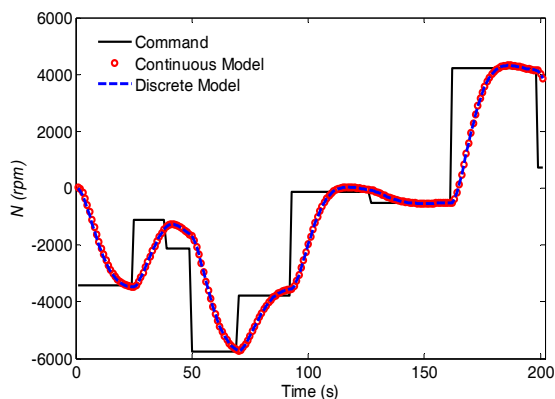
در مقایسه بین مدل‌های دینامیکی خطی مطالعه شده، مدل ARX پیشنهادی، خروجی چرخ را برای داده‌های ارزیابی به خوبی ردیابی می‌کند. نتایج حاصل از مقایسه بین خروجی مدل پیشنهادی و خروجی واقعی که در مرجع [۱۰] به صورت کامل شرح داده شده است، نشان‌دهنده مناسب بودن مدل پیشنهادی برای چرخ عکس‌عملی است. از دیگر ویژگی‌های این مدل می‌توان به قابلیت استفاده در طراحی کنترل‌کننده برای کنترل وضعیت ماهواره و بررسی خرابی در چرخ عکس‌عملی و تأثیر آن بر وضعیت ماهواره اشاره کرد. پارامترهای مدل خطی زمان گسسته مدل ARX در جدول ۵ ارائه شده است. قابل ذکر است که در برخی منابع علمی مانند [۳۲،۳۳] از مدل خطی چرخ عکس‌عملی برای تحلیل و بررسی سیستم کنترل وضعیت استفاده نموده‌اند.

جدول ۵- مشخصات مدل ARX

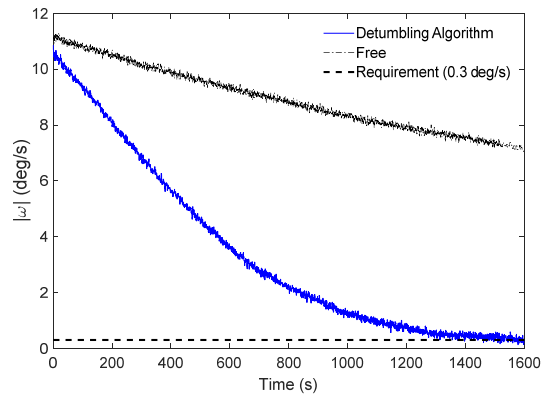
مدل	درصد برازندگی	خطا	مدل
ARX 221	76.52	1.738×10^{-4}	$A(q) = 1 - 1.758q^{-1} + 0.7852q^{-2}$ $B(q) = 0.0275q^{-1} - 0.0012q^{-2}$

به منظور مقایسه بین تابع تبدیل پیوسته و گسسته، هر دو مدل به‌ازای یک ورودی سرعت، خروجی مدل‌ها در شکل ۲۴ با یکدیگر مقایسه شده است. در حالت کلی مطلوب‌ست که اثر نمونه‌برداری قابل صرف‌نظر باشد به عبارت دیگر پاسخ سیستم گسسته و پیوسته یکسان باشد که در این شکل نیز این نزدیکی مشاهده شده و تقریباً تفاوت محسوسی بین این دو پاسخ مشاهده نمی‌شود. مدل پیوسته در رابطه ۴ ارائه شده است.

$$\frac{\omega_{real}}{\omega_{cmd}} = \frac{-0.0081S^2 + 0.001355S + 0.02969}{S^2 + 0.2425S + 0.03071} \quad (4)$$



شکل ۲۴- پاسخ سرعت در دو مدل پیوسته و گسسته ARX221



شکل ۲۳- اندازه سرعت زاویه‌ای سه‌محور ماهواره با/بدون الگوریتم کنترلی

شناسایی مدل چرخ عکس‌عملی

در این بخش مدل دینامیکی خطی برای چرخ عکس‌عملی معرفی شده با استفاده از داده‌های تجربی شناسایی شده است. بدین منظور اطلاعات ورودی-خروجی چرخ عکس‌عملی با مشخصات مندرج در جدول ۴ در بستر سخت‌افزار در حلقه، بصورت برخط با نرخ یک مگابیت بر ثانیه بوسیله ارتباط CAN ارسال و دریافت شده است. مدل‌سازی چرخ عکس‌عملی با فرض جعبه سیاه بودن مجموعه چرخ عکس‌عملی و مدار کنترلی داخل آن، انجام شده است [۱۰]. در این راستا سیگنال ورودی PRBS برای شناسایی مدل چرخ توسط بستر سخت‌افزاری تولید و به چرخ اعمال شده است. این ورودی به عنوان یک سیگنال غنی برای تحریک چرخ عکس‌عملی استفاده شده است زیرا اغلب فرکانس‌های سیستم توسط این سیگنال تحریک می‌شود [۳۳]. با توجه به شناختی که از چرخ عکس‌عملی وجود دارد مقدار حداقل زمان پهنای پالس سیگنال مذکور به ۵ ثانیه و مقدار حداکثر اندازه دامنه به مقدار ۶۰۰۰ دور بر دقیقه محدود شده است. داده‌های تجربی بدست آمده به دو دسته کلی داده‌های آموزش و داده‌های ارزیابی با نسبت ۷۰٪ و ۳۰٪ بصورت نرمالیزه شده بین ۰ و ± 1 در دو جهت ساعتگرد و پادساعتگرد، تقسیم شده است.

جدول ۴- مشخصات چرخ عکس‌عملی [۱۰]

پارامتر	مومتوم زاویه‌ای (N.m.s)	حداکثر دور (rpm)	گشتاور نامی (N.m)	ممان اینرسی (Kg.m ²)
مقدار	۰/۳۴	۷۸۰۰	۰/۰۱۵	۰/۰۰۰۴۲

مدل خطی خودرگرسیو (ARX) در تخمین سیستم‌های دینامیکی بسیار استفاده می‌شود. شناسایی مدل چرخ با داده‌های تجربی، برای خانواده مدل ARX انجام شده و مقدار خطا و درصد برازندگی^۲ با مرتبه‌های مختلف استخراج است [۱۰]. در نهایت مدل

شناسایی مدل گشتاوردهنده مغناطیسی

در این بخش مدل دینامیکی خطی برای مغناطیس‌دهنده مغناطیسی معرفی شده، با استفاده از داده‌های تجربی شناسایی شده است. بدین منظور تابع تبدیل برای گشتاوردهنده مغناطیسی بدست آمده است که خروجی آن میزان جریان و ورودی ولتاژ موثر اعمال شده به گشتاوردهنده مغناطیسی است. چنانچه ولتاژی به دو سر سیم‌پیچ گشتاوردهنده مغناطیسی اعمال نماییم، نمودار جریان آن رفتار مرتبه اولی از خود نشان می‌دهد یعنی جریان با یک ثابت زمانی شروع به زیاد شدن می‌نماید (مطابق شکل ۱۷). از نظر الکتریکی رابطه تحلیلی برای تعیین مدل دقیق این عملگر بصورت رابطه ۵ وجود دارد.

$$I = k \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau}}\right) V \quad (5)$$

که در آن k ادمیتانس سیم‌پیچ، t پارامتر زمان و τ ثابت زمانی است. با محاسبه مقاومت اهمی سیم‌پیچ مقدار $k = 0.006$ بدست می‌آید و با محاسبه راکتانس القایی سیم‌پیچ، مقدار ثابت زمانی $(\tau = 0.025)$ بدست می‌آید که با تبدیل لاپلاس گرفتن از رابطه ۵، مدل گشتاوردهنده مغناطیسی مطابق رابطه ۶ بدست آمده است. در بستر آزمون میزان میدان مغناطیسی که توسط گشتاوردهنده مغناطیسی ایجاد می‌شود، توسط پهنای پالس ولتاژ اعمال شده کنترل می‌شود. به عبارت دیگر با استفاده از یک سیگنال PWM گشتاور مغناطیسی لازم برای کنترل وضعیت ماهواره ایجاد می‌شود.

$$\frac{I}{V_{avg}} = \frac{0.006}{1+0.025 s} \quad (6)$$

که در این رابطه I جریان الکتریکی برحسب آمپر و V_{avg} ولتاژ میانگین سیم‌پیچ گشتاوردهنده مغناطیسی برحسب ولت است. به‌منظور تعیین تابع تبدیل رابطه (۶) ولتاژ سیم‌پیچ تغییر داده شده است و مقدار جریان عبوری سیم‌پیچ اندازه‌گیری شده است.

نتیجه‌گیری

در این مطالعه، نتایج تجربی و ملاحظات عملی طراحی و پیاده‌سازی بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه برای کنترل وضعیت ماهواره بررسی شد. در این راستا مجموعه سخت‌افزاری شامل میز سه درجه آزادی، سیم‌پیچ هلمهولتز، معادل‌سازی گشتاورهای اغتشاشی، عملگرهای چرخ عکس‌العملی و گشتاوردهنده مغناطیسی، حسگرهای ژيروسکوپ، خوشید، جی‌پی‌اس و مغناطیس‌سنج به همراه بوردهای الکترونیکی پردازشی و بورد جمع‌بندی و فرستنده و گیرنده ایستگاه زمینی بررسی شد. علاوه بر این، پایش وضعیت ماهواره در نرم‌افزار LabVIEW، ارسال و دریافت رادیویی داده‌ها، طراحی بسته باتری مورد نیاز و بورد توزیع توان الکتریکی میز از فعالیت‌هایی دیگر برای ساخت

بستر آزمون بوده است. تجربیات طراحی و ساخت این بستر سخت-افزار در حلقه به همراه ارائه مود عملیاتی آرام‌سازی ماهواره که توسط این بستر مورد ارزیابی قرار گرفته و نهایتاً توانسته ماهواره را از سرعت زاویه‌ای اولیه ۱۱ درجه بر ثانیه به سرعت کمتر از ۰/۳ درجه بر ثانیه در سه‌محور، برساند، ارائه شده است. همچنین شناسایی مدل برای چرخ عکس‌العملی و مدل گشتاوردهنده مغناطیسی با استفاده از این بستر فراهم و پیاده‌سازی شده است. قابلیت برنامه‌ریزی و اعمال گشتاورهای اغتشاشی به مدل ماهواره از ملاحظات حائز اهمیت در این بستر آزمون است.

پیوست

در این پیوست مشخصات جزئی‌تر حسگرها و عملگرهای استفاده شده در بستر آزمون تعیین و کنترل وضعیت لیست شده است. در جداول ۶ تا ۹ مشخصات حسگرهای خورشید، ژایرو، مغناطیسی و AHRS به ترتیب ارائه شده است.

جدول ۶- مشخصات حسگر خورشید SS411

مقدار	مشخصه
درجه ۰/۱	دقت
درجه ± 70	زاویه دید
۵-۵ ولت ۷/۵ تا ۲۷ میلی‌آمپر	مشخصه الکتریکی
RS422 CAN	درگاه ارتباطی
۳۴ گرم	جرم
۲۱×۳۲×۳۴ میلی‌متر	ابعاد
۲۵- تا +۵۵ درجه سانتی‌گراد	دمای کارکردی

جدول ۷- مشخصات حسگر ژایرو STIM210

مقدار	مشخصه
± 400 درجه بر ثانیه	رنج کاری
۲۴ بیت	رزولوشن
۵ ولت ۱/۵ ولت	مشخصه الکتریکی
RS422	درگاه ارتباطی
۲۶۲ هرتز	پهنای باند
± 500 ppm	Scale Factor Accuracy
± 25 ppm	Non- Linearity
۰/۵ درجه بر ساعت	Bias Instability
۰/۱۵ درجه بر مجذور ساعت	Angular Random Walk
۴۰- تا +۸۵ درجه سانتی‌گراد	دمای کارکردی

مراجع

- [1] Ley, W., Wittmann, K. and Hallmann, W. eds., *Handbook of space technology*, John Wiley & Sons, 2009.
- [2] Larson, W.J. and Wertz, J.R., *Space mission analysis and design*, Microcosm, Inc., Torrance, CA (US), 1992.
- [3] You, Z., *Space Microsystems and Micro/Nano Satellites*, 1st Ed, Butterworth-Heinemann, 2017.
- [4] Fortescue, P., Stark, J., *Spacecraft system Engineering*, John Wiley & Sons, 2003.
- [5] Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control, A Practical Engineering Approach*, 1st Ed., Cambridge: Cambridge University Press, 1997.
- [6] Fazeli, H., Rahim, M.P. and Shahyari, M., "Investigation & simulation of Nanoparticle application in satellite equipment cooling; simultaneous use of Nano fluid and a heat pipe with three evaporators" *Aerospace knowledge and technology journal*, Vol. 6, No. 2, 2017, pp.51-54.
- [7] Nagi, F., Zulkarnain, A. and Nagi, J., "Tuning fuzzy Bang-bang relay controller for satellite attitude control system", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 26, No. 1, 2013, pp. 76-86.
- [8] Yousefian, P. and Salarieh, H., "Nonlinear control of sway in a tethered satellite system via attitude control of the main satellite" *Aerospace Science and Technology*, Vol. 63, 2017, pp. 317-327.
- [9] Nasrolahi, S.S. and Abdollahi, F. "Sensor fault detection and recovery in satellite attitude control", *Acta Astronautica*, Vol. 145, 2018, pp. 275-283.
- [10] Bohlouri, V. and et al., "Modeling and System Identification of a reaction wheel with experimental data", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No.11, 2018, pp. 437-446 (in Persian)
- [11] Wang, R., Cheng, Y. and Xu, M., "Analytical redundancy based fault diagnosis scheme for satellite attitude control systems". *Journal of the Franklin Institute*, Vol. 352, No. 5, 2015, pp. 1906-1931.
- [12] Dai, L. and et al., "Pseudo-satellite applications in deformation monitoring" *GPS solutions*, Vol. 5, No. 3, 2002, pp. 80-87.
- [13] Xing-wang, G. and et al., "Fractional Order Attitude Stability Control for Sub-satellite of Tethered Satellite System during Deployment" *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 62, 2018, pp. 272-286.
- [14] Qinghua, Z. and et al., "Attitude control without angular velocity measurement for flexible satellites" *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 31, 2018, pp. 1345-1351.
- [15] Theoret, N., *Attitude Determination Control Testing System (Helmholtz Cage and Air Bearing)*, Honors Theses, Western Michigan University, 2016, pp. 13-55.

جدول ۸- مشخصات حسگر مغناطیسی AMR422

مقدار	مشخصه
± 200 میکروتسلا	رنج کاری
۱۰ نانوتسلا بر بیت	حساسیت
۶ تا ۱۶ ولت ۰/۳ وات	مشخصه الکتریکی
۶۰ گرم	جرم
RS422	درگاه ارتباطی
کمتر از ۰/۱ رنج کامل	Linearity
۱ درصد	دقت
۳۰- تا ۶۰+ درجه سانتی‌گراد	دمای کارکردی

جدول ۹- مشخصات حسگر مغناطیسی AHRS

مقدار	مشخصه
۰/۲ درجه	دقت محور اول و دوم
۰/۵ درجه	دقت محور سوم
۴ تا ۳۶ ولت ۰/۳۲۵ وات	مشخصه الکتریکی
۲۵ گرم	جرم
RS232	درگاه ارتباطی
۲۴×۳۰×۳۰ میلی‌متر	ابعاد
۴۰- تا ۸۵+ درجه سانتی‌گراد	دمای کارکردی

در جدول ۱۰ و ۱۱ مشخصات عملکردی عملگرهای چرخ عکس‌العملی و گشتاوردهنده مغناطیسی ارائه شده است.

جدول ۱۰- مشخصات چرخ عکس‌العملی

مقدار	مشخصه
۰/۱۵ نیوتن متر	گشتاور نامی
۰/۳۴ نیوتن متر بر ثانیه	مومنوم زاویه‌ای
۱۸-۳۲ ولت	ولتاژ الکتریکی
RS232 CAN	درگاه ارتباطی
۶۰۰۰ دور بر دقیقه	دورنامی
۷۸۰۰ دور بر دقیقه	حداکثر دور
۰/۰۰۰۴۲ کیلوگرم مترمربع	ممان اینرسی

جدول ۱۱- مشخصات عملگر مغناطیسی

مقدار	مشخصه
۱۶۷ اهم	امپدانس
۲۵ میلی‌ثانیه	ثابت زمانی
۱۵ Am ²	ممان دوقطبی
۱۵ ولت ۹۰ میلی‌آمپر	مشخصه الکتریکی
PWM	درگاه ارتباطی
۳۴۴ میلی‌متر	طول

- and Nonlinear Transformation in Order to Use in Satellite Attitude Control” *Journal of Space Science & Technology, (JSST)*, Vol. 3, No. 3, pp. 45-52, 2011. (In Persian)
- [26] CANBus extension protocol, ECSS-E-ST-50-15C, European Space Agency, 2013, pp. 19-25.
- [27] Bohlouri, V. and et al., Designe and implementation of a spacecraft Hardware in the loop, 17th *Iranian conference in Aerospace society*, Azzad University, Tehran, June 2018, (in Persian)
- [28] Bohlouri, V. and et al., “Designe and implementation of the detumbling mode of satellite attitude control using magnetic actuator in the test bed of Hardware in loop” 26th *ICEE conference*, Sajjad University, Mashhad, May 2018, (in Persian)
- [29] Jalali-Naini, 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.
- [30] Avanzin, G. and Giulietti, F., “Magnetic Detumbling of a Rigid Spacecraft”, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol 35, No. 14, 2012, pp. 126-133.
- [31] Nelles O., *Nonlinear System Identification*. Springerpublication, 2000..
- [32] Bohlouri, V., Khodamoradi, Z. and Jalali-Naini, S.H., Spacecraft Attitude Control Using Model-based Disturbance Feedback Control Strategy, *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 40, No. 12, 2018, pp. 557.
- [33] Navabi, M. and Hosseini M. R., “Modeling and Spacecraft Attitude Control Using Reaction Wheel with Feedback Linearization, its Performance Study Subject to Power and EULERINT” *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 1, pp. 51-61, 2018 (In Persian).
- [16] 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.
- [17] Krishnanunni, A.R. and et al., “Inertia and Center of Mass Estimation of a 3 DoF Air Bearing Platform”. *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 51, No. 1, 2018, pp. 219-224.
- [18] Hurtado-Velasco, R. and Gonzalez-Llorente, J., “Simulation of the magnetic field generated by square shape Helmholtz coils” *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 40, No. 23-24, 2016, pp. 9835-9847.
- [19] Chesi, S., Perez, O. and Romano, M., “A dynamic, hardware-in-the-loop, three-axis simulator of spacecraft attitude maneuvering with nanosatellite dimensions” , *Journal of Small Satellites*, Vol. 4. No. 1, 2015, pp. 315-328.
- [20] Jin, J. and et al., “Attitude control of a satellite with redundant thrusters” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 7, 2006, pp. 644-651.
- [21] Kazemi, E.M. and Jozvaziri, M.A., Developed of an Algorithm for Design and Construction of a Hot Gas Thruster and Compared with Experimental Result”, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 6, No. 2, 2017, pp. 73-86.
- [22] 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.
- [23] Jung, D.w. and Tsiotras, P., “A 3-DoF Experimental Test-Bed for Integrated Attitude Dynamics and Control Researchm,” *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2003.
- [24] Assaad Farhat, Attitude Determination and Control System for CubeSat, B.sc thesis, 2013.
- [25] Navabi M., Nasiri N., “Modeling and Simulating the Earth’s Magnetic Field Utilizing the 10th Generation of IGRF and Comparison the Linear