

شبیه‌سازی بردار خورشید و بردار میدان مغناطیسی در آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه

امیرحسین توکلی^{۱*}، علی فقیهی‌نیا^۲ و سیدمحمد مهدی دهقان^۳

۱، ۲ و ۳- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*تهران، کدپستی: ۱۷۷۴-۱۵۸۷۵

am_h_tavakoli@mut.ac.ir

شبیه‌سازی شرایط محیطی برای حسگرهای تعیین وضعیت ماهواره یکی از نیازمندی‌های اساسی برای انجام آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه سامانه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره است. در این مقاله، طرح اجرا شده برای شبیه‌سازی بردار خورشید و میدان مغناطیسی زمین برای حسگرهای خورشیدی و مغناطیسی ارائه شده است. در این طرح با استفاده از یک شبیه‌ساز خورشید، یک مجموعه دو درجه آزادی برای تغییر وضعیت حسگر خورشیدی و یک سیم‌پیچ هلمهولتز سه‌محوری، شرایط مناسبی برای شبیه‌سازی محیط عملکردی حسگرهای تعیین وضعیت ایجاد شده است. نتایج اندازه‌گیری‌های حسگرها نشان دادند با استفاده از این مجموعه می‌توان بردارهای خورشید و مغناطیسی را بر اساس موقعیت مدار ماهواره و وضعیت آن در هر لحظه با دقت قابل قبولی شبیه‌سازی کرد. بنابراین این بستر آزمایش می‌تواند برای پیاده‌سازی بخش تعیین وضعیت در یک مجموعه سخت‌افزار در حلقه مورد استفاده قرار گیرد.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌ساز خورشید، شبیه‌ساز مغناطیسی، تعیین وضعیت ماهواره، حسگر خورشیدی، حسگر مغناطیسی

علائم و اختصارات

q_1, q_2, q_3, q_4	کوآرتیون‌های تخمین زده شده		
$q_{1c}, q_{2c}, q_{3c}, q_{4c}$	کوآرتیون‌های وضعیت مطلوب		
q_e	کوآرتیون خطا	A	ماتریس وضعیت حسگر نسبت به سیم‌پیچ
r	فاصله از مرکز زمین	B_H	بردار میدان مغناطیسی سیم‌پیچ هلمهولتز
R_{\oplus}	شعاع استوایی زمین	B_S	بردار میدان مغناطیسی در بدنه حسگر
T	ماتریس تبدیل دستگاه مختصات	day	روز زمان فعلی
$year$	سال زمان فعلی	i	فرمان جریان برای سیم‌پیچ
α, β	خروجی‌های زاویه حسگر خورشیدی	JD	تاریخ جولیان
φ, θ	عرض و طول جغرافیایی	K	ماتریس بهره سیم‌پیچ
φ_m, θ_m	ورودی‌های مجموعه دو درجه آزادی	mo	ماه زمان فعلی
ω	بردار سرعت زاویه‌ای	M_S	آنومالی حقیقی خورشید
ϵ	زاویه فراز بردار خورشید در دستگاه اینرسی زمین		
λ_s	زاویه آزیموت بردار خورشید در دستگاه اینرسی زمین		
R_s	بردار خورشید		

۱. کارشناس ارشد (نویسنده مخاطب)

۲. دانشجوی دکتری

۳. استادیار

مقدمه

آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه نقش اساسی در کاهش ریسک، افزایش قابلیت اطمینان و کاهش هزینه پروژه‌های فضایی به واسطه فراهم کردن امکان ارزیابی شرایط مختلف عملکردی قبل از پرتاب ایفا می‌کنند. نقش زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در عملکرد ماهواره، اهمیت این آزمون‌ها را برای این زیرسیستم دوچندان می‌کند. از طرفی نزدیک بودن شرایط آزمایش به شرایط واقعی عملکرد سیستم در فضا و استفاده از سخت‌افزارهای واقعی، نقش کلیدی در بهره‌برداری صحیح و مناسب از زیرسیستم‌ها دارد و همچنین نتایج آزمون‌ها بسیار قابل اعتماد خواهند بود. بنابراین در پیاده‌سازی بسترهای آزمایش عملکردی سامانه تعیین و کنترل وضعیت، ایجاد شرایط محیطی عملکردی برای حسگرها و عملگرها دارای اولویت است. مراکز مختلف تحقیقاتی و صنعتی تجهیزات مختلفی برای این منظور فراهم کرده‌اند.

از این میان حسگرهای خورشیدی و مغناطیسی از پرکاربردترین‌های حسگرهای تعیین وضعیت در ماهواره هستند. بنابراین از نیازمندی‌های تعیین وضعیت در اغلب آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه شبیه‌سازی بردار پرتوهای خورشیدی و بردار میدان مغناطیسی زمین برای حسگرهاست. نیازمندی اساسی در این راستا، شبیه‌سازی این بردارها متناسب با موقعیت و وضعیت ماهواره است به گونه‌ای که هر حسگر بتواند برداری همانند یک حسگر نصب شده در یک ماهواره فرضی در همان موقعیت و وضعیت را تجربه کند. این هدف با ترکیب حرکت و وضعیت حسگر و شبیه‌ساز فراهم می‌شود.

برای شبیه‌سازی بردارها طرح‌های مختلفی پیاده‌سازی شده است. در [۱] از دو منبع نوری کوچک در بالای شبیه‌ساز کنترل وضعیت برای شبیه‌سازی پرتوهای خورشید برای یک حسگر خورشیدی استفاده شده است. این حسگر با استفاده از یکی از آن دو منبع نوری که دقیقاً در نقطه بالای مرکز قرار گرفته برای تعیین زوایای رول و پیچ و از مقایسه نسبی دو نور برای تعیین زاویه یاب استفاده می‌کند. در مرجع [۲] یک سیم‌پیچ سه‌محوری مربعی میدان مغناطیسی زمین را شبیه‌سازی می‌کند و یک شبیه‌ساز خورشید نیز که به صورت ثابت داخل سیم‌پیچ قرار گرفته است، پرتوهای خورشید را شبیه‌سازی می‌کند.

در مراجع [۳، ۴] نیز یک شبیه‌ساز خورشید که قابلیت جابه‌جایی و تنظیم موقعیت دارد در بالای شبیه‌ساز یاتاقان هوایی نصب شده و پرتوهای خورشید را شبیه‌سازی می‌کند. میدان مغناطیسی زمین نیز همزمان توسط سیم‌پیچ هلمهولتز تأمین می‌شود زیرا کل مجموعه در داخل سیم‌پیچ قرار گرفته است. در مرجع [۵] حسگرهای زمینی و خورشیدی و ستاره‌ای بر روی یک شبیه‌ساز

حرکت سه درجه آزادی در مقابل شبیه‌سازهای محیط برای این حسگرها نصب شده‌اند و برای آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه تعیین و کنترل وضعیت مورد استفاده قرار می‌گیرند. یکی از ضعف‌های این طرح‌ها محدودیت‌هایی است که شبیه‌سازهای مختلف در تداخل با یکدیگر ممکن است ایجاد کنند. علاوه بر این در نمونه‌هایی مانند طرح‌های ارائه شده در مراجع [۳، ۴] با توجه به قرارگیری میز شبیه‌ساز در داخل سیم‌پیچ هلمهولتز، ابعاد سیم‌پیچ باید بزرگ باشد و همچنین اجزای تأثیر گذار مغناطیسی میز نیز برای میدان یکنواخت سیم‌پیچ مزاحم است. در [۶] طرح مشابهی برای انجام آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه نانوماهواره طراحی و پیاده‌سازی شده است. در [۷] از میدان مغناطیسی محلی زمین برای حسگر مغناطیسی و برای شبیه‌سازی پرتوهای خورشید از ترکیب یک سطح صیقلی سهموی و لامپ متال هالید استفاده شده است. در [۸-۱۰] طراحی، ساخت و تست سیم‌پیچ هلمهولتز سه‌محوره، بدون اشاره به چگونگی کاربری آن در آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه تشریح شده است. در [۱۱] نیز یک شبیه‌ساز حرکت خورشید برای پیاده‌سازی حرکت خورشید نسبت به ماهواره معرفی شده است. در [۱۲] نتایج آزمایش عملکردی یک حسگر خورشیدی در محفظه خلأ حرارتی گزارش شده است. در این آزمایش از یک منبع نور معمولی برای تحریک حساسه حسگر استفاده شده است.

در طرح ارائه شده در این مقاله با هدف فراهم کردن امکان انجام آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه سامانه کامل تعیین و کنترل وضعیت، شبیه‌سازی محیط عملکردی حسگرهای خورشیدی و مغناطیسی به گونه‌ای ایجاد شده است که بتوان در هر لحظه بردارهای خورشید و مغناطیسی را متناسب با موقعیت مداری و وضعیت ماهواره شبیه‌سازی کرد. در این طرح به سادگی می‌توان اندازه‌گیری حسگرها را در یک مجموعه سخت‌افزار در حلقه پیاده‌سازی کرد. ویژگی این طرح در مقایسه با سایر فعالیت‌های انجام شده در این حوزه، شبیه‌سازی همزمان بردارهای خورشید و مغناطیسی در شرایط نزدیک به محیط فضا به صورت غیرمتمرکز، مجزا و اندازه‌گیری بردارها با حسگرهای واقعی ماهواره است. شبیه‌سازی غیرمتمرکز محیط، محدودیت‌های کاربری را کاهش می‌دهد. در ادامه نخست مدل‌سازی بردارهای خورشید و مغناطیسی که باید در شرایط آزمایشگاهی ایجاد شود ارائه شده و پس از آن مجموعه سخت‌افزاری ایجاد شده معرفی خواهد شد. در انتها نیز نتایج آزمایش عملی انجام شده ارائه می‌شود.

مدل‌سازی

برای شبیه‌سازی محیط عملکرد حسگرهای خورشیدی و مغناطیسی، ابتدا بردارهای مربوطه با استفاده از مدل‌های ریاضی در دستگاه

با استفاده از روابط زیر می‌توان بردار موقعیت خورشید در دستگاه اینرسی زمین (ECI) را محاسبه کرد [۱۴].

$$\begin{aligned} M_S &= M_{SE} + n_S d \\ d &= JD - 2451545 \\ M_{SE} &= 357.5277233^\circ \\ n_S &= 0.985600283 \\ \varepsilon &= 23.4378^\circ \\ \lambda_S &= 280.46062 + 0.98564736d + \\ &1.914666 \sin M_S + 0.01999 \sin 2M_S \end{aligned} \quad (2)$$

$$R_S = \begin{bmatrix} \cos(\lambda_S) \\ \cos(\varepsilon) \sin(\lambda_S) \\ \sin(\varepsilon) \sin(\lambda_S) \end{bmatrix}$$

در مرحله بعد با استفاده از داده‌های وضعیت بدنه نسبت به دستگاه مرجع و همچنین جهت‌گیری حسگر خورشید نسبت به دستگاه بدنه می‌توان ماتریس‌های تبدیل از اینرسی به بدنه و از بدنه به حسگر را به‌دست آورد و از این طریق بردار خورشید در دستگاه حسگر را محاسبه کرد.

$$[R_S]^S = [T]_B^S [T]_E^B [R_S]^E \quad (3)$$

که در آن $[R_S]^E$ بردار خورشید در دستگاه زمین، $[R_S]^S$ بردار خورشید در دستگاه حسگر، $[T]_B^S$ ماتریس تبدیل بدنه به حسگر و $[T]_E^B$ ماتریس تبدیل اینرسی به بدنه است. بردارهای مرجع را می‌توان از مدل‌های آماده در نرم‌افزارهایی از قبیل STK یا متلب نیز به‌دست آورد.

مدل ریاضی بردار مغناطیسی

برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی میدان مغناطیسی از مدل هارمونیک کروی استفاده شده که روابط آن در ادامه آورده شده است [۱۳].

$$\begin{aligned} B &= -\nabla V \\ V(r, \theta, \varnothing) &= R_\oplus \sum_{n=1}^K \left(\frac{R_\oplus}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\varnothing + h_n^m \sin m\varnothing) P_n^m(\theta) \\ B_r &= \frac{-\partial V}{\partial r} = R_\oplus \sum_{n=1}^K \left(\frac{R_\oplus}{r}\right)^{n+2} (n + 1) \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\varnothing + h_n^m \sin m\varnothing) P_n^m(\theta) \\ B_\theta &= \frac{-\partial V}{r \partial \theta} = \frac{-R_\oplus}{r} \sum_{n=1}^K \left(\frac{R_\oplus}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\varnothing + h_n^m \sin m\varnothing) \frac{\partial P_n^m(\theta)}{\partial \theta} \end{aligned} \quad (4)$$

$$B_\varnothing = \frac{-\partial V}{r \sin \theta \partial \varnothing}$$

$$[B]^O = [T]_N^O [B]^N$$

مرجع محاسبه می‌شود. این بردارها را می‌توان با استفاده از نرم‌افزار STK نیز با شبیه‌سازی یک سناریوی مشخص محاسبه کرد.

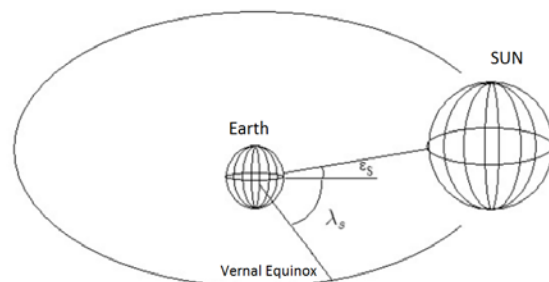
پس از آن با استفاده از ماتریس‌های انتقال که شامل ماتریس انتقال از دستگاه مرجع به بدنی ماهواره نیز هست این بردارها به دستگاه بدنی حسگر منتقل می‌شود. ماتریس انتقال را می‌توان از شبیه‌سازی دینامیک و سینماتیک وضعیت ماهواره یا از اندازه‌گیری وضعیت شبیه‌ساز دینامیک وضعیت در آزمایشگاه که عموماً همان میزهای مبتنی بر یاتاقان هوایی هستند، به‌دست آورد.

سپس با توجه به هندسه محیط‌های شبیه‌سازی در آزمایشگاه و نحوه قرارگیری حسگر در آن‌ها، فرمان‌های لازم بر اساس رابطه ورودی - خروجی شبیه‌سازهای محیط به‌گونه‌ای محاسبه می‌شود که پس از اجرای فرمان، حسگر بتواند همان برداری را اندازه‌گیری کند که یک ماهواره فرضی در همان موقعیت و وضعیت در فضا تجربه می‌کند.

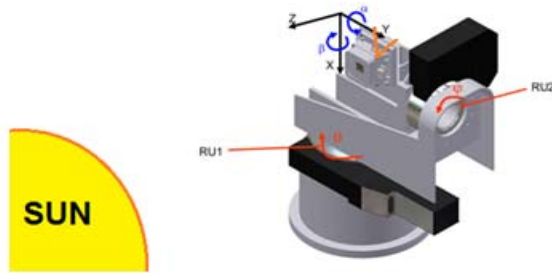
مدل ریاضی بردار خورشید

با توجه به شکل (۱) بردار موقعیت خورشید را می‌توان با دو زاویه ε و λ_S تعریف کرد که زاویه ε همان زاویه انحراف صفحه استوا و زاویه λ_S موقعیت خورشید نسبت به راستای اعتدال بهاری را بیان می‌کند. برای محاسبه این دو زاویه در زمان کنونی تاریخ جولیان استفاده می‌کنند. تاریخ جولیان یک زمان پیوسته است که روزهای آن از زمان ظهر یکم ژانویه ۴۳۱۷،۱ BC محاسبه می‌شود. در ادامه روابط مربوط به محاسبه تاریخ جولیان آورده شده است [۱۳].

$$\begin{aligned} JD &= \text{day} - 3207 + 1461 \left(\frac{\text{year} + 4800 + \frac{m_0 - 14}{12}}{4} \right) + \\ &367 \left(\frac{m_0 - 2 - 12 \frac{m_0 - 14}{12}}{12} \right) - \\ &3 \left(\frac{(\text{year} + 4800 + \frac{m_0 - 14}{12}) / 100}{4} \right) \end{aligned} \quad (1)$$



شکل ۱- موقعیت خورشید نسبت به زمین



که در آن r, θ, ϕ مختصات در دستگاه زمین مرکز (فاصله، متمم عرض جغرافیایی و طول جغرافیایی به سمت شرق از گرینویچ) و $[B]^0$ نیز در دستگاه مداری است. همچنین h_n^m و g_n^m و P_n^m نیز ضرایب هارمونیک هستند که به طور تجربی به دست می‌آیند [۱۵]. با استفاده از روابط مشابه می‌توان این بردار را به دستگاه بدنی حسگر منتقل کرد.

شکل ۲- پلتفرم حسگر خورشیدی و رابطه درجرات آزادی آن با خروجی زوایای حسگر خورشیدی



شکل ۳- نمایی از مجموعه خورشیدی و حسگر خورشیدی

پیاده‌سازی عملی

در طرح پیاده‌سازی شده برای شبیه‌سازی بردار خورشید از یک شبیه‌ساز خورشید و یک مجموعه دو درجه آزادی کنترل‌شونده در داخل اتاق تاریک استفاده شده است. شبیه‌ساز خورشید مدل S13 محصول اپتیکال انرژی^۳ است با یک لامپ ۵۷۵ وات متال هالید با درجه ۶۰۰۰ کلومین است. میزان واگرایی پرتوها کمتر از ۳ درجه و یکنواختی پرتوهای آن در یک محدوده 5 cm^2 بیش از ۹۰ درصد است [۱۶]. مجموعه دو درجه آزادی دارای دو موتور پله‌ای است که یک موتور زاویه θ_m و یک موتور زاویه φ_m را تغییر می‌دهد. شبیه‌ساز خورشید وضعیت ثابتی دارد و مجموعه دو درجه آزادی بر اساس فرامین دریافتی، جهت‌گیری حسگر را نسبت به خورشید تغییر می‌دهد. هم‌راستایی مجموعه دو درجه آزادی با راستای پرتوهای شبیه‌ساز بهتر از 0.5 درجه است. همچنین تعامد و توازی محورهای مجموعه برای نصب حسگر نیز حدود 0.5 درجه است. دقت زوایای موتورهای مجموعه دو درجه آزادی 0.1 درجه است.

در ادامه برای تولید زوایای فرمان θ_m و φ_m به موتورهای مجموعه دو درجه آزادی از روابط (۶) استفاده شده است.

$$\begin{aligned} \tan(\varphi_m) &= -\tan(\alpha) \\ \tan(\theta_m) &= -\tan(\beta) \cos \varphi_m \end{aligned} \quad (6)$$

خارج شدن از محدوده پرتوهای شبیه‌ساز، محدودیت زاویه‌ای برای مجموعه ایجاد می‌کند. باید در کاربردهای مختلف این محدودیت مورد توجه قرار گیرد.

در طرح پیاده‌سازی شده برای شبیه‌سازی بردار میدان مغناطیسی از یک سیم‌پیچ هلمهولتز سه‌محوره استفاده می‌شود. مشخصات سیم‌پیچ به صورت جدول (۱) است:

جدول ۱- مشخصات سیم پیچ هلمهولتز

Z	Y	X	محور
۰/۶۶	۰/۶۳	۰/۶	شعاع حلقه‌ها (m)
۴۲	۴۰	۳۹	تعداد دور سیم پیچ
۲/۰۰۲	۱/۹۹۸	۲/۰۴۵	حداکثر میدان مغناطیسی (گاوس)
۳۴/۴	۳۲/۸	۳۱/۲	محدوده یکنواخت میدان (cm)
۱۰	۱۰	۱۰	دقت کنترل جریان (mA)
۰/۴۵	۲/۵۵	۳/۹۵	میانگین خطای کنترل میدان (%)

شکل (۲) و شکل (۳) نمایی از مجموعه ۲ درجه آزادی و همچنین حسگر خورشیدی نصب شده بر روی آن را نشان می‌دهد. حسگر مورد استفاده در این تست یک حسگر آنالوگ دو‌محوره ۴ حساسه با دقت $0.5 \pm$ درجه و میدان دید $55 \pm$ درجه در هر دو محور است. برای تولید فرامین θ_m و φ_m مطلوب به موتورهای مجموعه دو درجه آزادی، ابتدا باید مقادیر α و β مطلوب را محاسبه کرد. اگر بردار خورشید در دستگاه حسگر به صورت $[e_x \ e_y \ e_z]$ تعریف شود، آنگاه از روابط زیر می‌توان زوایای مطلوب بردار خورشید یعنی α و β را محاسبه کرد. پارامترهای α و β در شکل (۲) نشان داده شده است.

$$\begin{aligned} \tan(\alpha) &= \frac{e_x}{e_z} \\ \tan(\beta) &= \frac{-e_y}{e_z} \end{aligned} \quad (5)$$

نتایج آزمایش و صحنه‌گذاری

در این بخش نتایج یکی از آزمایش‌های انجام شده برای شبه‌سازی بردار خورشید و بردار میدان مغناطیسی توسط دو مجموعه حسگر مغناطیسی و حسگر خورشیدی ارائه شده است. مشخصات مداری ماهواره در یک آزمایش سخت‌افزار در حلقه به صورت جدول (۲) در نظر گرفته شده است.

جدول ۲- مشخصات مداری برای شبه‌سازی

مقدار	پارامتر	
۵۵/۸	$iang (deg)$	شیب مدار
۶۶۹۳/۸۶۷۷۹	$semiaxis (km)$	نیم‌قطر اصلی
۰/۰۰۶۷۴۹	$eccentricity$	خروج از مرکزیت
۱۴۶/۵۶۵	$w (deg)$	آرگومان حضیض
۲۷۰/۹۴۵	$longAN (deg)$	طول جغرافیایی گره صعود

سناریوی شبه‌سازی، یک مانور وضعیت سه‌محوری برای یک ماهواره فرضی از شرایط اولیه $[20 \ 15 \ 15] \text{ deg}$ تا وضعیت نهایی $[0 \ 0 \ 0] \text{ deg}$ در دستگاه اینرسی با استفاده از یک کنترلر وضعیت خطی است. ممان اینرسی ماهواره به صورت زیر است:

$$\begin{bmatrix} 1.82 & 0 & 0 \\ 0 & 1.98 & 0 \\ 0 & 0 & 3.7 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2$$

کنترلر مورد استفاده کنترلر خطی مبتنی بر خطای کواترنیون‌ها به صورت رابطه (۸) است [۱۸]:

$$u = -K[q_e] - C[\omega] \quad (8)$$

که در آن K و C ماتریس‌های بهره مثبت معین هستند. و کواترنیون خطا نیز به صورت رابطه (۹) محاسبه می‌گردد.

$$\begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \\ q_{4e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & q_{1c} & q_{4c} & q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (9)$$

با استفاده از داده‌های وضعیت ماهواره فرضی و داده‌های موقعیت مداری، بردارهای خورشید و مغناطیسی که باید در هر لحظه شبه‌سازی شوند با استفاده از روابط قبل محاسبه شده‌اند. بردارهای خورشید و مغناطیسی فرمان داده شده و اندازه‌گیری شده توسط حسگرها در دستگاه بدنی آنها در شکل‌های (۵) و (۶) ارائه شده است. همان‌طور که نتایج آزمایش نشان می‌دهند مقادیر فرمان داده شده در هر دو مجموعه حسگر خورشیدی و حسگر مغناطیسی به خوبی دنبال شده‌اند. در این آزمایش دقت کل اجرای حلقه کامل تعیین و کنترل وضعیت در اجرای مانور، حدود ۲ درجه بوده است.

حسگر مغناطیسی در موقعیت مشخص در داخل سیم‌پیچ قرار دارد و میدان ایجادشده را حس می‌کند. حسگر داخل سیم‌پیچ وضعیت ثابتی دارد و تغییرات میدان متناسب با موقعیت و وضعیت ماهواره و باتوجه به جهت‌گیری حسگر در داخل سیم‌پیچ به گونه‌ای کنترل می‌شود که حسگر بتواند برداری همانند یک حسگر نصب شده در یک ماهواره فرضی در همان موقعیت و وضعیت را تجربه کند. شکل (۴) شماتیکی از سیم‌پیچ و حسگر را نشان می‌دهد.

برای ایجاد بردار میدان مغناطیسی B_s که بر اساس موقعیت مداری ماهواره از مدل مرجع به دست آمده و با استفاده از ماتریس‌های وضعیت به دستگاه بدنی حسگر منتقل شده است، فرامین جریان مطلوب برای درایورهای سیم‌پیچ هلمهولتز به صورت رابطه (۷) محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned} AB_s &= B_H \\ B_H &= \mathbf{K} \times \mathbf{i} \end{aligned} \quad (7)$$

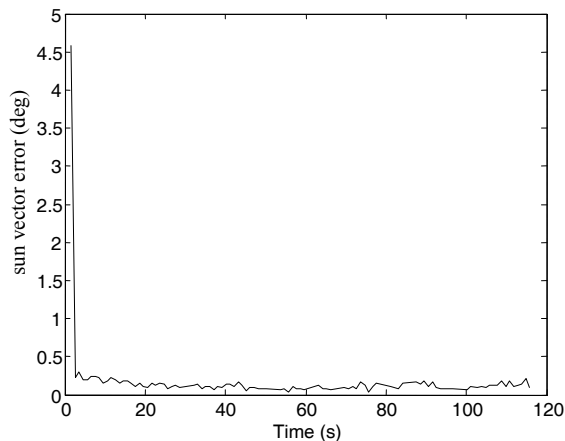
K بهره سیم‌پیچ هلمهولتز است و A ماتریسی است که نحوه قرارگیری حسگر نسبت به محورهای سیم‌پیچ را نشان می‌دهد که در فرآیند کالیبراسیون به دست می‌آیند. حسگر مغناطیسی مورد استفاده یک حسگر سه‌محوره مدل HMC2003 است [۱۷].



شکل ۴- نمایی از یک سیم‌پیچ هلمهولتز و یک حسگر مغناطیسی سنخ در مرکز آن

با توجه به اینکه نیازی به کنترل موقعیت و وضعیت حسگر در داخل سیم‌پیچ وجود ندارد، محدوده میدان یکنواخت کوچکی مورد نیاز است و بنابراین با یک سیم‌پیچ کوچک نیز می‌توان نیازمندی تعیین وضعیت برای حسگر مغناطیسی را فراهم کرد.

یکی از محدودیت‌های این روش برای استفاده در آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه تعیین و کنترل وضعیت، همزمان‌سازی فرآیندها با یکدیگر و اضافه‌شدن خطای عوامل واسط از قبیل موتورها، و تبادل داده است.

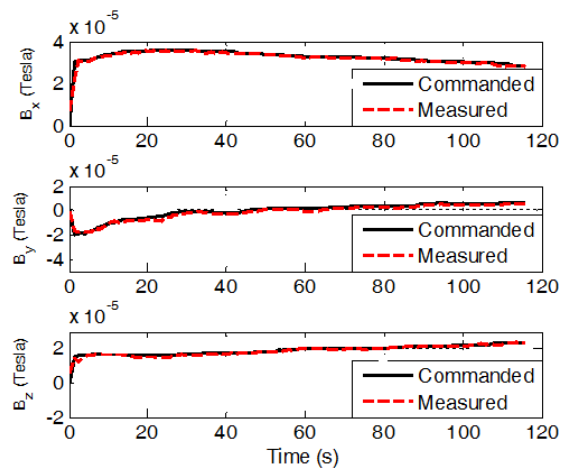


شکل ۸- زاویه بین بردار خورشید فرمان داده شده و بردار اندازه‌گیری شده

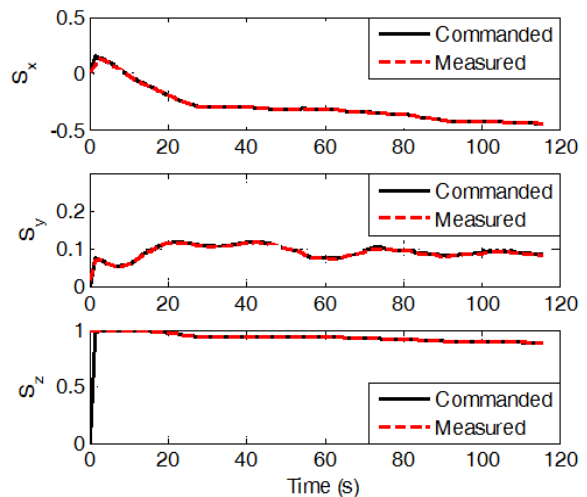
در شکل‌های (۷) و (۸) نمودارهای خطای زاویه‌ای بین بردارهای فرمان داده شده و بردار اندازه‌گیری شده، عملکرد این دو مجموعه شبیه‌ساز محیط و حسگرهای مورد استفاده را در دنبال نمودن مقادیر فرامین و اندازه‌گیری بردار ایجاد شده نشان می‌دهد. در لحظات اولیه و تا قبل از تطبیق شرایط شبیه‌سازهای محیط با فرمان‌های ارسال شده، خطاها نسبتاً بزرگ است اما پس از آن زاویه بین بردار اندازه‌گیری شده با بردار فرمان داده شده به شدت کاهش یافته است و با دقت خوبی بردارهای خورشید و مغناطیسی دنبال شده‌اند. البته دقت مجموعه شبیه‌ساز خورشید و حسگر خورشیدی از دقت شبیه‌ساز و بردار حسگر مغناطیسی بهتر است. خطای بین بردار فرمان داده شده و بردار اندازه‌گیری شده پس از اجرای فرمان از عوامل مختلفی ناشی می‌شود. مهم‌ترین عوامل خطا، تجهیزات شبیه‌ساز و حسگرهای تعیین وضعیت هستند. با ارتقای دقت ساخت و نصب در تجهیزات و همچنین حسگرهای مورد استفاده می‌توان دقت اندازه‌گیری را افزایش داد.

نتیجه‌گیری

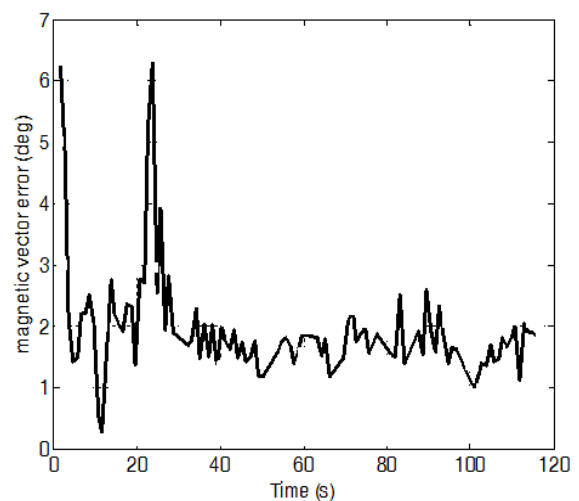
در این مقاله، پیاده‌سازی و تنظیم تجهیزات آزمایشگاهی برای شبیه‌سازی بردارهای خورشید و میدان مغناطیسی زمین متناسب با موقعیت مداری و وضعیت ماهواره مورد توجه قرار گرفته است. این مجموعه به‌عنوان بخشی از سخت‌افزار در حلقه سامانه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره، شرایط محیطی واقعی را برای حسگرهای خورشیدی و مغناطیسی شبیه‌سازی می‌کند. نتایج آزمایش‌های انجام شده کارایی مجموعه را در پیاده‌سازی یک سناریوی واقعی نشان می‌دهد. این مجموعه که امکان آزمایش عملکردی تعیین وضعیت با حسگرهای ماهواره را فراهم کرده است می‌تواند به صورت مجزا و همزمان در کنار بخش کنترل وضعیت به‌صورت نرم‌افزاری یا سخت‌افزاری مانند میزهای سه درجه آزادی مبتنی بر یاتاقان هوایی



شکل ۵- خروجی حسگر مغناطیسی و مولفه‌های بردار مغناطیسی فرمان داده شده در دستگاه حسگر



شکل ۶- خروجی حسگر خورشیدی و مولفه‌های بردار خورشید فرمان داده شده در دستگاه حسگر



شکل ۷- زاویه بین بردار مغناطیسی فرمان داده شده و بردار اندازه‌گیری شده

برای انجام آزمایش‌های سناریوی کامل تعیین و کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گیرد.

مراجع

- System Using Sun Sensor and Magnetometer," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 5, No. 4, 2013, pp.69-78 (In Persian).
- [8] Mousavi, S.M.S. and Mortazavi, M., "Functional Tests of the prototype of Earth Magnetic Field Simulator," *16th Geophysic Confrence of Iran*, 2014 (In Persian).
- [9] Mousavi, S.M.S. and Mortazavi, M., "Design, Construction, test and Modeling of Triaxial Helmholtz Coil for Magnetic Tests of Satellite," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 9, No. 2, 2016, pp. 25-34 (In Persian).
- [10] Bolandi, H., Ghahremani, M., Alinaghi, S.M., Ghorbani, B. and Esmacelzadeh, S.M., "Helmholtz Coil and Calibration Table Design," *13th Iranian Iranian Aerospace Society Conference, Tehran University*, 2014 (In Persian).
- [11] Kermanshahi, F., Mohajerani, M.H., Babini, M.H. and Mortazavi, M. "Design and Manufacturing of Sun Motion Simulator Applied to Satellites Attitude Determination," *Applied Mechanics and Materials*, Switzerland, 2012.
- [12] Bolandi, H., Esmacelzadeh, S.M., Ghorbani, B., Ghahremani, M., Hasanian, M., and Abedi, M., "Satellite Solar Sensor Performance Testing in Thermal Vacuum Conditions," *10th Iranian Iranian Aerospace Society Conference, Tarbiat Modares University*, 2011 (In Persian).
- [13] Wertz, J.R., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, 1999
- [14] Vallado, D.A., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, McGraw-Hill, 1997.
- [15] IAGA, Available, [Online]: <https://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf11coeff.txt>. [Accessed 2015].
- [16] Products," Optical Energy, Available, [Online]: <http://www.opticalenergy.com/s13-solar-simulator/>. [Accessed 2015].
- [17] Products," Honeywell, Available, [Online]: https://aerospace.honeywell.com/en/~media/aerospace/files/datash eet/3-axismagneticsensorhybridhmc2003_ds.pdf. [Accessed 2015].
- [18] Wie, B., *Space Vehicle Dynamics and Control*, AIAA Education Series, 1998.
- [1] Chernesky, V. S., "Development and Control of a Three-Axis Satellite Simulator for the Bifocal Relay Mirror Initiative," (M. Sc. thesis), Naval Postgraduate School Monterey, California, 2001.
- [2] Roemer, S., Terzibaschian, T., Wiener, A. and Bärwald, W., "Experiences with the BIRD ACS Test Facility and the Resulting Design of a State of the Art Mini-and Micro-Satellite ACS Test Facility," *Small Satellites for Earth Observation - Digest of the 6th International Symposium of the International Academy of Astronautics*, Berlin, VI, 2007, pp. 165-168.
- [3] Kato, T., Heidecker, A., Dumke, M. and Theil, S., "Three-Axis Disturbance-Free Attitude Control Experiment Platform : FACE," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 12, No. ists29, 2014.
- [4] Raschke, C., Roemer, S. and Grossekatthoefler, K., "Test bed for Verification of Attitude Control System," [url:http://www.astrofein.com/2728/dwnld/admin/Paper_TestBed.pdf](http://www.astrofein.com/2728/dwnld/admin/Paper_TestBed.pdf).
- [5] Somanathan, A., Lakkoju, S., Bhagavan, M.K. and Natarajan, P., "Designing and Evaluation of an Experimental Attitude Determination system Using Sun Sensor and Magnetometer," *Spacecraft Motion Simulator and associated Modeling for Realistic Hardware-In-Loop Simulation*, *16th National Conference on Machines and Mechanisms (iNaCoMM2013)*, IIT Roorkee, India, Dec 18-20 2013
- [6] 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 (JoSS)*, Vol. 4, No. 1, 2015, pp. 315-328.
- [7] Tavakkoli, A.H., Yazdaniyan, M., Koolivand, Y., Shahravi, M., Momeni, M. and Dehghan, S.M.M., "Designing and Evaluation of an Experimental Attitude Determination