

کالیبراسیون حسگر ژيروسکوپ سه محوره‌ی ممز

حسین سبحانی پور^۱، محسن رضائی^۲

۱دانشجوی کارشناسی ارشد برق کنترل، دانشگاه شهید بهشتی، h.sobhanipour@ace.sbu.ac.ir

۲دانشجوی دکتری هوا فضا دینامیک پرواز و کنترل، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

تاریخ دریافت: ۹۳/۱۲/۲۷ تاریخ پذیرش: ۹۴/۷/۲۲

چکیده

در این مقاله، کاربردی نو از یک حسگر ژيروسکوپ ممز (MEMS) ارزان قیمت برای تعیین وضعیت یک ماهواره کوچک، ارائه و مراحل کالیبراسیون این حسگر شرح داده شده است. از آنجاکه کاربرد مورد نظر ماهواره بوده است و در این وسیله عملاً شتاب گرانش بی اثر خواهد بود در این تحقیق برای اولین بار تاثیر بایاس گرانش بر داده‌های حسگر دیده شده و با پیشنهاد یک روش نو میزان این اثر، محاسبه و در کالیبراسیون لحاظ شده است. برای کالیبراسیون این حسگر از یک میز چرخان دقیق تک محوره استفاده و با توجه به تأثیر تغییرات دمایی بر بایاس و ضریب مقیاس، روشی برای حذف اثر منفی این خطاها از طریق جبران‌سازی دمایی ارائه می‌شود. این حسگر سه محوره از نصب متعامد سه ژيروسکوپ شکل گرفته است. با توجه به دشواری دسترسی به میز چرخان سه محوره، روشی بر پایه‌ی استفاده از میز چرخان تک محوره برای حذف خطای عدم تراز بودن (Misalignment) استفاده شده است. خطای عدم هم‌ترازی با قرار دادن حسگر در وضعیت‌های متفاوت و چرخش میز در سرعت‌های مختلف به طور قابل ملاحظه‌ای حذف شده است. نتایج آزمایشگاهی، صحت روش پیشنهادی برای کالیبراسیون حسگر ژایروی ممز سه محوره را تأیید می‌کند.

کلیدواژه

کالیبراسیون، ژایروی سه محوره‌ی ممز، تعیین وضعیت ماهواره، جبران‌سازی دمایی.

مقدمه

چرخان به عنوان مرجع دقیق استفاده می‌شود [۱۰ و ۱۱]. میز چرخان وسیله‌ای برای ایجاد سرعت‌های دورانی با دقت بالا است. خطاهای حسگر، شامل خطای عدم تراز بودن، بایاس و خطای ضریب مقیاس است. خطاهای عدم تراز بودن و ضریب مقیاس با اندازه‌ی سرعت زاویه‌ای رابطه مستقیم دارند، بنابراین با افزایش سرعت چرخش، نمود بیشتری خواهند داشت. خطاهای حسگرهای اینرسی را می‌توان به دو دسته‌ی تصادفی و معین تقسیم کرد [۱۲]. خطاهای تصادفی شامل دریافت بایاس و دریافت ضریب مقیاس است [۱۳] و سرعت زاویه‌ای، با وجود این خطاها پس از گذشت زمان تغییر می‌کند. منابع خطاهای معین شامل بایاس، خطای ضریب مقیاس و عدم تراز بودن است که با کالیبراسیون در محیط آزمایشگاه قابل حذف هستند. برای حسگرهای ارزان قیمتی همچون حسگرهای ممز، خطاها خیلی بزرگ هستند و معمولاً به علت وابستگی آنها به عوامل محیطی، خصوصاً دما، تکرارپذیری ضعیفی دارند [۱۴]. مقدار بایاس و ضریب مقیاس به دست آمده در نتیجه‌ی روند کالیبراسیون، به علت

یکی از وظایف اصلی در کنترل حلقه بسته وضعیت یک فضاپیما، تعیین وضعیت آن، نسبت به یک دستگاه مرجع برای بستن حلقه کنترلی است. از روش‌های معمول برای تعیین وضعیت، تلفیق داده‌های حسگر ژایرو با سایر حسگرهای تعیین وضعیت، همچون حسگر ستاره و یا حسگر مغناطیسی است [۱، ۲، ۳ و ۴]. این کار معمولاً با استفاده از سه حسگر ژایرو متعامد انجام می‌شود. یکی از مسائل اساسی در تعیین وضعیت، شناسایی خطا، مدل‌سازی و کالیبراسیون حسگر است [۵]. معمولاً برای تعیین وضعیت یک فضاپیما در حین مأموریت با دقت بالا از ژایروهای پرهزینه‌تر از میز چرخان، وزن و قیمت استفاده می‌شود [۶ و ۷]. برای به کارگیری یک ژایروی ارزان قیمت نیاز به کالیبراسیونی دقیق است. به طور معمول برای حسگرهای ژایرو، هم قبل از پرتاب ماهواره و هم پس از پرتاب آن، کالیبراسیون انجام می‌شود [۸ و ۹]. پس از پرتاب ماهواره، مرجع مناسبی برای مقایسه و کالیبراسیون موجود نیست و معمولاً سرعت زاویه‌ای مرجع تخمین زده می‌شود. در حالی که برای کالیبراسیون بر روی زمین و قبل از پرتاب، از میز

تفاوت دمایی محیط عملکردی با محیط کالیبراسیون، برابر نخواهد بود [۱۵]. از این رو نیاز برای توسعه‌ی مدل‌های دمایی دقیق، قابل اطمینان و کارا برای استفاده‌های برخط وجود دارد. در استاندارد IEEE شماره‌ی ۱۴۳۱ [۱۶]، ویژگی‌ها و الزامات تست مربوط به ژيروسکوپ ارتعاشی کوریولیس^۱ (CVG) تک محوره، که ژایروهای ممز را هم شامل می‌شود بیان شده و روندی برای تست ژيروسکوپ ارتعاشی کوریولیس تک محوره آماده شده است. اما این رویه برای سیستم‌های ژایروی چند محوره توضیح داده نشده است. در [۱۷] از روش واریانس آلن^۲ برای مشخص کردن نویز در حسگرهای ممز استفاده شده است. روش کالیبراسیون «شش وضعیت» برای تخمین خطاهای معین حسگر همچون بایاس، ضریب مقیاس و عدم تراز بودن به کار برده شده است و مدل تغییرات دمایی مؤثری پیشنهاد داده شده است [۱۰]. کاربرد حسگر ژایروی سه محوره برای یک کاوشگر را توضیح داده است. همچنین روشی برای کالیبراسیون حسگر با استفاده از میز چرخان تک محوره توسعه داده شده است. در [۱۸] روشی برای کالیبراسیون حسگرهای ژایروی فیبر نوری بر اساس روش شناسایی سیستم‌ها ارائه شده است. در [۱۱] تست‌های کالیبراسیون حسگر اینرسی برای به دست آوردن پارامترهای کالیبراسیون بیان شده است.

$$\begin{bmatrix} \bar{\omega}_x \\ \bar{\omega}_y \\ \bar{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + B + B_g \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + S \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + M \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$B = \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix}, B_g = \begin{bmatrix} B_{a_{xx}} & B_{a_{xy}} & B_{a_{xz}} \\ B_{a_{yx}} & B_{a_{yy}} & B_{a_{yz}} \\ B_{a_{zx}} & B_{a_{zy}} & B_{a_{zz}} \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} \delta S_x & 0 & 0 \\ 0 & \delta S_y & 0 \\ 0 & 0 & \delta S_z \end{bmatrix},$$

$$M = \begin{bmatrix} 1 & m_{xy} & m_{xz} \\ m_{yx} & 1 & m_{yz} \\ m_{zx} & m_{zy} & 1 \end{bmatrix}$$

که در آن $\omega_{x,y,z}$ سرعت‌های زاویه‌ای واقعی اعمال شده به حسگرها در سه راستا، $\bar{\omega}_{x,y,z}$ داده خوانده شده از حسگر در هر راستا، B بردار بایاس ثابت که المان‌های آن بیان گر بایاس ثابت در هر محور، B_g ماتریس ضرایب بایاس گرانش، $a_{x,y,z}$ شتاب وارد شده بر حسگرها، S ماتریس قطری خطای ضریب مقیاس، M ماتریس ضرایب خطای عدم تراز بودن و $w_{x,y,z}$ نویزهای تصادفی هستند. حساسیت سنسورهای ممز نسبت به تغییرات دمایی قابل چشم پوشی نیست و باید در کالیبراسیون لحاظ گردد، که روند آن در بخش جبران سازی دمایی بیان شده است.

روش کالیبراسیون

مدل حسگر و تجهیزات تست

بسته‌ی حسگر، با استفاده از ژایروهای ممز آنالوگ دیوایس^۳ ساخته شده است؛ سه حسگر ژایروی تک محوره‌ی ADXRS646، سرعت زاویه‌ای در راستاهای x ، y و z را اندازه می‌گیرند. خروجی حسگرها، آنالوگ است و داده‌های آن با استفاده از مبدل آنالوگ به دیجیتال ۲۴ بیت به دیجیتال تبدیل شده‌اند. ویژگی‌های حسگر، مطابق با [۱۹] به شرح جدول ۱ است.

خطاهای ناپایداری بایاس و گام تصادفی زاویه در دسته‌ی خطاهای تصادفی قرار می‌گیرند و با رسم نمودار واریانس آلن قابل محاسبه هستند ولی با توجه به موضوع این مقاله، توجه بر روی خطاهای معین است و به آنها پرداخته نمی‌شود.

میز چرخان تک محوره‌ی استفاده شده در کالیبراسیون، دارای محدوده‌ی سرعت ۰/۱ تا ۱۰۰ درجه بر ثانیه و رزولوشن ۰/۱ درجه بر ثانیه است و قابلیت فرمان گرفتن از کامپیوتر را دارد. برای کالیبره کردن هر کدام از ژایروهای بسته‌ی حسگر، یک نگهدارنده‌ی L-شکل طراحی و روی میز چرخان قرار داده شده

تفاوت دمایی محیط عملکردی با محیط کالیبراسیون، برابر نخواهد بود [۱۵]. از این رو نیاز برای توسعه‌ی مدل‌های دمایی دقیق، قابل اطمینان و کارا برای استفاده‌های برخط وجود دارد. در استاندارد IEEE شماره‌ی ۱۴۳۱ [۱۶]، ویژگی‌ها و الزامات تست مربوط به ژيروسکوپ ارتعاشی کوریولیس^۱ (CVG) تک محوره، که ژایروهای ممز را هم شامل می‌شود بیان شده و روندی برای تست ژيروسکوپ ارتعاشی کوریولیس تک محوره آماده شده است. اما این رویه برای سیستم‌های ژایروی چند محوره توضیح داده نشده است. در [۱۷] از روش واریانس آلن^۲ برای مشخص کردن نویز در حسگرهای ممز استفاده شده است. روش کالیبراسیون «شش وضعیت» برای تخمین خطاهای معین حسگر همچون بایاس، ضریب مقیاس و عدم تراز بودن به کار برده شده است و مدل تغییرات دمایی مؤثری پیشنهاد داده شده است [۱۰]. کاربرد حسگر ژایروی سه محوره برای یک کاوشگر را توضیح داده است. همچنین روشی برای کالیبراسیون حسگر با استفاده از میز چرخان تک محوره توسعه داده شده است. در [۱۸] روشی برای کالیبراسیون حسگرهای ژایروی فیبر نوری بر اساس روش شناسایی سیستم‌ها ارائه شده است. در [۱۱] تست‌های کالیبراسیون حسگر اینرسی برای به دست آوردن پارامترهای کالیبراسیون بیان شده است.

با توجه به بررسی‌های صورت گرفته در منابع، که قسمتی از آن به اختصار در بالا بیان شد، توجه به اثر شتاب بر داده‌های خروجی حسگر در هیچکدام از مقالات مذکور مدنظر قرار نگرفته و مقاله‌ی پیشی رو، رویکردی نو با توجه به کاربرد خاص فضایی در تعیین وضعیت ماهواره را بیان می‌کند. به صورت دقیق‌تر می‌توان نوآوری-های مقاله‌ی حاضر را در دو موضوع زیر دسته‌بندی کرد:

۱- کاربرد خاص فضایی برای تعیین وضعیت ماهواره در محیطی عاری از شتاب خطی

۲- حذف اثر بایاس وابسته به شتاب گرانش موجود در خروجی حسگر

در این مقاله پس از بیان مقدمه و بررسی پیشینه‌ی تحقیق به بررسی منابع خطای حسگر و مدل حاکم بر ورودی و خروجی آن پرداخته و در ادامه روش کالیبراسیون در دو بخش دمای ثابت و جبران‌سازی دمایی ارائه شده است. در پایان، نتیجه‌گیری و جمع‌بندی کار بیان شده است.

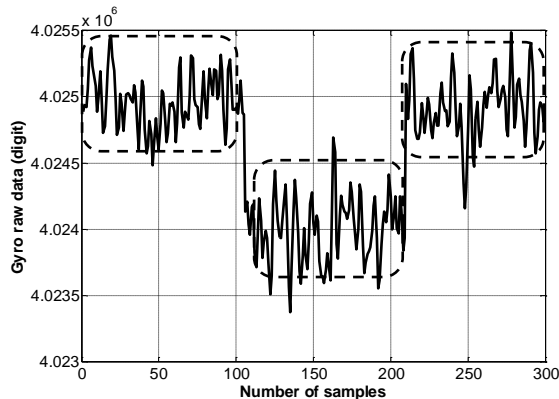
منابع خطا و مدلسازی

برای کالیبراسیون حسگر، نیاز به تبیین مدل دقیق خطا است. در عملیات کالیبراسیون، کلیه‌ی ثوابت مدل خطا مشخص می‌گردند. منظور از مدل خطا، بیان رابطه‌ی بین ورودی سرعت زاویه‌ی عملی به ژایرو و خروجی حس شده توسط آن است. در مراجع، مدل‌های

1 Coriolis Vibratory Gyro
2 Allan Variance

3 Analog Devices

برای دیدن اثر شتاب گرانش، حسگر به اندازه ۹۰ درجه مطابق شکل ۱ چرخانده شده و خروجی ژایرو ثبت می‌شود. تأثیر شتاب گرانش بر خروجی حسگر در شکل ۲ به وضوح قابل مشاهده است.



شکل ۲. تأثیر شتاب گرانش بر خروجی ژایرو

برای حذف اثر این بایاس، در بخش جبران سازی دمایی روشی پیشنهاد شده است.

با فرض حذف اثر بایاس ثابت و بایاس وابسته به شتاب گرانش برای تبدیل ارقام دیده شده در خروجی حسگر (ناشی از مبدل آنالوگ به دیجیتال) به واحد درجه بر ثانیه نیاز به استخراج منحنی ضریب مقیاس می‌باشد.

برای استخراج منحنی ضریب مقیاس باید معادل درجه بر ثانیه‌ی هر کدام از ارقام خروجی حسگر مشخص شود، برای این منظور، حسگر در راستای محور دوران میز چرخان قرار گرفته و سرعت دورانی میز از ۵۰ تا ۱۰ درجه بر ثانیه با گام‌های ۱۰ درجه بر ثانیه‌ای کاهش یافته و سپس در سرعت ۱ و ۰/۵ درجه بر ثانیه چرخیده است. میز، در هر کدام از سرعت‌ها در جهت ساعتگرد و پادساعتگرد چرخیده و ارقام خروجی حسگر ثبت شده است. به ترتیب، چرخش در جهت ساعتگرد و پادساعتگرد به عنوان سرعت زاویه‌ای مثبت و منفی در نظر گرفته شده‌اند. به عنوان مثال، ابتدا میز با سرعت زاویه‌ای ۵۰ درجه بر ثانیه در جهت ساعتگرد و سپس با همان سرعت در جهت پادساعتگرد دوران کرده و همین فرایند برای سرعت‌های زاویه‌ای پایین‌تر نیز تکرار شده است، که شکل ۳ نشان دهنده‌ی این روند می‌باشد. در واقع برای هر سرعت زاویه‌ای مبنا (سرعت زاویه‌ای میز چرخان)، ارقام خروجی‌ای ثبت شده است، با رسم نمودار سرعت زاویه‌ای مبنا بر حسب ارقام خروجی حسگر و عبور دادن نزدیک‌ترین خط ممکن به داده‌ها با استفاده از روش حداقل مربعات، شکل ۴ به دست می‌آید. پس از این با به کارگیری معادله‌ی درجه‌ی یک حاکم بر خط رسم شده در شکل ۴ می‌توان ارقام خروجی ژایرو را به معادل درجه بر ثانیه‌ی آن مقیاس کرد.

این فرایند باید برای هر کدام از حسگرهای بسته‌ی سه محوره انجام گردد لذا با توجه به تک محوره بودن میز چرخان دقیق و

است. نگهدارنده، همراستا شدن محور چرخش میز و هر کدام از محورهای بسته‌ی حسگر را امکان پذیر می‌کند.

جدول ۱. مشخصات حسگر ADXRS646

ویژگی	مقدار	واحد
ناپایداری بایاس ^۴	۱۲	Deg/h
گام تصادفی زاویه ^۵	۰/۰۱	Deg/ \sqrt{s}
غیرخطی‌گی	۰/۰۱	% از حداکثر مقیاس
انحراف دمایی ضریب مقیاس	$\pm 6/5$	%
انحراف دمایی بایاس ثابت	± 3	Deg/s

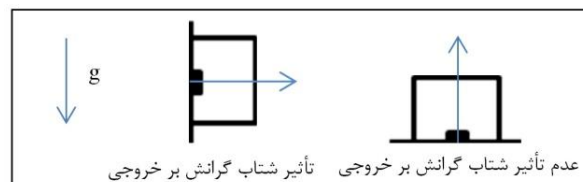
کالیبراسیون در دمای ثابت

برای کالیبراسیون دقیق حسگر باید تأثیر دما در نظر گرفته شود، ولی برای پیش‌گیری از پیچیدگی مباحث، چگونگی حذف اثر دما در فصل جبران‌سازی دمایی به صورت مبسوط بیان خواهد شد. با این توضیح با فرض عدم تأثیر دما، کالیبراسیون را می‌توان شامل چهار مرحله زیر دانست:

- حذف بایاس ثابت
- حذف بایاس وابسته به شتاب
- رسم منحنی ضریب مقیاس
- حذف اثر عدم تراز بودن

ترتیب مراحل بیان شده حائز اهمیت است. برای حذف بایاس ثابتی که در خروجی ظاهر می‌شود، حسگر در حالت سکون و بدون هیچ چرخشی روی میز، ثابت قرار داده می‌شود و خروجی آن برای زمان محدودی ذخیره می‌گردد، با میانگین‌گیری از نتایج ذخیره شده و حذف آن از داده‌های بعدی حسگر، مرحله‌ی اول به سادگی انجام می‌پذیرد.

در حین کالیبراسیون تنها شتاب وارده بر حسگر، شتاب گرانش بوده و بایاس وابسته به آن، روی حسگری که در راستای این شتاب قرار گرفته، اثری ندارد. اما وقتی ژایرو چرخانده شود، (مثلاً مطابق شکل ۱) بایاس شتاب گرانش اثرگذار خواهد بود.



شکل ۱. چگونگی تأثیر شتاب گرانش در شکل نشان داده شده است.

4 Bias Instability
5 Angel Random Walk

$$A = [\omega_x^{CW} \omega_x^{CCW} \omega_y^{CW} \omega_y^{CCW} \omega_z^{CW} \omega_z^{CCW}]_{3 \times 6} \quad (4)$$

از اندازه‌گیری خروجی‌های بسته حسگر سه محوره، شش بردار سرعت زاویه‌ای ایجاد شده، که با قرار دادن آنها به شکل ستونی، ماتریسی 3×6 به شکل زیر بدست خواهد آمد.

$$Y = [\bar{\omega}_x^{CW} \bar{\omega}_x^{CCW} \bar{\omega}_y^{CW} \bar{\omega}_y^{CCW} \bar{\omega}_z^{CW} \bar{\omega}_z^{CCW}]_{3 \times 6} \quad (5)$$

که در روابط بالا $(\omega_{x,y,z}^{CCW})$ سرعت زاویه‌ای اعمال شده به حسگر در جهت ساعتگرد (پادساعتگرد) در راستاهای x ، y و z و $(\bar{\omega}_{x,y,z}^{CW})$ مقادیر اندازه‌گیری شده‌ی خروجی حسگر در جهت ساعتگرد (پادساعتگرد) در راستاهای x ، y و z هستند. با فرض این که ماتریس خطا به صورت زیر در نظر گرفته شود:

$$E = \begin{bmatrix} 1 + \delta S_x & m_{xy} & m_{xz} \\ m_{yx} & 1 + \delta S_y & m_{yz} \\ m_{zx} & m_{zy} & 1 + \delta S_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

می‌توان رابطه (۳) را به صورت (۷) بازنویسی کرد:

$$Y_{3 \times 6} = E_{3 \times 3} A_{3 \times 6} \quad (7)$$

هدف، به دست آوردن المان‌های ماتریس خطا است و با استفاده از روش حداقل مربعات می‌توان آن را به صورت (۸) دست آورد:

$$E = Y(AA^T)^{-1}A^T \quad (8)$$

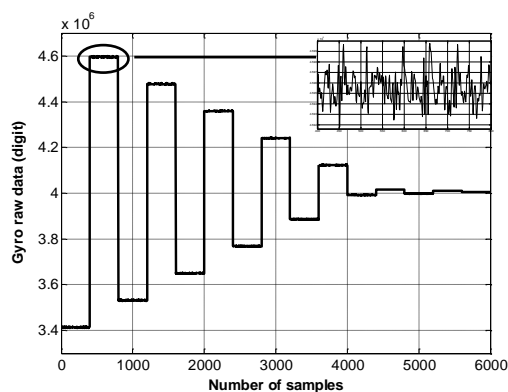
با ضرب معکوس ماتریس خطای E در مقادیر اندازه‌گیری شده‌ی حسگر خطاها حذف و حسگر کالیبره می‌شود.

جدول ۲. خطاهای ضریب مقیاس و عدم تراز بودن

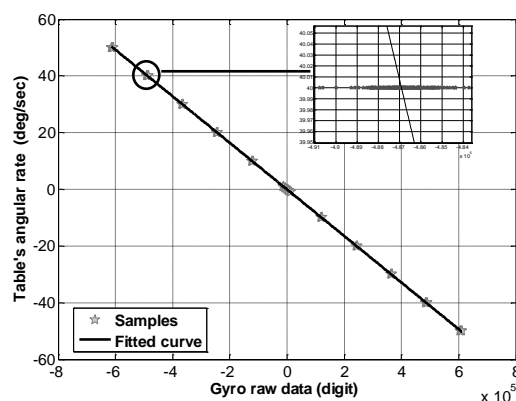
خطاها	ژایروی X	ژایروی Y	ژایروی Z
خطای ضریب مقیاس (%)	۰/۰۴	۰/۰۱	۰/۰۲
عدم تراز بودن	$m_{xz} = ۰/۰۰۵۰$ $m_{xz} = ۰/۰۰۲۷$	$m_{yx} = ۰/۰۰۲۴$ $m_{yz} = ۰/۰۰۵۵$	$m_{zx} = ۰/۰۰۰۷$ $m_{zy} = ۰/۰۰۰۱$

لازم به ذکر است، از آنجا که خطای عدم تراز بودن در سرعت‌های زاویه‌ای بالا نمود بیشتری دارد و تأثیر نویز در سرعت‌های پایین تشخیص دقیق المان‌های مربوط به عدم تراز بودن در ماتریس خطا را سخت می‌کند. از این رو باید بسته‌ی حسگر سه محوره را در حداکثر سرعت دورانی ممکن چرخاند. با توجه به درایه‌های ماتریس E ، در دمای 20 درجه‌ی سانتی‌گراد، خطای ضریب مقیاس و عدم تراز بودن در جدول ۲ آورده شده است.

لزم قرار گرفتن بسته‌ی حسگر در راستاهای مختلف از یک نگهدارنده‌ی با قابلیت نصب روی میز چرخان استفاده شده است.



شکل ۳. داده‌های خام ذخیره شده برای رسم منحنی ضریب مقیاس در دمای 20 درجه‌ی سانتی‌گراد



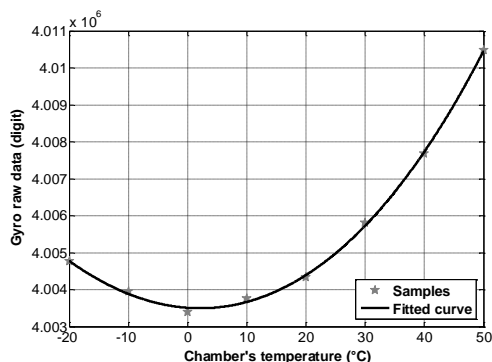
شکل ۴. نمودار داده‌های خام، نسبت به سرعت‌های دورانی مینا در دمای 20 درجه‌ی سانتی‌گراد

با توجه به حذف مقادیر بایاس ثابت و بایاس وابسته به شتاب گرانش زمین همانطور که در شکل ۴ دیده می‌شود نمودار، تقریباً از مبدأ عبور می‌کند. با توجه به حذف شدن بایاس‌ها در مراحل قبل و نادیده گرفتن نویز می‌توان رابطه (۱) را به شکل ذیل ساده کرد.

$$\begin{bmatrix} \bar{\omega}_x \\ \bar{\omega}_y \\ \bar{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + S \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + M \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \bar{\omega}_x \\ \bar{\omega}_y \\ \bar{\omega}_z \end{bmatrix} = (I_3 + S + M) \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

که در آن I_3 بیانگر ماتریس همانی 3×3 است. با توجه به روش ارائه شده در [۱۸] برای حذف اثر عدم تراز بودن، بسته‌ی حسگر سه محوره، حول هر سه راستا قرار داده شده و با یک سرعت مشخص در جهت ساعتگرد و پادساعتگرد چرخانده می‌شود که این سرعت‌ها ماتریس 3×6 سمت راست رابطه (۳) را به صورت زیر ایجاد می‌کنند.



شکل ۷. نمودار بایاس برحسب دما برای ژایروی نصب شده حول محور y وقتی بسته‌ی حسگر سه محوره حول محور x قرار گرفته است.

روش پیشنهادی برای حذف اثر بایاس وابسته به گرانش برای هر حسگر به این صورت است که با توجه به این که شتاب گرانش بر حسگری که در راستای شتاب قرار دارد اثری ندارد، منحنی بایاس بر حسب دمای مربوط به آن حسگر، به عنوان مرجع در نظر گرفته می‌شود. وقتی بسته‌ی حسگر سه محوره ۹۰ درجه چرخانده شود، اثر بایاس گرانش روی حسگر دیده خواهد شد، در این حالت نیز منحنی بایاس بر حسب دمای آن حسگر رسم می‌شود. که در شکل ۸ دیده می‌شود. با محاسبه‌ی تفاضل نمودار بایاس بر حسب دمای حالت اول و حالت دوم، منحنی اثر بایاس گرانش به دست آمده که نمودار آن در شکل ۹ قابل مشاهده است.

برای حذف اثر بایاس گرانش، وقتی حسگر در حالت دوم قرار دارد، از منحنی به دست آمده (شکل ۹) استفاده می‌شود. این روند برای وقتی که بسته‌ی سه محوره در راستای حسگر سوم هم قرار گیرد انجام می‌شود و اثر بایاس گرانش در این حالت هم حذف می‌گردد.

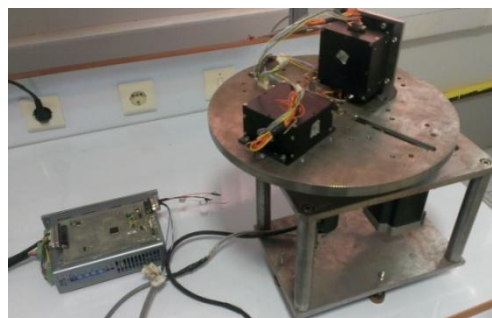
بعد از حذف اثر دما بر بایاس حسگرها، تأثیر دما بر ضریب مقیاس مورد بررسی قرار خواهد گرفت. با تکرار روند مربوط به یافتن منحنی ضریب مقیاس در هر دما برای هر حسگر، که در بخش قبل توضیح داده شد، برای هر دمای مشخص، یک منحنی ضریب مقیاس به دست خواهد آمد. روند پیشنهادی به این صورت است که منحنی درجه یک برای ضریب مقیاس در هر دما به صورت رابطه‌ی (۹) در نظر گرفته می‌شود.

$$\omega = p_1(T_i)\bar{\omega} + p_2(T_i), i = 1, \dots, 8 \quad (9)$$

که در آن $p_1(T_i)$ و $p_2(T_i)$ به ترتیب، ضریب مقیاس و عرض از مبدأ نمودار داده‌های خام، نسبت به سرعت‌های دورانی مبنا است (شکل ۴). ضرایب p_1 و p_2 وابسته به تغییرات دما بوده و برای دماهای مختلف باید محاسبه شوند. شکل ۱۰ منحنی تغییرات ضریب مقیاس (p_1) بر حسب دما را نشان می‌دهد که از سوار

جبران سازی دمایی

با توجه به وابستگی بایاس و ضریب مقیاس حسگر ژایرو به تغییرات دما [۱۴، ۱۷ و ۲۰] برای کالیبراسیون دقیق حسگر، جبران سازی دمایی الزامی است. برای جبران‌سازی دمایی به تجهیزاتی از قبیل محفظه حرارتی قابل کنترل و میز چرخان نیاز است. میز چرخان استفاده شده در این تحقیق تک محوره بوده و در شکل ۵ قابل مشاهده است. در شکل ۶ نیز نمایی از داخل بسته‌ی حسگر ژایروی سه محوره نشان داده شده است.



شکل ۵. میز چرخان تک محوره به همراه بسته‌های حسگر ژایروی سه محوره‌ی نصب شده روی آن.

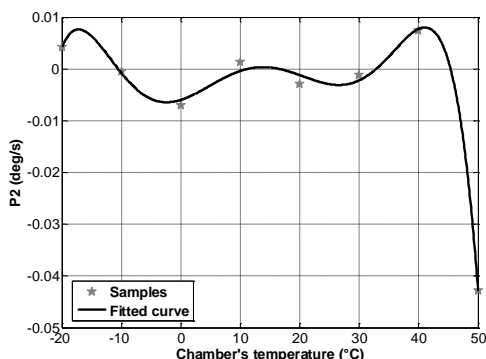


شکل ۶. نمایی از داخل بسته‌ی حسگر ژایروی سه محوره‌ی ممز

به‌علاوه ژایروها باید مجهز به حسگر دمایی باشند تا بتوان با کمک آن اثر تغییرات دما را حذف و جبران‌سازی دمایی را انجام داد. در این آزمایش میز چرخان را در محفظه قرار داده و تغییرات دمای محفظه به نحوی برنامه‌ریزی شده است که از دمای ۲۰- درجه سانتیگراد و با نمو ۱۰ درجه سانتیگراد تا دمای ۵۰ درجه سانتیگراد تغییر نماید.

در هر مرحله نیاز به زمانی برای پایداری و هم‌دمایی محفظه با حسگرها است. در این آزمایش زمانی در حدود ۴۵ دقیقه برای این مهم در نظر گرفته شده است. در هر نقطه دمایی بایاس حسگرها بر مبنای توضیحات داده شده در بخش قبل، محاسبه و نقاط بایاس برحسب دما ثبت می‌شود. با استفاده از داده‌های ثبت شده، بین این نقاط یک منحنی عبور داده می‌شود، که در این آزمایش استفاده از یک تابع درجه چهار ترجیح داده شده است. در شکل ۷ نمودار مربوط به یکی از حسگرها آورده شده است.

وجود خواهد داشت و حسگر باید با توجه به دمایش از منحنی مختص به آن دما برای تبدیل ارقام خروجی به درجه بر ثانیه استفاده کند.



شکل ۱۱. منحنی تغییرات p2 بر حسب دما

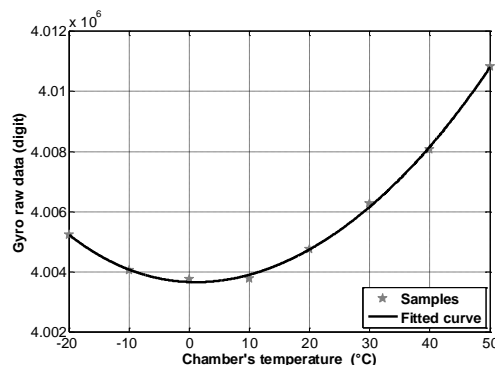
نتایج کالیبراسیون

در این بخش داده‌های کالیبره شده‌ی حسگر با پارامترهای موجود در دیتاشیت مقایسه شده و بهبود عملکرد حسگر قابل مشاهده است. از طرف دیگر اختلاف داده‌های حسگر نسبت به سرعت مبنا، قبل و بعد از کالیبراسیون، ارزیابی شده‌اند. در انتها نیز، بودجه‌بندی سهم تأثیر هر کدام از خطاها به تفکیک بیان شده است.

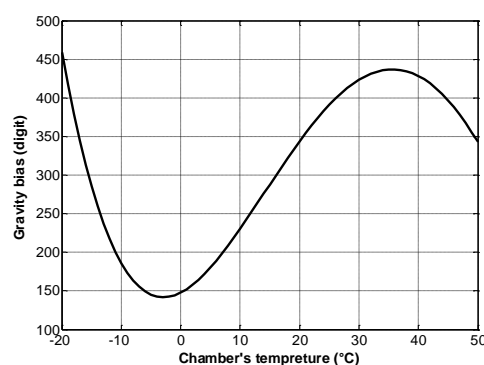
میزان تغییر بایاس با دما در دیتاشیت به این صورت بیان شده است که برای تغییر دما از ۲۵ تا ۱۰۵ یا ۲۵ تا -۴۰ درجه‌ی سانتیگراد بایاس حسگر به طور میانگین به اندازه‌ی ± 3 درجه بر ثانیه تغییر می‌کند [۱۹]. به عنوان نمونه، پس از بررسی داده‌های حسگر نصب شده در راستای z بسته‌ی حسگر، مشخص شد که با تغییر دما از -۲۰ تا ۵۰ درجه‌ی سانتیگراد، حداکثر تغییر بایاس برابر $1/41$ درجه بر ثانیه است که حاکی از آن است که اگر بایاس متغیر با دما در بازه‌ی ذکر شده حذف نشود، خروجی حسگر حدود $1/41$ درجه بر ثانیه انحراف خواهد داشت، اما در صورت استفاده از منحنی بایاس بر حسب دمای پیشنهاد شده، بایاس دمایی حذف شده و حداکثر تغییرات در محدوده‌ی دمایی یاد شده در حدود $0/01$ درجه بر ثانیه می‌شود.

همچنین میزان تغییر ضریب مقیاس با دما در دیتاشیت به این صورت بیان شده است که این پارامتر در محدوده‌ی دمایی تعریف شده به طور میانگین به اندازه‌ی $\pm 6/5$ درصد تغییر می‌کند [۱۹] که پس از بررسی داده‌های حسگر نصب شده در راستای z بسته‌ی حسگر، مشخص گردید که با تغییر دما از -۲۰ تا ۵۰ درجه‌ی سانتیگراد، حداکثر تغییر شیب نمودار درجه ۱ ضریب مقیاس برابر $0/76$ درصد است. کوچک بودن میزان تغییرات ضریب مقیاس نباید از اهمیت آن بکاهد زیرا اعدادی که در آن ضرب می‌شوند در

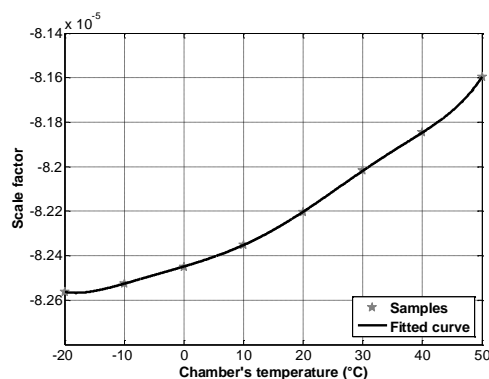
کردن یک تابع درجه شش بر نقاط $p1(T_i)$ ، $i=1,2,\dots,8$ به دست آمده است.



شکل ۸. نمودار بایاس بر حسب دما برای ژایروی نصب شده حول محور y وقتی بسته‌ی حسگر سه محوره حول محور y قرار گرفته است.



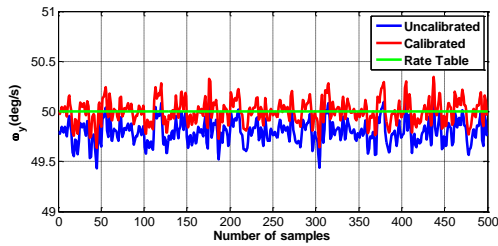
شکل ۹. منحنی اثر بایاس گرانش



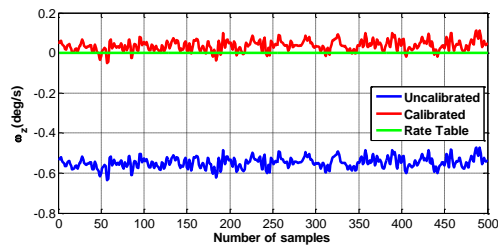
شکل ۱۰. منحنی تغییرات ضریب مقیاس در دماهای مختلف

منحنی تغییرات p2 در دماهای مختلف نیز با درجه‌ی مناسب (درجه‌ی شش) رسم می‌شود (شکل ۱۱). حال برای از بین بردن اثر دما بر ضریب مقیاس باید با توجه به دمای خوانده شده از حسگر، $p2$ و $p1$ را از روی نمودار شکل ۱۰ و ۱۱ تعیین کرد و سپس با استفاده از رابطه‌ی (۹) و قرار دادن ارقام خروجی حسگر به جای ω ، سرعت زاویه‌ای حسگر بر حسب درجه بر ثانیه (ω) را به دست آورد.

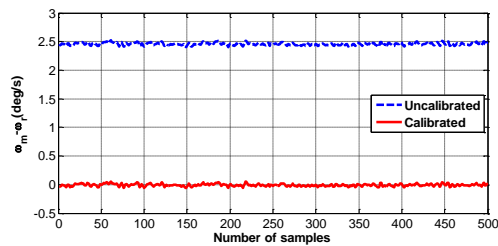
در واقع وقتی حسگر در دماهای مختلف قرار داده شده باشد و روند تغییر شیب و عرض از مبدأ منحنی ضریب مقیاس روشن باشد، برای هر نقطه‌ی دمایی، منحنی ضریب مقیاس جداگانه‌ای



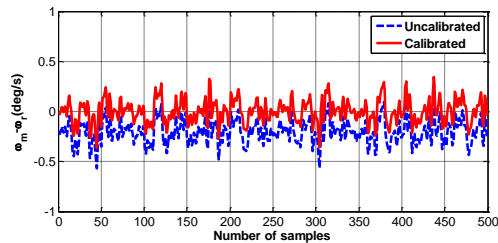
شکل ۱۳. مقایسه‌ی داده‌های حسگر نصب شده در راستای y قبل و بعد از کالیبراسیون



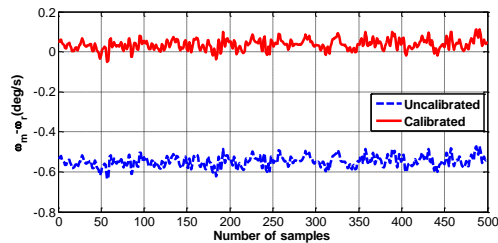
شکل ۱۴. مقایسه‌ی داده‌های حسگر نصب شده در راستای z قبل و بعد از کالیبراسیون



شکل ۱۵. خطای حسگر نصب شده در راستای x قبل و بعد از کالیبراسیون



شکل ۱۶. خطای حسگر نصب شده در راستای y قبل و بعد از کالیبراسیون



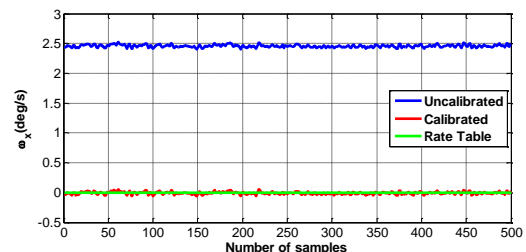
شکل ۱۷. خطای حسگر نصب شده در راستای z قبل و بعد از کالیبراسیون

خطای داده‌های حسگرها قبل و بعد از کالیبراسیون نیز، در شکل‌های ۱۵ تا ۱۷ آورده شده است. مجموع قدر مطلق حداکثر خطاها برابر با $4/36$ درجه بر ثانیه است که ناشی از جمع، $1/41$ درجه بر ثانیه (اثر بایاس متغیر با دما)، $2/5$ درجه بر ثانیه

حدود 4×10^{-6} هستند و این موضوع تأثیری در حدود $2/5$ درجه بر ثانیه داشته که ضرورت لحاظ کردن تغییر ضریب مقیاس با دما را نشان می‌دهد، اما با استفاده از روش پیشنهادی برای رسم نمودار ضریب مقیاس بر دما و استفاده از آن اثر خطای ناشی از تغییر ضریب مقیاس با دما به حدود $0/02$ درصد کاهش می‌یابد.

میزان تأثیر شتاب گرانش در دیتاشیت به طور میانگین برابر حداقل و حداکثر داده از نمودار شکل ۲، حداکثر میزان تأثیر این خطا برابر با $0/17$ درجه بر ثانیه به دست آمده است که این عدد اهمیت حذف تأثیر شتاب خطی را نمایان می‌کند. با میانگین‌گیری از هر بازه‌ی صد تایی در شکل ۲ و محاسبه‌ی اختلاف میانگین‌ها، تأثیر بایاس وابسته به شتاب گرانش به طور میانگین حدود $0/07$ درجه بر ثانیه به دست می‌آید. بر مبنای اطلاعات اعلام شده توسط سازنده‌ی میز دقت آن بهتر از $0/01$ درجه بر ثانیه است. با توجه به مقدار $0/07$ درجه بر ثانیه‌ای به دست آمده برای خطای بایاس گرانش - که این خطا در حدود ۷ برابر بیش از دقت میز است - می‌توان آن را به عنوان یک خطای معنی‌دار و قابل‌سنجش، توسط این میز در نظر گرفت. در نتیجه سهم خطای میز نسبت به خطای ناشی از تأثیر بایاس گرانش قابل‌نظر است.

در روند کالیبراسیون بیان شده، میز چرخان به عنوان مرجع با دقت بالا در نظر گرفته شده و برای بررسی صحت کالیبراسیون، خروجی‌های کالیبره شده‌ی حسگر با سرعت اعمالی به میز چرخان مقایسه شده‌اند به عبارت دیگر مرجع صحت‌گذاری، دقت بالای میز چرخان است. داده‌های حسگرها قبل و بعد از کالیبراسیون، زمانی که بسته‌ی حسگر در راستای محور y نصب شده و سرعت زاویه‌ای میز 50 درجه بر ثانیه است در شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ دیده می‌شود. برای بررسی اثر خطای عدم تراز بودن، میانگین زاویه‌ی بین بردارهای سرعت زاویه‌ای، قبل و بعد از حذف این خطا به دست آمده است، عدد حاصل، بیانگر میزان تأثیر خطای عدم تراز بودن بسته‌ی حسگر خواهد بود. میزان عدم تراز بودن بسته‌ی حسگر بررسی شده برابر با $0/28$ درجه بوده است.



شکل ۱۲. مقایسه‌ی داده‌های حسگر نصب شده در راستای x قبل و بعد از کالیبراسیون

magnetometer measurements,” in AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2004.

[6]J. Simpson, J. Badgley, K. McCaughey, K. Brown, P. Calhoun, E. Davis, et al., “Integration and Testing of the Lunar Reconnaissance Orbiter Attitude Control System,” in Aerospace Conference, 2011 IEEE, 2011, pp. 1-11.

[7]<http://www.northropgrumman.com/Capabilities/LN200sInertial/Documents/In200s.pdf>.

[8]X.-q. Chen and Y.-h. Geng, “On orbit calibration algorithm with star sensors of gyros,” Systems Engineering and Electronics, vol. 12, p. 039, 2005.

[9]J. A. Hashmall, M. Radomski, J. Sedlak, and R. Harman, “On-orbit calibration of satellite gyroscopes,” AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, pp.1-11, 2000.

[10]J. K. Bekkeng, “Calibration of a novel MEMS inertial reference unit,” Instrumentation and Measurement, IEEE Transactions on, vol. 58, pp. 1967-1974, 2009.

[11]G. A. Aydemir and A. Saranlı, “Characterization and calibration of MEMS inertial sensors for state and parameter estimation applications,” Measurement, vol. 45, pp. 1210-1225, 2012.

[12]S. Nassar, Improving the inertial navigation system (INS) error model for INS and INS/DGPS applications: University of Calgary, Department of Geomatics Engineering, Phd thesis, 2003.

[13]N. El-Sheimy, “Inertial techniques and INS/DGPS integration,” Engo 623-Course Notes, pp. 170-182, 2003.

[14]M. El-Diasty, A. El-Rabbany, and S. Pagiatakis, “Stochastic characteristics of temperature-dependent MEMS-based inertial sensor error,” in Proceedings of the 2006 National Technical Meeting of The Institute of Navigation, 2001, pp. 1017-1027.

[15]W. Abdel-Hamid, Accuracy enhancement of integrated MEMS-IMU/GPS systems for land vehicular navigation applications: University of Calgary, Department of Geomatics Engineering, PhD Thesis, 2005.

[16]“IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Coriolis Vibratory Gyros,” IEEE Std. 1431, 2004.

[17]P. Aggarwal, Z. Syed, X. Niu, and N. El-Sheimy, “A standard testing and calibration procedure for low cost MEMS inertial sensors and units,” Journal of navigation, vol. 61, pp. 323-336, 2008.

[18]J. A. F. Du Plessis, “An alternative gyroscope calibration methodology,” Faculty of engineering and the built environment, University of Johannesburg, PhD Thesis, 2013.

[19]<http://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADXRS646.pdf>

[20]M. El-Diasty, A. El-Rabbany, and S. Pagiatakis, “Temperature variation effects on stochastic characteristics for low-cost MEMS-based inertial sensor error,” Measurement Science and Technology, vol. 18, p. 3321, 2007.

تغییر ضریب مقیاس با دما)، ۰/۱۷ درجه بر ثانیه (اثر بایاس شتاب گرانش) و ۰/۲۸ درجه بر ثانیه (اثر عدم تراز بودن) است. بودجه‌بندی خطاها بر مبنای حداکثر تأثیر آنها مطابق با جدول ۳ قابل بیان است.

جدول ۳. بودجه‌بندی منابع خطای حسگر

درصد تأثیر	نوع خطا
۳۲/۳	تغییر بایاس با دما
۵۷/۳	تغییر ضریب مقیاس با دما
۳/۸	بایاس وابسته به شتاب گرانش
۶/۴	عدم تراز بودن

نتیجه‌گیری

در این مقاله نحوه کالیبراسیون دقیق حسگرهای ممز ژایرو برای استفاده در تعیین وضعیت ماهواره مورد بررسی قرار گرفت. این نوع از حسگرها به عنوان حسگرهایی با دقت کم و قیمت مناسب مشهور هستند، که معمولاً برای استفاده در کاربرد فضایی و برای تعیین وضعیت دقیق ماهواره استفاده نمی‌شوند. روش پیشنهادی می‌تواند به مقدار قابل ملاحظه‌ای دقت حسگرها را بهبود داده و امکان استفاده از آنها را در کاربردهای فضایی و برای تعیین وضعیت ماهواره فراهم آورد. پس از حذف خطاهای بایاس ثابت و ضریب مقیاس برای هر کدام از حسگرها، روشی نو برای حذف خطای ناشی از بایاس وابسته به شتاب گرانش پیشنهاد و خطای ناشی از عدم تراز بودن نیز به خوبی حذف شد. با توجه به تأثیر دما بر میزان خطا، جبران‌سازی دمایی حسگر نیز با روش ارائه شده انجام شد.

مرجع‌ها

- [1]R. Zhu, D. Sun, Z. Zhou, and D. Wang, “A linear fusion algorithm for attitude determination using low cost MEMS-based sensors,” Measurement, vol. 40, pp. 322-328, 2007.
- [2]H. Leeghim, Y. Choi, and B. A. Jaroux, “Uncorrelated unscented filtering for spacecraft attitude determination,” Acta Astronautica, vol. 67, pp. 135-144, 2010.
- [3]K. Xiong, T. Liang, and L. Yongjun, “Multiple model Kalman filter for attitude determination of precision pointing spacecraft,” Acta Astronautica, vol. 68, pp. 843-852, 2011.
- [4]X.-k. YUE and J.-p. YUAN, “Neural network-based GPS/INS integrated system for spacecraft attitude determination,” Chinese Journal of Aeronautics, vol. 19, pp. 233-238, 2006.
- [5]K.-L. Lai, J. Crassidis, and R. Harman, “Real-time attitude-independent gyro calibration from three-axis