

افزایش دقت ناوبری با جبران سازی پیش از پرتاب به وسیله گرانش و دوران زمین برای سیستم های ناوبری متصل به بدنه

تقوی، سید حسین*^۱، عبدلی حسین آبادی، ایوب^۲

۱- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه شهید رجایی

۲- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۱۱/۰۳ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۲/۳۰)

چکیده

بهترین کالیبراسیون برای حسگرهای اینرسی با گذر زمان اعتبار خود را از دست می دهد. در این مقاله یک روش عملیاتی برای جبران خطای مدل سازی حسگرهای بلوک ناوبری اینرسی متصل به بدنه پیشنهاد شده است تا احتیاج به کالیبراسیون مجدد را به میزان قابل قبولی جبران کند. با توجه به نیاز بلوک های متصل به بدنه به میز مخصوص برای کالیبراسیون، این روش باعث افزایش در دسترس بودن وسیله ای می شود که بلوک ناوبری در آن به کار می رود. در این روش با استفاده از شتاب گرانش محلی و سرعت دوران زمین، سعی می شود تا در زمان پیش از پرتاب، انحراف به وجود آمده در ضرایب کالیبراسیون جبران شود. برای بررسی اثربخشی این روش از سه آزمون مختلف استفاده شده و نشان داده شده است که روش پیشنهادی می تواند با جبران اثر تغییر ضرایب کالیبراسیون، درست در زمان پیش از پرتاب، خطای ناشی از تغییر ضرایب را در سطح قابل توجهی جبران کند.

واژه های کلیدی: ناوبری اینرسی، سیستم متصل به بدنه، کالیبراسیون، جبران سازی خطا

Improvement of Accuracy by Pre-launch Compensation with Earth's Gravity and Rotation Rate for SINS

Abstract

An accurate calibration of inertial sensors, loses its validity over time. In this paper, a practical method is proposed to compensate the modeling error of a strapdown inertial navigation system (INS) in order to resolve the requirement for re-calibration. Since strapdown INS needs a specific turntable for its calibration, this method improves the availability of flying object that equipped with strapdown INS. In this process, using the Earth's gravity and rotation rate, deviation of calibration coefficients will be compensated. To verify effectiveness of suggested method, three different tests are performed, and it is proved that the proposed technique decreases the part of navigation error that is related to calibration deviation.

Keywords: *Inertial Navigation, Strapdown System, Calibration, Error Compensation*

مقدمه

تمام حسگرها دارای دو مشخصه مهم هستند. دقت یک حسگر که بیانگر قابلیت اندازه‌گیری آن حسگر برای تحویل نتایج تا اندازه ممکن نزدیک به واقعیت است و صحت یک حسگر که معیاری از مشابهت مقادیر اندازه‌گیری شده از یک متغیر در تکرارهای مختلف است. دقت را می‌توان به‌عنوان بیشترین انحراف مقدار اندازه‌گیری شده از مقدار واقعی نیز تعریف نمود [۱]. متداول است که در مشخصات یک حسگر، به مقدار عدم دقت آن و به شکل درصدی از قرائت کامل اشاره می‌شود [۲].

با احتساب تمام اصولی که در مراحل طراحی و ساخت حسگرها رعایت می‌شود، همواره دو دسته خطا در خروجی آن‌ها وجود دارد. خطاهای سیستمی یا قطعی که ثابت هستند و خطاهای اتفاقی که به علت تغییرات مداوم، امکان مدل‌سازی و جبران کامل آن‌ها وجود ندارد [۳]. خطاهای سیستمی را به علت تکرارپذیر بودنشان می‌توان به‌وسیله یک فرآیند مناسب کالیبراسیون تصحیح نمود.

کالیبراسیون یک حسگر عبارت است از مقایسه خروجی آن با مجموعه‌ای از مقادیر مشخص (تحلیلی)، به‌منظور تعیین ضرایب و یا تخمین تابعی که خروجی آن حسگر را تا حد امکان به آن مقادیر معلوم نزدیک می‌کند [۲]. کالیبراسیون یک حسگر باعث افزایش دقت آن می‌شود، در حالی که بر صحت آن بی‌تأثیر است. به عبارت دیگر می‌توان گفت که هدف از کالیبراسیون، افزایش دقت است. حتی در حسگرهایی از مرتبه نظامی که علاوه بر کیفیت ساخت بالا، دارای مشخصه‌های رفتاری بسیار پایداری هستند، کالیبراسیون یک الزام متداول است. همواره ترجیح داده می‌شود تا به‌جای استفاده از خروجی خام یک حسگر، از خروجی جبران‌شده آن به‌وسیله کالیبراسیون استفاده گردد [۱].

ناوبری علم تعیین موقعیت و وضعیت یک جسم فیزیکی در یک مختصات مشخص است [۴]. روش‌های متعددی برای مسیریابی و تعیین موقعیت وجود دارد که هر یک مزایا و معایب مخصوص به خود را دارند. ناوبری اینرسی یکی از متداول‌ترین روش‌هاست که در آن موقعیت جسم بر اساس خروجی حسگرهای اینرسی (شتاب‌سنج و ژيروسکوپ) به‌روز می‌شود. مهم‌ترین مشکل این سیستم تجمع خطا با گذشت زمان است. ناوبری اینرسی به علت قابل شناسایی نبودن و ایمن

بودن نسبت به ارسال پارازیت، نوع غالب مورد استفاده در اکثر کاربردهای نظامی است [۵].

سامانه‌های ناوبری اینرسی به دو دسته صفحه پایدار و متصل به بدنه تقسیم می‌شوند. در نوع صفحه پایدار، پارامترهای حرکت (شتاب و سرعت زاویه‌ای) در دستگاهی محاسبه می‌شوند که نسبت به فضای اینرسی ثابت است. در سامانه‌های صفحه پایدار، حسگرهای اینرسی بر روی یک صفحه نصب می‌شوند که همواره نسبت به افق محلی، تراز نگه داشته می‌شود. کالیبراسیون این نوع از سیستم‌ها با انجام برخی تمهیدات به‌وسیله همین صفحه امکان‌پذیر است. در سیستم‌های متصل به بدنه، پارامترهای حرکت در دستگاه بدنی بیان می‌شوند. به این علت که در این سیستم حسگرها تمام حرکتی که جسم تجربه می‌کند را اندازه‌گیری می‌کنند، باید دارای بازه اندازه‌گیری بیشتری باشند [۴]. بنابراین حسگرهای مورد استفاده در سیستم متصل به بدنه باید بازه اندازه‌گیری بیشتری با دقت بالاتری داشته باشند. به‌علاوه به علت اتصال حسگرها به بدنه صلب بلوک، برای کالیبراسیون نیاز به میزهای مخصوص است. در واقع بلوک ناوبری پیش از نصب در محل خود، بر روی یک میز مخصوص محکم می‌شود تا کالیبره گردد. سپس بلوک کالیبره شده در محل اصلی خود نصب می‌شود. بنابراین فرآیند کالیبراسیون در بلوک‌های ناوبری متصل به بدنه نیاز به مقدمات پیچیده‌تری دارد. همان‌طور که بیان شد، سیستم صفحه پایدار به علت وجود صفحه متحرک و به‌واسطه دسترسی به برخی متغیرهای خاص امکان کالیبراسیون را در محل نصب شده خود دارد؛ در حالی که سیستم متصل به بدنه را تنها بعد از جداسازی می‌توان به وسیله یک میز دو یا سه درجه آزادی کالیبره نمود.

سه منبع اصلی خطا در سیستم‌های ناوبری اینرسی عبارتند از خطای حسگرها، خطای مربوط به تعیین وضعیت، موقعیت و سرعت اولیه جسم و خطای مربوط به مدل گرانش زمین [۶]. به این موارد خطای ناشی از محاسبات عددی را نیز باید افزود. در بین این منابع خطا، خطای مربوط به حسگرها بیشترین تأثیر را در دقت ناوبری دارد [۷].

در این مقاله، ابتدا کالیبراسیون بلوک ناوبری شرح داده شده و در مورد ضرورت کالیبراسیون مجدد بحث شده است. سپس اهمیت کالیبراسیون پیش از پرواز به شکل کامل بیان شده است. در ادامه یک روش ساده برای کالیبراسیون پیش از

کالیبراسیون یا جبران‌سازی می‌تواند به دو صورت پارامتریک و غیرپارامتریک صورت گیرد. در نوع پارامتریک که در این مطالعه از آن استفاده خواهد شد، رابطه جبران‌سازی از پیش معلوم بوده و تنها ضرایب این رابطه تخمین زده می‌شوند. این رابطه به مدل خطای حسگرهای اینرسی معروف است. مدل خطای مورد استفاده در این مقاله مطابق مدل معرفی شده در [۸] است که فرمول آن برای شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌های راستای محور X بلوک به ترتیب در روابط (۱) و (۲) آمده است.

$$A_x = S^+ a_x^+ + S^- a_x^- + b_x + (M_{xy}^+ a_y^+ + M_{xy}^- a_y^- + M_{xz}^+ a_z^+ + M_{xz}^- a_z^-) \quad (1)$$

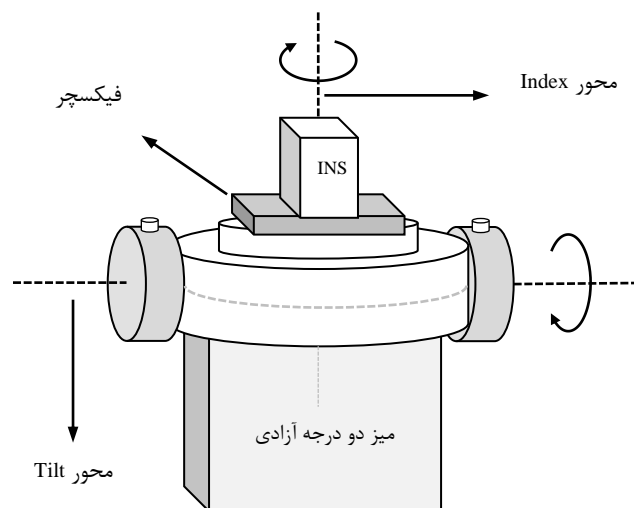
$$G_x = K^+ g_x^+ + K^- g_x^- + \hat{b}_x + (N_{xy}^+ g_y^+ + N_{xy}^- g_y^- + N_{xz}^+ g_z^+ + N_{xz}^- g_z^-) + F_i a_i + F_j a_j \quad (2)$$

این مدل خطا یک رابطه رگرسیون خطی چندگانه است [۹]. در این دو رابطه، A_x و G_x مقادیر معلوم یا تحلیلی شتاب و سرعت زاویه‌ای بوده و مقادیر a_i^+ و a_i^- نیز شتاب و سرعت زاویه‌ای واقعی، یا مقدار قرائت شده از خروجی حسگرهای اینرسی هستند. S و K ضریب مقیاس و b و \hat{b} بایاس نامیده می‌شوند. M_{ij}^+ و N_{ij}^+ ضرایب غیرهمراستایی بلوک بوده و F_i و F_j نیز مقادیر مؤثر شتاب بر ژيروسکوپ‌ها هستند. این که خروجی کدام شتاب‌سنج‌ها بر قرائت کدام ژيروسکوپ تأثیر می‌گذارد، وابسته به نحوه قرار گرفتن حسگرها در اجتماع حسگرهای اینرسی است. این دو مقدار به این دلیل در نظر گرفته شده‌اند که ژيروسکوپ‌های مورد استفاده از نوع خود-تنظیم و حساس به شتاب در راستاهای عمود بر محور غیر-حساس خود هستند. در صورت استفاده از ژيروسکوپ‌های لیزری و یا فیبر نوری نیازی به در نظر گرفتن این دو جمله در مدل خطای ژيروسکوپ‌ها نخواهد بود. دلیل جداسازی خروجی مثبت و منفی حسگرها که منجر به تخمین دو ضریب مقیاس و دو ضریب غیرهمراستایی متناظر برای هر حسگر می‌شود، کمک به حل مشکل عدم تقارن در حسگرهاست [۱۰]. روابط (۱) و (۲) مربوط به حسگرهای راستای محور X بلوک بوده و روابط مربوط به راستاهای Y و Z نیز مشابه همین روابط خواهد بود.

پرواز بلوک‌های ناوبری اینرسی متصل به بدنه ارائه گردیده است. در پایان نیز با استفاده از یک بلوک ناوبری اینرسی، روش پیشنهادی صحت‌سنجی شده است. باید توجه داشت اگرچه روش پیشنهادی از لحاظ اثربخشی در اندازه کالیبراسیون آزمایشگاهی (به‌وسیله میز دو یا سه درجه آزادی) نیست، اما قادر است بسیاری از مشکلات ناشی از عدم کالیبراسیون پیش از پرواز را مرتفع نماید.

کالیبراسیون بلوک ناوبری اینرسی

کالیبراسیون یک بلوک ناوبری اینرسی از نوع متصل به بدنه به‌وسیله یک میز دو یا سه درجه آزادی، مشابه آنچه در شکل (۱) نشان داده شده است، صورت می‌گیرد. در ابتدا بلوک ناوبری به‌وسیله یک فیکسچر با آزیموت معلوم، بر روی میز محکم و ثابت می‌شود. سپس میز با تغییر وضعیت حول محور-های خود، بلوک را در موقعیت‌های مختلف قرار داده و آن را با سرعت‌های متفاوت به حرکت درمی‌آورد. این مجموعه موقعیت‌ها و حرکات، تست‌های کالیبراسیون را تشکیل می‌دهند. خروجی حسگرها در این تست‌ها ذخیره شده و با مقادیر معلومی که به شکل تحلیلی و بعد از محاسبه نیروی گرانش محلی و حذف اثر دوران زمین محاسبه می‌شوند، مقایسه شده و اختلاف موجود تحت عنوان کالیبراسیون جبران‌سازی می‌گردد.



شکل ۱- میز دو درجه آزادی برای کالیبراسیون بلوک ناوبری اینرسی و محورهای اصلی آن

کالیبراسیون مجدد

همان‌گونه که بیان شد، هدف از کالیبراسیون یک حسگر جبران خطاهای سیستمی آن است. مهمترین خطاهای سیستمی عبارتند از بایاس، ضریب مقیاس و ضریب غیر-همراستایی [۱۱]. عوامل تصادفی مانند بایاس متغیر با روشن شدن [۱۲] و بایاس دینامیک به راحتی قابل مدل‌سازی نبوده و امکان جبران‌سازی آن‌ها به روش معمول وجود ندارد.

کالیبراسیون یک بلوک ناوبری اینرسی به هر میزانی از دقت که انجام شود، دارای یک عمر مشخص است. به عبارت دیگر کالیبراسیون صورت گرفته در یک بازه زمانی معتبر بوده و بعد از آن و با گذشت زمان از دقت کالیبراسیون کاسته می‌شود. می‌توان این مسئله را مشابه این فرض کرد که تمامی ضرایب کالیبراسیون وابسته به زمان هستند و در طول زمان و با لختی بسیار زیادی شروع به تغییر می‌کنند. مبحث کاهش اعتبار کالیبراسیون با گذر زمان یک مسئله اثبات شده است. بسیاری از حسگرهای نصب‌شده در صنایع مختلف در دوره‌های مشخصی باز-کالیبراسیون می‌شوند [۱۳]. این حسگرها معمولاً همواره برخط بوده و در حال استفاده شدن هستند، اما حسگر-های موجود در بلوک ناوبری اینرسی غالب عمر خود را در شرایط انبارداری و در حالی که خاموش هستند، می‌گذرانند. این واقعیت، مسئله تشخیص و لزوم باز-کالیبراسیون را برای بلوک‌های ناوبری اینرسی بسیار پیچیده‌تر و مشکل‌تر می‌کند. دلایل کم‌اعتبار شدن ضرایب کالیبراسیون با گذر زمان بسیارند که از این جمله می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- شرایط انبارداری (دما، رطوبت، امواج الکترومغناطیسی)

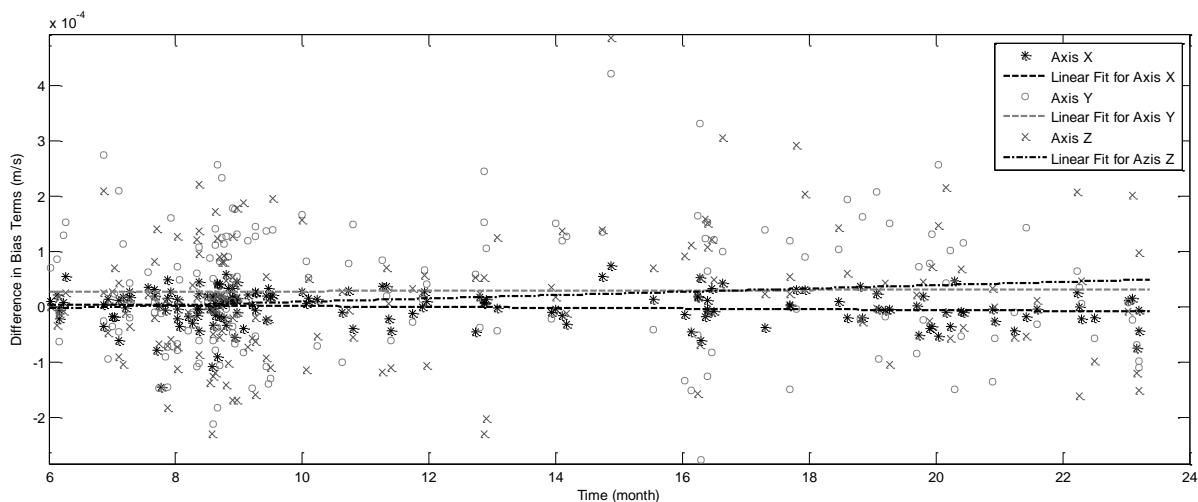
- حمل‌ونقل (ضربه و شوک)

• تحریک مداوم بر روی برخی از حسگرهای اینرسی حتی زمانی که خاموش هستند (شتاب‌سنج نصب شده در راستای نیروی گرانش زمین)

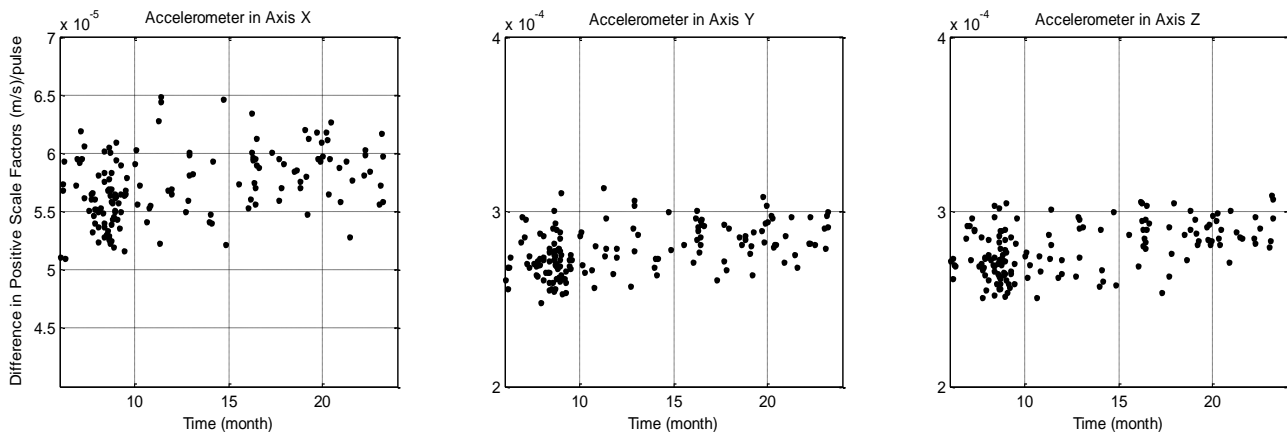
- مکانیک کوانتوم

در شکل (۲) میزان تغییر بایاس در شتاب‌سنج‌های تعدادی بلوک ناوبری اینرسی متصل به بدنه با فناوری مشابه نمایش داده شده است. تمام این بلوک‌ها فواصل ۶ الی ۲۴ ماه را در شرایط انبارداری و یک مرتبه حمل‌ونقل برای کالیبراسیون مجدد گذرانده‌اند. عدد بایاس برای شتاب‌سنج‌ها به‌طور میانگین از مرتبه 10^{-4} است. طبق شکل (۲) نه تنها تغییر قابل توجهی در بایاس شتاب‌سنج‌ها رخ داده است، بلکه به شکل معناداری تغییرات بایاس در شتاب‌سنج راستای X بلوک کمتر از دو راستای دیگر است. علت این تغییر به دلیل ساختار حسگر شتاب‌سنج و نحوه نصب آن در راستای محور X بلوک ناوبری و تفاوت آن نسبت به راستاهای Y و Z است. این میزان از تغییر به‌خصوص برای مدت زمان‌های کمتر از ۱۲ ماه قابل-توجه بوده و ضرورت و اهمیت کالیبراسیون مجدد را به‌خوبی نشان می‌دهد.

در شکل (۳) نیز نحوه تغییرات ضریب مقیاس مثبت همین شتاب‌سنج‌ها نشان داده شده است. عدد ضریب مقیاس نیز به‌طور میانگین از مرتبه 10^{-4} است. به علت وجود انتگرال-گیر، که نقش فیلترینگ را در خروجی شتاب‌سنج‌ها دارد، واحد بایاس و ضریب مقیاس بر حسب متر بر ثانیه بیان شده است.



شکل ۲- تغییر (اختلاف) در بایاس شتاب‌سنج‌ها در مجموعه‌ای از بلوک‌های ناوبری مشابه بر حسب گذر زمان (ماه)



شکل ۳- تغییر (اختلاف) در ضریب مقیاس مثبت شتاب‌سنج‌ها در مجموعه‌ای از بلوک‌های ناوبری مشابه بر حسب گذر زمان (ماه)

مهمترین مزیت این روش این است که نیازی به انجام هیچ‌گونه تغییر در محل نصب و یا خود بلوک ناوبری نیست. تنها کافی است تا حسگرهای بلوک برای مدت زمان مشخصی زودتر روشن شده و مورد استفاده قرار گیرند. در کالیبراسیون یک حسگر، میزان تحریک شدن آن توسط عامل خارجی (در این‌جا شتاب و سرعت زاویه‌ای) نقش اساسی را ایفا می‌کند. این واقعیت که در طول باز-کالیبراسیون با گرانش و دوران زمین بلوک ناوبری در جای خود ثابت است، باعث می‌شود تا برخی حسگرها به‌درستی تحریک نشوند. شتاب‌سنج‌های موازی با افق محلی در واقع تحریکی ندارند. از طرف دیگر تحریک شدن ژيروسکوپ‌ها نیز به زاویه قرار گرفتن بلوک ناوبری نسبت به زمین بستگی داشته و همواره میزان تحریک بر روی تمام ژيروسکوپ‌ها متعادل و مناسب نیست. بنابراین عیب بزرگ این روش تحریک شدن ضعیف حسگرهاست.

تأکید می‌شود که در روش مورد نظر، تمرکز بر تصحیح ضرایب کالیبراسیونی است که پیش از این در آزمایشگاه به دست آمده و به هر دلیل در گذر زمان از اعتبار آن‌ها کاسته شده است. این روش حتماً یک حرکت روبه‌جلو بوده و تنها میزان اثربخشی آن قابل بحث است. در ادامه به جزئیات جبران‌سازی با این روش پرداخته می‌شود.

در ابتدا و برای محور Z در دستگاه مختصات مماسی که مؤلفه عمود است و بر خلاف دو مؤلفه دیگر، توسط شتاب گرانش زمین به‌خوبی تحریک شده است، از روش حداقل مربعات خطای معمولی استفاده می‌شود. رابطه اصلی روش مربعات خطا به صورت رابطه (۳) است [۱۴].

$$y_t = u_t^T \cdot \theta + e_t \rightarrow \underline{\theta}_{LS} = (U^T U)^{-1} \cdot U^T \underline{y} \quad (3)$$

به همین دلیل در سامانه‌های اینرسی متصل به بدنه است تا بلوک ناوبری بعد از دوره مشخصی، از محل نصب شده جدا گردد و برای کالیبراسیون مجدد به آزمایشگاه ارسال شود. این مطلب نه تنها هزینه زیادی را به دنبال خواهد داشت بلکه باعث می‌شود تا برای مدتی ابزار مجهز شده به بلوک ناوبری اینرسی عملاً از دسترس خارج شده و بدون استفاده باقی بماند تا فرآیند کالیبراسیون مجدد بلوک ناوبری به اتمام برسد. در ضمن باید توجه داشت که افت اعتبار ضرایب کالیبراسیون به یک‌باره اتفاق نیفتاده و یک فرآیند پیوسته در زمان است. بنابراین این تا پیش از فرارسیدن موعد باز-کالیبراسیون، ضرایب بخشی از اعتبار خود را از دست داده‌اند. این واقعیت باعث می‌شود تا در زمان استفاده، همواره نگرانی از میزان اطمینان به ضرایب کالیبراسیون و دقت بلوک ناوبری اینرسی وجود داشته باشد.

یک روش اصولی مقابله با این مشکل نصب بلوک‌های متصل به بدنه بر روی یک صفحه لغزان (مشابه روش صفحه پایدار) است. به عبارت دیگر یک میز کوچک کالیبراسیون با قابلیت‌های محدود همراه بلوک در محل مورد نظر نصب می‌شود. این روش با این که نیاز به طراحی مجدد برخی الزامات و صرف هزینه زیادی دارد، اما تضمین می‌کند که هرگاه نیاز به بلوک ناوبری باشد، با صرف یک زمان مشخص بتوان بلوک را با بالاترین دقت مورد نیاز باز-کالیبره کرده و با قفل کردن صفحه لغزان، به شکل معمول از آن استفاده نمود.

در این مقاله یک روش ساده‌تر برای این منظور معرفی و بررسی می‌گردد. پیشنهاد می‌شود تا با استفاده از نیروی گرانش و همچنین سرعت دوران زمین، در آخرین لحظات پیش از پرواز خطای ناشی از بی‌اعتبار شدن ضرایب کالیبراسیون جبران گردد. این روش مزایا و معایب مخصوص به خود را دارد.

مختصات مماسی در طول زمان مشخص و $\omega_t dt_i$ نیز روابط سرعت دورانی زمین در همین دستگاه است که طبق رابطه (۵) محاسبه می‌شود.

$$\omega_t dt_i = \omega_{IE_i}^T \times dt = \begin{bmatrix} \omega_{IE} \times \cos(L) \times \cos(az) \\ \omega_{IE} \times \cos(L) \times \sin(az) \\ \omega_{IE} \times \sin(L) \end{bmatrix} \times dt \quad (۵)$$

در رابطه (۵)، ω_{IE} برابر با سرعت زمین بوده که مقداری مشخص بر حسب رادیان بر ثانیه است. $\omega_t dt_i$ ها انتگرال سرعت زاویه‌ای در مختصات مماسی در طول زمان نمونه‌برداری هستند. مؤلفه‌های $\omega_{IE_i}^T$ در کل پرواز ثابت هستند، زیرا دستگاه مختصات مماسی به زمین چسبیده و زمین نیز نسبت به فضای اینرسی با سرعت زاویه‌ای ثابت در حال گردش است. L عرض جغرافیایی و az آزیموت محل مورد نظر هستند.

مقادیر $v_i(k+1)$ ، ۱۰ بار در هر دقیقه در متغیر دیگری (t_v) جمع زده شده و ذخیره می‌گردد. در ۱۰ مقدار ذخیره شده در این بردار، ورودی سیستم همواره ثابت است. به عبارت دیگر در زمان ذخیره‌سازی این ۱۰ مقدار، از آن‌جا که بلوک در جای خود ثابت است، محور Z در دستگاه مختصات مماسی همواره توسط شتاب گرانش زمین که تغییر نمی‌کند، تحریک می‌شود. بنابراین شتاب گرانش نقش ورودی و بردار t_v نقش خروجی واقعی تخمین‌گر حداقل مربعات خطا را دارند. برای آن که بردار ورودی و خروجی از یک نوع باشند، ورودی‌ها در زمان ضرب شده‌اند. در نتیجه بردار ورودی‌ها به‌صورت زیر می‌باشد:

$$Vel_{in} = G \times T \quad (۶)$$

از طرف دیگر، آن‌چه باعث تغییر ورودی در هر نمونه- برداری می‌شود، متغیر زمان است. یعنی بردار ورودی‌ها برابر است با:

$$Vel_{in} = G \times T = G \times [0 \ 6 \ 12 \ 18 \ \dots \ 54] = 6 \times G \times [0 \ 1 \ 2 \ 3 \ \dots \ 9]$$

در رابطه (۳)، θ بردار مجهولات (ضرایب کالیبراسیون)، U ماتریس معلومات (خروجی حسگرها) و γ بردار خروجی (مقادیر تحلیلی یا مقادیر مورد انتظار) است. در مورد دو راستای دیگر بلوک ناوبری اینرسی، به علت تحریک‌پذیری نزدیک به صفر هر دو شتاب‌سنج، از الگوریتم تعمیم‌یافته‌ای از روش حداقل مربعات خطا بر پایه تحلیل تجزیه مقدار تکینه استفاده می‌شود که نسبت به بد حال شدن ماتریس هسیان حساسیت کمتری از خود نشان داده و قابلیت اطمینان بیشتری را در این شرایط فراهم می‌کند [۱۵].

در روش پیشنهادی خطا، سه بار به‌صورت زنجیره‌ای محاسبه و جبران‌سازی می‌شود. منظور از زنجیره‌ای بودن محاسبات این است که ابتدا در مرحله اول جبران‌سازی خطا صورت گرفته و در مرحله دوم با لحاظ کردن جبران‌سازی مرحله اول، یک جبران‌سازی مجدد صورت می‌گیرد و به همین شکل تا مرحله سوم ادامه می‌یابد. به عبارت دیگر در هر مرحله جبران‌سازی، اثر جبران‌سازی مرحله قبل لحاظ می‌گردد. این روش باعث می‌شود تا جبران‌سازی در مراحل دوم و سوم با دقت بیشتری انجام پذیرد. زمان مورد نیاز برای هر یک از این سه مرحله ۶۰ ثانیه در نظر گرفته شده است که در فواصل ۶ ثانیه‌ای خروجی جبران شده حسگرها با ضرایب کالیبراسیون اولیه جمع زده شده و مورد استفاده قرار می‌گیرد. در صورت نیاز می‌توان زمان ۶۰ ثانیه برای هر مرحله را کاهش داد تا زمان کالیبراسیون پیش از پرواز کاهش یابد. در ابتدا و برای آغاز ناوبری اینرسی باید مقادیر زیر محاسبه شوند:

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1 + dv_1 + g_1 dt \\ \quad - \omega_t dt_2 \times v_3 + \omega_t dt_3 \times v_2 \\ v_2(k+1) = v_2 + dv_2 + g_2 dt \\ \quad - \omega_t dt_3 \times v_1 + \omega_t dt_1 \times v_3 \\ v_3(k+1) = v_3 + dv_3 + g_3 dt \\ \quad - \omega_t dt_1 \times v_2 + \omega_t dt_2 \times v_1 \end{cases} \quad (۴)$$

رابطه (۴) انتگرال معادلات حرکت در دستگاه مختصات مماسی هستند. این انتگرال‌گیری باعث می‌شود بتوان از معادله حرکت، رابطه‌ای را به‌دست آورد که در آن، سرعت در زمان $t+1$ از روی سرعت در زمان t قابل محاسبه باشد. در رابطه (۴)، $v_i(k+1)$ سرعت در زمان $t+1$ ، v_i سرعت در زمان t ، dv_i مقدار خروجی لحظه‌ای جبران شده با ضرایب اصلی کالیبراسیون حسگرها، $g_i dt$ انتگرال شتاب گرانش زمین در

تست آزمایشگاهی

برای اثبات مؤثر بودن روش پیشنهادی از یک بلوک ناوبری اینرسی متصل به بدنه استفاده شده است. این بلوک مجهز به سه شتاب‌سنج الکترومکانیکی و دو ژيروسکوپ خود تنظیم (دو درجه آزادی) است. بلوک ناوبری به وسیله یک میز دو درجه آزادی کالیبره شده و ضرایب کالیبراسیون آن با استفاده از فیلتر کالمن به روش ریشه مرتبه دوم ماتریس کواریانس [۱۶] تخمین زده شده است. برای بررسی اثربخشی روش بحث شده برای کالیبراسیون پیش از پرواز از سه آزمون استفاده شده است. تست اول یک آزمون دینامیکی است که در آن بلوک ناوبری اینرسی در دو راستای مختلف و حول محور Index میز دوران می‌کند. بلوک برای حدود ۳۰۰ ثانیه در حالت سکون باقی مانده و بعد از تنظیم خام برای محاسبه ماتریس دوران اولیه، از روش ارائه شده برای محاسبه $f_i b$ و $g_i b$ ها استفاده شده است. یک مرتبه ناوبری بدون احتساب این جملات و برای مرتبه دوم با لحاظ کردن آن‌ها انجام شده است. زمان ناوبری معادل با ۳۰۰ ثانیه در نظر گرفته شده است. شکل (۴) مقایسه خطای ناوبری شعاعی (رابطه ۱۰) بین این دو حالت (با و بدون تصحیح ضرایب کالیبراسیون) را نشان می‌دهد. از زمان کالیبراسیون آزمایشگاهی این بلوک ۴۷ روز گذشته است. اعداد مربوط به $f_i b$ و $g_i b$ های مرحله سوم نیز در جدول (۱) آمده است.

$$E_{radial} = \sqrt{E_x^2 + E_y^2 + E_z^2} \quad (10)$$

تست دوم مربوط به ارتعاش رندوم در راستای محور X بلوک است. در این تست بیشتر راستاهای بلوک تحریک می‌شوند. در این تست بلوک در معرض یک ارتعاش با پروفایل مشخص قرار می‌گیرد. پروفایل ارتعاش مورد استفاده، مشابه پروفایل ارائه شده در [۱۷] است. بلوک ناوبری حدود ۷۰ ثانیه ارتعاش را تحمل کرده و بعد از آن وضعیت سکون را تجربه می‌کند. در تمام این مدت، خروجی بلوک ناوبری با زمان نمونه برداری ثابت، ذخیره می‌گردد. از این داده ذخیره شده در ناوبری سکون آفلاین به منظور تخمین خطای ناوبری استفاده می‌شود. این یک روش متداول برای بررسی خطای ناشی از ارتعاش برای بلوک‌های ناوبری است [۱۸]. نتایج مربوط به این تست در شکل (۵) و جدول (۲) آمده است.

نتیجه‌ی تخمین زده شده در زمان نمونه‌برداری ضرب و سپس بر عدد ۶ تقسیم شده است. تقسیم بر ۶ به این دلیل است که t_{17} های مورد استفاده در فواصل ۶ ثانیه‌ای ذخیره شده بودند و در زمان نمونه‌برداری ضرب شده تا در واحد ثانیه بیان گردند. به عبارت دیگر مقدار اندازه‌گیری شده به واحد یک ثانیه تبدیل شده است.

بنابراین ماتریس t_{17} یک ماتریس ۱۱ در ۳ خواهد بود که در آن سطر اول (شرایط اولیه) صفر بوده و ۱۰ سطر بعدی مربوط به ۱۰ فاصله ۶ ثانیه‌ای در طول مدت ۶۰ ثانیه است. سه ستون آن نیز مربوط به سه راستای X، Y و Z بلوک ناوبری است.

با استفاده از معادلات رابطه (۷) می‌توان مقدار جبران‌سازی برای راستای Z از مختصات مماسی را به روش حداقل مربعات خطا محاسبه نمود.

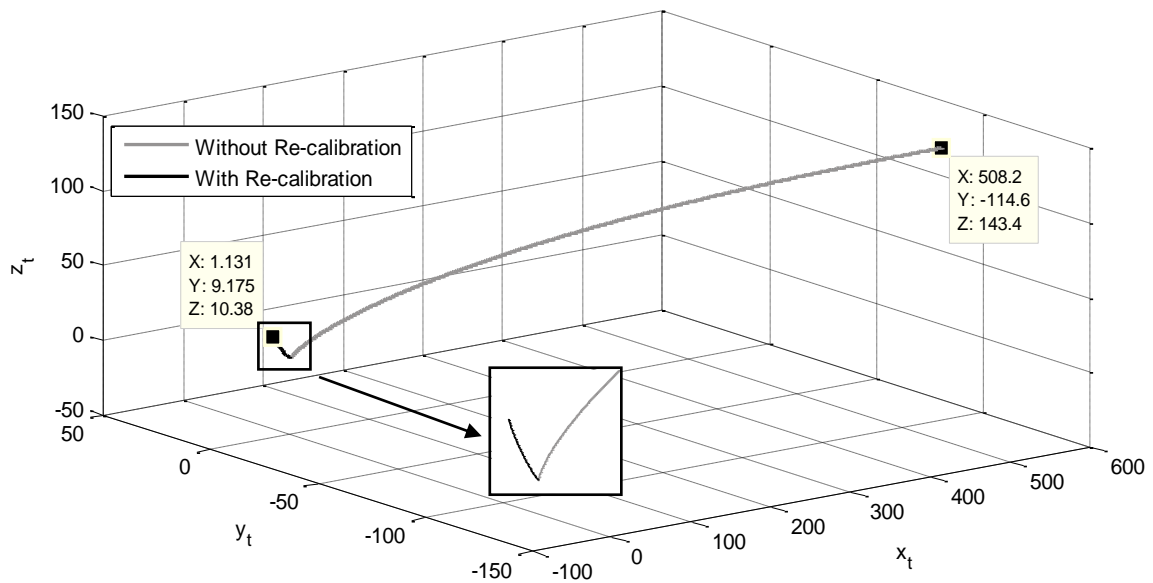
$$\begin{cases} y_z = \text{tvel}(1:11,3) \\ u_z = (1:9) \\ f_z t' = (u_z \times u_z')^{-1} \times u_z' \times y_z \\ f_z t = d_t d_2 \times \frac{f_z t b'}{6} \end{cases} \quad (7)$$

برای محاسبه بایاس مربوط به ژيروسکوپ محور X نیز به همین روش عمل می‌شود.

مقدار خطای جبران شده که به این روش محاسبه می‌شود به صورت یک جمله در روابط (۱) و (۲) لحاظ می‌گردد. برای مثال این روابط برای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ راستای Z بلوک به صورت روابط (۸) و (۹) خواهد بود. در رابطه (۸)، $f_x b$ همان $f_z t$ رابطه (۷) است که به مختصات بدنی تبدیل شده است تا با سایر مقادیر که در مختصات بدنی هستند، قابل جمع شدن باشد. مقادیر جبران شده، $f_i b, g_i b$ ، پیش از شروع ناوبری محاسبه شده و با آغاز ناوبری، این مقدار همواره در مدل خطای حسگرها حضور خواهد داشت.

$$A_x = S^+ a_x^+ + S^- a_x^- + b_x + (M_{xy}^+ a_y^+ + M_{xy}^- a_y^- + M_{xz}^+ a_z^+ + M_{xz}^- a_z^-) + f_x b \quad (8)$$

$$G_x = K^+ g_x^+ + K^- g_x^- + \hat{b}_x + (N_{xy}^+ g_y^+ + N_{xy}^- g_y^- + N_{xz}^+ g_z^+ + N_{xz}^- g_z^-) + F_i a_i + F_j a_j + g_x b \quad (9)$$



شکل ۴- مقایسه خطای شعاعی ناوبری (۳۰۰ ثانیه) در تست دینامیکی، با و بدون احتساب جملات مربوط به کالیبراسیون مجدد

در آزمون سوم، مقدار بایاس ژيروسکوپ راستای Y به میزان ۷۰ درصد مقدار اصلی خود افزایش پیدا کرده و مجموعه جدیدی از ضرایب فراهم شده است. سپس با استفاده از تست ارتعاش رندوم در راستای محور Y بلوک و ۶۰ ثانیه ناوبری سکون، اثر رندوم در راستای محور Y بایاس ژيروسکوپ محور Y بررسی شده است. البته پیش از شروع ناوبری، تصحیح ضرایب کالیبراسیون به روش پیشنهادی صورت گرفته است. جدول (۳) نتایج مربوط به تصحیح ضرایب با کالیبراسیون پیش از پرواز (مرحله سوم) و همچنین نتایج ناوبری در این دو حالت را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تغییر مقدار $g_y b$ که به علت تغییر بایاس روی داده است، باعث شده تا در نتایج ناوبری (سرعت و موقعیت) هیچ تغییری ایجاد نشود. این آزمون به خوبی قدرت این روش را در جبران‌سازی انحراف ضرایب کالیبراسیون نشان می‌دهد. در سطر آخر جدول (۳) تخمین موقعیت و سرعت بدون تصحیح و جبران‌سازی آورده شده است. تفاوت قابل توجه به خصوص بین مقادیر سرعت تأیید می‌کند که در صورت عدم تصحیح انحراف به وجود آمده در مقدار بایاس ژيروسکوپ محور Y ، خطای ناشی از آن با گذر زمان به شدت افزایش پیدا خواهد کرد. باید توجه داشت کالیبراسیون پیش از پرواز به روش شرح داده شده باعث می‌شود تا برخی خطاهای تصادفی حسگرها نیز جبران شود. مهمترین آن‌ها بایاس متغیر با روشن شدن است که به علت پیوستگی در روشن ماندن حسگر در جبران‌سازی پیش از پرواز جبران می‌گردد. این خاصیت در باز-کالیبراسیون

جدول ۱- جملات مربوط به جبران‌سازی کالیبراسیون (مرحله سوم) مجدد پیش از پرواز در تست دینامیکی

	شتاب (mg)			سرعت زاویه ای (deg/h)		
	راستای X	راستای Y	راستای Z	راستای X	راستای Y	راستای Z
$f_i b, g_i b$	۰,۲۸۷۶	-۰,۰۱۰۸	۰,۰۱۷۴	-۰,۹۳۲۴	-۲,۲۱۳۳	۱,۰۶۹۶

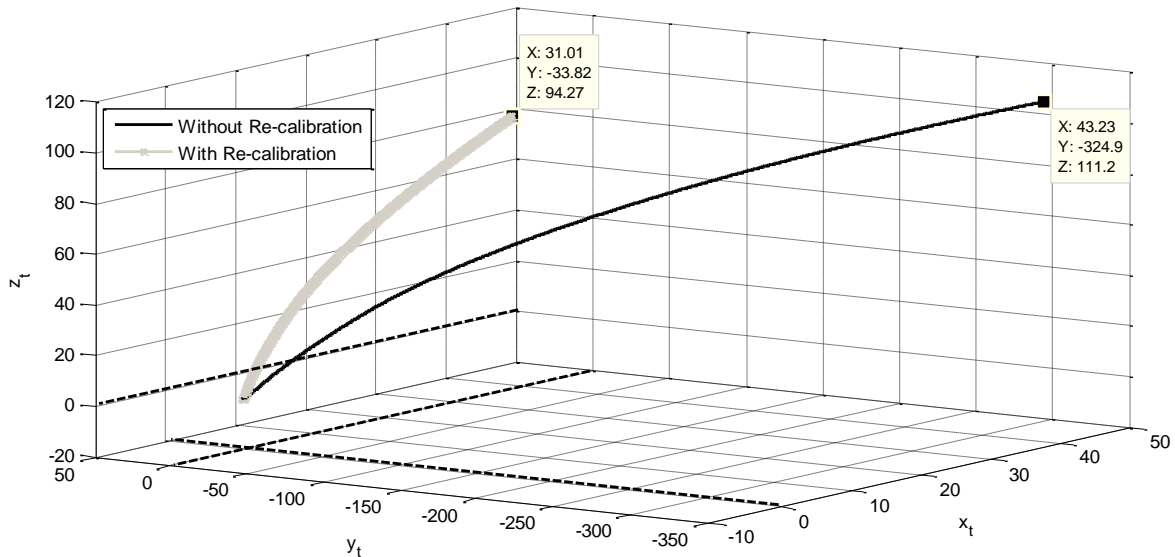
جدول ۲- جملات مربوط به جبران‌سازی کالیبراسیون (مرحله سوم) مجدد پیش از پرواز در تست ارتعاش رندوم X

	شتاب (mg)			سرعت زاویه ای (deg/h)		
	راستای X	راستای Y	راستای Z	راستای X	راستای Y	راستای Z
$f_i b, g_i b$	۰,۱۰۹۵	-۰,۰۰۶۸	۰,۰۳۷۷	-۰,۰۸۹۷	-۰,۱۶۹۳	۶,۲۹۷۳

در دو آزمون فوق اثر روش پیشنهادی در بهبود تخمین سرعت و موقعیت مشهود است. در واقع حضور مقادیر $f_i b$ و $g_i b$ در مدل خطای حسگرها علت بهبود در نتایج بوده است.

کالیبراسیون تا محل نصب، حسگرهای بلوک ناوبری را تحت تأثیر قرار نمی‌دهد.

با دقیق‌ترین میزها نیز غیر قابل اکتساب است. به‌علاوه در کالیبراسیون مجدد به این روش، اثر مخرب حمل و نقل از محل



شکل ۵- مقایسه خطای شعاعی ناوبری (۱۸۰ ثانیه) در تست ارتعاش رندوم X با و بدون احتساب جملات مربوط به کالیبراسیون مجدد

نتیجه‌گیری

اهمیت کالیبراسیون بلوک‌های ناوبری اینرسی در دقت ناوبری بسیار زیاد بوده، از این رو سعی می‌شود تا بلوک ناوبری اینرسی و حسگرهای آن با بیشترین دقت ممکن کالیبره شوند. به دلایل مختلف ضرایب کالیبراسیون حسگرهای اینرسی در طول زمان اعتبار خود را از دست می‌دهند. در این مقاله، یک روش عملیاتی ساده برای کالیبراسیون پیش از پرواز به‌وسیله نیروی گرانش محلی و سرعت دورانی زمین مورد بررسی قرار گرفت تا اعتبار از دست رفته ضرایب کالیبراسیون به‌وسیله یک جمله ثابت، جبران گردد. محدودیت و مزایای این روش به تفصیل مورد بحث قرار گرفت. در این روش از خروجی حسگرها برای تخمین نیروی گرانش و سرعت زمین استفاده می‌شود و نتایج با مقدار واقعی مقایسه شده و اختلاف موجود به وسیله یک جمله "جمع شونده" به مدل خطای حسگرها اضافه می‌شود. آنچه در عمل متداول است جداسازی و حمل بلوک ناوبری اینرسی برای انجام باز-کالیبراسیون در آزمایشگاه‌های مخصوص است که علاوه بر از دسترس خارج کردن پرتابه، هزینه زیادی را نیز در بر خواهد داشت، در حالی که روش پیشنهادی با صرف زمان ناچیز و بدون هزینه اضافی، نیاز به کالیبراسیون آزمایشگاهی را تا حد قابل قبولی مرتفع می‌سازد.

جدول ۳- مقایسه نتایج کالیبراسیون پیش از پرواز (مرحله سوم) و ۶۰ ثانیه ناوبری در حین ارتعاش راستای Y بلوک با ضرایب اصلی (حالت اول) و افزایش بایاس ژيروسکوپ محور Y به اندازه ۷۰ درصد مقدار اصلی خود (حالت دوم)

	f_{xb}	f_{yb}	f_{zb}	g_{xb}	g_{yb}	g_{zb}
حالت اول	۰,۱۴۷	-۰,۰۰۹	-۰,۰۱۹	-۰,۰۰۵	-۰,۴۴۰	۰,۰۰۲
حالت دوم	۰,۱۴۲	-۰,۰۰۹	-۰,۰۱۹	-۰,۰۰۵	۱,۵۰۰	۰,۰۰۲
	P_x (m)	P_y (m)	P_z (m)	V_x (m/s ²)	V_y (m/s ²)	V_z (m/s ²)
حالت اول	-۱,۱۵۷	۸,۱۵۸	۰,۸۰۲	-۰,۱۰۳	۰,۴۶۴	۰,۰۲۹
حالت دوم	-۱,۱۵۷	۸,۱۵۸	۰,۸۰۲	-۰,۱۰۳	۰,۴۶۴	۰,۰۲۹
بدون تصحیح	-۳,۹۶۰	۸,۲۲۱	۳,۳۴۷	-۰,۲۳۶	۰,۵۰۲	۰,۱۱۹

- University, Columbus, Ohio, USA, 2007.
- [8]. Taghavi, S. H., & Abdoli, A., "Calibration of Inertial Measurement Unit by Linear Neural Networks", the 13th Iranian Aerospace Society Conference, Tehran, Iran, 2014.
- [9]. Weisberg, S., "Applied Linear Regression", Third edition, A John Wiley & Sons, Inc., 2005, Page 50.
- [10]. Noureldin, A., Karamat, T. B., & Georgy, J., "Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration", Springer, 2013, Page 147.
- [11]. Farrell, J. A., "Aided Navigation; GPS with High Rate Sensors", McGraw-Hill, USA, 2008, Page 6.
- [12]. Titterton, D. H., & Weston, J. L., "Strapdown Inertial Navigation Technology", 2nd Edition, Peter Peregrinus Ltd, 2005, Page 73.
- [13]. Coble, J., Ramuhalli, P., Meyer, R., Hashemian, H., Shumaker, B., & Cummins, D., "Calibration Monitoring for Sensor Calibration Interval Extension; Identifying Technical Gaps", Future of Instrumentation International Workshop (FIIW), Gatlinburg, TN, 2012.
- [14]. Nelles, O., "Nonlinear System Identification; From Classical Approaches to Neural Networks and Fuzzy Models", Springer, Germany, 2001, Page 41.
- [15]. Golub, G. H., & Van Loan, C. F., "Matrix Computations", 4th Edition, Mathematical Sciences, the John Hopkins University Press, Baltimore, 2013, Page 88.
- [16]. Bierman, G. J., "Factorization Methods for Discrete Sequential Estimation", Academic Press Inc., New York, USA, 1977, Page 76.
- [17]. Abdoli, A., Taghavi, S. H., "Role of Distribution Function in Vibration Related Error of Strapdown INS in Random Vibration Test", Int'l J. of Aeronautical & Space Sci. 15(3), 2014, pp. 302-308.
- [18]. Bose, A., Puri, S., & Banerjee, P., "Modern Inertial Sensors and Systems", Prentice-Hall Publications, New Delhi, India, 2008, Page 350.

این روش محاسنی نسبت به کالیبراسیون با دقیق‌ترین میزها دارد که آن را بیش از پیش مؤثر و عملیاتی می‌کند. اثربخشی این روش با انجام سه آزمون متفاوت به اثبات رسید.

برای بهبود نتایج این روش می‌توان نحوه اعمال تصحیح را تغییر داده و از جبران‌سازی تنها به وسیله یک عدد ثابت به سمت اعمال آن به روش‌های پیچیده‌تر و مؤثرتر پیش رفت. عملیاتی کردن این پیشنهاد نیاز به بررسی بیشتر و احتمالاً تغییر روش تخمین دارد.

منابع

- [1]. Abid, M. M., "Spacecraft Sensors", John Wiley and Sons, Ltd, England, 2005, Page 52.
- [2]. Morris, A. S., "Measurement and Instrumentation Principles", 3rd edition, Butterworth-Heinemann, 2001, Pages 16 and 41.
- [3]. Nassar, S., "Improving the Inertial Navigation System (INS) Error Model for INS and INS/DGPS Application", Thesis, UCGE Reports Number 20183, The University of Calgary, Calgary, Alberta, Canada, 2003.
- [4]. Britting, K. R., "Inertial Navigation Systems Analysis", John Wiley & Sons, Inc., USA, 1971, Pages 1 and 4.
- [5]. Bar-Itzhack, I. Y., & Berman, N., "Control Theoretic Approach to Inertial Navigation Systems", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 11, no. 3, 1988, pp. 237-245.
- [6]. Nebot, E., Durrant-Whyte, H., "Initial Alignment and Calibration of Low-Cost Inertial Navigation Units for Land Vehicle Applications", Journal of Robotics Systems, vol. 16, No. 2, 1999, pp. 81-92.
- [7]. Yi, Y., "On Improving the Accuracy and Reliability of GPS/INS-Based Direct Sensor Georeferencing", Thesis, The Ohio State