

# تصحیح کالیبراسیون حسگرهای سامانه ناوبری حین عملکرد با پیاده‌سازی ساختار غیرمتعامد شتاب‌سنج‌ها

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۲/۲۶

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۷/۴

ایوب عبدلی حسین آبادی<sup>۱</sup>، محمدباقر منهای<sup>۲</sup>، سید علی ظهیری پور<sup>۳</sup>

۱. دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی‌تکنیک تهران)، تهران

۲. استاد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی‌تکنیک تهران)، تهران، menhaj@aut.ac.ir

۳. استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، کاشان

## چکیده

در این مقاله یک سامانه ناوبری اینرسی بر اساس نصب غیر متعامد حسگرها طراحی می‌شود. در این طرح که در یک سامانه ناوبری اینرسی متصل به بدنه انجام می‌شود، برخلاف روش رایج نصب حسگرها به صورت متعامد، حسگرها به‌ویژه شتاب‌سنج‌ها هنگام نصب محورهای حساس غیرمتعامد خواهند داشت. اهمیت کالیبراسیون بلوک‌های ناوبری اینرسی در دقت ناوبری بسیار زیاد بوده و به همین دلیل 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 و همین امر کالیبراسیون متناوب آن‌ها را ضروری می‌سازد. در این مقاله یک روش تصحیح کالیبراسیون پیش از پرتاب پیشنهاد می‌شود که نه تنها، احتیاج به کالیبراسیون چندباره بلوک‌های ناوبری را جبران می‌کند، بلکه در کاهش خطای ناوبری ناشی از تعیین وضعیت اولیه، مدل گرانش زمین و خطاهای محاسباتی نیز اثرگذار است. در این روش با استفاده از شتاب گرانش محلی و سرعت دوران زمین، سعی می‌شود تا در زمان پیش از پرتاب، انحراف به وجود آمده در ضرایب کالیبراسیون و بعضی خطاهای دیگر جبران شود. در ضمن برای رفع مشکل مشاهده‌پذیر نبودن شتاب‌سنج‌های عمود بر بردار جاذبه زمین، پیشنهاد نصب غیرمتعامد شتاب‌سنج‌ها ارائه می‌شود، در انتها نتایج پیاده‌سازی ساختار غیرمتعامد، به‌وضوح بهبود دقت ناوبری در اثر تخمین مناسب ضرایب جبران‌سازی را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: نصب غیرمتعامد حسگرها، تصحیح کالیبراسیون، دقت ناوبری، روش حداقل مربعات

## Correction of calibration of navigation system sensors during operation by implementing non-orthogonal structure of accelerometers

Ayoob Abdoli HosseinAbadi<sup>1</sup>, Mohammad Bagher Menhaj<sup>2</sup>, Seyed Ali Zahiripour<sup>3</sup>

1. Phd Student, Electrical Engineering Department, Amirkabir University of Technology, Tehran

2. Professor, Electrical Engineering Department Amirkabir University of Technology, Tehran, menhaj@aut.ac.ir

3. Assistant Professor, Electrical Engineering Department, University of Kashan, Kashan,

### Abstract

In this paper, an inertial navigation system is designed based on the unorganized installation of sensors. In this design, which is performed in an inertial navigation system connected to the body, unlike the common method of installing the sensors in an orthogonal manner, the sensors, especially the accelerometers, will have unusually sensitive axes when installing. In the explanation, it should be said that the calibration of inertial navigation blocks is very important in navigation accuracy, and therefore efforts are made to calibrate the inertial navigation blocks and its sensors with the highest possible accuracy. For various reasons, the calibration coefficients of the inertial sensors lose their validity over time, which necessitates their intermittent calibration. In this paper, a pre-launch calibration method is proposed that not only compensates for the need for multiple calibration of navigation blocks, but also reduces the navigation error due to determining the initial state, ground gravity model, and computational errors. In this method, using the acceleration of local gravity and the speed of the earth, it is tried to compensate for the deviation in the coefficients of calibration and some other errors at the time before the launch. In addition, in order to solve the problem of non-observability of accelerometers perpendicular to the gravitational field, it is proposed to install the accelerometers imperfectly, which has more details and calculations related to this method in the body of the article. Finally, the results of the implementation of the non-productive structure clearly show the improvement of navigation accuracy due to the appropriate estimate of the compensation coefficients.

**Keywords:** Inertial Navigation, Calibration, Recalibration, Non-Orthogonal sensor Installation.

۷

سال دهم - شماره ۱۰

بهار و تابستان ۱۴۰۰

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



## ۱. مقدمه

با احتساب تمام اصولی که در مراحل طراحی و ساخت حسگرها رعایت می‌شود، همواره دو خطا در خروجی آن‌ها وجود دارد. خطاهای سیستمی یا قطعی که ثابت‌اند و خطاهای اتفاقی که به علت تغییرات مداوم، امکان مدل‌سازی و جبران کامل آن‌ها وجود ندارد [۱]. خطاهای سیستمی را به علت تکرارپذیر بودنشان می‌توان با یک فرایند مناسب کالیبراسیون تصحیح کرد. کالیبراسیون یک حسگر عبارت است از؛ مقایسه خروجی آن با مجموعه‌ای از مقادیر مشخص (تحلیلی)، به‌منظور تعیین ضرایب 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، درحالی‌که 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، مشخصه رفتاری بسیار پایداری دارند، کالیبراسیون الزامی متداول است. همواره ترجیح داده می‌شود تا به جای استفاده از خروجی خام یک حسگر، از خروجی جبران‌شده آن به‌وسیله کالیبراسیون استفاده شود [۳].

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 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 را که جسم تجربه می‌کند اندازه‌گیری می‌کنند، باید بازه اندازه‌گیری بیشتری داشته باشند [۴]. سه منبع اصلی خطا در سیستم‌های ناوبری اینرسی عبارت‌اند از؛ خطای حسگرها، خطای مربوط به تعیین وضعیت، موقعیت و سرعت اولیه جسم و خطای مربوط به مدل‌گرانش زمین [۱]. 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 [۶]. با توجه به آن‌که ضرایب کالیبراسیون به دلایل مختلف اعتبار خود را از دست می‌دهند، در این مقاله یک روش کالیبراسیون کمکی پیش از پرتاب پیشنهاد شده است.

سازمان‌دهی این مقاله به این صورت است که در بخش دوم، فرایند کالیبراسیون بلوک متصل به بدنه تشریح می‌شود. سپس در بخش سوم، لزوم باز کالیبراسیون حسگرها توضیح داده می‌شود. در بخش چهارم، روش پیشنهادی کالیبراسیون پیش از پرتاب با ساختار غیرمتعامد شتاب‌سنج‌ها بیان شده و در بخش پنجم،



روش پیشنهادی، روی یک بلوک SDINS پیاده‌سازی شده است. در انتها نیز یک نتیجه‌گیری از پژوهش انجام شده، ارائه شده است.

## ۲. فرایند کالیبراسیون بلوک متصل به بدنه

هدف از کالیبراسیون یک حسگر ناوبری، جبران خطاهای سیستمی آن است. مهم‌ترین خطاهای سیستمی حسگرهای ناوبری عبارت‌اند از بایاس، ضریب مقیاس و ضریب غیرهمراستایی [۷]. عوامل تصادفی مانند بایاس متغیر با روشن شدن [۸] و بایاس دینامیک به راحتی قابل مدل‌سازی نبوده و امکان جبران‌سازی آن‌ها به روش معمول وجود ندارد. در حوزه کالیبراسیون، روش‌های نوینی در مراجع [۹-۱۳] بیان شده است.

کالیبراسیون یک بلوک ناوبری اینرسی از نوع متصل به بدنه به وسیله یک میز دو یا سه درجه آزادی، صورت می‌گیرد. در ابتدا بلوک ناوبری به وسیله یک فیکسچر با آزیموت معلوم، روی میز محکم و ثابت می‌شود. سپس میز با تغییر وضعیت حول محورهای خود، بلوک را در موقعیت‌های مختلف قرار داده و آن را با سرعت‌های متفاوت به حرکت درمی‌آورد. این مجموعه موقعیت‌ها و حرکات، آزمون‌های کالیبراسیون را تشکیل می‌دهند. خروجی حسگرها در این آزمایش‌ها 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، با عنوان کالیبراسیون، جبران‌سازی می‌شود.

کالیبراسیون یا جبران‌سازی می‌تواند به دو صورت پارامتریک و غیرپارامتریک صورت گیرد. در نوع پارامتریک که در این مقاله 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 مورد استفاده در این مقاله طبق مدل معرفی شده در [۱۴] برای شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌های راستای محور x بلوک به صورت زیر است:

$$A_x = s^+ a_x^+ + s^- a_x^- + b_x + M_{xy}^+ a_y^+ \quad (۱)$$

$$+ M_{xy}^- a_y^- + M_{xz}^+ a_z^+ + M_{xz}^- a_z^- \quad (۲)$$

$$G_x = k^+ G_x^+ + k^- G_x^- + \hat{b}_x + N_{xy}^+ g_y^+ + N_{xy}^- g_y^- + N_{xz}^+ g_z^+ + N_{xz}^- g_z^- + F_i A_i + F_j A_j$$

مدل بالا، یک رابطه رگرسیون خطی چندگانه است [۶]. در این دو رابطه  $A_x$  و  $G_x$  مقادیر معلوم یا تحلیلی شتاب و سرعت زاویه‌ای بوده و مقادیر  $a_i^\pm$  و  $g_i^\pm$  نیز شتاب و سرعت زاویه‌ای قرائت شده از خروجی حسگرهای اینرسی هستند.  $s$  و  $k$  ضرایب مقیاس و  $b$  و  $\hat{b}$  بایاس نامیده می‌شوند.  $M_{ij}^\pm$  و  $N_{ij}^\pm$  ضرایب غیرهمراستایی بلوک بوده و  $F_i$  و  $F_j$  ضرایب مقادیر مؤثر شتاب در محاسبه سرعت‌های زاویه‌ای هستند. اینکه خروجی کدام شتاب‌سنج‌ها بر قرائت 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 الکترومکانیکی هستند. در صورت استفاده از ژيروسکوپ‌های RLG نیازی به در نظر گرفتن این دو جمله در مدل خطای ژيروسکوپ‌ها نخواهد بود. دلیل جداسازی خروجی مثبت و منفی حسگرها که به تخمین دو ضریب مقیاس و دو ضریب غیرهمراستایی متناظر برای هر حسگر منجر می‌شود، کمک به حل مشکل عدم تقارن در حسگرهاست [۱۵]. مدل مربوط به راستاهای  $y$  و  $z$  نیز مشابه همین روابط خواهد بود.





### ۳. کالیبراسیون مجدد

کالیبراسیون یک بلوک ناوبری اینرسی به هر میزانی از دقت که انجام شود یک عمر مشخص دارد. 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 نصب شده در صنایع مختلف در دوره‌های مشخصی باز کالیبراسیون می‌شوند [۱۶]. این حسگرها اغلب همواره برخط بوده و در حال استفاده شدن هستند، اما حسگرهای 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 کم اعتبار شدن ضرایب کالیبراسیون با گذر زمان بسیارند که از این جمله می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- شرایط انبارداری (دما، رطوبت، امواج الکترومغناطیسی)؛
- حمل و نقل (ضربه و شوک)؛
- تحریک مداوم روی برخی از حسگرهای اینرسی حتی زمانی که خاموش هستند (شتاب‌سنج نصب شده در راستای نیروی گرانش زمین)؛
- مکانیک کوانتوم.

به همین دلیل در سامانه‌های اینرسی متصل به بدنه نیاز است تا بلوک ناوبری بعد از دوره مشخصی، از محل نصب شده جدا 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 در عمل از دسترس خارج شده و بدون استفاده باقی بماند تا فرایند کالیبراسیون مجدد بلوک ناوبری به اتمام برسد. باید توجه داشت که افت اعتبار ضرایب کالیبراسیون به یکباره اتفاق نیفتاده و یک فرایند پیوسته در زمان است. بنابراین 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 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 زمانی مشخص بتوان بلوک را با بیشترین دقت مورد نیاز باز کالیبره کرده و با قفل کردن صفحه لغزان، به شکل معمول از آن استفاده کرد.

در این مقاله روشی ساده‌تر و آسان برای این منظور معرفی و بررسی می‌شود. پیشنهاد می‌شود تا با استفاده از نیروی گرانش و همچنین سرعت دوران زمین، در آخرین لحظات پیش از پرواز، خطای ناشی از بی اعتبار شدن ضرایب کالیبراسیون جبران شود. مهم‌ترین مزیت این روش آن است که نیازی به انجام هیچ نوع تغییر در محل نصب یا خود بلوک ناوبری نیست. تنها کافی است تا حسگرهای بلوک برای مدت زمان مشخصی زودتر روشن شده و مورد استفاده قرار گیرند.

#### ۴. معرفی روش تصحیح کالیبراسیون حین عملکرد (روش پیشنهادی)

در کالیبراسیون متداول بلوک‌های ناوبری، آنچه باعث تغییر مشاهدات می‌شود، وضعیت بلوک است. به بیان دیگر، با تغییر وضعیت بلوک و قرار گرفتن آن در زوایای مختلف، حسگرها با مؤلفه‌های متفاوتی از شتاب گرانش و همین‌طور سرعت دوران زمین تحریک می‌شوند، مشاهدات زمینه‌ساز محاسبه ضرایب کالیبراسیون، به این ترتیب به دست می‌آیند.

به منظور افزایش دقت ناوبری، در این مقاله قصد داریم از یک مکانیزم تصحیح کالیبراسیون استفاده کنیم. حسن روش پیشنهادی آن است که دقایقی پیش از پرتاب، می‌توان از آن استفاده کرد و همین موضوع کمک می‌کند تا تغییرات ایجاد شده در ضرایب کالیبراسیون تا حد زیادی جبران شود و نیاز به کالیبراسیون چندباره در مواقع عدم نیاز به بلوک را مرتفع می‌سازد. ضمن آن که با توجه به رویکرد متفاوتی که نسبت به کالیبراسیون متداول دارد، وجود آن باعث کاهش خطاهای ناشی از تعیین وضعیت اولیه، مدل گرانش زمین و خطاهای محاسباتی نیز می‌شود.

روش پیشنهادی آن است که به جای آن که تغییر وضعیت بلوک (پیش از پرتاب در عمل امکان‌پذیر نیست)، عامل تغییر مشاهدات انتخاب شود، متغیر زمان، به عنوان این عامل انتخاب شود. با این انتخاب قادر خواهیم بود بدون آن که احتیاجی به جابه‌جایی بلوک باشد، در همان حالت مستقر پیش از پرتاب، جبران‌سازی ضرایب کالیبراسیون را انجام دهیم. این واقعیت که در طول کالیبراسیون کمکی، بلوک ناوبری در جای خود ثابت است باعث می‌شود تا برخی از حسگرها به درستی تحریک نشوند. مثلاً شتاب‌سنج‌های موازی

با افق محلی 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 تمام ژيروسکوپ‌ها متعادل و مناسب نیست. پس، عیب بزرگ این روش تحریک شدن ضعیف حسگرهاست. همان‌طور که گفته شد، با توجه به آن که در صورت قرار دادن متعامد شتاب‌سنج‌ها، فقط یک محور تحریک شده و دو محور دیگر فاقد سیگنال معنادار خواهند بود، به عنوان یک نوآوری پیشنهاد می‌شود که شتاب‌سنج‌ها به صورت غیرمتعامد طوری نصب شوند که با توجه به جهت پرتاب موشک، روی همه حسگرها مؤلفه بردار جاذبه بیفتد تا امکان استفاده از سیگنال‌های دوراستای دیگر برای محاسبه بایاس جبران‌سازی و در حقیقت اصلاح کالیبراسیون در هر سه برای دستگاه بدنی فراهم شود.

اجرای روش پیشنهادی به این ترتیب است که پس از نصب غیرمتعامد حسگرها و قرار گرفتن آن‌ها روی بلوک ناوبری در مرحله پیش از پرتاب، الگوریتم ناوبری به مدت مشخصی (۶۰ ثانیه) اجرا می‌شود. به این ترتیب، خروجی حسگرها با ضرایب کالیبراسیون محاسبه شده از طریق الگوریتم کالیبراسیون متداول، به خروجی قابل انتظار تبدیل می‌شود. سپس، با استفاده از الگوریتم ناوبری، سرعت‌ها در دستگاه مورد نظر محاسبه می‌شوند. سرعت‌های محاسبه شده در بازه‌های زمانی مشخصی (۵ ثانیه) ذخیره می‌شوند. با توجه به ثابت بودن بلوک، سرعت‌های ذخیره شده، باید صفر باشند. ولی به سبب وجود خطای ناشی از تغییر ضرایب کالیبراسیون، محاسبه غیردقیق ماتریس تبدیل (alignment) و هر خطای دیگر موجود در الگوریتم ناوبری، غیر صفر خواهند بود. در این مرحله، با استفاده از روش حداقل مربعات خطا تلاش می‌شود که سرعت‌ها به صفر نزدیک



$$\begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix} f_c = \begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_1 \\ \dots \\ \delta v_n \end{bmatrix} \quad (4)$$

اگر رابطه بالا برقرار باشد، خطاهای سرعتی که قرار است در اثر ناوبری ایجاد شوند، پیش از ناوبری با اعمال ضریب تصحیح  $f_c$  از بین خواهند رفت. مشاهده می کنید که در این رابطه  $f_c$  از جنس شتاب،  $na$  از جنس زمان و  $\delta v_n$  از جنس سرعت است، که دو طرف رابطه را مطابق انتظار از جنس سرعت می کند. از رابطه (۴)، با استفاده از روش حداقل مربعات خطا، مقدار  $f_c$  به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$f_c = \left( \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_1 \\ \dots \\ \delta v_n \end{bmatrix} \quad (5)$$

رابطه بالا با استفاده از نماد ریاضی  $\sum$  نیز قابل بیان است.

فرض کنید، تعریف کنیم:

$$sum1 = \sum_{i=1}^n i^2, \quad sum = \sum_{i=1}^{11} i \times \delta v_i \quad (6)$$

در این صورت:

$$(7)$$

$$f_c = \frac{1}{\sum_{i=1}^n i^2} \times \sum_{i=1}^n i \times \delta v_i = \frac{\sum_{i=1}^n i \times \delta v_i}{\sum_{i=1}^n i^2}$$

$$= \frac{sum}{sum1}$$

با توجه به آن که شتاب سنجها به صورت غیر متعامد قرار گرفته اند، مقادیر خطای سرعت قابل ملاحظه بوده و استفاده از روش حداقل مربعات خطا برای هر سه راستای قرار گرفتن شتاب سنجها امکان پذیر خواهد بود.

شوند. برای این کار، بایاس قبلی محاسبه شده برای شتاب سنجها ( $b_x$ ) به ( $b_x + f_{cx}$ ) به صورت زیر تغییر داده می شود.

$$A_x = s^+ a_x^+ + s^- a_x^- + b_x + M_{xy}^+ a_y^+ \quad (3)$$

$$+ M_{xy}^- a_y^- + M_{xz}^+ a_z^+ + M_{xz}^- a_z^- + f_{cx}$$

$$G_x = k^+ G_x^+ + k^- G_x^- + \hat{b}_x + N_{xy}^+ g_y^+$$

$$+ N_{xy}^- g_y^- + N_{xz}^+ g_z^+ + N_{xz}^- g_z^-$$

$$+ F_i A_i + F_j A_j$$

مقدار جبران ساز بایاس شتاب سنج x که در معادله فوق با  $f_{cx}$  نمایش داده شده است، پیش از شروع ناوبری اصلی محاسبه شده و با آغاز ناوبری، این مقدار همواره در مدل خطای حسگرها حضور خواهد داشت. همان طور که مشاهده شد یکی از ویژگی های منحصر به فرد این روش کالیبراسیون کمکی، آن است که اجرای الگوریتم ناوبری برای یک زمان مشخص در دل آن، امری ضروری است و در این مقاله، از این روش تصحیحی، به عنوان «تصحیح حین عملکرد» یاد می شود.

تصور نمایید مؤلفه شتاب گرانش روی یکی از شتاب سنجها،  $g \sin \alpha$  باشد. خطای سرعت محاسبه شده از طریق الگوریتم ناوبری را پس از  $a$  ثانیه با  $\delta v_1$ ، پس از  $2a$  ثانیه با  $\delta v_2$  و به همین ترتیب، پس از  $na$  ثانیه با  $\delta v_n$  نمایش می دهیم. خطاهای ثبت شده به عنوان مشاهده برای روش حداقل مربعات خطا استفاده خواهند شد. برای جبران این خطا، ترم جبران ساز کمکی را که در معادله (۳) برای شتاب سنج x با  $f_{cx}$  و در حالت کلی (شتاب سنجهای راستاهای مختلف) با  $f_c$  نشان دهیم، لحاظ کرده و می توان گفت، با برقراری رابطه زیر، این خطاها جبران می شوند:





اما اگر شتاب‌سنج‌ها متعامد باشند، مقادیر بردار

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_1 \\ \dots \\ \delta v_n \end{bmatrix}$$

برای دو راستای قرار گرفتن شتاب‌سنج‌ها به دلیل عدم تحریک لازم، بسیار کوچک و در حد صفر خواهند بود و در نتیجه نمی‌توان از روش حداقل مربعات، برای محاسبه بایاس جبران‌ساز استفاده کرد. به بیان دیگر، این روش برای بایاس جبران‌سازی عددی در حد صفر می‌دهد، حال آنکه در واقع چنین نیست و این عدد به علت عدم تحریک شتاب‌سنج‌ها به دست آمده است. بنابراین با فرض نصب غیرمتعامد شتاب‌سنج‌ها، برای سه راستا خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix} f_{cx} = \begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_{x1} \\ \dots \\ \delta v_{xn} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix} f_{cy} = \begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_{y1} \\ \dots \\ \delta v_{yn} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix} f_{cz} = \begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_{z1} \\ \dots \\ \delta v_{zn} \end{bmatrix} \quad (10)$$

و در نتیجه، مقادیر بایاس جبران‌ساز به صورت معادله (۱۱) محاسبه خواهند شد.

همان گونه که در روش پیشنهادی مشاهده می‌شود، در اجرای آن تعدادی درجه آزادی وجود دارد که بررسی اثر هر یک از آن‌ها در افزایش دقت ناوبری مفید است. یکی از این درجات آزادی، مدت زمان مناسب اجرای الگوریتم ناوبری برای استخراج بایاس جبران‌ساز است

که البته فرصت باقی‌مانده پیش از پرتاب در انتخاب این زمان تعیین‌کننده است. درجه آزادی دیگر، انتخاب بازه‌های زمانی مناسب برای ذخیره‌سازی خطاهاست. مورد دیگری که شاید اهمیت بیشتری در افزایش دقت داشته باشد، تکرار این الگوریتم است. به بیان دیگر، پس از محاسبه بایاس جبران‌سازی برای بار اول، همین روش با لحاظ کردن بایاس جبران‌سازی اولیه دوباره تکرار شود که در صورت وجود زمان کافی، طبیعی است که دقت ناوبری را بالاتر خواهد برد. (۱۱)

$$\begin{bmatrix} f_{cx} \\ f_{cy} \\ f_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_{x1} \\ \dots \\ \delta v_{xn} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_{y1} \\ \dots \\ \delta v_{yn} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ a \\ \dots \\ na \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} 0 \\ \delta v_{z1} \\ \dots \\ \delta v_{zn} \end{bmatrix}$$

## ۵. پیاده‌سازی روش تصحیح کالیبراسیون حین عملکرد (روش پیشنهادی)

در این بخش با توجه به اینکه فرایند کالیبراسیون پیش از پرتاب را تشریح کردیم، آن را به صورت نرم‌افزاری با استفاده از برنامه‌نویسی به زبان ++C پیاده‌سازی کردیم. برای این منظور، بلوک SDINS جدید طوری طراحی شد که شتاب‌سنج‌های روی بدنه بلوک با صفحه افق محلی موازی نبوده و دو حسگری که در

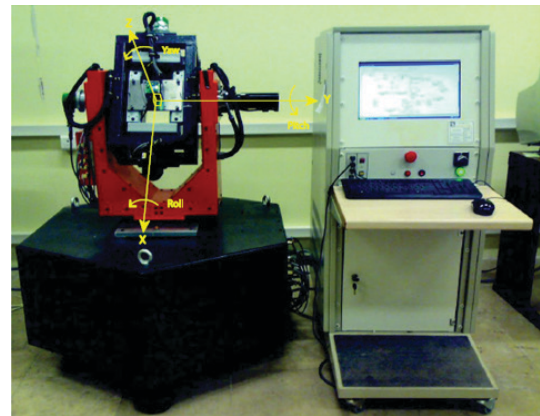




حالت استاندارد، عمود بر بردار جاذبه بودند به اندازه ۳۰ درجه جابه‌جا شده‌اند و مؤلفه‌ای از بردار جاذبه زمین روی هر دوی آن‌ها می‌افتد.

تمامی آنچه در ادامه تشریح می‌شود، به منظور مقایسه، هم برای بلوک با ساختار متعامد شتاب‌سنج‌ها و هم برای بلوک با ساختار غیرمتعامد انجام شده است. ابتدا کالیبراسیون اولیه با هدف یافتن ۴۸ ضریب کالیبراسیون (۷ تا برای هر شتاب‌سنج و ۹ تا برای هر ژيروسکوپ) انجام می‌شود.

تجهیزات کالیبراسیون در شکل زیر نمایش داده شده است.



شکل ۱. تجهیزات کالیبراسیون (میز سه درجه، کنترل‌کننده و کامپیوتر)

سپس با پیاده‌سازی الگوریتم کالیبراسیون چین عملکرد که قبلاً تشریح شد و تکرار زنجیروار آن برای سه بار متوالی، ۳ بایاس جبرانی، استخراج شد. در انتها بلوک SDINS روی میز شبیه‌ساز ارتعاش قرار گرفته بوده و پروفایل ارتعاشی شبیه‌سازی شده برای سامانه پرتابی، روی آن اعمال می‌شود. در اینجا یک ارتعاش تصادفی در راستای محور Y بلوک برگرفته از [۱۴] ایجاد شده است. بلوک ناوبری چند ثانیه ارتعاش را تحمل کرده و بعد از آن وضعیت سکون را تجربه می‌کند. در تمام این مدت، خروجی بلوک ناوبری با

زمان نمونه‌برداری ثابت، ذخیره می‌گردد. از این داده ذخیره شده در ناوبری سکون آفلاین به منظور تخمین خطای ناوبری استفاده می‌شود. این کار، روشی متداول برای بررسی خطای ناشی از ارتعاش بلوک‌های ناوبری است.

در حالت ساختار متعامد بعد از پیاده‌سازی کالیبراسیون چین عملکرد داریم:

$$f_{cx} = 0.2267$$

$$f_{cy} = 0.0006$$

$$f_{cz} = -0.0064$$

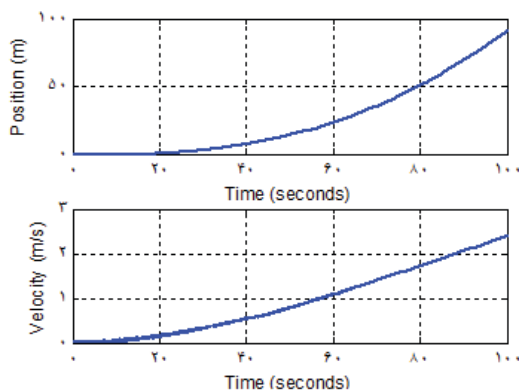
و در حالت ساختار غیرمتعامد داریم:

$$f_{cx} = 0.7975$$

$$f_{cy} = 0.0071$$

$$f_{cz} = -0.0164$$

مشاهده می‌شود که با افزایش مشاهده‌پذیری سیستم در ساختار غیرمتعامد،  $f_{cy}$  و  $f_{cz}$  به دست آمده از روش حداقل مربعات خطا، بیش از ده برابر شده‌اند. شکل (۲)، نتایج ناوبری موقعیت به صورت شعاعی و سرعت کل را در حالت ساختار متعامد شتاب‌سنج‌ها نمایش می‌دهد و در شکل (۳)، همین نتایج برای ساختار غیرمتعامد جداگانه رسم شده است.



شکل ۲. نتایج ناوبری سکون ارتعاشی موقعیت به صورت شعاعی و سرعت کل در حالت ساختار متعامد



همان طور که نمودارها نیز نشان می‌دهند در ساختار متعامد، خطای نهایی ناوبری موقعیت در سه راستا عبارت‌اند از:

$$x = 88.7, \quad y = -8.8, \quad z = -18.5$$

و خطای نهایی ناوبری سرعت در سه راستا عبارت‌اند از:

$$v_x = 2.3, \quad v_y = -0.6, \quad v_z = -0.3$$

در حالی که در ساختار غیرمتعامد، خطای نهایی ناوبری موقعیت در سه راستا عبارت‌اند از:

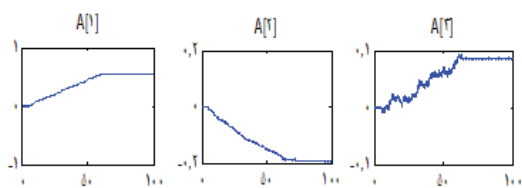
$$x = -19, \quad y = 16.2, \quad z = -3.4$$

و خطای نهایی ناوبری سرعت در سه راستا عبارت‌اند از:

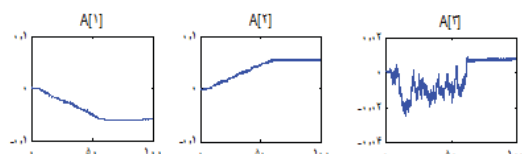
$$v_x = -0.6, \quad v_y = 0.2, \quad v_z = -0.1$$

نتایج گویای این واقعیت است که استفاده از ساختار غیرمتعامد حسگرها باعث تخمین مناسب بایاس جبران‌سازی و در نتیجه کاهش خطای ناوبری شده است.

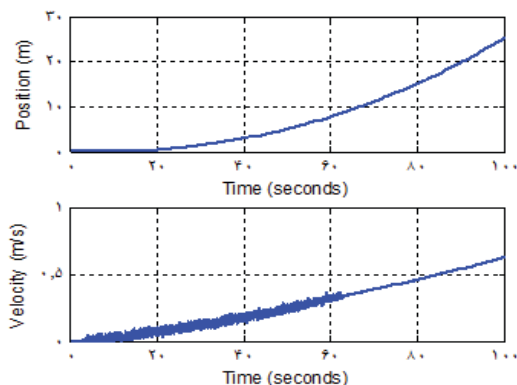
اگر علاقه‌مند به مشاهده خطای محاسبه وضعیت در سه راستا باشیم، شکل (۶)، این نتایج را در حالت متعامد و شکل (۷) در حالت غیرمتعامد نمایش می‌دهد.



شکل ۶. خطای محاسبه وضعیت در سه راستا در حالت متعامد

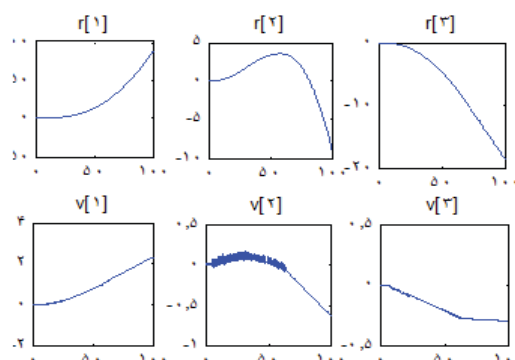


شکل ۷. خطای محاسبه وضعیت در سه راستا در حالت غیرمتعامد

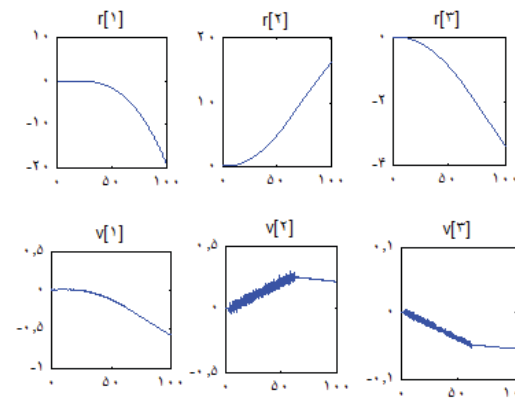


شکل ۳. نتایج ناوبری سکون ارتعاشی موقعیت به صورت شعاعی و سرعت کل در حالت ساختار غیرمتعامد

اگر علاقه‌مند به مشاهده خطای موقعیت و سرعت در هر سه راستا به تفکیک باشیم، شکل (۴)، این نتایج را در حالت متعامد و شکل (۵) در حالت غیرمتعامد نمایش می‌دهد.



شکل ۴. نتایج ناوبری موقعیت سرعت در هر سه راستا در حالت متعامد



شکل ۵. نتایج ناوبری موقعیت و سرعت در هر سه راستا در حالت غیرمتعامد



همان طور که شکل های (۶) و (۷) نیز نشان می دهند در ساختار متعامد، خطای نهایی وضعیت در سه راستا عبارتند از:

$$\theta_1 = 0.55^\circ, \quad \theta_2 = -0.19^\circ, \quad \theta_3 = 0.08^\circ$$

در حالی که در ساختار غیر متعامد، خطای نهایی وضعیت در سه راستا عبارتند از:

$$x = -0.05^\circ, \quad y = 0.05^\circ, \quad z = 0.007^\circ$$

نتایج فوق گویای این مطلب است که استفاده از روش تصحیح بایاس شتاب سنج ها، باعث بهبود خطای وضعیت نیز شده است. زیرا همان طور که از رابطه (۳) در مدل مربوط به ژيروسکوپ پیداست، مقادیر شتاب دو راستا در محاسبه سرعت زاویه ای اثر گذارند و به بیان دیگر تصحیح بایاس شتاب سنج ها به صورت غیر مستقیم باعث بهبود خطای وضعیت نیز شده است.

## ۶. نتیجه گیری

مهم ترین عیب جبران سازی پیش از پرتاب با ساختار متعامد شتاب سنج ها آن است که به علت تحریک ضعیف دو مورد از حسگرها که با افق محلی زاویه ندارند، مشاهده پذیری ضرایب جبران سازی از بین رفته و در نتیجه تخمین مناسبی از آنها به دست نمی آید. تحلیل و پیاده سازی ساختار غیر متعامد شتاب سنج ها نشان داد که در این حالت، به دلیل مشاهده پذیری ضرایب جبران ساز، این ضرایب نسبت به قبل، چندین برابر شده و نقش خود را در افزایش دقت ناوبری به خوبی ایفا می کنند.

در کارهای آتی برای ارتقای آنچه در این مقاله مطرح شد، می توان در مورد انتخاب بهینه بازه های ذخیره سازی خطا و دفعات تکرار الگوریتم پیشنهادی تمرکز کرد.

## ۷. مأخذ

- [1] S. Nassar, "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.
- [2] A.S. Morris, "Measurement and Instrumentation Principles, 3rd edition, Butterworth-Heinemann, pp. 16-41, 2001.
- [3] M. M Abid, "Spacecraft Sensors, John Wiley and Sons, Ltd, England, p.52, 2005.
- [4] K. R. Britting, "Inertial Navigation Systems Analysis, John Wiley & Sons, Inc, USA, pp. 1-4, 1971.
- [5] I. Y Bar-Itzhack, N. Berman, "Control Theoretic Approach to Inertial Navigation Systems, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 11, No. 3, pp. 237-245, 1988.
- [6] S. Weisberg, "Applied Linear Regression, Third edition, A John Wiley & Sons, Inc., p.50, 2005.
- [7] J. A. Farrell, "Aided Navigation: GPS with High Rate Sensors, McGraw-Hill, USA, p.6, 2008.
- [8] D. H. Titterton, J. L. Weston, "Strapdown Inertial Navigation Technology, 2nd Edition, Peter Peregrinus Ltd, p.73, 2005.
- [9] B. Liu, S. Wei, G. Su, J. Wang, J. Lu, "An Improved Fast Self-Calibration Method for Hybrid Inertial Navigation System under Stationary Condition, Sensors, Vol 18, No.5, 2018.
- [10] M. Hua, K. Li, Q. Wu, "A Dynamic Calibration Method of Installation Misalignment Angles between Two Inertial Navigation Systems, Sensors, Vol 18, No.9, 2018.
- [11] B. Nio, G. Chen, X. Luo, B. Liu, "Error Mechanism and Self-Calibration of Single-Axis Rotational Inertial Navigation System, Mathematical Problems in Engineering, 2019.
- [12] C. M. Dong, S. Q. Ren, X. J. Chen, Z. H. Wang, "A Separated Calibration Method for Inertial Measurement Units Mounted on Three-Axis Turntables, Sensors, Vol 18, No. 9, 2018.

- [13] K. Li, Y. Chen, L. Wang, Online self-calibration research of single-axis rotational inertial navigation system, Measurement, Vol. 129, pp.633-641.
- [14] A. Abdoli, S. H. Taghavi, Role of Distribution Function in Vibration Related Error of Strapdown INS in Random Vibration Test, Journal of Aeronautical & Space Sci. Vol 15, No.3, pp.302-308., 2014.
- [15] A. Noureldin, T. B. Karamat, J. Geogy, - Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, Springer, p.147, 2013.
- [16] J. Coble, P. Ramuhalli, R. Meyer, H. Hashemian, B. Shumaker, D. Cummins, Calibration Monitoring for Sensor Calibration Interval Extension; Identifying Technical Gaps, Future of Instrumentation International Workshop (FIIW), Gatlinburg, TN, ۲۰۱۲.

