

افزایش دقت در سامانه‌های ناوبری اینرسی متصل به بدنه متشکل از حسگرهای MEMS

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۰۵

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۲/۲۰

محمدعلی باقرزاده کوهبنانی^۱، حجت‌الله مرادی شهربابکی^۲

۱- استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه تحصیلات تکمیلی صنعتی و فناوری پیشرفته، کرمان

۲- استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه تحصیلات تکمیلی صنعتی و فناوری پیشرفته، کرمان. h.moradi@kgut.ac.ir

چکیده

امروزه سامانه ناوبری اینرسی (INS) به صورت تلفیق شده با سیستم‌های کمک‌ناوبری به منظور افزایش دقت استفاده می‌شود. با وجود این در برخی از کاربردها امکان استفاده از روش‌های تلفیقی وجود ندارد یا در صورت قطع دسترسی به سامانه کمک ناوبری، INS بایستی بتواند تا زمان دسترسی مجدد، به صورت مستقل به کارکرد صحیح خود ادامه دهد. بنابراین باید بتوان دقت INS را تا حد امکان افزایش داد. مهم‌ترین عوامل کاهش دقت ناوبری اینرسی عبارت‌اند از: نویز اندازه‌گیری، خطای حسگرهای اینرسی، ناهمراستایی و خطای نصب حسگرها روی بدنه وسیله متحرک. در این مقاله روش‌هایی برای جبران این عوامل و افزایش دقت سامانه‌های ناوبری اینرسی متصل به بدنه متشکل از حسگرهای MEMS ارائه شده است. ابتدا تأثیر حذف نویز بر دقت ناوبری به صورت عملی بررسی شده است. سپس روشی برای کالیبراسیون شتاب‌سنج‌ها و ژایروسکوپ‌های MEMS ارائه شده است؛ همچنین جبران‌سازی خطای نصب و ناهمراستایی حسگرها با محورهای مختصات دستگاه بدنه بررسی شده است. صحت عملکرد سیستم طراحی شده در آزمون‌های عملی ارزیابی و گزارش شده است.

واژه‌های کلیدی: ناوبری اینرسی، حسگرهای اینرسی MEMS، حذف نویز، کالیبراسیون، ناهمراستایی

Enhancing the accuracy of strapdown inertial navigation systems consisting of MEMS sensors

Mohammad Ali Bagherzadeh¹, Hojjatullah Moradi Shahreabaki²

1- Assistant Professor, Department of Electrical and Computer Engineering, Graduate University of Advanced Technology, Kerman

2- Assistant Professor, Department of Electrical and Computer Engineering, Graduate University of Advanced Technology, Kerman, h.moradi@kgut.ac.ir

Abstract

Nowadays, aided Inertial Navigation System (INS) is implemented to increase accuracy of navigation. However, in some cases, it is not possible to use integrated methods, or if the link to the navigational aiding system is lost, INS should be able to operate standalone with the required accuracy, until the link is accessible again. Therefore, the accuracy of INS should be enhanced to the highest extent. Some of the most significant factors in reducing the accuracy of INS are: measurement noise, inertial sensors error, misalignment, and sensor installation error on the body of vehicle. In this article, methods of compensating these factors are presented to increase the accuracy of strapdown inertial navigation systems consisting of MEMS sensors. First, the effect of noise cancellation on accuracy of INS has been studied in practice. Then, a method is presented for calibration of MEMS accelerometers and gyroscopes. In addition, compensation of installation error and sensor misalignment with body-frame coordinate is studied. Efficiency of the compensating methods has been evaluated and reported in practical implementations.

Keywords: Inertial navigation, MEMS inertial sensors, noise cancellation, calibration, misalignment.

۱۷۱

سال ۱۰- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و

فناوری هوا فضا





۱. مقدمه

هدایت و راه‌یابی دقیق هر وسیله متحرک، که به آن ناوبری می‌گویند، از اصلی‌ترین نیازهای کنترلی آن وسیله به حساب می‌آید. روش‌های مختلفی برای ناوبری وسایل متحرک وجود دارد که می‌توان آن‌ها را در دودسته کلی "ناوبری اینرسی" و "رادیبوی" دسته‌بندی نمود. در سیستم‌های ناوبری رادیویی، یک ایستگاه رادیویی ثابت (برج مخابراتی) یا متحرک (ماهواره) سیگنال‌هایی شامل مختصات دقیق آن ایستگاه را به‌طور متناوب در فضا منتشر می‌کند. وسیله متحرک با دریافت این سیگنال‌ها و استخراج مختصات گنجانده شده ایستگاه در سیگنال، مختصات خودش را با استفاده از روش مکان‌یابی مناسب (از قبیل RSS، AoA، ToA، TDoA ... یا ترکیبی از آن‌ها) به دست می‌آورد [۱]. در این سیستم‌های ناوبری به بیش از یک ایستگاه رادیویی نیاز است. از شناخته‌شده‌ترین سامانه‌های ناوبری رادیویی می‌توان به سامانه‌های موقعیت‌یابی ماهواره‌ای GPS، Galileo و GLONASS اشاره کرد که هرکدام از آن‌ها شامل ۲۴ ماهواره در مدار زمین است و با استفاده از آن‌ها می‌توان مختصات را با دقتی در حد متر به‌دست آورد [۲]. در مقابل، سامانه‌های ناوبری اینرسی^۱ (INS) که امروزه در بسیاری از هواگردها و کشتی‌ها استفاده می‌شود، بر اساس قانون دوم نیوتن عمل می‌کند [۳ و ۴]. در این نوع ناوبری، شتاب و چرخش وسیله متحرک به‌وسیله حسگرهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ اندازه‌گیری شده و با انجام پردازش‌ها و محاسبات ریاضی، میزان چرخش و جابه‌جایی محاسبه می‌شود.

اگرچه ناوبری با استفاده از GPS در مقایسه با INS از دقت بیشتری برخوردار است، اما به دلیل مشکلات متعدد در خطوط مخابراتی و

غیرقابل‌اعتماد بودن فناوری GPS در شرایط بحرانی و خاص که موضوع بسیار پراهمیتی محسوب می‌شود، استفاده از GPS در کاربردهای نظامی منطقی نیست. علاوه بر این در اجسام متحرک با دینامیک‌های سریع، از قبیل موشک، که شتاب آن‌ها مقدار بزرگی است، به‌کارگیری سامانه‌های موقعیت‌یابی ماهواره‌ای که اغلب در هر ثانیه یک‌بار (در برخی نمونه‌های پیشرفته‌تر حداکثر ۱۰ بار) موقعیت را تصحیح می‌کند، نمی‌تواند دقت موردنیاز را فراهم کند. ضمن اینکه برای اجسام با دینامیک سریع، امکان استفاده از GPS غیرنظامی وجود ندارد. زیرا سخت‌افزارهای GPS غیرنظامی به نحوی طراحی شده‌اند که در شتاب‌های بالا (اغلب شتاب‌های بالاتر از $\pm 4g$) و تغییرات شتاب بالاتر از $\pm 2g/s$ قابل‌استفاده نباشد. بنابراین لازم است در این کاربردها از روش ناوبری اینرسی یا تلفیق آن با سامانه‌های کمکی دارای قابلیت اطمینان، از قبیل حسگرهای قطب‌نما یا رادار داپلر استفاده کرد.

اگرچه INS معایب بیان شده برای GPS را برطرف کرده است، به دلیل خطای اندازه‌گیری ژيروسکوپ‌ها، دستگاه اینرسی ساخته‌شده به‌وسیله ژيروسکوپ‌ها با گذشت زمان تغییر می‌کند. ضمن اینکه به دلیل انتگرال‌گیری از داده‌های شتاب، خطای ناوبری در تخمین موقعیت با افزایش زمان به‌صورت مربعی افزایش می‌یابد. بنابراین حتی خطاهای بسیار کوچک نیز با گذشت زمان افزایش یافته و پس از مدتی، سرعت و موقعیت محاسبه‌شده با مقادیر واقعی اختلاف قابل‌ملاحظه‌ای خواهند داشت [۵]. در صورت نیاز به استفاده از سیستم INS برای مدت زمان طولانی، حسگرهای با دقت بسیار بالا (حسگرهای FOG^۲ [۶]) و همچنین انجام فرایند

کالیبراسیون مورد نیاز است [۷ و ۸] که به استثنای چند کاربرد محدود مانند سامانه‌های ناوبری زبرداریی فاقد توجیه اقتصادی خواهد بود. برای رفع این نقص، اغلب از حسگرهای تجاری ارزان قیمت تر^۳ MEMS با یک سامانه کمکی استفاده می‌شود و لازم است در بازه‌های زمانی چند دقیقه‌ای با سامانه کمکی تطابق داده شده و خطای آن جبران شود [۹]. با این حال در برخی از کاربردهای حساس، لازم است در صورت قطع دسترسی به سامانه کمک ناوبری، INS بتواند تا زمان دسترسی مجدد، به صورت مستقل به کارکرد صحیح خود ادامه دهد. بنابراین بایستی عوامل ایجادکننده خطا با دقت شناسایی شده و تأثیر هر عامل تا حد امکان جبران شود.

در این مقاله عوامل مختلف ایجادکننده خطا در سامانه ناوبری اینرسی معرفی و روش‌های جبران‌سازی آن‌ها در سامانه‌های متشکل از حسگرهای MEMS معرفی می‌شود. همچنین نتایج به دست آمده از اجرای روش‌های جبران‌سازی خطا برای IMU به شماره قطعه 3DM-GX3-25 ارائه شده و مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. از آنجاکه خطاهای حسگرهای شتاب‌سنج و ژایروسکوپ مهم‌ترین جزء از عوامل ایجادکننده خطای ناوبری را تشکیل می‌دهند [۱۰ و ۱۱]، در این مقاله ابتدا جبران‌سازی خطاهای حسگرهای اینرسی بررسی می‌شود. برای این منظور حذف نویز فرکانس بالا حسگرهای اینرسی با استفاده از فیلترهای پایین‌گذر دیجیتال و استفاده از آنالیز موجک بررسی می‌شود. همچنین روشی برای کالیبراسیون حسگرهای اینرسی و جبران‌سازی خطاهای قطعی (بایاس، ضریب مقیاس و ناهمراستایی) ارائه می‌شود. علاوه بر این، خطاهای ناشی از ناهمراستایی

محورهای IMU با بردارهای که دستگاه بدنی و خطای ناشی از فاصله محل نصب IMU از مرکز ثقل وسیله نقلیه نیز در این مقاله بررسی و جبران‌سازی می‌شود. ضمن اینکه روشی دومرحله‌ای برای ترازبندی به همراه نتایج اجرای این روش ارائه می‌شود.

۲. جبران‌سازی خطای حسگرهای اینرسی

به دلیل ماهیت انتگرالی موجود در الگوریتم‌های ناوبری اینرسی، دقت حسگرهای اینرسی استفاده شده تأثیر بسیاری بر خطای تخمین این روش‌ها خواهد داشت. استفاده از حسگرهای با دقت بیشتر، اگرچه موجب افزایش دقت سیستم ناوبری می‌شود، به افزایش بیش‌ازحد هزینه پروژه نیز منجر خواهد شد. جدول زیر عملکرد حسگرهای کلاس‌های مختلف را خلاصه می‌کند [۱۲].

جدول ۱- مقایسه عملکرد کلاس‌های مختلف

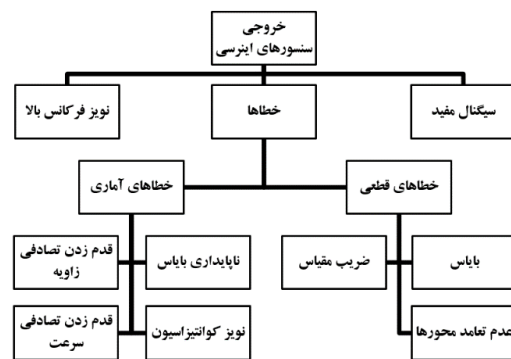
حسگرهای اینرسی

کلاس	قیمت (دلار)	پایداری بایاس ژایروسکوپ	نمونه کاربرد
ناوبری	حدود ۱۰۰.۰۰۰	کمتر از ۰/۱ درجه بر ساعت	زبرداریی نظامی
تاکتیکی	۵۰۰۰ تا ۵۰.۰۰۰	کمتر از ۱ درجه بر ساعت	مهمات هوشمند
صنعتی	۱۰۰ تا ۱۰۰۰	کمتر از ۱۰ درجه بر ساعت	پهپادها
تجاری	۱۰ تا ۱۰۰	---	اتومبیل

شکل ۱ تقسیم‌بندی خروجی حسگرهای اینرسی را نشان می‌دهد.

همان‌طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، نویز فرکانس بالا و خطاهای حسگر با یکدیگر جمع شده و بر دقت اندازه‌گیری حسگرهای اینرسی اثر می‌گذارند [۱۳]. برای بهبود دقت

سیستم ناوبری باید نویز فرکانس بالا و خطای حسگرها تا حد امکان از اندازه‌گیری‌های حسگرهای اینرسی حذف شود. به مرحله حذف نویز فرکانس بالا، پروسه پیش‌فیلترکردن یا حذف نویز گویند. همچنین به جبران‌سازی خطاهای قطعی حسگرها نیز کالیبراسیون گویند. در ادامه ابتدا حذف نویز فرکانس بالای حسگرهای اینرسی بررسی می‌شود. سپس درباره مراحل کالیبراسیون و جبران‌سازی خطاهای حسگرهای اینرسی MEMS بحث خواهد شد.



شکل ۱- اجزای تشکیل‌دهنده سیگنال خروجی حسگرهای اینرسی

۲-۱. کاهش سطح نویز حسگرهای اینرسی

مشخصه طیف سیگنال خروجی حسگرهای اینرسی از دو بخش فرکانس بالا و فرکانس پایین تشکیل شده است. استفاده از فیلتر پایین‌گذر (LPF) دیجیتال و استفاده از تبدیل موجک دو روش متداول و مؤثر در حذف نویز است.

۲-۱-۱. فیلتر پایین‌گذر دیجیتال

فیلترهای دیجیتال به دو دسته فیلتر پاسخ ضربه نامحدود (IIR) و فیلتر پاسخ ضربه محدود (FIR) تقسیم می‌شوند. رابطه کلی یک فیلتر دیجیتال به صورت (۱) است، که در آن x ، y ، a و b به ترتیب سیگنال ورودی به فیلتر، سیگنال خروجی از فیلتر، ضرایب خروجی‌ها و ضرایب ورودی‌ها هستند. اگر ضرایب a_k ها صفر باشند،

رابطه (۱) به صورت فیلتر FIR از مرتبه P تبدیل می‌شود.

$$y(n) = \sum_{k=1}^P b(k)x(n-k) - \sum_{k=1}^Q a(k)y(n-k) \quad (1)$$

فیلتر پایین‌گذر فرکانس‌های بالاتر از یک فرکانس قطع معین را حذف می‌کند و می‌توان از آن برای حذف نویز در سیگنالی با پهنای باند مشخص استفاده کرد. در هنگام استفاده از فیلتر پایین‌گذر باید با شناخت از دینامیک‌های وسیله متحرک، فرکانس قطع را به اندازه کافی (۲ تا ۵ برابر) بزرگ‌تر از حداکثر فرکانس مؤلفه‌های اصلی سیگنال حسگرهای اینرسی انتخاب کرد. زیرا اگر داده حسگرها در فرکانس‌های بالاتر از فرکانس قطع فیلتر باشد، با فیلتر کردن سیگنال، بخشی از سیگنال مربوط به دینامیک سیستم نیز حذف می‌شود. بنابراین برای حذف نویز از داده‌های حسگرهای اینرسی، به‌خصوص حسگرهای MEMS، لازم است از فیلتری، غیر از فیلترهای پایین‌گذر معمولی استفاده شود. در [۱۴]، یک فیلتر پایین‌گذر از نوع باترورث برای حذف نویز از سیگنال حسگرهای اینرسی طراحی شده است.

فاز خطی فیلترهای FIR یکی از مزایای استفاده از فیلترهای FIR در مقایسه با IIR است. در حقیقت، اگرچه باعث تأخیر سیگنال ورودی می‌شود، اما اعوجاجی در آن ایجاد نمی‌کند. همچنین به دلیل نداشتن قطب، امکان ناپایدار شدن آن وجود ندارد. البته فیلترهای FIR نسبت به فیلترهای IIR معایبی نیز دارند که از آن جمله می‌توان به پیچیده‌تر بودن طراحی آن‌ها اشاره کرد. ضمن اینکه فرکانس قطع تیزتر به ازای مرتبه خیلی بزرگ فیلتر FIR اتفاق می‌افتد.



$$d_{j,k} = 2^{-\frac{j}{2}} \sum_n x(n) \Psi(2^{-j}n - k) \quad (3)$$

در انتها سیگنال تجزیه شده و حذف نویز شده به وسیله موجک، به روش آنالیز چندوضوحی موجک (WMRA)^۵ و با استفاده از رابطه (۵) بازسازی می شود.

$$x(n) = \sum_{k=-\infty}^{+\infty} a_{j,k} \cdot \Phi_{j,k}(n) + \sum_{j=-\infty}^{+\infty} \left(\sum_{k=-\infty}^{+\infty} d_{j,k} \cdot \Psi_{j,k}(n) \right) \quad (4)$$

در روش WMRA، مؤلفه های فرکانس پایین سیگنال به تعداد LOD، به مؤلفه های فرکانس بالا و یک مؤلفه فرکانس پایین تجزیه می شوند.

$$\begin{aligned} \text{Raw Signal} &= A_1 + D_1 \\ &= A_2 + D_2 + D_1 \end{aligned} \quad (5)$$

...
 $= A_n + D_n + D_{n-1} + \dots + D_1$
 که A_i و D_i ها به ترتیب مؤلفه های سیگنال جزئیات و تقریب هستند و n نشان دهنده مقدار سطح تجزیه است. انتخاب ضرایبی از مؤلفه های فرکانس بالا و فرکانس پایین را آستانه گذاری^۶ می نامیم.

در فرایند حذف نویز با تبدیل موجک، انتخاب سه عامل زیر نقش بسیار مهمی در عملکرد دارد.

• انتخاب تابع موجک مناسب

انتخاب تابع موجک مناسب در هر کاربردی نقش مهمی در میزان دقت حذف نویز با استفاده از موجک دارد. تعدادی از توابع موجک شامل Coiflet و Biorplines، Daubechies، Symlets هستند، که خانواده های تبدیل موجک Dabuchies و Symmlet بهترین نتایج را برای حذف نویز سیگنال های حسگرهای اینرسی ارائه می کنند [۱۶].

بنابراین در مقام مقایسه بین فیلترهای FIR و IIR باید گفت که فیلترهای IIR مرتبه پایین تر عملکرد بهتری دارند. در حالی که برای طراحی فیلتری با مرتبه بالا، فیلترهای FIR بیشتر استفاده می شوند [۱۸].

۲-۱-۲. آنالیز موجک

موجک ها ابزار قدرتمندی برای حذف نویز از سیگنال های مختلف هستند. برای استفاده از این روش نیازی به دانستن ماهیت سیگنال نیست و امکان ناپیوستگی در سیگنال نیز وجود دارد [۱۵]. در روش تجزیه موجک، سیگنال آغشته به نویز از دو فیلتر پایین گذر (LPF) و بالاگذر (HPF) عبور کرده و به مؤلفه فرکانس پایین و فرکانس بالا تجزیه می شود. جزء فرکانس پایین یک سیگنال را "قسمت تقریب" و جزء فرکانس بالا را "قسمت جزئیات" گویند. در فرایند حذف نویز توسط موجک ابتدا آنالیز طیفی سیگنال حسگرهای اینرسی انجام شده و محدوده فرکانسی دینامیک حرکت مشخص می شود. بر اساس تجزیه و تحلیل طیفی انجام شده، مقدار سطح تجزیه^۴ (LOD) مشخص می شود. سپس در هر مرحله از تجزیه، نوع و مقدار آستانه برای حذف نویز با استفاده از ضرایب قسمت تقریب و قسمت جزئیات که با استفاده از رابطه های (۲) و (۳) به دست می آیند، انتخاب می شود. در این رابطه ها، $x(n)$ ، $a_{j,k}$ و $d_{j,k}$ به ترتیب سیگنال نویزی ورودی، ضرایب قسمت تقریب و ضرایب قسمت جزئیات هستند. $a_{j,k}$ و $d_{j,k}$ از ضرب سیگنال ورودی در مقدار مقیاس یافته و شیفت یافته توابع مقیاس $\Phi_{j,k}(n)$ و $\Psi_{j,k}(n)$ در سطح تجزیه j ام محاسبه می شوند [۲۰].

$$a_{j,k} = 2^{-\frac{j}{2}} \sum_n x(n) \Phi(2^{-j}n - k) \quad (2)$$

5- Wavelet Multi-Resolution Analysis

6- Thresholding

4- Level of Decomposition



• انتخاب مقدار LOD مناسب

انتخاب مقدار بهینه LOD نقش مهمی در دقت حذف نویز دارد. مقدار LOD مناسب بر اساس مشخصه فرکانسی یا زمانی سیگنال انتخاب می‌شود. افزایش بیش‌ازحد مقدار LOD باعث حذف داده‌های مربوط به دینامیک حرکت شده و دقت ناوبری را کاهش می‌دهد. تاکنون روش‌های مختلفی برای انتخاب مقدار LOD ارائه شده است [۱۷].

• انتخاب روش آستانه‌گذاری و تعیین مقدار آستانه بهینه

روش‌های آستانه‌گذاری ضرایب موجک به دو روش آستانه‌گذاری سخت (۶) و آستانه‌گذاری نرم (۷) تقسیم می‌شوند. در این معادلات، T مقدار آستانه، x سیگنال ورودی، y سیگنال خروجی و $sign$ عملگر ریاضی علامت هستند [۱۸].

$$y = \begin{cases} x & \text{if } |x| > T \\ 0 & \text{if } |x| \leq T \end{cases} \quad (6)$$

$$y = \begin{cases} |x - T| \times sign(x) & \text{if } |x| > T \\ 0 & \text{if } |x| \leq T \end{cases} \quad (7)$$

روش آستانه و مقدار آستانه مناسب باید به نحوی انتخاب شود که موجب حذف مؤثر تداخل‌های با حداقل تخریب سیگنال حقیقی شود. جدول ۲ میزان کاهش سطح نویز را به ازای توابع مختلف موجک نشان می‌دهد [۱۹].

جدول ۲- مقایسه اثربخشی توابع مختلف موجک در حذف نویز

تابع موجک	SNR ورودی	SNR خروجی
DB1	3.052	23.4526
DB4	3.051	22.6804
DB8	3.052	23.1745
SYM1	3.051	23.961
SYM4	3.052	25.1986
SYM8	3.052	26.8637
SYM10	3.052	26.8732

۲-۲. کالیبراسیون حسگرهای اینرسی

وجود خطای اندازه‌گیری حسگرها عملکرد سیستم ناوبری را به شدت کاهش می‌دهد. همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، یک دسته از این خطاها، خطاهای قطعی هستند که شامل بایاس، ضریب مقیاس^۷ و خطای عدم تعادل محور حسگرها هستند. خطاهای قطعی پیش از شروع ناوبری با استفاده از تجهیزات آزمایشگاهی قابل‌اندازه‌گیری و جبران‌سازی هستند. درحالی‌که خطاهای تصادفی، که شامل نویز کوانتیزاسیون، قدم زدن تصادفی^۸ زاویه‌ای (ARW)، قدم‌زده تصادفی سرعت (VRW)، تغییرات دمایی بایاس و ضریب مقیاس و ناپایداری بایاس است، در حین ناوبری با استفاده از روش‌های آماری تخمین زده می‌شوند.

میزان دقت کلاس‌های مختلف حسگرهای اینرسی و همچنین خطای ناوبری INS متأثر از خطای حسگرهای اینرسی در جدول‌های ۳ و ۴ ارائه شده است [۲۰].

جدول ۳- میزان خطای کلاس‌های مختلف

شتاب‌سنج‌ها و ژيروسکوپ‌ها

کلاس	بایاس شتاب‌سنج (mg)	VRW (m/s/√hr)	بایاس ژيروسکوپ (deg/hr)	ARW (deg/√hr)
ناوبری	0.01	0.01	0.01	0.01
تاکتیکی	0.1	0.03	1	0.05
صنعتی	1	0.1	10	0.2
تجاری	10	1	100	2

در کالیبراسیون حسگرها، انتخاب روش مناسب با توجه به فناوری ساخت حسگرها تغییر می‌کند. به‌عنوان مثال، انجام کالیبراسیون و تعیین دقیق ضرایب کالیبراسیون در حسگرهای MEMS (که توانایی اندازه‌گیری سرعت دورانی زمین را

7 - Scale factor
8 - Random Walk



ندارند) نیازمند تجهیزات و الگوریتم‌های خاص بوده و در شرایط ویژه‌ای انجام می‌شود. بنابراین کالیبراسیون حسگرهای اینرسی شامل تعیین و جبران‌سازی خطاهای قطعی پیش از شروع ناوبری و خطاهای تصادفی در حین ناوبری است.

جدول ۴- میزان خطای ناوبری به ازای کلاس‌های مختلف حسگر اینرسی

کلاس	1s	10s	60s	10min	1hr
ناوبری	<1 (mm)	1 (mm)	50 (cm)	100 (m)	10 (km)
تاکتیکی	1 (mm)	8 (cm)	5 (m)	2 (km)	400 (km)
صنعتی	6 (mm)	70 (cm)	40 (m)	20 (km)	3900 (km)
تجاری	6 (cm)	6.5 (m)	400 (m)	200 (km)	39,000 (km)

۲-۲-۱. جبران‌سازی خطاهای قطعی شتاب‌سنج‌ها

بایاس و ضریب مقیاس به صورت رابطه $\mathbf{a}_m = S_a \mathbf{a} + \mathbf{b}_a$ در اندازه‌گیری شتاب‌سنج‌ها وارد می‌شوند که S_a و \mathbf{b}_a به ترتیب بردار بایاس شتاب‌سنج‌ها و ماتریس ضریب مقیاس بوده و به صورت

$$S_a = \begin{bmatrix} S_a^x & 0 & 0 \\ 0 & S_a^y & 0 \\ 0 & 0 & S_a^z \end{bmatrix} \text{ و } \mathbf{b}_a = \begin{bmatrix} b_a^x \\ b_a^y \\ b_a^z \end{bmatrix} \quad (9)$$

تعریف می‌شوند. در این رابطه \mathbf{a} نشان‌دهنده مقدار واقعی شتاب و \mathbf{a}_m مقدار اندازه‌گیری شده شتاب توسط شتاب‌سنج است.

عامل دیگر در بروز خطاهای قطعی شتاب‌سنج‌ها، ناهمراستایی محورهای شتاب‌سنج با محورهای پکیج IMU است. با توجه به اینکه معمولاً پکیج IMUها به صورت مکعبی ساخته می‌شود، انتظار می‌رود که در حالت ایده‌آل، محورهای شتاب‌سنج‌ها عمود بر وجه‌های این مکعب باشد. اما معمولاً این اتفاق رخ نمی‌دهد و مقداری خطا (هرچند جزئی) در نصب شتاب‌سنج‌ها درون پکیج اتفاق می‌افتد.

ناهمراستایی محورهای شتاب‌سنج‌ها را به صورت ماتریس زیر مدل می‌کنند و به صورت ضربی در معادلات وارد می‌شود.

$$M_a = \begin{bmatrix} m_a^{xx} & m_a^{xy} & m_a^{xz} \\ m_a^{yx} & m_a^{yy} & m_a^{yz} \\ m_a^{zx} & m_a^{zy} & m_a^{zz} \end{bmatrix}$$

ماتریس M_a نشان‌دهنده ناهمراستایی محورهای شتاب‌سنج‌ها است و هر یک از درایه‌های آن نشان‌دهنده میزان تأثیر شتاب‌های وارد شده بر محورهای X، Y و Z بر شتاب‌سنج‌های محورهای X، Y و Z است. به عنوان مثال: درایه m_a^{xy} نشان‌دهنده میزان تأثیر شتاب وارد شده بر محور Y بر شتاب‌سنج محور X است. در حالت ایده‌آل (محورهای پکیج IMU و شتاب‌سنج‌ها بر هم منطبق باشند) ماتریس M_a ماتریس همانی است.

• نحوه محاسبه بایاس

برای محاسبه بایاس هریک از محورهای شتاب‌سنج‌ها، مراحل زیر را انجام می‌دهیم.

الف) یکی از محورهای X، Y یا Z را انتخاب کرده و IMU را روی وجه متناظر با آن محور قرار می‌دهیم؛

ب) شتاب‌های هر محور را اندازه‌گیری و ثبت می‌کنیم؛

ج) اکنون IMU را بر روی وجه روبه‌رویی قرار می‌دهیم (اگر وجه X را انتخاب کرده‌ایم، IMU را روی وجه -X قرار می‌دهیم)؛

د) شتاب‌های هر محور را دوباره اندازه‌گیری می‌کنیم؛

ه) حاصل جمع مقادیر ثبت‌شده از مراحل «ب» و «د» برابر است با دو برابر مقدار بایاس هر محور.

به منظور افزایش دقت، می‌توان مراحل بالا را روی هر سه محور X، Y و Z انجام داد و میانگین مقادیر بایاس به دست آمده متناظر با هر محور را





در نظر گرفت.

❖ نحوه محاسبه ضریب مقیاس و

ناهمراستایی

از آنجاکه تأثیر ضریب مقیاس و ناهمراستایی بر مقادیر قرائت شده به طور مشابه ظاهر می‌شوند، حاصل ضرب این دو عامل به صورت

$$C_a = M_a S_a = \begin{bmatrix} c_a^{xx} & c_a^{xy} & c_a^{xz} \\ c_a^{yx} & c_a^{yy} & c_a^{yz} \\ c_a^{zx} & c_a^{zy} & c_a^{zz} \end{bmatrix}$$

را با استفاده از روش زیر محاسبه می‌کنیم.

الف) IMU را بر روی وجه متناظر با محور X قرار می‌دهیم، به نحوی که محور X به سمت بالا باشد؛

ب) شتاب‌های هر محور X و Y و Z را اندازه‌گیری می‌کنیم؛

ج) اکنون IMU را بر روی وجه روبه‌روی قرار می‌دهیم، به نحوی که محور X به سمت پایین باشد؛

د) شتاب‌های هر محور را دوباره اندازه‌گیری می‌کنیم؛

ه) تفاضل مقادیر ثبت شده در مراحل «ب» و «د» برابر است با حاصل ضرب دو برابر درایه‌های ستون اول، در شتاب گرانش؛

$$c_a^{xx} = (a_{m, Xup}^x - a_{m, Xdown}^x) / 2g$$

$$c_a^{yy} = (a_{m, Xup}^y - a_{m, Xdown}^y) / 2g$$

$$c_a^{zz} = (a_{m, Xup}^z - a_{m, Xdown}^z) / 2g$$

و) مراحل «الف» تا «ه» را روی محورهای Y و Z تکرار کنید تا درایه‌های ستون‌های دوم و سوم ماتریس C_a به دست آیند.

۲-۲-۲. جبران‌سازی خطاهای قطعی ژيروسکوپ‌ها

روش ارائه شده در بخش ۱-۳ برای جبران‌سازی خطاهای قطعی کردن ژيروسکوپ‌ها نیز قابل استفاده است. برای کالیبره کردن

ژيروسکوپ‌ها نیز، مشابه کالیبره کردن شتاب‌سنج‌ها، به یک حرکت دورانی با سرعت زاویه‌ای مشخص به‌عنوان مقدار مرجع نیاز است.

در حسگرهای FOG که قابلیت اندازه‌گیری سرعت دورانی زمین (ω_{ie}) را دارند، از سرعت دورانی زمین به‌عنوان مقدار مرجع استفاده می‌شود. ولی برای ژيروسکوپ‌های MEMS که توانایی اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای زمین را ندارند، نمی‌توان از این مقدار مرجع استفاده کرد و حتماً باید از میز کالیبراسیون با قابلیت حرکت دورانی با سرعت مشخص ($\omega_{ref} = 10 \frac{deg}{sec}$) استفاده کرد. در این صورت می‌توان با ثبت نمودن سرعت‌های زاویه‌ای در دو حالت دوران ساعتگرد ($\omega_{CW} = b_g + m_g \omega_{ref}$) و پادساعتگرد ($\omega_{CCW} = b_g - m_g \omega_{ref}$) مقادیر ضریب مقیاس و بایاس را به‌صورت زیر به دست آورد.

$$b_g = \frac{\omega_{CW} + \omega_{CCW}}{2} \quad (13)$$

$$m_g = \frac{\omega_{CW} - \omega_{CCW}}{2\omega_{ref}} \quad (14)$$

۳. جبران‌سازی خطای نصب IMU

در شرایط ایده‌آل بایستی IMU دقیقاً در مرکز ثقل و هم‌راستا با محورهای یکه دستگاه بدنه نصب گردد. باوجوداین، در عمل معمولاً مقداری خطا در محل نصب IMU وجود دارد. چرا که ممکن است امکان نصب IMU در مرکز جرم وجود نداشته باشد. ضمن اینکه اگر IMU به‌خوبی با محورهای یکه دستگاه بدنه هم‌راستا نشده باشد، خروجی حسگرهای اینرسی برای ناوبری مناسب نخواهد بود. بنابراین خطای ناهمراستایی نصب IMU یکی از منابع اجتناب‌ناپذیر خطا در ناوبری اینرسی است. به‌منظور جبران‌سازی خطای نصب IMU روی بدنه، تأثیر خطای نصب IMU بر دقت ناوبری اینرسی را در دو دسته زیر بررسی

$$= \begin{bmatrix} r_1(t + \delta t) - r_1(t) \\ r_2(t + \delta t) - r_2(t) \\ r_3(t + \delta t) - r_3(t) \end{bmatrix}$$

است. با در نظر گرفتن تغییرات حدی، می توان معادله حالت یک بردار را از دید دستگاه S، به صورت زیر تعریف کرد.

$$(D^S \underline{r})^S := \left\{ \left(\frac{d}{dt} \right)^S \underline{r} \right\}^S = \left\{ \left(\frac{d}{dt} \right) \underline{r}^S \right\} \quad (16)$$

$$:= D(\underline{r}^S) = \dot{\underline{r}}^S = \begin{bmatrix} \dot{r}_1 \\ \dot{r}_2 \\ \dot{r}_3 \end{bmatrix}$$

لازم به یادآوری است که مؤلفه های این معادله حالت در دستگاه بدنه (B) را می توان به صورت

$$(D^S \underline{r})^B = \left\{ \left(\frac{d}{dt} \right)^S \underline{r} \right\}^B = C_S^B D(\underline{r}^S) \quad (17)$$

$$= C_S^B \begin{bmatrix} \dot{r}_1 \\ \dot{r}_2 \\ \dot{r}_3 \end{bmatrix} = \dot{\underline{r}}^B$$

بیان نمود، که C_S^B ماتریس دوران از دستگاه S به دستگاه B است.

تأثیر دیگر نصب IMU خارج از مرکز ثقل وسیله نقلیه، در هنگام پیچ های جاده (سرعت زاویه ای غیرصفر) بروز پیدا می کند. چنانچه IMU دقیقاً در مرکز جرم باشد، شتابی از طرف سرعت دوران خودرو احساس نمی شود. لیکن اگر IMU خارج از مرکز جرم نصب شود، به دلیل نیروی گریز از مرکز⁹ مقادیر اندازه گیری شده با شتابسنجها همراه با خطا خواهند بود. این شبه نیرو که به دلیل اثر کوریولیس¹⁰ به وجود می آید، باید در محاسبات جبران سازی شود. برای این منظور با فیدبک گرفتن از بردار سرعت خطی جسم، عامل تصحیح کوریولیس را محاسبه می کنیم [21].

در حالت دوم که مرکز جرم با گذشت زمان تغییر می کند، با توجه به تغییرات ناظر در موقعیت لحظه ای مرکز جرم نسبت به ناظر در

می کنیم.

✓ فاصله محل نصب IMU از مرکز ثقل وسیله نقلیه؛

✓ ناهمراستایی محورهای IMU با بردارهای یکه دستگاه بدنی.

۳-۱. خطای نصب IMU خارج از مرکز ثقل

با توجه به اینکه معادله های سوم نیوتن برای مرکز جرم یک جسم نوشته می شود و پارامترهای نیرو و شتاب برای این نقطه در نظر گرفته می شوند، در محاسبات INS، مرجع محاسبات ناوبری (محل نصب حسگرها) روی مرکز جرم لحاظ می شود. در صورتی که حسگرهای اینرسی بر روی مرکز جرم نصب نشده باشند، مقداری خطا در محاسبات ناوبری ایجاد می شود. اگر فرض کنیم دو ناظر یکی در موقعیت حسگرهای اینرسی و دیگری در مرکز جرم قرار داده شوند، دو حالت زیر اتفاق می افتد.

۱- مرکز جرم جسم متحرک نسبت به زمان ثابت باشد.

۲- مرکز جرم جسم متحرک با گذشت زمان تغییر بکند.

با توجه به اینکه مرکز جرم وسایل نقلیه زمینی را می توان با تقریب قابل قبولی با گذشت زمان ثابت فرض کرد، تمرکز این مقاله روی حالت اول (ثابت بودن مرکز جرم) خواهد بود. در این حالت، تغییرات یک بردار از دید این دو ناظر یکسان است؛ هرچند بیان آن بردار از دید هر ناظر با دیگری متفاوت است. با فرض اینکه بردار \underline{r} از دید دستگاه حسگر (S) در زمان t ، $\underline{r}^S(t)$ و در زمان $t + \delta t$ نیز $\underline{r}^S(t + \delta t)$ باشد، تغییرات این بردار در فاصله زمانی δt ، از دید دستگاه S، به صورت

$$(\delta \underline{r})^S = \underline{r}^S(t + \delta t) - \underline{r}^S(t) \quad (15)$$

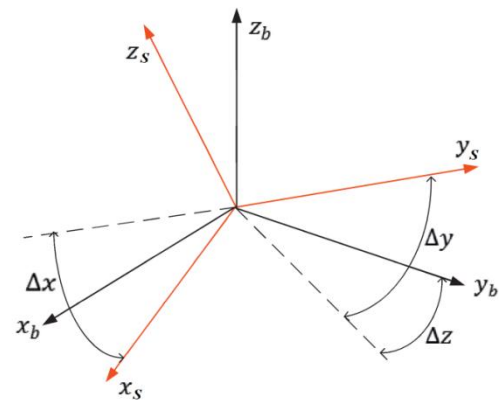




محل نصب IMU، موقعیت، سرعت خطی و زاویه‌ای احساس شده با دو ناظر متفاوت و متغیر با زمان خواهند بود. بنابراین تأثیر خطای ناشی از فاصله محل نصب IMU از مرکز ثقل در این حالت بسیار شدیدتر است، زیرا در طول زمان، به علت تغییرات مرکز ثقل، یک خطای متغیر با زمان در شتاب، سرعت و موقعیت ایجاد می‌شود. به‌عنوان مثالی از این حالت، می‌توان به حرکت‌های پرتابی موشک اشاره کرد. در پرتاب موشک، به دلیل مصرف بالای سوخت و جدایش مراحل و متعلقات آن‌ها مانند کمربندهای انفجاری مراحل و دیگر تجهیزات مرتبط بین مراحل، مرکز جرم تغییرات مداوم و ناگهانی دارد.

۲-۳. خطای ناهمراستایی IMU با دستگاه بدنی

دستگاه مختصات IMU را دستگاه حسگر (S) و مرکز آن را در مرکز ثقل خودرو در نظر بگیرید. در این صورت هر دو دستگاه S و بدنه خودرو (b) هم‌مرکز هستند و مطابق شکل ۲، تنها با هم اختلاف زاویه دارند. بنابراین برای اصلاح روابط ناوبری باید ماتریس دوران از دستگاه S به دستگاه b (C_b^S) را محاسبه و پیش از انجام محاسبات در داده‌های قرائت‌شده از IMU ضرب کنیم.



شکل ۲- اختلاف محورهای IMU با بردارهای یک دستگاه بدنی

بنابراین باید زوایای ناهمراستایی نصب IMU محاسبه و بر اساس آن ماتریس انتقال مناسب ایجاد شود. بدیهی است، چنانچه ناهمراستایی بین محورهای IMU با بردارهای یک دستگاه بدنی وجود نداشته باشد، ماتریس C_b^S ماتریس همانی است.

از آنجاکه زوایای خطای نصب IMU (Δx , Δy و Δz) مقادیر کوچکی هستند، ماتریس C_b^S را می‌توان به صورت

$$C_b^S \approx \begin{bmatrix} 1 & -\Delta z & \Delta y \\ \Delta z & 1 & -\Delta x \\ -\Delta y & \Delta x & 1 \end{bmatrix} \quad (18)$$

تقریب زد. اکنون ماتریس انتقال از دستگاه S به دستگاه جغرافیایی (NED) را می‌توان به صورت $C_S^N = C_b^N C_b^S$ به دست آورد، که $C_b^S = (C_b^S)^T$ و با توجه به اینکه حرکت روی سطح زمین تقریباً فاقد زوایای roll و pitch است، C_S^N برابر

$$C_b^N = \begin{bmatrix} \cos \psi_0 & \sin \psi_0 & 0 \\ -\sin \psi_0 & \cos \psi_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (19)$$

خواهد بود. بنابراین زوایای pitch، roll و yaw برابر

$$\gamma = \arctan\left(\frac{\Delta x}{1}\right) \approx \Delta x, \quad (20)$$

$$\theta = \arcsin(\Delta y) \approx \Delta y, \quad (21)$$

ψ

$$\begin{aligned} &= \arctan\left(\frac{\Delta z \cos \psi_0 + \sin \psi_0}{\cos \psi_0 + \Delta z \sin \psi_0}\right) \\ &\approx \arctan\left(\frac{\sin(\psi_0 + \Delta z)}{\cos(\psi_0 + \Delta z)}\right) \\ &\approx \psi_0 + \Delta z, \end{aligned} \quad (22)$$

است. بنابراین می‌توان زوایای خطای نصب IMU را به صورت زوایای اولیه roll، pitch و yaw در شرایطی که جسم در یک سطح کاملاً افقی باشد، در نظر گرفت. بنابراین خودرو را در یک سطح کاملاً صاف قرار داده و مراحل زیر را انجام می‌دهیم.

برای محاسبه Δx و Δy ، در شرایطی که وسیله نقلیه روی یک سطح صاف (بدون شیب) در حالت سکون است، خروجی شتاب‌سنج‌ها

دستگاه بدنی بوده و می‌توان آن را به صورت

$$f^b = R_l^b(-g^l) = (R_l^b)^T(-g^l) \quad (26)$$

نمایش داد، که R_l^b ماتریس انتقال از دستگاه بدنی به دستگاه LLC است. همچنین بردار جاذبه $g^l = [0 \ 0 \ -g]^T$ است. با جایگذاری این مقادیر در رابطه f^b ، به رابطه زیر می‌رسیم.

$$f^b = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \cos(p) \sin(r) \\ g \sin(p) \\ g \cos(p) \cos(r) \end{bmatrix} \quad (27)$$

بنابراین زاویه‌های pitch و roll به صورت زیر به دست می‌آیند.

$$r = \tan^{-1} \left(\frac{f_y}{\sqrt{f_x^2 + f_z^2}} \right) \quad (28)$$

$$p = \tan^{-1} \left(\frac{f_x}{f_z} \right) \quad (29)$$

۴-۲. گام دوم (محاسبه زاویه yaw)

زاویه yaw را می‌توان با استفاده از خروجی ژيروسکوپ‌ها و زاویه‌های pitch و roll محاسبه شده در گام اول، به صورت زیر تعیین کرد.

$$y = \tan^{-1} \left[\frac{\omega_x(\cos r) + \omega_z(\sin r)}{\omega_y(\cos p) + \omega_z(\sin p \sin r) - \omega_z(c)} \right] \quad (30)$$

در کاربردهای خشکی و دریایی که زاویه‌های اولیه pitch و roll مقادیر کوچکی هستند، $\sin r \approx \sin p \approx 0$ و $\cos r \approx \cos p \approx 1$ است. بنابراین $y \approx \tan^{-1} \left(\frac{\omega_x}{\omega_y} \right)$ خواهد بود.

استفاده از این روش فقط برای ژيروسکوپ‌های FOG امکان‌پذیر است و برای حسگرهای MEMS که قادر به اندازه‌گیری سرعت دورانی زمین نیستند، باید از تجهیزات کمکی مانند قطب‌نما استفاده کرد. در ضمن در صورتی که از GPS استفاده کنیم، Heading وسیله پس از شروع حرکت محاسبه می‌شود.

۵. پیاده‌سازی عملی سیستم ناوبری اینرسی

پیاده‌سازی الگوریتم ناوبری با استفاده از IMU

را اندازه‌گیری کرده و زاویه‌های Δx و Δy را به صورت

$$\Delta x = \tan^{-1} \left(\frac{f_{s,y}}{\sqrt{f_{s,x}^2 + f_{s,z}^2}} \right) \quad (23)$$

$$\Delta y = \tan^{-1} \left(\frac{f_{s,x}}{f_{s,z}} \right) \quad (24)$$

به دست می‌آوریم. برای تعیین Δz لازم است خودرو روی یک سطح صاف در مسیر مستقیم حرکت نماید و خروجی شتاب‌سنج‌ها را اندازه‌گیری کنیم. از آنجاکه نیروی جانبی خودرو برابر صفر است ($f_{b,y} = 0$). بنابراین Δz به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\Delta z = \frac{f_{s,y} + \Delta x f_{s,z}}{f_{s,x}} \quad (25)$$

۴. تراز یابی اولیه

به منظور افزایش دقت در ناوبری اینرسی لازم است مقادیر اولیه زاویه‌های Roll، Pitch و Yaw وسیله با دقت خوبی تعیین شود. محاسبه این مقادیر اولیه برای تعیین مقادیر اولیه کواترنیون‌ها لازم است. در این بخش نحوه تراز یابی اولیه را در دو مرحله بررسی می‌کنیم. در گام اول زوایای pitch و roll را با استفاده از شتاب‌سنج‌ها محاسبه می‌کنیم. سپس در صورت استفاده از ژيروسکوپ‌های FOG زاویه yaw اولیه سیستم (heading) را در گام دوم با استفاده از ژيروسکوپ‌ها محاسبه می‌کنیم. در حالی که اگر از ژيروسکوپ‌های MEMS استفاده شود، بایستی از تجهیزات کمکی مانند قطب‌نما برای تعیین heading اولیه استفاده کرد.

۴-۱. گام اول (محاسبه زوایای pitch و roll)

در شرایطی که وسیله نقلیه در حالت سکون است، شتاب‌سنج‌ها مؤلفه‌های جاذبه بر شتاب‌سنج‌ها به واسطه زوایای pitch و roll را اندازه می‌گیرند. اندازه‌گیری‌های شتاب‌سنج‌ها در



به شماره قطعه 3DM-GX3-25 ساخت شرکت MicroStrain به صورت آنلاین و روی لپ تاپ با مشخصات CPU: Core i7-2670QM @ 2.20GHz و RAM: 6GB در نرم افزار MATLAB R2016b انجام شده است.

۵-۱. کالیبراسیون حسگرهای اینرسی

با انجام دادن مراحل کالیبراسیون برای IMU مورد استفاده، مقادیر بایاس و ضریب مقیاس شتابسنجها به صورت زیر به دست می آید.

جدول ۵- بایاس شتابسنجها حول محورهای X, Y و Z

بایاس محور	بایاس محور	بایاس محور	بایاس محور
0.0022	-0.0340	0.1362	حول محور
-0.0018	-0.0343	0.1319	حول محور
0.0060	-0.0284	0.1346	حول محور
0.0021	-0.0322	0.1342	میانگین

جدول ۶: ضریب مقیاس شتابسنجها حول

محورهای X, Y و Z

محور X	محور Y	محور Z	ضریب
0.9969	0.9897	0.9995	

با توجه به اینکه IMU استفاده شده قابلیت اندازه گیری سرعت دورانی زمین را ندارد، برای کالیبره کردن ژایروها از میز کالیبراسیون با قابلیت دوران با دقت بالا استفاده شده است. داده های IMU با زمان نمونه برداری ۵ میلی ثانیه برای ۲۴ حالت مختلف ثبت شده است که این حالت های دوران در جدول ۷ ارائه شده است. در این صورت حاصل جمع مقادیر اندازه گیری شده برای دوران ساعتگرد و پادساعتگرد در یک سرعت زاویه ای ثابت، دو برابر مقدار بایاس را نشان می دهد. ضمن اینکه مقدار بهره نیز به صورت $\frac{\omega_{m,cw} - \omega_{m,ccw}}{2\omega_{ref}}$ به دست می آید.

لازم به ذکر است، در سطرهایی از جدول ۷

که زاویه های pitch یا roll مخالف صفر است، سرعت زاویه ای دو مؤلفه دارد. یکی $\omega \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} - \theta\right) \cong 0.99619470 \times \omega$ و دیگری $\omega \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - \theta\right) \cong 0.08715574 \times \omega$ به عنوان مثال برای سرعت زاویه ای 6rpm و roll برابر 85 درجه، مؤلفه های سرعت زاویه ای $\omega_{ref,1}$ و $\omega_{ref,2}$ به ترتیب برابر 0.62592759 و 0.05476155 رادیان بر ثانیه هستند.

جدول های ۸ و ۹ مقادیر بایاس و ضریب مقیاس ژایروها را به ازای سرعت های دورانی مختلف نشان می دهد. در هر یک از سطرهای این جدول هایی که زاویه های pitch و roll آن صفر است، تنها مقدار سرعت مرجع برای ژایروی محور Z در اختیار است. همچنین برای سطرهایی که یکی از زاویه های pitch یا roll آن ۸۵ درجه است، مقدار سرعت مرجع برای ژایروهای دو محور در اختیار است و می توان ضریب مقیاس متناظر با آن دو محور را به دست آورد. البته در این حالت مقدار مرجع برای یکی از محورها مقدار کوچکی است و بر دقت محاسبات ضریب مقیاس آن محور تأثیر منفی می گذارد. بنابراین تنها ضریب مقیاس مربوط به محور با مقدار مرجع بزرگ تر را در نظر می گیریم.

۵-۲. کاهش سطح نویز اندازه گیری

مسیر در نظر گرفته شده برای پیاده سازی INS و بررسی روش های کاهش خطای ناوبری، به صورت شکل ۳ است. هدینگ اولیه در این مسیر 112- درجه است. داده های این مسیر با فرکانس ۲۰۰ هرتز (زمان نمونه برداری ۵ میلی ثانیه) در طول زمان حرکت ثبت شده است و نمودار زمانی خروجی شتابسنجها و ژيروسکوپها در شکل ۴ نشان داده شده است. همان طور که در این نمودارها مشاهده می شود، داده های خروجی شتابسنجها و ژيروسکوپها



جدول ۷- حالت‌های مختلف دوران IMU در هنگام کالیبراسیون ژيروسکوپ‌های محورهای X، Y و Z

سرعت دوران	Pitch زاویه	Roll زاویه	شماره	سرعت دوران	Pitch زاویه	Roll زاویه	شماره
1rpm-CCW	0.0	0.0	-۱۳	1rpm-CW	0.0	0.0	-۱
6rpm-CCW	0.0	0.0	-۱۴	6rpm-CW	0.0	0.0	-۲
12rpm-CCW	0.0	0.0	-۱۵	12rpm-CW	0.0	0.0	-۳
18rpm-CCW	0.0	0.0	-۱۶	18rpm-CW	0.0	0.0	-۴
1rpm-CCW	85.00	0.0	-۱۷	1rpm-CW	85.00	0.0	-۵
6rpm-CCW	85.00	0.0	-۱۸	6rpm-CW	85.00	0.0	-۶
12rpm-CCW	85.00	0.0	-۱۹	12rpm-CW	85.00	0.0	-۷
18rpm-CCW	85.00	0.0	-۲۰	18rpm-CW	85.00	0.0	-۸
1rpm-CCW	0.0	85.00	-۲۱	1rpm-CW	0.0	85.00	-۹
6rpm-CCW	0.0	85.00	-۲۲	6rpm-CW	0.0	85.00	-۱۰
12rpm-CCW	0.0	85.00	-۲۳	12rpm-CW	0.0	85.00	-۱۱
18rpm-CCW	0.0	85.00	-۲۴	18rpm-CW	0.0	85.00	-۱۲

جدول ۸- مقادیر بایاس ژيروسکوپ‌ها، به ازای سرعت‌های دورانی مختلف

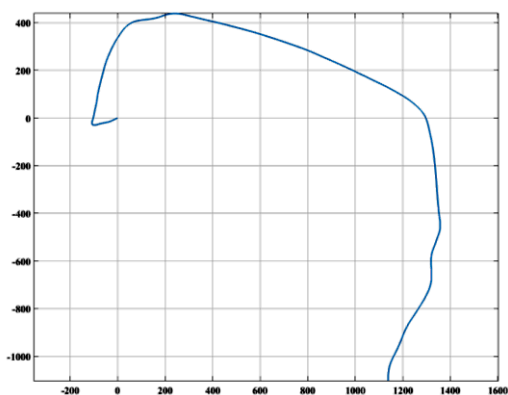
R0ll	Pitch	Yaw	GYRO BIAS		
0.0	0.0	1rpm	0.006140250	0.015782890	-0.002955070
0.0	0.0	6rpm	0.006310015	0.015626710	-0.002973180
0.0	0.0	12rpm	0.006432451	0.015731263	-0.002975175
0.0	0.0	18rpm	0.006406115	0.015811070	-0.002987020
0.0	85.00	1rpm	0.005951980	0.015298650	-0.002467410
0.0	85.00	6rpm	0.006101605	0.014564840	-0.002518830
0.0	85.00	12rpm	0.006138750	0.014593815	-0.002329285
0.0	85.00	18rpm	0.006222720	0.014242390	-0.002406920
85.00	0.0	1rpm	0.006913925	0.014539110	-0.002443445
85.00	0.0	6rpm	0.006902665	0.014475775	-0.002358750
85.00	0.0	12rpm	0.006864265	0.014591780	-0.002474170
85.00	0.0	18rpm	0.007114355	0.014726865	-0.002543915
Average			[0.006527661 0.014896348 -0.002574100]		

جدول ۹- مقادیر ضریب مقیاس ژيروسکوپ‌ها، به ازای سرعت‌های دورانی مختلف

R0ll	Pitch	Yaw	ref(x)	ref(y)	ref(z)	GYRO GAIN
0.0	0.0	1rpm	---	---	0.10471975	[--- --- 1.0017]
0.0	0.0	6rpm	---	---	0.62831850	[--- --- 1.0017]
0.0	0.0	12rpm	---	---	1.25663706	[--- --- 1.0019]
0.0	0.0	18rpm	---	---	1.88495559	[--- --- 1.0021]
0.0	85	1rpm	---	0.10432095	0.00913043	[--- 1.0017 ---]
0.0	85	6rpm	---	0.62592575	0.05478256	[--- 1.0012 ---]
0	85	12rpm	---	1.25185150	0.10956512	[--- 1.0013 ---]
0	85	18rpm	---	1.87777725	0.16434768	[--- 1.0012 ---]
85	0.0	1rpm	0.10432095	---	0.00913043	[1.0012 --- ---]
85	0.0	6rpm	0.62592575	---	0.05478256	[1.0011 --- ---]
85	0.0	12rpm	1.25185150	---	0.10956512	[1.0010 --- ---]
85	0.0	18rpm	1.87777725	---	0.16434768	[1.0010 --- ---]
Scale factor						[1.0010 1.0013 1.0018]



پایین‌گذر استفاده می‌شود. ولی استفاده از این فیلتر باعث می‌شود که مقادیر بایاس و ضریب مقیاس که در مرحله کالیبراسیون محاسبه شده بود تغییر کند. بنابراین لازم است مراحل کالیبراسیون را با در نظر گرفتن این فیلترهای پایین‌گذر دوباره انجام داد. همچنین استفاده از این فیلترها بر تغییرات سریعی که در مسیر حرکت وجود داشته (مانند پیچ‌های شدید در مسیر) نیز تأثیر منفی می‌گذارد. بنابراین پهنای باند فیلتر باید به اندازه کافی بزرگ انتخاب شود.



شکل ۵- نمودار حرکت وسیله نقلیه در دستگاه مختصات شمال-شرق بدون حذف نویز

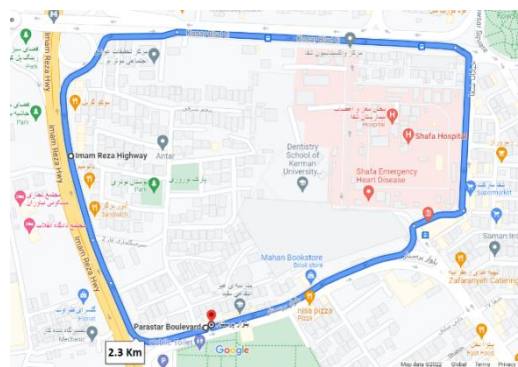
در این مقاله، فیلترهای پایین‌گذر باترورث از مرتبه دو و پهنای باند 3dB برابر با ۱۰ هرتز به صورت زیر در نظر گرفته شده است.

$$y_i = (0.02x_i + 0.04x_{i-1} + 0.02x_{i-2}) + (1.561y_{i-1} - 0.641y_{i-2}) \quad (33)$$

با اجرای الگوریتم ناوبری، پس از حذف نویز اندازه‌گیری، نتایج زیر به دست می‌آید.

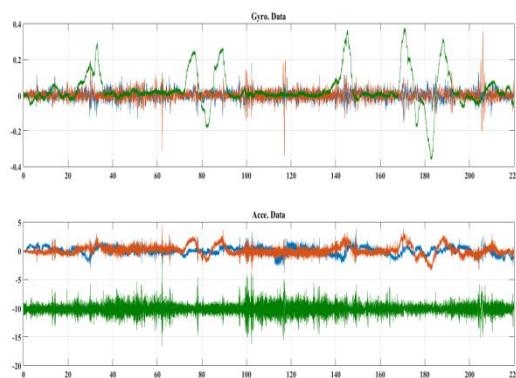
از نتایج ناوبری در این مسیر مشاهده می‌شود، دقت ناوبری پس از حذف نویز از داده‌های IMU به طرز قابل‌ملاحظه‌ای ارتقا پیدا می‌کند. فیلتر پایین‌گذر در نظر گرفته شده به صورت تقریبی طراحی شده است، چنانچه طراحی این فیلترها با دقت بیشتری انجام شود یا از روش موجک برای حذف نویز استفاده شود، ممکن است نتایج بهتری

به‌شدت آغشته به نویز اندازه‌گیری است و باید پیش از استفاده در محاسبات ناوبری سطح نویز کاهش یابد. به‌منظور بررسی میزان تأثیر نویز حسگرهای اینرسی بر دقت ناوبری اینرسی، ابتدا پیاده‌سازی بدون حذف نویز برای مسیر شکل ۳ انجام می‌شود.



شکل ۳- مسیر طی شده برای ارزیابی عملکرد سیستم ناوبری اینرسی

چنانچه بدون انجام دادن مرحله حذف نویز که در بخش دوم بیان شد، الگوریتم ناوبری را اجرا کنیم، نتایج شکل ۵ در صفحه X-Y به دست می‌آید، که در آن شمال جغرافیایی به سمت بالاست. (زاویه‌های roll و pitch اولیه صفر در نظر گرفته شده است.)

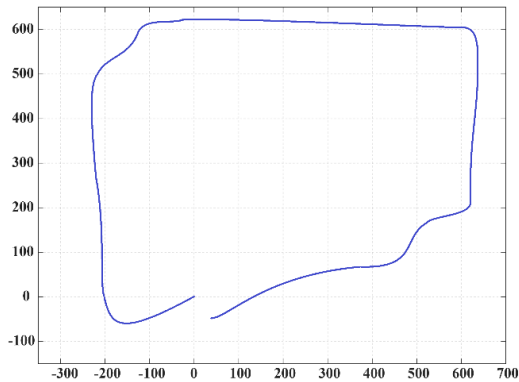


شکل ۴- داده‌های آغشته به نویز ثبت‌شده از IMU

همان‌طور که مشاهده می‌شود، دقت ناوبری بدون حذف کردن نویز اندازه‌گیری IMU با گذشت زمان بسیار کم می‌شود. بنابراین به‌منظور حذف نویز داده‌های ثبت‌شده، از فیلترهای

به دست آید.

داده‌های حسگری، با در نظر گرفتن هدینگ اولیه برابر با 112- درجه و زاویه‌های roll و pitch اولیه $p = 1.25$, $r = -2.5$ درجه، نتایج زیر را برای مسیر نشان داده شده به دست می‌آوریم.



شکل ۸: نمودار حرکت وسیله نقلیه در دستگاه مختصات شمال-شرق، پس از حذف نویز و جبران سازی ناهمراستایی IMU با دستگاه بدنه

همان‌طور که مشاهده می‌شود، با حذف نویز از خروجی حسگرهای اینرسی و جبران سازی ناهمراستایی خطای نصب IMU، دقت ناوبری اینرسی تا حد زیادی افزایش پیدا می‌کند. زمان اجرای الگوریتم INS در هر مرتبه اجرا در مسیر بیان شده، در حدود ۲۲۰ ثانیه است که دستیابی به چنین دقتی (بدون استفاده از سامانه‌های کمک‌ناوبری) بسیار مناسب و قابل قبول است.

در مورد مسیر نشان داده شده در شکل ۳، بایستی به این نکته اشاره کرد که این مسیر یک مسیر کاملاً مسطح و بدون شیب انتخاب شده است. به منظور ارزیابی الگوریتم ناوبری در یک مسیر دیگر با شیب طولی (pitch) و عرضی (roll)، مسیر شکل ۹ انتخاب می‌شود.

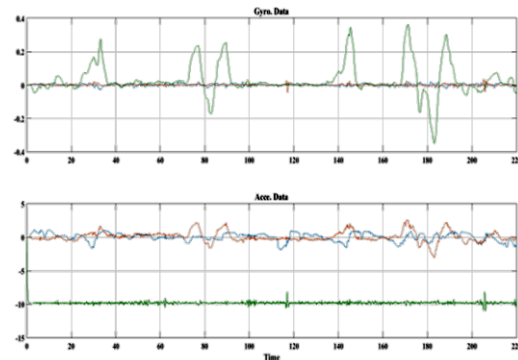
زاویه‌های ناهمراستایی نصب، در پیاده‌سازی انجام شده برای این مسیر برابر

$$\Delta x \cong -0.9947, \quad (37)$$

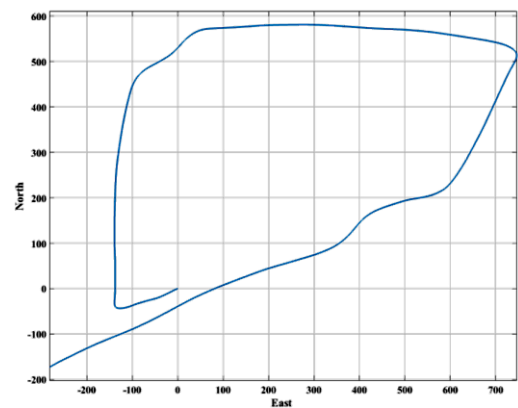
$$\Delta y \cong -2.6433, \quad (38)$$

$$\Delta z \cong -1.3642. \quad (39)$$

است. با اجرای الگوریتم ناوبری به ازای هدینگ



شکل ۶- داده‌های ثبت‌شده از IMU، پس از حذف نویز



شکل ۷- نمودار حرکت وسیله نقلیه در دستگاه مختصات شمال-شرق، پس از حذف نویز

۳-۶. جبران سازی خطای نصب IMU

در این بخش، علاوه بر حذف نویز اندازه‌گیری حسگرهای اینرسی، زاویه‌های ناهمراستایی نصب IMU روی خودرو را نیز پیش از اجرای الگوریتم ناوبری، جبران‌سازی می‌کنیم. زاویه‌های ناهمراستایی نصب، در پیاده‌سازی انجام شده برابر است با:

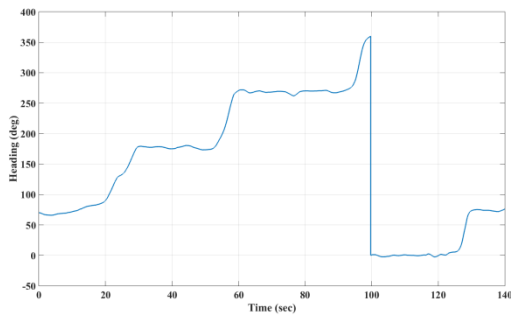
$$\Delta x = \tan^{-1} \left(\frac{-f_{S,x}}{f_{S,z}} \right) \cong 0.3651, \quad (34)$$

$$\Delta y = \tan^{-1} \left(\frac{f_{S,y}}{\sqrt{f_{S,x}^2 + f_{S,z}^2}} \right) \cong 3.2864, \quad (35)$$

$$\Delta z = \frac{f_{S,y} + \Delta x f_{S,z}}{f_{S,x}} \cong -1. \quad (36)$$

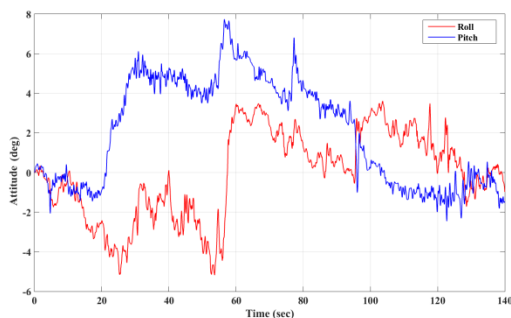
اکنون با اجرای الگوریتم ناوبری و اعمال

زاویه‌های مورد انتظار از مسیر مطابقت دارد.



شکل ۱۱- نمودار هدینگ (زاویه yaw) وسیله نقلیه

در مسیر دوم



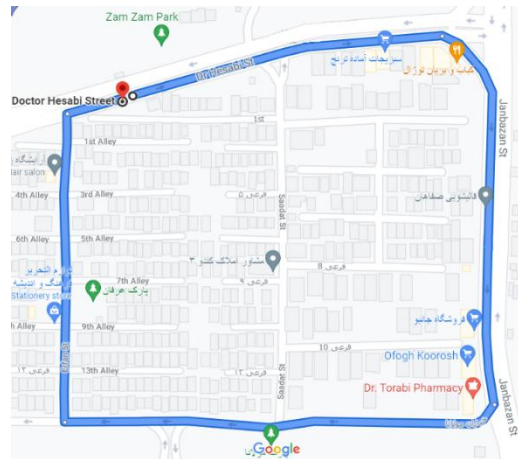
شکل ۱۲- نمودار زاویه‌های roll و pitch وسیله

نقلیه در مسیر دوم

همان‌طور که مشاهده می‌شود، به دلیل وجود شیب طولی و عرضی در مسیر، زاویه‌های roll و pitch مقادیری مخالف صفر هستند و با توجه به اینکه در تقریب‌های انجام‌شده، این زاویه‌ها تقریباً برابر صفر در نظر گرفته شده بود، خطای الگوریتم اجرا شده در این مسیر نسبت به مسیر قبل، بیشتر شده است. با وجود این، مکان‌یابی در این مسیر نیز با دقت نسبتاً مناسبی انجام شده است. در صورت نیاز به افزایش دقت در این گونه مسیرها که تغییرات زاویه roll و pitch زیاد است، لازم است با تلفیق داده‌های GPS خطای سیستم ناوبری اینرسی را کاهش داد. در ادامه نتیجه پیاده‌سازی ناوبری INS/GPS نشان داده شده است.

به‌منظور پیاده‌سازی عملی سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS از آنتن GPS ساخت شرکت GARMIN استفاده شده است. این گیرنده GPS

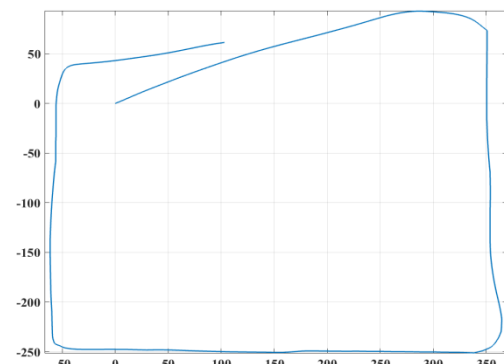
اولیه برابر با 72 درجه و زاویه‌های roll و pitch اولیه $r = -0.32705$ و $p = -0.2390$ درجه، نتایج زیر را برای مسیر نشان داده شده به دست می‌آوریم. زمان اجرای برنامه برای این مسیر ۱۴۰ ثانیه است که نتایج به‌دست‌آمده در شکل ۱۰ ترسیم شده است.



شکل ۹- مسیر دوم طی شده برای ارزیابی عملکرد

سامانه ناوبری اینرسی در مسیرهای دارای شیب

طولی و عرضی



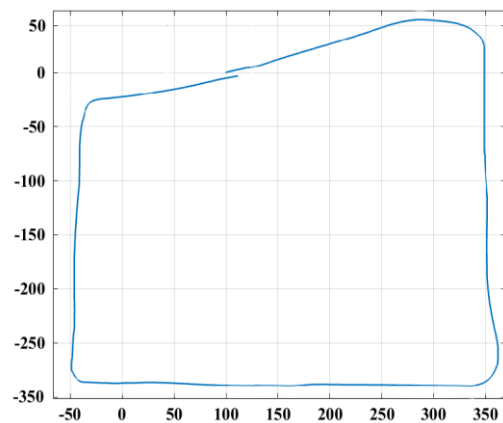
شکل ۱۰- نمودار حرکت وسیله نقلیه در دستگاه

مختصات شمال-شرق برای مسیر دوم

همچنین زاویه‌های roll، pitch و yaw (Heading) وسیله نقلیه در این مسیر به‌صورت منحنی در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ محاسبه شده‌اند. در این نمودارها مشاهده می‌کنید، زاویه هدینگ وسیله نقلیه، یک دور کامل زده است و در انتهای مسیر، دوباره به حدود همان زاویه اولیه رسیده است. در ضمن زاویه‌های roll و pitch نیز با

فرمت‌های مختلف NMEA، از قبیل GGA، GSA، GSV و RMC را با فرکانس ۱ هرتز (هر ثانیه یک بار) در اختیار کاربر قرار می‌دهد. با توجه به اینکه فرمت RMC اطلاعات position، course و speed را شامل می‌شود، در پیاده‌سازی این مقاله از فرمت RMC استفاده شده است. به دلیل سنکرون نبودن زمان ارسال اطلاعات IMU و GPS، از پرچم بروز رخداد (پس از دریافت اطلاعات جدید) استفاده می‌کنیم. هنگامی که در بافر پورت سریال مرتبط با GPS، ۵۰۰ بیت اطلاعات قرار گرفت، فانکشن مربوط به وقوع رخداد به صورت موازی با برنامه اصلی فراخوانی و شرایط اولیه‌ی انتگرال‌گیری مربوط به سرعت به‌روزرسانی می‌شود. نتایج اجرای برنامه INS/GPS در ادامه ارائه شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌کنید، دقت سامانه ناوبری INS/GPS در مقایسه با سامانه ناوبری اینرسی افزایش یافته است.



شکل ۱۳- نمودار حرکت وسیله نقلیه در مسیر دوم در دستگاه مختصات شمال-شرق در ناوبری GPS/INS

۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله افزایش دقت سیستم‌های ناوبری اینرسی متشکل از حسگرهای اینرسی MEMS بررسی شده است. با توجه به اینکه نویز

اندازه‌گیری و خطای قطعی حسگرهای اینرسی به همراه ناهمراستایی و خطای نصب حسگرها روی بدنه وسیله متحرک از جمله عوامل اصلی کاهش دقت ناوبری اینرسی هستند، ابتدا تأثیر حذف نویز بر دقت ناوبری به صورت عملی نشان داده شد. همان‌طور که در نتایج پیاده‌سازی عملی نشان داده شد، دقت ناوبری بدون حذف کردن نویز اندازه‌گیری IMU با گذشت زمان بسیار کم می‌شود و بایستی پیش از استفاده از داده‌های حسگری، با استفاده از پیش‌فیلتر مناسب، سطح نویز را تا حد امکان کاهش داد. همچنین روشی برای کالیبراسیون شتاب‌سنج‌ها و ژایروسکوپ‌های MEMS ارائه شده است. با توجه به اینکه ژایروسکوپ‌های MEMS دقت لازم برای اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای زمین را ندارند، بایستی از یک میز کالیبراسیون با قابلیت حرکت دورانی با دقت مناسب استفاده شود. به منظور جبران‌سازی خطای نصب حسگرها و ناهمراستایی IMU با محورهای مختصات دستگاه بدنه، یک روش دومرحله‌ای ارائه و به صورت عملی پیاده‌سازی شد. صحت عملکرد سیستم طراحی شده در آزمون‌های عملی ارزیابی و گزارش شده است. همان‌گونه که در نتایج به دست آمده مشاهده می‌شود، در مسیریابی که شیب عرضی و طولی مسیر مقادیر بزرگی باشد، دقت ناوبری کاهش پیدا می‌کند. چرا که در روش ناوبری ارائه‌شده، زاویه‌های roll و pitch تقریباً برابر صفر فرض شده است.

۷. مأخذ

- [1] Zafari, F., Gkelias, A., and Leung, K.K., "A survey of indoor localization systems and technologies," IEEE Communications Surveys & Tutorials, vol. 21, pp. 2568-2599, 2019.
- [2] El-Rabbany, A., Introduction to GPS, Artech House, Norwood, 2002.

- inertial-measurement-unit-imu
- [13] Mitra, S. K., & Kuo, Y. Digital signal processing: a computer-based approach (Vol. 2). New York: McGraw-Hill Higher Education, 2006.
- [14] Reddy, M. J. B., Rajesh, D. V., & Mohanta, D. K. (2013). Robust transmission line fault classification using wavelet multi-resolution analysis. *Computers & Electrical Engineering*, 39(4), 1219-1247.
- [15] Liang S, Zhu W, Zhao F, Wang C. High-efficiency wavelet compressive fusion for improving MEMS array performance. *Sensors*. 2020 Jan;20(6):1662.
- [16] Davari N, Gholami A, Shabani M. Performance Enhancement of GPS/INS Integrated Navigation System Using Wavelet Based De-noising method. *AUT Journal of Electrical Engineering*. 2016 Nov 21;48(2):101-12.
- [17] Srivastava M, Anderson CL, Freed JH. A new wavelet denoising method for selecting decomposition levels and noise thresholds. *IEEE access*. 2016 Jul 7;4:3862-77.
- [18] Garg G, Singh V, Gupta JR, Mittal AP. Optimal algorithm for ECG denoising using discrete wavelet transforms. In 2010 IEEE International Conference on Computational Intelligence and Computing Research 2010 Dec 28 (pp. 1-4). IEEE.
- [19] Sheng G, Gao G, Zhang B. Application of improved wavelet thresholding method and an RBF network in the error compensating of a MEMS gyroscope. *Micromachines*. 2019 Sep;10(9):608.
- [20] <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-ans>
- [21] Noureldin, Aboelmagd, Tashfeen B. Karamat, and Jacques Georgy. "Fundamentals of inertial navigation, satellite-based positioning and their integration," Springer, 2013.
- [3].Walchko, K.J. and Mason, P.A.C., "Inertial navigation", Florida Conference on Recent Advances in Robotics, Florida, 2002.
- [4] Britting, K.R., *Inertial navigation systems analysis*, 2010.
- [5] Aggarwal, P., *MEMS-based integrated navigation*. Artech House, Norwood, 2010.
- [6] Tian, L., Y., Niu, X. Cai, Y. Yang, "A cosine-fitting self-alignment method of MEMS-based inertial navigation system consisting of a skew FOG," *IEEE Sensors Journal*, Vol. 20, no. 19, pp. 11350-11356, 2020.
- [7] ایوب عبدلی حسین آبادی، محمدباقر منہاج، سیدعلی ظہیری پور، "استخراج بازہ زمانی کالیبراسیون سامانہ‌های ناوبری اینرسی با استفاده از آنالیز مونت کارلو"، نشریہ علمی دانش و فناوری ہوافضا، سال نهم، شماره دوم، صفحہ‌های ۱۵۳-۱۶۳، ۱۳۹۹.
- [8] ایوب عبدلی حسین آبادی، محمدباقر منہاج، سیدعلی ظہیری پور، تصحیح کالیبراسیون حسگرهای سامانہ ناوبری حین عملکرد با پیادہ‌سازی ساختار غیرمتعامد شتاب‌سنج‌ها، نشریہ علمی دانش و فناوری ہوافضا، سال دہم، شماره یک، صفحہ‌های ۶-۱۷، ۱۴۰۰.
- [9] E.S. Abdolkarimi, and M.R. Mosavi, "A low-cost integrated MEMS-based INS/GPS vehicle navigation system with challenging conditions based on an optimized IT2FNN in occluded environments," *GPS Solutions*, vol. 24, no. 108, 2020.
- [10] Bao, Zewen, et al. "A calibration method for misalignment angle of vehicle-mounted IMU." *Procedia-Social and Behavioral Sciences* 96 (2013): 1853-1860.
- [11] Barrett, Justin Michael. *Analyzing and modeling low-cost mems imus for use in an inertial navigation system*. Diss. Worcester Polytechnic Institute, 2014.
- [12] <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an->

