

Simultaneous Adaptive Estimation of the Attitude and Bias of Gyroscopes in Motion Using Accelerometer and GPS Data with Hardware Implementation

Iman Mirsadraei¹, Saeed Nasrollahi²

¹ PhD Candidate, Department of Electrical and Computer Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

i.mirsadraei@gmail.com

² Assistant Professor, Department of Electrical and Computer Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

nasrollahi@mut.ac.ir

Abstract:

This paper presents a method for determining the attitude (Euler angles) of a moving object. One of the main challenges in attitude determination is the presence of inherent errors in inertial sensors and motion disturbances, including accelerations acting on the object during its movement, which lead to reduced accuracy in estimating Euler angles. In this paper, using an adaptive cascading fusion structure where estimation filters are used sequentially, information from various sensors including gyroscopes, accelerometers, and data received from Global Navigation Satellite System (GNSS receiver) are combined. This approach allows for accurate attitude determination and sensor bias estimation. Since solving the challenges of attitude determination (sensor biases and compensation for object motion disturbances) requires precise tuning of filter parameters, the use of adaptive filters in this structure leads to easier optimization of each filter's performance and error reduction. The evaluation of the proposed structure is carried out using two methods: utilizing synthetic data generated in a simulation scenario and also with real data collected in an experimental test. The results show that the proposed structure significantly reduces the error in estimation of angles and gyroscope biases compared to other approaches.

Keywords: Attitude estimation, Gyroscope bias estimation in motion, Adaptive kalman filter, Global navigation satellite system, Hardware implementation.

Article Type: Research

Received: 04. 10. 2023

Revised: 21. 04. 2024

Accepted: 01. 08. 2025

Corresponding author: S.Nasrollahi

Corresponding author's address: Shabanloo Ave. Elec. & Comp. Eng. Dep., Malek-Ashtar Uni. Of Tech. Tehran , Iran



1. Motivation of the work

The motivation behind this research stems from the critical need for accurate attitude determination in dynamic environments, such as autonomous vehicles and aerial drones, where precise navigation is paramount. This research is important because improving the reliability and accuracy of attitude estimation can enhance the performance of navigation systems, ultimately contributing to safer and more efficient autonomous operations.

The main impact of this research lies in its innovative use of an adaptive cascading fusion structure employing three Kalman filters, which adeptly integrates data from multiple sensors. The authors chose this model due to its flexibility and adaptability in handling varying motion scenarios, ensuring that the algorithm can provide robust performance under changing conditions.

2. Contributions

This paper contributes significantly to the field of attitude determination by introducing a robust structure based on three Kalman filters that effectively estimates gyroscope biases and Euler angles using a combination of gyroscope, accelerometer, and GNSS data. One of the primary advantages of this approach is its ability to manage the influence of motion disturbances on sensor data, particularly during periods of rapid maneuvering. Unlike existing methods that often struggle with sensor bias and motion compensation, our adaptive cascading fusion structure allows for dynamic weighting of sensor inputs. This ensures that during critical maneuvers, such as sharp turns or sudden accelerations, the algorithm prioritizes the most reliable data sources, thereby enhancing accuracy and stability in angle estimation.

3. Procedures

This study involved rigorous testing for both simulated and experimental data to evaluate the proposed method for estimating gyroscope biases and Euler angles. The subjects of the study were vehicles equipped with various inertial sensors—specifically, gyroscopes and accelerometers—along with a Global Navigation Satellite System (GNSS) receiver. The vehicles were operated in a controlled environment, where they underwent a series of maneuvers designed to simulate realistic conditions, including turns, accelerations, and decelerations. This experimental phase lasted several minutes to ensure a diverse set of motion scenarios was captured. During this time, the system continuously collected data from the inertial sensors and GNSS. The measured outputs included the estimated Euler angles (roll, pitch, and yaw) and gyroscope biases. Additionally, the study evaluated the performance of the proposed adaptive filtering method against traditional attitude determination approaches, focusing on reductions in estimation errors and improvements in bias correction. The comparisons

aimed to highlight the advantages of the new methodology in achieving superior accuracy and reliability, particularly during periods of rapid motion and abrupt changes in trajectory.

4. Findings

The major findings of this study indicate that the proposed adaptive cascading fusion structure, leveraging three Kalman filters, significantly enhances the accuracy of attitude determination in dynamic conditions. Key results demonstrated that the algorithm effectively reduced errors in estimating Euler angles and sensor biases compared to traditional methods. Specifically, the research showed a marked improvement in estimation stability—angles remained consistent, and the system was capable of correcting biases in gyroscope data in real time, particularly during rapid maneuvers. Moreover, the study's results underline the importance of data fusion from multiple sensors in achieving robust performance. The integration of adaptive weights based on environmental conditions allows for improved decision-making in real-time, which is invaluable in scenarios where autonomous systems must react swiftly to changing circumstances.

5. Conclusion

This article presents a structure based on three Kalman filters that estimates gyroscope biases and Euler angles using gyroscope, accelerometer, and GNSS data. In the presented structure, over two stages, attitude angles including roll and pitch angles (first adaptive filter) and then three-axis gyroscope bias (second filter) were estimated, and cyclically, the output of each section was used in the next filter. In this process, by examining the body's motion acceleration, during periods of maneuvering, the weight of accelerometer information is managed to prevent unwanted effects of motion acceleration in the estimation. In addition to the estimated biases in the second filter being used in the next step in the first filter, this estimation is also used in correcting gyroscope data for calculating the heading angle. In the proposed algorithm for the heading angle, the weighting of information was done in such a way that during short time intervals with severe rotation around the z-axis, more weight is assigned to the gyroscope data. Simulation results and implementation, including vehicle testing, show good performance of the algorithm and non-divergence of angles along the navigation path.

تخمین تطبیقی هم‌زمان وضعیت و بایاس ژيروسکوپ‌ها حین حرکت با استفاده از داده‌های شتاب‌سنج و GPS به همراه پیاده‌سازی سخت افزاری

ایمان میرصدرائی^۱، سعید نصرالهی^۲

۱- دانشجوی دکتری- مجتمع برق و کامپیوتر - دانشگاه صنعتی مالک اشتر- تهران- ایران

i.mirsadraiy@gmail.com

۲- استادیار- مجتمع برق و کامپیوتر - دانشگاه صنعتی مالک اشتر- تهران- ایران

nasrollahi@mut.ac.ir

چکیده:

در این مقاله روشی برای تعیین وضعیت (تخمین زوایای اویلر) یک جسم در حال حرکت ارائه می‌شود. یکی از چالش‌های اصلی در مسأله تعیین وضعیت، وجود خطاهای ذاتی در حسگرهای اینرسی و اغتشاشات حرکتی از جمله شتاب‌های وارد بر جسم در طی حرکت جسم می‌باشد که منجر به کاهش دقت تخمین زوایای اویلر می‌شود. در این مقاله در یک ساختار تلفیق تطبیقی آبخاری که در آن فیلترهای تخمین به صورت پشت سر هم استفاده می‌شوند، اطلاعات حسگرهای مختلف از جمله ژيروسکوپ، شتاب‌سنج و داده‌های دریافتی از سامانه‌های ناوبری فضاپایه (گیرنده GNSS) ترکیب شده و بدین ترتیب تعیین وضعیت و همچنین تخمین بایاس حسگرها با دقت مناسب انجام می‌شود. از آنجا که حل چالش‌های مسأله تعیین وضعیت (بایاس حسگرها و جبران اغتشاشات حرکت جسم) نیازمند تنظیم دقیق پارامترهای تنظیم در فیلترها می‌باشد؛ بکارگیری فیلترهای تطبیقی به صورت پشت سرهم در این ساختار، منجر به سهولت در بهینه‌سازی عملکرد هر فیلتر و کاهش خطا می‌شود. ارزیابی ساختار پیشنهادی با دو روش استفاده از داده‌های مصنوعی تولید شده در یک سناریو شبیه‌سازی و همچنین با داده‌های واقعی جمع‌آوری شده در آزمون خودرویی انجام می‌شود و نتایج نشان می‌دهند که ساختار پیشنهادی در مقایسه با ساختارهای مشابه، به صورت قابل ملاحظه‌ای خطای تخمین زوایا و بایاس ژيروسکوپ را کاهش می‌دهد.

کلمات کلیدی: تخمین وضعیت، تخمین بایاس ژيروسکوپ حین حرکت، فیلتر کالمن تطبیقی، سیستم ناوبری جهانی فضاپایه، پیاده‌سازی سخت‌افزاری.

نوع مقاله: پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۲/۰۱/۲۱

بازنگری: ۱۴۰۳/۰۲/۰۲

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۱۹

نام نویسنده‌ی مسئول: دکتر سعید نصرالهی

نشانی نویسنده‌ی مسئول: تهران- لویزان - خ شعبانلو- دانشگاه صنعتی مالک اشتر - مجتمع برق و کامپیوتر

۱- مقدمه

تعیین وضعیت به معنی یافتن زوایای اوپلر جسم، یکی از مهم‌ترین مسائل در حوزه ناوبری اجسام متحرک در فضای سه بعدی، است. در مسأله تعیین وضعیت، حسگرهای واحد اندازه‌گیری اینرسی^۱ نقش کلیدی را ایفا می‌کنند. کنترل وضعیت حرکت یک جسم متحرک در فضا، پایداری حرکت، تشخیص وضعیت براساس داده‌های تلفن همراه از جمله کاربردهای مهم این حسگرها در مسأله تعیین وضعیت می‌باشد.

استفاده از الگوریتم‌های مناسب برای تلفیق داده‌ها به منظور افزایش دقت تخمین زوایای اوپلر ضروری است [۱]. با انتگرال‌گیری از خروجی ژيروسکوپ سه محوره هر سه زاویه‌ی اوپلر مد نظر محاسبه می‌شوند. هرچند که در حسگرهای اینرسی به خصوص حسگرهای از نوع ممزأ خطاهای ذاتی، عامل اصلی ایجاد واگرایی و کاهش دقت در تعیین وضعیت در طول زمان می‌باشند. این مسأله مهم‌ترین نقطه ضعف تعیین وضعیت با حسگری همچون ژيروسکوپ است. چراکه وجود بایاس متغیر با زمان در داده‌های سرعت زاویه‌ای منجر به واگرایی محاسبات از مقدار صحیح با گذر زمان می‌شود که ضرورت مسأله تخمین بایاس ژيروسکوپ و جبران‌سازی اثر آن در تخمین زوایای اوپلر مشخص می‌شود. به خصوص در شرایطی که اغتشاشات حرکتی وجود داشته و یا مقدار بایاس در حین فرایند تخمین ممکن است دچار تغییرات شود، الگوریتمی مورد نیاز است تا به صورت تطبیقی براساس شرایط مختلف بتواند تخمین مناسبی از بایاس و زوایای اوپلر ارائه نماید.

ترکیب اطلاعات این حسگر با داده‌های سایر حسگرها می‌تواند خطای تخمین را تا حد زیادی کاهش دهد. به عنوان مثال در [۲] از حسگر ستاره برای کاهش خطای ژيروسکوپ استفاده شده است. حسگر شتاب‌سنج نیز کمک شایانی به جبران این خطا از طریق تخمین همزمان بایاس ژيروسکوپ و زوایای غلتش و فراز می‌شود. مزیت این روش در بهبود نتایج به خصوص برای یک جسم با سرعت ثابت یا در حال سکون می‌باشد. اما محدودیتی که این روش با آن مواجه است این است که در شرایطی که جسم در حال حرکت شتابدار است، بکارگیری داده‌های شتاب‌سنج به احتمال زیاد سبب واگرایی تخمین‌ها از مقدار صحیح می‌شود. برای حل این مشکل با استفاده از روش آستانه مینا، جبران‌سازی اثر شتاب حرکتی با مدیریت وزن داده‌های شتاب‌سنج در فیلتر کالمن انجام شده است. به عنوان مثال در [۳] یک فیلتر کالمن تطبیقی به منظور تخمین وضعیت توسعه یافته است که در آن بهره فیلتر به توجه به خروجی شتاب‌سنج به صورت تطبیقی تنظیم می‌شود.

در [۴] با استفاده از ساختار فیلتر مکمل بهره فیلتر با توجه شرایط شتاب به گونه‌ای تنظیم می‌شود که حتی در شرایط شتاب خطی شدید نیز عملکرد مقاومی داشته باشد. در [۵] با تنظیم کوواریانس مشاهدات فیلتر کالمن با توجه به شرایط مانور جسم، تلاش شده تا

تخمین وضعیت برای یک پهپاد بهبود یابد. در [۶] ترکیب داده‌های شتاب‌سنج، ژيروسکوپ و مغناطیس‌سنج برای تخمین وضعیت بکار گرفته شده است. در این مقاله نیز تنظیم تطبیقی بهره فیلتر با توجه به شرایط شتاب خطی موجود در داده‌های شتاب‌سنج مورد توجه است. در این مرجع ضریب بهره فیلتر با توجه به شرایط شتاب از مقدار یک تا صفر تغییر می‌کند. در مرجع [۷] یک الگوریتم تخمین وضعیت با ژيروسکوپ و شتاب‌سنج برای یک جسم شتاب‌دار براساس دو حالت شتاب بالا و شتاب پایین پیشنهاد داده شده است. هرچند در صورتی که جسم برای مدت زمان طولانی در حال شتاب باشد عملکرد فیلتر مطلوب نخواهد بود. در [۸] یک روش دو مرحله‌ای برای تخمین وضعیت ارائه شده است. در این روش یک فیلتر کالمن با یک قانون فازی برای تنظیم بهره نحوه دریافت مشاهدات از شتاب‌سنج و مغناطیس‌سنج (تنظیم ماتریس کوواریانس مشاهدات) طراحی شده است و در ادامه با یک فیلتر تخمین‌زن سریع بر مبنای کوواترینون‌ها، تخمین وضعیت انجام می‌شود. در [۹] یک الگوریتم تخمین وضعیت با کمک داده‌های سرعت حرکت جسم توسعه یافته که می‌تواند اغتشاشات شتاب ناشی از حرکت را از خروجی شتاب‌سنج حذف نموده و تخمین را بهبود بخشد. در [۱۰] با بکارگیری یک روش تطبیقی با فیلتر کالمن خطی تخمین زوایای غلتش و فراز یک جسم در حال حرکت انجام گرفته است. در این مقاله دو روش مدل مینا و آستانه مینا به منظور جبران‌سازی شتاب حرکتی جسم با یکدیگر مقایسه شده‌اند. هرچند که می‌توان این دو روش را در کنار همدیگر نیز استفاده کرد که موضوع پژوهش انجام شده در [۱۱] می‌باشد. در [۱۲] روشی تطبیقی برای تنظیم کوواریانس مشاهدات ناشی از شتاب خطی پیشنهاد شده است که نسبت به روش ارائه شده در [۱۰] می‌تواند دقت بهتری در تعیین وضعیت داشته باشد. در [۱۳] تخمین وضعیت و بایاس ژيروسکوپ به کمک اطلاعات حسگرهای شتاب‌سنج و ژایروسکوپ و مغناطیس‌سنج و تخمین موقعیت و سرعت و بایاس شتاب‌سنج در یک فیلتر دیگر با تلفیق اطلاعات GPS انجام شده است. در [۱۴] با الگوریتمی مشابه مرجع [۱۳] میزان خطای ناشی از شتاب حرکتی بر روی تخمین تراز در شرایط دینامیکی مختلف بررسی شده است. مرجع اخیر به مسأله تخمین بایاس حسگرهای ژيروسکوپ در دو راستای غلتش و فراز، تخمین وضعیت در شرایط دینامیکی مختلف و تخمین شتاب حرکتی می‌پردازد. در مجموع می‌توان گفت که ترکیب ژيروسکوپ و شتاب‌سنج به شرط اصلاح خطای موجود در خروجی ژيروسکوپ ناشی از بایاس و خطای ناشی از اثر شتاب خطی در خروجی شتاب‌سنج می‌تواند منجر به افزایش دقت تعیین وضعیت شود.

البته در برخی پژوهش‌ها با توجه به شرایط موجود، تلاش شده تا با حذف اطلاعات شتاب از چرخه تخمین بایاس و استفاده از حسگر دیگری مثل مغناطیس‌سنج [۱۷-۱۵]، حسگرهای مبتنی بر موقعیت

در حال حرکت در صفحه افقی باشد. بنابراین در شرایط سکون نمی توان از مزیت بکارگیری گیرنده GNSS در بهبود تخمین زاویه سمت بهره برد که در اینجا بایستی به فرایند انتگرال گیری از ژيروسکوپ برای محاسبه این زاویه اکتفا نمود. البته با توجه به رویکرد این مقاله در تخمین بایاس ژيروسکوپ، در چنین مواردی خطا انتگرال گیری به حداقل می رسد.

در ادامه این مقاله شامل بخش های ذیل است: در بخش دوم مسئله تخمین زوایای اویلر به همراه بایاس ژيروسکوپ بیان شده است. در بخش سوم مدل سازی فیلتر پیشنهادی صورت پذیرفته و در بخش چهارم نتایج شبیه سازی و آزمون خودرویی ارائه و بحث شده است. در انتها نیز جمع بندی و نتیجه گیری بیان شده است.

۲- بیان مسأله

در مسأله تخمین وضعیت استفاده از حسگرهای اینرسی شامل شتاب سنج و ژيروسکوپ سه محوره مد نظر است. برای ترکیب اطلاعات دو حسگر شتابسنج و ژيروسکوپ می توان از فیلتر کالمن استفاده نمود. این فیلتر دارای دو فاز پیش بینی و تصحیح است. از ژيروسکوپ و معادلات مربوط به دوران جسم در فاز پیش بینی فیلتر و از داده های حسگر شتابسنج در فاز تصحیح به عنوان مشاهدات استفاده می شود. واضح است که حسگرهای ژيروسکوپ ارزان قیمت و غیردقیق توانایی اندازه گیری سیگنال سرعت زاویه ای با دامنه کوچک همانند سرعت زاویه ای زمین را ندارند. بنابراین در این مسأله می توان از بردار شتاب گرانش زمین به عنوان مرجع استفاده کرد. البته همانطور که می دانیم شتابسنج ها معمولاً شتاب گرانش را اندازه گیری نمی کنند. به عنوان مثال در صورت سقوط آزاد جسم شتاب صفر در خروجی نمایش داده می شود و در حالت سکون روی یک سطح صاف نرم بردار شتاب اندازه گیری شده برابر با شتاب گرانش زمین ناشی از نیروی گرانش وارده بر آن خواهد بود. علاوه بر این برای جسم در حال حرکت شتاب خطی نیز در خروجی وجود دارد. بنابراین در صورتی که داده های حسگر شتابسنج دچار اغتشاش شود، دیگر نمی توان از آن برای تصحیح در فیلتر کالمن استفاده نمود و بایستی اصلاحات لازم در این خصوص انجام شود. برای حل مشکل وجود اغتشاشات و شتاب حرکتی، دو رویکرد پیشنهاد شده است. با توجه به این نکته که اندازه بردار شتاب در زمانی که مانور وجود ندارد بایستی برابر با اندازه شتاب گرانش زمین باشد، با در نظر گرفتن یک مقدار آستانه و مقایسه نرم خروجی شتابسنج می توان وجود شتاب حرکتی را شناسایی و وزن داده های شتابسنج در این بازه های زمانی را مدیریت کرد. اصطلاحاً این روش را کلیدزنی بر مبنای آستانه می نامند. در این روش، در صورتی که مشاهدات شتابسنج دچار اغتشاش شدند، با تنظیم ماتریس کوواریانس نویز مشاهدات، وزن داده های این حسگر در ترکیب اطلاعات مدیریت می شود [۱۰]. یک روش برای تنظیم وزن داده ها این است که به عنوان مثال در صورتی که شتاب حرکتی تشخیص داده

ستارگان [۱۸،۱۹] عملیات کالیبراسیون ژيروسکوپ را انجام دهند و از این طریق تخمین وضعیت را بهبود بخشند. از طرف دیگر روش هایی نیز به صورت ابتکاری و بدون استفاده از حسگرهای کمکی نیز پیشنهاد شده اند. از جمله این روش ها استفاده از دو یا چند حسگر ژيروسکوپ در کنار یکدیگر است که موضوع مقالات [۲۰،۲۱] می باشد. همچنین ترکیب حسگرهای مختلف از جمله حسگرهای اینرسی، GPS و قطب نما دیجیتالی نیز در مرجع [۲۲] در تخمین مورد استفاده قرار گرفته اند.

برای محاسبه زاویه سمت نیز با توجه به رویکرد و شرایط مسأله روش های مختلفی پیشنهاد شده است که عمدتاً مبتنی بر بکارگیری حسگرهای کمکی در کنار حسگرهای اینرسی هستند [۲۳]. به عنوان مثال یک روش پرکاربرد استفاده از اطلاعات دریافتی از گیرنده سیگنال سامانه ناوبری فضاپایه^۳ GNSS است. البته محدودیت این روش در شرایطی است که جسم حرکتی ندارد و سرعت آن نزدیک به صفر است و عملاً نمی توان زاویه سمت را از داده های GNSS استخراج نمود. از طرف دیگر از محاسبه زاویه سمت با داده های GNSS متأثر از عوامل خطا از جمله بایاس، تداخلات مغناطیسی و... نیست که از مزایای مهم این روش نسبت به بکارگیری حسگر مغناطیس سنج محسوب می شود. بنابراین همانند بحث مطرح شده در خصوص زوایای غلتش و فراز، لازم است تا ترکیب اطلاعات برای زاویه سمت نیز با سازوکار مشخصی انجام شود.

در این مقاله، با هدف تخمین مناسب زوایای اویلر و کاهش خطا در شرایط وجود اغتشاشات حرکتی و همچنین وجود خطای بایاس حسگرهای اینرسی از جمله ژيروسکوپ، دو فیلتر کالمن با ساختار آبشاری به منظور تخمین وضعیت، زوایای غلتش و فراز، و تخمین بایاس ثابت ژيروسکوپ سه محوره پیشنهاد می شود. این فیلتر خود شامل دو فیلتر کالمن بوده که به صورت پشت سر هم مدل می شوند. فیلتر اول تخمین تطبیقی زوایای غلتش و فراز و فیلتر دوم تخمین بایاس ژيروسکوپ را انجام می دهند. بنابراین این دو فیلتر برای شرایطی که اغتشاش در خروجی شتابسنج وجود دارد، به صورت تطبیقی و براساس روش ترکیبی، روش مدل پایه و کلیدزنی بر مبنای آستانه، تنظیم می شوند. فرض می شود که در حین فرایند تخمین، جسم ممکن است دچار شتاب حرکتی، ارتعاش و... شود که شکل و مقدار این اختلالات کاملاً ناشناخته است. همچنین فرض می شود صرف نظر از عوامل خطای متعدد در خروجی ژيروسکوپ، بایاس به عنوان یک عامل ثابت در طول زمان با مقدار نامعلوم در هر سه محور اطلاعات سرعت زاویه ای جسم را دچار خطا می کند.

همچنین در این مقاله، به منظور تخمین زاویه سمت نیز یک فیلتر برای ترکیب اطلاعات گیرنده GNSS و داده های سرعت زاویه ای ژيروسکوپ در نظر گرفته می شود و بر اساس این رویکرد یک معماری با سه فیلتر ارائه شده است. لازم به ذکر است که استفاده از اطلاعات گیرنده GNSS زمانی برای محاسبه زاویه سمت معتبر است که جسم

پنجره زمانی برای تخمین بایاس	L_b	زاویه غلتش	φ
لحظه اولیه پنجره زمانی تخمین بایاس	t_0	سرعت زاویه‌ای جسم در راستای X و Y و Z	p, q, r
بهره تنظیم تخمین شتاب خارجی	K_a	بردار خروجی ژایروسکوپ	${}^s\omega_G$
شتاب خارجی	${}^s a$	بردار خروجی شتاب سنج	${}^s f_A$
شاخص تعیین وضعیت شتاب خارجی	α_t	بردار متغیرهای حالت فیلتر کالمن	X_t
ماتریس خطا ژایروسکوپ سه محوره	Q_G	زمان نمونه برداری	Δt
ماتریس خطا شتاب سنج سه محوره	R_A	ماتریس دوران سطر سوم ماتریس دوران (بردار متغیر حالت در فیلتر تخمین وضعیت)	C_t
بردار بایاس ژایروسکوپ سه محوره	$X_{b_{G_i}}$		${}^s C_{123}$

۳-۱- فیلتر کالمن آبخاری

در این مقاله برای محاسبات مربوط به تعیین وضعیت از روش ماتریس دوران و روابط مربوط به آنها استفاده می‌شود. ماتریس دوران از دستگاه مختصات سنسور (S) به دستگاه اینرسی (I) را به صورت زیر نمایش می‌دهند:

$${}^I C = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\varphi - S\psi C\varphi & C\psi S\theta C\varphi + S\psi S\varphi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\varphi - C\psi C\varphi & S\psi S\theta C\varphi - C\psi S\varphi \\ -S\theta & C\theta S\varphi & C\theta C\varphi \end{bmatrix} \quad (1)$$

که در آن ψ زاویه سمت، θ زاویه فراز و φ زاویه غلتش است. سطر آخر ماتریس فقط شامل زوایای فراز و غلتش است. زوایای فراز θ و غلتش φ را می‌توان به صورت زیر بدست آورد:

$$\varphi = \text{atan2}\left(\frac{{}^I C_{32}}{{}^I C_{33}}\right) \quad (2)$$

$$\theta = \arcsin(-{}^I C_{31}) \quad (3)$$

که در آن ${}^I C_{ij}$ عنصر سطر i و ستون j ماتریس انتقال ${}^I C$ می‌باشد. همچنین، بردار گرانش زمین در دستگاه مختصات سنسور به صورت زیر است:

$${}^s g = g {}^s C \quad (4)$$

که در آن g شتاب گرانش زمین و مقدار آن برابر با 9.8 m/s^2 می‌باشد. بنابراین با تخمین عناصر سطر آخر ماتریس دوران، می‌توان تعیین وضعیت زوایای فراز و غلتش را انجام داد. پس این سه عنصر را به عنوان متغیرهای حالت فیلتر کالمن در نظر می‌گیریم.

در ادامه خروجی داده‌های سنسورهای ژایروسکوپ و شتاب سنج را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$${}^s \omega_G = {}^s \omega_T + {}^s b_G + {}^s n_G \quad (5)$$

شده از یک حد مشخص فراتر رود، فاز تصحیح فیلتر انجام نشود که بدین معنی است که برای بازه‌های زمانی که شتاب در حرکت وجود دارد، وزن داده‌های شتاب‌سنج در ترکیب اطلاعات صفر شود. در رویکرد دیگر، با تعیین یک مدل برای شتاب خارجی، در حین فرایند تعیین وضعیت، شتاب حرکتی تخمین زده شده و به صورت پیوسته از خروجی شتاب‌سنج کم می‌شود که به این رویکرد، روش مدل پایه می‌گویند. بنابراین داده‌ها اصلاح شده و وارد فیلتر کالمن می‌شوند. از جمله مراجعی که به بررسی و محاسبه شتاب خارجی وارد بر جسم در حین تعیین وضعیت پرداخته‌اند می‌توان به [۶،۷] اشاره کرد. در [۱۰] مقایسه بین دو روش مذکور انجام شده که نتایج نشان می‌دهند که زوایا در روش مدل پایه برای مانورهای طولانی مدت دچار واگرایی از مقدار حقیقی می‌شوند. هرچند که در روش کلیدزنی بر مبنای آستانه پایداری مناسبی در تخمین دیده می‌شود اما باید در نظر داشت که تخمین عمدتاً در بازه‌هایی که شتاب وجود ندارد اتفاق می‌افتد.

لازم به ذکر است که برای زاویه سمت با تخمین بایاس محور Z ژایروسکوپ و انتگرال‌گیری می‌توان این زاویه را محاسبه نمود. هرچند که محاسبه این زاویه با روش مذکور با گذر زمان دچار خطا و انحراف از مقدار واقعی می‌شود. این امر بدین دلیل است که تخمین بایاس این محور مشاهده پذیری کمتری نسبت به دو محور دیگر دارد و ممکن است به طور دقیق تخمین زده نشود. بنابراین لازم است تا مرجع دیگری برای تصحیح خطای تخمین مورد استفاده قرار گیرد.

بدین منظور در این پژوهش از سامانه ناوبری جهانی فضاپایه استفاده می‌شود. خروجی یک گیرنده GNSS معمولاً حاوی اطلاعات موقعیت و سرعت جسم متحرک می‌باشد. با کمک اطلاعات سرعت گیرنده در سه بعد می‌توان زاویه سمت آن را محاسبه نمود. حال می‌توان با ترکیب دو داده از زاویه سمت (انتگرال‌گیری از سرعت زاویه‌ای و محاسبه به کمک گیرنده GNSS) تخمین مناسبی از زاویه سمت ارائه داد. در این تخمین خطای دریافت ناشی از بایاس ژایروسکوپ با کمک داده‌های GNSS جبران می‌شود. همچنین در مواردی که سیگنال GNSS موجود نیست یا به هر علت قابل استفاده نمی‌باشد، با کمک داده‌های ژایروسکوپ محاسبه زاویه سمت صورت می‌پذیرد.

۳-۲- مدل‌سازی مدل پیشنهادی برای تخمین

زوایای اوایلر و بایاس ژایروسکوپ

در ابتدا به منظور درک بهتر روابط، در جدول ۱ فهرستی از متغیرهایی که در ادامه مقاله مورد استفاده قرار گرفته‌اند به همراه توضیحات مربوط به هر کدام آورده شده است.

جدول (۱): متغیرهای تعریف شده در مقاله

نماد	توضیحات	نماد	توضیحات
ψ	زاویه سمت	R_t	ماتریس کوواریانس اندازه‌گیری در فیلتر تخمین زوایا
θ	زاویه فراز	R_{b_t}	ماتریس کوواریانس اندازه‌گیری در فیلتر تخمین بایاس

$$Q_{t-1} = E \left[w_{t-1} w_{t-1}^T \right] \quad (16)$$

محاسبه می‌شود. با استفاده از رابطه (۱۵) مربوط به نویز فرایند و جایگذاری آن در رابطه (۱۶) داریم:

$$Q_{t-1} = -\Delta t^2 {}^s \tilde{C}_{123,t-1} {}^s Q_G {}^s \tilde{C}_{123,t-1} \quad (17)$$

که در آن Q_G ماتریس کواریانس نویز ژيروسکوپ است که به صورت قطری و شامل واریانس‌های مشاهده برای سه محور ژيروسکوپ تعریف می‌شود.

همچنین، خطای پیش بینی شتاب خارجی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$${}^s a_{\varepsilon,t}^- = {}^s a_t^- - {}^s a_t \quad (18)$$

که در آن علامت - نشانگر تخمین پیشین از شتاب است. همچنین علامت + که در ادامه از آن استفاده شده نیز نمایشگر تخمین پسین از شتاب می‌باشد. همانطور که در رابطه (۷) آورده شد، تخمین پیشین شتاب از رابطه $k_a {}^s a_{t-1}^+$ بدست می‌آید. بنابراین با جایگذاری در رابطه خروجی شتاب‌سنج داریم:

$${}^s f_{A,t} - k_a {}^s a_{t-1}^+ = g {}^s C_{123,t} - {}^s a_{\varepsilon,t}^- + {}^s n_A \quad (19)$$

با مقایسه رابطه اخیر با مدل مشاهده فیلتر کالمن، رابطه (۹)، پارامترهای زیر را تعریف می‌کنیم:

$$z_t = {}^s f_{A,t} - k_a {}^s a_{t-1}^+ \quad (20)$$

$$H = gI \quad (21)$$

$$v_t = -{}^s a_{\varepsilon,t}^- + {}^s n_A \quad (22)$$

آنجایی که دو عنصر تشکیل دهنده v_t مستقل از هم می‌باشند طبق تعریف ماتریس R_t به صورت:

$$R_t = E \left[v_t v_t^T \right] = R_{acc} + R_A \quad (23)$$

محاسبه می‌شود که در آن ماتریس کواریانس مدل شتاب و R_A ماتریس کواریانس سنسور شتاب‌سنج است که مشابه ژيروسکوپ به صورت قطری برای همه محورها تعیین می‌شود. برای ماتریس کواریانس مدل شتاب داریم:

$$R_{acc} = E \left[(k_a {}^s a_{t-1}^+) (k_a {}^s a_{t-1}^+)^T \right] \quad (24)$$

با توجه به اینکه این ماتریس به صورت دقیق قابل محاسبه نیست، این ماتریس به صورت تقریبی و با روندی که در ادامه تشریح شده، محاسبه می‌شود. بردار ابداع e_t برابر با تفاضل بردار مشاهدات اصلی و مشاهدات پیش‌بینی شده است. به تبع آن ماتریس کواریانس ابداع به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$e_t e_t^T = H P_t^- H^T + S_t I_3 + R_A \quad (25)$$

با اعمال تابع $trace(\cdot)$ به دو طرف رابطه فوق داریم:

$$e_t^T e_t = trace \{ H P_t^- H^T \} + 3S_t + trace \{ R_A \} \quad (26)$$

که در آن ماتریس S_t به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$${}^s f_A = {}^s g + {}^s a + {}^s n_A \quad (6)$$

که در آن ${}^s \omega_T$ سرعت زاویه‌ای واقعی جسم، ${}^s a$ شتاب خارجی جسم، ${}^s b_G$ بایاس ژيروسکوپ و مؤلفه‌های n شامل ${}^s n_A$ و ${}^s n_G$ نویزهای اندازه‌گیری دو سنسور شتاب‌سنج و ژيروسکوپ در دستگاه S هستند. ${}^s g$ نیز بردار شتاب گرانش زمین است. خروجی حسگر ژيروسکوپ و شتاب‌سنج نیز با ${}^s \omega_G$ و ${}^s f_A$ نشان داده شده است. حرف S به صورت بالوند معرف بیان متغیر در دستگاه سنسور است. با فرض مرتبه اول بودن شتاب، مدل شتاب خارجی وارد بر جسم به صورت زیر بیان می‌شود:

$${}^s a_t = k_a {}^s a_{t-1} + \varepsilon_t \quad (7)$$

که در آن k_a یک ضریب ثابت (بهره) بین صفر و یک است. ε_t خطای متغیر با زمان مدل فرایند شتاب است.

مدل فرایند و مشاهده در فیلتر کالمن به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$x_t = A_{t-1} x_{t-1} + w_{t-1} \quad (8)$$

$$z_t = H x_t + v_t \quad (9)$$

که در آن x بردار متغیرهای حالت، z بردار مشاهدات، A ماتریس انتقال حالت، H ماتریس مشاهدات و w و v نیز به ترتیب نویز سفید گوسی مربوط به مدل فرایند و مشاهدات هستند. متغیرهای حالت این فیلتر را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$x = {}^s C_{123} = \begin{bmatrix} I \\ {}^s C_{31} \\ {}^s C_{32} \\ {}^s C_{33} \end{bmatrix}^T \quad (10)$$

ماتریس دوران با استفاده از اطلاعات مربوط به سرعت زاویه‌ای به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$C_t = C_{t-1} (I + \Delta t \tilde{\omega}_{t-1}) \quad (11)$$

که در آن Δt زمان نمونه برداری است. همچنین $\tilde{\omega}$ ماتریس ضرب خارجی بردار سرعت زاویه‌ای در دستگاه سنسور است. بنابراین برای سطر آخر ماتریس دوران که مد نظر است می‌توان نوشت:

$${}^s C_{123,t} = (I + \Delta t \tilde{\omega}_{t-1})^T {}^s C_{123,t-1} \quad (12)$$

از آنجایی که سرعت زاویه‌ای واقعی در دسترس نیست، بایستی با استفاده از مدل داده شده برای خروجی ژيروسکوپ معادله فوق را بازنویسی کرد:

$${}^s C_{123,t} = (I - \Delta t \tilde{\omega}_{G,t-1}) {}^s C_{123,t-1} + \Delta t (-\tilde{C}_{123,t-1}) {}^s n_G \quad (13)$$

با مقایسه این رابطه با مدل فرایند ارائه شده در رابطه (۸) فیلتر کالمن می‌توان عناصر زیر را استخراج نمود:

$$A_{t-1} = (I - \Delta t \tilde{\omega}_{G,t-1}) \quad (14)$$

$$w_{t-1} = \Delta t (-\tilde{C}_{123,t-1}) n_G \quad (15)$$

که ماتریس کواریانس مدل فرایند به صورت:

فرایند است که به صورت نویز سفید گوسی با میانگین صفر و ماتریس کوواریانس $\sigma_b \mathbf{I}_3$ با σ_b واریانس می‌باشد. برای مدل مشاهده داریم:

$$\mathbf{z}_{b_t} = \mathbf{H}_b \mathbf{X}_{b_{G_t}} + \mathbf{v}_{b_t} \quad (31)$$

که در آن بردار مشاهدات، \mathbf{H}_b ماتریس مدل مشاهده و \mathbf{v}_{b_t} نویز مشاهدات به صورت سفیدی گوسی با میانگین صفر و کوواریانس مشخص \mathbf{R}_{b_t} می‌باشد.

به منظور طراحی فیلتر، لحظه t_0 به عنوان شروع محاسبات در نظر گرفته می‌شود. ماتریس دوران در لحظه t از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\mathbf{C}_t = \mathbf{C}_{t_0} (\mathbf{I} + \Delta t \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{t_0}) \dots (\mathbf{I} + \Delta t \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{t_0+1}) (\mathbf{I} + \Delta t \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{t-1}) \quad (32)$$

با فرض اینکه زمان نمونه‌برداری Δt مقدار بزرگی نباشد، با بسط رابطه فوق و صرف نظر کردن از جملات با درجات بالاتر رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\mathbf{C}_t \approx \mathbf{C}_{t_0} \left[\mathbf{I} + \Delta t \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{t_0} + \Delta t \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{t_0+1} + \dots + \Delta t \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{t-1} \right] \approx \mathbf{C}_{t_0} \left[\mathbf{I} + \Delta t \sum_{i=t_0}^{t-1} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i \right] \quad (33)$$

با جایگذاری رابطه (۵) در (۳۳) و ساده‌سازی، داریم:

$$\mathbf{C}_t \approx \mathbf{C}_{t_0} \left[\mathbf{I} + \Delta t \sum_{i=t_0}^{t-1} \tilde{\mathbf{w}}_{G_i} - \Delta t \sum_{i=t_0}^{t-1} \tilde{\mathbf{X}}_{b_{G_i}} - \Delta t \sum_{i=t_0}^{t-1} \tilde{\mathbf{n}}_G \right] \quad (34)$$

اکنون مقدار \mathbf{U}_{t,t_0} و $\tilde{\boldsymbol{\eta}}$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{U}_{t,t_0} = \mathbf{I} + \Delta t \sum_{i=t_0}^{t-1} \tilde{\mathbf{w}}_{G_i} \quad (35)$$

$$\tilde{\boldsymbol{\eta}} = \Delta t \sum_{i=t_0}^{t-1} \tilde{\mathbf{n}}_G \quad (36)$$

با توجه به اینکه تغییرات بایاس معمولاً شدید نبوده و می‌توان برای بازه مورد نظر آن را ثابت فرض کرد، رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\mathbf{C}_t = \mathbf{C}_{t_0} (\mathbf{U}_{t,t_0} - L_b \Delta t \tilde{\mathbf{X}}_{b_{G_t}} - \tilde{\boldsymbol{\eta}}) \quad (37)$$

که در آن $L_b = \frac{t-t_0}{\Delta t}$ تعریف می‌شود. نهایتاً رابطه زیر بدست می‌آید:

$${}^s \mathbf{f}_{A,t} = \mathbf{g} (\mathbf{C}_{t_0} \mathbf{U}_{t,t_0} - L_b \Delta t \mathbf{C}_{t_0} \tilde{\mathbf{b}}_{G_t} - \mathbf{C}_{t_0} \tilde{\boldsymbol{\eta}})^T \mathbf{e} + \mathbf{a}_t + {}^s \mathbf{n}_A \quad (38)$$

برای بدست آوردن این رابطه از این نکته استفاده شده است که $\mathbf{e} = [0 \ 0 \ 1]^T$ که در آن $\mathbf{g}_t = \mathbf{g} \mathbf{C}_t^T \mathbf{e} = \mathbf{g}^s \mathbf{C}_{123t}$ است. حال اگر فرض کنیم که لحظه t_0 لحظه‌ای است که در آن شتاب خارجی صفر است، می‌توان مقدار شتاب در این لحظه را به صورت

$$\mathbf{S}_t = \frac{\mathbf{e}_t^T \mathbf{e}_t - \text{trace}\{\mathbf{H} \mathbf{P}_t^- \mathbf{H}^T\} + \text{trace}\{\mathbf{R}_A\}}{3} \quad (27)$$

بنابراین بهره فیلتر به صورت تطبیقی تنظیم می‌شود. هرچند با پایان یافتن دینامیک حرکت، عبارت $k_a^2 {}^s \mathbf{a}_{t-1}^+$ همچنان مقدار بزرگی دارد. بنابراین در صورتی که بتوان بهره را به صورت تطبیقی و با مد نظر قرار دادن شرایط حرکت تنظیم نمود، میتوان اطمینان حاصل پیدا کرد که تخمین شتاب حرکتی و به تبع آن اصلاح بردار گرانش به درستی و با سرعت مناسب انجام شود.

بدین منظور ابتدا بایستی وجود شتاب حرکتی با بررسی داده‌های شتاب‌سنج تشخیص داده شود. در مرجع [۱۱] از سه معیار میانگین، واریانس و بیشینه مقدار نرم بردار خروجی شتاب‌سنج برای تصمیم‌گیری استفاده شده است. در این مقاله برای شبیه‌سازی از ریشه میانگین مربعات خطا استفاده می‌شود. در این بخش تعدادی داده از شتاب‌سنج در یک پنجره زمانی جمع‌آوری می‌شوند که این کار سبب بالا رفتن قابلیت اطمینان به تصمیم گرفته شده در مورد وجود شتاب خارجی (در مقایسه با استفاده از یک نمونه از داده‌ها)، می‌شود. سپس نرم بردار محاسبه شده و از مقدار مرجع، شتاب گرانش زمین، کم می‌شود. این مقادیر برای محاسبه RMS^f در پنجره زمانی استفاده می‌گردد. با تعریف یک مقدار آستانه برای تشخیص شتاب خارجی و مقایسه‌ی مقدار RMS خطا با آن، در مورد شتاب خارجی تصمیم‌گیری می‌شود. خروجی محاسبات فوق یک عدد دودویی مثل α_t می‌باشد که در صورت تشخیص شتاب به آن عدد یک و در غیر اینصورت به آن عدد صفر را نسبت می‌دهیم.

طبق رابطه (۲۸) در هر لحظه مقدار k_a تعیین می‌گردد.

$$k_a = \begin{cases} k_a, & \text{if } \alpha_t = 1 \\ 0.5k_a, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (28)$$

لازم به ذکر است که با تخمین متغیرهای حالت در هر گام زمانی، مقدار پسین شتاب خارجی از رابطه زیر قابل محاسبه است:

$${}^s \mathbf{a}_t^+ = {}^s \mathbf{f}_{A,t} - \mathbf{g}^s \mathbf{C}_{123t}^+ \quad (29)$$

تا اینجا فیلتر تعیین وضعیت طراحی شد. حال به منظور تخمین بایاس ژيروسکوپ طراحی فیلتر دوم انجام می‌گیرد.

از آنجایی که هدف از این فیلتر تخمین سه بایاس ژيروسکوپ سه محوره می‌باشد، یک فرایند گوسی-مارکوف مرتبه اول برای مدل‌سازی دینامیک بایاس در نظر گرفته می‌شود.

$$\mathbf{X}_{b_{G_t}} = \mathbf{A}_b \mathbf{X}_{b_{G_{t-1}}} + \mathbf{w}_{b_t} \quad (30)$$

در رابطه فوق بردار بایاس ژيروسکوپ در لحظه t می‌باشد. همچنین ماتریس انتقال حالت به صورت قطری $\mathbf{A}_b = \text{diag}(k_b)$ تعریف می‌شود که در آن k_b یک بردار با مقادیر ثابت و بدون بعد است که تعیین کننده‌ی پهنای باند فرایند می‌باشد. همچنین \mathbf{w}_{b_t} نویز

سرعت زاویه‌ای جسم ایجاد می‌شود، جمع گردد. بنابراین در رابطه اخیر ماتریس B برابر ۱ و مقدار سیگنال u_k به صورت رابطه (۴۶) در هر گام زمانی محاسبه می‌شود.

$$u_k = dt^* \left(q^* \frac{\sin(\varphi_{t-1})}{\cos(\theta_{t-1})} + r^* \frac{\cos(\varphi_{t-1})}{\cos(\theta_{t-1})} \right) \quad (46)$$

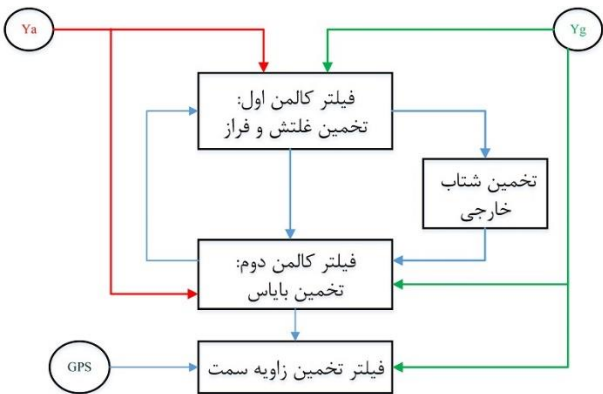
در فاز تصحیح فیلتر کالمن، به کمک اطلاعات دریافتی از سامانه GNSS، زاویه سمت تخمین زده می‌شود. معادلات فاز تصحیح فیلتر کالمن به صورت نشان داده شده در رابطه (۴۷) است.

$$Z_k = HX_k + v_k \quad (47)$$

اگر داده‌های مربوط به سرعت حرکت جسم در اختیار باشد می‌توان با استفاده از رابطه (۴۸) زاویه سمت را برای این جسم بدست آورد.

$$\psi = \text{atan2}(v_e, v_n) \quad (48)$$

که در آن v_e و v_n سرعت جسم در دستگاه NED است که با تبدیل مؤلفه‌های سرعت GNSS از دستگاه ECEF به NED بدست می‌آید. بنابراین با انتخاب مقدار یک برای ماتریس مدل مشاهده H و استفاده از مشاهده ψ در بخش مشاهدات فیلتر کالمن، سازوکار تخمین زاویه سمت نیز تکمیل می‌شود. در شکل ۱ نمودار جعبه‌ای الگوریتم پیشنهادی آورده شده است. لازم به ذکر است که لزوماً همزمانی بین فاز پیش‌بینی و تصحیح در این فیلتر وجود نداشته و تصحیح زمانی انجام می‌شود که داده‌های GNSS در دسترس بوده و به دلایلی از جمله وجود اختلال، مسدود شدن سیگنال توسط موانع موجود در خط دید و سایر عوامل، در دریافت آن مشکلی وجود نداشته باشد. این در حالی است که انتظار می‌رود داده‌های ژيروسکوپ با نرخ بالاتر همیشه و تحت هر شرایطی قابل دریافت باشند.



شکل (۱): نمودار جعبه‌ای الگوریتم پیشنهادی

۴- نتایج ارزیابی الگوریتم پیشنهادی

۴-۱- نتایج شبیه‌سازی

به منظور ارزیابی الگوریتم پیشنهادی، شبیه‌سازی برای یک سناریو در مدت زمان ۴۵۰ ثانیه با زمان نمونه برداری ۰/۰۱ ثانیه در نظر گرفته شده است. شکل ۲ خروجی حسگرهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ سه

${}^s f_{A,t_0} = gC_{t_0}^T e$ تقریب زد. با جایگذاری این عبارت در رابطه (۳۸) خواهیم داشت:

$${}^s f_{A,t} \approx U_{t,t_0}^T {}^s f_{A,t_0} - L_b \Delta t \tilde{X}_{bG_t}^T {}^s f_{A,t_0} - \tilde{\eta}^T {}^s f_{A,t_0} + a_t + {}^s n_A \quad (39)$$

رابطه فوق با فرض تخمین شتاب خارجی آنطور که قبلاً تشریح شد به صورت زیر نوشته می‌شود:

$${}^s f_{A,t} - U_{t,t_0}^T {}^s f_{A,t_0} - {}^s a_t^+ = -L_b \Delta t \tilde{f}_{A_0} X_{bG_t} - \tilde{\eta}^T {}^s f_{A,t_0} + {}^s n_A \quad (40)$$

بنابراین با مقایسه رابطه فوق با مدل مشاهده فیلتر کالمن روابط زیر استخراج می‌شود:

$$z_{b_t} = {}^s f_{A,t} - U_{t,t_0}^T {}^s f_{A,t_0} - {}^s a_t^+ \quad (41)$$

$$H_b = -L_b \Delta t \tilde{f}_{A_0} \quad (42)$$

$$v_{b_t} = -\tilde{\eta}^T {}^s f_{A,t_0} + {}^s n_A \quad (43)$$

لازم به ذکر است که در رابطه (۴۳) امکان محاسبه کوواریانس عبارت اول ($-\tilde{\eta}^T {}^s f_{A,t_0}$) وجود ندارد و برای سادگی از آن صرف نظر می‌شود. ماتریس کوواریانس نویز مشاهدات با در نظر گرفتن این فرض به صورت زیر بدست می‌آید:

$$R_{b_t} = R_A + \alpha_t I \quad (44)$$

در این رابطه، با تشخیص شتاب خارجی در حرکت و در نتیجه یک شدن مقدار α_t تأثیر داده‌های شتاب‌سنج در فاز تصحیح فیلتر کالمن تنظیم می‌شود. بدین ترتیب بایاس ژيروسکوپ سه محوره در این فیلتر تخمین زده شده و این مقادیر برای اصلاح داده‌های ژيروسکوپ در گام زمانی بعدی برای فیلتر اول مورد استفاده قرار می‌گیرند.

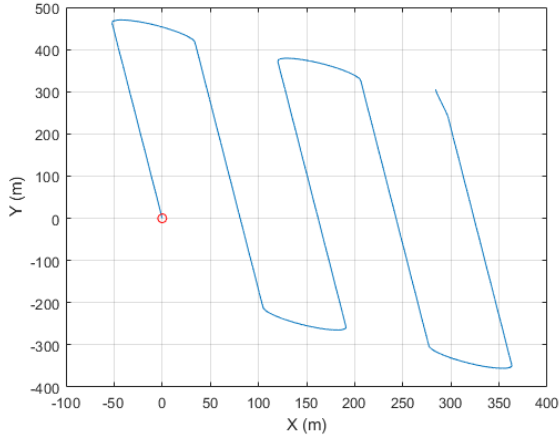
۳-۲- فیلتر تخمین زاویه سمت

در فاز پیش‌بینی فیلتر کالمن تخمین زاویه سمت، با انتگرال‌گیری از داده‌های ژيروسکوپ، یک تخمین اولیه از زاویه سمت بدست می‌آید. بدین منظور لازم است تا اطلاعاتی در مورد زاویه غلتش و فراز و همچنین سرعت زاویه‌ای جسم در حال حرکت در دسترس باشد. زاویه غلتش و فراز از خروجی فیلتر آبشاری قسمت قبل حاصل می‌شود. سرعت زاویه‌ای جسم نیز داده‌های حسگر ژيروسکوپ است که برای تصحیح آنها، بایاس‌های تخمین زده شده در بخش دوم فیلتر آبشاری از این داده‌ها کسر می‌شوند.

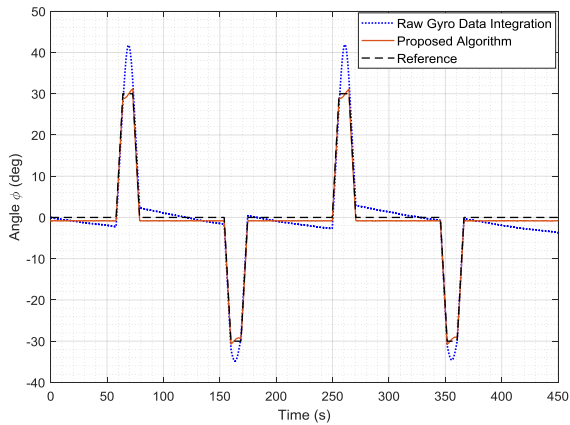
در فاز پیش‌بینی فیلتر کالمن داریم:

$$X_{k+1} = AX_k + Bu_k + w_k \quad (45)$$

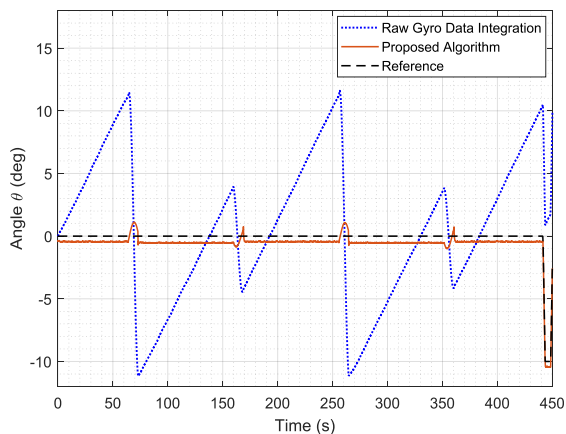
که در آن X_k تخمین زاویه سمت در گام زمانی k می‌باشد. همچنین ماتریس A دارای یک عنصر و مقدار آن برابر ۱ است. به منظور انتگرال‌گیری از داده‌های ژيروسکوپ $w_G = [p \ q \ r]^T$ لازم است تا در هر گام زمانی، زاویه سمت در گام زمانی قبل، با مقداری که به علت



شکل (۳): مسیر دوبعدی حرکت در سناریو شبیه‌سازی



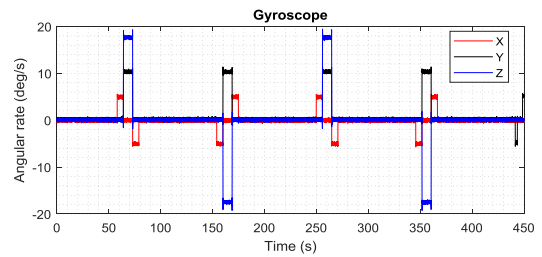
شکل (۴): انتگرال داده خام ژيروسکوپ، تخمین و مقدار واقعی زاویه غلتش



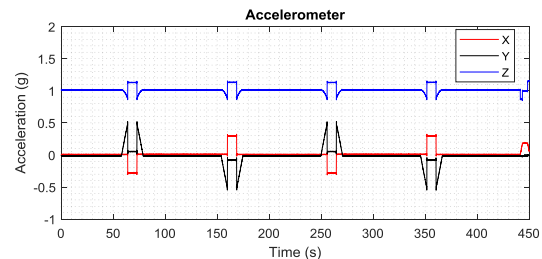
شکل (۵): انتگرال داده خام ژيروسکوپ، تخمین و مقدار واقعی زاویه فراز

محوره را نشان می‌دهد. ابتدا فرض می‌شود حرکت با سرعت ثابت و در مسیر مستقیم در آغاز شبیه‌سازی وجود دارد. سپس در بازه‌های متوالی کوتاهی حرکت دچار شتاب خطی و سرعت زاویه‌ای مطابق شکل ۲ می‌شود. فرض می‌شود در هر کدام از این بازه‌ها، ابتدا جسم مقداری تغییر در زاویه غلتش پیدا می‌کند (نرخ حدود ۵ درجه بر ثانیه) و سپس به فاصله کوتاهی زاویه سمت آن تغییر می‌کند درحالیکه زاویه فراز آن ثابت است. مجموع این حرکت توصیف شده منجر به ایجاد تغییر کوتاه در زاویه غلتش و سپس برگشت آن به مقدار قبل از بازه حرکت شتاب‌دار و تغییر زاویه سمت به مقدار دلخواه در مدت زمان کوتاهی می‌شود در حالیکه ارتفاع ثابت است. با توجه به جهت چرخش در زاویه سمت، مثبت یا منفی بودن زاویه غلتش در هر بازه متفاوت است و در مجموع در کل بازه زمانی مورد نظر یک حرکت مارپیچ گونه با ارتفاع ثابت انجام می‌شود. همچنین در انتهای شبیه‌سازی جسم با تغییر زاویه فراز اقدام به کاهش ارتفاع می‌کند. شکل ۳ مسیر دوبعدی این سناریو را نشان می‌دهد.

بنابراین علاوه بر منابع خطای موجود در خروجی حسگرها از جمله بایاس و نویز، اقسام مختلفی از اغتشاشات شامل اثرات شتاب‌های افزایشنده و کاهنده ناشی از حرکت جسم در مسیر، سناریو مختلف حرکتی و... در شبیه‌سازی و آزمون عملی در نظر گرفته می‌شود تا عملکرد فیلتر پیشنهادی با وجود آنها ارزیابی گردد. در مرحله اول تخمین و در فیلتر کالمن آبخاری، زوایای غلتش و فراز و بایاس ژيروسکوپ در هر گام زمانی محاسبه می‌شوند. با کمک داده‌های گیرنده GNSS و سرعت زاویه‌ای اصلاح شده با بایاس تخمین زده شده، در فیلتر کالمن دیگری زاویه سمت تخمین زده می‌شود.



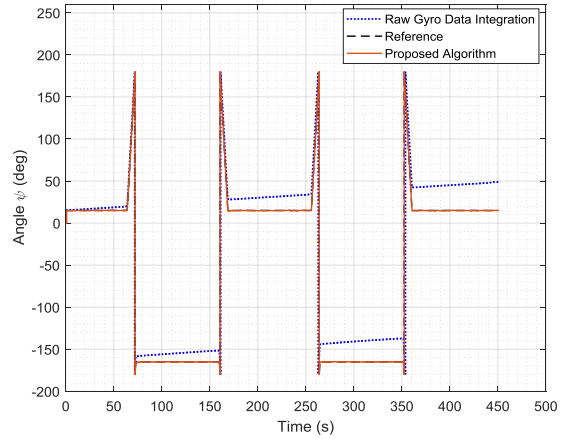
(الف)



(ب)

شکل (۲): خروجی حسگرهای اینرسی: (الف) داده‌های ژيروسکوپ؛ (ب) داده‌های شتاب‌سنج در سه محور

نسبت به داده‌های ژيروسکوپ برخورداری بوده ولی در زمان تغییرات شدید زاویه سمت، این قضیه برعکس است. بنابراین سازوکار فیلتر کالمن به گونه‌ای طراحی شده تا در صورتی که تغییرات سرعت زاویه‌ای در محور Z از یک حد مشخص تعریف شده در الگوریتم بیشتر بود، وزن داده‌های ژيروسکوپ در فرایند ترکیب اطلاعات بیشتر شود و برعکس اگر جسم در حالت پایدار از نظر زاویه سمت بود، بیشتر مشاهدات GNSS مد نظر قرار گیرد. این مسأله اغلب بدین دلیل است که در بازه‌های زمانی کوتاه اگر تغییرات زاویه سمت به دلیل تغییر در مسیر حرکت (تغییرات سرعت) نباشد، توسط گیرنده GNSS قابل شناسایی نبوده و بایستی صرفاً به داده‌های ژيروسکوپ برای تغییرات این زاویه اتکا نمود.



شکل (۶): انتگرال داده خام ژيروسکوپ، تخمین و مقدار واقعی زاویه

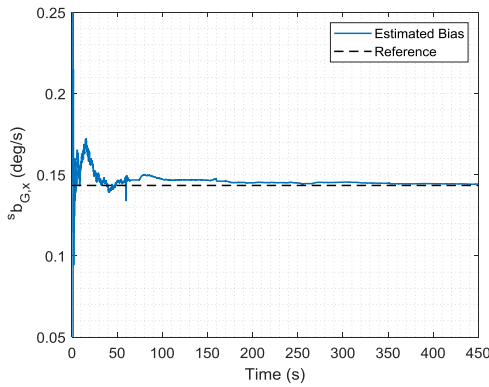
سمت

شکل ۴ تا ۶ تخمین زوایای اوپلر را نشان می‌دهند. برای مقایسه بهتر نتیجه انتگرال‌گیری از سرعت زاویه‌ای بدون تصحیح بایاس نیز در شکل‌ها آورده شده است. همانطور که از نتایج تخمین زوایا مشخص، الگوریتم توانسته مقدار صحیح را حتی در شرایطی که شتاب حرکتی وجود دارد، دنبال نماید.

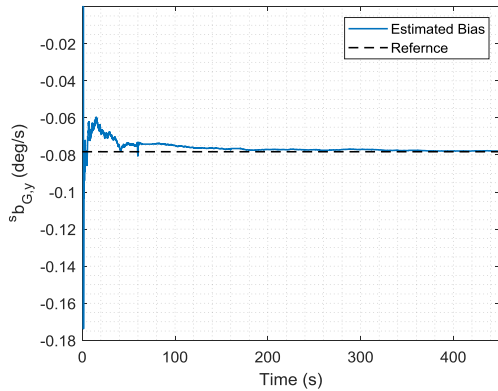
تخمین بایاس ثابت ژيروسکوپ در شکل‌های ۷ تا ۹ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که با گذشت زمان، تخمین به همگرایی مطلوبی رسیده است. لازم به ذکر است که بایاس محور Z به دلیل عدم تحریک کافی محورها دارای مقداری خطا در لحظات اولیه می‌باشد. بعد از اعمال دوران از حدود ثانیه ۶۰ به بعد همگرایی مناسب در این محور نیز انجام می‌شود.

در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ خطای تخمین زوایای اوپلر و خطای تخمین بایاس ژيروسکوپ و در جداول ۲ و ۳ مقادیر میانگین و ریشه میانگین مربعات خطا^۵ (RMSE) به ترتیب برای تخمین زوایا و بایاس ژيروسکوپ آورده شده است. مشهود است که نتایج تخمین بایاس در الگوریتم پیشنهادی بعد از طی زمان گذرای کوتاهی به مقدار صحیح رسیده و ثابت شده است. تخمین بایاس به خصوص در محور Z در ابتدا با خطای بیشتری مواجه است. اما با گذشت زمان، تخمین وضعیت مطلوبی پیدا می‌کند. یکی از دلایل بیشتر بودن مقدار RMSE در این محور نیز همین نکته می‌باشد. وجود میانگین خطای نزدیک به صفر می‌تواند به دلیل عدم استفاده از شتاب‌سنج در تخمین زاویه سمت باشد. چراکه در این الگوریتم از بایاس شتاب‌سنج صرف نظر شده است. نکته قابل توجه این است که به دلیل استفاده از شتاب‌سنج در کنار ژيروسکوپ در فیلتر کالمن اول، خطای زوایا کنترل شده و از شدت رشد آن، در مقایسه با انتگرال‌گیری از داده‌های خام ژيروسکوپ، کاسته شده است. بنابراین همانطور که از نتایج شبیه‌سازی مشخص است، الگوریتم پیشنهادی عملکرد مناسبی در حین بروز شتاب حرکتی از خود نشان می‌دهد.

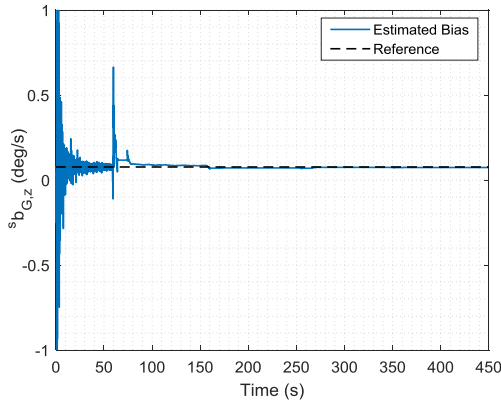
لازم به ذکر است که نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که در زمان عدم تغییر ناگهانی زاویه سمت، داده‌های GNSS از تخمین بهتری



شکل (۷): تخمین بایاس محور X ژيروسکوپ



شکل (۸): تخمین بایاس محور Y ژيروسکوپ



شکل (۹): تخمین بایاس محور Z ژيروسکوپ

جدول (۳): مقادیر میانگین و ریشه میانگین مربعات خطا تخمین

بایاس ژيروسکوپ		
میانگین خطا	جذر میانگین مربعات خطا	بایاس ژيروسکوپ
$^s b_{G,x}$	۰/۰۰۵۰	-۰/۰۰۳۵
$^s b_{G,y}$	۰/۰۱۰۳	۰/۰۰۱۶
$^s b_{G,z}$	۰/۰۳۶۲	۰/۰۰۱۷

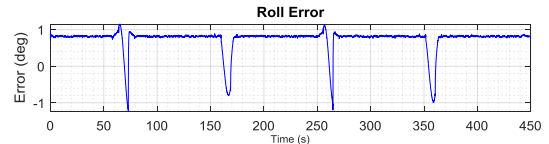
به منظور مقایسه بهتر نتایج زاویه سمت بدست آمده از تلفیق داده‌های ژيروسکوپ و گیرنده GNSS، شبیه‌سازی داده‌های حسگر مغناطیس سنج براساس سناریو مفروض انجام می‌شود. فرض می‌شود که در اینجا حسگر مغناطیس سنج کالیبره شده و داده‌ها بدون بایاس هستند. همچنین در این سناریو از اغتشاشات و تداخلات مغناطیسی صرف نظر می‌شود. سپس این داده‌ها در یک فیلتر کالمن با داده‌های ژيروسکوپ تلفیق می‌شود. به منظور ارزیابی بهتر دو روش، در جدول ۴ میزان خطای محاسبه زاویه سمت حاصل از روش اخیر و همچنین خطای تلفیق ژيروسکوپ و گیرنده GNSS در حالت حرکت خطی آورده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود دقت بهتری در استفاده از تلفیق داده ژيروسکوپ و گیرنده GNSS بدست می‌آید.

جدول (۴): مقادیر میانگین و ریشه میانگین مربعات خطا تخمین زاویه

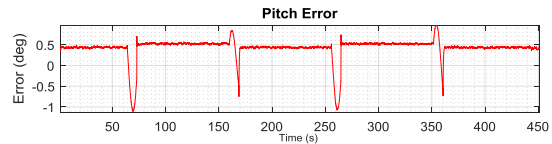
روش تلفیق	ریشه میانگین مربعات خطا	
	میانگین خطا	ریشه میانگین مربعات خطا
ژيروسکوپ و مغناطیس سنج	۰/۰۹۷۵	۰/۰۹۷۹
ژيروسکوپ و GNSS	۰/۰۴۰۱	۰/۰۵۹۹

۴-۲- نتایج آزمون خودروبی

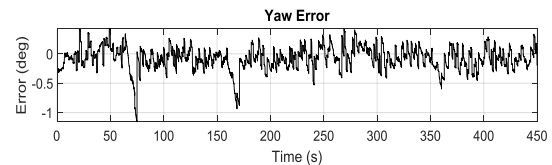
در این بخش نتایج بدست آمده از پیاده‌سازی الگوریتم پیشنهادی این مقاله با استفاده از داده‌های آزمون واقعی، ارائه می‌گردد. سخت‌افزار مورد استفاده که در شکل ۱۲ نشان داده شده شامل ۳ بخش اصلی تغذیه، پردازنده و حسگر اینرسی است. در این مجموعه از پردازنده ARM شرکت St مدل STM32f767zi استفاده می‌شود که یک میکروکنترلر بر اساس هسته پردازشی Cortex-M7 ۳۲ بیتی با معماری RISC است که فرکانس کاری تا ۲۱۶ مگاهرتز دارد. پردازنده ARM Cortex-M7 دارای واحد پردازش اعشاری است که از دستورات و نوع داده‌های single و double پشتیبانی می‌کند. همچنین این پردازنده دارای ۸ درگاه سریال متصل به DMA^۶ است. DMA واحدی در میکروکنترلرها است که امکان ارتباط میان حافظه‌ها با یکدیگر و امکانات جانبی مانند درگاه‌های سریال را بدون درگیر کردن CPU برقرار می‌سازد. لذا یک امکان موثر در افزایش سرعت در کاربردهای زمان حقیقی محسوب می‌شود.



(الف)



(ب)

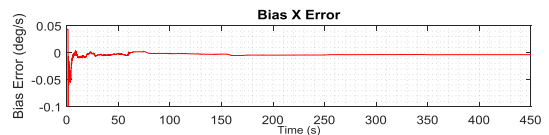


(ج)

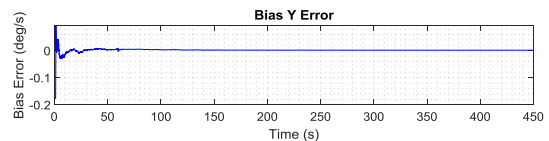
شکل (۱۰): خطای تخمین زوایا: (الف) زاویه غلتش؛ (ب) زاویه فراز؛ (ج) زاویه سمت

جدول (۲): مقادیر میانگین و ریشه میانگین مربعات خطا تخمین زوایا

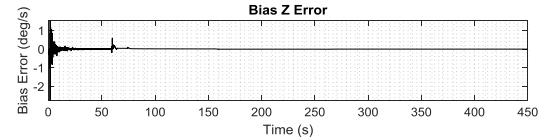
میانگین خطا	ریشه میانگین مربعات خطا	زوایا
۰/۷۳۹۸	۰/۸۰۵۷	Φ
۰/۴۲۵۳	۰/۴۹۵۲	θ
۰/۰۸۹۱۰	۰/۷۲۷۰	ψ



(الف)

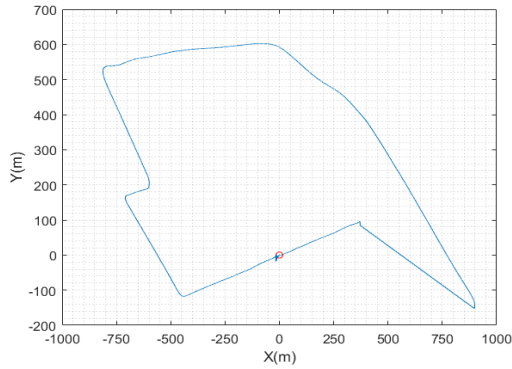


(ب)



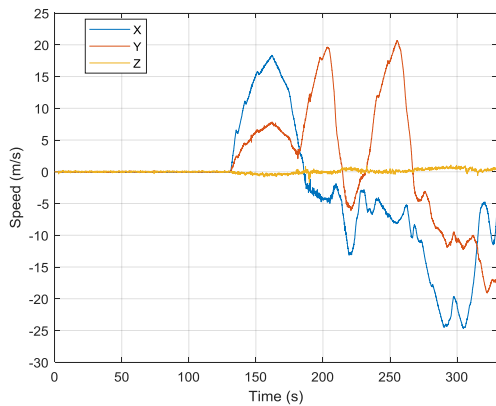
(ج)

شکل (۱۱): خطای تخمین بایاس ژيروسکوپ: (الف) خطا در محور x؛ (ب) خطا در محور y؛ (ج) خطا در محور z



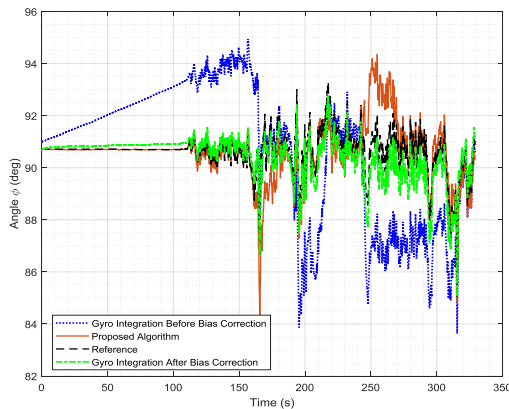
شکل (۱۴): مسیر حرکت دو بعدی در آزمون خودروبی

همچنین روند تغییر سرعت در سه راستای x ، y و z در شکل ۱۵ آورده شده است.



شکل (۱۵): نمودار سرعت خودرو در سه راستای x ، y و z

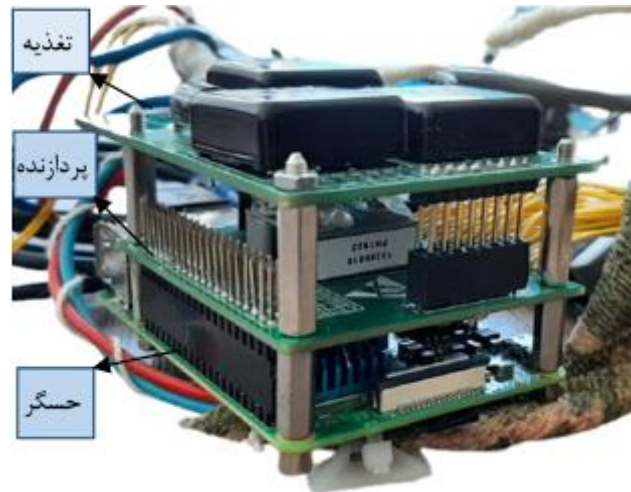
نتایج تخمین زوایای اویلر با الگوریتم پیشنهادی در شکل ۱۶ تا ۱۸ آورده شده است.



شکل (۱۶): انتگرال داده خام ژيروسکوپ، تخمین و مقدار واقعی زاویه غلتش در آزمون خودرو

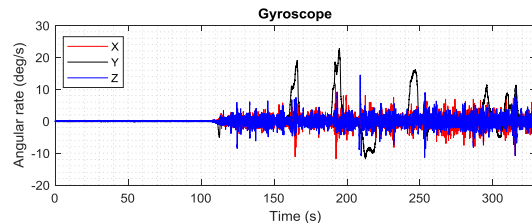
همچنین در این مجموعه داده‌های مورد نیاز توسط واحد اندازه‌گیری اینرسی حسگر ADIS16488 ساخت شرکت Analog Devices، جمع‌آوری شده‌است. واحد اندازه‌گیری اینرسی این حسگر شامل ژيروسکوپ و شتاب‌سنج سه محوره است. مشاهدات زاویه سمت نیز با استفاده از یک گیرنده GPS NEO m8p در دسترس است.

مجموعه داده‌ها در این آزمون در مدت زمان ۳۳۰ ثانیه با زمان نمونه برداری ۵ میلی‌ثانیه در دسترس هستند. شکل ۱۳ داده‌های خروجی ژيروسکوپ و شتاب‌سنج را نشان می‌دهد. شکل ۱۴ مسیر حرکت دو بعدی را نشان می‌دهد که در آن مسیر حرکت، نسبت به نقطه شروع که مبدأ مختصات در نظر گرفته شده، نشان داده شده است.

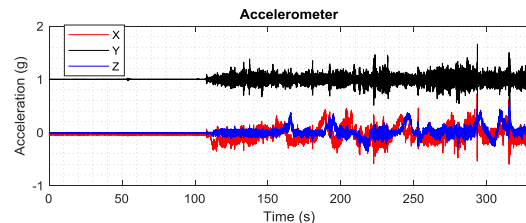


شکل (۱۷): سیستم پیاده‌سازی شده برای جمع‌آوری داده با حسگر

GPS NEO m8p و ADIS 16488



(الف)

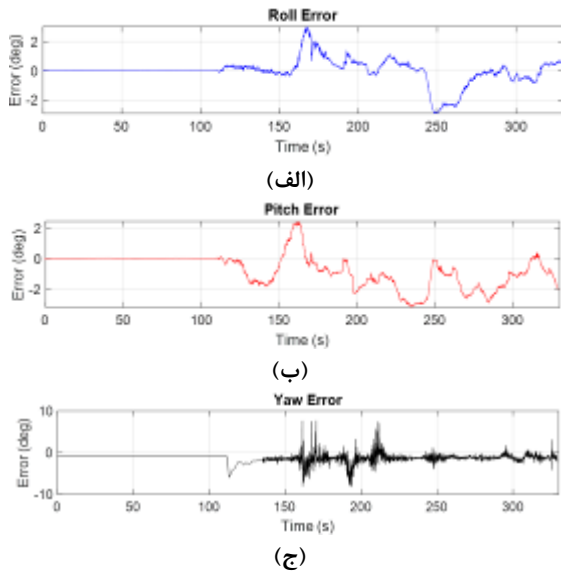


(ب)

شکل (۱۸): داده‌های آزمون خودروبی اندازه‌گیر واحد اینرسی

ADIS16488: (الف) خروجی ژيروسکوپ‌ها؛ (ب) خروجی

شتاب‌سنج‌ها



شکل (۲۰): خطای تخمین زوایا: (الف) زاویه غلتش؛ (ب) زاویه فراز؛ (ج) زاویه سمت

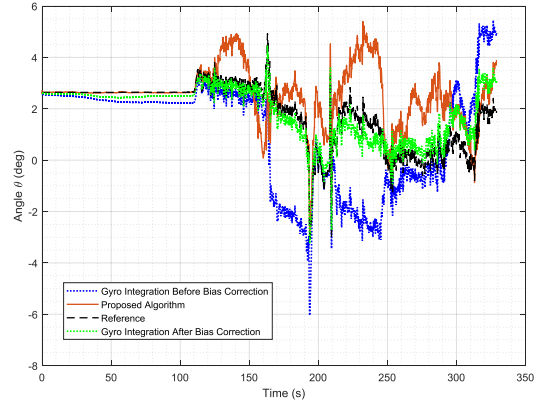
جدول (۵): مقادیر میانگین و ریشه میانگین مربعات خطای تخمین زوایا

زوایا	میانگین خطا	جذر میانگین مربعات خطا
φ	-۰/۰۰۳۵	۰/۸۱۹۳
θ	-۰/۷۳۸۴	۱/۲۷۲۱
ψ	-۱/۲۴۳۷	۱/۶۳۴۵

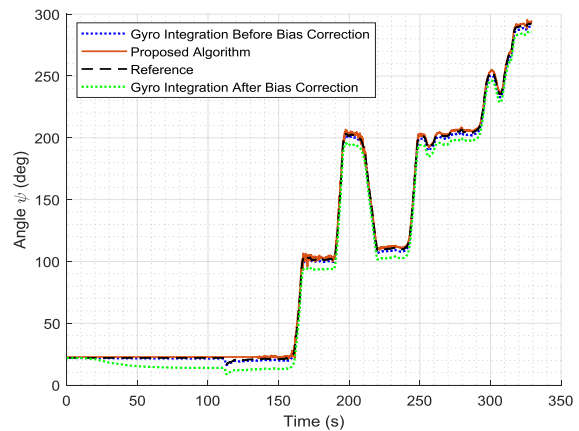
همچنین شکل ۱۹ وضعیت همگرایی تخمین بایاس ژيروسکوپ سه محوره را نشان می‌دهد. در شکل ۲۰ خطای تخمین زوایا و شکل ۲۱ خطای تخمین بایاس ژيروسکوپ و در جداول ۵ و ۶ مقادیر میانگین و ریشه میانگین مربعات خطا به ترتیب برای تخمین زوایا و بایاس ژيروسکوپ آورده شده است. خطای بیشتر در مقدار RMSE زاویه فراز نسبت به زاویه غلتش در جدول ۵ و همچنین به تبع آن خطای بیشتر این مقدار در جدول ۶ در محور y نسبت به محور x نشان از اغتشاش و شتاب حرکتی بیشتر در محور y حسگرهای اینرسی می‌باشد.

نتایج بدست آمده را می‌توان با مقادیر خطای تخمین زوایای اوپلر که در [۱۱] بدست آمده، مقایسه نمود. در مرجع مذکور، مقادیر RMSE با کمک مغناطیس‌سنج به ۲/۷۴، ۲/۷۲ و ۲/۱۱ درجه به ترتیب برای زوایای غلتش، فراز و سمت رسیده است که با مقایسه مقادیر بدست آمده در جدول ۵، مزیت روش پیشنهادی این مقاله نسبت به روش [۱۱] مشهود است.

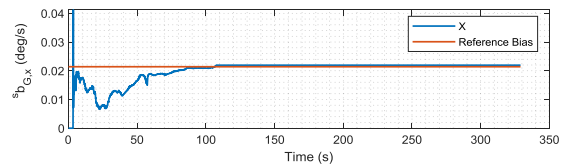
با مقایسه نتایج بدست آمده با تست C در [۱۰] که در شرایط با وجود شتاب خارجی و اغتشاشات حرکتی شدید در نظر گرفته شده است، مشاهده می‌شود که در بهترین حالت مقدار RMSE در مقاله مذکور برای زوایای غلتش و فراز به ترتیب برابر ۵/۲۸ و ۴ درجه می‌باشد (زاویه سمت در این مرجع بررسی نشده است). با مقایسه این نتایج با جدول ۵ عملکرد مطلوب الگوریتم تخمین پیشنهاد شده را نسبت به [۱۰] نتیجه



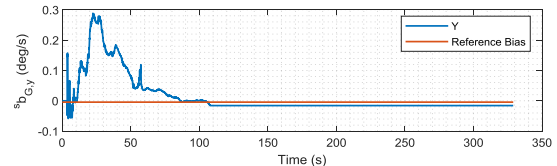
شکل (۱۷): انتگرال داده خام ژيروسکوپ، تخمین و مقدار واقعی زاویه فراز در آزمون خودرو



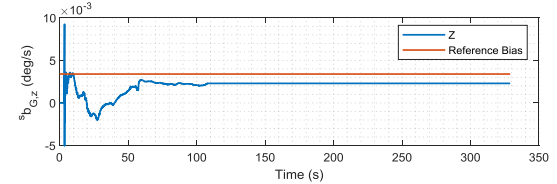
شکل (۱۸): انتگرال داده خام ژيروسکوپ، تخمین و مقدار واقعی زاویه سمت در آزمون خودرو



(الف)



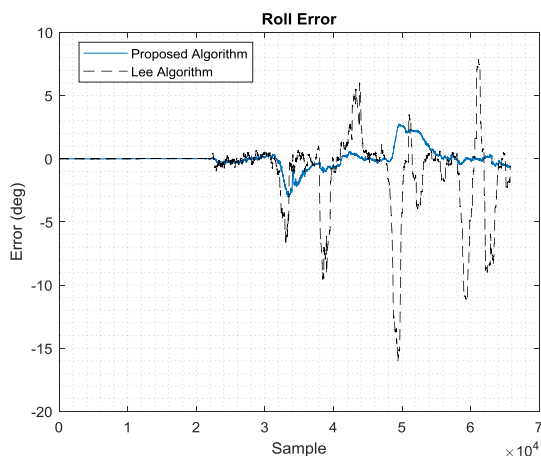
(ب)



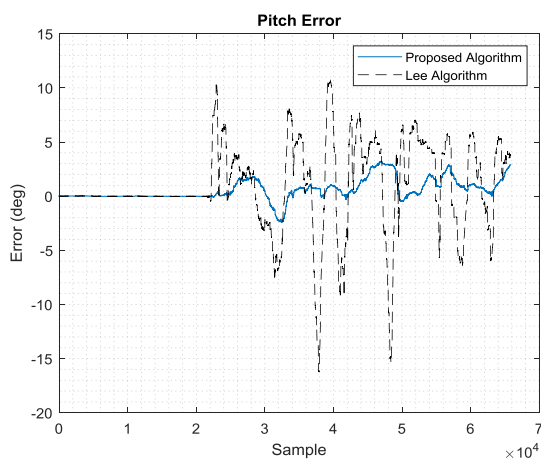
(ج)

شکل (۱۹): تخمین بایاس ژيروسکوپ در آزمون خودرو: (الف) در محور x ; (ب) در محور y ; (ج) در محور z

که حرکت دارای ارتعاش است، انتگرال گیری مستقیم از ژيروسکوپ پاسخ مناسب تری برای این دو زاویه ارائه می دهد (شکل ۱۶ و ۱۷). در خصوص زاویه سمت، دو نکته قابل توجه است. نکته اول این است که با توجه به استفاده از گیرنده GNSS و دریافت اطلاعات موقعیتی و سرعت، هرچه سرعت جسم بیشتر باشد دقت بدست آمده در فیلتر تخمین زاویه سمت بیشتر خواهد بود.



(الف)



(ب)

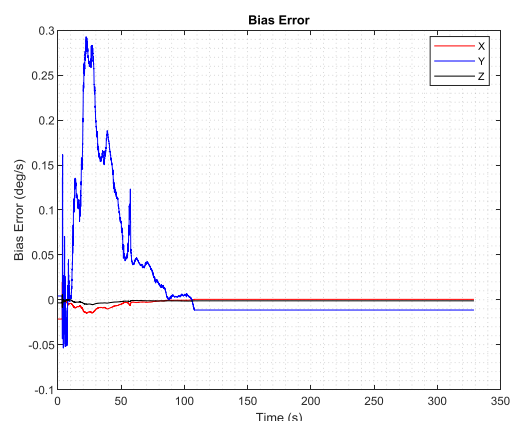
شکل (۲۲): مقایسه عملکرد روش Lee و الگوریتم پیشنهادی این مقاله: (الف) خطای زاویه غلتش؛ (ب) خطای زاویه فراز

۵- نتیجه گیری

در این مقاله یک ساختار مبتنی بر سه فیلتر کالمن ارائه شده است که با استفاده از داده های ژيروسکوپ، شتاب سنج و GNSS مقادیر بایاس ژيروسکوپها و زاویا را تخمین می زند. در ساختار ارائه شده در طی دو مرحله، زوایای وضعیت شامل زاویه غلتش و فراز (فیلتر تطبیقی اول) و سپس بایاس ژيروسکوپ سه محوره (فیلتر دوم) تخمین زده شد و به صورت چرخشی، خروجی هر بخش در فیلتر بعدی مورد استفاده قرار گرفت. در این بین با بررسی شتاب حرکتی جسم، در بازه هایی که مانور وجود دارد، وزن اطلاعات شتاب سنج مدیریت شده تا از اثرات ناخواسته شتاب حرکتی در تخمین ممانعت به عمل آورده شود. علاوه

گرفته می شود. نتایج نشان می دهد، الگوریتم پیشنهادی عملکرد قابل قبولی در شرایط ارتعاشی حاصل از حرکت خودرو و در مدت شتاب گیری خودرو از خود نشان می دهد.

همچنین با تزریق داده های جمع آوری شده به الگوریتم پیشنهاد شده توسط Lee در [۱۰] نتایج بدست آمده برای زوایای غلتش و فراز در شکل ۲۲ آورده شده است. همانطور که از نتایج مقایسه مشخص است، الگوریتم پیشنهادی در این مقاله توانسته عملکرد مناسب تری در محاسبه زاویا در حضور اغتشاشات حرکتی داشته باشد. برای مقایسه بهتر دو روش، جدول ۷ مقادیر RMSE را نشان می دهد.



شکل (۲۱): خطای تخمین بایاس ژيروسکوپ

جدول (۶): مقادیر میانگین و ریشه میانگین مربعات خطای تخمین بایاس ژيروسکوپ در آزمون خودرو

میانگین خطا	ریشه میانگین مربعات خطا	بایاس ژيروسکوپ
-۰/۰۰۱۴	۰/۰۰۴۲	$b_{G,x}$
۰/۰۱۶۹	۰/۰۶۴۷	$b_{G,y}$
۰/۰۰۱۵	۰/۰۰۱۶	$b_{G,z}$

جدول (۷): مقایسه مقادیر ریشه میانگین مربعات خطا

روش پیشنهادی	روش Lee	زوایا
۰/۸۱۹۳	۳/۱۵	φ
۱/۲۷۲۱	۴/۲۲	θ

لازم به ذکر است که دقت تخمین بایاس به نحوی است که برای دو زاویه غلتش و فراز با انتگرال گیری از داده های اصلاح شده ژيروسکوپ، همگرایی بهتری نسبت به استفاده مستقیم از داده های شتاب سنج در فیلتر آبخاری برای تخمین این دو زاویه، وجود دارد. علت این امر هم این است که تخمین بایاس با دقت بالا بدست آمده و به خصوص در شرایطی

- Units”, *Sensors*, vol. 16, no. 12, p. 2102, 2016, doi: 10.3390/s16122102.
- [10] J. K. Lee, E. J. Park, and S. N. Robinovitch, “Estimation of Attitude and External Acceleration Using Inertial Sensor Measurement During Various Dynamic Conditions”, *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, vol. 61, no. 8, pp. 2262–2273, 2012.
- [11] M. A. Javed, M. Tahir, and K. Ali, “Cascaded Kalman Filtering-Based Attitude and Gyro Bias Estimation with Efficient Compensation of External Accelerations”, *IEEE Access*, vol. 8, pp. 50022–50035, 2020, doi: 10.1109/ACCESS.2020.2980016.
- [12] B. Candan and H. E. Soken, “Estimation of Attitude Using Robust Adaptive Kalman Filter”, in *2021 IEEE 8th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)*, 2021, pp. 159–163, doi: 10.1109/MetroAeroSpace51421.2021.9511658.
- [13] S. Zihajezadeh, D. Loh, T. J. Lee, R. Hoskinson, and E. J. Park, “A cascaded Kalman filter-based GPS/MEMS-IMU integration for sports applications”, *Measurement*, vol. 73, pp. 200–210, Sep. 2015, doi: 10.1016/j.measurement.2015.05.023.
- [14] M. Sabet, H. Mohammadi Daniali, A. Fathi, and E. Alizadeh, “Design and experimental comparison of a new attitude estimation algorithm for accelerated rigid body”, *J. Control*, vol. 12, no. 4, 2019, doi: 10.29252/joc.12.4.35.
- [15] K. L. Lai, J. L. Crassidis, and R. R. Harman, “Real-time attitude-independent gyro calibration from three-axis magnetometer measurements”, *Collect. Tech. Pap. - AIAA/AAS Astrodyn. Spec. Conf.*, vol. 1, no. August 2004, pp. 282–292, 2004, doi: 10.2514/6.2004-4855.
- [16] H. E. Söken and C. Hajiyevev, “UKF based in-flight calibration of magnetometers and rate gyros for pico satellite attitude determination”, *Asian J. Control*, vol. 14, no. 3, pp. 707–715, May 2012, doi: 10.1002/asjc.368.
- [17] M. H. Afzal, V. Renaudin, and G. Lachapelle, “System and method for gyroscope error estimation”, *World Intellectual Property Organization*, vol. US 2012/02. Google Patents, 2012.
- [18] Y. Yang, C. Zhang, J. Lu, and H. Zhang, “In-Flight Calibration of Gyros and Star Sensor With Observability Analysis for SINS / CNS Integration”, vol. 17, no. 21, pp. 7131–7142, 2017.
- [19] C. J. Gioia and J. A. Christian, “Gyro bias estimation using interior star angles for manual attitude determination”, *J. Spacecr. Rockets*, vol. 54, no. 2, pp. 511–520, 2017, doi: 10.2514/1.A33672.
- [20] M. E. Pittelkau, “Autonomous on-Board Calibration of Attitude Sensors and Gyros”, *Symp. A Q. J. Mod. Foreign Lit.*, no. September, pp. 24–28, 2007.
- [21] H. Gu, B. Zhao, H. Zhou, X. Liu, and W. Su, “MEMS gyroscope bias drift self-calibration based on noise-suppressed mode reversal”, *Micromachines*, vol. 10, no. 12, 2019, doi: 10.3390/mi10120823.
- [22] P. Zhang, J. Gu, E. E. Milios, and P. Huynh, “Navigation with IMU/GPS/digital compass with unscented Kalman filter”, *IEEE Int. Conf. Mechatronics Autom. ICMA 2005*, no. July, pp. 1497–1502, 2005, doi: 10.1109/icma.2005.1626777.
- [23] K. Gade, “The Seven Ways to Find Heading”, *J. Navig.*, vol. 69, no. 5, pp. 955–970, 2016, doi: 10.1017/S0373463316000096.
- بر اینکه بایاس تخمین زده شده در فیلتر دوم در گام بعدی در فیلتر اول مورد استفاده قرار می‌گیرد، این تخمین در اصلاح داده‌های ژيروسکوپ به منظور محاسبه زاویه سمت نیز کاربرد دارند. به منظور محاسبه زاویه سمت با خطای حداقلی، تخمین این زاویه با دو روش انتگرال‌گیری از خروجی اصلاح شده ژيروسکوپ و محاسبه زاویه از داده‌های دریافتی از سامانه GNSS انجام شده و این اطلاعات در یک فیلتر کالمن ساده ترکیب شدند. در الگوریتم پیشنهادی برای زاویه سمت، وزن‌دهی به اطلاعات به صورتی انجام شد تا در بازه‌های زمانی کوتاه که دوران شدید حول محور Z وجود دارد، وزن بیشتری به داده‌های ژيروسکوپ اختصاص یابد. اختصاص یک مرجع کمکی همچون سامانه GNSS برای محاسبه زاویه سمت از آن جهت است که تخمین بایاس در جهت محور Z ممکن است به دلیل مسأله مشاهده‌پذیری با خطای بیشتری نسبت به سایر محورها مواجه باشد. نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی شامل آزمون خودرویی عملکرد خوب الگوریتم و همچنین عدم واگرایی زوایا در طول مسیر ناوبری را نشان می‌دهند.

مراجع

- [1] Moradi M, Bolandi H, Abedi M. Federated Extended Kalman Filter for Sensor Fault Detection and Isolation. *Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers* 2017; 13 (4) :71-79
- [2] Sadeghzadeh Nokhodberiz N, Soltani B, Pasand M, Radmanesh H. Additive Multi-rate Delayed Extended Kalman Filter Attitude Estimation Fusing Gyroscope and Star Tracker Sensors. *Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers* 2023; 20 (3) :149-158.
- [3] W. Li and J. Wang, “Effective adaptive kalman filter for MEMS-IMU/magnetometers integrated attitude and heading reference systems”, *J. Navig.*, vol. 66, no. 1, pp. 99–113, 2013, doi: 10.1017/S0373463312000331.
- [4] T. S. Yoo, S. K. Hong, H. M. Yoon, and S. Park, “Gain-scheduled complementary filter design for a MEMS based attitude and heading reference system”, *Sensors*, vol. 11, no. 4, pp. 3816–3830, 2011, doi: 10.3390/s110403816.
- [5] M. S. Roh and B. S. Kang, “Dynamic Accuracy Improvement of a MEMS AHRS for Small UAVs”, *Int. J. Precis. Eng. Manuf.*, vol. 19, no. 10, pp. 1457–1466, 2018, doi: 10.1007/s12541-018-0172-2.
- [6] R. G. Valenti, I. Dryanovski, and J. Xiao, “Keeping a good attitude: A quaternion-based orientation filter for IMUs and MARGs”, *Sensors (Switzerland)*, vol. 15, no. 8, pp. 19302–19330, 2015, doi: 10.3390/s150819302.
- [7] H. Rehbindler and X. Hu, “Drift-free attitude estimation for accelerated rigid bodies”, *Automatica*, vol. 40, no. 4, pp. 653–659, 2004.
- [8] W. Chou, B. Fang, L. Ding, X. Ma, and X. Guo, “Two-step optimal filter design for the low-cost attitude and heading reference systems”, *IET Sci. Meas. & Technol.*, vol. 7, no. 4, pp. 240–248, 2013.
- [9] S. Lee and S. Hong, “Velocity-Aided Attitude Estimation for Helicopter Aircraft Using Microelectromechanical System Inertial-Measurement

زیر نویس ها

- ¹ Inertial Measurement Unit (IMU)
- ² Micro Electro Mechanical Systems (MEMS)
- ³ Global Navigation Satellite System (GNSS)
- ⁴ Root Mean Square
- ⁵ Root Mean Square Error
- ⁶ Direct Memory Access