



Design and implementation of integrated INS/GPS navigation system using adaptive Kalman filter

Mostafa Hoseini ^{a*}, Mohamadreza Jalili ^b, Abolfazl Meighani Nejad ^a

^{a*} Department of Electrical Engineering, Faculty of Electrical Engineering, University of Imam Khomeini Maritime Sciences, Nowshahr, Iran

^b Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering, University of Ferdowsi, Mashhad, Iran

Original Article

Use your device to scan and read the article online



Citation: Hoseini M, Jalili MR, Meighani Nejad A. Design and implementation of integrated INS/GPS navigation system using adaptive Kalman filter Mechanics of Advanced and Smart Materials. 2024;3(4):537-559.

 <https://10.61186/masm.3.4.537>

KEYWORDS

Inertial navigation system, global positioning system, integrated navigation system, adaptive Kalman filter.

ABSTRACT

Due to the importance of navigation accuracy, inertial navigation system is often combined with one of the other navigation systems. The integrated navigation system consisting of both Global Positioning System (GPS) and Inertial Navigation System (INS) provides reliable, accurate and continuous navigation capability compared to the independent GPS or INS system. Due to the difficulty in obtaining the accurate model of nonlinear systems and the complexity of noise in practical environments and noise with uncertain statistical characteristics, the accuracy of classical Kalman filter (KF) estimation is greatly reduced and even causes divergence. Therefore in this paper, to improve the performance of integrated navigation, a concept of self-adaptation to the classical KF is introduced, and the modified Sage-Husa adaptive KF algorithm based on the recursive noise estimator based on maximum a posteriori probability estimation is formed to overcome the shortcomings of the classical KF methods and solve the problem of state estimation in practical environments with complex noise and uncertain statistical characteristics and uncertainty in the model. A vehicle test was used to evaluate the proposed algorithm and the results showed that the proposed algorithm has very acceptable accuracy and performance. In addition, the simulation results showed that the proposed algorithm has a higher estimation accuracy compared to other previous methods, such that it was able to improve RMSE evaluation criteria of height and speed in the vertical direction about 38% and 25%, respectively, also RMSE evaluation criteria and Std evaluation criteria of heading angle are 18% and 17%, respectively.

Extended Abstract

1. Introduction

The comprehensive and specific definition of the word navigation can be defined as the process of determining the position, speed and orientation of a mobile vehicle relative to a specific reference, which is used for all types of mobile land, air, space and sea systems. In a general classification, navigation algorithms and methods are divided into two categories: navigation based on classical calculations and navigation based on position stabilization [1-5]. The navigation system based on classical calculations, determines the current position of the moving vehicle by estimating the distance traveled from a specific position using speed and direction information. The main advantage of these systems is that they are not dependent on other external systems. Inertial navigation system (INS) is the most important type of navigation system based on classical calculations. Inertial navigation system calculations, which are the most accurate and widely used type of

* Corresponding author. Tel.: +989366985508

E-mail address: seied64@yahoo.com

DOI: <https://10.61186/masm.3.4.537>

Received: January 02, 2024; Received in revised form: February 07, 2024; Accepted: March 12, 2024

© Author



navigation systems based on classical calculations, are based on Newton's second law. This system has gyroscope and accelerometer sensors, which by having the initial values of the position, speed and orientation of the target to be navigated and then integrating the output of these sensors provides the position, speed and orientation of the target [6-8]. In navigation systems based on position stabilization, the current position of the moving vehicle is determined based on measuring the distance of the target point to several natural or artificial points. One of the most common navigation systems based on position stabilization is global navigation satellite systems, which include the Global Positioning System (GPS). The Global Positioning System (GPS) is a satellite navigation system that includes 28 active satellites and these satellites are uniformly distributed in six circular orbits with a radius of 26,500 km. Other navigation systems that work based on position stabilization include laser measurement systems, radars, and ultrasonic measurement systems [9]. The main hint about navigation methods is that each of the two general categories of navigation based on classical calculations and navigation based on position stabilization have advantages and disadvantages that causes use and application of each of the methods alone impractical [10]. One of the main advantages of the GPS system is that if there is communication between the GPS satellites and the ground receiver, navigation information can be obtained continuously throughout the day and night, regardless of weather conditions. The accuracy of GPS data is high and this information is reliable and has acceptable accuracy for general applications. In addition, the navigation error in the GPS system is fixed and does not change over time. Disadvantages of the GPS system include the following:

1. Its sensitivity to obstacles that cause disconnection between satellites that transmit navigation information and receivers. In this situation, which leads to disconnection of the GPS signal, various environmental effects such as natural obstacles (such as forests, mountains, underwater environments, etc.), man-made artificial obstacles (dense urban environments, tunnels, high buildings, etc.) and also adverse weather conditions that cause radio interference and signal interruption, cause the navigation accuracy of the GPS system to be affected.
2. In this system, due to the reliance on data received from satellites, there is a possibility of anti-electronic measures such as electronic disruption or deception operations in satellite data.
3. The low rate of updating navigation information in the GPS system has made it unable to account for the continuous navigation needs of mobile vehicles alone, even in the case of stable communication between the satellites that send the information and the receiver.
4. It is not possible to determine the heading angle of mobile vehicles from the GPS system, that is, the orientation of the mobile vehicles cannot be determined [11-13].
5. Restrictions in accessing satellite information in different regions of the globe, for example, lack of access to GPS system satellite data in polar regions.

Various satellite systems are covering the earth, the most famous of them is the Global Positioning System (GPS) under the control of the US government, which was developed in the late 1960s by the US Defense Agency. The GPS navigation system can estimate the three-dimensional position of users in the form of passive ranging and using the signals sent from the rotating satellites, and to determine the exact position, it must be connected with at least four satellites. The GPS receiver determines its position with the help of TOA distance finding. TOA distance finding involves measuring the time it takes for a signal from a satellite to reach the receiver at a specific location. Then the signal propagation time is multiplied by the signal speed and shows the distance between the transmitter and the receiver. By determining the time of at least three satellites, the position of the receiver can be determined, and to determine the exact position of the receiver, the time of four satellites must be determined [25]. On the other hand, in recent decades, the use of inertial technology in the navigation system has seen a significant growth due to its lack of influence from the external environment in various applications, which is one of the most reliable navigation methods. One of the advantages of the inertial navigation system is that this system does not need information from external sources for navigation, it does not have an operating range limit, it is resistant to anti-electronic measures, and the output of the inertial sensors is high frequency and continuous. But one of the main disadvantages of this system is the increase of its error with the passage of time, due to the existence of two integrators in the navigation process, the error increases significantly. This error increase becomes unlimited with the passage of time, which causes a lot of vehicle deviation [14-18]. Therefore, in order to cover the shortcomings of this system and reduce its error, it is necessary to combine the inertial navigation system with other navigation systems or external sensors. Analyzing and examining the integration algorithms and covering their weak points with the aim of increasing the accuracy of the navigation system is the basis of Scientist research.

Due to the disadvantages of the inertial navigation system and to achieve higher reliability and accuracy, especially in long-term navigations, in this research, the Global Positioning System (GPS) is used because of its complementary features along with the inertial navigation system. INS navigation system has output with high bandwidth and low short-term noise, but they have low long-term accuracy. On the other hand, the Global Positioning System (GPS) has high long-term accuracy, but they have a lower output rate and often have high short-term noise. On the other hand, GPS signals can be disrupted or unavailable. Therefore, the integration of the information of these two systems results in a continuous and high-bandwidth navigation response, which will have acceptable short-term and long-term accuracy, and in addition, the integrated navigation system provides complete navigation data including position, speed, and orientation. The design of the mode estimator filter is one of the basic steps in the development of integrated inertial navigation systems. Kalman filter is one of the most important and widely used methods used as state estimator filter in integrated navigation systems. Although the Kalman filter is generally used as a standard algorithm for integrating the INS system with the GPS system in past works, the problems and inability of this algorithm in practical environments are due to the complexity of noise and noise with uncertain statistical characteristics as well as uncertainties in the model, it causes the accuracy of navigation states estimation to be greatly reduced and even causes divergence. One of the ways to deal with these problems is the covariance matching method, in which the covariance of the estimation error is matched using the innovation phase error of the Kalman filter. Therefore, in this research, to improve the navigation performance and accuracy in the integrated navigation system, the modified Sage-Husa adaptive Kalman filter based on the recursive noise estimator based on the maximum a posterior probability estimation (MAP) was introduced to overcome the shortcomings of the classical Kalman filter methods and solve the problem of state estimation in practical environments with complex noise and uncertain statistical characteristics and uncertainty in the model. At the end of validation, the proposed algorithm has been evaluated using the data of a vehicle test.



طراحی و پیاده‌سازی سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS با استفاده از فیلتر کالمن تلفیقی

مصطفی حسینی الف*، محمدرضا جلیلی ب، ابوالفضل میقانی نژاد ج

الف* استادیار، گروه مهندسی برق، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علوم دریایی امام خمینی، نوشهر، ایران، seied64@yahoo.com

ب کارشناسی ارشد، گروه مهندسی برق-کنترل، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران، jalili.mohammadreza@mail.um.ac.ir

ج مربی، گروه مهندسی برق، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علوم دریایی امام خمینی، نوشهر، ایران، a.meighani@stu.nit.ac.ir

چکیده	واژگان کلیدی
<p>با توجه به اهمیت دقت ناوبری، اغلب سامانه ناوبری اینرسی را با یکی از سایر سامانه‌های ناوبری تلفیق می‌کنند. سیستم ناوبری تلفیقی متشکل از هر دو سامانه موقعیت‌یاب جهانی (GPS) و سامانه ناوبری اینرسی (INS) در مقایسه با سامانه GPS یا سامانه INS مستقل، قابلیت ناوبری قابل اعتماد، دقیق و مداوم را به همراه دارد. به دلیل دشواری در به دست آوردن مدل دقیق سیستم‌های غیرخطی و همچنین پیچیدگی نويز در محیط‌های عملی و وجود نويز با مشخصات آماری نامشخص، دقت تخمین فیلتر کالمن کلاسیک تا حد زیادی کاهش یافته و حتی موجب واگرایی می‌شود. بنابراین در این مقاله، برای بهبود عملکرد ناوبری تلفیقی یک مفهوم خود انطباق به فیلتر کالمن کلاسیک معرفی می‌شود و الگوریتم فیلتر کالمن تلفیقی Sage-Husa اصلاح شده مبتنی بر تخمین گر نويز بازگشتی بر پایه برآورد بیشینه احتمال پسین شکل می‌گیرد تا بر کاستی‌های روش‌های کلاسیک فیلتر کالمن غلبه کند و مشکل تخمین حالت در محیط‌های عملی با نويز پیچیده و مشخصات آماری نامشخص و عدم قطعیت در مدل را حل کند. برای ارزیابی الگوریتم پیشنهادی از تست خودرویی استفاده شد و نتایج به‌دست آمده نشان داد که، الگوریتم پیشنهادی از دقت و عملکرد بسیار قابل قبولی برخوردار است. علاوه بر این نتایج شبیه‌سازی نشان داد که الگوریتم پیشنهادی در مقایسه با سایر روش‌های پیشین از دقت تخمین بالاتری برخوردار است، به طوری که توانست معیار ارزیابی RMSE موقعیت در راستای ارتفاع و سرعت در راستای عمودی را به ترتیب حدود ۳۸٪ و ۲۵٪ و معیارهای ارزیابی RMSE و Std زاویه سمت را به ترتیب به میزان ۱۸٪ و ۱۷٪ بهبود دهد.</p>	<p>سامانه ناوبری اینرسی، سامانه موقعیت‌یاب جهانی، سیستم ناوبری تلفیقی، فیلتر کالمن تلفیقی.</p> <p>تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۱۰/۱۲ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۱۱/۲۸ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۲/۲۲</p>

۱- مقدمه

تعریف جامع و اختصاصی واژه‌ی ناوبری را می‌توان فرآیند تعیین موقعیت یعنی طول جغرافیایی^۱، عرض جغرافیایی^۲ و ارتفاع، سرعت و وضعیت یعنی زوایای تراز و سمت از شمال^۳ یک وسیله متحرک نسبت به یک مرجع مشخص بیان نمود، که برای انواع سامانه‌های متحرک زمینی، دریایی (زیر سطحی و سطحی)، هوایی و فضایی بکار می‌رود. در یک دسته‌بندی کلی، الگوریتم‌ها و روش‌های موقعیت‌یابی به دو دسته موقعیت‌یابی بر اساس محاسبات کلاسیک و موقعیت‌یابی بر اساس تثبیت موقعیت تقسیم می‌شوند [۱-۵]. سامانه ناوبری بر اساس محاسبات کلاسیک موقعیت فعلی وسیله متحرک را با تخمین فاصله پیموده شده

¹ Longitude

² latitude

³ Heading

از یک موقعیت مشخص با استفاده از اطلاعات سرعت و جهت حرکت تعیین می‌کند. مزیت اصلی این سامانه‌ها وابسته نبودن آن‌ها به سایر سامانه‌های بیرونی است. سامانه ناوبری اینرسی^۱ (INS)، مهم‌ترین نوع سامانه‌های ناوبری بر اساس محاسبات کلاسیک است. محاسبات سامانه ناوبری اینرسی که دقیق‌ترین و پرکاربردترین نوع سامانه‌های ناوبری بر اساس محاسبات کلاسیک است، بر مبنای قانون دوم نیوتون است. این سامانه دارای حسگرهای ژيروسکوپ^۲ و شتاب‌سنج است که با داشتن مقادیر اولیه‌ی موقعیت، سرعت و وضعیت هدف مورد ناوبری و سپس انتگرال‌گیری از خروجی این حسگرها موقعیت و وضعیت هدف را در اختیار قرار می‌دهد [۶-۸]. در سامانه‌های ناوبری بر اساس تثبیت موقعیت، موقعیت فعلی وسیله متحرک بر اساس اندازه‌گیری فاصله نقطه مورد نظر نسبت به چند نقطه مشخص طبیعی و یا مصنوعی انجام می‌گیرد. از رایج‌ترین سامانه‌های ناوبری بر اساس تثبیت موقعیت، سامانه‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی هستند که از جمله آن‌ها می‌توان به سامانه موقعیت‌یاب جهانی^۳ (GPS) اشاره کرد. سامانه موقعیت‌یاب جهانی (GPS)، یک سامانه ناوبری ماهواره‌ای است که شامل تعداد ۲۸ ماهواره فعال است و این ماهواره‌ها به‌صورت یکنواخت در شش مدار دایروی با شعاع ۲۶۵۰۰ کیلومتر پراکنده شده‌اند. از دیگر سامانه‌های ناوبری که بر اساس تثبیت موقعیت کار می‌کنند می‌توان به سامانه‌های اندازه‌گیری لیزری، رادارها و سامانه‌های اندازه‌گیری فراصوتی اشاره کرد [۹]. نکته مهم در مورد روش‌های ناوبری این است که هر یک از دو دسته‌بندی کلی موقعیت‌یابی بر اساس محاسبات کلاسیک و موقعیت‌یابی بر اساس تثبیت موقعیت، دارای مزایا و معایبی هستند که استفاده و به‌کارگیری از هر یک از روش‌ها را به‌تنهایی، غیرکاربردی می‌کند [۱۰]. از مزایای اصلی سامانه‌ی GPS این است که در صورت برقراری ارتباط بین ماهواره‌های GPS و دستگاه گیرنده‌ی زمینی، می‌توان اطلاعات ناوبری را به‌صورت دائمی در طول شبانه‌روز و مستقل از شرایط آب و هوایی به دست آورد. دقت داده‌های GPS بالا بوده و این اطلاعات، قابل اعتماد و دارای دقت قابل قبول برای کاربردهای عمومی هستند. علاوه بر این، خطای ناوبری در سامانه GPS ثابت بوده و با گذشت زمان در آن تغییری ایجاد نمی‌شود. از معایب سامانه‌ی GPS می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- ۱- حساسیت آن در برابر موانع که باعث قطع ارتباط میان ماهواره‌های ارسال‌کننده‌ی اطلاعات موقعیت‌یابی و گیرنده می‌شود. در این شرایط که منجر به قطع سیگنال GPS می‌گردد، تأثیرات محیطی مختلف نظیر موانع طبیعی (مانند جنگل‌ها، کوه‌ها، محیط‌های زیردریا و...)، موانع مصنوعی ساخت انسان (محیط‌های شهری پرتراکم، تونل‌ها، وجود ساختمان‌ها بلند و...) و همچنین شرایط نامساعد جوی که باعث ایجاد تداخل رادیویی و قطع سیگنال می‌گردد، موجب می‌شود تا دقت تعیین موقعیت در سامانه‌ی GPS به‌شدت تحت تأثیر قرار گیرد.
 - ۲- در این سامانه به علت متکی بودن به داده‌های دریافتی از ماهواره‌ها احتمال اقدامات ضدالکترونیکی مانند اختلال الکترونیکی و یا عملیات فریب در داده‌های ماهواره وجود دارد.
 - ۳- نرخ پایین به‌روزرسانی اطلاعات ناوبری در سامانه‌ی GPS باعث شده است که حتی در صورت ارتباط پایدار بین ماهواره‌های ارسال‌کننده اطلاعات و گیرنده، به‌تنهایی پاسخگوی نیازهای موقعیت‌یابی پیوسته‌ی وسایل متحرک نباشد.
 - ۴- از سامانه GPS نمی‌توان زوایای تراز سامانه مورد ناوبری را تعیین نمود یعنی وضعیت سامانه‌ی مورد ناوبری، قابل تعیین نیست [۱۱-۱۳].
 - ۵- محدودیت در دسترسی به اطلاعات ماهواره در مناطق مختلف کره زمین به‌عنوان مثال عدم دسترسی به داده‌های ماهواره سامانه‌ی GPS در مناطق قطبی.
- سامانه‌های ماهواره‌ای مختلفی در حال پوشش زمین هستند که معروف‌ترین آن‌ها سیستم موقعیت‌یابی جهانی (GPS) تحت

¹ Inertia navigation system

² Gyroscope

³ Global positioning system

کنترل دولت آمریکا است که در اواخر سال ۱۹۶۰ توسط سازمان دفاع آمریکا توسعه داده شد. سامانه ناوبری GPS می‌تواند به صورت فاصله‌یابی غیرفعال و با استفاده از سیگنال‌هایی که از ماهواره‌های در حال چرخش ارسال شده، موقعیت سه‌بعدی کاربران را تخمین بزند و برای تعیین موقعیت دقیق، باید حداقل با چهار ماهواره در ارتباط باشد. گیرنده GPS به کمک فاصله‌یابی TOA^1 موقعیت خود را تعیین می‌کند. فاصله‌یابی TOA شامل اندازه‌گیری زمانی است که سیگنال از یک ماهواره در موقعیت مشخص برای رسیدن به گیرنده طی می‌کند. سپس زمان انتشار سیگنال در سرعت سیگنال ضرب شده و مسافت ماهواره فرستنده تا گیرنده را نشان می‌دهد. با تعیین زمان حداقل سه ماهواره می‌توان موقعیت گیرنده را تعیین کرد و برای تعیین موقعیت دقیق گیرنده باید زمان چهار ماهواره تعیین گردد [۲۵]. از سوی دیگر در دهه‌های اخیر رشد نمایی استفاده از تکنولوژی اینرسی در سیستم ناوبری به دلیل عدم تأثیرپذیری از محیط خارج در کاربردهای مختلف به چشم خورده که یکی از مطمئن‌ترین روش‌های ناوبری است. از مزایای سامانه‌ی ناوبری اینرسی این است که این سامانه برای ناوبری نیازی به اطلاعات منابع خارجی ندارد، محدودیت برد عملیاتی ندارد، در مقابل اقدامات ضدالکترونیکی مقاوم است، و خروجی حسگرهای اینرسی، دارای فرکانس بالا و پیوسته هستند. اما یکی از معایب اصلی این سیستم افزایش خطای آن با گذشت زمان است، به علت وجود دو انتگرال گیر در فرآیند ناوبری، خطا به طور چشم‌گیری افزایش می‌یابد. این افزایش خطا با گذشت زمان نامحدود شده که موجب انحراف زیاد وسیله می‌شود [۱۴-۱۸]. لذا برای پوشش عیوب این سامانه و کاهش خطای آن نیاز است که سیستم ناوبری اینرسی با سیستم‌های ناوبری دیگر یا حسگرهای خارجی ترکیب شود. تحلیل و بررسی الگوریتم‌های تلفیق و پوشش نقاط ضعف آن‌ها با هدف افزایش دقت سیستم ناوبری مبنای پژوهش‌های محققان می‌باشد.

در ادامه، به مروری مختصر بر سامانه‌های ناوبری تلفیقی از جنبه‌های آنالیز، تحلیل الگوریتم و ارزیابی عملکرد ناوبری پرداخته می‌شود. جان اوتگی^۲ و همکاران [۶] در سال ۲۰۱۸، درزمینه‌ی ناوبری قطار با ثبت داده‌ها از انواع حسگرها (مانند $GNSS^3$ ، IMU^4 ، مغناطیس‌سنج، فشارسنج، سرعت‌سنج‌ها و رادارهای داپلر) به ارزیابی سرعت قطار و ویژگی‌های راه‌آهن (شیب مسیر، انحنای منحنی، و شعاع) پرداختند. در این پژوهش چندین محیط چالش‌برانگیز مانند یک تونل برای تجزیه و تحلیل محدودیت‌های سنسورهای مورد استفاده، ارائه گردید. علاوه بر این، نمایشی از یک الگوریتم تلفیق داده برای محاسبه سرعت قطار بر اساس اندازه‌گیری‌های حسگرهای $GNSS$ و IMU ارائه شد. نتایج به‌دست‌آمده توسط فیلتر کالمن توسعه‌یافته با استفاده از $GNSS$ و IMU با سرعت ثبت‌شده توسط سرعت‌سنج‌ها و رادارهای اثر داپلر، که به‌عنوان مقدار مرجع در نظر گرفته شده بود، مقایسه شدند. سرعت محاسبه شده توسط $GNSS$ و IMU زمانی که هر دو اندازه‌گیری سنسور در دسترس بودند خطای مطلق در سرعت کمتر از ۲ کیلومتر در ساعت در بیش از ۹۰٪ مدت زمان آزمایش را نشان داد. در سال ۲۰۲۰ وانگ گوانگ‌چای^۵ و همکاران [۴]، الگوریتمی را به‌منظور رفع مشکلات اساسی فیلتر کالمن کلاسیک که رایج‌ترین الگوریتم تلفیق INS/GPS است، ارائه دادند. آن‌ها یک فیلتر کالمن مکعبی مبتنی بر تخمین $M-M$ پیشنهاد کردند که به‌طور خلاقانه‌ای تخمین $M-M$ و فیلتر کالمن مکعبی غیرخطی (CKF) را ترکیب می‌کند، تا عملکرد سیستم تلفیقی INS/GPS را در صورت رخداد مشکلات، افزایش دهد. نتایج شبیه‌سازی و تست خودرویی نشان داد که الگوریتم پیشنهادی، در شرایطی که سیگنال اندازه‌گیری دارای نویز زیاد و غیر گوسی است عملکرد بسیار بهتری نسبت به فیلتر کالمن کلاسیک دارد. در سال ۲۰۲۲ بوسان^۶ و همکاران [۱۰]، یک فیلتر کالمن تطبیقی نوآوری بهبود یافته (IAKF) برای حل آسیب‌پذیری فیلتر کالمن کلاسیک در محیط‌های شهری چالش‌برانگیز در طول ناوبری تلفیقی پیشنهاد دادند. بدین صورت که ابتدا، الگوریتم از نوآوری برای ساخت یک آزمون مجذور-کای^۷ برای تعیین نویز اندازه‌گیری غیرعادی استفاده می‌کند. بر این اساس روش به‌روزرسانی ماتریس واریانس نویز اندازه‌گیری، بهبود می‌یابد و ماتریس واریانس نویز اندازه‌گیری به‌طور تطبیقی با تفاوت بین نوآوری فعلی و میانگین مقدار نوآوری زمانی که داده‌های اندازه‌گیری غیرعادی هستند، به‌روزرسانی می‌شود تا منعکس‌کننده درجه تأثیر داده‌های اندازه‌گیری غیرعادی فعلی باشد، بنابراین از واگرایی فیلتر جلوگیری کرده و دقت موقعیت‌یابی را بهبود می‌بخشد. نتایج نشان داد که الگوریتم پیشنهادی در این پژوهش دقت و

¹ Time of Arrival

² Jon Otegui

³ Global Navigation Satellite System

⁴ Inertial Measurement Unit

⁵ Wang Guangcai

⁶ Bo Sun

⁷ Chi-squared

پایداری را بهبود بخشیده و ایده جدیدی برای توسعه یک سیستم موقعیت‌یابی تلفیقی ارائه می‌دهد. محمد مهدی خسروی و همکاران [۸] در سال ۱۳۹۸، از فیلتر کالمن توسعه‌یافته جهت تلفیق اطلاعات ناوبری به‌دست‌آمده از سیستم INS و داده‌های سامانه‌ی موقعیت‌یاب جهانی GPS استفاده کردند و پارامترهای موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله‌ی نقلیه را تخمین زدند. نتایج تجربی حاصل از پیاده‌سازی این الگوریتم پیشنهادی در تست خودرویی نشان داد که، این الگوریتم در تخمین موقعیت یک وسیله کارآمدی مناسبی دارد. سید مصطفی حسینی و همکاران [۲۱] در سال ۱۳۹۹ به ارائه یک سامانه ناوبری تلفیقی بر پایه حسگرهای اینرسی ارزان‌قیمت، سرعت‌سنج داپلری و قطب‌نما پرداختند. در این پژوهش با توجه به مشکل دینامیک غیرخطی ربات زیرآبی و خطاهای موجود در حسگرهای مختلف به‌کاررفته در سامانه ناوبری، از ترکیب اطلاعات حاصل از حسگرها برای تصحیح خروجی سامانه ناوبری استفاده شد. در الگوریتم پیشنهادی این پژوهش برای ترکیب داده‌ها، از فیلتر کالمن توسعه‌یافته زمان پیوسته بهره گرفته شده است که متغیرهای حالت ربات زیرآبی را که موردنیاز حلقه کنترل هستند تخمین می‌زند. نتایج شبیه‌سازی در مقایسه با سامانه‌های ناوبری بر پایه فیلتر کالمن خطی و فیلتر کالمن توسعه‌یافته زمان گسسته، نشان داد که سیستم ناوبری تلفیقی پیشنهادی بر پایه فیلتر کالمن توسعه‌یافته زمان پیوسته، موقعیت و وضعیت ربات را در حلقه کنترل با دقت بالایی تخمین زده می‌زند. شیائوکال وی^۱ و همکاران در سال ۲۰۲۱ [۳]، برای بهبود عملکرد ناوبری سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS در محیط‌های پیچیده، به‌ویژه قطعی GPS، یک روش ناوبری شبکه عصبی موجک^۲ بر اساس رگرسیون جنگل تصادفی (RFR-WNN) برای کمک به فیلتر کالمن تطبیقی (AKF) پیشنهاد دادند. در این پژوهش از AKF برای تصحیح خطاهای INS استفاده می‌شود، فیلتر کالمن با معرفی عامل تطبیقی بهبود می‌یابد تا تأثیر محیط پیچیده و خطاهای تصادفی بر دقت فیلتر را سرکوب کند. برای RFR-WNN ساخت یک مدل پیش‌بینی با دقت بالا زمانی که GPS به‌خوبی کار می‌کند و برای ارائه مشاهدات مورد نیاز برای به‌روزرسانی AKF هنگام قطع شدن GPS استفاده می‌شود. در نهایت به‌منظور بررسی اثربخشی و پیشرفت روش پیشنهادی این پژوهش، آزمایش‌های ناوبری وسایل نقلیه انجام شد، نتایج نشان داد که روش پیشنهادی از دقت ناوبری و عملکرد بهتری نسبت به روش‌های مقایسه شده در زمان قطع GPS برخوردار است و این مزیت در حالتی آشکارتر است که نمونه‌های آموزش کمتری جمع‌آوری می‌شود. سید مصطفی حسینی و همکاران [۱۹] در سال ۲۰۲۳ برای افزایش عملکرد INS در محیط پیچیده زیر آب، یک سیستم ناوبری یکپارچه مبتنی بر حسگرهای اینرسی تجاری،^۳ DVL، مغناطیس‌سنج، و یک سنسور فشار، همراه با استفاده از الگوریتم تخمین ARKF، برای ربات ردیاب زیر آب پیشنهاد دادند. در این پژوهش برای مقابله با پرتوهای غیرقابل‌دسترس DVL، یک پرتو مجازی با استفاده از سرعت به‌دست‌آمده در آخرین مرحله INS تعریف شد. همچنین، برای مقابله با اندازه‌گیری کوواریانس ناشناخته و ویژگی‌های آماری نامشخص نویز، یک ARKF بر اساس تابع هزینه هوبر پیشنهاد شد. عملکرد سیستم ناوبری پیشنهادی در کنترل ردیابی مسیر ROV در محیط MATLAB/Simulink Real-Time بررسی شد. نتایج نشان داد که رویکردهای ارائه‌شده به‌طور قابل‌توجهی عملکرد ناوبری را در مواردی که فقط اندازه‌گیری‌های جزئی از DVL در دسترس هستند، بهبود می‌بخشد. علاوه بر این، ARKF در حضور مانورهای شدید، شرایط دریای ناآرام و مشخصه‌های آماری ناشناخته اندازه‌گیری نویز قوی است.

به دلیل وجود معایب سامانه ناوبری اینرسی و برای دستیابی به قابلیت اطمینان و دقت بالاتر مخصوصاً در ناوبری‌های طولانی‌مدت در این تحقیق از سامانه موقعیت‌یاب جهانی (GPS) به دلیل ویژگی‌های مکمل آن در کنار سامانه ناوبری اینرسی استفاده می‌شود. سامانه ناوبری INS دارای خروجی با پهنای باند بالا و نویز کوتاه‌مدت پایین بوده، اما دقت طولانی‌مدت کمی دارند. از سوی دیگر سامانه موقعیت‌یاب جهانی (GPS) دارای دقت طولانی‌مدت بالا بوده، اما نرخ خروجی کمتری دارند و همچنین غالباً نویز کوتاه‌مدت بالایی دارند. از سوی دیگر سیگنال‌های GPS می‌تواند دچار اختلال و یا در دسترس نباشند. لذا تلفیق اطلاعات این دو سامانه، پاسخ ناوبری پیوسته و با پهنای باند بالا را نتیجه می‌دهد که دارای دقت کوتاه‌مدت و طولانی‌مدت قابل قبولی خواهد بود و علاوه بر این سیستم ناوبری تلفیقی داده‌های ناوبری کاملی شامل موقعیت، سرعت و وضعیت ارائه می‌کند.

¹ Xiaokai Wei

² Wavelet Neural Network

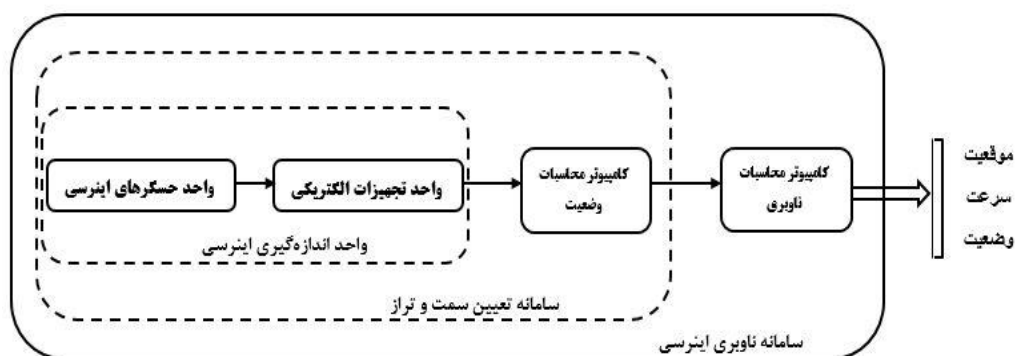
³ Doppler Velocity Sensor

طراحی فیلتر تخمین‌زن حالت، یکی از گام‌های اساسی در توسعه سامانه‌های ناوبری اینرسی تلفیقی است. از مهم‌ترین و پرکاربردترین روش‌هایی که به‌عنوان فیلتر تخمین‌زن حالت در سامانه‌های ناوبری تلفیقی به کار می‌روند، می‌توان به فیلتر کالمن اشاره کرد. اگرچه فیلتر کالمن عموماً به‌عنوان یک الگوریتم استاندارد تلفیق سامانه INS با سامانه GPS در کارهای گذشته بکار رفته است، اما اشکالات و ناتوانی این الگوریتم در محیط‌های عملی به دلیل پیچیدگی نویز و وجود نویز با مشخصات آماری نامشخص و همچنین عدم قطعیت‌های موجود در مدل باعث می‌شود که دقت تخمین مؤلفه‌های ناوبری تا حد زیادی کاهش یافته و حتی موجب واگرایی شود. یکی از روش‌های مقابله با این مشکلات روش تطبیق کواریانس است که در آن تطبیق کواریانس خطای تخمین با استفاده از خطای فاز نوآوری فیلتر کالمن صورت می‌گیرد. لذا در این پژوهش برای بهبود عملکرد و دقت ناوبری در سیستم ناوبری تلفیقی، فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده^۱ مبتنی بر تخمین‌گر نویز بازگشتی بر پایه برآورد بیشینه احتمال پسین (MAP²) معرفی شد تا بر کاستی‌های روش‌های کلاسیک فیلتر کالمن غلبه کند و مشکل تخمین حالت در محیط‌های عملی با نویز پیچیده و مشخصات آماری نامشخص و عدم قطعیت در مدل را حل کند. در پایان اعتبار سنجی الگوریتم پیشنهادی با استفاده از داده‌های یک تست خودروبی مورد ارزیابی قرار گرفته است.

در این تحقیق ابتدا در بخش دوم به معرفی سامانه ناوبری اینرسی و ارائه مدل خطای این سامانه پرداخته می‌شود. در بخش سوم الگوریتم پیشنهادی مقاله برای تخمین مؤلفه‌های ناوبری ارائه می‌شود. سپس در بخش چهارم نتایج حاصل از شبیه‌سازی و ارزیابی نتایج صورت می‌گیرد. در نهایت در بخش پنجم نتیجه‌گیری ارائه خواهد شد.

۲- مدل خطای سامانه ناوبری اینرسی

در شکل ۱ اجزای تشکیل‌دهنده‌ی یک سامانه‌ی ناوبری اینرسی نشان داده شده است که شامل واحد حسگرهای اینرسی، واحد ادوات الکتریکی، کامپیوتر محاسبات ناوبری و کامپیوتر محاسبات وضعیت هستند. واحد حسگرهای اینرسی از حسگرهای شتاب‌سنج که برای اندازه‌گیری نیروی ویژه هستند وژیروسکوپ که برای اندازه‌گیری شتاب زاویه‌ای می‌باشند، تشکیل شده است. حسگرهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ به نحوی نصب می‌شوند که محورهای حساس آن‌ها در جهت‌های عمود بر هم قرار می‌گیرند. تجهیزات و اتصالات الکتریکی مورد استفاده برای راه‌اندازی حسگرهای اینرسی در واحد تجهیزات الکتریکی قرار می‌گیرند. به مجموع دو واحد حسگرهای اینرسی و واحد تجهیزات الکتریکی، واحد اندازه‌گیری اینرسی^۳ (IMU) گفته می‌شود. در کاربردهای تخمین زوایای تراز و سمت از شمال، واحد اندازه‌گیری اینرسی با کامپیوتری که در آن محاسبات مربوط به تعیین وضعیت انجام می‌گیرد، تلفیق می‌شود که به سامانه حاصل، سامانه‌ی تعیین سمت و تراز گفته می‌شود.



شکل ۱ اجزای اصلی سامانه ناوبری اینرسی

در کاربردهایی که انجام ناوبری کامل یعنی تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت لازم است، محاسبات مربوط به تعیین موقعیت و سرعت نیز به سامانه‌ی تعیین سمت و تراز افزوده می‌شود و سامانه‌ی ناوبری اینرسی تشکیل می‌شود. در این سامانه شتاب غیر جاذبه‌ای هدف در راستای سه محور دستگاه مختصات بدنی توسط شتاب‌سنج اندازه‌گیری می‌شود، با اضافه کردن

¹ Modified Sage-Husa Adaptive Kalman Filter

² Maximum a-posteriori

³ Inertia measurement unit

شتاب جاذبه‌ای به شتاب حاصل از شتاب سنج و انتگرال‌گیری از آن‌ها سرعت و موقعیت به دست می‌آید. همچنین در ژيروسکوپ با اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای و اضافه کردن اثرات چرخش اضافه هدف در ارتفاع ثابت بالای زمین و سرعت زاویه‌ای زمین و در نهایت انتگرال‌گیری، میزان دوران هدف محاسبه می‌شود [۱۹-۲۳].

خطاهایی که در محاسبه‌ی مؤلفه‌های حالت ناوبری در سامانه ناوبری اینرسی به وجود می‌آیند، عمدتاً ناشی از خطاهای موجود در اندازه‌گیری‌های حسگرهای اینرسی یعنی حسگرهای شتاب‌سنج و ژيروسکوپ هستند. نه تنها نیروهای ویژه اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج‌ها در دستگاه بدنه مقادیر درستی نیستند، بلکه به دلیل دقیق نبودن محورهای دستگاه مختصات بدنه، انتقال این نیروها به دستگاه مختصات ناوبری نیز با خطا همراه خواهند بود. از جمله خطاهایی که در سامانه ناوبری اینرسی به وجود می‌آیند می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- **آفست بایاس^۱ سامان‌مند:** این خطا به‌عنوان خروجی حسگر، زمانی که ورودی حسگر صفر است تعریف می‌شود و به نیروی چرخش زاویه‌ای و نیروی شتاب وابسته نیست.
- **خطای ضریب مقیاس:** به خطای نسبت تغییرات ورودی به تغییرات خروجی گفته می‌شود. خطای خروجی ژيروسکوپ مربوط به ضریب مقیاس متناسب است با سرعت زاویه‌ای محور حساس و همچنین خطای خروجی شتاب‌سنج مربوط به ضریب مقیاس با نیروهای خاص در طول محور حساس متناسب است.
- **غیرخطی بودن:** نسبت خروجی به ورودی به‌صورت غیرخطی می‌باشد.
- **ناحیه مرده:** به ناحیه‌ای گفته می‌شود که با وجود اعمال ورودی به حسگرها، خروجی آن‌ها صفر است.
- **خطای کوانتیزه کردن^۲:** این خطا به دلیل تبدیل سیگنال‌های آنالوگ به دیجیتال به وجود می‌آید.
- **خطای عدم تعامد:** این خطا هنگامی اتفاق می‌افتد که محورهای سه‌گانه شتاب‌سنج‌ها یا ژيروسکوپ‌ها به‌صورت کامل برهم عمود نباشند که این اتفاق معمولاً در هنگام تولید حسگرها رخ می‌دهد.
- **خطای رانش بایاس:** یعنی تغییر خطای بایاس در طول زمان، که می‌تواند بر اثر مواردی مانند تغییر دما باشد.
- **نویز سفید:** این نویز در تمام فرکانس‌ها وجود دارد و منبع مشخصی ندارد و می‌تواند از افزاره‌های نیمه‌هادی یا منبع تغذیه به وجود بیاید.

با توجه به این خطاهای اجتناب‌ناپذیر در سامانه ناوبری اینرسی، استخراج روابط دینامیکی مناسب برای تخمین درست این خطاها، می‌تواند تأثیر زیادی در افزایش دقت ناوبری داشته باشد. در این بخش به استخراج معادلات دینامیکی خطای ناوبری شامل سه دسته معادلات برای تخمین خطاهای موقعیت، خطاهای سرعت و خطاهای ناهم‌ترازی پرداخته می‌شود. در انتها، روابطی برای محاسبه‌ی خطاهای وضعیت از روی خطاهای ناهم‌ترازی ارائه خواهد شد [۱۸-۱۳ و ۲۵-۲۹]. اگر مؤلفه‌های موقعیت و سرعت در دستگاه ناوبری با بردارهای $P = [L \ l \ h]^T$ و $V = [v_N \ v_E \ v_D]^T$ تعریف شوند، معادلات دینامیکی خطای موقعیت $\delta P = [\delta L \ \delta l \ \delta h]^T$ و معادلات دینامیکی خطای سرعت $\delta V = [\delta v_N \ \delta v_E \ \delta v_D]^T$ به‌صورت معادلات زیر بیان می‌شوند [۲۴].

$$\begin{aligned} \delta \dot{L} &= \frac{-v_N}{(R_N + h)^2} \delta h + \frac{1}{R_N + h} \delta v_N \\ \delta \dot{l} &= \frac{v_E \sin L}{(R_E + h) \cos^2 L} \delta L - \frac{v_E}{(R_E + h)^2 \cos L} \delta h + \frac{1}{(R_E + h) \cos L} \delta v_E \\ \delta \dot{h} &= -\delta v_D \end{aligned} \quad (1)$$

¹ Bias Offset

² Quantization Error

$$\begin{aligned} \delta v_N &= -f_D \delta \beta + f_E \delta \gamma + \frac{v_D}{R_N + h} \delta v_N - 2 \sin L \left(\omega_e + \frac{v_E}{(R_E + h) \cos L} \right) \delta v_E + \frac{v_N}{R_N + h} \delta v_D \\ &\quad - \left(2 \omega_e v_E \cos L + \frac{v_E^2}{(R_E + h) \cos^2 L} \right) \delta L + \left(\frac{v_E^2 \tan L}{(R_E + h)^2} - \frac{v_N v_D}{(R_N + h)^2} \right) \delta h + \nabla_N \\ \delta v_E &= -f_D \delta \alpha - f_N \delta \gamma + \left(2 \omega_e \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_N + \left(\frac{v_D + v_N \tan L}{R_E + h} \right) \delta v_E \\ &\quad + \left(2 \omega_e \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta v_D + \left(2 \omega_e (v_N \cos L - v_D \sin L) + \frac{v_N v_E}{(R_E + h) \cos^2 L} \right) \delta L \\ &\quad - \left(\frac{v_E (v_D + v_N \tan L)}{(R_E + h)^2} \right) \delta h + \nabla_E \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \delta v_D &= -f_E \delta \alpha + f_N \delta \beta - \frac{2v_N}{R_N + h} \delta v_N - 2 \left(\omega_e \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta v_E + 2 \omega_e v_E \sin L \delta L \\ &\quad + \left(\frac{v_E^2}{(R_E + h)^2} + \frac{v_N^2}{(R_N + h)^2} - \frac{2g}{R + h} \right) \delta h + \nabla_D \end{aligned}$$

در روابط فوق f_N ، f_E و f_D مؤلفه‌های نیروی ویژه در دستگاه ناوبری، R ، R_N و R_E به ترتیب شعاع استوایی، شعاع انحنای نصف‌النهاری و شعاع انحنای عرضی، g شتاب گرانش زمین و متغیرهای ∇_N ، ∇_E و ∇_D مؤلفه‌های بایاس شتاب‌سنج در دستگاه ناوبری هستند. وضعیت زاویه‌ای هدف مورد ناوبری از طریق ماتریس دوران C_b^n قابل محاسبه است. اما خطاهای ناشی از نویز، دریافت ژيروسکوپ^۱ و ناهمترازی محورهای دستگاه مختصات باعث ایجاد خطا در محاسبه‌ی ماتریس دوران C_b^n می‌شود و متعاقب آن محاسبه‌ی زوایای غلت، فراز و سمت از شمال نیز با خطا همراه خواهد بود [۱۸-۱۹-۲۴].

$$\begin{aligned} \delta \alpha &= - \left(\omega_e \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta \beta + \frac{v_N}{R_N + h} \delta \gamma + \frac{1}{R_E + h} \delta v_E - \omega_e \sin L \delta L - \frac{v_E}{(R_E + h)^2} \delta h - \varepsilon_N \\ \delta \beta &= \left(\omega_e \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_E + h} \right) \delta \alpha + \left(\omega_e \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta \gamma - \frac{1}{R_N + h} \delta v_N + \frac{v_N}{(R_N + h)^2} \delta h - \varepsilon_E \\ \delta \gamma &= \frac{-v_N}{R_N + h} \delta \alpha - \left(\omega_e \cos L + \frac{v_E}{R_E + h} \right) \delta \beta - \frac{\tan L}{R_E + h} \delta v_E - \left(\omega_e \cos L + \frac{v_E \sec^2 L}{R_E + h} \right) \delta L \\ &\quad + \frac{v_E \tan L}{(R_E + h)^2} \delta h - \varepsilon_D \end{aligned} \quad (3)$$

در روابط فوق $\delta \alpha$ ، $\delta \beta$ و $\delta \gamma$ مؤلفه‌های خطای ناهمترازی، ω_e سرعت زاویه‌ای چرخش زمین و متغیرهای ε_N ، ε_E ، ε_D مؤلفه‌های دریافت ژيروسکوپ در دستگاه ناوبری هستند. بعد از آن که خطای ناهمترازی استخراج شد، حال به این مسأله پرداخته می‌شود که خطای وضعیت چگونه تعیین می‌شود. طبق رابطه‌ی ماتریسی زیر خطای وضعیت از روی مؤلفه‌های خطای ناهمترازی محاسبه می‌شود [۲۴].

$$\begin{bmatrix} \delta \varphi \\ \delta \theta \\ \delta \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \psi \sec \theta & -\sin \psi \sec \theta & 0 \\ \sin \psi & -\cos \psi & 0 \\ -\tan \theta \cos \psi & -\tan \theta \sin \psi & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \alpha \\ \delta \beta \\ \delta \gamma \end{bmatrix} \quad (4)$$

در رابطه ماتریسی فوق $\delta \varphi$ ، $\delta \theta$ و $\delta \psi$ به ترتیب مخلفه خطاهای زوایای غلت، فراز و سمت از شمال هستند. با محاسبه‌ی مؤلفه‌های خطای وضعیت، مقادیر درست زوایای غلت، فراز و سمت از شمال با تفاضل خطای وضعیت از مقادیر تخمینی این زوایا قابل محاسبه است. یکی از منابع اصلی خطای ناوبری در سامانه‌های ناوبری INS، وجود دریافت ژيروسکوپها و بایاس شتاب‌سنج‌ها است که ثابت نبوده و با زمان تغییر می‌کند. یکی از روش‌های رایج برای مدل‌سازی این خطاها، استفاده از مدل گوس-مارکوف^۲ مرتبه‌ی اول است. مدل گوس-مارکوف مرتبه اول یک مدل تصادفی بر اساس خواص آماری سیگنال است. در این مقاله نیز مؤلفه‌های بایاس شتاب‌سنج و دریافت ژيروسکوپ بر اساس مدل گوس-مارکوف مرتبه‌ی اول به صورت روابط ۵ و ۶ مدل می‌شوند [۲۴].

^۱ Gyroscope Drift

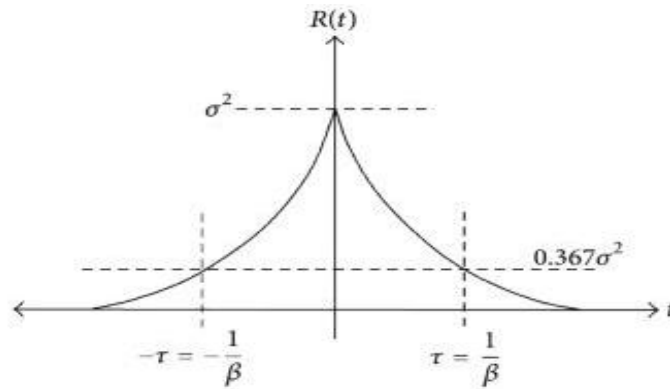
^۲ Guass-Markov

$$\dot{V}_i = -\beta \nabla_i + \sqrt{2\beta\sigma^2} w(t) \quad (۵)$$

$$\dot{\varepsilon}_i = -\beta \varepsilon_i + \sqrt{2\beta\sigma^2} w(t) \quad (۶)$$

که ε_i و ∇_i به ترتیب مؤلفه‌های بایاس شتاب‌سنج و دریفِت ژيروسکوپ در دستگاه ناوبری هستند. در روابط فوق $w(t)$ نویز سفید گوسی بوده و پارامترهای ثابت σ^2 و $1/\beta$ به ترتیب واریانس فرآیند و ضریب همبستگی زمانی هستند. شکل ۲ تابع همبستگی پروسه‌ی گوس-مارکوف و نحوه‌ی محاسبه‌ی ضرایب σ^2 و $1/\beta$ را نشان می‌دهد. تابع همبستگی پروسه‌ی گوس-مارکوف مرتبه‌ی اول با رابطه‌ی زیر به دست می‌آید [۲۴].

$$r(\tau) = e[x(t)x(t+\tau)] = \sigma^2 e^{-|\tau|/T} \quad (۷)$$

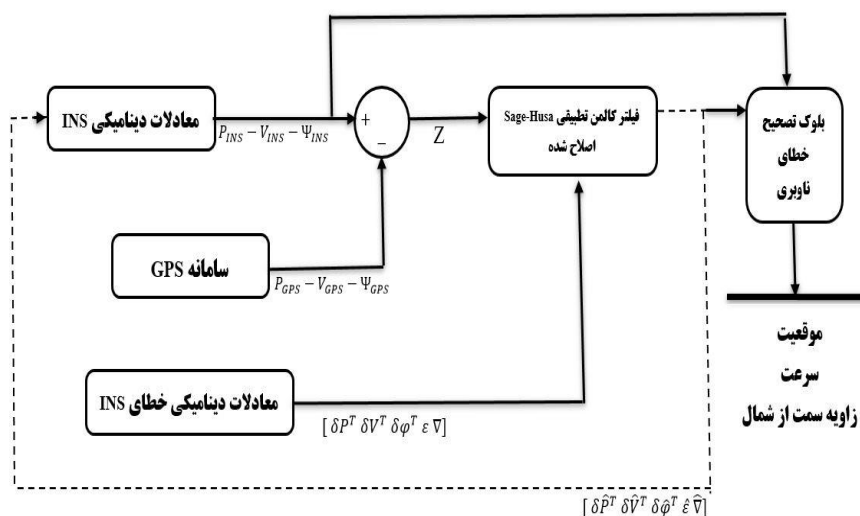


شکل ۲ تابع همبستگی پروسه‌ی گوس-مارکوف [۲۹]

۳- بررسی اجمالی الگوریتم پیشنهادی

سامانه‌های ناوبری GPS و INS هر کدام معایبی دارند که موجب می‌شود این دو سیستم به صورت مستقل اطلاعات ناوبری مناسبی را در مواقعی که به دقت بالایی نیاز داریم، در اختیار ما قرار ندهند. سامانه GPS در طولانی مدت دقت خوبی دارد، اما نرخ داده‌های خروجی آن پایین است. گیرنده GPS نیاز به وجود دائمی خط دیدمستقیم با حداقل چهار ماهواره را دارد که این دید مستقیم همواره در دسترس نیست. در مقابل INS یک سامانه ناوبری مستقل است که برای کوتاه‌مدت اطلاعات ناوبری هدف را با دقت بالایی ارائه می‌دهد. از دیگر مزیت‌های سامانه INS می‌توان به مکان‌یابی پیوسته در مدت‌زمان کوتاه اشاره نمود که در مقابل این مزیت خطای سامانه INS با گذشت زمان افزایش می‌یابد. به دلیل محاسبات انتگرالی که در هنگام محاسبه موقعیت و سرعت در سامانه INS انجام می‌شود، خطاهایی که به دلایل گوناگون از جمله کیفیت پایین حسگرهای اینرسی به وجود می‌آیند، با گذشت زمان به صورت چشم‌گیری روی هم انباشته می‌شود. بنابراین این سامانه ناوبری تنها برای زمان‌های کوتاه ناوبری می‌تواند، به صورت مستقل استفاده شود. با تلفیق مزایای این دو سامانه ناوبری یعنی سامانه GPS و سامانه INS می‌توان به دقت خوبی در تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت یک وسیله متحرک رسید. در واقع از آنجایی که سامانه INS دقت کوتاه‌مدت خوبی دارد، می‌توان خروجی‌های آن را ما بین به‌روزرسانی‌های GPS قرارداد. بدین ترتیب در هر به‌روزرسانی قبل از اینکه خطای INS شروع به افزایش کند، داده‌های حاصل از سامانه GPS، باعث تصحیح خروجی‌های سامانه INS شده و از رشد خطا جلوگیری می‌کند. از این طریق نرخ به‌روزرسانی بالایی را به دست می‌آوریم که برای دینامیک‌های بالاتر به آن نیاز داریم. در واقع شکاف‌های بین به‌روزرسانی‌های سامانه GPS را می‌توان با اندازه‌گیری‌های سامانه INS پوشاند. در حین کارکرد واقعی سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS، به دلیل تأثیر نویز محیط اطراف، نویز GPS و عدم قطعیت در مدل‌سازی INS، نویز سیستم پیچیده می‌شود که برخی مشکلات اساسی را برای تلفیق و ترکیب اطلاعات به همراه دارد. در این مقاله به بررسی رابطه بین پارامترهای سامانه INS و داده‌های حاصل از سامانه GPS به‌عنوان مشاهدات سیستم ناوبری تلفیقی پرداخته می‌شود. با توجه به اینکه از چالش‌های اصلی الگوریتم‌های ادغام مبتنی بر کالمن وجود نویز با مشخصات آماری نامشخص در محیط‌های پیچیده است با هدف افزایش دقت

ناوبری و افزایش همگرایی فیلتر در این پژوهش از فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده، بهره گرفته شده است. معرفی فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده می‌تواند سیستم ناوبری تلفیقی واقعی را، بهتر فیلتر کند و به‌طور مؤثر تأثیر نویز پیچیده را بر اثر فیلتر کردن سرکوب کند. در این روش متغیرهای مربوط به خطای ناوبری اینرسی که به‌صورت بردار حالت $[\delta P^T \delta V^T \delta \varphi^T \varepsilon \nabla]$ تنظیم می‌شوند، که در آن δP بردار خطای موقعیت، δV بردار خطای سرعت، $\delta \varphi$ بردار خطای وضعیت، ε و ∇ به ترتیب بردار دریافت ثابت ژيروسکوپ و بردار بایاس شتاب سنج در INS هستند، به کمک فیلتر کالمن تطبیقی، تخمین زده می‌شوند و در ادامه، پارامترهای ناوبری بر اساس متغیرهای خطای به‌دست‌آمده، اصلاح می‌شوند. معادلات دینامیکی مورد استفاده در این الگوریتم، شامل معادلات دینامیکی سامانه INS و معادلات دینامیکی خطای سامانه INS هستند. از معادلات دینامیکی سامانه INS برای حل زمانی این معادلات و محاسبه متغیرهای اصلی ناوبری و از معادلات دینامیکی خطای سامانه INS برای تخمین متغیرهای خطای ناوبری استفاده می‌شود. ارتباط این دودسته معادلات، به روش پس‌خورد مطابق شکل ۳ صورت گرفته است.



شکل ۳ تلفیق داده‌های ناوبری به روش پس‌خورد

۱-۳- فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده

الگوریتم کلاسیک فیلتر کالمن دارای قابلیت فیلتر عالی برای سیستم‌های خطی است. با این حال، در شرایط مختلف، به علت پیچیدگی نویز در محیط کاربردی و وجود نویز با مشخصات آماری نامشخص، غیرگوسی بودن نویز فرآیند و اندازه‌گیری و همچنین عدم قطعیت موجود در مدل، فیلتر کالمن کلاسیک با چالش روبرو است. یکی از روش‌های مقابله با این مشکلات، فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa است که توسط Sage و Husa در سال ۱۹۶۹ معرفی شد و این فیلتر یک الگوریتم فیلتر تطبیقی برای عدم قطعیت ویژگی‌های آماری نویز است [۲۵]. در فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa یک تخمین‌گر نویز متغیر زمانی به چهارچوب فیلتر کالمن کلاسیک اضافه می‌شود که می‌تواند ویژگی‌های آماری نویز را در زمان واقعی تخمین بزند و واگرایی فیلتر را کاهش دهد [۲۷-۲۸-۳۰]. در فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa ماتریس کوواریانس نویز فرآیند Q_k باید غیرمنفی معین^۱ و ماتریس کوواریانس نویز اندازه‌گیری R_k باید مثبت معین^۲ باشند. در مواردی مثبت معین بودن ماتریس‌های Q_k و R_k را نمی‌توان تضمین کرد. بنابراین در این پژوهش برای بهبود عملکرد و دقت ناوبری در سیستم ناوبری تلفیقی، فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده، مبتنی بر تخمین‌گر نویز بازگشتی بر پایه برآورد بیشینه احتمال پسین (MAP) استفاده می‌شود. در فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده موارد منفی معین قوانین به‌روزرسانی تطبیقی ماتریس نویز را حذف می‌کند تا از همگرایی فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اطمینان حاصل شود. به عبارت دیگر، این روش برای اطمینان از پایداری فیلتر، مقداری دقت

^۱ Nonnegative definite

^۲ Positive definite

فیلتر را قربانی می کند [۲۶].

سیستم ناوبری یکپارچه INS/GPS را می توان با مدل فضای حالت توصیف کرد که در آن معادله حالت و اندازه گیری را می توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k/k-1}X_{k-1} + \Gamma_{k/k-1}W_{k-1} \\ Z_k = H_kX_k + V_k \end{cases} \quad (8)$$

که در آن k نشان دهنده زمان گسسته و X_k نشان دهنده بردار حالت سیستم است، که می تواند به صورت $\begin{bmatrix} \delta P^T & \delta V^T & \delta \varphi^T & \varepsilon \end{bmatrix}$ تنظیم شود، که در آن δP بردار خطای موقعیت؛ δV بردار خطای سرعت، $\delta \varphi$ بردار خطای وضعیت، ε و ∇ به ترتیب بردار دریافت ثابت ژيروسکوپ و بردار بایاس شتاب سنج در INS هستند. Z_k نشان دهنده بردار مشاهده سیستم

است، برای سیستم ناوبری یکپارچه INS/GPS، این بردار برابر است با $Z = \begin{bmatrix} P_{GPS} - P_{INS} \\ V_{GPS} - V_{INS} \\ \Psi_{GPS} - \Psi_{INS} \end{bmatrix}$. $\Phi_{k/k-1}$ ، $\Gamma_{k/k-1}$ و H_k پارامترهای

ساختاری سیستم هستند که به ترتیب نشان دهنده ماتریس انتقال حالت، ماتریس نویز سیستم و ماتریس مشاهده هستند. W_{k-1} نویز فرآیند، V_{k-1} نویز مشاهده را نشان می دهند و شرط $E[W_kW_j^T] = Q_k\delta_{kj}$ و $E[V_kV_j^T] = R_k\delta_{kj}$ که در آن δ_{kj} نشان دهنده تابع دلتای کروکر است برآورده می کنند. Q_k و R_k به ترتیب ماتریس کوواریانس W_{k-1} و V_k هستند. با توجه به اینکه دقت و کیفیت تخمین فیلتر کالمن کلاسیک به تعیین دقیق ماتریس کوواریانس نویز فرآیند Q_k و ماتریس کوواریانس نویز اندازه گیری R_k بستگی دارد و در عمل تعیین دقیق این ماتریس ها همواره ممکن نیست، دقت فیلتر کالمن کلاسیک به راحتی قابل کاهش و حتی موجب واگرایی است. در پاسخ به این مشکل، فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده که در چهارچوب فیلتر کالمن کلاسیک طراحی شده است و به عنوان برآورد بیشینه احتمال پسین (MAP^1) نیز شناخته می شود، معرفی می گردد. فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده می تواند به صورت بازگشتی ماتریس کوواریانس نویز فرآیند Q_k و ماتریس کوواریانس نویز اندازه گیری R_k را با استفاده از داده های اندازه گیری شده تخمین زده و بروز کند، که تخمین پارامترهای نویز می تواند خطای مدل و واگرایی فیلتر را کاهش داده و دقت فیلتر را بهبود بخشد. الگوریتم فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده عبارت است از:

$$\begin{aligned} \hat{X}_{k/k-1} &= \Phi_{k/k-1}\hat{X}_{k-1} + \hat{q}_{k-1} \\ P_{k/k-1} &= \Phi_{k/k-1}P_{k-1}\Phi_{k/k-1}^T + \hat{Q}_{k-1} \\ e_k &= Z_k - H_k\hat{X}_{k/k-1} - \hat{r}_k \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} K_k &= P_{k/k-1}H_k^T(H_kP_{k/k-1}H_k^T + \hat{R}_k)^{-1} \\ \hat{X}_k &= \hat{X}_{k/k-1} + K_k e_k \\ P_k &= (1 - K_k H_k)P_{k/k-1} \\ \hat{r}_k &= (1 - D_k)\hat{r}_{k-1} + D_k(Z_k - H_k\hat{X}_{k/k-1}) \\ \hat{R}_k &= (1 - D_k)\hat{R}_{k-1} + D_k(e_k e_k^T - H_k P_{k/k-1} H_k^T) \\ \hat{q}_k &= (1 - D_k)\hat{q}_{k-1} + D_k(\hat{X}_k - \Phi_{k/k-1}\hat{X}_{k-1}) \\ \hat{Q}_k &= (1 - D_k)\hat{Q}_{k-1} + D_k(K_k e_k e_k^T K_k^T + P_k - \Phi_{k/k-1}P_{k-1}\Phi_{k/k-1}^T) \end{aligned} \quad (10)$$

$$D_k = \frac{D_{k-1}}{D_{k-1} + b}$$

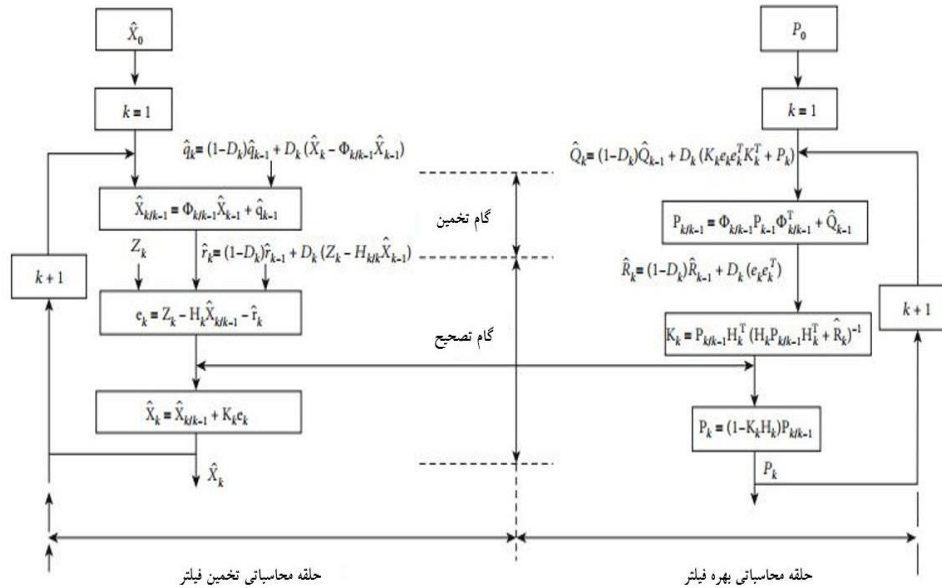
با ضریب فراموشی b و $b \in (0.95 \sim 0.999)$. برای جلوگیری از واگرایی فیلتر، \hat{Q}_k باید غیرمنفی معین و \hat{R}_k باید مثبت معین باشد. با این حال، با توجه به وجود $-\Phi_{k/k-1}P_{k-1}\Phi_{k/k-1}^T$ و $-H_k P_{k/k-1}H_k^T$ در معادله بالا، مثبت معین بودن \hat{Q}_k و \hat{R}_k را

¹ Maximum A posteriori Probability

نمی‌توان تضمین کرد. از آنجایی که $-\Phi_{k/k-1}P_{k-1}\Phi_{k/k-1}^T$ و $-H_k P_{k/k-1}H_k^T$ تأثیر کمی بر دقت فیلتر دارند، می‌توان آن‌ها را حذف کرد تا از همگرایی فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اطمینان حاصل شود. به عبارت دیگر، این روش برای اطمینان از پایداری فیلتر، مقداری دقت فیلتر را قربانی می‌کند. بنابراین، \hat{R}_k و \hat{Q}_k به صورت زیر اصلاح می‌شوند:

$$\begin{aligned} \hat{R}_k &= (1 - D_k)\hat{R}_{k-1} + D_k(e_k e_k^T) \\ \hat{Q}_k &= (1 - D_k)\hat{Q}_{k-1} + D_k(K_k e_k e_k^T K_k^T + P_k) \end{aligned} \quad (11)$$

از رابطه ۱۱ مشخص می‌شود که هر دو \hat{R}_k و \hat{Q}_k تحت تأثیر بردار نوآوری e_k هستند. بنابراین وقتی \hat{R}_k و \hat{Q}_k به طور غیرعادی با e_k تغییر می‌کنند، نمی‌توان دقت فیلتر را تضمین کرد. در پاسخ به این مشکل، فرض می‌شود \hat{Q}_k شناخته شده است و سپس \hat{R}_k را می‌توان به طور دقیق تخمین زد. در شکل ۴ فلوجارت محاسباتی فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa ارائه شده است.



شکل ۴ فلوجارت محاسباتی فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa

۴- نتایج شبیه‌سازی و آزمون تجربی

در این بخش ابتدا به تحلیل و بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های انجام شده و تحلیل خروجی‌های پژوهش حاضر پرداخته شده است. سپس نتایج مربوط به تخمین موقعیت، سرعت و زاویه سمت، با معیارهای ارزیابی Std^1 و $RMSE^2$ مورد بررسی قرار گرفته است. در انتها مقادیر به دست آمده از معیارهای ارزیابی با پژوهش‌های پیشین مرجع [۱۰] که از فیلتر کالمن تطبیقی IAKF³ استفاده کرده است، مقایسه شده‌اند.

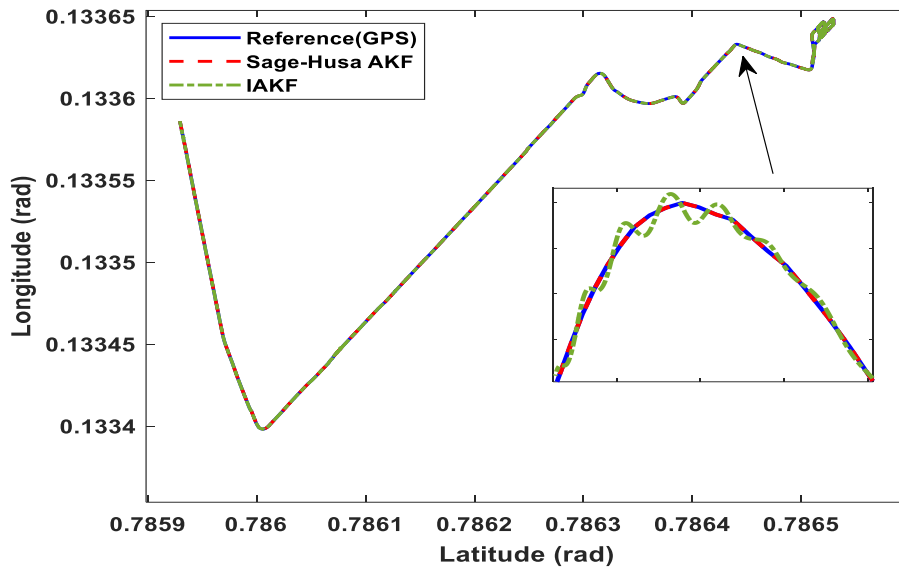
به منظور ارزیابی الگوریتم ناوبری تلفیقی INS/GPS بر مبنای فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده، آزمون خودرویی انجام شده است. تجهیزات لازم برای آزمون خودرویی، شامل حسگرهای اینرسی مدل MPU-6000 و گیرنده GPS مدل Ekinox-D می‌باشد. در الگوریتم تخمین ارائه شده می‌توان از داده‌های حسگرهای اینرسی با فرکانس ۲۵۰ هرتز، به عنوان ورودی و از داده‌های سامانه GPS با فرکانس ۵ هرتز، به عنوان اندازه‌گیری‌ها و مشاهدات فیلتر کالمن تطبیقی استفاده کرد. در واقع از آنجایی که سامانه INS دقت کوتاه‌مدت خوبی دارد، می‌توان خروجی‌های آن را ما بین به روزرسانی‌های GPS قرارداد. بدین ترتیب در هر به روزرسانی قبل از اینکه خطای INS شروع به افزایش کند، داده‌های حاصل از سامانه GPS، باعث تصحیح خروجی‌های سامانه INS شده و از رشد خطا جلوگیری می‌کند.

¹ Standard Deviation

² Root Mean Square Error

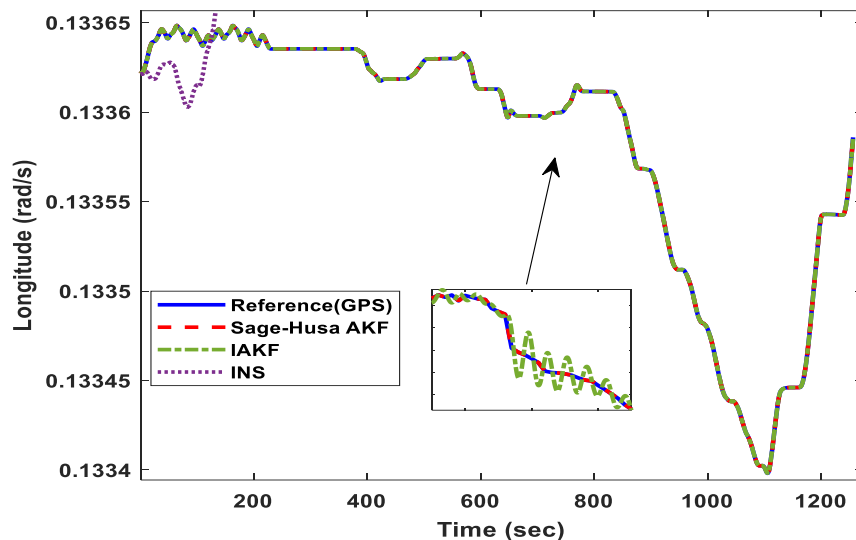
³ Innovation Adaptive Kalman Filter

در شکل ۵ مسیر طول-عرض جغرافیایی تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده نشان داده شده است. مدت زمان مسیر شبیه سازی شده در حدود ۱۲۶۰ ثانیه است. با توجه به شکل ۵ مشاهده می شود که تعقیب مسیر مرجع به دست آمده از GPS با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی مبتنی بر فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده، با دقت بسیار بالایی انجام گرفته شده است.

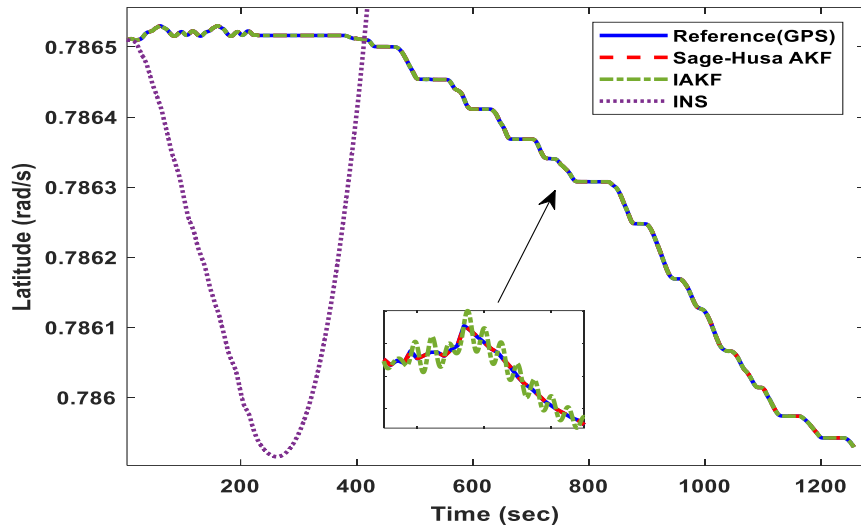


شکل ۵ مسیر واقعی و مسیر ناوبری شده با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی در طول آزمون

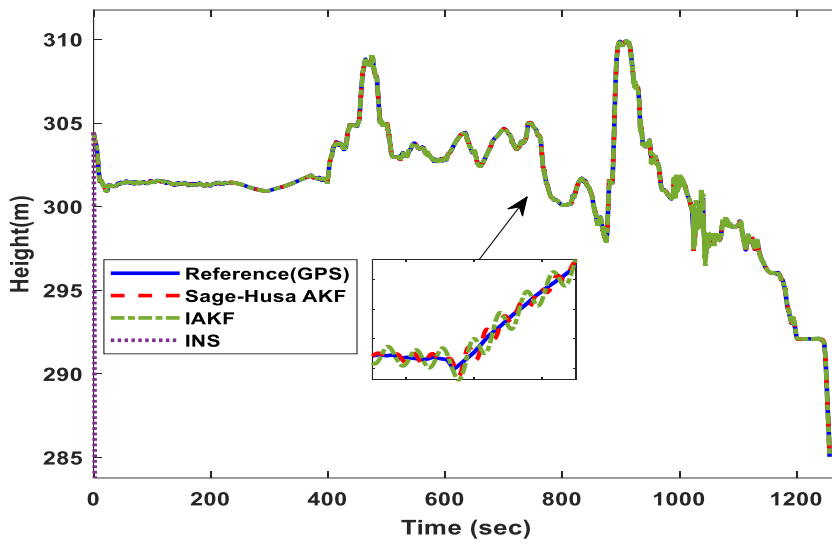
در شکل های ۶ تا ۱۲ نتایج مربوط به تخمین موقعیت، سرعت و زاویه سمت، نشان داده شده است. مؤلفه های موقعیت، سرعت و زاویه سمت تخمین زده شده توسط الگوریتم پیشنهادی مبتنی بر فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح شده، با مقادیر به دست آمده از الگوریتم ناوبری اینرسی بدون سامانه ناوبری کمکی، مرجع [۱۰] که از فیلتر کالمن تطبیقی IAKF استفاده کرده است و مقادیر مرجع به دست آمده از سامانه GPS مقایسه شده اند.



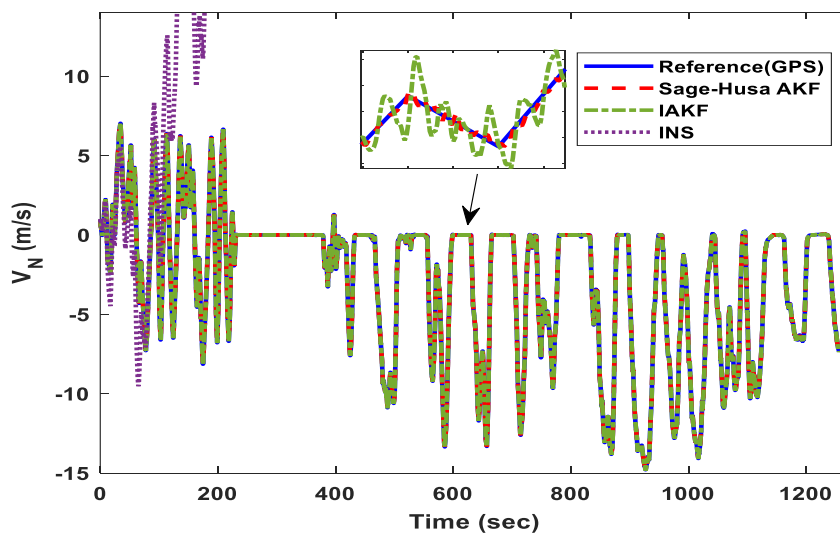
شکل ۶ نتایج تخمین طول جغرافیایی با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی



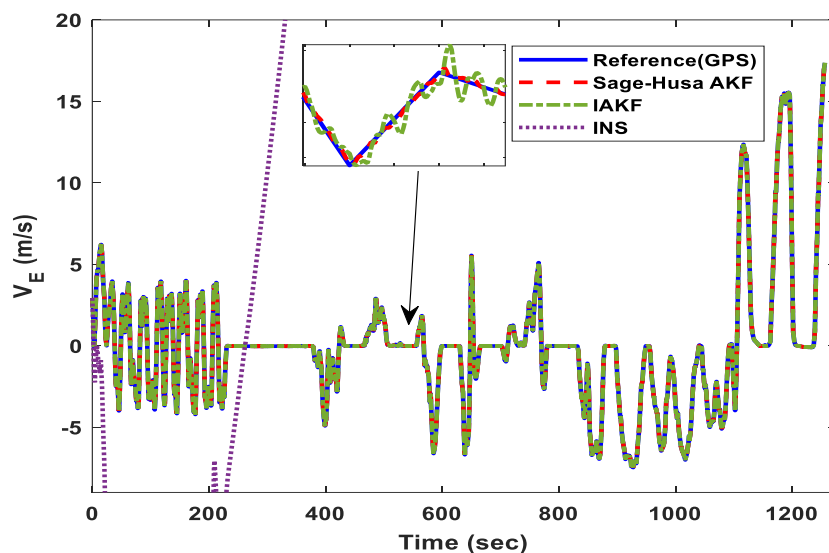
شکل ۷ نتایج تخمین عرض جغرافیایی با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی



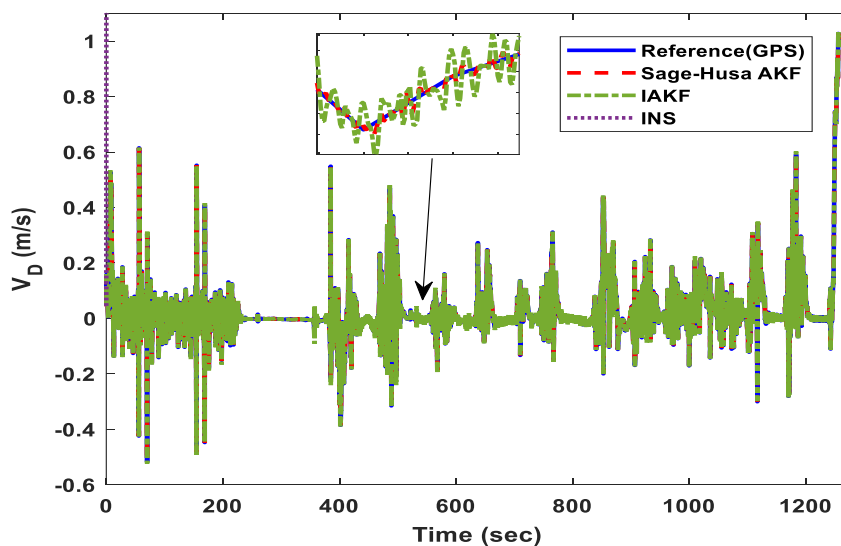
شکل ۸ نتایج تخمین ارتفاع با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی



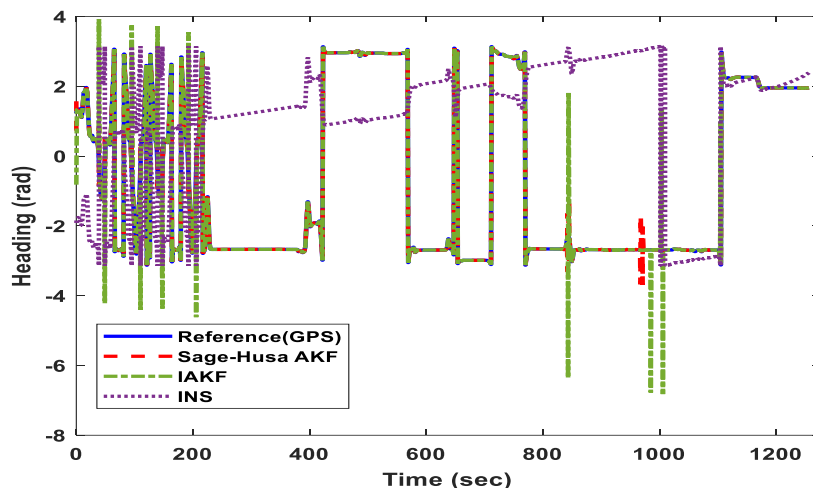
شکل ۹ نتایج تخمین V_N با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی



شکل ۱۰ نتایج تخمین V_E با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی



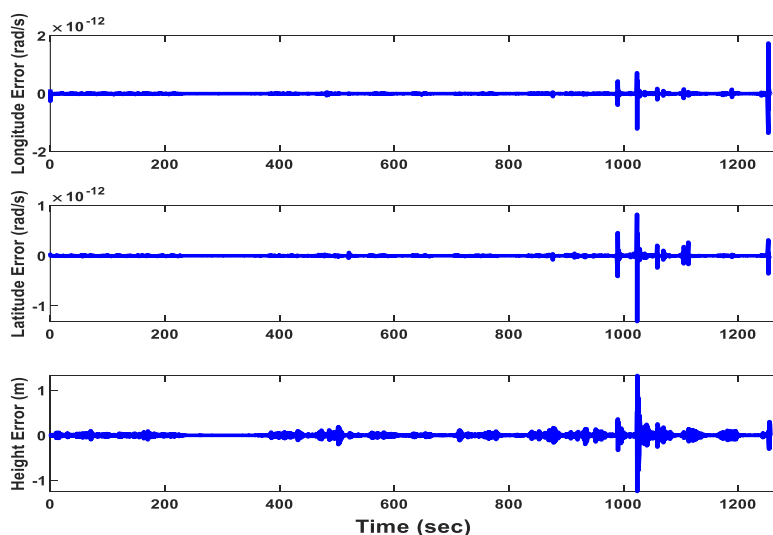
شکل ۱۱ نتایج تخمین V_D با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی



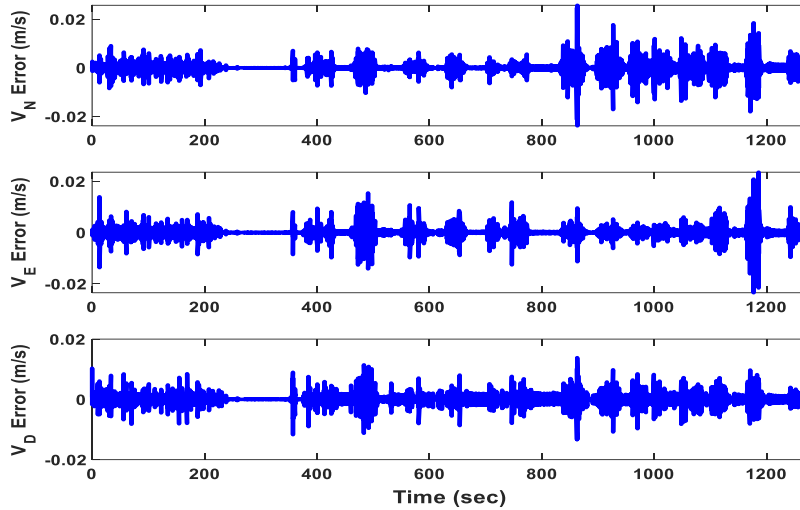
شکل ۱۲ نتایج تخمین زاویه ψ با استفاده از الگوریتم ناوبری تلفیقی

نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهد که الگوریتم ناوبری اینرسی به‌تنهایی عملکرد مناسبی نخواهد داشت و به دلیل وجود خطاهای اجتناب‌ناپذیر حسگرهای اینرسی و نیز رشد این خطاها با گذشت زمان، خطای ناوبری افزایش و منجر به واگرایی می‌شود. بنابراین لازم است تا سامانه ناوبری اینرسی با یک سامانه‌ی کمک ناوبری مناسب تلفیق گردد. همچنین همگرایی نمودارها در حالت الگوریتم ناوبری تلفیقی مبتنی بر فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح‌شده در نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهد که، الگوریتم ناوبری تلفیقی پیشنهادی از عملکرد و دقت بسیار بالایی در مقایسه با الگوریتم مبتنی بر IAKF استفاده‌شده در مرجع [۱۰] در تخمین مؤلفه‌های موقعیت، سرعت و زاویه سمت دارد. و پاسخ در مقابل تغییرات ناگهانی مسیر حرکت دارای نوسان کمتر و هموارتر بوده و سرعت همگرایی بیشتری دارد.

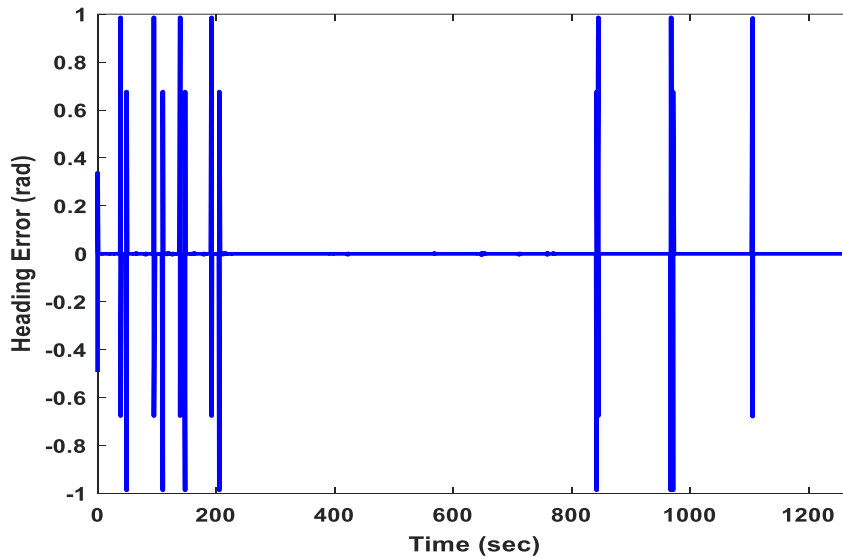
برای بررسی دقیق‌تر عملکرد الگوریتم ناوبری تلفیقی پیشنهادی مبتنی بر فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح‌شده در این مقاله، منحنی‌های خطای موقعیت و سرعت در سه راستای طولی، عرضی و عمودی و خطای زاویه سمت، در شکل‌های ۱۳ تا ۱۵ ارائه شده‌اند.



شکل ۱۳ خطای موقعیت الگوریتم ناوبری تلفیقی



شکل ۱۴ خطای سرعت الگوریتم ناوبری تلفیقی



شکل ۱۵ خطای زاویه ψ الگوریتم ناوبری تلفیقی

۴-۱- ارزیابی الگوریتم پیشنهادی

در این بخش با استفاده از معیارهای ارزیابی انحراف استاندارد (Std) و ریشه میانگین مربعات خطا (RMSE)، به مقایسه عملکرد الگوریتم ناوبری تلفیقی پیشنهادی با الگوریتم ناوبری اینرسی بدون سامانه کمکی و همچنین با پژوهش‌های پیشین مرجع [۱۰] که از الگوریتم IAKF استفاده کرده‌اند، پرداخته شده است.

میانگین مربعات خطا (RMSE) را می‌توان به صورت زیر تعریف کرد:

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (y_k - \hat{y}_k)^2} \quad (12)$$

که N تعداد کل نمونه‌ها را نشان می‌دهد، y_k و \hat{y}_k به ترتیب نشان‌دهنده مقدار مرجع و مقدار تخمین زده شده در زمان k

هستند.

انحراف استاندارد (Std) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Std = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (\hat{y}_k - \bar{y})^2 \quad (13)$$

که در رابطه فوق، N تعداد کل نمونه‌ها را نشان می‌دهد، \hat{y}_k نشان‌دهنده مقدار تخمین زده شده در زمان k و \bar{y} نشان‌دهنده مقدار میانگین نمونه‌ها هستند.

RMSE¹ می‌تواند انحراف بین مقدار تخمین زده شده هر روش و مقدار مرجع را منعکس کند و به خطای بزرگ در مجموعه‌ای از داده‌ها حساس است. هر چه RMSE کوچک‌تر باشد، دقت ناوبری بالاتر است، که به این معنی است که کمتر تحت تأثیر عوامل پرت قرار می‌گیرد. Std می‌تواند درجه پراکندگی یک مجموعه داده را منعکس کند. بنابراین می‌توان از RMSE برای ارزیابی دقت و استحکام روش‌های مختلف و از Std برای ارزیابی دقت ناوبری و ثبات الگوریتم‌های مختلف استفاده کرد. Std و RMSE خطاهای موقعیت و سرعت در سه راستای طولی، عرضی و عمودی و زاویه سمت الگوریتم‌های مختلف در جدول ۱ نشان داده شده است.

جدول ۱ Std و RMSE خطاهای موقعیت، سرعت و وضعیت در روش‌های مختلف

RMSE	Std	الگوریتم	خطا
1.17×10^{-4}	0.057	Pure INS	خطای طول جغرافیایی
4.16×10^{-9}	1.95×10^{-6}	IAKF [10]	
4.21×10^{-16}	2.15×10^{-13}	Proposed Approach	
1.19×10^{-4}	0.058	Pure INS	خطای عرض جغرافیایی
2.55×10^{-9}	1.25×10^{-6}	IAKF [10]	
2.62×10^{-16}	1.29×10^{-13}	Proposed Approach	
5.1×10^3	1.8×10^6	Pure INS	خطای عمق
0.0011	0.377	IAKF [10]	
4.09×10^{-4}	0.19	Proposed Approach	
0.88	390.77	Pure INS	خطای سرعت در راستای شمال
1.31×10^{-4}	0.0615	IAKF [10]	
1.33×10^{-5}	0.0063	Proposed Approach	
0.85	361.17	Pure INS	خطای سرعت در راستای شرق
9.41×10^{-5}	0.0427	IAKF [10]	
9.58×10^{-6}	0.0044	Proposed Approach	
9.60	2.3×10^3	Pure INS	خطای سرعت در راستای عمق
1.38×10^{-4}	0.0081	IAKF [10]	
3.45×10^{-5}	0.0022	Proposed Approach	
0.0065	3.09	Pure INS	خطای سمت
0.0031	1.49	IAKF [10]	
5.49×10^{-4}	0.26	Proposed Approach	

با توجه به نتایج به دست آمده از منحنی‌های خطای مؤلفه‌های ناوبری در شکل‌های ۱۳ تا ۱۵ و نتایج کمی درج شده در جدول ۱ مشخص می‌شود که الگوریتم ناوبری تلفیقی پیشنهادی به‌طور کلی عملکرد بسیار بهتری نسبت به الگوریتم ناوبری اینرسی بدون سامانه کمک ناوبری دارد. دلیل این عملکرد بهتر این است که فیلتر کالمن تطبیقی به خوبی می‌تواند پیچیدگی نویز در محیط‌های عملی را فیلتر کند و همچنین استفاده از سامانه کمک ناوبری از افزایش و اشباع خطای ناوبری در طول زمان جلوگیری می‌کند. همچنین از جدول شماره ۱ می‌توان دریافت که الگوریتم پیشنهادی، معیار RMSE موقعیت در راستای ارتفاع را حدود ۳۸٪، معیار RMSE سرعت در راستای عمودی را حدود ۲۵٪ و معیار RMSE و معیار Std زاویه سمت را به ترتیب به میزان ۱۸٪ و ۱۷٪ در مقایسه با الگوریتم IAKF استفاده شده در [۱۰] بهبود داده است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که الگوریتم ناوبری تلفیقی پیشنهادی از عملکرد بهتری نسبت به سایر پژوهش‌ها برخوردار است.

¹ Root Mean Square Error

۵- نتیجه‌گیری

یکی از حوزه‌های تحقیقاتی بسیار مهم که در صنایعی همچون نظامی، هوافضا، خودرویی، دریایی و رباتیک به‌منظور انجام کارهایی نظیر برنامه‌ریزی، هدایت و کنترل وسایل نقلیه استفاده می‌شود و بسیار مورد توجه است، ناوبری است. به دلیل وجود معایب سامانه ناوبری اینرسی، باید از یک سامانه کمکی در کنار این سامانه استفاده شود. در این مقاله از سامانه ناوبری GPS به‌عنوان سامانه کمک ناوبری استفاده شده است که به دلیل ویژگی‌های مکمل این دو سامانه، سامانه ناوبری GPS بهترین سامانه کمک ناوبری می‌باشد. در این مقاله برای بهبود عملکرد ناوبری تلفیقی در محیط‌های عملی باوجود نویزهای پیچیده و عدم قطعیت‌های موجود در مدل از فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح‌شده استفاده گردید تا بر کاستی‌های روش فیلتر کالمن کلاسیک غلبه کند. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده از تست میدانی، مشخص شد که سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS پیشنهادی با استفاده از فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح‌شده، به‌خوبی توانست پیچیدگی نویز در محیط‌های عملی را فیلتر کند و همچنین با استفاده از سامانه کمک ناوبری از افزایش و اشباع خطای ناوبری در طول زمان جلوگیری کرد. درمجموع نتایج حاصل از تست میدانی مشخص شد که سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS پیشنهادی، دقت و عملکرد بسیار بهتری نسبت به الگوریتم ناوبری اینرسی بدون سامانه کمک ناوبری دارد. علاوه بر این سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS پیشنهادی با استفاده از فیلتر کالمن تطبیقی Sage-Husa اصلاح‌شده، در مقایسه با فیلتر کالمن تطبیقی IAKF استفاده‌شده در مرجع [۱۰] از عملکرد و دقت بسیار بهتری برخوردار بود، به‌طوری‌که توانست معیار RMSE موقعیت در راستای ارتفاع را حدود ۳۸٪، معیار RMSE سرعت در راستای عمودی را حدود ۲۵٪ و معیار RMSE و معیار Std زاویه سمت را به ترتیب به میزان ۱۸٪ و ۱۷٪ بهبود دهد.

Authorship Contribution Statement

Dr. Seyed Mostafa Hosseini



Biography: is an Assistant Professor in the Department of Control Engineering at the Faculty of Electrical Engineering, Imam Khomeini Maritime Science University. He received his M.Sc. degree in Control Engineering from Shahed University, Tehran, in 2014, and his Ph.D. degree in Control Engineering from Babol Noshirvani University of Technology in 2022

Contribution Statement: Control engineering, robotics, guidance and navigation, processing algorithms.

Mohamadreza Jalili



Biography: received the B.Sc. degree in control engineering from Shahrood University, Shahrood, Iran, in 2018, the M.Sc. degree in control engineering from Ferdowsi University, Mashhad, Iran, in 2021. His current research interests include adaptive control, integrated navigation system, machine learning, neural network and financial time series modeling and forecasting.

Contribution Statement: Conceptualization, Methodology, Investigation, Software, Visualization, Writing – original draft, Writing – review & editing.

Dr. Abolfazl Meighani Nejad

Biography: is an Instructor in control engineering at Imam Khomeini Maritime Science University, Nowshahr. He holds a B.Sc. degree in electrical engineering from Imam Khomeini Maritime Science University, Nowshahr, Iran, in 2004, and M.Sc. degree in control engineering from Hormozgan University, Bandar Abbas, Iran, in 2022, and PhD candidate from Babol Noshirvani University of Technology, Babol, Iran. His current research interests include nonlinear control, fault tolerant control, neural network and predictive control.

Contribution Statement: Control engineering, robotics, guidance and navigation, processing algorithms.

۶- مراجع

- [1] Abdolkarimi ES, Mosavi MR, Rafatnia S, Martín D. A hybrid data fusion approach to AI-assisted indirect centralized integrated SINS/GNSS navigation system during GNSS outage. *IEEE Access*. 2021;9:100827-38.
- [2] Rafatnia S, Faraji J, Kiqbadi J. Design and implementation of a novel error model of inertial sensors in extended kalman filter based on genetic algorithm. *Mechanical Engineering Journal of Tabriz University*. 2022; 50(3):97-106.
- [3] Wei X, Li J, Feng K, Zhang D, Li P, Zhao L, Jiao Y. A mixed optimization method based on adaptive Kalman filter and wavelet neural network for INS/GPS during GPS outages. *IEEE Access*. 2021;9:47875-86.
- [4] Guangcai W, Xu X, Zhang T. MM estimation-based robust cubature Kalman filter for INS/GPS integrated navigation system. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*. 2020;70:1-11.
- [5] Khankalantary S, Rafatnia S, Mohammadkhani H. An adaptive constrained type-2 fuzzy Hammerstein neural network data fusion scheme for low-cost SINS/GNSS navigation system. *Applied Soft Computing*. 2020;86:105917.
- [6] Otegui J, Bahillo A, Lopetegi I, Díez LE. Evaluation of experimental GNSS and 10-DOF MEMS IMU measurements for train positioning. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*. 2018;68(1):269-79.
- [7] Yan X, Yang Y, Luo Q, Chen Y, Hu C. A SINS/DVL integrated positioning system through filtering gain compensation adaptive filtering. *Sensors*. 2019;19(20):4576.
- [8] Khosravi MM, Fathi AR, Mohammadi Daniyali HM, Sabet MT, Salarieh H. Design of integrated ins/gps inertial navigation system using extended filter kalman estimator suitable for a land rover. *The 9th International Conference on Acoustics and Vibrations, Tehran*. 1398.
- [9] Khan kalantari S, Rafatnia S, Mohammad Khani H, Hajizadeh M. Design and implementation of adaptive constrained estimation algorithm for inertial navigation-global positioning combined low-cost system in urban environments. *Amirkabir Mechanical Engineering Journal*. 2020; 53(1):1333-48.
- [10] Sun B, Zhang Z, Qiao D, Mu X, Hu X. An improved innovation adaptive Kalman filter for integrated INS/GPS navigation. *Sustainability*. 2022;14(18):11230.
- [11] Wang Q, Liu S, Zhang B, Zhang C. FBLS-Based Fusion Method for Unmanned Surface Vessel Positioning Considering Denoising Algorithm. *Journal of Marine Science and Engineering*. 2022;10(7):905.
- [12] Ebrahimi A, Sadeghi M, Nejad Shahbadaghi M, Mousavi Mirkolai MR, Abdul Karimi ES. Improving ins/gps navigation during gps outages using artificial intelligence. *Scientific Journal of Electronic and Cyber Defense*. 2021;9(2):143-57.
- [13] Shin EH, El-Sheimy N. Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land applications. In *Proceedings of the 2002 national technical meeting of the institute of navigation*. 2002;146-57.
- [14] Nassar S. Improving the inertial navigation system (INS) error model for INS and INS/DGPS applications. *Calgary, AB, Canada: University of Calgary, Department of Geomatics Engineering*; 2003.
- [15] Lichuan L, Zengshan T, Shun-ji H. An algorithm for integrating GPS/INS attitude determination system. In *2001 CIE International Conference on Radar Proceedings (Cat No. 01TH8559)*, IEEE. 2001;167-170.
- [16] Tan CW, Park S. Design of accelerometer-based inertial navigation systems. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*. 2005;54(6):2520-30.
- [17] Ding W, Wang J. Vehicle Dynamics Based De-Noising for GPS/INS Integration. In *International Global Navigation Satellite Systems Society IGNSS Symposium*. 2007;126-36.

- [18] Hosseini M, Seyedtabaii S. Robust ROV path following considering disturbance and measurement error using data fusion. *Applied ocean research*. 2016;54:67-72.
- [19] Hosseini SM, Ranjbar Noei A, Sadati Rostami SJ. Integrated navigation system (INS/auxiliary sensor) based on adaptive robust Kalman filter with partial measurements. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*. 2023;45(2):316-30.
- [20] Zhang Y, Shen C, Tang J, Liu J. Hybrid algorithm based on MDF-CKF and RF for GPS/INS system during GPS outages (April 2018). *IEEE Access*. 2018;20(6):35343-54.
- [21] Hosseini SM, Malakizade H, Mohammadi H. Guiding the route of the cabled underwater robot using the integrated navigation system based on the continuous time kalman filter. *Scientific Quarterly Journal of Darya Fonon number 19*. 1399.
- [22] Noureldin A, Karamat TB, Georgy J. *Fundamentals of inertial navigation, satellite-based positioning and their integration*. Springer Science & Business Media. 2012.
- [23] Kong F, Dai G, Cai L. The composed correcting Kalman filtering method for integrated SINS/GPS navigation system. In 2010 IEEE International Conference on Intelligent Computing and Intelligent Systems, IEEE. 2010;2:408-12.
- [24] Rogers RM. *Applied mathematics in integrated navigation systems*. Aiaa; 2003.
- [25] Sage AP, Husa GW. Adaptive filtering with unknown prior statistics. In *Joint Automatic Control Conference* 1969;7:760-69.
- [26] Liu R, Liu F, Liu C, Zhang P. Modified sage-husa adaptive Kalman filter-based SINS/DVL integrated navigation system for AUV. *Journal of Sensors*. 2021;1-8.
- [27] Wei M, Ye M, Zhang C, Lian G, Xia B, Wang Q. Robust state of charge estimation of LiFePO₄ batteries based on Sage_Husa adaptive Kalman filter and dynamic neural network. *Electrochimica Acta*. 2024;477:143778.
- [28] Zhong Y, Chen X, Zhou Y, Wang J. Adaptive Particle Filtering with Variational Bayesian and Its Application for INS/GPS Integrated Navigation. *IEEE Sensors Journal*. 2023;23(17):19757-770.
- [29] Alaeiyan H, Mosavi MR, Ayatollahi A. GPS/INS integration via faded memory Kalman filter. *International Journal of Nonlinear Analysis and Applications*. 2024 Mar 6.
- [30] Zhu Y, Zhang M, Yang Y, Ran C, Zhou L. Improved Gaussian process regression-based method to bridge GPS outages in INS/GPS integrated navigation systems. *Measurement*. 2024;229:114432.