

Design of a Constrained Extended State Observer for Practical Implementation on an INS/GNSS Integrated Navigation System

Elahe Sadat Abdolkarimi ¹, Sadra Rafatnia ^{2*}

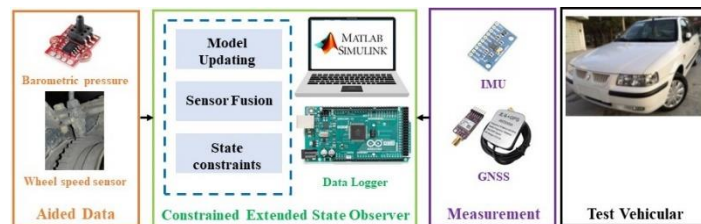
¹ Assistant Professor, Department of Electrical Engineering, Tafresh University, Tafresh, Iran

² Assistant Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Sahand University of Technology, Tabriz, Iran

HIGHLIGHTS

- Design of a constrained extended state observer for integrated navigation system.
- Using non-holonomic velocity constraints and altitude constraints in design of observer.
- Practical implementation of the proposed method.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 2 July 2024

Received in revised form: 17 July 2024

Accepted: 30 July 2024

Available online: 11 August 2024

*Correspondence:

sa_rafatnia@sut.ac.ir.

How to cite this article:

E.S. Abdolkarimi, S. Rafatnia. Design of a constrained extended state observer for practical implementation on an INS/GNSS integrated navigation system. Journal of Aerospace Mechanics. 2024; 20(3):31-46.

Keywords:

Inertial navigation system
Global navigation satellite system
Extended state observer
Physical constraints
Practical implementation

ABSTRACT

This paper addresses the design and practical implementation of a constrained extended state observer for integration between an inertial navigation system (INS) and a global navigation satellite system (GNSS) navigation system in the presence of model uncertainties and inertial sensor errors. The use of physical constraints in the observer design can achieve an accurate and reliable model for the inertial navigation system during GNSS outages. The proposed method provides an estimate of this variable alongside the state variables of the inertial navigation system by considering the term including model uncertainties and inertial sensor errors as a new state variable. Additionally, the use of motion and environmental constraints in the proposed observer, including non-holonomic constraints and altitude constraints, improves estimation accuracy, reduces error accumulation, and increases the dynamic stability of the estimates. The performance of the proposed observer is evaluated through vehicle tests in a real-world test environment. The results indicate that the model uncertainties and inertial sensor errors in the inertial navigation system can be estimated in real-time. Thus, the designed observer can provide reliable estimates of the state variables by using GNSS information during its availability and utilizing physical constraints during GNSS outages. Furthermore, the proposed algorithm is fast due to its low computational load, making it suitable for practical implementation.

طراحی یک رویت گر حالت توسعه یافته مقید جهت پیاده سازی عملی در سیستم ناوبری ترکیبی اینرسی-موقعیت یاب جهانی

الهه سادات عبدالکریمی^(a)، صدرا رفعت نیا^{(b)*}

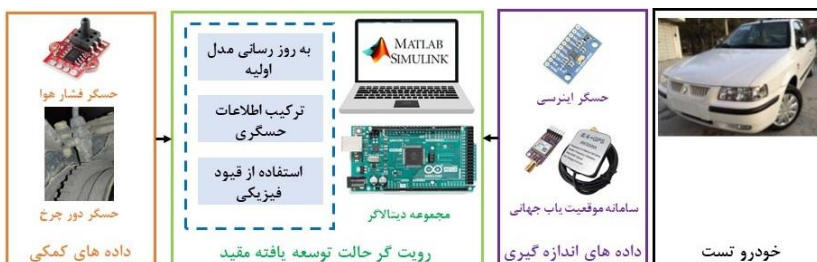
^(a) استادیار، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه تفرش، تفرش، ایران

^(b) استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، تبریز، ایران

برجسته ها

- طراحی رویت گر حالت توسعه یافته
- مقید برای سیستم ناوبری ترکیبی.
- استفاده از قیود غیرهولونومیک و قیود ارتفاع در طراحی رویت گر.
- پیاده سازی عملی رویت گر پیشنهادی در محیط آزمایش واقعی.

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۱۲

بازنگری: ۱۴۰۳/۰۴/۲۷

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۵/۰۹

ارائه برخط: ۱۴۰۳/۰۵/۲۱

*نویسنده مسئول:

sa_rafatnia@sut.ac.ir

کلیدواژه ها:

سیستم ناوبری اینرسی
سامانه موقعیت یاب جهانی
رویت گر حالت توسعه یافته
قیود فیزیکی
پیاده سازی عملی

چکیده

در این مقاله به طراحی و پیاده سازی عملی یک رویت گر حالت توسعه یافته مقید برای سیستم ناوبری ترکیبی اینرسی-موقعیت یاب جهانی در حضور نامعینی های مدل و خطاهای حسگرهای اینرسی پرداخته می شود. برای دسترسی به یک مدل دقیق و قابل اطمینان از سیستم ناوبری اینرسی در حضور قطعی سامانه موقعیت یاب جهانی، استفاده از قیود فیزیکی در طراحی رویت گر پیشنهاد می شود. در روش پیشنهادی، با در نظر گرفتن جمله دربرگیرنده عدم قطعیت های مدل و خطاهای حسگرهای اینرسی به عنوان یک متغیر حالت جدید، تخمینی از این متغیر در کنار متغیرهای حالت سیستم ناوبری اینرسی ارائه می شود. همچنین، استفاده از قیود حرکتی و محیطی شامل قیود غیرهولونومیک و قیود ارتفاع موجب بهبود دقت تخمین ها، کاهش انباشت خطا و افزایش پایداری دینامیکی تخمین ها می شود. از داده های تجربی در جهت بررسی عملکرد رویت گر پیشنهادی در محیط آزمایش واقعی استفاده می شود. نتایج حاصل، حاکی از این است که عدم قطعیت های مدل و خطاهای حسگرهای اینرسی در سیستم ناوبری اینرسی به صورت برخط به خوبی تخمین زده می شود. بدین ترتیب رویت گر طراحی شده می تواند با بهره گیری از اطلاعات سامانه موقعیت یاب جهانی در مواقع حضور این سامانه و استفاده از قیود فیزیکی در مواقع قطعی، تخمین قابل اعتمادی از متغیرهای حالت ارائه نماید. همچنین، الگوریتم پیشنهادی به دلیل حجم محاسبات کم، سریع بوده و برای پیاده سازی عملی مناسب است.

۱- مقدمه

سامانه ناوبری اینرسی^۱ از حسگرهای اینرسی برای محاسبه و تخمین موقعیت، سرعت و جهت یک وسیله نقلیه با نرخ به‌روزرسانی بالا استفاده می‌کند. این سامانه بر اساس اندازه‌گیری شتاب و نرخ چرخش (زاویه‌ای) وسیله نقلیه با استفاده از شتاب‌سنج‌ها وژیروسکوپ‌ها عمل می‌کند [۱، ۲]. اگرچه این سامانه از عملکرد مناسبی در کوتاه‌مدت برخوردار است، اما یکی از چالش‌های اصلی آن، خطاهای تجمعی است که به‌مرور زمان در اثر خطاهای جزئی در اندازه‌گیری‌ها ایجاد می‌شود. این خطاها می‌توانند باعث انحراف قابل توجهی در موقعیت‌یابی در بلندمدت شوند. علاوه بر این، هزینه بالای تجهیزات پیشرفته و نیاز به کالیبراسیون مداوم نیز از دیگر چالش‌های این سیستم است [۳]. در مقابل، سامانه موقعیت‌یاب جهانی^۲ از شبکه‌ای از ماهواره‌ها برای تعیین موقعیت جغرافیایی دقیق با نرخ به‌روزرسانی پایین استفاده می‌کند و می‌تواند در محیط‌های باز با دسترسی به سیگنال‌های ماهواره‌ای به‌خوبی عمل کند [۴]. ترکیب سامانه موقعیت‌یاب جهانی و سامانه ناوبری اینرسی یک راه‌حل مؤثر برای بهبود دقت و قابلیت اطمینان سیستم‌های ناوبری است. سامانه موقعیت‌یاب جهانی می‌تواند خطاهای تجمعی سامانه ناوبری اینرسی را اصلاح و به‌روزرسانی کند، درحالی‌که سامانه ناوبری اینرسی می‌تواند در زمان‌های قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی به ارائه موقعیت نسبی با نرخ به‌روزرسانی بالاتر ادامه دهد [۴، ۵].

یکی از راه‌حل‌های موجود جهت حل مشکلات ارائه‌شده، استفاده از ایده تخمین می‌باشد. در این روش با ترکیب اطلاعات حسگری بین سامانه اینرسی و موقعیت‌یاب جهانی، می‌توان اطلاعات قابل‌اعتمادی از موقعیت و سرعت وسیله در تمامی شرایط ارائه نمود. استفاده از روش‌های مبتنی بر فیلتر کالمن به دلیل عملکرد آن در ارائه راه‌حل‌های بهینه، همگرایی سریع و سهولت استفاده از آن، روشی است که به‌طور گسترده در زمینه ترکیب اطلاعات حسگری در سامانه‌های ناوبری ترکیبی استفاده‌شده است. در همین

زمینه استفاده از فیلتر کالمن گسسته [۶]، فیلتر کالمن توسعه‌یافته [۷]، فیلتر کالمن مکعبی [۸] و فیلتر کالمن خنثی [۹] جهت ارائه تخمینی از موقعیت و سرعت وسیله نقلیه ارائه شدند. پارک [۱۰] فیلتر کالمن خنثی تطبیقی را برای سیستم‌های ناوبری ترکیبی توسعه داد. این روش با تنظیم پویا، پارامترهای نویز سیستم، دقت و پایداری تخمین‌ها را در شرایط مختلف دینامیکی بهبود داد. باین‌حال، الگوریتم پیشنهادی به دلیل نیاز به تنظیم مداوم پارامترهای نویز، پیچیدگی محاسباتی بالایی دارد و ممکن است منابع محاسباتی زیادی مصرف کند. یک فیلتر کالمن ترکیبی مقاوم در [۱۱] برای تلفیق داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی و سامانه ناوبری اینرسی در شرایط محیطی سخت معرفی و توسعه داده‌شده است. این فیلتر، ترکیبی از فیلتر کالمن ذره‌ای و فیلتر کالمن خنثی است. فیلتر ترکیبی مقاوم از مزایای هر دو فیلتر بهره می‌برد تا نقاط ضعف هر کدام را پوشش دهد و به‌دقت بالا و پایداری سیستم ناوبری دست یابد. باین‌حال، این روش به دلیل استفاده از تعداد زیادی ذره در فیلتر کالمن ذره‌ای، دارای پیچیدگی محاسباتی بالایی است و به منابع محاسباتی زیادی نیاز دارد.

اگرچه فیلتر کالمن پاسخ قابل قبولی در تخمین موقعیت و سرعت وسیله نقلیه ارائه می‌دهد، ولی عملکرد این روش کاملاً وابسته به تنظیم دقیق مدل خطای حسگرهای اینرسی و پارامترهای تخمین‌گر است. در روش‌های ارائه‌شده در بالا، خطاهای حسگرهای اینرسی توسط مدل‌های تصادفی مانند گوس-مارکوف مرتبه اول مدل‌سازی شده‌اند. حال آن‌که استفاده از مدل‌های رگرسیون مرتبه بالاتر [۱۲] و مدل‌های دیگری مانند واریانس-آلن [۱۳] جهت افزایش دقت در مراجع دیگر پیشنهادشده است و همچنین تنظیم پارامترهای این مدل‌ها، از چالش‌های موجود می‌باشد. انتخاب پارامترهای تخمین‌گر شامل ماتریس کواریانس نویز اندازه‌گیری و فرآیند از دیگر چالش‌های کارهای موجود بوده که عملکرد تخمین‌گر به تنظیم دقیق این پارامترها وابسته می‌باشد. در برخی مراجع، تنظیم تطبیقی این پارامترها موردتوجه محققین قرار گرفته است [۱۴]. در این روش‌ها، کواریانس نویز اندازه‌گیری و فرآیند به‌صورت تطبیقی تنظیم

¹ Inertial navigation system (INS)

² Global navigation satellite system (GNSS)

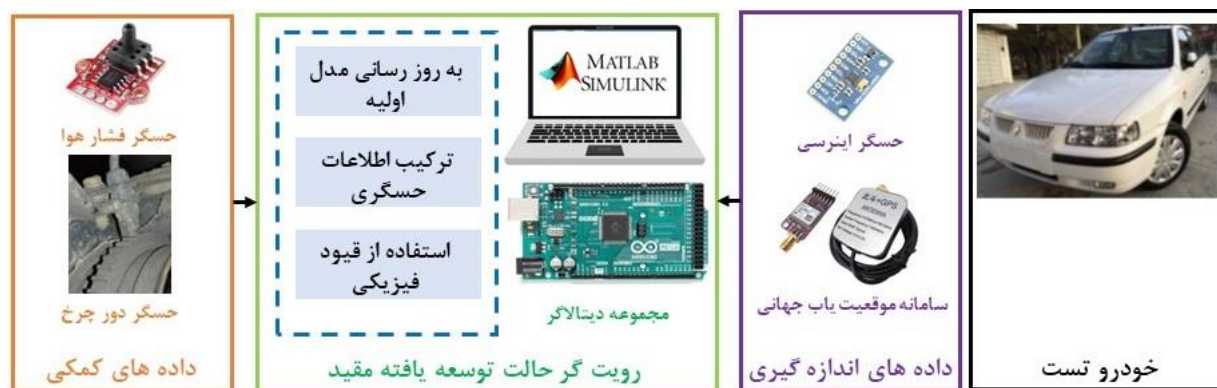
می شوند تا مجموعه امکان ارائه عملکرد مناسب در شرایط دینامیکی متفاوت را داشته باشد.

خطای موقعیت و سرعت تعیین شده توسط سامانه موقعیت یاب جهانی در شرایط عادی معمولاً محدود و بسیار دقیق است، به طوری که می تواند حتی تا حد سانتی متر دقیق باشد. با این حال، کاربران سامانه موقعیت یاب جهانی ممکن است با قطعی داده ها به دلیل تداخل امواج رادیویی و پارازیت مواجه شوند؛ بنابراین، در مواقعی مانند نزدیکی درختان، ساختمان های بلند، کوه ها، تونل ها و غیره، تنها با استفاده از سامانه موقعیت یاب جهانی نمی توان به اهداف ناوبری دست یافت. یکی از مهم ترین چالش های موجود در سامانه های ترکیبی ناوبری، دقت و قابلیت اطمینان داده های ناوبری در هنگام اختلال در داده های سامانه موقعیت یاب جهانی است. در هنگام قطعی داده های سامانه موقعیت یاب جهانی، تصحیح داده های سامانه ناوبری اینرسی متوقف می شود و به دلیل وجود عدم قطعیت های مدل و خطاها در واحدهای اندازه گیری اینرسی ارزان قیمت، عملکرد و دقت سامانه ناوبری اینرسی با مشکل مواجه شده و موجب افزایش سریع خطا در موقعیت یابی سامانه ناوبری اینرسی می شود؛ بنابراین، ارائه روش های تخمین مناسبی که قابلیت ارائه داده های قابل اطمینان در صورت قطعی سیگنال های سامانه موقعیت یاب جهانی را داشته باشند، بسیار حائز اهمیت است.

استفاده از ایده هوش مصنوعی در جهت ارائه داده های مرجع در زمان قطعی های طولانی مدت سامانه موقعیت یاب جهانی یکی از روش های رایج ارائه شده در مراجع می باشد. در همین راستا، روش هایی مانند استفاده از شبکه های عصبی به دلیل توانایی پردازش داده های در همین راستا، روش هایی مانند استفاده از شبکه عصبی مبتنی بر موجک [۱۵]، سیستم استنتاج فازی با خوشه بندی کاهشی تطبیقی عصبی مبتنی بر موجک [۱۶]، شبکه عصبی فاز نوع دوم [۱۷]، سیستم ترکیبی فاز نوع دوم و یادگیری عمیق [۱۸]، شبکه عصبی خودبازگشتی غیرخطی با ورودی های خارجی [۱]، سیستم عصبی-فازی اصلاح شده [۱۹] و روش های مبتنی بر بهینه سازی توسط محققین ارائه شده است. شبکه های عصبی، اگرچه از عملکرد مناسبی در پردازش داده های

پیچیده و ارائه داده های مرجع در مواقع اختلال سامانه موقعیت یاب جهانی برخوردار هستند، اما معایبی شامل نیاز به داده های آموزشی زیاد، پیچیدگی محاسباتی بالا، نیاز به تنظیمات دقیق، قابلیت توضیح پذیری کم تر و پایداری و اطمینان کم تر، در شرایط غیرعادی دارند. همچنین پیاده سازی روش های مبتنی بر هوش مصنوعی به دلیل حجم محاسبات بالا خود نیاز به پردازنده های نسل جدید داشته که هزینه پیاده سازی را افزایش می دهد.

در این پژوهش به ارائه یک الگوریتم رویت گر حالت توسعه یافته مقید با بهره گیری از قیود فیزیکی و محیطی، جهت بهبود دقت، پایداری و اعتمادپذیری سامانه ناوبری ترکیبی پرداخته می شود. در الگوریتم پیشنهادی بدون در نظر گرفتن مدلی خاص برای خطاهای حسگرهای اینرسی، عدم قطعیت ها و خطاهای حسگری را با عنوان یک متغیر حالت افزوده به مجموعه معادلات اضافه نموده و هدف، تخمین تمامی متغیرهای حالت با استفاده از داده های سامانه موقعیت یاب جهانی می باشد. از سوی دیگر، جهت بهبود عملکرد تخمین به خصوص در مواقع قطعی سامانه موقعیت یاب جهانی، استفاده از ایده تخمین مقید با استفاده از قیود حرکتی و محیطی شامل قیود غیرهولونومیک و قیود ارتفاع موجب بهبود دقت تخمین ها، کاهش انباشت خطا و افزایش پایداری دینامیکی تخمین ها می شود. به همین منظور پس از تعریف قیود مناسب با استفاده از داده های کمک ناوبری به تعمیم روش پیشنهادی در حالت مقید پرداخته می شود. الگوریتم پیشنهادی قادر است در زمان های قطعی سیگنال سامانه موقعیت یاب جهانی، با استفاده از داده های فشار هوا و سرعت چرخ خودرو و قیود از پیش تعیین شده، مسیر و موقعیت وسیله نقلیه را با خطای کمتری تخمین بزند. در حقیقت تعریف قیود حرکتی می توانند به اصلاح انحرافات و خطاهای سیستماتیک کمک کنند که به مرور زمان و در طول دوره های قطعی سیگنال سامانه موقعیت یاب جهانی انباشته شده است. در این پژوهش، از آزمایش خودرو در محیط واقعی برای ارزیابی عملکرد رویت گر پیشنهادی استفاده می شود. به همین منظور پس از حسگربندی یک خودرو سواری و ساخت سامانه داده برداری مناسب، الگوریتم پیشنهادی در نرم افزار متلب/سیمولینک



شکل (۱): ساختار الگوریتم پیشنهادی.

۲- ساختار الگوریتم پیشنهادی

شکل ۱، ساختار الگوریتم پیشنهادی در این مقاله را ارائه می دهد. در این پژوهش از یک خودروی سمند، جهت انجام آزمایش های محیطی استفاده شده است. واحد اندازه گیری شش محوره شامل سه محور شتاب و سه محور سرعت زاویه ای در مرکز ثقل خودرو نصب شده اند تا شتاب ها و سرعت های زاویه ای خودرو را در سه محور، اندازه گیری نمایند. از یک سامانه موقعیت یاب جهانی نیز جهت ارائه داده های مرجع در مجموعه، استفاده شده است. به منظور ارائه یک الگوریتم مقید بخصوص در مواقع قطعی سامانه موقعیت یاب جهانی از یک مجموعه شامل فشارسنج بارومتریک و حسگر دور چرخ، به ترتیب جهت استخراج ارتفاع بارومتریک و سرعت چرخ خودرو در هر لحظه استفاده شده است. از یک مجموعه داده برداری شامل دو برد آردوینو مگا که به صورت هماهنگ و برخط با یکدیگر در حال داده برداری از حسگرها می باشند، استفاده شده است. شایان ذکر است، نرم افزار متلب/سیمولینک به عنوان نرم افزار رابط بین حسگرها و رایانه در نظر گرفته شده است و تمام پردازش های مربوط به الگوریتم تخمین، توسط پردازنده رایانه انجام می شود. الگوریتم روبوت گر پیشنهادی با در نظر گرفتن عدم قطعیت های مدل و خطاهای حسگرها به عنوان یک متغیر حالت افزوده، این متغیرها را در کنار متغیرهای مربوط به موقعیت و سرعت خودرو تخمین می زند. این نکته لازم به ذکر می باشد که داده های سامانه موقعیت یاب جهانی در این الگوریتم به عنوان داده های مرجع استفاده شده و در

پیاده سازی می شود. سپس آزمایش های مختلف در شرایط دینامیکی مختلف انجام شده و عملکرد روبوت گر پیشنهادی با الگوریتم فیلتر کالمن رایج، مورد مقایسه قرار می گیرد. به صورت خلاصه، اهداف و نوآوری های کار حاضر به صورت زیر می باشد:

- استفاده از الگوریتم روبوت گر حالت توسعه یافته مقید جهت تخمین موقعیت و سرعت خودرو در شرایط قطعی سامانه موقعیت یاب جهانی.
- توسعه الگوریتم روبوت گر حالت توسعه یافته به حالت مقید.
- ارائه قیود مناسب غیرهولونومیک و ارتفاع خودرو جهت استفاده در خودروهای سواری در مواقع قطعی سامانه موقعیت یاب جهانی.
- پیاده سازی و ارزیابی عملی روبوت گر پیشنهادی در محیط آزمایش واقعی.

در ادامه مقاله، در بخش روش پیشنهادی، توضیح ساختار و اجزای الگوریتم پیشنهادی ارائه می شود. جزئیات فنی و ریاضی مربوط به الگوریتم و نحوه اعمال محدودیت ها در الگوریتم در بخش سوم بیان می گردد. در بخش نتایج تجربی، شرایط آزمایش و پارامترهای مورد استفاده، توصیف شده و سپس به ارائه نتایج آزمایش، مقایسه با روش های موجود، تحلیل نتایج و بررسی عملکرد الگوریتم در شرایط مختلف پرداخته می شود. در بخش نتیجه گیری، جمع بندی کلی مقاله و بیان دستاوردهای اصلی و کاربردهای عملی ارائه می شود.

انحنای عرضی به ترتیب با R_N و R_E نشان داده می شوند. در معادله (۱)، v_N ، v_E و v_D مؤلفه های سرعت در دستگاه مختصات "n" هستند و به صورت زیر محاسبه می شوند [۱]:

$$\begin{aligned}\dot{v}_N &= f_N - v_E \left[2\omega_e + \frac{v_E}{(R_E + h) \cos L} \right] \sin L \\ &\quad + \frac{v_D v_N}{R_N + h}, \\ \dot{v}_E &= f_E - 2\omega_e (v_N \sin L + v_D \cos L) \\ &\quad + \frac{v_E}{R_E + h} (v_D + v_N \sin L),\end{aligned}\quad (2)$$

که در آن ω_e نرخ چرخش زمین و g شتاب گرانشی است. f^n به عنوان بردار نیروی خاص شناخته می شود و می تواند با تبدیل خروجی های شتابسنج سه محوره در دستگاه مختصات "b"، نسبت به دستگاه مختصات "n" به شرح زیر محاسبه شود:

$$f^n = [f_N \ f_E \ f_D]^T = C_b^n f^b, \quad (3)$$

C_b^n ماتریس کسینوس جهت است که برای تبدیل از دستگاه مختصات "b" به دستگاه مختصات "n" استفاده می شود. همچنین f^b بردار شامل شتاب های سه محوره اندازه گیری شده در مختصات بدنه می باشد.

با در نظر گرفتن متغیرهای حالت سیستم به شکل،

$$\begin{aligned}X &= [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6]^T \\ &= [L \ l \ h \ v_N \ v_E \ v_D]^T,\end{aligned}\quad (4)$$

فرم فضای حالت ارائه شده در معادلات (۱) و (۲) به صورت زیر استخراج می شود:

$$\begin{aligned}\dot{x}_i &= \Gamma_i(X), \quad (i = 1, 2, 3) \\ \dot{x}_4 &= f_N + \Gamma_4(X), \\ \dot{x}_5 &= f_E + \Gamma_5(X), \\ \dot{x}_6 &= f_D + \Gamma_6(X),\end{aligned}\quad (5)$$

که در آن درایه های بردار Γ ، به شکل زیر محاسبه می شوند:

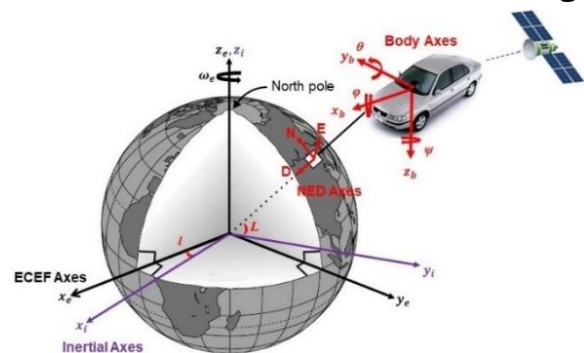
$$\begin{aligned}\Gamma_1 &= \frac{x_4}{R_N + x_3}, \\ \Gamma_2 &= \frac{x_5}{(R_E + x_3) \cos x_1}, \\ \Gamma_3 &= -x_6, \\ \Gamma_4 &= -x_5 \left[2\omega_e + \frac{x_5}{(R_E + x_3) \cos x_1} \right] \sin x_1 \\ &\quad + \frac{x_6 x_4}{R_N + x_3}, \\ \Gamma_5 &= -2\omega_e (x_4 \sin x_1 + x_6 \cos x_1) \\ &\quad + \frac{x_5}{R_E + x_3} (x_6 + x_5 \sin x_1), \\ \Gamma_6 &= -x_5 \left[2\omega_e + \frac{x_5}{(R_E + x_3) \cos x_1} \right] \cos x_1.\end{aligned}\quad (6)$$

مواقع قطعی این سامانه، داده های کمکی شامل ارتفاع بارومتریک و سرعت چرخ به عنوان داده های کمکی در ساختار قیود فیزیکی سیستم ظاهر شده و مانع از افزایش خطای تخمین می شوند. جزئیات بیش تر در مورد ساختار رویت گر پیشنهادی، در ادامه ارائه می شود.

۳- سامانه ناوبری اینرسی

۳-۱- معادلات سامانه ناوبری اینرسی

همان طور که در شکل ۲ نشان داده شده است، سامانه ناوبری اینرسی از دستگاه مختصات مختلفی استفاده می کند که شامل دستگاه مختصات ثابت مرکز زمین، "e"، دستگاه مختصات اینرسی، "i"، دستگاه مختصات متصل به بدنه، "b" و دستگاه مختصات ناوبری، "n" می باشد. در دستگاه مختصات "e"، مبدأ مختصات در مرکز زمین قرار دارد و سرعت زاویه ای این دستگاه مختصات برابر با سرعت زاویه ای زمین است و بر سطح زمین ثابت باقی می ماند. مختصات "b" در مرکز جرم خودرو ثابت است و دستگاه مختصات "n" از مختصات ناوبری سطح محلی پشتیبانی می کند.



شکل (۲): دستگاه های مختصات ناوبری.

طبق شکل ۲، معادلات سینماتیکی سامانه ناوبری اینرسی، شامل موقعیت خودرو، به شرح زیر ارائه می شود [۱]:

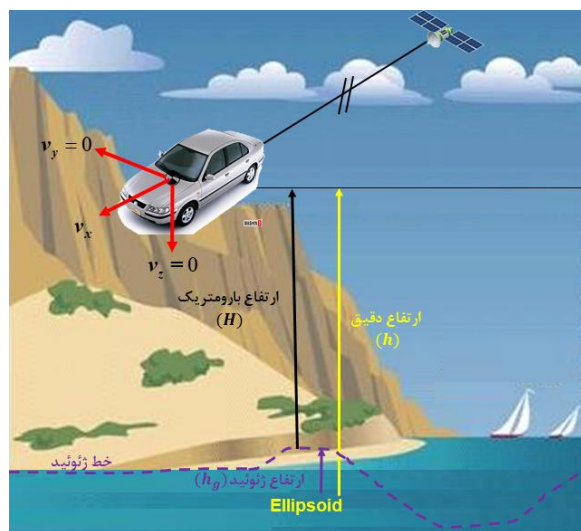
$$\begin{aligned}\dot{L} &= \frac{v_N}{R_N + h}, \\ \dot{l} &= \frac{v_E}{(R_E + h) \cos L}, \\ \dot{h} &= -v_D,\end{aligned}\quad (1)$$

که در آن L ، l و h به ترتیب عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع خودرو هستند. شعاع های نصف النهار و

از سوی دیگر بر اساس شکل ۳، در مواقع قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی می‌توان از قیود مربوط به ارتفاع سامانه استفاده نمود. بر اساس استاندارد سامانه ژئودتیک جهانی، ارتفاع دقیق سامانه همواره از قیود زیر تبعیت می‌کند [۱۳]:

$$H \leq h \leq H + h_g, \quad (9)$$

که در آن H ارتفاع بارومتریک بوده و توسط یک حسگر فشار هوا قابل استخراج بوده و h_g بیشینه ارتفاع ژئوئید بوده که از طریق نقشه‌های سامانه ژئودتیک زمین قابل استخراج است [۱۴].



شکل (۳): قیود سامانه ناوبری اینرسی.

۴- طراحی ریت‌گر پیشنهادی

در این بخش به طراحی یک ریت‌گر حالت توسعه‌یافته جهت تخمین متغیرهای حالت سیستم و عدم قطعیت‌های مدل پرداخته می‌شود. ریت‌گر پیشنهادی در مواقع عادی با استفاده از داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی و در مواقع قطعی بر اساس داده‌های سامانه‌های کمکی و استفاده از قیود حالت به ارائه تخمین متغیرهای حالت می‌پردازد. در ادامه ابتدا طراحی ریت‌گر در حالت نامقید مورد بررسی قرار گرفته و سپس این ریت‌گر در حالت مقید توسعه داده خواهد شد.

۴-۱- طراحی ریت‌گر نامقید

با توجه به معادله (۵)، با در نظر گرفتن f^n به عنوان ورودی سیستم، جمله‌هایی که شامل دینامیک‌های مدل نشده و

مدل بیان‌شده در (۵)، حاوی منابع بسیاری از عدم قطعیت‌ها از جمله دینامیک مدل‌نشده و خطاهای حسگرهای اینرسی است. برای جبران این عدم قطعیت‌ها، مدل توسط اطلاعات اندازه‌گیری شده از سامانه موقعیت‌یاب جهانی و استفاده از یک ریت‌گر حالت توسعه‌یافته مقید به روزرسانی می‌شود.

۳-۲- قیود سامانه ناوبری اینرسی

متغیرهای حالت سامانه ناوبری اینرسی برای خودرو، همواره باید از قیود فیزیکی شامل قید غیرهولونومیک سرعت و قید ارتفاع تبعیت نمایند. قید غیرهولونومیک سرعت به این معنی است که حرکت خودرو محدود به حرکت طولی بوده است و لغزش جانبی اتفاق نمی‌افتد. این قید ناشی از تماس دائمی چرخ‌ها با سطح جاده و خاصیت عدم لغزش آن‌ها است. همچنین از سرعت عمودی در مختصات بدنه خودرو نیز صرف نظر می‌شود. درحالی‌که قید ارتفاع به محدودیت‌هایی اشاره دارد که ارتفاع دقیق خودرو همواره در محدوده ارتفاع بارومتریک و مجموع ارتفاع بارومتریک و ارتفاع ژئوئید قرار دارد. بر همین اساس با فرض سرعت جانبی و عمودی صفر برای خودرو، سرعت در دستگاه مختصات ناوبری را می‌توان به شکل زیر محاسبه نمود [۲۱] و [۲۱]:

$$\begin{aligned} v_N &= v_x \cos \theta \cos \psi, \\ v_E &= v_x \cos \theta \sin \psi, \\ v_D &= -v_x \sin \theta. \end{aligned} \quad (7)$$

که در آن θ و ψ به ترتیب زوایای پیچ و چرخش خودرو می‌باشند. همچنین v_x سرعت طولی خودرو است. در این پژوهش و در مواقع قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی، از داده‌های حسگر چرخ جهت استخراج سرعت چرخ استفاده می‌شود. بنابراین با فرض حرکت روبه‌جلوی خودرو، معادله (۷) به قیود زیر بر روی سرعت تبدیل می‌شوند:

$$\begin{aligned} |v_N| &\leq |R\omega_t \cos \theta \cos \psi|, \\ |v_E| &\leq |R\omega_t \cos \theta \sin \psi|, \\ |v_D| &\leq |R\omega_t \sin \theta|. \end{aligned} \quad (8)$$

که در آن ω_t سرعت دورانی چرخ می‌باشد که توسط حسگر چرخ قابل ارائه است. این نکته لازم به ذکر می‌باشد که قیود مربوط به سرعت، در وسایل هوایی نیز قابل تعمیم بوده و در این وسایل نقلیه امکان ارائه سرعت طولی توسط حسگر لوله پیتوت امکان‌پذیر است.

یک پارامتر آزاد مثبت می باشد، خطای تخمین به شرط محدود بودن Ω محدود باقی خواهد ماند.

اثبات: معادله (۱۵) را می توان به شکل معادلات زیر بازنویسی نمود:

$$\begin{aligned} \dot{e}_i &= e_{i+6} - K_{1i}e_i, \\ \dot{e}_{i+6} &= H_i - K_{2i}e_i, \quad (i = 1, \dots, 6) \end{aligned} \quad (16)$$

با در نظر گرفتن ضرایب رویت گر به شکل $K_{1i} = \frac{2}{\varepsilon}$ و $K_{2i} = \frac{2}{\varepsilon^2}$ معادله (۱۶) به شکل زیر قابل بازنویسی می باشد:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_i \\ \dot{e}_{i+6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{2}{\varepsilon_i} & 1 \\ -\frac{1}{\varepsilon_i^2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_i \\ e_{i+6} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \Omega_i, \quad (i = 1, \dots, 6) \quad (17)$$

ماتریس $\begin{bmatrix} -\frac{2}{\varepsilon_i} & 1 \\ -\frac{1}{\varepsilon_i^2} & 0 \end{bmatrix}$ به ازای هر مقدار مثبتی از ε_i هورویتز بوده و مقادیر ویژه آن یکسان و برابر $-\frac{1}{\varepsilon_i}$ می باشند. از آنجایی که دینامیک خطا، یک دینامیک خطی می باشد، بنابراین به دلیل هورویتز بودن ماتریس ضرایب دینامیک خطا به صورت ورودی-محدود و خروجی-محدود پایدار خواهد بود.

نکته ۱: از آنجایی که مقادیر ویژه دینامیک خطای رویت گر به شکل $-\frac{1}{\varepsilon_i}$ می باشند، کاهش ε_i موجب افزایش سرعت پاسخ دهی رویت گر می شود.

نکته ۲: ε_i به ازای یک پارامتر آزاد طراحی، بر روی خطای ماندگار رویت گر تأثیرگذار خواهد بود. به طور مثال با فرض Ω_i ثابت، خطای حالت ماندگار $[e_i \ e_{i+6}]_{ss}^T = [\varepsilon_i^2 \Omega_i \ 2\varepsilon_i \Omega_i]^T$ بوده و با کاهش این پارامتر، خطای حالت ماندگار با درجه دوم کاهش پیدا می کند.

نکته ۳: کاهش ε_i بر روی عملکرد رویت گر به عنوان یک رویت گر بهره بالا، تأثیرگذار خواهد بود. کاهش زیاد پارامتر ε_i حساسیت به نویز اندازه گیری و خطاهای مدل سازی را افزایش می دهد.

ملاحظه ۱: پارامتر ε_i نه باید بسیار بزرگ انتخاب شود تا موجب افزایش زمان پاسخ و خطای حالت ماندگار شود و نه باید بسیار کوچک انتخاب شود تا حساسیت به نویز و خطاهای مدل سازی افزایش یابد.

خطاهای حسگرهای اینرسی هستند، به عنوان متغیرهای حالت افزوده در نظر گرفته شده است و متغیرهای حالت تعمیم یافته به شکل زیر ارائه می شوند:

$$Z = [X \ \Gamma]^T, \quad (10)$$

بر همین اساس، فرم فضای حالت برای رابطه (۴) با اضافه شدن متغیرهای حالت جدید به شکل زیر ارائه می شود:

$$\begin{aligned} \dot{Z} &= AZ + Bf^n + G\Omega, \\ y &= CZ, \end{aligned} \quad (11)$$

که در آن

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} 0_{6 \times 6} & I_{6 \times 6} \\ 0_{6 \times 6} & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix}, & B &= \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} \\ 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}, \\ C &= [I_{6 \times 6} \ 0_{6 \times 6}], & G &= \begin{bmatrix} 0_{6 \times 6} \\ I_{6 \times 6} \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (12)$$

و $\Omega = \dot{\Gamma}$ نرخ تغییر عدم قطعیت های مدل سامانه ناوبری اینرسی می باشد. این توابع، نامعلوم بوده ولی محدود فرض می شوند. به منظور طراحی یک رویت گر حالت توسعه یافته مقید، دینامیک رویت گر به شکل زیر در نظر گرفته می شود:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{Z}} &= A\hat{Z} + Bf^n + K(y - \hat{y}), \\ \hat{y} &= C\hat{Z}, \end{aligned} \quad (13)$$

که در آن K بردار ضرایب رویت گر بوده و به شکل زیر در نظر گرفته می شود:

$$K = \begin{bmatrix} K_1 \\ K_2 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$\begin{aligned} K_1 &= \text{diag}(K_{11}, K_{12}, \dots, K_{16}), \\ K_2 &= \text{diag}(K_{21}, K_{22}, \dots, K_{26}), \end{aligned}$$

که در آن K_{ji} ($j = 1, 2$), ($i = 1, \dots, 6$) بهره های رویت گر هستند. نحوه تنظیم این بهره ها جهت پایداری رویت گر پیشنهادی در قضیه ۱ ارائه شده است. دینامیک خطای رویت گر با کم کردن معادله (۸) از (۱۰) به شکل زیر ارائه می شود:

$$\dot{e} = (A - KC)e + G\Omega, \quad (15)$$

که در آن $e = Z - \hat{Z}$ بردار خطای تخمین می باشد. بر اساس قضیه ارائه شده در ادامه، انتخاب بردار ضرایب رویت گر مناسب، با فرض محدود بودن درایه های بردار Ω می تواند پایداری ورودی-محدود، خروجی-محدود رویت گر را تضمین کند.

قضیه ۱: با در نظر گرفتن ضرایب رویت گر به شکل $K_{1i} = \frac{2}{\varepsilon_i}$ و $K_{2i} = \frac{1}{\varepsilon_i^2}$ برای ($i = 1, \dots, 6$) که در آن ها ε_i

۴-۲- طراحی روی‌ت‌گر مقید

در این پژوهش از ایده تابع مانع^۱ جهت توسعه روی‌ت‌گر پیشنهادی به‌صورت مقید استفاده می‌شود. به همین منظور ابتدا قیود ارائه‌شده در بخش ۳-۲ به شکل زیر بازنویسی می‌شوند:

$$\hat{z}_i \in [z_i^{\min}, z_i^{\max}], \quad (i = 3, \dots, 6) \quad (18)$$

سپس توابع مانع به شکل زیر بر اساس قیود تعریف می‌شوند:

$$V_i(\hat{z}_i) = \begin{cases} \frac{1}{(z_i^{\min} - \hat{z}_i)^2} & \text{اگر } \hat{z}_i \leq z_i^{\min} \\ 0 & \text{اگر } z_i^{\min} \leq \hat{z}_i \leq z_i^{\max} \\ \frac{1}{(\hat{z}_i - z_i^{\max})^2} & \text{اگر } \hat{z}_i \geq z_i^{\max} \end{cases} \quad (19)$$

بر همین اساس دینامیک روی‌ت‌گر به شکل زیر ارائه می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{Z}}} &= \mathbf{A}\hat{\mathbf{Z}} + \mathbf{B}\mathbf{f}^n + \mathbf{L}(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}) - \nabla \mathbf{V}, \\ \hat{\mathbf{y}} &= \mathbf{C}\hat{\mathbf{Z}}, \end{aligned} \quad (20)$$

که در آن بردار $\nabla \mathbf{V}$ به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\nabla \mathbf{V} = [\mathbf{0}_{1 \times 2} \quad \nabla V_3 \quad \nabla V_4 \quad \nabla V_5 \quad \nabla V_6 \quad \mathbf{0}_{1 \times 6}]^T, \quad (21)$$

همچنین ∇V_i ($i = 3, \dots, 6$) به شکل زیر محاسبه می‌شود:

$$\nabla V_i = \begin{cases} \frac{2}{(z_i^{\min} - \hat{z}_i)^3} & \text{اگر } \hat{z}_i < z_i^{\min} \\ 0 & \text{اگر } z_i^{\min} \leq \hat{z}_i \leq z_i^{\max} \\ \frac{2}{(\hat{z}_i - z_i^{\max})^3} & \text{اگر } \hat{z}_i > z_i^{\max} \end{cases} \quad (22)$$

۵- پیاده‌سازی الگوریتم و بررسی نتایج

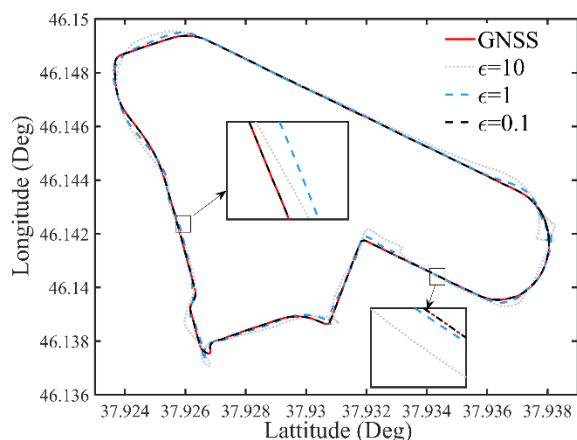
در این بخش به پیاده‌سازی عملی الگوریتم پیشنهادی در محیط آزمایش واقعی و بررسی نتایج آن پرداخته می‌شود. برای ارزیابی عملی الگوریتم پیشنهادی، از یک خودرو سمند و با نصب حسگرهای مختلف استفاده می‌شود. بر اساس شکل ۴، از سامانه داده‌برداری اینرسی MPU9250 جهت استخراج شتاب‌ها و سرعت‌های دورانی خودرو در سه محور با فرکانس ۵۰ هرتز استفاده می‌شود. داده‌های موقعیت و سرعت خودرو از سامانه موقعیت‌یاب جهانی Ublox-Neo7q

با دو فرکانس ۱ و ۱۰ هرتز دریافت شده است. در کنار این مجموعه از یک سنسور فشار HX710 و سنسور دمای KY-028 برای استخراج داده‌های هوایی با فرکانس ۵۰ هرتز استفاده می‌شود. همچنین داده‌های سرعت چرخ نیز از مجموعه کامپیوتر خودرو و توسط یک دستگاه دیاگ بلوتوثی با فرکانس ۵۰ هرتز ضبط شده است. این نکته لازم به ذکر است که از نرم‌افزار متلب/سیمولینک R2022b و یک دستگاه لپ‌تاپ با مشخصات Intel(R) Core™ i7 CPU 6500U با سرعت پردازش ۲/۵ گیگاهرتز و ۴ مگابایت کش جهت پیاده‌سازی الگوریتم و داده‌برداری استفاده شده است.

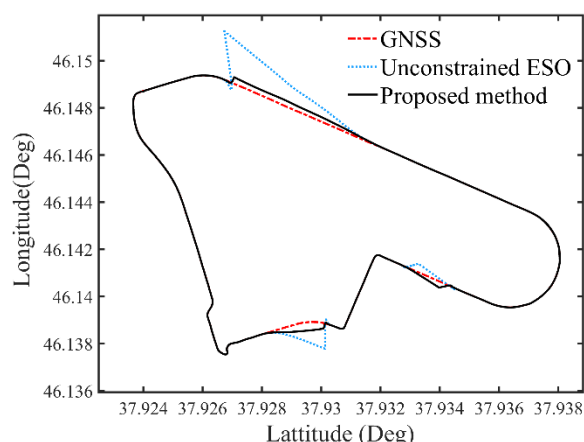
به‌منظور ارزیابی الگوریتم، سه آزمایش خودرو در محیط دانشگاه صنعتی سهند تبریز، طراحی و اجرا شده است. در آزمایش-۱ که مسیر آن در شکل ۵ ارائه شده است، خودرو از نقطه P_1 شروع به حرکت کرده و در یک مسیر صاف تا نقطه P_2 حرکت می‌کند. از نقطه P_2 تا P_3 سیستم در یک مسیر صاف قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی را تجربه می‌کند. در ادامه خودرو پس از مانورهای دینامیکی مختلف تا نقطه P_4 ادامه مسیر داده است. از نقطه P_4 تا نقطه P_5 منطقه قطعی شماره دوم برای سیستم در نظر گرفته شده است. در ادامه خودرو در هنگام بازگشت به نقطه P_1 ، قطعی سوم را در فاصله نقاط P_6 و P_7 تجربه می‌کند.

ابتدا به‌منظور تنظیم پارامترهای روی‌ت‌گر پیشنهادی، نتایج تخمین مسیر آزمایش بدون در نظر گرفتن قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی در شکل ۶ ارائه می‌شود. بر اساس شکل ۶ با کاهش پارامتر آزاد روی‌ت‌گر، سرعت پاسخ‌دهی و خطای حالت ماندگار روی‌ت‌گر کاهش چشمگیری پیدا کرده است. این نتایج با خروجی‌های ارائه‌شده در قضیه ۱ همخوانی دارد. به‌منظور مقایسه بهتر، نتایج عددی روی‌ت‌گر پیشنهادی به ازای پارامترهای مختلف در جدول ۱ ارائه شده است. بر اساس نتایج ارائه‌شده در جدول ۱ با کاهش بیش‌تر این پارامتر، واریانس خطای روی‌ت‌گر به دلیل تقویت نویز و ایجاد خطاهای عددی، شروع به افزایش نمود؛ بنابراین انتخاب $\varepsilon = 0.1$ در این پژوهش عدد مناسبی به نظر می‌رسد. نتایج روی‌ت‌گر پیشنهادی در حضور قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی برای مسیر شماره یک در شکل‌های ۷ تا ۹ ارائه شده است.

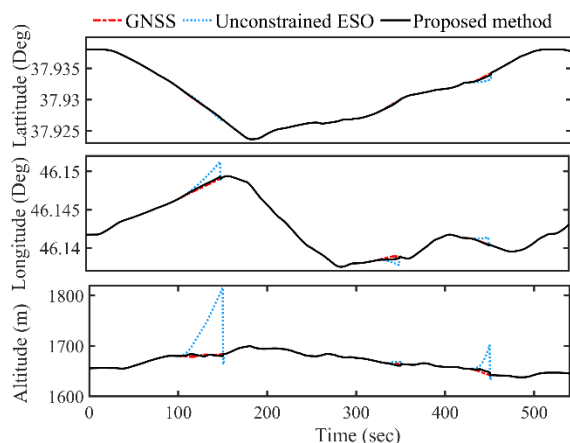
¹ Barrier function



شکل (۶): تخمین مسیر خودرو برای آزمایش ۱- به ازای پارامترهای مختلف رویت گر.



شکل (۷): مقایسه تخمین مسیر خودرو برای آزمایش ۱- در حالت مقید و نامقید.



شکل (۸): مقایسه تخمین موقعیت خودرو برای آزمایش ۱- در حالت مقید و نامقید.



(الف)



(ب)

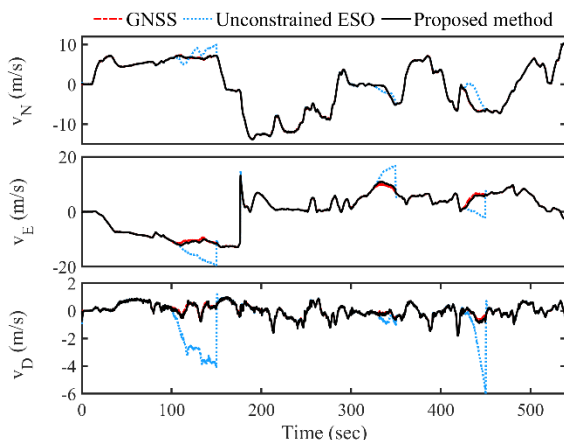
شکل (۹): دستگاه آزمایش (الف) نمای داخلی، (ب) نمای خارجی.



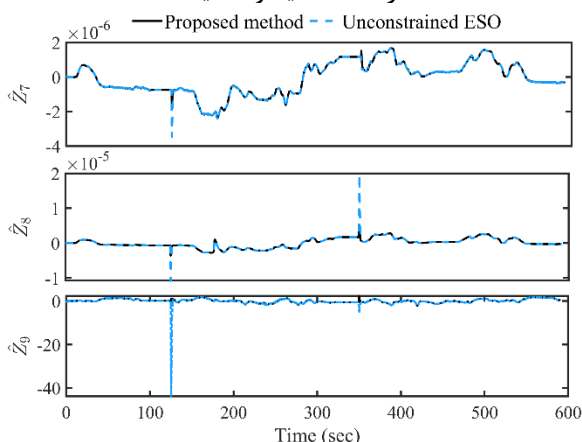
شکل (۱۰): مسیر آزمایش ۱-.

جدول (۱): خطای تخمین مسیر به ازای پارامترهای مختلف.

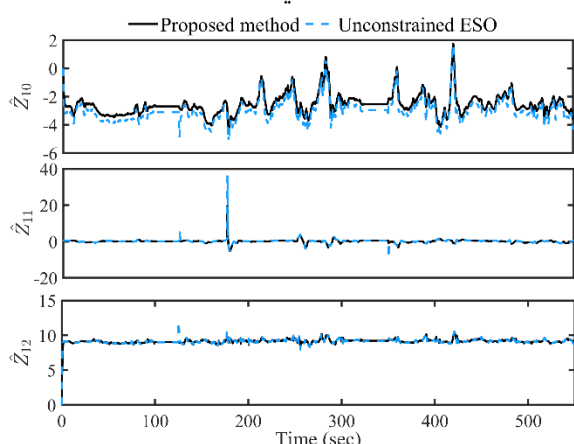
ϵ	طول از مبدأ جغرافیایی (متر)		عرض از مبدأ جغرافیایی (متر)	
	میانگین	واریانس	میانگین	واریانس
۱۰	۰/۸۴	۳۴۰	۱/۴۲	۴۹۷
۱	۰/۱۶	۴۰/۴	۰/۴	۷۶/۱۶
۰/۱	۰	۰/۱۰۲	۰	۰/۱۰۶
۰/۰۱	۰	۴۲/۶	۰	۴۳/۳۸



شکل (۹): مقایسه تخمین سرعت خودرو برای آزمایش-۱ در حالت مقید و نامقید.



شکل (۱۰): مقایسه تخمین عدم قطعیت‌های مربوط به پارامترهای موقعیت برای آزمایش-۱ در حالت مقید و نامقید.



شکل (۱۱): مقایسه تخمین عدم قطعیت‌های مربوط به پارامترهای سرعت برای آزمایش-۱ در حالت مقید و نامقید.

بر اساس شکل ۷ ریت‌گر پیشنهادی در حضور سامانه موقعیت‌یاب جهانی عملکرد مطلوبی دارد. همچنین این الگوریتم در زمان‌هایی که سامانه موقعیت‌یاب جهانی قطع می‌شود، با در نظر گرفتن قیود در استخراج متغیرهای حالت، توانایی ارائه تخمین خوبی را ارائه می‌دهد. قید در نظر گرفته بر روی ارتفاع و سرعت خودرو مانع از ایجاد خطای تخمین بالا در متغیرهای حالت شده و بر همین اساس مانع از افزایش خطای تخمین مسیر می‌شود. بر اساس شکل‌های ۸ و ۹، بیش‌ترین خطای تخمین در زمان‌های قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی در کانال عمودی سامانه ناوبری اینرسی دیده می‌شود. این خطا عمدتاً ناشی از ناپایداری کانال عمودی سامانه ناوبری اینرسی است. درنهایت، تخمین عدم قطعیت‌های مربوط به پارامترهای موقعیت و سرعت به ترتیب در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ ارائه شده‌اند.

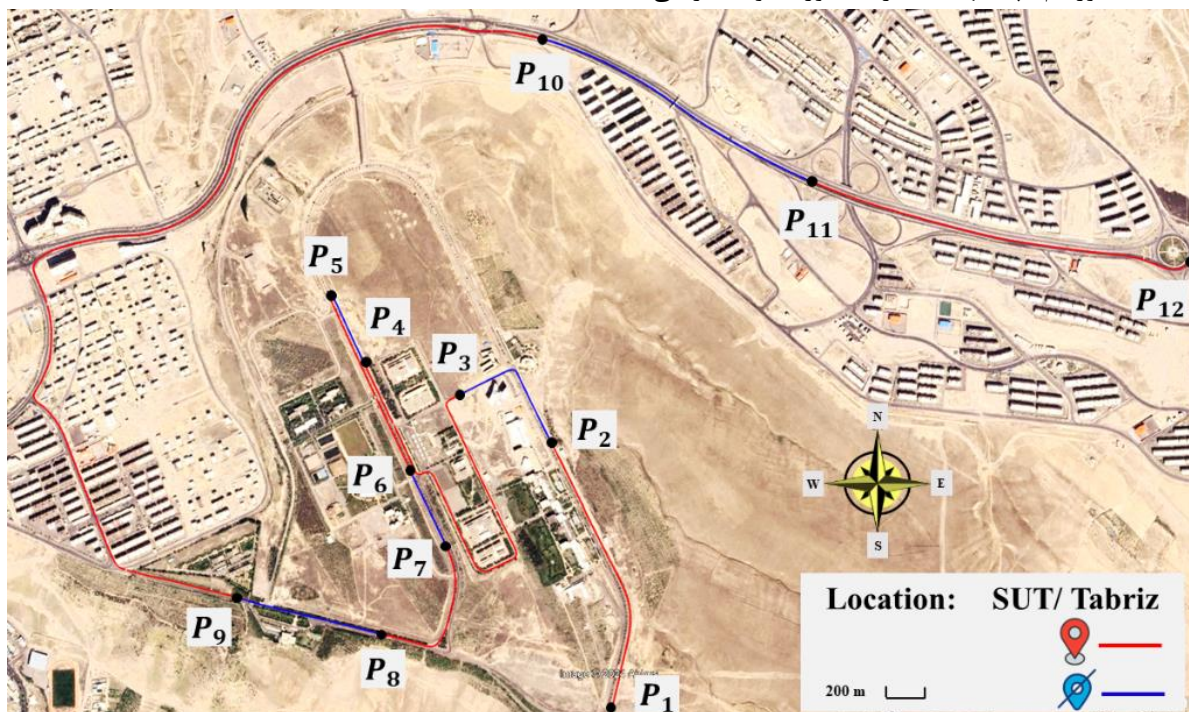
جدول ۲ به مقایسه میانگین و واریانس خطای تخمین پارامترهای ناوبری بین روش پیشنهادی و ریت‌گر حالت توسعه‌یافته می‌پردازد. بر اساس جدول ۲، الگوریتم پیشنهادی با ارائه قیود مناسب، مانع از افزایش خطای ناوبری در مواقع قطعی سامانه ناوبری جهانی شده و در نتیجه میانگین و واریانس خطای کم‌تری نسبت به روش ریت‌گر حالت توسعه‌یافته مقید ارائه می‌نماید.

جدول (۲): مقایسه خطای تخمین بین روش پیشنهادی و ریت‌گر حالت توسعه‌یافته برای آزمایش-۱.

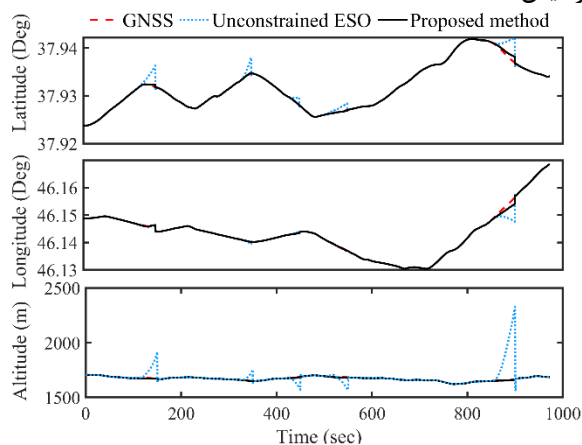
روش تخمین	روش پیشنهادی	ریت‌گر توسعه‌یافته نامقید	حالت
پارامتر	میانگین	واریانس	میانگین
L (m)	-۰/۲۶	۸/۲	۰/۳۸
l (m)	-۰/۶۷	۱۵/۲	-۱/۴۲
h (m)	۰/۰۵	۰/۵۸	۰/۸۱
v_N ($\frac{m}{s}$)	-۰/۰۰۱	۰/۰۳۵	-۰/۰۳۲
v_E ($\frac{m}{s}$)	۰/۰۰۷	۰/۰۹	۰/۰۸۷
v_D ($\frac{m}{s}$)	۰/۰۰۶	۰/۰۳۷	-۰/۰۹۷

عملکرد قابل قبولی دارد. قیود فیزیکی مانع از ناپایداری در متغیرهای حالت شده و در مواقع قطعی سامانه موقعیت یاب جهانی توانایی ارائه داده های قابل اطمینان از سرعت و موقعیت دارد. نتیجه مقایسه میانگین و واریانس خطای تخمین برای آزمایش-۲ در جدول ۳ ارائه شده است. بر اساس جدول ۳ الگوریتم پیشنهادی عملکرد بهتری در تخمین پارامترهای موقعیت و سرعت خودرو در مقایسه با روش رویت گر حالت توسعه یافته ارائه می نماید.

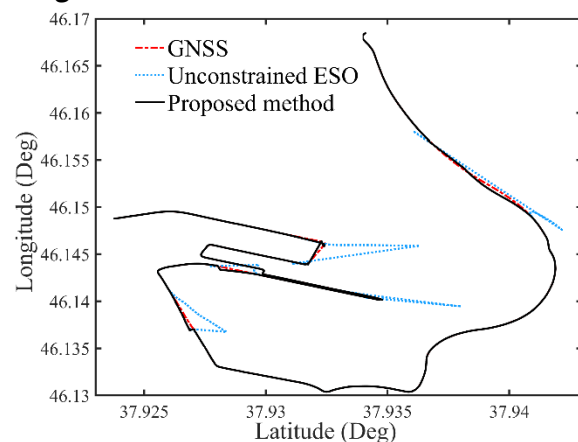
به منظور بررسی استقلال الگوریتم پیشنهادی از مسیر آزمایش، یک مسیر متفاوت در دانشگاه که در شکل ۱۲ ارائه شده است، مورد بررسی قرار می گیرد. این آزمایش که در حدود ۲۰ دقیقه انجام شده است، شامل دینامیک های مختلف حرکتی بوده و در طی مسیر خودرو با قطعی های متفاوت کوتاه و طولانی مدت مواجه می شود. نتایج تخمین مسیر، موقعیت و سرعت مربوط به این آزمایش به ترتیب در شکل های ۱۳ تا ۱۵ ارائه شده اند. بر اساس شکل های ارائه شده، الگوریتم پیشنهادی در حضور قیود فیزیکی



شکل (۱۲): مسیر آزمایش-۲.

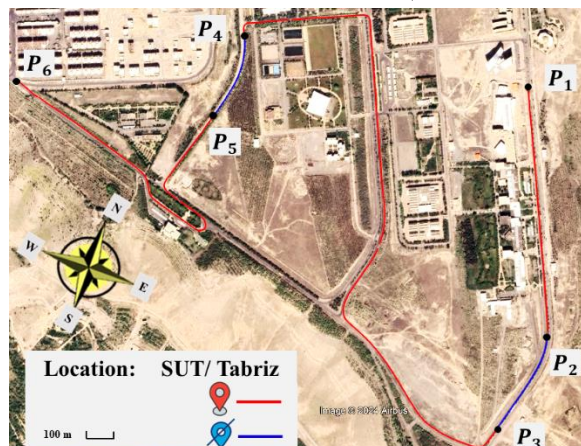


شکل (۱۴): مقایسه تخمین موقعیت خودرو برای آزمایش-۲ در حالت مقید و نامقید.

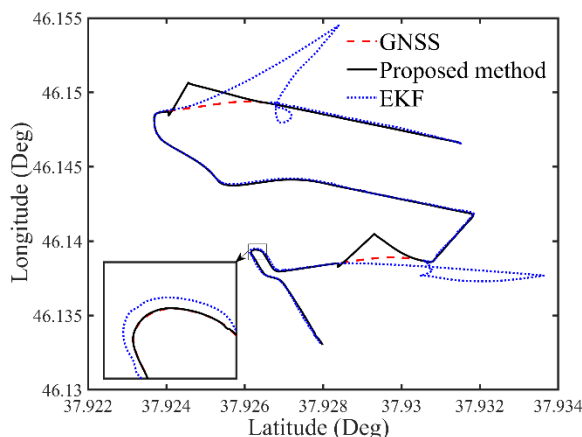


شکل (۱۳): مقایسه تخمین مسیر خودرو برای آزمایش-۲ در حالت مقید و نامقید.

ارائه یک عملکرد مناسب می‌باشد. بنابراین پارامترهای مربوط به کواریانس نویز اندازه‌گیری و فرآیند از مهم‌ترین پارامترهای تأثیرگذار در روش فیلتر کالمن بوده و به‌طور معمول به‌صورت سعی و خطا تنظیم می‌شوند. در این پژوهش نیز با تنظیم یک ماتریس کواریانس ثابت برای نویز فرآیند، درایه‌های ماتریس کواریانس نویز اندازه‌گیری به‌صورت سعی و خطا انجام‌شده و هدف ارائه یک خروجی مناسب از الگوریتم است.

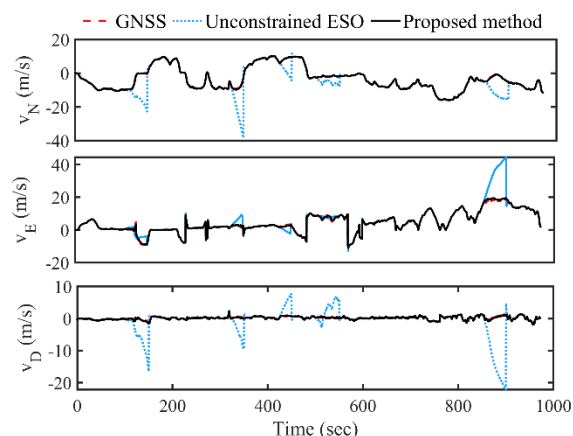


شکل (۱۶): مسیر آزمایش-۳.



شکل (۱۷): مقایسه تخمین مسیر خودرو برای آزمایش-۳ در روش پیشنهادی و فیلتر کالمن.

نتایج مقایسه الگوریتم پیشنهادی با فیلتر کالمن در مسیر آزمایش-۳، در شکل‌های ۱۷ تا ۲۱ ارائه شده است. بر اساس شکل‌های ۱۷ تا ۱۹ نه تنها الگوریتم پیشنهادی در مواقع معمول عملکرد بهتری در تخمین متغیرهای حالت ارائه کرده، بلکه در مواقع قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی با استفاده از قیود فیزیکی خود توانسته عملکرد بهتری نسبت



شکل (۱۸): مقایسه تخمین سرعت خودرو برای آزمایش-۲ در حالت مقید و نامقید.

جدول (۳): مقایسه خطای تخمین بین روش پیشنهادی و رویه‌گر حالت توسعه‌یافته برای آزمایش-۲.

رویت‌گر حالت توسعه‌یافته نامقید	رویت‌گر حالت توسعه‌یافته نامقید	رویت‌گر حالت توسعه‌یافته نامقید	رویت‌گر حالت توسعه‌یافته نامقید	رویت‌گر حالت توسعه‌یافته نامقید
پارامتر	میانگین	واریانس	میانگین	واریانس
L (m)	۰/۱۶	۱/۷	۳/۱۳	۹۷/۵
l (m)	-۰/۲۳	۲/۶	-۰/۹۴	۴۰/۶۵
h (m)	-۰/۰۶۸	۰/۲۵	۱	۵۳/۹۵
v_N ($\frac{m}{s}$)	-۰/۰۱۴	۰/۰۱	-۰/۴۳	۸/۶۶
v_E ($\frac{m}{s}$)	۰/۰۱۵	۰/۱۱	۰/۱	۰/۶۹
v_D ($\frac{m}{s}$)	-۰/۰۱	۰/۰۰۴	-۰/۱۵	۰/۸۶

به‌منظور ارزیابی عملکرد رویه‌گر پیشنهادی در مقایسه با روش‌های رایج تخمین، در ادامه نتایج این رویه‌گر با نتایج حاصل از فیلتر کالمن به‌عنوان یک روش رایج ترکیب اطلاعات سامانه‌های ناوبری ترکیبی مورد مقایسه قرار می‌گیرد. به همین منظور از داده‌های آزمایش-۳ برای این مقایسه استفاده می‌شود. شکل ۱۶ مسیر حرکت خودرو در آزمایش-۳ را نمایش می‌دهد. در این آزمایش خودرو از نقطه P_1 تا نقطه P_6 حرکت کرده و در فواصل نقاط P_2 تا P_3 و P_4 تا P_5 قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی را تجربه کرده است. این نکته لازم به ذکر می‌باشد که در فیلتر کالمن عدم قطعیت‌های مدل و نویز اندازه‌گیری به شکل یک نویز سفید با میانگین صفر و کواریانس مشخص در نظر گرفته می‌شود. و در ادامه با تنظیم ماتریس‌های کواریانس، هدف

قیود فیزیکی شامل قیود سرعت و ارتفاع با استفاده از داده های کمکی در نظر گرفته شده است تا الگوریتم توانایی ارائه عملکرد بهتر در حضور قطعی سامانه موقعیت یاب جهانی را داشته باشد. از آزمایش های میدانی جهت ارزیابی عملکرد رویت گر پیشنهادی استفاده شد. نتایج کار نشان دهنده عملکرد دقیق رویت گر پیشنهادی در مواقع کاری عادی و توانایی ارائه داده های قابل اطمینان در حضور قطعی سامانه موقعیت یاب جهانی می باشد. همچنین نتایج مقایسه ای با روش رویت گر حالت توسعه یافته و روش فیلتر کالمن، نشان دهنده کاهش چشمگیر میانگین و واریانس خطای تخمین در روش پیشنهادی نسبت به روش های مقایسه ای می باشد.

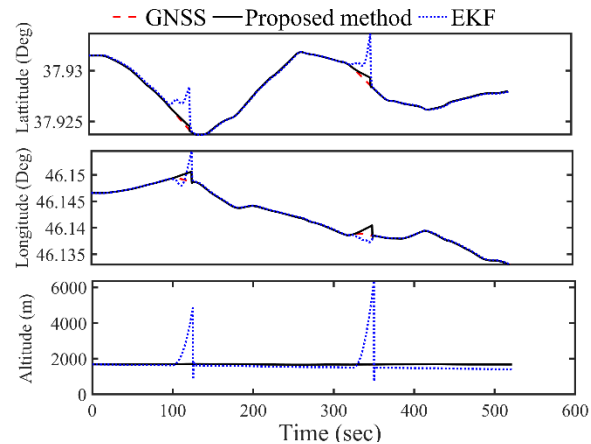
جدول (۴): مقایسه خطای تخمین بین روش پیشنهادی و فیلتر کالمن برای آزمایش-۳.

روش تخمین پارامتر	روش پیشنهادی		فیلتر کالمن	
	میانگین	واریانس	میانگین	واریانس
L (m)	۰/۵۲	۴۱/۳	۲/۵۲	۸۱/۵
l (m)	۸/۱	۹۳/۶	۹/۱	۱۱۰/۶۵
h (m)	۰/۲۱	۰/۷۸	۲/۲	۱۳۶/۹۵
v_N ($\frac{m}{s}$)	۰/۰۰۱	۰/۰۰۵	۰/۲۶	۲/۲۷
v_E ($\frac{m}{s}$)	-۰/۰۳۲	۰/۱	۰/۱۵۷	۰/۷۸
v_D ($\frac{m}{s}$)	-۰/۰۱۸	۰/۰۰۶	-۰/۳۱	۲/۱۸

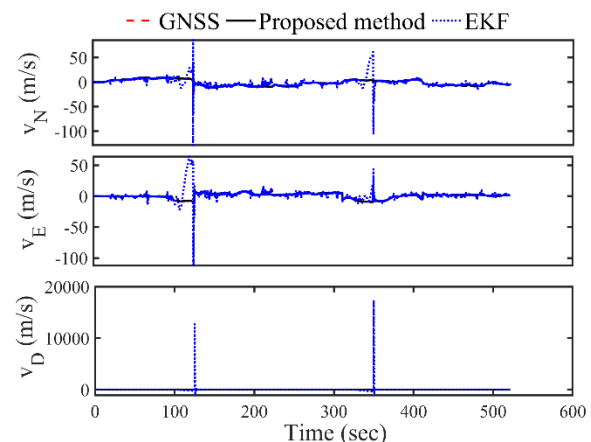
۷- فهرست علائم

L	طول از مبدأ جغرافیایی
l	عرض از مبدأ جغرافیایی
h	ارتفاع
v_N	سرعت در راستای N
v_E	سرعت در راستای E
v_D	سرعت در راستای D
R_N	شعاع نصف النهار
R_E	شعاع انحنای عرضی
C_b^n	ماتریس کسینوس جهت
f^b	بردار شتاب های سه محوره
v_x	سرعت طولی

به فیلتر کالمن ارائه نماید. فیلتر کالمن به دلیل عدم استفاده از قیود در کانال عمودی خود دچار ناپایداری شده است. در نهایت، نتیجه مقایسه میانگین و واریانس خطای تخمین بین روش پیشنهادی و فیلتر کالمن در جدول ۴ ارائه شده است. بر اساس نتایج ارائه شده در جدول ۴، الگوریتم پیشنهادی، میانگین و واریانس بسیار کمتری در خطای تخمین متغیرهای حالت ارائه کرده است.



شکل (۱۸): مقایسه تخمین موقعیت خودرو برای آزمایش-۳ در روش پیشنهادی و فیلتر کالمن.



شکل (۱۹): مقایسه تخمین سرعت خودرو برای آزمایش-۳ در روش پیشنهادی و فیلتر کالمن.

۶- نتیجه گیری

در این پژوهش به ارائه یک الگوریتم ترکیب اطلاعات در سامانه های ناوبری ترکیبی با استفاده از یک رویت گر حالت توسعه یافته مقید پرداخته شده است. در رویت گر پیشنهادی،

accuracy. Space Science and Technology. 2012; 5(3): 11-19.

[7] 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. **DOI:**

<https://doi.org/10.1016/j.asoc.2019.105917>.

[8] Nourmohammadi H, Keighobadi J. Decentralized INS/GNSS system with MEMS-grade inertial sensors using QR-factorized CKF. IEEE Sensors Journal. 2017; 17(11): 3278-3287. **DOI:**

<https://doi.org/10.1109/JSEN.2017.2693246>.

[9] Hu G, Gao S, Zhong Y. A derivative UKF for tightly coupled INS/GPS integrated navigation. ISA transactions. 2015; 56: 135-144. **DOI:**

<https://doi.org/10.1016/j.isatra.2014.10.006>.

[10] Park G. Optimal vehicle position estimation using adaptive unscented Kalman filter based on sensor fusion. Mechatronics. 2024; 99: 103144. **DOI:**

<https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2024.103144>.

[11] Zhou J, Knedlik S, Loffeld O. INS/GPS tightly-coupled integration using adaptive unscented particle filter. The Journal of Navigation. 2010; 63(3): 491-511. **DOI:**

<https://doi.org/10.1017/S0373463310000068>.

[12] Nassar S, El-Sheimy N. INS error model improvement for enhanced INS/GPS navigation during GPS signal blockage periods. Survey Review. 2006; 38(301): 563-572. **DOI:**

<https://doi.org/10.1179/sre.2006.38.301.563>.

[13] Li H, Yang G, Cai Q. Stochastic characteristic simulation method of inertial devices based on Allan variance matching. IEEE Sensors Letters. 2024. **DOI:**

<https://doi.org/10.1109/LSENS.2024.3414612>.

[14] Rafatnia S, Nourmohammadi H, Keighobadi J. Fuzzy-adaptive constrained data fusion algorithm for indirect centralized integrated SINS/GNSS navigation system. Gps Solutions, 2019; 23(3): 62. **DOI:**

<https://doi.org/10.1007/s10291-019-0845-z>.

[15] Abdolkarimi ES, Abaei G, Mosavi MR. A wavelet-extreme learning machine for low-cost INS/GPS navigation system in high-speed applications. GPS Solutions. 2018; 22: 1-13. **DOI:**

<https://doi.org/10.1007/s10291-017-0682-x>.

[16] Abdolkarimi ES, Mosavi MR. Wavelet-adaptive neural subtractive clustering fuzzy

ω_t سرعت تایر

R شعاع چرخ

θ زاویه پیچ

ψ زاویه چرخش

h_g ارتفاع ژئوئید

Ω نرخ تغییر عدم قطعیت‌ها

K_{ji} بهره رویت گر

ε_i پارامتر آزاد رویت گر

$V_i(\hat{z}_i)$ توابع مانع

۸- 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: 100827-100838. **DOI:**

<https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3096422>.

[2] Keighobadi J, Faraji J, Janabi-Sharifi F, Hamed MA. Design and experimental evaluation of block-pulse functions and Legendre polynomials observer for attitude-heading reference system. ISA transactions. 2021; 116, 232-244. **DOI:**

<https://doi.org/10.1016/j.isatra.2021.01.027>.

[3] Rafatnia S, Mirzaei M. Estimation of reliable vehicle dynamic model using IMU/GNSS data fusion for stability controller design. Mechanical Systems and Signal Processing. 2022; 168: 108593. **DOI:**

<https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2021.108593>.

[4] Rafatnia S, Nourmohammadi H, Keighobadi J, Badamchizadeh MA. In-move aligned SINS/GNSS system using recurrent wavelet neural network (RWNN)-based integration scheme. Mechatronics. 2018; 54: 155-165. **DOI:**

<https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2018.08.001>.

[5] Ghasrizadeh R, Nikkhah AA. Improved Spoofing Loosely Coupled INS/GPS with Steady State Kalman Matrix Gain. Space Science and Technology. 2023; 16(3): 37-49. **DOI:**

<https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1425>.

[6] Jafari M, Sangary A, Roshanyan J. Integrated inertial navigation with positioning system for increasing orbital module navigation

inference system to enhance low-cost and high-speed INS/GPS navigation system. GPS Solutions. 2020; 24(2): 36. **DOI:**

<https://doi.org/10.1007/s10291-020-0951-y>.

[17] Abdolkarimi ES, Mosavi MR. low-cost integrated MEMS-based INS/GPS vehicle navigation system with challenging conditions based on an optimized IT2FNN in occluded environments. GPS Solutions. 2020; 24(4): 108.

DOI: <https://doi.org/10.1007/s10291-020-01023-9>.

[18] Abdolkarimi ES, Abaei G, Selamat A, Mosavi, MR. A hybrid Type-2 Fuzzy Logic System and Extreme Learning Machine for low-cost INS/GPS in high-speed vehicular navigation system. Applied Soft Computing. 2020; 94: 106447. **DOI:** <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2020.106447>.

[19] Abdolkarimi ES, Mosavi MR. A Modified Neuro-Fuzzy System for Accuracy Improvement of Low-Cost MEMS-Based INS/GPS Navigation System. Wireless Personal Communications. 2021; 129(2): 1369-1392. **DOI:**

<https://doi.org/10.1007/s11277-023-10194-w>.

[19] Wei X, Lang P, Li J, Feng K, Zhan Y. A hybrid optimization method based on extreme learning machine aided factor graph for INS/GPS information fusion during GPS outages. Aerospace Science and Technology. 2024; 152, 109326. **DOI:** <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109326>.

[20] Nourmohammadi H, Keighobadi J. Design and experimental evaluation of indirect centralized and direct decentralized integration scheme for low-cost INS/GNSS system. GPS Solutions. 2018; 22, 1-18. **DOI:** <https://doi.org/10.1007/s10291-018-0732-z>.

[21] Khankalantary S, Sadra Rafatnia, Mohammadkhani H. Design and implementation of a centralized predictive model estimation algorithm with the fuzzy approach for in-motion alignment of a low-cost integrated INS/GPS inertial navigation system. Journal of Aerospace Mechanics. 2022; 17(4): 1-14. **DOR:** <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455323.1400.14.4.1.9>.