

علمی-پژوهشی

## ارائه یک رویکرد جدید برای دقت افزایشی سامانه تلفیق GPS/INS بر مبنای فیلتر

## پیش‌بین تفاضلی در هنگام قطع سیگنال ماهواره و اجرای آن در آزمایشگاه

حسن ماجد الحسن<sup>۱</sup> نعمت الله قهرمانی<sup>۲</sup>مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر  
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۲۴؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۶/۰۶)

## چکیده

در این مقاله، یک روش جدید به نام فیلتر کالمن پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته برای افزایش دقت سامانه تلفیق GPS/INS در هنگام قطع سیگنال ماهواره ارائه شده است. این روش در آزمایشگاه اجرا و با استفاده از سخت‌افزارهای تهیه‌شده تست و ارزیابی شده است. معادلات حاکم بر سامانه ناوبری اینرسی غیرخطی هستند. فرایند خطی‌سازی در فیلتر کالمن توسعه‌یافته باعث ایجاد خطای ناشی از تقریب خطی‌سازی می‌شود. علاوه بر این، معلوم نبودن مشخصات دقیق نویزهای اندازه‌گیری و سیستم، باعث تولید خطا در تخمین می‌شود. در روش پیشنهادی، خطاهای مدل‌سازی مثل خطای خطی‌سازی و خطای ماتریس‌های وزنی نویز معادل خطای مدل فیلتر فرض شده و با بهره‌گیری از مفاهیم کنترل پیش‌بین و با استفاده از فیلتر کالمن تعمیم‌یافته خطا تخمین زده شده و سپس جبران می‌شود. در این مقاله ابتدا معادلات کامل روش جدید پیشنهادی و روابط موردنیاز برای تلفیق سامانه GPS/INS توضیح داده شده است. سپس، با بهره‌گیری از نتایج آزمایش‌ها، روش پیشنهادی جدید با روش فیلتر کالمن توسعه‌یافته مقایسه می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که در الگوریتم جدید به دلیل توانایی آن در پیش‌بینی و جبران خطای مدل، هنگام قطع شدن سیگنال‌های گیرنده به مدت ۳۰ s، خطای موقعیت حدود ۵۰٪ کاهش می‌یابد. این روش به‌طور قابل‌توجهی عملکرد سامانه ناوبری اینرسی را بهبود می‌بخشد.

**واژه‌های کلیدی:** فیلتر کالمن پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته، سامانه ناوبری اینرسی، خطای مدل‌سازی، سامانه ناوبری یکپارچه

## Proposing a New Approach to Increase the Accuracy of the GPS / INS Integration System Based on an Incremental Predictive Filter During GPS Outage and its Implementation in the Laboratory

H. Majed Alhassan<sup>1</sup> N. Ghahremani<sup>2</sup>

Malek Ashtar University of Technology

(Received: 15/07/2021; Accepted: 28/08/2021)

## ABSTARCT

This paper proposes a new method called the generalized incremental predictive Kalman filter (GIPKF) to increase the accuracy of the integrated GPS / INS systems when the satellite signal is not available. This method is performed in the laboratory and tested and evaluated using the prepared hardware. The equations governing the inertial navigation system are nonlinear and the linearization in the extended Kalman filter causes the linearization approximation error. The uncertainties in the measurement noises and system noises also, produce errors in the estimation. In the proposed method, the model errors such as the linearization error and the weighted noise matrices errors are assumed as the model's filter error and are estimated and compensated using the concept of predictive filtering and the application of Kalman filter. In this paper first, the complete equations of the new proposed method and the relations required to integrate the GPS/INS system are explained. Then using the results of the experiments, the proposed method is compared to the extended Kalman filter method. The results show that the presented algorithm is more efficient since, when the GPS outage is about 30 seconds, the position error is reduced by about 50% due to the new method's ability to predict and compensate for the model error. This method significantly improves the performance of inertial navigation systems.

**Keywords:** Incremental Predictive Filter, Inertial Navigation System, Modeling Error, Integrated Navigation System.

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری: hassanmh@mut.ac.ir<sup>۲</sup> دانشیار (نویسنده پاسخگو): ghahremani@mut.ac.ir

## ۱- مقدمه

اخیراً فیلتر دیگری به نام فیلتر پیش‌بین مدل (MPF<sup>۱</sup>) مطرح شده که با بهره‌گیری از مفاهیم کنترل پیش‌بین و تعریف یک تابع هزینه مناسب می‌تواند خطای فیلتر کالمن را تخمین بزند. این فیلتر به صورت زمان واقعی قابل اجرا بوده ولی برخلاف فیلتر کالمن محدود به مدل‌سازی خطا به صورت نویز گوسی نیست [۱۲] و می‌تواند خطاهای دیگر مثل خطای مدل در خطی‌سازی را هم در نظر بگیرد. چند روش از خانواده MPF در مراجع [۱۳ و ۱۴] به کار رفته است. در مرجع [۱۴] یک فیلتر پیش‌بین غیرخطی فدرال<sup>۲</sup> برای تخمین خطای مدل نامعین و تعیین وضعیت یک فضاپیما بدون استفاده از جاپرو ولی با استفاده از ستاره‌یاب و سامانه موقعیت‌یابی جهانی توسعه یافته است. در این مرجع، یک الگوریتم تشخیص و جداسازی خطا برای فیلتر پیشنهادی استفاده شده است. در [۱۵] از یک فیلتر پیش‌بین برگشتی کالمن توسعه یافته<sup>۳</sup> برای تخمین خطای مدل استفاده شده است و در تلفیق داده‌های حسگرهای سامانه ناوبری اینرسی، سامانه موقعیت‌یابی جهانی و رادار روزنه مصنوعی<sup>۴</sup> مورد کاربرد قرار گرفته است. در مقاله [۱۶] یک روش با استفاده از سامانه ناوبری اینرسی دریایی و ستاره‌یاب مبتنی بر فیلتر پیش‌بین مدل برای به دست آوردن اطلاعات دقیق از موقعیت ارائه شده است. این فیلتر برای تخمین خطای مدل سیستم از اندازه‌گیری پیش‌بینی استفاده می‌کند. با این حال، در این مراجع الگوریتم MPF، به دلیل استفاده از مشتقات لی پیچیده بوده و محاسبات زیادی دارد. این باعث می‌شود که کاربرد آن در استفاده عمومی کاهش یابد. مرجع [۱۷] یک فیلتر پیش‌بین تعمیم‌یافته برای تراز اولیه سامانه ناوبری اینرسی ارائه نموده که در آن مدل سیستم خطی ثابت با زمان فرض شده است.

در این مقاله، یک روش نوین برای تخمین خطاهای نویز و مدل در فیلتر کالمن با بهره‌گیری از مفاهیم بهینه‌سازی افق محدود و کنترل پیش‌بین تفاضلی [۲۰-۱۸]، ارائه شده است. گرچه این فیلتر خطی و متغیر با زمان است، لکن معادلات فرایند ناوبری غیرخطی و متغیر با زمان می‌باشند. این فیلتر پس از تخمین خطای مدل، آن را جبران می‌کند؛ بنابراین فیلتر ارائه شده قادر است دقت تعیین موقعیت سامانه ترکیبی INS/GPS

در حال حاضر سامانه ناوبری اینرسی INS به‌عنوان یکی از مهم‌ترین روش‌های تعیین موقعیت برای کاربردهای نظامی و غیرنظامی است. خطای سامانه ناوبری اینرسی به علت خطاهای حسگرهای آن، با افزایش زمان، زیاد می‌شود [۱]. یکی از روش‌های جلوگیری از رشد خطای سامانه ناوبری اینرسی، تلفیق اطلاعات آن با اطلاعات سامانه موقعیت‌یابی جهانی GPS است. این تلفیق باعث می‌شود که خطای ناوبری تلفیقی به سمت خطای دقیق‌ترین سامانه ناوبری میل کند. مشکل سامانه موقعیت‌یابی جهانی وابستگی آن به ماهواره‌های ارسال‌کننده است. در صورتی که ماهواره‌ها ارسال سیگنال را متوقف کنند و با اینکه سیگنال‌های ارسال از ماهواره‌ها دچار اغتشاش شوند، سیستم تعیین موقعیت کارایی خود را از دست خواهد داد [۲].

روش‌های تلفیق اطلاعات مبتنی بر پالایه کالمن، با محدودیت‌هایی نظیر وابستگی به خطای مدل، خطای خطی‌سازی و نویز اندازه‌گیری باعث انحراف این فیلترها از حالت بهینه‌شده و در صورت قطع شدن سیگنال‌های ماهواره‌ای، کار آیی بالای خود را نمی‌تواند حفظ کند. خطاهای مدل‌سازی به صورت صریح معلوم نیستند. در ادبیات متداول تخمین، اغلب نویز فرایند و خطای مدل حالت از هم جدا نبوده و یک خطا محسوب می‌شود [۳]. پالایه کالمن، خطای نویز فرایند و خطای مدل را نمی‌تواند تخمین زده و جبران نماید. بدین منظور باید از روش‌های دیگری برای تخمین خطاهای مذکور استفاده نمود. روش‌های مقاوم، خطای مدل [۴] و روش‌های تطبیقی، خطای کوواریانس نویز فرایند [۵] را تخمین می‌زنند.

قطع سیگنال GPS در تلفیق اطلاعات، یکی دیگر از چالش‌های محققان در زمینه افزایش خطای ناوبری است. در مرجع [۵] یک فیلتر کالمن تطبیقی به‌منظور تلفیق داده‌های INS و GPS در زمان قطع سیگنال و جلوگیری از رشد خطای سیستم ناوبری اینرسی استفاده شده است. در مرجع [۶] یک سیستم ناوبری تلفیقی GPS/INS با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته برای کاهش خطاهای اندازه‌گیری و کاهش بار محاسباتی به کار رفته است. برای افزایش مقاومت فرایند تلفیق اطلاعات روش شبکه‌های عصبی مقاوم [۷]، فیلتر بی‌بو [۸]، فیلتر ذره‌ای [۹] و فیلتر کالمن مقاوم [۱۰ و ۱۱] در تخمین سیستم تلفیق استفاده شده است.

<sup>1</sup> Model Predictive Filtering

<sup>2</sup> Federated Nonlinear Predictive Filter

<sup>3</sup> Predictive iterated Kalman Filter

<sup>4</sup> Synthetic Aperture Radar (SAR)

فیلترهای پیش‌بین موجود، این است که ساختار آن بسیار ساده بوده و کاربردش به صورت یک فیلتر بازگشتی پیچیده نیست. برای افزایش مقاومت تخمینگر سامانه تلفیق ناوبری با استفاده از مفهوم فیلتر پیش‌بین، تابع هزینه‌ای که تابعی از خطای اندازه‌گیری و خطای مدل فیلتر جدید می‌باشد، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{J}_{k+1} = \Delta \mathbf{y}_{k+1}^T \mathbf{R}_{k+1}^y \Delta \mathbf{y}_{k+1} + \Delta \hat{\mathbf{d}}_k^T \mathbf{R}_k^d \Delta \hat{\mathbf{d}}_k \quad (1)$$

در رابطه‌ی (۱)، مؤلفه‌ی اول  $\Delta \mathbf{y}_{k+1} = \mathbf{y}_{k+1} - \hat{\mathbf{y}}_{k+1}$  خطای اندازه‌گیری،  $\mathbf{y}_{k+1}$  مرجع خروجی و  $\hat{\mathbf{y}}_{k+1}$  خروجی پیش‌بینی در گام  $k+1$  و مؤلفه‌ی دوم،  $\Delta \hat{\mathbf{d}}_k$ ، خطای مدل ناوبری است.  $\mathbf{R}^y$  و  $\mathbf{R}^d$  دو ماتریس وزنی مثبت نیمه معین بوده و برای تنظیم فیلتر می‌باشند. در روش جدید با بهینه‌سازی این تابع هزینه هم خطای اندازه‌گیری و هم خطای مدل در سامانه‌ی ناوبری کاهش می‌یابد و به این ترتیب مقاومت ناوبری تلفیقی در برابر نامعینی‌های مدل و نویز اندازه‌گیری و فرایند افزایش می‌یابد. در بخش بعدی نحوه‌ی بهینه‌سازی فیلتر بیان شده است.

### ۳- الگوریتم پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته

در این بخش، ابتدا مدل فضای حالت در حضور خطای مدل ارائه شده و بهینه‌سازی خطای مدل، مدل‌سازی سامانه ناوبری اینرسی، مدل‌سازی فضای حالت خطای سامانه ناوبری و مدل مشاهده صورت گرفته است. سپس، الگوریتم کالمن فیلتر پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته برای تلفیق داده‌های سامانه ناوبری اینرسی و سامانه موقعیت‌یابی جهانی در شرایط مهم قطع سیگنال GPS تشریح می‌شود.

#### ۳-۱- مدل فضای حالت با حضور خطای مدل

یک فرآیند غیرخطی زمان گسسته توسط رابطه زیر بیان می‌شود:

$$\mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k, \mathbf{d}_k, \mathbf{w}_k) \quad (2)$$

$$\mathbf{y}_{k+1} = h(\mathbf{x}_{k+1}, \mathbf{d}_k, \mathbf{w}_k) + \mathbf{v}_k \quad (3)$$

که در آن  $\mathbf{x}_k$  متغیرهای حالت در لحظه  $k$  ام و  $\mathbf{d}_k$  ورودی نامعلوم و  $\mathbf{w}_k$  نیز نویز فرایند و  $\mathbf{y}_k$  اندازه‌گیری سیستم و  $\mathbf{v}_k$  نیز نویز اندازه‌گیری می‌باشند. فرض می‌شود که میانگین  $\mathbf{w}_k, \mathbf{v}_k$  صفر است. تخمین اولیه حالت‌های سامانه  $\hat{\mathbf{x}}_0$  و کوواریانس آن  $\mathbf{P}_0$  است. پس از خطی‌سازی روابط (۲) و (۳)، معادلات خطی شده به صورت زیر درمی‌آیند.

را به خصوص هنگام قطع سیگنال GPS افزایش دهد. این روش با استفاده از سخت‌افزارهای تهیه‌شده در آزمایشگاه اجرا و آزمایش و ارزیابی شده است. نتایج آزمایش‌های گوناگون نشان می‌دهد که عملکرد روش پیشنهادی در هنگام قطع سیگنال سامانه موقعیت‌یابی جهانی بهتر از فیلتر کالمن توسعه‌یافته است.

این مقاله به شرح زیر سازماندهی شده است: در بخش ۲، مسئله تعریف می‌شود. در بخش ۳، روش جدید GIPKF فرموله می‌شود. در بخش ۴، مقایسه‌ای بین فیلترهای پیش‌بین تعمیم‌یافته و فیلتر کالمن توسعه‌یافته صورت گرفته و برای یک آزمایش واقعی نتایج آزمایش تشریح می‌شود. در بخش ۵، نتایج به دست آمده بیان می‌گردد.

### ۲- تعریف مسئله

مشکل اصلی سامانه ناوبری تلفیقی INS/GPS افزایش خطای موقعیت زمانی است که GPS در دسترس نیست. در این مورد، EKF شامل نه حالت خطای ناوبری است که شامل سه موقعیت، سه سرعت و سه حالت خطای زوایا می‌باشد. به دلیل مدلسازی خطای حسگرهای اینرسی، تعداد حالت‌ها به ۱۵ حالت افزایش می‌یابد که برخی از آنها مشاهده‌ناپذیرند. افزایش تعداد حالت‌ها باعث کاهش میزان مشاهده‌پذیری فیلتر و افزایش بار محاسباتی می‌شود. لذا در سامانه ناوبری تلفیقی INS/GPS به دلیل نامعینی‌های ماتریس کوواریانس اندازه‌گیری، ممکن است منجر به واگرایی فیلتر شود.

می‌خواهیم فیلتر تلفیق ناوبری به گونه‌ای طراحی شود که خطاهای مدل به درستی جبران شود. در این مقاله، فیلتر پیشنهادی برای حل مشکلات مهم فوق با پیش‌بینی و جبران خطاهای مدل ارائه شده است. این فیلتر شامل فقط ۹ حالت خطای ناوبری (سه موقعیت، سه سرعت و سه حالت خطای زوایا) می‌باشد. خطاهای مربوط به مدل ژيروسکوپ و شتاب سنج در الگوریتم ارائه شده تخمین زده شده و جبران شده است. این فیلتر، فیلتر کالمن پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته نامیده می‌شود و خطاهای مدل و نویز فیلتر را جبران می‌کند. برخلاف فیلتر کالمن، این فیلتر پیشنهادی فرض می‌کند که خطای مدل اندازه‌گیری نامعین است و با تعریف یک تابع هزینه درجه دوم این خطا را کمینه می‌کند. با محاسبه و جبران این خطا دقت تخمین حالت‌ها حتی با وجود نامعینی‌های سامانه بهبود می‌یابد. مهم‌ترین مزیت عملی فیلتر جدید نسبت به

### ۲-۳- بهینه‌سازی خطای مدل

برای دستیابی به تخمین بهینه‌ای از بردار خطای مدل، تابع هزینه‌ای برحسب این بردار و خطای تخمین اندازه‌گیری تعریف می‌گردد:

$$\min_{\Delta \hat{\mathbf{d}}_k} \mathbf{J} = (\mathbf{y}_{k+1} - \hat{\mathbf{y}}_{k+1})^T \mathbf{R}_{k+1}^y (\mathbf{y}_{k+1} - \hat{\mathbf{y}}_{k+1}) + \Delta \hat{\mathbf{d}}_k^T \mathbf{R}_k^d \Delta \hat{\mathbf{d}}_k \quad (13)$$

در این رابطه،  $\mathbf{R}^y$  و  $\mathbf{R}^d$  دو ماتریس وزنی مثبت نیمه معین است. با بهینه‌سازی تابع هزینه فوق تخمین بهینه‌ای از بردار خطای مدل در هر قدم زمانی به‌صورت زیر حاصل می‌گردد:

$$\Delta \hat{\mathbf{d}}_k = \mathbf{K}_k^{GIPKF} (\mathbf{y}_{k+1} - \mathbf{H}_1 \hat{\mathbf{x}}_k + \mathbf{H}_2 \hat{\mathbf{x}}_{k-1}) \quad (14)$$

در این رابطه بهره فیلتر پیش‌بین تعمیم‌یافته، عبارت است از:

$$\mathbf{K}_k^{GIPKF} = (\mathbf{H}_3^T \mathbf{R}_{k+1}^y \mathbf{H}_3 + \mathbf{R}_k^d)^{-1} \mathbf{H}_3^T \mathbf{R}_{k+1}^y \quad (15)$$

در هر قدم زمانی، ابتدا خطای مدل سامانه  $\Delta \hat{\mathbf{d}}_k$  با استفاده از رابطه (۱۴) محاسبه می‌گردد و سپس این خطا با استفاده از رابطه (۸) تخمین حالت‌ها را اصلاح می‌کند.

### ۳-۳- مدل‌سازی سامانه ناوبری اینرسی

در دستگاه مختصات جغرافیایی، بردار موقعیت، به‌صورت  $r = [\phi, \lambda, h]$  (که در آن به ترتیب عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع می‌باشند) و بردار سرعت، به‌صورت  $\mathbf{v}^n = [v_N, v_E, v_D]$  (مؤلفه‌های سرعت در سه جهت شمال، شرق و پایین) نمایش داده می‌شوند. روابط تعیین وضعیت، سرعت و موقعیت سامانه ناوبری اینرسی به‌صورت روابط زیر بیان می‌شود [۱۹]:

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\Omega}_{nb}^b = \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b - \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\Omega}_{in}^b + \mathbf{C}_b^n \delta \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b \quad (16)$$

در رابطه ۱۶،  $\mathbf{C}_b^n$  ماتریس دوران دستگاه بدنی به دستگاه ناوبری NED است. ماتریس  $\boldsymbol{\Omega}_{ib}^b$  یک ماتریس پادمتقارن بر حسب  $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$  می‌باشد. بیانگر نرخ چرخش بدنه نسبت به دستگاه مختصات اینرسی است و توسط ژيروسکوپ‌ها اندازه‌گیری می‌شود. همچنین،  $\delta \boldsymbol{\Omega}_{ib}^b$  یک ماتریس پادمتقارن برای  $\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b$  می‌باشد که بیانگر خطای ژيروسکوپ‌ها است.

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{G}_k^d \mathbf{d}_k + \mathbf{G}_k^w \mathbf{w}_k \quad (4)$$

$$\mathbf{y}_{k+1} = \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{v}_{k+1} \quad (5)$$

که در آن،  $\mathbf{x}_k$  بردار حالت سامانه و  $\mathbf{y}_k$  بردار اندازه‌گیری می‌باشند. ماتریس‌های ژاکوبی  $\mathbf{F}_k$  و  $\mathbf{H}_k$  ماتریس‌های سیستم و اندازه‌گیری سامانه،  $\mathbf{w}_k$  نویز سفید گوسی با میانگین صفر و کوواریانس  $\mathbf{Q}_k$  و  $\mathbf{v}_k$  نویز سفید گوسی با میانگین صفر و کوواریانس  $\mathbf{R}_k$  می‌باشند.  $\mathbf{G}_k^w$  و  $\mathbf{G}_k^d$  ماتریس‌های حساسیت حالت‌ها به خطای مدل و نویز فرآیند می‌باشد. تخمین حالت‌ها و تخمین خروجی سامانه در لحظه  $k+1$  به‌صورت زیر می‌باشند:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{x}}_k + \mathbf{G}_k^d \hat{\mathbf{d}}_k \quad (6)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_{k+1/k} = \mathbf{H}_{k+1} \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} \quad (7)$$

در فیلتر پیش‌بین برای جبران خطای مدل، عبارت  $\mathbf{G}_k^d \hat{\mathbf{d}}_k$  به رابطه پیش‌بینی حالت‌های سامانه اضافه‌شده است. بردار خطای  $\hat{\mathbf{d}}_k$  در طول یک فرآیند بهینه‌سازی در هر مرحله زمانی محاسبه می‌شود. تعیین ساختار این بردار و همچنین ماتریس توزیع خطا  $\mathbf{G}_k^d$  جزو فرایند طراحی فیلتر پیش‌بین تعمیم‌یافته است. در سامانه ناوبری اینرسی موردبحث مؤلفه‌های بردار خطا می‌توانند از جنس خطای مدل حسگرهای اینرسی باشند. در این الگوریتم، بردار خطای مدل در زمان‌های آینده با استفاده از کمینه‌سازی تابع هزینه‌ای که در افق پیش‌بینی تعریف‌شده است، به دست می‌آید.

نکته مهم در نوشتن معادلات مدل، ایجاد فرم انتگرالی در مدل است. معادلات فضای حالت زیر طوری بازنویسی شده که در آن‌ها بجای  $\hat{\mathbf{d}}_k$ ،  $\hat{\mathbf{d}}_k - \hat{\mathbf{d}}_{k-1}$  قرار گرفته است.

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = (\mathbf{I} + \mathbf{F}_k) \hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{F}_{k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{G}_k^d \Delta \hat{\mathbf{d}}_k \quad (8)$$

تخمین یک گام به جلو از خروجی سامانه با استفاده از دو رابطه (۷) و (۸) به‌صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$\hat{\mathbf{y}}_{k+1} = \mathbf{H}_1 \hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{H}_2 \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{H}_3 \Delta \hat{\mathbf{d}}_k \quad (9)$$

که در آن  $\hat{\mathbf{x}} \in \mathbb{R}^{n \times 1}$ ،  $\Delta \hat{\mathbf{d}} \in \mathbb{R}^{p \times 1}$ ،  $\hat{\mathbf{y}} \in \mathbb{R}^{m \times 1}$  و  $\mathbf{F} \in \mathbb{R}^{n \times n}$ ،  $\mathbf{H} \in \mathbb{R}^{m \times n}$ ،  $\mathbf{G}^d \in \mathbb{R}^{n \times p}$  بوده و داریم.

$$\mathbf{H}_1 = \mathbf{H}_{k+1} (\mathbf{I} + \mathbf{F}_k) \quad (10)$$

$$\mathbf{H}_2 = \mathbf{H}_k \mathbf{F}_{k-1} \quad (11)$$

$$\mathbf{H}_3 = \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{G}_k^d \quad (12)$$

$$\mathbf{F}_{rv} = \text{diag}(1/r \quad 1/r \cos \varphi \quad -1) \quad (26)$$

$$\mathbf{F}_{vv} = \begin{bmatrix} v_D/r & \mathbf{F}_{vv}(1,1) & v_N/r \\ \mathbf{F}_{vv}(2,1) & (v_D + v_N \tan \varphi)/r & \mathbf{F}_{vv}(2,3) \\ -2v_N/r & -2(\omega_{ie} \cos \varphi + v_E/r) & 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{vv}(1,1) = -2\omega_{ie} \sin \varphi + v_E \tan \varphi/r \\ \mathbf{F}_{vv}(2,1) = 2\omega_{ie} \sin \varphi + v_E \tan \varphi/r \\ \mathbf{F}_{vv}(2,3) = 2\omega_{ie} \cos \varphi + v_E/r \end{cases}$$

$$\mathbf{F}_{vr} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{vr}(1,1) & 0 & \mathbf{F}_{vr}(1,3) \\ \mathbf{F}_{vr}(2,1) & 0 & \mathbf{F}_{vr}(2,3) \\ \mathbf{F}_{vr}(3,1) & 0 & \mathbf{F}_{vr}(3,3) \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{vr}(1,1) = -2v_E \omega_{ie} \cos \varphi - v_E^2 / \cos^2 \varphi \\ \mathbf{F}_{vr}(1,3) = -v_N v_D / r^2 + v_E^2 \tan \varphi / r^2 \\ \mathbf{F}_{vr}(2,1) = 2\omega_{ie} (v_N \cos \varphi - v_D \sin \varphi) + v_E v_N / r \cos^2 \varphi \\ \mathbf{F}_{vr}(2,3) = -v_E (v_D + v_N \tan \varphi) / r^2 \\ \mathbf{F}_{vr}(3,1) = 2v_E \omega_{ie} \sin \varphi \\ \mathbf{F}_{vr}(3,3) = v_E^2 / r^2 + v_N^2 / r^2 \end{cases}$$

$$\mathbf{F}_{er} = \frac{1}{r^2} \begin{bmatrix} -\omega_{ie} r^2 \sin \varphi & 0 & -v_E \\ 0 & 0 & v_N \\ \mathbf{F}_{er}(3,1) & 0 & v_E \tan \varphi \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$\mathbf{F}_{er}(3,1) = -\omega_{ie} r^2 \cos \varphi - v_E \sec^2 \varphi$$

dt بیانگر زمان نمونه‌برداری است.

### ۳-۵- مدل اندازه‌گیری

بردار اندازه‌گیری در الگوریتم پیشنهادی برای تلفیق اطلاعات INS/GPS به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{y}_{k+1} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_{INS}^n - \mathbf{v}_{GPS}^n \\ \mathbf{r}_{INS}^n - \mathbf{r}_{GPS}^n \end{bmatrix} \quad (30)$$

معادله اندازه‌گیری سامانه به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\mathbf{y}_{k+1} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_{True}^n + \delta \mathbf{v}_{INS}^n - (\mathbf{v}_{True}^n + \delta \mathbf{v}_{GPS}^n) \\ \mathbf{r}_{True}^n + \delta \mathbf{r}_{INS}^n - (\mathbf{r}_{True}^n + \delta \mathbf{r}_{GPS}^n) \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$= \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v}_{INS}^n - \delta \mathbf{v}_{GPS}^n \\ \delta \mathbf{r}_{INS}^n - \delta \mathbf{r}_{GPS}^n \end{bmatrix} = \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{v}_{k+1}$$

$\mathbf{v}_{k+1}$  بیانگر نویز اندازه‌گیری بوده و فرض می‌شود نویز

سفید، نا همبسته و با میانگین صفر باشد.

$$\mathbf{v}_{k+1} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v}_{GPS}^n \\ \delta \mathbf{r}_{GPS}^n \end{bmatrix} \quad (32)$$

همچنین، ماتریس اندازه‌گیری برابر است با:

$$\mathbf{H}_{k+1} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$\mathbf{r}^n \begin{cases} \dot{\varphi} = v_N / r \\ \dot{\lambda} = v_E / r \cos \varphi \\ \dot{h} = -v_D \end{cases} \quad (17)$$

$$\dot{\mathbf{v}}^n \begin{cases} \dot{v}_N = f_N - (v_E / r \sin \varphi + 2\omega_{ie}) v_E \cos \varphi + v_N v_D / r + \delta f_N \\ \dot{v}_E = f_E + (v_E / r \cos \varphi + 2\omega_{ie}) v_N \sin \varphi + v_E v_D / r + 2\omega_{ie} v_D \cos \varphi + \delta f_E \\ \dot{v}_D = f_D - v_E^2 / r + v_N^2 / r - 2\omega_{ie} v_E \cos \varphi + g + \delta f_D \end{cases} \quad (18)$$

در روابط بالا  $\Omega_{nb}^b$  ماتریس سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه ناوبری است.

### ۳-۴- معادلات فضای حالت خطای ناوبری

برای یافتن مدل خطی خطای سامانه ناوبری، روش اغتشاشی برای خطی سازی معادلات غیرخطی ناوبری به کار می‌رود. معادلات دینامیکی غیرخطی سامانه ناوبری را به شکل زیر می‌نویسیم.

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{d}) \quad (19)$$

که در آن بردار  $\mathbf{x}$ ، متغیرهای حالت سامانه شامل سه متغیر مربوط به خطای موقعیت و سه متغیر مربوط به خطای سرعت و سه متغیر مربوط به خطای وضعیت بوده و بردار  $\mathbf{d}$  نیز شامل خطای خروجی شتاب سنسورها  $\delta \mathbf{f}_{ib}^b$  و ژيروسکوپ‌های نرخی  $\delta \omega_{ib}^b$  است. معادلات خطی شده خطای سامانه اینرسی با فرض  $\mathbf{G}_k^w = \mathbf{I}$  به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۹]:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{G}_k^d \mathbf{d}_k + \mathbf{w}_k \quad (20)$$

که در آن بردارهای حالت و خطا به صورت زیر می‌باشند:

$$\mathbf{x}_k = [\boldsymbol{\varepsilon}^n \quad \delta \mathbf{v}^n \quad \delta \mathbf{r}^n]^T \quad (21)$$

$$\mathbf{d}_k = [\delta \omega_{ib}^b \quad \delta \mathbf{f}_{ib}^b]^T \quad (22)$$

و ماتریس‌های سیستم به صورت زیر نوشته می‌شوند.

$$\mathbf{F}_k = \mathbf{I} + \begin{bmatrix} -\omega_{in}^n \times & \mathbf{F}_{ev} & \mathbf{F}_{er} \\ \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b \times & \mathbf{F}_{vv} & \mathbf{F}_{vr} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{F}_{rv} & \mathbf{F}_{rr} \end{bmatrix} dt \quad (23)$$

$$\mathbf{G}_k^d = \begin{bmatrix} -\mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} dt \quad (24)$$

که در آن:

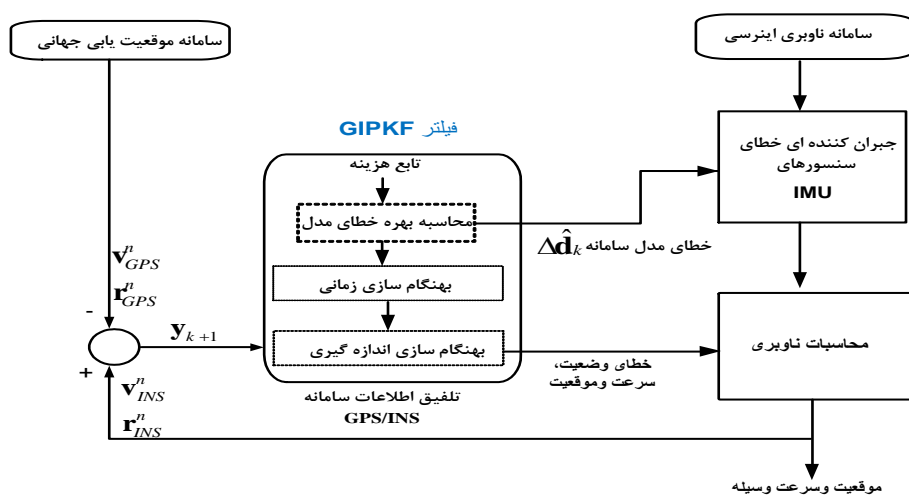
$$\mathbf{F}_{rr} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -v_N / r^2 \\ v_E \sin \varphi / r \cos^2 \varphi & 0 & -v_E / r^2 \cos \varphi \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (25)$$

پیش‌بینی تفاضلی با کمینه‌سازی یک تابع هزینه درجه دوم پیش‌بینی می‌شود. در مرحله‌ی دوم، خطای مدل پیش‌بینی شده به‌عنوان ورودی به سیستم خوانده شده و بدون اینکه حالت‌های سیستم افزایش یابد حالت‌ها و کوواریانس خطای آن‌ها به‌روز می‌شود. در نهایت، در مرحله‌ی سوم، بهنگام‌سازی اندازه‌گیری در معادلات صورت می‌پذیرد.

بدین ترتیب، مدل خطای دینامیکی سامانه با رابطه (۲۰) و مدل اندازه‌گیری با رابطه (۳۱) برای الگوریتم ارائه می‌شود. در ادامه، به پیاده‌سازی فیلتر کالمن پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته برای تلفیق اطلاعات INS/GPS پرداخته می‌شود.

### ۳-۶- الگوریتم فیلتر کالمن پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته

طبق شکل (۱) فیلتر پیشنهادی دارای سه مرحله است: در مرحله‌ی اول، خطای مدل‌سازی با استفاده از الگوریتم



شکل (۱): نمودار الگوریتم کالمن فیلتر پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته برای تلفیق اطلاعات INS/GPS

۳- هنگام‌سازی اندازه‌گیری: اندازه‌گیری جدید تخمین بهینه را به‌صورت زیر بهنگام می‌نماید:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \hat{\mathbf{x}}_{k+1} + \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{y}_{k+1} - \hat{\mathbf{y}}_{k+1}] \quad (39)$$

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T [\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_{k+1}]^{-1} \quad (40)$$

$$\mathbf{P}_{k+1} = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}] \mathbf{P}_{k+1/k} \quad (41)$$

که در آن روابط کمیت‌ها بدین‌صورت تعریف می‌شوند:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k}: \text{تخمین پسین } \mathbf{x}_k \text{ با استفاده از اطلاعات تا لحظه } k.$$

$$\hat{\mathbf{y}}_{k+1/k}: \text{تخمین پسین } \mathbf{y}_k \text{ با استفاده از اطلاعات تا لحظه } k.$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k: \text{تخمین پیشین بردار حالت سامانه در لحظه } k.$$

$$\mathbf{P}_{k+1/k}: \text{کوواریانس پسین تخمین خطای حالت در لحظه } k+1$$

$$\mathbf{P}_k: \text{کوواریانس پیشین تخمین خطای حالت در لحظه } k.$$

$$\mathbf{K}_{k+1}: \text{بهره فیلتر کالمن در لحظه } k+1$$

تخمین حالت در فیلتر کالمن پیش‌بین تفاضلی تعمیم‌یافته در سه مرحله‌ی محاسبه خطای مدل ناوبری، بهنگام‌سازی زمانی و بهنگام‌سازی اندازه‌گیری انجام می‌گیرد که در ادامه به شرح آن‌ها پرداخته می‌شود.

۱- محاسبه بهره خطای مدل:

$$\mathbf{K}_k^{GIPKF} = (\mathbf{H}_3^T \mathbf{R}_{k+1} \mathbf{H}_3 + \mathbf{R}_k^d)^{-1} \mathbf{H}_3^T \mathbf{R}_{k+1}^{-1} \quad (34)$$

خطای مدل سامانه،  $\Delta \hat{\mathbf{d}}_k$  به‌صورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$\Delta \hat{\mathbf{d}}_k = \mathbf{K}_k^{GIPKF} (\mathbf{y}_{k+1} - \mathbf{H}_1 \hat{\mathbf{x}}_k + \mathbf{H}_2 \hat{\mathbf{x}}_{k-1}) \quad (35)$$

۲- هنگام‌سازی زمانی:

در این مرحله، مقادیر میانگین و کوواریانس متغیرها و اندازه‌گیری بهنگام می‌شوند.

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = (\mathbf{I} + \mathbf{F}_k) \hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{F}_{k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{G}_k^d \Delta \hat{\mathbf{d}}_k \quad (36)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_{k+1/k} = \mathbf{H}_{k+1} \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} \quad (37)$$

$$\mathbf{P}_{k+1/k} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_k \mathbf{F}_k^T + \mathbf{G}_k^w \mathbf{Q}_k \mathbf{G}_k^{wT} \quad (38)$$



(الف)



(ب)

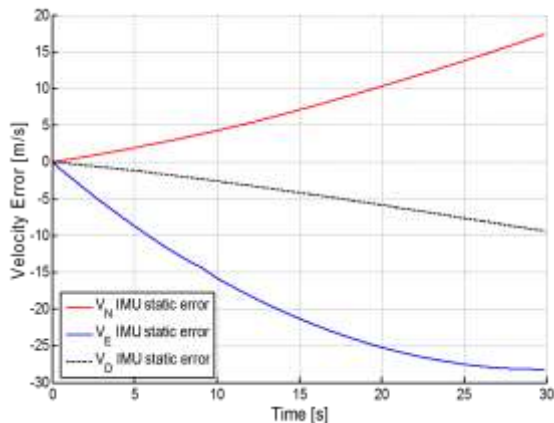


(پ)

شکل (۲): سخت‌افزارهای سامانه تلفیقی INS/GPS: (الف) واحد اندازه‌گیری اینرسی ADIS16488، (ب) گیرنده GPS، (پ) سخت‌افزارهای جانبی آزمایشگاه.

#### ۴-۲- خطای ناوبری اینرسی

در شکل‌های ۳ و ۴ رشد خطای مؤلفه‌های موقعیت و سرعت سامانه اینرسی در مدت‌زمان ۳۰ s در حالت سکون خودرو نشان داده شده است.



شکل (۳): خطای سرعت سامانه اینرسی

#### ۴- تحلیل نتایج آزمایش الگوریتم پیشنهادی در آزمایشگاه ناوبری

در این بخش عملکرد فیلتر پیشنهادی در تست واقعی تحلیل خواهد شد. برای ارزیابی الگوریتم ارائه شده در تخمین متغیرهای حالت سامانه ناوبری اینرسی، ابتدا این الگوریتم روی سخت‌افزارهای آزمایشگاهی پیاده‌سازی شده و با انجام تستهای گوناگون از صحت عملکرد نرم‌افزارها و سخت‌افزارها اطمینان حاصل شده است. سپس، سامانه تلفیقی INS/GPS، در یک خودرو آزمایش تعبیه و سناریوهای تست الگوریتم پیشنهادی طراحی و اجرا شده است.

#### ۴-۱- معرفی سخت‌افزارهای آزمایشگاهی

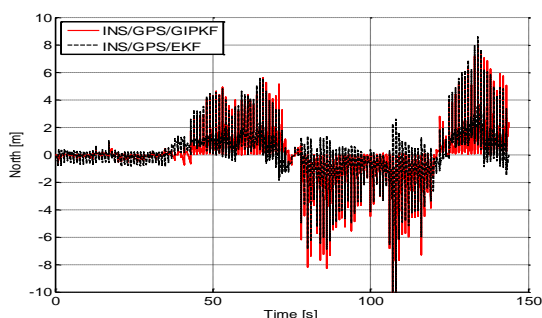
در تست‌ها، از گیرنده GPS و واحد اندازه‌گیری اینرسی ADIS16488A استفاده شده است. زمان نمونه‌برداری برای سامانه ناوبری اینرسی، برابر  $0.1\text{ s}$  و برای GPS ۱ ثانیه در نظر گرفته شده است. در جدول (۱) مشخصات حسگرهای اینرسی ADIS16488A ارائه شده است.

جدول (۱): مشخصات حسگرهای

اینرسی ADIS16488A [۲۱]

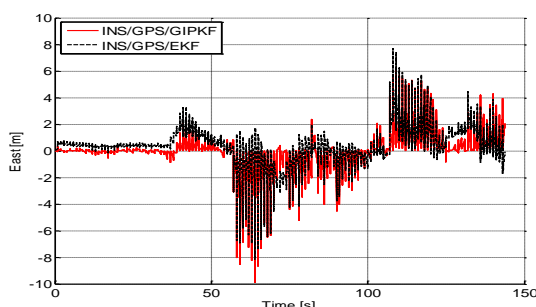
Gyroscopes Parameter		
Bias Repeatability <sub>1, 2</sub>	$\pm 0.2$	%/sec
In-Run Bias Stability <sub>1</sub> $\sigma$	5/1	%/hr
Angular Random Walk <sub>1</sub> $\sigma$	0.26	%/hr
Bias Temperature Coefficient	$\pm 0.025$	%/sec/°C
Output Noise	0.135	%/sec rms
Rate Noise Density	0.059	%/sec/√Hz rms
Accelerometers Parameter		
Bias Repeatability <sub>1, 2</sub>	$\pm 16$	mg
In-Run Bias Stability <sub>1</sub> $\sigma$	0.07	mg
Velocity Random Walk <sub>1</sub> $\sigma$	0.29	m/sec/√hr
Bias Temperature Coefficient	$\pm 0.1$	mg/°C
Repeatability <sub>1</sub>	$\pm 0.5$	%
Output Noise	1/29	mg rms
Noise Density	0.63	mg/√Hz rms

سخت‌افزار و لوازم تست سامانه ناوبری تلفیقی در شکل ۲ نشان داده شده است.



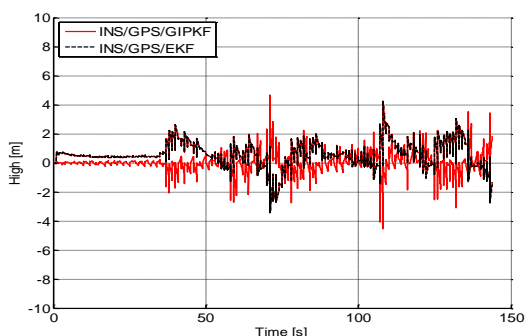
شکل (۶): مقایسه خطای موقعیت شمال بدون قطع

سیگنال GPS



شکل (۷): مقایسه خطای موقعیت شرق بدون قطع

سیگنال GPS



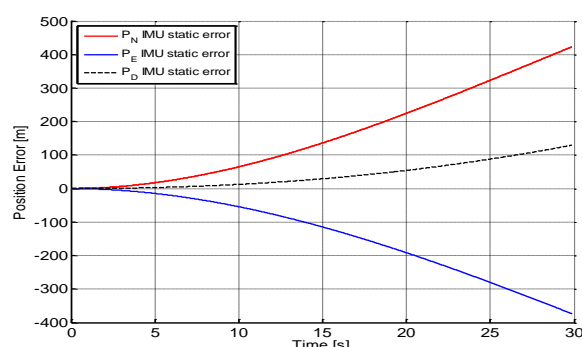
شکل (۸): مقایسه خطای ارتفاع بدون قطع سیگنال GPS

به منظور بررسی دقیق عملکرد الگوریتم ارائه شده، میانگین خطاها و انحراف معیار آن‌ها در حالتی که در سیگنال ارسالی GPS قطعی وجود ندارد، در جدول ۲ آمده است. بر اساس این جدول الگوریتم پیش‌بین تفاضلی ارائه شده از دقت بسیار بالایی در تخمین موقعیت خودرو نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته برخوردار است.

جدول (۲): مقایسه نتایج الگوریتم‌های GIPKF و EKF بدون

قطع سیگنال GPS

فیلتر کالمن توسعه یافته		فیلتر پیش‌بین تفاضلی		خطای کانال
std( $\pm 1\sigma$ )	mean	std( $\pm 1\sigma$ )	mean	
۱/۳۲	۰/۰۸	۱/۱۶	۰/۰۳	شمال (m)
۱/۱۳۵	۰/۳۶	۱/۰۳	۰/۰۳	شرق (m)
۰/۸۸	۰/۵۵	۰/۵۱	۰/۰۲۳	ارتفاع (m)

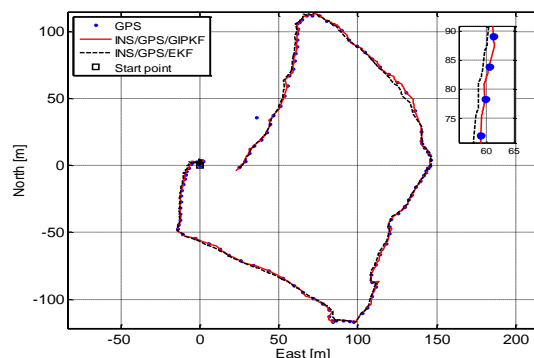


شکل (۴): خطای موقعیت سامانه اینرسی

همان طوری که مشاهده می‌شود، خطای ناوبری بازمان شدت افزایش می‌یابد. حتی اگر خطاهای حسگرهای اینرسی تا حد خوبی تخمین زده شده و جبران گردد، بازهم با افزایش زمان خطای ناوبری افزایشی خواهد بود. این به معنی آن است که سامانه ناوبری اینرسی بدون سامانه کمکی، به تنهایی قادر نخواهد بود خطای تعیین موقعیت را تا حد مطلوب در کاربردهای موشکی و فضایی کاهش دهد؛ بنابراین، تلفیق داده‌های اینرسی با یک سامانه کمکی مثل GPS ضروری است.

### ۳-۴- مقایسه نتایج الگوریتم GIPKF با EKF بدون قطع سیگنال GPS

اینجا الگوریتم پیشنهادی برای تلفیق داده‌های تلفیقی INS و GPS را در حال حرکت خودرو اجرا نموده و نتایج حاصل از تست را ذخیره می‌کنیم. در شکل ۵ مسیر حرکت خودرو نشان داده شده است. این تست در طول زمان ۱۴۴ ثانیه انجام شده و در طول تست سیگنال سامانه موقعیت‌یابی جهانی بدون قطعی بوده است. خطای موقعیت شمال، شرق و ارتفاع در اشکال ۶ تا ۸ رسم شده است. همچنین نتایج الگوریتم ارائه شده GIPKF با الگوریتم EKF مقایسه شده است. الگوریتم پیش‌بین تفاضلی ارائه شده، عملکرد خوبی را در تخمین مسیر مرجع از خود نشان می‌دهد.

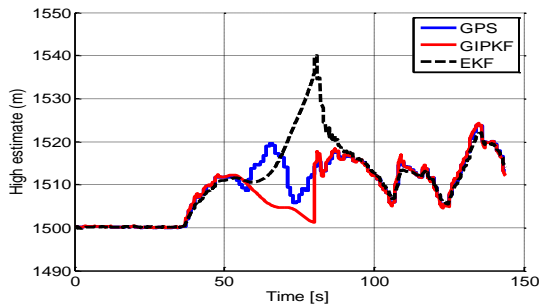


شکل (۵): مسیر حرکت واقعی و تلفیقی بدون قطع سیگنال GPS



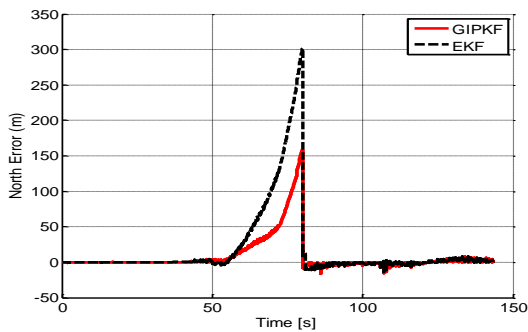
#### ۴-۴- مقایسه خطای الگوریتم‌های EKF و GIPKF در حالت قطع سیگنال GPS

اینجا نتایج تست الگوریتم‌های GIPKF و EKF را در حالت قطع سیگنال GPS باهم مقایسه می‌کنیم. در شکل ۹ نمودار مسیر حرکت خودرو رسم شده است. در این آزمایش، در یک بازه زمانی ۳۰ s (از ۵۰ s تا ۸۰ s) سیگنال موقعیت‌یاب جهانی قطع شده است. نتایج تخمین مؤلفه‌های موقعیت شمال، موقعیت شرق و ارتفاع، هنگام قطع سیگنال GPS، در شکل‌های ۱۰ تا ۱۲ نشان داده شده است.

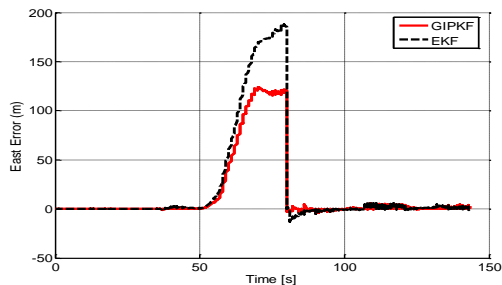


شکل (۱۲): مقایسه ارتفاع هنگام قطع سیگنال GPS

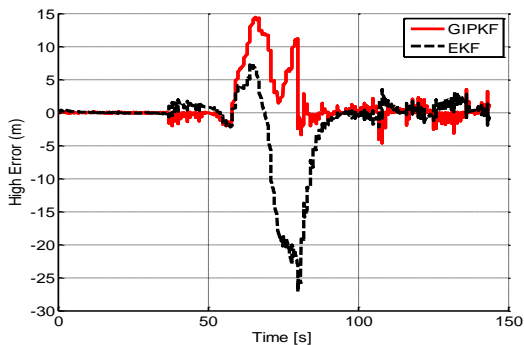
همچنین خطاهای مربوط به موقعیت شمال، شرق و ارتفاع در شکل‌های ۱۳ تا ۱۵ ارائه شده است.



شکل (۱۳): مقایسه خطای موقعیت شمال هنگام قطع سیگنال GPS

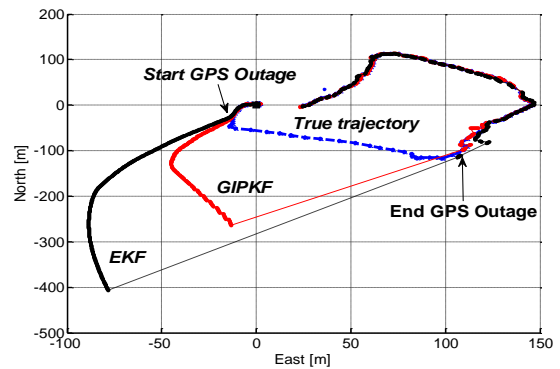


شکل (۱۴): مقایسه خطای موقعیت شرق هنگام قطع سیگنال GPS

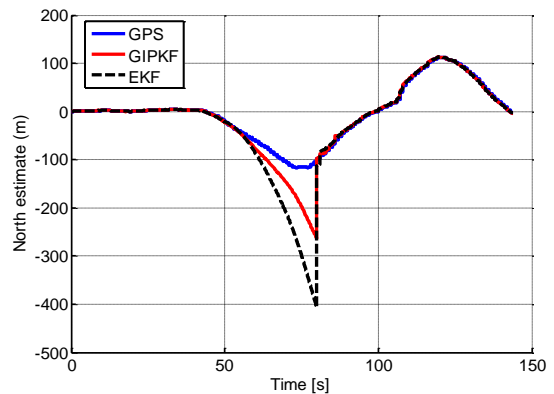


شکل (۱۵): مقایسه خطای ارتفاع هنگام قطع سیگنال GPS

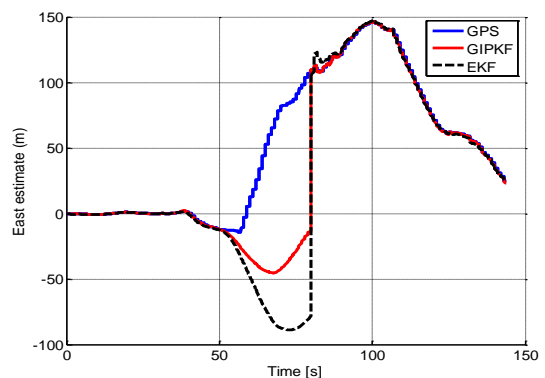
همان‌گونه که از این اشکال به خوبی قابل‌رؤیت است، روش GIPKF دارای خطای تخمین کمتری نسبت به روش EKF است.



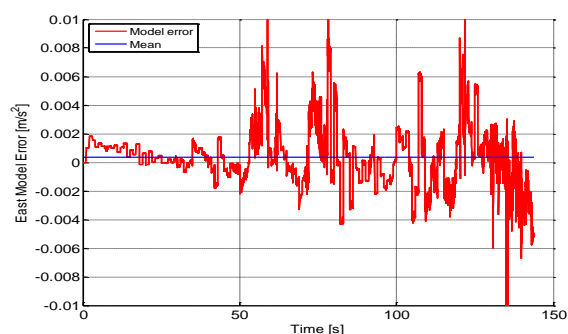
شکل (۹): مسیر حرکت خودرو هنگام قطع سیگنال GPS



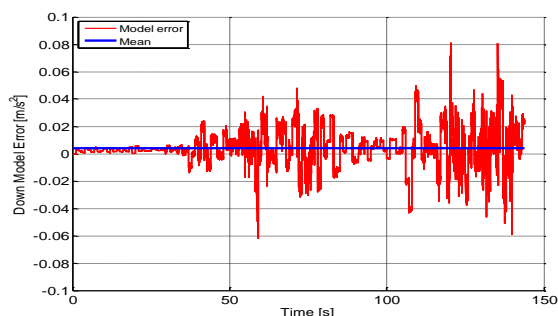
شکل (۱۰): مقایسه موقعیت شمال هنگام قطع سیگنال GPS



شکل (۱۱): مقایسه موقعیت شرق هنگام قطع سیگنال GPS



شکل (۱۷): خطای مدل حسگر شرق



شکل (۱۸): خطای مدل حسگر عمودی

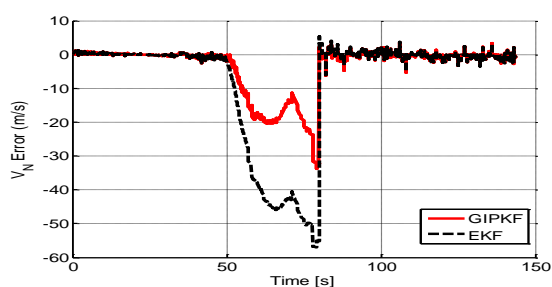
در جدول ۴ متوسط زمانی خطای مدل در هر کانال و انحراف از معیار آن که الگوریتم GIPKF تخمین زده، آمده است.

جدول (۴): میانگین و انحراف از معیار خطای

مدل الگوریتم GIPKF

مدل حسگر	میانگین خطا	انحراف از معیار
شمال (m/s <sup>2</sup> )	۰/۰۰۱۰۵۸۶	۰/۰۰۱۵۰۶۷
شرق (m/s <sup>2</sup> )	۰/۰۰۰۳۴۲	۰/۰۰۱۹۸
عمودی (m/s <sup>2</sup> )	۰۰۴۰۲	۰/۰۱۲۶۹

خطای سرعت در محورهای شمال، شرق و پایین در شکل‌های ۱۹ تا ۲۱ ارائه شده است. همان‌گونه که از این اشکال به خوبی قابل رؤیت است، روش GIPKF به خاطر تخمین خطای مدل دارای تخمین کمتری نسبت به فیلتر کالمن توسعه یافته است.



شکل (۱۹): مقایسه خطای سرعت شمال

برای مقایسه دقیق‌تر دو الگوریتم تخمین استفاده‌شده در این مقاله، در جدول ۳ میانگین و انحراف معیار خطای تخمین هر دو الگوریتم ارائه شده است. بر اساس این جدول، الگوریتم GIPKF عملکرد مطلوب‌تری نسبت به الگوریتم EKF در کاهش میانگین و انحراف معیار خطای تخمین دارد و این موضوع سبب افزایش دقت تعیین موقعیت خودرو می‌شود؛ به‌ویژه هنگامی که به هر علت اطلاعات سامانه کمک ناوبری مخدوش و یا قطع شود.

جدول (۳): مقایسه خطای الگوریتم‌های تلفیق GIPKF و

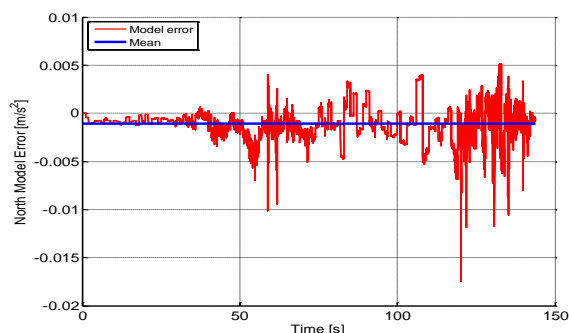
EKF موقع قطع سیگنال GPS

الگوریتم EKF		الگوریتم GIPKF		خطا
std(±1σ)	mean	std(±1σ)	mean	
۴۸/۷۱	۱۶/۱۸	۲۳/۹۳	۸/۵۲	موقعیت شمال (m)
۵۰/۳۰	۲۰/۴۹	۳۳/۹۱	۱۴/۲۱	موقعیت شرق (m)
۶/۱۴	۱/۶۷	۳/۳	۱/۱۲	ارتفاع (m)
۱۵/۸	۷/۴۶	۷/۵۹	۳/۵۵	سرعت شمال (m/s)
۷/۹۶	۲/۲۳	۴/۵۷	۰/۷۲	سرعت شرق (m/s)
۱/۳۰	۰/۴۸	۰/۹۵	۰/۰۲	سرعت (پایین) (m/s)

#### ۴-۵- تخمین خطای مدل با استفاده از الگوریتم

#### GIPKF و جبران آن در فرایند تعیین موقعیت

قبلاً در تشریح یکی از مزایای مهم روش پیشنهادی بیان شد که روش GIPKF قادر به تخمین خطای مدل و جبران آن در فرایند ناوبری است. مقایسه خطای الگوریتم‌های GIPKF و EKF در حالت قطع سیگنال را در اشکال (۱۳ تا ۱۵) دیدیم. افزایش دقت در روش پیشنهادی GIPKF به خاطر همین مزیت است. در شکل‌های ۱۶ تا ۱۸ خطای مدل حسگرهای شمال، شرق و عمودی (پایین) آمده است. در این اشکال متوسط زمانی خطاهای مدل در سه کانال رسم شده است. متوسط زمانی خطای مدل در هر کانال تخمین خوبی برای آن است.

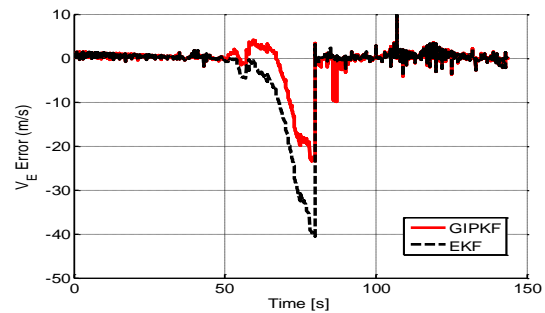


شکل (۱۶): خطای مدل حسگر شمال

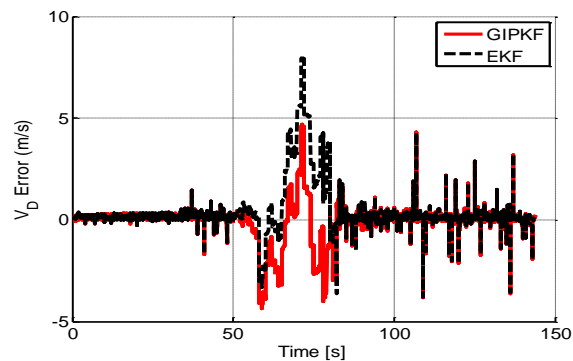
بالای آن در ناوبری تلفیقی در شرایط بحرانی مثل قطع سیگنال سامانه موقعیت‌یابی کمکی از نقاط قوت هستند که در تعیین موقعیت سامانه‌های موشکی و فضایی روش پیشنهادی می‌تواند استفاده شود.

## ۶- مراجع

1. Titterton, D., J.L. Weston, and J. Weston, "Strapdown inertial navigation technology". Vol. 17, 2004
2. Sun, R. et al. Robust "IMU/GPS/VO integration for vehicle navigation in GNSS degraded urban areas". IEEE Sensors Journal, Vol. 20, No.17, pp. 10110-10122. 2020
3. Farrell, J. "Aided navigation: GPS with high rate sensors". 2008: McGraw-Hill, Inc.
4. Ghanbarpourasl, H. "A new robust quaternion-based initial alignment algorithm for stationary strapdown inertial navigation systems". Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, p. 0954410020920473. 2020
5. Yan, F. et al. "An Intelligent Adaptive Kalman Filter for Integrated Navigation Systems". IEEE Access, Vol. 8, p. 213306-213317. 2020
6. Anbu, N.A. and D. Jayaprasanth. "Integration of Inertial Navigation System with Global Positioning System using Extended Kalman Filter". in 2019 International Conference on Smart Systems and Inventive Technology (ICSSIT). 2019. IEEE.
7. Aslinezhad, M. A. Malekijavan, and P. Abbasi, "ANN-assisted robust GPS/INS information fusion to bridge GPS outage". EURASIP Journal on Wireless Communications and Networking, Vol. 1, pp. 1-18. 2020
8. Hu, G. et al. "Unscented kalman filter with process noise covariance estimation for vehicular INS/GPS integration system". Information Fusion, Vol. 64, pp. 194-204. 2020
9. Lin, M. and B. Kim, "Extended Particle-Aided Unscented Kalman Filter Based on Self-Driving Car Localization". Applied Sciences, Vol. 10, No.15, p. 5045. 2020
10. Dong, Y. et al. "Tightly coupled GNSS/INS integration with robust sequential kalman filter for accurate vehicular navigation". Sensors, Vol. 20, No. 2, pp. 561, 2020.
11. Liu, X. et al. "Interacting Multiple Model UAV Navigation Algorithm Based on a Robust Cubature Kalman Filter". IEEE Access, Vol. 8, pp. 81034-81044, 2020.
12. Crassidis, J.L. and F.L. Markley, "Predictive Filtering for Nonlinear Systems". Journal of Guidance Control Dynamics, Vol. 20, No. 3, pp. 566-572. 1997.
13. Cao, L. and H. Li, "Norm-constrained predictive filtering for attitude estimation". Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 230 No. 10. pp. 2000-2006, 2016.
14. Zhang, L. et al. "Federated nonlinear predictive filtering for the gyroless attitude determination system". Advances in Space Research, Vol. 58 No. 9, pp. 1671-1681, 2016.



شکل (۲۰): مقایسه خطای سرعت شرق



شکل (۲۱): مقایسه خطای سرعت عمودی

## ۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، یک رویکرد جدید برای دقت افزایشی سامانه تلفیق GPS/INS بر مبنای فیلتر پیش‌بین تفاضلی در هنگام قطع سیگنال ماهواره در حضور خطای نامعین در مدل‌سازی سامانه ناوبری اینرسی ارائه شده است. این روش پیشنهادی فرض می‌کند که خطای مدل اندازه‌گیری‌ها نامعین است و با تعریف یک تابع هزینه درجه دوم در یک افق محدود این خطا را کمینه می‌کند. تخمین و جبران این خطا دقت تخمین حالت‌ها و در نتیجه دقت ناوبری را با وجود نامعینی‌های مدل سامانه بهبود می‌بخشد. مزیت دیگر روش جدید نسبت به روش‌های پیش‌بین موجود، این است که ساختار آن بسیار ساده بوده و اجرای آن در کامپیوتر پرواز به‌صورت یک فیلتر برگشتی پیچیده نیست.

این روش در آزمایشگاه اجرا و با استفاده از سخت‌افزارهای تهیه‌شده تست و ارزیابی شده است. از نتایج مهم به‌دست آمده در تست با سخت‌افزارهای واقعی، دقت افزایشی تخمین موقعیت و سرعت در مقایسه با فلتر کالمن توسعه‌یافته با نسبت ۵۰ در صد افزایش در طول ۳۰ s قطع سیگنال GPS بوده است. به‌طور خلاصه، سهولت پیاده‌سازی الگوریتم پیشنهادی و دقت

18. Ghahramani, N.O. and F. Towhidkhalah, "Constrained incremental predictive controller design for a flexible joint robot". ISA transactions, Vol. 48, No.3, pp. 321-326, 2009.
19. Jekeli, C., "Inertial navigation systems with geodetic applications". 2012: Walter de Gruyter.
20. Yadegari, A., Nazari M.S. and Ghahramani, N.O. "Application and Evaluation of Laguerre Functions in Helicopter Flight Control System Designed by Model Predictive Control", Aerospace Mechanics Journal, Vol. 15, No. 1, pp. 25-38, 2018. (In Persian)
21. ADIS16488A "Tactical grade inertial sensor", Datasheet for Analog Devices, <http://www.analog.com>, 2018.
15. Fang, J. and X. Gong, "Predictive iterated Kalman filter for INS/GPS integration and its application to SAR motion compensation". IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, Vol. 59, No.4, pp. 909-915, 2009.
16. Qiuying, W., et al. "Integrated navigation method using marine inertial navigation system and star sensor based on model predictive filtering". in 2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS). 2018. IEEE.
17. Fathi, M., et al., "Incremental predictive Kalman filter for alignment of inertial navigation system". Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, p.0954410018794324, 2018.