Archive of SID



علمی- پژوهشی

# طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم تخمین متمرکز مدل پیش‌بین با تقریب فازی برای هم‌راستایی در حرکت سامانه ناوبری اینرسی ترکیبی ارزان قیمت INS/GPS

سعید خان‌کلانتری [۱]
دانشکده مهندسی برق
دانشگاه خواجه‌نصیرالدین طوسی

صدرا رفعت‌نیا [۲]
دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه تبریز

حسن محمدخانی [۳]
دانشکده هوافضا
دانشگاه امام حسین(ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۱/۱۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۷/۰۲)

## چکیده

تعیین جهات بردارهای سیستم ناوبری اینرسی بر اساس جهات سیستم مرجع (هم‌ترازی) یکی‌از مهم‌ترین مولفه‌های سیستم ناوبری خودروها می‌باشد. در این سیستم‌ها به‌دلیل نیاز به دقت بالا و عکس‌العمل سریع، هم‌ترازی در حرکت مورد توجه قرار می‌گیرد. در فرآیند هم‌ترازی در حرکت، به‌دلیل وجود خطاهای تصادفی در داده‌های حسگرهای واحد اندازه‌گیری اینرسی، استفاده از الگوریتم تلفیق مناسب برای ترکیب خروجی حسگرهای اینرسی و سامانه موقعیت‌یاب جهانی ضروری است. به‌همین دلیل در این مقاله به ارائه یک الگوریتم تلفیق مناسب برای هم‌ترازی در حال حرکت سیستم ناوبری اینرسی ترکیبی پرداخته می‌شود. برای این منظور در رویکردی جدید یک تخمین‌زن پیش‌بین با افق فازی ارائه خواهد شد، که در آن جهت افزایش دقت و همچنین کاهش بار محاسباتی، افق تخمین متناسب با مانور خودرو و به‌صورت فازی تغییر می‌کند. برای صحه‌گذاری بر الگوریتم ارائه شده در این مقاله از آزمایش خودرو استفاده شده است. نتایج حاصل از آزمایش نشان می‌دهد که با استفاده از فیلتر پیشنهادی، دقت تخمین متغیرهای حالت ناوبری اینرسی نسبت به سایر روش‌های متداول، همچون فیلتر کالمن به میزان قابل توجهی افزایش خواهد یافت. همچنین الگوریتم ارائه شده در این مقاله قوام بیش‌تری را نسبت به فیلتر کالمن در مقابل عدم قطعیت مدل‌سازی و اغتشاشات خواهد داشت.

**واژه‌های کلیدی:** سیستم ناوبری اینرسی ترکیبی، موقعیت‌یاب جهانی، هم‌ترازی در حرکت، تخمین پیش‌بین، افق فازی

# 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

**S. Khankalantary**
Electrical Engineering Department
K.N.T University of Technology

**S. Rafatnia**
Mechanical Engineering Department
University of Tabriz

**H. Mohammadkhani**
Aerospace Engineering Department
Imam Hossein University

**(Received: 08/04/2019; Accepted: 27/09/2020)**

## ABSTRACT

The process of computing the true values of the direction cosine matrix (DCM) is one of the important parameters for exact navigation of vehicles. In other words, determination of the directions of the INS vectors in terms of the directions of the reference system (alignment) is one of the important parameters of a navigation system. In order to improve the performance of such systems, this procedure is done according to the inertial measurement unit (IMU) and global positioning system (GPS) data, when the vehicle is in motion. Duo to the stochastic noise and uncertainties in inertial measurement sensors, a data fusion algorithm is used to integrate the outputs of the IMU and GPS sensors. In this paper a novel variant horizon predictive model estimation algorithm is proposed to construct an integrated INS/GPS inertial navigation system. The horizon of the proposed algorithm is calculated based on the vehicle maneuvers. Several vehicular tests have been carried out to assess the long-term performance and accuracy of the proposed navigation algorithm. The results indicate that the proposed algorithm significantly enhances the overall navigation accuracy of low-cost integrated INS/GPS inertial navigation system, in comparison to the conventional Kalman filter algorithm.

**Keywords:** Inertial Navigation System (INS), Global Positioning System (GPS), In-Motion Alignment, Predictive Estimation, Fuzzy Approach.

[۱] فارغ التحصیل کارشناسی ارشد: s.khan@ec.iut.ac.ir
[۲] فارغ التحصیل کارشناسی ارشد: sa_rafatnia@sut.ac.ir
[۳] استادیار (نویسنده پاسخگو): hmohammadkhani@ihu.ac.ir

www.SID.ir

Archive of SID



**فهرست علائم و اختصارات**

| | |
|---|---|
| $h$ | ارتفاع، m |
| $l, L$ | طول و عرض جغرافیایی، deg |
| $v_N, v_E, v_D$ | سرعت‌ها، m/s |
| $R_N, R_E$ | شعاع خط نصف‌النهار و شعاع عرضی زمین، m |
| $\underline{f}^b$ | بردار داده‌های شتاب‌سنج‌ها m/s$^2$ |
| $\underline{\omega}^b$ | بردار داده‌های ژیرسکوپ‌ها، rad/s |
| | **علائم یونانی** |
| $\psi, \theta, \varphi$ | زوایای رول، پیچ و یاو، deg |
| $\delta\gamma, \delta\beta, \delta\alpha$ | خطاهای وضعیت، deg |
| $\beta$ | انحراف معیار |
| $\sigma$ | معکوس زمان همبستگی، 1/s |
| | **زیرنویس** |
| $N,E,D$ | پایین، شرقی، شمال |
| | **بالانویس** |
| $b$ | بدنه |
| $n$ | ناوبری |

## ۱- مقدمه

هم‌ترازی[1] فرآیندی است که در آن جهات بردارهای سیستم ناوبری اینرسی بر اساس جهات سیستم مرجع تعیین می‌گردد. در سیستم اینرسی تراز شده ژیروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌ها به گونه‌ای قرار داده می‌شوند تا محورهای سرعت دورانی و نیروی ویژه را در سه جهت نشان دهند. در حقیقت هم‌ترازی، امکان ارائه تخمینی دقیق‌تر از وضعیت، سرعت و موقعیت یک وسیله نسبت به جهات مرجع را فراهم می‌کند. هم‌ترازی سیستم ناوبری اینرسی[2] به دو گروه هم‌ترازی اولیه و هم‌ترازی در حرکت تقسیم می‌شود. هم‌ترازی اولیه شامل تعیین اولیه موقعیت، سرعت، سمت- تراز و مولفه‌های بایاس سیستم ناوبری اینرسی است. برای انجام این فرآیند، بایستی سیستم در یک بازه زمانی مشخص به شکل ایستا باقی بماند. در این حالت از بردار خروجی شتاب‌سنج‌ها تراز اولیه شامل زوایای رول[3] و پیچ[4] قابل محاسبه است، همچنین با استفاده از خروجی ژیروسکوپ‌ها و از روش تطابق برداری سمت از شمال اولیه تعیین می‌گردد [۱]. در این نوع سیستم‌ها که زمان کافی برای تراز وجود دارد، این فرآیند را می‌توان قبل از حرکت انجام داده و سیستم ناوبری اینرسی را نسبت به محورهای سازه سیستم کالیبره کرد. اما در برخی مواقع تعیین سمت- تراز، موقعیت و سرعت اولیه در حین حرکت ضروری است. در سیستم‌های پروازی که نیاز به هم‌محورسازی دقیق و عکس‌العمل سریع (سیستم‌هایی که در آنها تأخیر در زمان قبل از پرتاب مجاز نمی‌باشد) دارند، فرآیند هم‌ترازی باید در حین حرکت انجام شود. هم‌ترازی در حرکت با استفاده از داده‌های شتاب‌سنج‌ها و ژیروسکوپ‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی انجام می‌شود [۲]. اما به‌دلیل معایب حسگرهای اینرسی مانند نویز، بایاس شتاب‌سنج و دریفت ژیروسکوپ و خطاهای محاسباتی، خطا در اطلاعات متغیرهای حالت ایجاد شده و با گذر زمان افزایش می‌یابد. همچنین محیطی که وسیله نقلیه در آن در حال حرکت است، بر روی نرخ افزایش خطای ناوبری تأثیرگذار است. بنابراین این حسگرها خطای بلند مدت زیاد و خطای کوتاه مدت کمی دارند. به همین دلیل این سیستم‌ها با سامانه‌های دیگری که اطلاعات ناوبری مستقلی را ارائه می‌دهد ترکیب می‌شوند. یکی از این سامانه‌ها، سامانه موقعیت‌یاب جهانی[5] می‌باشد. در جدول **۱** این دو سامانه مقایسه شده‌اند. براساس این جدول هر کدام از روش‌های موقعیت‌یاب اینرسی و جهانی دارای مزایا و معایبی هستند که در تکامل با یکدیگر می‌باشند.

**جدول (۱):** مقایسه سامانه اینرسی و موقعیت‌یاب جهانی [۲]

| خصوصیات | INS | GPS |
|---|---|---|
| **فرکانس داده‌دهی** | بالا (تا ۱۰۰۰ هرتز) | کم ( تا ۲۰ هرتز) |
| **دقت سامانه** | دقت کوتاه مدت | دقت بلند مدت |
| **وابستگی به محیط** | مستقل | وابسته |

براساس آن‌چه در بالا به آن اشاره شد، ارائه الگوریتم تلفیق مناسب که توانایی افزایش قابلیت اطمینان و دقت داده‌های ناوبری را داشته باشد، بسیار مهم می‌باشد. در زمینه هم‌ترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی تحقیقات متعددی صورت گرفته است. که در آن‌ها عمدتا بر استفاده از فیلتر کالمن تمرکز شده است. پیرر و همکاران [۳] به مقایسه نتایج بین فیلتر کالمن بی‌بو[6] و فیلتر کالمن توسعه یافته[7] برای تخمین موقعیت پرداختند، نتایج ارائه شده از

[1] Alignment
[2] Inertial Navigation System (INS)
[3] Roll
[4] Pitch
[5] Global Positioning System (GPS)
[6] Unscented Kalman Filter (UKF)
[7] Extended Kalman Filter (EKF)

www.SID.ir

Archive of SID



کاهش خطای تخمین در الگوریتم فیلتر کالمن بی‌بو نسبت به فیلتر کالمن توسعه‌یافته نشان می‌دهد. شین و ناصر الشیمی [۴] به هم‌ترازی در حرکت واحدهای اندازه‌گیری ارزان قیمت به کمک الگوریتم فیلتر کالمن بی‌بو پرداختند، متغیرهای حالت در این سیستم شامل موقعیت، سرعت، وضعیت و بایاس حسگرها می‌باشد، اطلاعات موقعیت از سامانه موقعیت‌یاب جهانی به‌عنوان داده‌های مرجع اندازه‌گیری می‌شوند، نتایج آن‌ها نشان‌دهنده کاهش خطا زوایای سمت و تراز می‌باشد. علی جمشاید و محمد آشاق [۵] به ارائه یک فیلتر کالمن مقاوم برای هم‌ترازی سیستم ناوبری اینرسی پرداختند، مدل دینامیکی آن‌ها با بهره بردن از مدل خطای سیستم ناوبری اینرسی و مقادیر اندازه‌گیری شده سرعت و موقعیت از سامانه موقعیت‌یاب جهانی به تخمین مولفه‌ها و متغیرهای حالت سیستم می‌پرداخت. نورمحمدی و کیقبادی [۶] به هم‌ترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی براساس الگوریتم تخمین متمرکز و غیرمتمرکز کالمن پرداختند. در کاری دیگر با جدا کردن متغیرهای حالت وضعیت خودرو، از یک تخمین‌زن کالمن مکعبی غیرمتمرکز در تخمین متغیرهای حالت سیستم ناوبری ترکیبی استفاده کردند [۷]. همچنین در کاری دیگر [۲] با استفاده از معادلات کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی به افزایش پایداری الگوریتم هم‌ترازی در حرکت پرداخته شد. هانگ و همکاران [۸] به ارائه فیلتر کالمن برای هم‌ترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی در ترکیب با یک فاصله‌سنج پرداختند. سان و همکاران [۹] از یک فیلتر ترکیبی پسگام- کالمن برای هم‌ترازی در حرکت حسگرهای اینرسی استفاده نمودند، در این کار نیز از یک فاصله‌سنج در ترکیب با سامانه ناوبری ترکیبی استفاده شد. ژانگ و همکاران [۱۰] برپایه داده‌های اندازه‌گیری از رادار داپلر و به کمک یک فیلتر مکعبی به هم‌ترازی در حرکت حسگرهای اینرسی در یک زیردریایی پرداختند. لیو وهمکاران [۱۱] با تعریف شبه جهت شمالی در یک شبه مختصات جغرافیایی به مدل‌سازی سیستم ناوبری اینرسی و مدل خطای آن پرداختند، سپس از ساختار فیلتر کالمن برای ترکیب سامانه موقعیت یاب نسبی– جهانی و هم‌ترازی در حرکت این سامانه استفاده نمودند. از دیدگاه الگوریتم‌های هوشمند، رفعت‌نیا و همکاران [۱] به ارائه فیلتر شبکه عصبی موجک برای هم‌ترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی پرداختند. نتایج کار حاکی از دقت بالای تخمین‌زن پیشنهادی نسبت به روش‌های معمول مانند فیلتر کالمن توسعه‌یافته می‌باشد. در کاری دیگر با استفاده از یک فیلتر کالمن تطبیقی مقید به همترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی پرداخته شد [۱۲]. حسینی و صیفی [۱۳] از یک شبکه عصبی به عنوان تخمین‌گر خطای تخمین استفاده نمودند. نتایج کار حاکی از کاهش نرخ رشد خطا در سامانه ترکیبی بود.

در این مقاله، هدف هم‌ترازی در حال حرکت سیستم ناوبری اینرسی با استفاده از سیستم موقعیت‌یاب جهانی است. برای این منظور از الگوریتم غیرمتمرکز تخمین‌زن پیش‌بین با افق فازی استفاده خواهد شد. در این روش به کمک مجموعه‌ای از اطلاعات پیشین که به شکل پنجره‌ای در داده‌های اندازه‌گیری شده حرکت می‌کند، به تخمین متغیرهای حالت و مولفه‌های سیستم ناوبری اینرسی می‌پردازد. افق تخمین در این تخمین زن متناسب با مانور خودرو تغییر کرده که این امر موجب افزایش دقت الگوریتم تخمین و همچنین کاهش حجم محاسبات آن می‌شود. از سوی دیگر به‌دلیل آن‌که این الگوریتم برخلاف فیلتر کالمن، وابسته به نویزهای گوسی نبوده و همچنین از داده‌های بیش‌تری برای تخمین در هر لحظه استفاده می‌نماید، از قوام و دقت بیش‌تری نسبت به روش‌های رایجی همچون فیلتر کالمن در مقابل عدم قطعیت مدل‌سازی و اغتشاشات انرژی محدود خواهد داشت. به‌صورت خلاصه، اهداف و نوآوری‌های این مقاله به‌صورت زیر می‌باشند:

- استفاده از منطق فازی و تنظیم تطبیقی افق تخمین متناسب با مانور خودرو.
- ارائه الگوریتم تخمین متمرکز مدل پیش‌بین برای هم‌ترازی در حرکت سامانه ارزان قیمت INS/GPS.
- ارزیابی عملی الگوریتم ارائه شده در سیستم واقعی و انجام آزمایش‌های خودرو با مانورهای مختلف.

## ۲- سامانه ناوبری اینرسی

### ۲-۱- معادلات سامانه ناوبری اینرسی

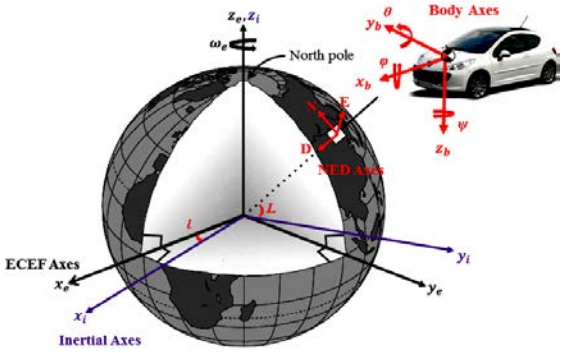
بر اساس شکل **۱** سامانه ناوبری اینرسی شامل روابط دینامیکی تغییرات متغیرهای حالت سامانه است که در آن‌ها از خروجی حسگرهای اینرسی ریز الکترومکانیکی

www.SID.ir

Archive of SID



به‌عنوان ورودی برای بروزرسانی متغیرهای حالت استفاده می‌شود. براساس این شکل دستگاه‌های مختصات استفاده شده در سیستم ناوبری متشکل از چهار دستگاه ۱) دستگاه مختصات زمینی، ۲) دستگاه مختصات اینرسی ۳) دستگاه مختصات محلی و ۳) دستگاه مختصات متصل به بدنه می‌باشد.




**شکل (۱):** شماتیک سیستم ناوبری اینرسی

روابط موقعیت سامانه ناوبری اینرسی به‌صورت رابطه (۱) در فضای حالت زمان- پیوسته بیان می‌شود [۱]:

$$\dot{L}=\frac{v_N}{R_N+h},\quad \dot{l}=\frac{v_E}{(R_E+h)\cos L},\quad \dot{h}=-v_D \qquad (۱)$$

که در آن $L$، $l$ و $h$ به‌ترتیب عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع می‌باشند. همچنین $R_N$ و $R_E$ به‌ترتیب شعاع خط نصف‌النهار و شعاع عرضی زمین می‌باشند. بردارهای سرعت که با $v_N$، $v_E$ و $v_D$ نمایش داده می‌شوند، به‌شکل زیر تعریف می‌شوند [۱]:

$$\dot{v}_N=f_N-v_E\left(2\omega_e+\frac{v_E}{(R_E+h)\cos L}\right)\sin L+\frac{v_D v_N}{R_N+h} \qquad (۲)$$

$$\dot{v}_E=f_E-2\omega_e\left(v_N\sin L+v_D\cos L\right)+\frac{v_E}{R_E+h}\left(v_D+v_N\sin L\right) \qquad (۳)$$

$$\dot{v}_D=f_D-v_E\left(2\omega_e+\frac{v_E}{(R_E+h)\cos L}\right)\cos L-\frac{v_N^2}{R_N+h}+g \qquad (۴)$$

که در آن $\omega_e$ سرعت دورانی زمین و $g$ شتاب گرانش می‌باشد. بردار نیروها در دستگاه مختصات محلی به شکل $f^n=[f_N \quad f_E \quad f_D]^T$ بوده و به شکل زیر محاسبه می‌شود [۱]:

$$\underline{f}^n=\left(f_N \quad f_E \quad f_D\right)^T=C_b^n\left(\underline{f}^b\right) \qquad (۵)$$

که در آن $\underline{f}^b$ بردار داده‌های شتاب‌سنج‌های سه محوره در مختصات متصل به بدنه می‌باشد. همچنین $C_b^n$ ماتریس دوران انتقال از مختصات بدنه به مختصات محلی بوده و به شکل زیر تعریف می‌شود [۱]:

$$\boldsymbol{C}_b^n=\begin{bmatrix} C\theta C\psi & -C\varphi S\psi+S\varphi S\theta C\psi & S\varphi S\psi+C\varphi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\varphi C\psi+S\varphi S\theta S\psi & -S\varphi C\psi+C\varphi S\theta S\psi \\ -S\theta & S\varphi C\theta & C\varphi C\theta \end{bmatrix} \qquad (۶)$$

که در آن $\varphi$، $\theta$ و $\psi$ به ترتیب زوایای رول، پیچ و یاو حول مختصات متصل به بدنه بوده و براساس معادلات زوایای اویلر به شکل زیر محاسبه می‌شوند [۱۳]:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi}&=(\omega_y\sin\varphi+\omega_z\cos\varphi)\tan\theta+\omega_x\\ \dot{\theta}&=\omega_y\cos\varphi-\omega_z\sin\varphi\\ \dot{\psi}&=(\omega_y\sin\varphi+\omega_z\cos\varphi)\sec\theta\end{aligned} \qquad (۷)$$

که در آن بردار ورودی ژیروسکوپ سه محوره، $\underline{\omega}^b=\left(\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z\right)^T$، را می‌توان به‌صورت رابطه زیر نوشت:

$$\underline{\omega}^b=\left(\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z\right)^T=\left(\tilde{\underline{\omega}}^b\right)-C_n^b\left[\omega_{ie}^n+\omega_{en}^n\right] \qquad (۸)$$

که در آن $\tilde{\underline{\omega}}^b$ داده‌های ژیرسکوپ‌های سه محوره متصل به بدنه می‌باشد. همچنین $\omega_{ie}^n$ و $\omega_{en}^n$ به ترتیب تصویر سرعت دورانی زمین بر روی مختصات محلی و سرعت دورانی مختصات محلی نسبت به دستگاه مختصات زمینی می‌باشد.

### ۲-۲- معادلات خطای سامانه ناوبری اینرسی

در این بخش به توسعه معادلات خطا در سیستم ناوبری سه جهته پرداخته می‌شود. که در هم‌ترازی سیستم ناوبری اینرسی استفاده می‌شود. در دینامیک خطای سیستم ناوبری اینرسی پانزده متغیر حالت سیستم شامل سه خطای وضعیت، سه خطای سرعت، سه خطای موقعیت، سه بایاس شتاب‌سنج در راستای محورهای ناوبری و در نهایت سه دریفت ژیرسکوپ هستند. با این فرضیات، معادلات خطای سیستم ناوبری اینرسی به شکل زیر قابل ارائه می‌باشد [۱]:

$$\delta\dot{x}=F(x)\delta x+M(x)\delta u \qquad (۹)$$

که در آن $F$ و $M$ ماتریسی براساس متغیرهای حالت (۴- ۱) هستند و در پیوست **۱** ارائه می‌شوند. همچنین $\delta x$ که بردار حالت متشکل از متغیرهای خطای سیستم ناوبری اینرسی می‌باشد به‌صورت رابطه (۱۰) تعریف می‌شود.

www.SID.ir

Archive of SID



$$\delta x = [\delta\omega \quad \delta V \quad \delta P \quad B \quad D]^T \qquad (۱۰)$$

که در آن متغیرهای حالت به شکل زیر تعریف می‌شوند:

$$\delta\omega = [\delta\alpha \quad \delta\beta \quad \delta\gamma]$$
$$\delta V = [\delta v_N \quad \delta v_E \quad \delta v_D]$$
$$\delta P = [\delta L \quad \delta l \quad \delta h]$$
$$B = [B_N \quad B_E \quad B_D]^T$$
$$D = [D_N \quad D_E \quad D_D]^T$$

که در آن خطاهای وضعیت برای ماتریس هم‌ترازی در حرکت $\delta\alpha$، $\delta\beta$ و $\delta\gamma$ می‌باشند. همچنین در معادله (۹)، $\delta u$ برداری شامل بایاس شتاب‌سنج‌ها و دریفت ژیرسکوپ‌ها در مختصات بدنه است. برای مدل‌سازی بایاس شتاب‌سنج‌ها ($B_i$) و دریفت ژیرسکوپ‌ها ($D_i$) در مختصات بدنه از یک مدل گوس- مارکوف مرتبه اول به شکل زیر استفاده می‌شود [۱۲]:

$$\dot{B}_i = -\beta B_i + \sigma\sqrt{2\beta}w(t) \qquad i = N,E,D \qquad (۱۱)$$
$$\dot{D}_i = -\beta D_i + \sigma\sqrt{2\beta}w(t) \qquad i = N,E,D \qquad (۱۲)$$

که در آن $\beta$ و $\sigma$ به ترتیب انحراف از معیار[1] و معکوس زمان همبستگی[2] هستند. همچنین $w(t)$ نویز سفید گوسی (نویز سفید با تابع چگالی احتمال گوسی) می‌باشد.

بر همین اساس، موقعیت و سرعت تخمین‌زده شده سیستم ناوبری اینرسی براساس معادلات (۴- ۱) و معادله (۹) به شکل زیر تصحیح پیدا می‌کنند:

$$L = \hat{L} - \delta L$$
$$l = \hat{l} - \delta l \qquad (۱۳)$$
$$h = \hat{h} - \delta h$$

$$v_N = \hat{v}_N - \delta v_N$$
$$v_E = \hat{v}_E - \delta v_E \qquad (۱۴)$$
$$v_D = \hat{v}_D - \delta v_D$$

که در آن‌ها علامت ($\hat{}$) به معنای مقادیر تخمین‌زده شده و مقادیر بدون علامت به معنای مقادیر دقیق هستند.

بر همین اساس ماتریس انتقال (۶) در حرکت به شکل زیر هم‌تراز می‌شود [۱]:

$$\hat{C}_b^n = [I - \Psi]C_b^n \qquad (۱۵)$$

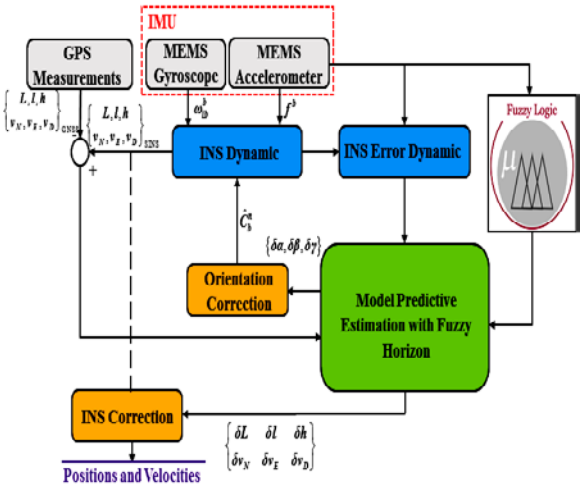
که در آن $I$ ماتریس همانی و $\Psi$ ماتریس از خطاهای وضعیت بوده و به شکل زیر تعریف می‌شود [۱]:

$$\Psi = \begin{bmatrix} 0 & -\delta\gamma & \delta\beta \\ \delta\gamma & 0 & -\delta\alpha \\ -\delta\beta & \delta\alpha & 0 \end{bmatrix} \qquad (۱۶)$$

با تخمین خطاهای وضعیت و ترکیب معادلات (۱۵) و (۱۴) ماتریس انتقال مختصات بدنه به ناوبری در حین حرکت سیستم هم‌تراز می‌شود.

## ۳- الگوریتم تخمین

ساختار کلی الگوریتم متمرکز هم‌ترازی در حرکت سیستم ناوبری اینرسی در شکل **۲** ارائه شده است. در الگوریتم متمرکز هم‌ترازی در حین حرکت سیستم ناوبری اینرسی، مقادیر موقعیت و سرعت براساس معادلات (۴- ۱) و براساس ورودی‌های حسگرهای اینرسی محاسبه شده، و مقادیر متغیرهای حالت خطای سیستم ناوبری اینرسی براساس معادلات (۹) و استفاده از یک الگوریتم تخمین مناسب تخمین زده می‌شود. همچنین براساس ورودی‌های حسگرهای اینرسی که نشان‌دهنده مانور خودرو می‌باشند، به تعیین افق تخمین به‌صورت فازی پرداخته می‌شود. سپس مقادیر تخمینی برای محاسبه مقادیر دقیق موقعیت و سرعت براساس معادلات (۱۳ و ۱۴) استفاده می‌شود. در نهایت ماتریس انتقال برای هم‌ترازی در حرکت توسط معادله (۱۵) هم‌تراز می‌شود.




**شکل (۲):** الگوریتم تخمین برای ترکیب متمرکز

در ادامه به بررسی الگوریتم تخمین مناسب ارائه شده در مقاله پرداخته می‌شود.

[1] Standard deviation
[2] Correlation time

www.SID.ir

Archive of SID



## ۴- الگوریتم تلفیق

الگوریتم تلفیق ارائه شده در این مقاله برپایه الگوریتم تخمین مدل پیش‌بین می‌باشد. تخمین‌زن مدل پیش‌بین برپایه دوگان کنترل- تخمین پس از ارائه کنترل مدل پیش‌بین کلاسیک گسسته معرفی شد. در کنترل مدل پیش‌بین گسسته، یک مسئله کنترل بهینه مقید در یک افق محدود برای دینامیک سیستم در نظر گرفته می‌شود. نقطه شروع متغیرهای حالت در زمان کنونی بوده و مسئله بر پایه رفتار پیش‌بینی شده سیستم دینامیکی در آینده تعریف می‌شود. در نهایت مسئله برپایه بهینه‌سازی عددی در سیستم‌های غیرخطی و به‌صورت تحلیلی برای سیستم‌های خطی حل شده و افق یک گام به جلو پیشروی می‌کند [۱۶-۱۴]. اگرچه پاسخ مسئله بهینه‌سازی برای سیستم خطی به‌صورت تحلیلی می‌باشد، اما یکی از مشکلات این الگوریتم نیاز به حجم محاسبات بالا متناسب با افق تخمین می‌باشد [۱۶]. بنابراین در این مقاله در رویکردی جدید به تعیین افق تخمین متناسب با مانور خودرو پرداخته می‌شود.

### ۴-۱- تخمین مدل پیش‌بین

معادلات سیستم خطی (۹) قابل بیان به شکل گسسته زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned} \delta x_{k+1} &= F\delta x_k + w_k \\ y_k &= C\delta x_k + v_k \end{aligned} \qquad (۱۷)$$

که در آن $y_k$ بردار خروجی بوده و $w_k$ و $v_k$ به ترتیب نویز فرآیند و اندازه‌گیری می‌باشند.

به منظور تخمین متغیرهای حالت، مسئله‌ی بهینه‌سازی به شکل زیر قابل بیان می‌باشد:

$$\begin{aligned} \min J_k^N &= \hat{w}_{k-N-1|k} P_{k-N|k-N-1}^{-1} \hat{w}_{k-N-1|k} \\ &+ \sum_{j=k-N}^{k-1} \hat{w}_{j|k}^T Q^{-1} \hat{w}_{j|k} + \sum_{j=k-N}^{k} \hat{v}_{j|k}^T R^{-1} \hat{v}_{j|k} \end{aligned}$$

subject to: (۱۸)

$$\begin{aligned} \delta\hat{x}_{k-N|k} &= F\delta\overline{x}_{k-N-1} + \hat{w}_{k-N-1|k} \\ \delta\hat{x}_{j+1|k} &= F\delta\hat{x}_{j|k} + \hat{w}_{j|k} \quad j = k-N,...,k-1 \\ y_j &= C\delta\hat{x}_{j|k} + \hat{v}_{j|k} \quad j = k-N,...,k \end{aligned}$$

که درآن مقادیر مثبت معین $P, Q, R$، به‌عنوان ضرایب وزنی بوده و درجه اهمیت هر کدام از متغیرها را در تابع هزینه، $J$، مشخص می‌کند. همچنین $N$ افق تخمین می‌باشد.

در این مسئله در حقیقت به ازای داشتن بردار اندازه‌گیری و محاسبه $\hat{v}_{j|k}$، $\hat{w}_{k-N-1|k}$ و در نتیجه $\delta\hat{x}_{j+1|k}$ به شکلی محاسبه می‌باشد که تابع هزینه (۱۸) کمینه شود. در حقیقت با مقایسه ساختار (۱۸) با ساختار تابع هدف کنترل‌کننده مدل پیش‌بین که در آن تابع هدف ترکیبی از ورودی کنترلی و متغیرهای حالت می‌باشند؛ در تخمین افق در حرکت $\hat{w}$ جایگزین ورودی کنترلی شده است. به‌علاوه سه متغیر دیگر شامل تخمین‌های حالت، $\delta\hat{x}$، نویزهای خروجی، $\hat{v}$، و داده‌های اندازه‌گیری خروجی، $y$، به تابع هدف اضافه شده است. تا زمانی که هدف در این مسئله تضمین پایداری نامی می‌باشد، خروجی به شکل $y_i = C\delta x_i$ در نظر گرفته شده و راه‌حلی ساده برای حل مسئله تخمین افق در حرکت ارائه می‌شود.

به منظور همسان‌سازی تابع هزینه (۱۸) به فرم ساختاری کنترل مدل پیش‌بین که حل آن ارائه شده است؛ با فرض $e_{j|k} = x_j - \hat{x}_{j|k}$، تابع هزینه (۱۸) به شکل خطای تخمین زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \min J_k^N &= \hat{w}_{k-N-1|k}^T Q_{-N}^{-1} \hat{w}_{k-N-1|k} + \\ &+ \sum_{j=0}^{N-1} \begin{pmatrix} e_{k-N+j|k}^T C^T R^{-1} C e_{k-N+j|k} \\ + \hat{w}_{k-N+j|k}^T Q^{-1} \hat{w}_{k-N+j|k} \end{pmatrix} \\ &+ e_{k|k}^T C^T R^{-1} C e_{k|k} \end{aligned} \qquad (۱۹)$$

subject to:

$$\begin{aligned} e_{k-N|k} &= F\overline{e}_{k-N-1} - \hat{w}_{k-N-1|k} \\ e_{j+1|k} &= Fe_{j|k} - \hat{w}_{j|k} \quad j = k-N,...,k-1 \end{aligned}$$

با فرض $N=0$ برای نقطه شروع الگوریتم:

$$\begin{aligned} &\min \hat{w}_{k-1|k}^T Q_{-N}^{-1} \hat{w}_{k-1|k} + e_{k-1|k}^T C^T R^{-1} C e_{k-1|k} \\ &+ e_{k|k}^T C^T R^{-1} C e_{k|k} \end{aligned} \qquad (۲۰)$$

subject to:

$$e_{k|k} = F\overline{e}_{k-1} - \hat{w}_{k-1|k}$$

با اعمال شرایط بهینگی به تابع هزینه (۲۰)، مقدار بهینه $\hat{w}_{k-1|k}$ به شکل زیر محاسبه می‌شود:

$$\frac{\partial J_{k-1|k}}{\partial \hat{w}_{k-1|k}} = 0 \rightarrow \hat{w}_{k-1|k}^* = L_{-1} e_{k-1|k}^* \qquad (۲۱)$$

که در آن $L_{-1}$ بهره تخمین‌گر بوده و به شکل زیر محاسبه می‌شود:

$$L_{-1} = \left(Q^{-1} + \Upsilon_0\right)^{-1} \Upsilon_0 F e_{k-1|k}^* \qquad (۲۲)$$

www.SID.ir

Archive of SID



که در آن $\Upsilon_0 = C^T R^{-1} C$ می‌باشد.

برهمین اساس $j = 1,\ldots,N+1$ ، $\hat{w}_{k-j|k}$ به‌صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned} \hat{w}^*_{k-j|k} &= L_{-j} e^*_{k-j|k} \qquad j = 1,\ldots,N \\ \hat{w}^*_{k-N-1|k} &= L_{-N-1} \overline{e}_{k-N-1} \end{aligned} \tag{۲۳}$$

که در آن:

$$\begin{aligned} L_{-j} &= (Q^{-1} + \Upsilon_{-j+1})^{-1} \Upsilon_{-j+1} F \qquad j = 1,\ldots,N \\ L_{-N-1} &= (Q_{-N}^{-1} + \Upsilon_{-N})^{-1} \Upsilon_{-N} F \end{aligned} \tag{۲۴}$$

و $\Upsilon_{-j}$ از روابط زیر قابل محاسبه می‌باشد:

$$\begin{aligned} \Upsilon_{-j} &= C^T R^{-1} C \\ &\quad + F^T (\Upsilon_{-j+1} - \Upsilon_{-j+1} (Q^{-1} + \Upsilon_{-j+1})^{-1} \Upsilon_{-j+1}) F \\ &\quad j = 1,\ldots,N \\ \Upsilon_{-N-1} &= F^T (\Upsilon_{-N} - \Upsilon_{-N} (Q_{-N}^{-1} + \Upsilon_{-N})^{-1} \Upsilon_{-N}) F \\ \Upsilon_0 &= C^T R^{-1} C \end{aligned} \tag{۲۵}$$

براساس روابط ارائه شده برای سیستم خطی، تخمین‌زن پیش‌بین از حلی تحلیلی و در عین حال دینامیکی برخوردار می‌باشد. بر این اساس اگرچه پیاده‌سازی نسبتا ساده‌ای را دارا می‌باشد ولی حجم محاسبات به افق تخمین وابسته می‌باشد. در این مقاله در رویکردی جدید از یک روش منطبق بر فازی برای تعیین تطبیقی افق تخمین استفاده می‌شود.

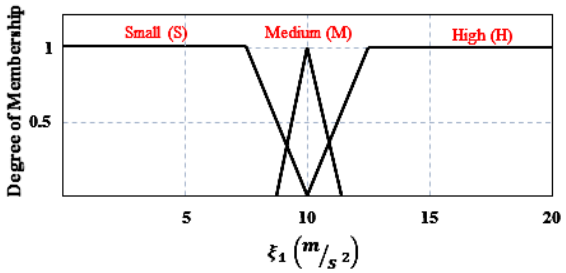
**نکته ۱:** عدم قطعیت در فیلتر کالمن به شکل فرآیند گوسی با متوسط صفر و کوواریانس معین در نظر گرفته می‌شود. این فرض در عمل با ماهیت نامعلوم بودن عدم قطعیت در تعارض است. در مقابل در فیلتر پیش‌بین بدون در نظر گرفتن مدلی برای عدم قطعیت آن را تخمین زده و با جبران آن در تخمین‌زن، موجب افزایش قوام و دقت تخمین‌زن در مقابل نویزهای غیرگوسی می‌شود.

**نکته ۲:** در صورت گوسی بودن نویزهای فرآیند و در نظر گرفتن افق یک برای تخمین‌زن پیش‌بین در حالت نامقید، تخمین‌زن پیش بین و تخمین‌زن کالمن با یکدیگر هم‌ارز هستند [۱۷].

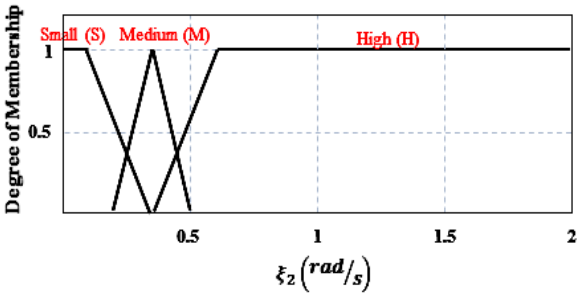
## ۴-۲- افق تخمین فازی

نویز و اغتشاش موجود بر روی خروجی حسگرهای اینرسی وابسته به نوع مانور خودرو می‌باشد [۱۹- ۱۸]. در مانورهای آرام خودرو، خروجی حسگرهای اینرسی صرفا تحت تاثیر مؤلفه‌های بردار جاذبه زمین تصویر شده در دستگاه مختصات بدنه به همراه نویز و اغتشاش با دامنه محدود می‌باشد، و بنابراین خروجی‌های حسگرها برای تعیین سرعت‌ها و موقعیت خودرو قابل اعتمادتر می‌باشند. اما با شتاب‌گیری یا ترمزهای شدید خودرو (مانورهای شدید) بایاس‌های قابل توجهی در خروجی حسگرهای شتاب‌سنج‌ها مشاهده می‌شود که مؤلفه‌های شتاب غیرجاذبه هستند. از این‌رو خروجی حسگرها از مقادیر نامی خود فاصله گرفته و نمی‌توان از آن‌ها به‌عنوان مرجعی برای تعیین سرعت‌ها و موقعیت استفاده نمود. بنابراین یکی از مولفه‌های قابل تنظیم که می‌توان با توجه به شرایط جاده نیاز به تنظیم برخط تنظیم نمود افق تخمین می‌باشد. بدین صورت که در مانورهای آرام افق تخمین کم‌تر و در مانورهای شدید افق تخمین بیشتر تعیین می‌شود. این امر نه تنها موجب افزایش دقت تخمین می‌شود بلکه موجب کاهش بار محاسباتی الگوریتم تخمین نیز می‌شود.

براساس توضیحات بالا، توابع عضویت فازی برای سیستم ناوبری اینرسی در شکل **۳** ارائه شده است. به همین منظور سیستم فازی طراحی شامل دو ورودی و یک خروجی در نظر گرفته می‌شود.




(الف)




(ب)

**شکل (۳):** توابع عضویت فازی (الف) نرم شتاب‌سنج‌ها (ب) نرم داده‌های ژیرسکوپ‌ها

www.SID.ir

Archive of SID



ورودی‌های سیستم فازی به شکل زیر محاسبه می‌شوند:

$$\xi_1 = \left\| \underline{f}^b \right\|_2 = \left( \sum_{i=x,y} \left| f_i^b \right|^2 + \left| f_z^b + g \right|^2 \right)^{\frac{1}{2}}$$
$$\xi_2 = \left\| \tilde{\underline{\omega}}^b \right\|_1 = \sum_{i=x,y,z} \left| \tilde{\omega}_i^b \right| \qquad (۲۶)$$

برای تعریف سیستم فازی در تخمین‌زن به ازای هر ورودی، سه مجموعه فازی فرض می‌شود. این توابع عضویت با حروف اصلی بزرگ S، M و H نمایش داده می‌شوند، که به‌ترتیب مخفف کوچک، متوسط و بزرگ می‌باشند. براساس تجربه فنی در سیستم ناوبری اینرسی، ۹ قانون برای این سیستم به شکل زیر تعریف می‌شود.

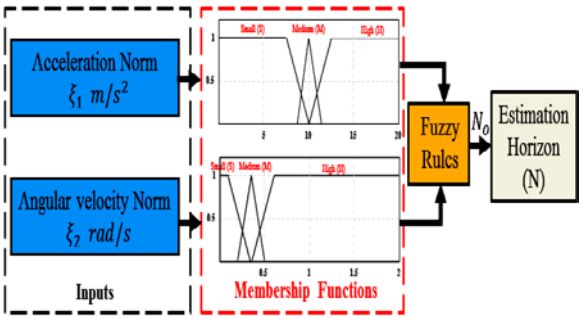
$$\begin{aligned}
&\text{Rule 1: if } \xi_1 \text{ is S and } \xi_2 \text{ is S then } N_o = 1 \\
&\text{Rule 2: if } \xi_1 \text{ is S and } \xi_2 \text{ is M then } N_o = 2 \\
&\text{Rule 3: if } \xi_1 \text{ is S and } \xi_2 \text{ is H then } N_o = 3 \\
&\text{Rule 4: if } \xi_1 \text{ is M and } \xi_2 \text{ is S then } N_o = 4 \\
&\text{Rule 5: if } \xi_1 \text{ is M and } \xi_2 \text{ is M then } N_o = 5 \\
&\text{Rule 6: if } \xi_1 \text{ is M and } \xi_2 \text{ is H then } N_o = 6 \\
&\text{Rule 7: if } \xi_1 \text{ is H and } \xi_2 \text{ is S then } N_o = 7 \\
&\text{Rule 8: if } \xi_1 \text{ is H and } \xi_2 \text{ is M then } N_o = 8 \\
&\text{Rule 9: if } \xi_1 \text{ is H and } \xi_2 \text{ is H then } N_o = 9
\end{aligned} \qquad (۲۷)$$

و از آنجایی که افق تخمین عددی صحیح می‌باشد، خروجی نهایی به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$N = [N_o] + 1 \qquad (۲۸)$$

که در آن $N_o$ خروجی قوانین فازی می‌باشد.

ساختار الگوریتم محاسبه تطبیقی افق تخمین در شکل **۴** ارائه شده است. براساس شکل **۴** ورودی‌های سیستم فازی به‌ترتیب نرم دو بردار شتاب و نرم یک بردار سرعت زاویه‌ای حسگرهای اینرسی در لحظه می‌باشد. به‌عبارت دیگر این دو شاخص به‌عنوان مولفه‌های ورودی یک سیستم فازی در نظر گرفته می‌شوند، و افق تخمین در محاسبات تخمین‌زن بر اساس نرم بردارهای اشاره شده مرتباً تنظیم می‌شوند.




**شکل (۴):** ساختار الگوریتم محاسبه افق تخمین

## ۵- پیاده‌سازی الگوریتم

الگوریتم تخمین ارائه شده برای هم‌ترازی در حرکت سامانه ترکیبی ناوبری اینرسی- موقعیت‌یاب جهانی استفاده می‌شود. این سیستم شامل شتاب‌سنج‌های سه محوره و ژیروسکوپ‌های سه محوره با فرکانس به‌روزرسانی ۱۰۰ Hz همراه یک فیلتر سخت‌افزاری با پهنای باند ۹۴ Hz می‌باشد. داده‌های موقعیت و سرعت مرجع توسط سامانه موقعیت‌یاب جهانی با فرکانس ۱ Hz به‌روزرسانی می‌شوند. در الگوریتم‌های تخمین ارائه‌شده، از داده‌های شتاب‌سنج‌ها و ژیروسکوپ‌های واحد اندازه‌گیری اینرسی به‌عنوان ورودی و از داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی به‌عنوان اندازه‌گیری‌ها و مشاهدات استفاده می‌شود.

به‌منظور ارزیابی الگوریتم ارائه شده برای تخمین متغیرهای حالت سیستم ناوبری اینرسی و پیاده‌سازی الگوریتم تلفیق متمرکز مدل پیش‌بین با افق فازی برای هم‌ترازی در حرکت سامانه ناوبری اینرسی، آزمایش خودرو طراحی و اجرا شده است. به‌همین منظور دو آزمایش خودرو در شهرستان آذرشهر، استان آذربایجان‌شرقی در محیط‌های شهری طراحی و اجرا شده است.

## ۶- نتایج آزمایش و تحلیل داده‌ها

در شکل **۵** مسیر حرکت خودرو و تغییرات ارتفاع خودرو در آزمایش#۱ ارائه شده است. این آزمایش در زمان تقریبی ۵ دقیقه انجام شده و براساس شکل **۵-(ب)** تغییرات ارتفاع در آن کم و در حدود ۲۰ m می‌باشد. براساس شکل **۵-(الف)** آزمایش از نقطه $P_1$ شروع شده و تا نقطه $P_2$ به‌صورت تقریبی در یک مسیر مستقیم حرکت ادامه پیدا

www.SID.ir

Archive of SID

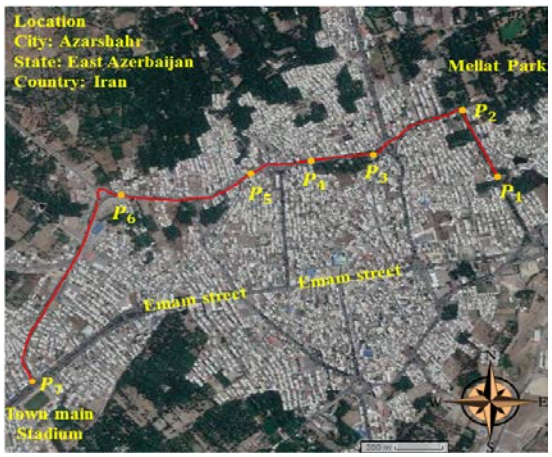


می‌کند. در مابین نقاط $P_2$ تا نقطه $P_7$ خودرو در میادین و مسیرهای مارپیچ و با مانورهای دینامیکی مختلف حرکت داشته و در نقطه $P_7$ آزمایش اتمام پیدا می‌کند.

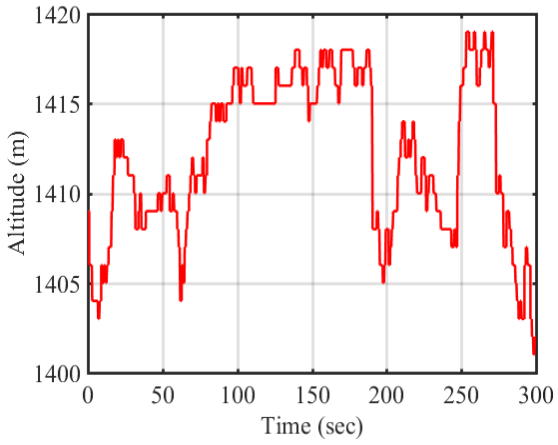
به منظور بررسی عملکرد الگوریتم تخمین‌زن پیش‌بین با افق فازی ارائه شده و اعتبارسنجی آن، در ابتدا نتایج تخمین مسیر حرکت (موقعیت طول از مبدا و عرض از مبدا جغرافیایی) خودرو در طول آزمایش #۱ در شکل **۶** ارائه شده است. همچنین به منظور صحه‌سنجی، نتایج این الگوریتم با نتایج فیلتر کالمن مقایسه شده است. به منظور حفظ اختصار در ارائه نتایج، فیلتر پیش‌بین با افق فازی ارائه شده در این مقاله با عبارت "FPE" و فیلتر کالمن با علامت "KF" نشان داده شده است. براساس شکل **۶**، الگوریتم تخمین پیش‌بین ارائه شده، عملکرد بسیار خوبی نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن در تخمین مسیر مرجع ارائه می‌دهد. نکته این‌که در الگوریتم تخمین ارائه شده، افق تخمین به صورت تطبیقی و متناسب با مانور خودرو تغییر کرده و همچنین در این الگوریتم محدودیت مدل‌سازی خطای تخمین و اندازه‌گیری به شکل گوسی وجود ندارد، در نتیجه از انعطاف‌پذیری و دقت بیش‌تری در تخمین مسیر نسبت به فیلتر کالمن نامقید برخوردار است.

در شکل **۷** خطاهای تخمین موقعیت (عرض از مبدا، طول از مبدا جغرافیایی و ارتفاع) خودرو ارائه شده است. براساس شکل **۷**، خطای تخمین ارتفاع در الگوریتم تخمین پیشنهادی کم‌تر از فیلتر کالمن می‌باشد، که این مسئله در بسیاری از کاربردهای ناوبری و برآورد پستی و بلندی‌های شهری، که تخمین ارتفاع دقیق بسیار مهم می‌باشد، بسیار مهم می‌باشد.

در شکل **۸** خطاهای تخمین سرعت‌های خودرو در دستگاه مختصات محلی ارائه شده است. براساس شکل **۸** هر دو الگوریتم تخمین عملکرد مطلوبی در تخمین سرعت دارند، اما به دلیل تنظیم تطبیقی الگوریتم پیشنهادی، این الگوریتم از دقت بیش‌تری نسبت به فیلتر کالمن در تخمین سرعت دارد.

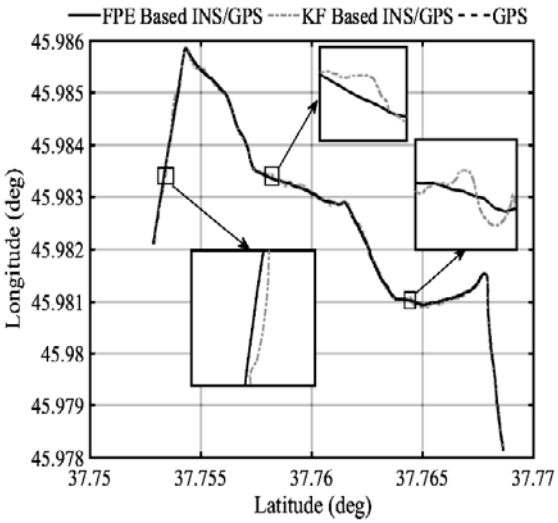



**(الف)**




**(ب)**

**شکل (۵):** آزمایش #۱ (الف) مسیر حرکت خودرو (ب) تغییرات ارتفاع خودرو

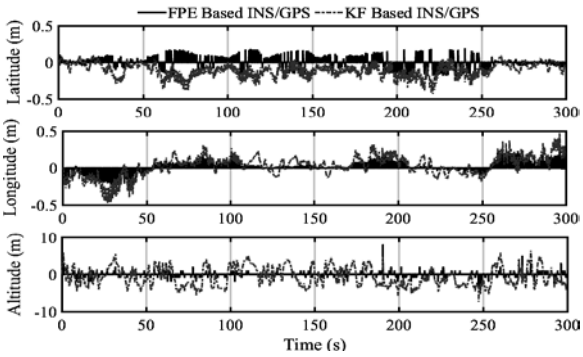



**شکل (۶):** تخمین مسیر طول و عرض جغرافیایی آزمایش #۱

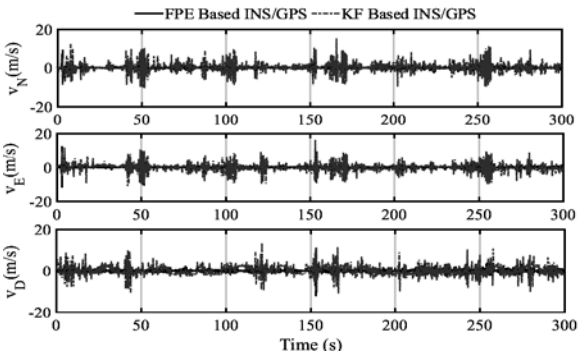
www.SID.ir

Archive of SID






**شکل (۷):** مقایسه خطای تخمین موقعیت آزمایش #۱



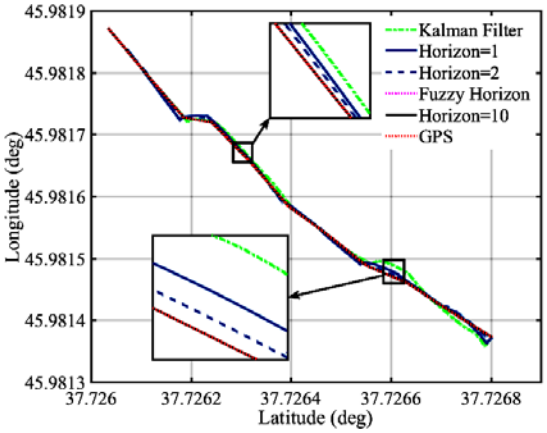

**شکل (۸):** مقایسه خطای تخمین سرعت آزمایش #۱

برای مقایسه دقیق‌تر دو الگوریتم تخمین استفاده شده در این مقاله، در جدول **۲** میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین هر دو الگوریتم تخمین در آزمایش #۱ ارائه شده است. براساس این جدول الگوریتم تخمین پیش‌بین با افق فازی ارائه شده در این مقاله عملکرد مطلوب‌تری نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن در کاهش میانگین و انحراف معیار خطای تخمین دارد.

به منظور بررسی نحوه تاثیر افق پیش‌بین در تخمین مسیر طول و عرض جغرافیایی، قسمتی از آزمایش در حوالی نقطه $P_3$ که شامل ۱۰ s مانورهای دینامیکی می‌باشد، برای مقایسه استفاده شد. در شکل **۹** نتایج مقایسه موقعیت طول و عرض جغرافیایی خودرو نمایش داده شده است. با توجه به شکل **۹** با افزایش افق تخمین تا یک مقدار خاص، خطا به میزان چشمگیری نسبت به فیلتر کالمن کاهش پیدا می‌کند.

**جدول (۲):** مقایسه میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین در آزمایش #۱

| مولفه‌های ناوبری | فیلتر پیش‌بین با افق فازی | | فیلتر کالمن | |
|---|---|---|---|---|
| | میانگین خطای تخمین | انحراف معیار خطای تخمین (±1σ) | میانگین خطای تخمین | انحراف معیار خطای تخمین (±1σ) |
| خطای عرض از مبدا جغرافیایی (m) | -۰/۰۰۱ | ۰/۰۱۱۵ | -۰/۱۰۳ | ۰/۱۴ |
| خطای طول از مبدا جغرافیایی (m) | ۰/۰۰۲۵ | ۰/۰۱۰۶ | ۰/۰۲۵ | ۰/۱۳ |
| خطای ارتفاع (m) | ۰/۰۰۳ | ۰/۱۱۸ | -۰/۷ | ۲/۵۸ |
| خطای سرعت شمالی (m/s) | ۰/۰۰۱۱ | ۰/۴۹ | ۰/۳۱ | ۲/۲۲ |
| خطای سرعت شرقی (m/s) | -۰/۰۰۱۳ | ۰/۵۰۳ | -۰/۱۱ | ۲/۱۹ |
| خطای سرعت جنوب (m/s) | -۰/۰۰۶۴ | ۰/۴۹۳ | ۰/۰۳۵ | ۲/۳۲ |




**شکل (۹):** تاثیر تغییرات افق در تخمین مسیر طول و عرض جغرافیایی بخشی از آزمایش #۱

بر اساس شکل **۹** و نکته ۲، فیلتر پیش‌بین در مقدار افق یک، به‌دلیل ساختار غیرگوسی خود نتایج بهتری در مقایسه با فیلتر کالمن ارائه می‌دهد. با افزایش افق به مقدار دو، این خطا باز کاهش پیدا می‌کند، اما در ادامه با افزایش بیش‌تر این افق، دقت تغییر چندانی نداشته و صرفا بار محاسباتی افزایش خواهد یافت. بنابراین انتخاب افق پیش‌بین متناسب با مانور خودرو، طراح را بی‌نیاز از تنظیم افق در مانورهای مختلف کرده و تغییرات را به‌صورت تطبیقی اعمال خواهد کرد.

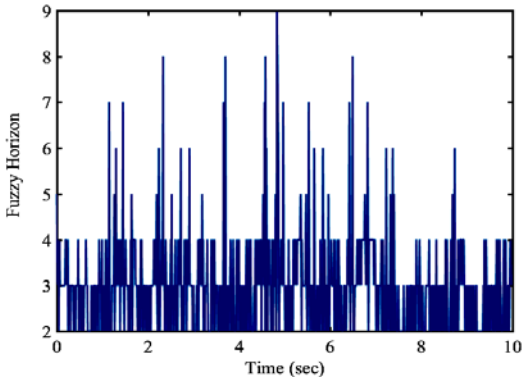
www.SID.ir

Archive of SID



در شکل **۱۰** تغییرات افق پیش بین به‌صورت فازی در طول الگوریتم تخمین ارائه شده است.

نتایج تغییرات افق پیش‌بین و مقایسه آن با فیلتر کالمن به صورت میانگین و انحراف معیار خطای تخمین در جدول **۳** ارائه شده است. براساس جدول **۳** تغییرات افق پیش‌بین تا یک افق خاص موجب کاهش خطای تخمین می‌شود که این افق به‌صورت تطبیقی توسط الگوریتم پیشنهادی در مقاله قابل محاسبه خواهد بود.




**شکل (۱۰):** تغییرات افق پیش بین در بخشی از آزمایش #۱

به‌منظور بررسی بهتر عملکرد الگوریتم ارائه شده به‌خصوص در تغییرات ارتفاع بیش‌تر آزمایش#۲ در همان شهر و در یک محیط کوهستانی طراحی و اجرا شده است. محیط آزمایش و تغییرات ارتفاع در شکل **۱۱** ارائه شده است. براساس شکل **۱۱- (ب)** تغییرات ارتفاع در این آزمایش حدود ۹۰ m می‌باشد. در این آزمایش خودرو در زمان تقریبی ۵ min از نقطه $P_1$ شروع به حرکت کرده و در یک حرکت مارپیچ تا نقطه $P_4$ حرکت می‌کند. در نقطه $P_4$ خودرو بیش‌ترین ارتفاع خود را تجربه کرده و پس از دور زدن به نقطه $P_5$ که تقریبا نزدیک نقطه شروع خود می‌باشد، باز می‌گردد.

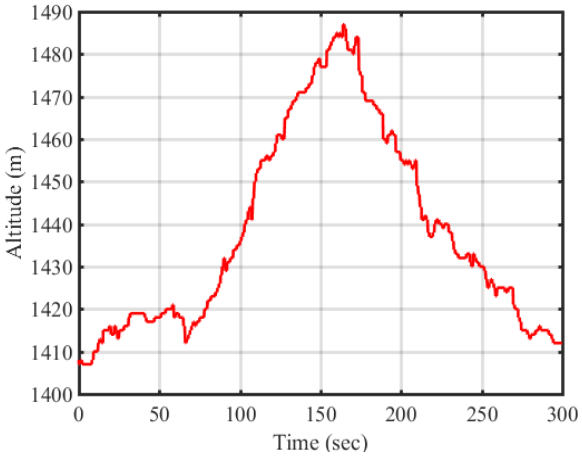
در شکل **۱۲** نتیجه تخمین مسیر حرکت خودرو ارائه شده است. براساس شکل **۱۲** تخمین‌زن پیش‌بین با افق فازی عملکرد مطلوب‌تری نسبت به فیلتر کالمن دارد. این عملکرد به‌خصوص در این آزمایش که از مانورهای دینامیکی شدیدتری برخوردار است، مشهودتر می‌باشد.

**جدول (۳):** مقایسه میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین با تغییر افق پیش‌بین در بخشی از آزمایش #۱

| مولفه‌های ناوبری | عرض از مبدا جغرافیایی (m) | | طول از مبدا جغرافیایی (m) | |
|---|---|---|---|---|
| | میانگین خطای تخمین | انحراف معیار خطای تخمین ($\pm 1\sigma$) | میانگین خطای تخمین | انحراف معیار خطای تخمین ($\pm 1\sigma$) |
| فیلتر کالمن | -۰/۱۰۳ | ۰/۱۴ | ۰/۰۲۷ | ۰/۱۶ |
| افق پیش‌بین یک (N=1) | -۰/۰۱ | ۰/۱۰۶ | ۰/۰۱۲۳ | ۰/۰۲۱۲ |
| افق پیش بین دو (N=2) | -۰/۰۰۵ | ۰/۱۱۹ | ۰/۰۰۳۴ | ۰/۰۱۲۲ |
| افق پیش‌بین فازی | -۰/۰۰۱ | ۰/۰۱۱۲ | ۰/۰۰۲۱۳ | ۰/۰۱۱۲ |
| افق پیش‌بین ده (N=10) | -۰/۰۰۱ | ۰/۰۱۱۲ | ۰/۰۰۲۱۱ | ۰/۰۱۱۲ |




**(الف)**




**(ب)**

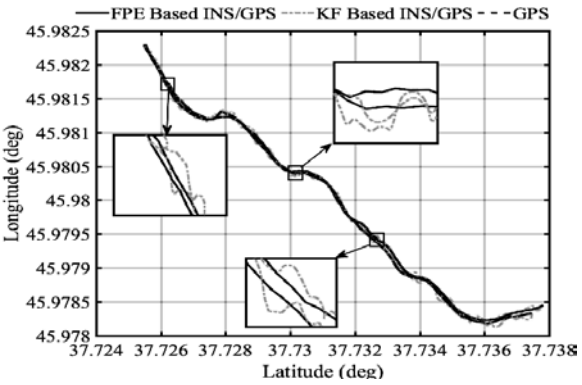
**شکل (۱۱):** آزمایش #۲ (الف) مسیر حرکت خودرو (ب) تغییرات ارتفاع خودرو

www.SID.ir

Archive of SID



در شکل **۱۳** خطای تخمین عرض از مبدا، طول از مبدا جغرافیایی و ارتفاع خودرو ارائه شده است. براساس شکل **۱۳** در نظر گرفتن افق تخمین متناسب با مانور خودرو برای الگوریتم پیشنهادی موجب کاهش خطای تخمین در الگوریتم پیشنهادی نسبت به فیلتر کالمن شده است. اختلاف دو الگوریتم به‌خصوص در کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی (ارتفاع و سرعت عمودی) که خاصیت ناپایدار و حساس دارد مشهودتر می‌باشد.



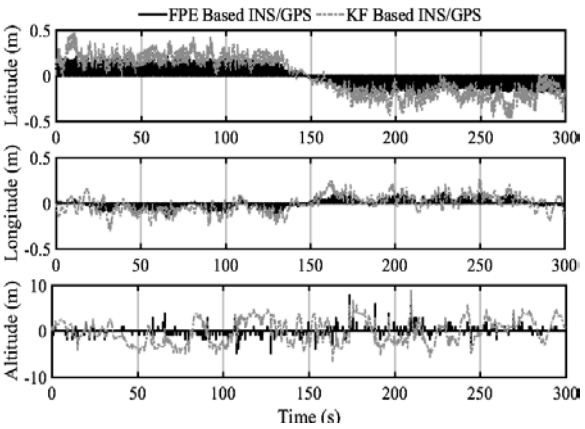

**شکل (۱۲):** تخمین مسیر طول و عرض جغرافیایی آزمایش #۲

در شکل **۱۴** خطای تخمین سرعت‌های خودرو در مختصات محلی ارائه شده است. براساس شکل **۱۴** به دلیل خواص موجود در کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی خطای چشمگیری در تخمین سرعت عمودی خودرو در فیلتر کالمن مشاهده می‌شود. در مقابل تخمین‌زن پیش‌بین با افق فازی نتایج مطلوب‌تری از خود در کاهش خطای تخمین ارائه می‌دهد.

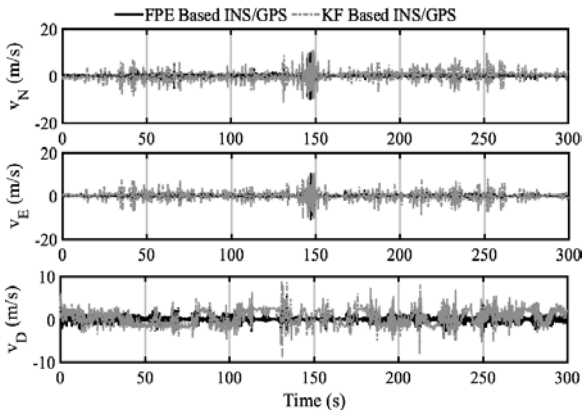
در جدول **۴** میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین، تخمین‌زن پیشنهادی و فیلتر کالمن در آزمایش#۲ ارائه شده است. براساس جدول **۴**، میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین در تخمین‌زن پیشنهادی نسبت به فیلتر کالمن کاهش چشمگیری پیدا کرده است. به‌خصوص عملکرد این تخمین‌زن در کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی (ارتفاع و سرعت عمودی) مشهودتر می‌باشد. #۲

**جدول (۴):** مقایسه میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین در آزمایش #۲

| مولفه‌های ناوبری | فیلتر پیش‌بین با افق فازی | | فیلتر کالمن | |
|---|---|---|---|---|
| | میانگین خطای تخمین | انحراف معیار خطای تخمین (±1σ) | میانگین خطای تخمین | انحراف معیار خطای تخمین (±1σ) |
| خطای عرض از مبدا جغرافیایی (m) | -۰/۰۰۲ | ۰/۰۱۶ | -۰/۰۳۴ | ۰/۱۹ |
| خطای طول از مبدا جغرافیایی (m) | -۰/۰۰۰۷ | ۰/۰۰۶۸ | -۰/۰۰۴ | ۰/۰۹ |
| خطای ارتفاع (m) | -۰/۰۰۱ | ۰/۱۴۷ | ۰/۱۴۴ | ۲/۵۵ |
| خطای سرعت شمالی (m/s) | ۰/۰۰۳۴۹ | ۰/۴۹ | ۰/۰۴۸ | ۲/۱ |
| خطای سرعت شرقی (m/s) | ۰/۰۰۳۹۶ | ۰/۴۶ | ۰/۰۴۶ | ۱/۹ |
| خطای سرعت جنوب (m/s) | -۰/۰۰۱۷ | ۰/۳۸ | ۰/۳۳ | ۱/۸ |




**شکل (۱۳):** مقایسه خطای تخمین موقعیت آزمایش #۲




**شکل (۱۴):** مقایسه خطای تخمین سرعت آزمایش #۲

www.SID.ir

Archive of SID



## ۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله به‌منظور افزایش دقت تخمین به هم‌ترازی در حرکت سیستم ناوبری ترکیبی اینرسی توسط تخمین‌زن مدل پیش‌بین با افق فازی پرداخته شد. در الگوریتم تخمین پیشنهادی به‌منظور کاهش بار محاسباتی و افزایش دقت تخمین‌زن، الگوریتم فازی برای تعیین افق تخمین متناسب با مانور خودرو مورد استفاده قرار گرفت. از آزمایش خودرو برای صحه‌گذاری بر الگوریتم مورد نظر استفاده شد. براساس نتایج به‌دست آمده، الگوریتم پیشنهادی عملکرد قابل قبولی در کاهش خطای تخمین متغیرهای حالت سامانه ناوری اینرسی نسبت به روش‌های رایجی همچون فیلتر کالمن دارد. که این بهبود عملکرد به‌دلیل در نظر گرفتن مجموعه‌ای از داده‌های اندازه‌گیری از زمان‌های گذشته متناسب با مانور خودرو و استفاده از آن‌ها در تخمین متغیرهای حالت در مرحله بعدی می‌باشد.

## ۸- پیوست ۱

در معادله (۹) ماتریس $F$ و $M$ به شکل زیر تعریف می‌شوند [۱]:

$$F=\begin{bmatrix} F_{\psi\psi} & F_{\psi v} & F_{\psi r} \\ F_{v\psi} & F_{vv} & F_{vr} \\ F_{r\psi} & F_{rv} & F_{rr} \end{bmatrix},\quad M=\begin{bmatrix} -C_b^n & 0_{3*3} \\ 0_{3*3} & C_b^n \\ 0_{3*3} & 0_{3*3} \end{bmatrix} \qquad (۲۹)$$

که در آن،

$$F_{\psi\psi}=\begin{bmatrix} 0 & -\xi_1 & \frac{v_N}{R_0} \\ \zeta_1 & 0 & \xi_2 \\ -\frac{v_N}{R_0} & -\xi_2 & 0 \end{bmatrix},\quad F_{\psi v}=\begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_0} & 0 \\ -\frac{1}{R_0} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{\tan L}{R_0} & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{\psi r}=\begin{bmatrix} -\omega_e \sin L & 0 & -\frac{v_E}{R_0^2} \\ 0 & 0 & \frac{v_N}{R_0^2} \\ -\zeta_3 & 0 & \frac{v_E \tan L}{R_0^2} \end{bmatrix}$$

$$F_{v\psi}=\begin{bmatrix} 0 & -f_D & f_E \\ f_D & 0 & -f_N \\ -f_E & f_N & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{vv}=\begin{bmatrix} \frac{v_D}{R_0} & -2\zeta_1 & \frac{v_E}{R_0} \\ 2\zeta_1 & \frac{1}{R_0}(v_N \tan L+v_D) & (2\omega_e \cos L+\frac{v_E}{R_0}) \\ -\frac{2v_N}{R_0} & -2(\omega_e \cos L+\frac{v_E}{R_0}) & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{vr}=\begin{bmatrix} \xi_4 & 0 & \frac{1}{R_0^2}\left(v_E^2 \tan L-v_N v_D\right) \\ \zeta_5 & 0 & -\frac{v_E}{R_0^2}(v_N \tan L+v_D) \\ 2\omega_e v_E \sin L & 0 & \frac{1}{R_0^2}(v_N^2+v_E^2) \end{bmatrix}$$

$$F_{r\psi}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},\quad F_{rv}=\begin{bmatrix} \frac{1}{R_0} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{R_0 \cos L} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

$$F_{rr}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{v_E}{R_0^2} \\ \frac{v_E \tan L}{R_0 \cos L} & 0 & -\frac{v_E}{R_0^2 \cos L} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\zeta_1=\omega_e \sin L+\frac{v_E}{R_0}\tan L$$

$$\zeta_2=\omega_e \cos L+\frac{v_E}{R_0}$$

$$\zeta_3=\omega_e \cos L+\frac{v_E}{R_0 \cos^2 L}$$

$$\zeta_4=v_E\left(2\omega_e \cos L+\frac{v_E}{R_0 \cos^2 L}\right)$$

$$\zeta_5=2\omega_e(v_N \cos L-v_D \sin L)+\frac{v_N v_E}{R_0 \cos^2 L}$$

$$R_0=\sqrt{R_E R_N}$$

## ۹- مراجع


1. Rafatnia, S., Nourmohammadi, H., Keighobadi, J. and Badamchizadeh, M.A. “In-move aligned SINS/GNSS system using recurrent wavelet neural network (RWNN)-based integration scheme”. Mechatronics. Vol. 54, pp.155-165, 2018.
2. Nourmohammadi, H. and Keighobadi, J. “Integration Scheme for SINS/GPS System Based on Vertical Channel Decomposition and


www.SID.ir

Archive of SID




11. Liu, M., Li, G., Gao, Y., Li, S., & Guan, L. “Velocity-aided In-motion Alignment for SINS Based on Pseudo-Earth Frame”. J. Navigation. Vol. 71, No. 1, pp. 221-240, 2018.
12. Rafatnia, S., Nourmohammadi, H., & Keighobadi, J. “Fuzzy-adaptive constrained data fusion algorithm for indirect centralized integrated SINS/GNSS navigation system”. GPS Solut. Vol. 23, No. 3, pp. 23-62, 2019.
13. Mohammad-Hoseini, S. and Seifi. M. “Error rate reduction of a low-cost integrated navigation system using neural networks”. Journal of Management System. Vol. 15, No. 3, pp.17-32, 2020. (In Persian)
14. J. Keighobadi, S. Rafatnia, H. Nourmohammadi, M. Arbabmir, “Design and implementation of altitude estimation algorithm in the integrated barometric-inertial altimeter using model predictive control”. Journal of Mechanical Engineering-University of Tabriz, Vol. 47, No. 2, pp. 233-238, 2017. (In Persian).
15. Keighobadi, J., Faraji, J. and Rafatnia, S. “Chaos control of atomic force microscope system using nonlinear model predictive control”. J Mech. Vol. 33, No. 3, pp.405-415, 2017.
16. Allan, D.A. and Rawlings, J.B. “Moving Horizon Estimation. In Handbook of Model Predictive Control” (pp. 99-124). Birkhäuser, Cham, 2019.
17. Jazwinski, A. H. “Stochastic processes and filtering theory”. Courier Corporation, United States, 2007.
18. Nourmohammadi, H. and Keighobadi, J. “Fuzzy adaptive integration scheme for low-cost SINS/GPS navigation system”. Mech. Syst. Sig. Process. Vol. 99, pp. 434-449, 2018.
19. Khankalantary, S., Rafatnia, S., Mohammadkhani, H. Hajizadeh, M. “Design and Implementation a Constrained Adaptive Estimation Algorithm for Low-cost Integrated Navigation System in Urban Area”. AUT Journal of Mechanical Engineering, 2019. DOI: 10.22060/MEJ.2019.14892.5971, (In Persian).

In-Motion Alignment”. AUT Journal of Modeling and Simulation. Vol. 50, No. 1, pp.13-22, 2018.

3. St-Pierre, M. and Gingras, D. “Comparison between the unscented Kalman filter and the extended Kalman filter for the position estimation module of an integrated navigation information system”; In: IEEE Intelligent Vehicles Symposium, Parma, Italy, 2004 (pp. 831-835).
4. Shin, E.H. and El-Sheimy, N., 2004, April. “An unscented Kalman filter for in-motion alignment of low-cost IMUs”. In: Position Location and Navigation Symposium. PLANS 2004 (pp. 273-279). IEEE.
5. Ali, J. and Ushaq, M. “A consistent and robust Kalman filter design for in-motion alignment of inertial navigation system”. Measurement. Vol. 42, No. 4, pp.577-582, 2009.
6. Nourmohammadi, H. and Keighobadi, J. “Design and experimental evaluation of indirect centralized and direct decentralized integration scheme for low-cost INS/GNSS system”. GPS Solut. Vol. 22, pp.1-18, 2018.
7. Nourmohammadi, H. and Keighobadi, J. “Decentralized INS/GNSS system with MEMS-grade inertial sensors using QR-factorized CKF”. IEEE Sens. J. Vol. 17, No. 11, pp.3278-3287, 2017.
8. Huang, Y., Zhang, Y. and Wang, X. “Kalman-filtering-based in-motion coarse alignment for odometer-aided SINS”. IEEE Trans. Instrum. Meas. Vol. 66, No. 12, pp.3364-3377, 2017.
9. Sun, Y., Wang, L., Cai, Q., Yang, G., & Wen, Z. “In-Motion Attitude and Position Alignment for Odometer-Aided SINS Based on Backtracking Scheme”. IEEE Access. Vol. 7, pp. 20211-20224, 2019.
10. Zhang, L., Wu, W., Wang, M., & Guo, Y. “DVL-Aided SINS In-Motion Alignment Filter Based on a Novel Nonlinear Attitude Error Model”. IEEE Access. Vol. 7, pp. 62457 – 62464, 2019.


www.SID.ir

Archive of SID

www.SID.ir