



## Design and Implementation a Constrained Adaptive Estimation Algorithm for Low-cost Integrated Navigation System in Urban Area

S. Khan Kalantary<sup>1</sup>, S. Rafatnia<sup>2</sup>, H. Mohammadkhani<sup>3\*</sup>, M. Hajizadeh<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Department of Electrical and Computer Engineering, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran.

<sup>2</sup> Department of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran.

<sup>3</sup> Department of Aerospace Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran.

<sup>4</sup> Department of Mechanical Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran.

**ABSTRACT:** Due to stochastic noises, modeling uncertainties and nonlinearities in low-cost inertial measurement units, the positioning error of strap-down inertial navigation systems are increased exponentially. So, the inertial navigation system is integrated with aiding navigation systems like a global navigation satellite system by using an estimation algorithm to obtain an acceptable positioning accuracy. In the urban area, the global navigation satellite system signal may be obstructed because of tall trees and buildings. Therefore, in the present paper, a novel constrained adaptive integration algorithm is developed for integration of the strap-down inertial navigation system and global navigation satellite system. In this algorithm, the velocities constraints in body frame in addition to altitude constraints based on a barometer data are firstly developed, and then a constrained estimation algorithm is designed based on the proposed constraints. In addition, a type-2 fuzzy algorithm is used to calculate the estimator parameters based on vehicle maneuvers. The real vehicular tests are used for implantation and validation of the proposed algorithm. The experimental results indicate that the proposed adaptive constrained estimation algorithm enhanced the estimation accuracy of the strap-down inertial navigation system steady states.

### Review History:

Received: 8/27/2018

Revised: 12/24/2018

Accepted: 2/4/2019

Available Online: 2/11/2019

### Keywords:

Strap-down inertial navigation system

Global navigation satellite system

Constrained estimation

Type-2 fuzzy

Signal outage

## 1. INTRODUCTION

The purpose of the Strap-Down Inertial Navigation System (SINS) is to calculate the position, velocity, and orientation of the vehicle by integration respect to time of inertial sensors outputs. This method can be easily employed using low-cost micro-electro mechanical system grade Inertial Measurement Unit (IMU). The main limitation of low-cost IMU is due to the stochastic noises, modeling uncertainties and nonlinearities in low-cost IMU [1]. In order to compensate this scarcity, the SINS should be integrated with an aiding navigation system such as a Global Navigation Satellite System (GNSS). The GNSS is employed to broaden the effectiveness of SINS in different situations. In this respect, position and velocity components of GNSS are used to compensate for the stand-alone SINS navigation errors. However, the signal of GNSS may be blocked because of tall trees and buildings in urban areas. The GNSS signal blockage causes some side effects such as instability in the vertical channel of SINS parameters [2].

One of the efficient approaches to integrate the SINS/GNSS is Kalman Filtering (KF). Nourmohammadi and Keighobadi [3] present a cubature kalman filter for SINS/GNSS integration system. In another work, a fuzzy adaptive KF is presented to enhance the long-term performance of conventional SINS/GNSS navigation systems [4]. As a centralized and decentralized point of view to kalman filtering approach, Nourmohammadi and Keighobadi [5], with some

\*Corresponding author's email: hmohammadkhani@ihu.ac.ir

assumption in vehicle velocity components, predicted the vehicle future states and used it in the integration algorithm during GNSS outage. Godha and Cannon [6] proposed an Extended Kalman Filter (EKF) with altitude and velocity constraints for SINS/GNSS integrated system. With an intelligent approach to SINS/GNSS integration system, Musavi and Keighobadi [7] illustrate a fuzzy neural network approach for approximation of IMU uncertainties. Rafatnia et al. [2] present a recurrent wavelet network for SINS/GNSS data fusion algorithm.

In this study, with using constrained fuzzy EKF, the SINS/GNSS navigation system is integrated to improve the accuracy and reliability of the integrated navigation system. In this respect, the velocity and altitude constraints are developed for the SINS/GNSS system, and then a constrained fuzzy EKF is used as data fusion algorithm for this system. Finally, some real vehicular tests are conducted to verify the performance of the proposed information fusion algorithm for integrated SINS/GNSS system. The results indicate that the proposed algorithm reduced mean value and standard deviation of estimation error and increased the reliability of the system during GNSS-outage.

## 2. METHODOLOGY

The overall structure of the proposed data fusion algorithm is shown in Fig. 1. An IMU system includes 3-axis accelerometers, 3-axis gyroscopes and barometer, and thermometer with 100Hz updating rate is used. The GNSS



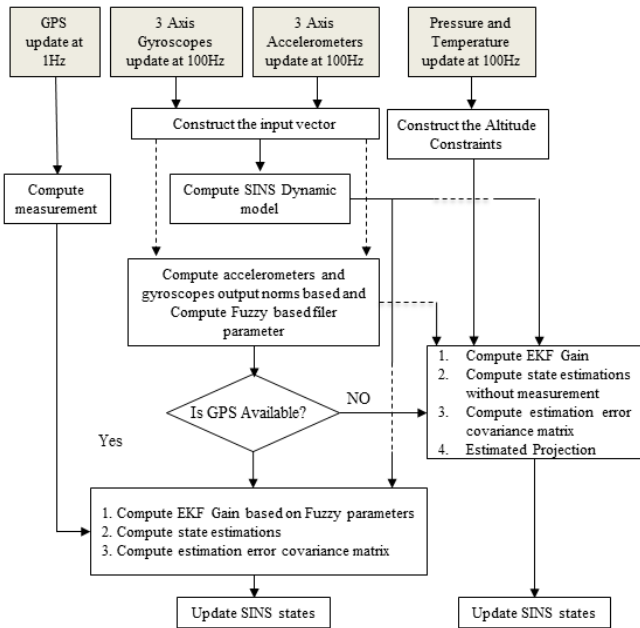


Fig. 1. The overall structure of the integration algorithm

receiver with 1 Hz updating rate is used to obtained reference position and velocity components of the vehicle. According to Fig. 1, the norm of IMU data is used to compute fuzzy based EKF parameters. In addition, air data sensors data are used to construct the altitude constraints.

### 3. DISCUSSION AND RESULTS

In order to implementation of the proposed data fusion algorithm for SINS/GNSS navigation system, some vehicular real test performed in Azarshahr, Iran. The vehicle trajectory during the test is shown in Fig. 2. According to Fig. 2, the test is conducted in an urban area with different dynamically maneuvering. In addition, because of tall trees and building different GNSS-outage are experienced during the test. The altitude of the vehicle is shown in Fig. 3. According to Fig. 3, the vehicular test has been applied approximately for 400 seconds and the altitude of the vehicle is changed more than 20 meters.

The estimation result of the latitude-longitude trajectory of the vehicle for both constrained adaptive EKF and unconstrained EKF based integrated navigation algorithms



Fig. 2. Vehicular trajectory

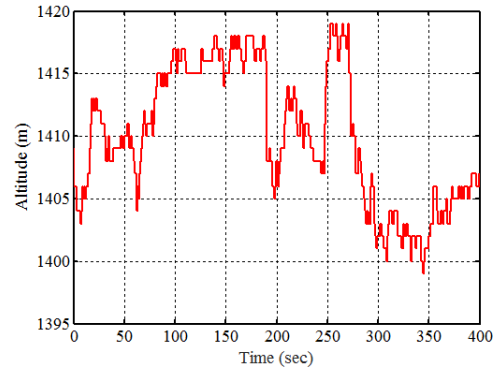


Fig. 3. Vehicular altitude

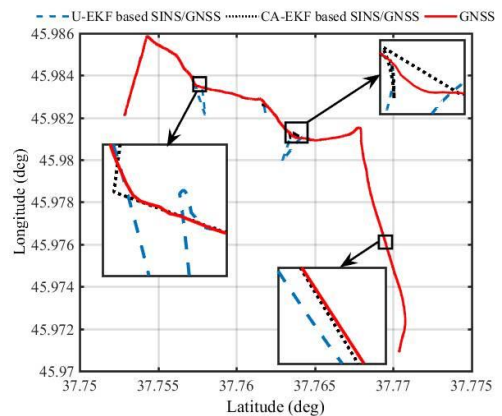


Fig. 4. Estimated vehicular trajectory

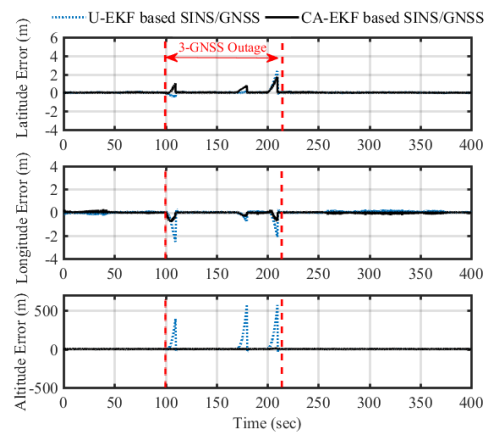
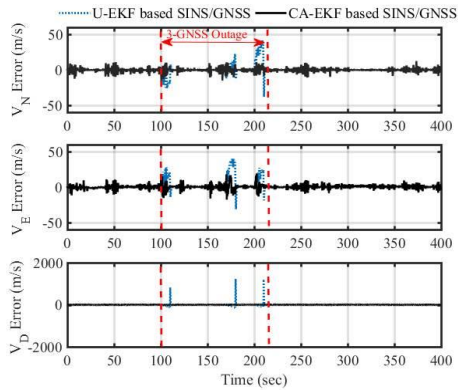


Fig. 5. Estimation error of vehicular positions

is presented in Fig. 4. Accordingly, the estimation error of position and velocity components of the vehicle with respect to the reference GNSS data are shown in Figs. 5 and 6, respectively. According to these results, the proposed algorithm improved the accuracy and reliability of the SINS/GNSS navigation system.

### 4. CONCLUSION

For enhancement navigation reliability and accuracy of integrating SINS/GNSS during GNSS-outage; an adaptive constrained integration algorithm has been designed in this paper. Fuzzy logics are defined to determine automatically



**Fig. 6. Estimation error of vehicular velocity**

the covariance matrix of system noise in fuzzy EKF algorithm. The proposed information fusion scheme for the SINS/GNSS is employed in various vehicular tests. The results indicate that the proposed adaptive constrained integrated algorithm improved reliability and accuracy of the integrated navigation system.

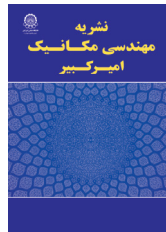
## REFERENCES

[1] S. Sukkarieh, E. Nebot, H. Durrant-Whyte, Achieving integrity

in an INS/GPS navigation loop for autonomous land vehicle applications, in: *Robotics and Automation, 1998. Proceedings. 1998 IEEE International Conference, IEEE, Leuven, Belgium, 1998*, pp. 3437-3442.

- [2] S. Rafatnia, H. Nourmohammadi, J. Keighobadi, M. Badamchizadeh, In-move aligned SINS/GNSS system using recurrent wavelet neural network (RWNN)-based integration scheme, *Mechatronics*, 54 (2018) 155-165.
- [3] H. Nourmohammadi, J. Keighobadi, Decentralized INS/GNSS system with MEMS-grade inertial sensors using QR-factorized CKF, *IEEE Sensors Journal*, 17(11) (2017) 3278-3287.
- [4] H. Nourmohammadi, J. Keighobadi, Fuzzy adaptive integration scheme for low-cost SINS/GPS navigation system, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 99(2018) (2018) 434-449.
- [5] H. Nourmohammadi, J. Keighobadi, Design and experimental evaluation of indirect centralized and direct decentralized integration scheme for low-cost INS/GNSS system, *GPS Solutions*, 22 (2018) 1-18.
- [6] S. Godha, M. Cannon, GPS/MEMS INS integrated system for navigation in urban areas, *GPS Solutions*, 11(3) (2007) 193-203.
- [7] N. Musavi, J. Keighobadi, Adaptive fuzzy neuro-observer applied to low cost INS/GPS, *Applied Soft Computing*, 29 (2015) 82-94.





## طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم تخمین مقید تطبیقی برای سامانه ارزان قیمت ترکیبی ناوبری اینرسی - موقعیت‌یاب جهانی در محیط‌های شهری

سعید خان کلانتری<sup>۱</sup>، صدرا رفعت‌نیا<sup>۲</sup>، حسن محمدخانی<sup>۳\*</sup>، محسن حاجی‌زاده<sup>۴</sup>

<sup>۱</sup> دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

<sup>۲</sup> دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران

<sup>۳</sup> دانشکده هوا فضا، دانشگاه امام حسین، تهران، ایران

<sup>۴</sup> دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه امام حسین، تهران، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷-۰۶-۰۵

بازنگری: ۱۳۹۷-۱۰-۰۳

پذیرش: ۱۳۹۷-۱۱-۱۵

ارائه آنلاین: ۱۳۹۷-۱۱-۲۲

### کلمات کلیدی:

سامانه ناوبری اینرسی متصل به بدنه

سامانه موقعیت‌یاب جهانی

تخمین مقید، منطق فازی نوع ۲

قطعی سیگنال

**خلاصه:** در سامانه‌های ناوبری اینرسی، به دلیل وجود عدم قطعیت‌های ناشی از نویز و بایاس حسگرهای اینرسی ارزان قیمت، خطای موقعیت‌یابی در مدت زمان کوتاه، افزایش چشمگیری پیدا می‌کند. بنابراین ترکیب آن با یک سامانه کمکی مانند سامانه موقعیت‌یاب جهانی به منظور کاهش خطای سامانه ناوبری اینرسی توسط یک الگوریتم تخمین‌زن مناسب پیشنهاد می‌شود. در مناطق شهری به دلیل نزدیکی به درختان و ساختمان‌های بزرگ، امکان قطعی سیگنال سامانه موقعیت‌یاب جهانی وجود دارد. در همین راستا به منظور ارائه داده‌های قابل اطمینان در مواقع قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی، در این مقاله به ارائه الگوریتم تخمین مقید تطبیقی برای سامانه ترکیبی ناوبری اینرسی-موقعیت‌یاب جهانی پرداخته می‌شود. در این تخمین‌زن، ابتدا قیودی مناسب با استفاده از فرضیاتی در مورد سرعت‌های خودرو و همچنین قیود ارتفاع براساس داده‌های فشارسنج تعریف شده و سپس به ارائه الگوریتم تخمین مقید براساس قیود، پرداخته می‌شود. همچنین به منظور کاهش خطای تخمین از منطق فازی نوع ۲ برای تنظیم پارامترهای تخمین‌زن متناسب با مانور خودرو استفاده می‌شود. به منظور صحت‌گذاری الگوریتم ارائه شده از تست خودرو استفاده می‌شود. نتایج حاصل نشان می‌دهد که با استفاده از الگوریتم طراحی شده، دقت تخمین متغیرهای حالت ناوبری اینرسی نسبت به حالت نامقید به میزان قابل توجهی افزایش خواهد یافت.

### ۱- مقدمه

و ژيروسکوپ‌هایی که کمیت‌های دینامیکی مانند شتاب و سرعت زاویه‌ای را اندازه‌گیری می‌کنند. این سامانه‌ها به دلیل عدم نیاز به اطلاعات خارجی، پهنای باند و نرخ نمونه‌برداری بالا، قادر به اندازه‌گیری داده‌های اینرسی در حرکت‌ها و مانورهای سریع می‌باشند. مهم‌ترین مشکل این سیستم تجمیع خطا با گذشت زمان است که به دلیل معایب حسگرهای اینرسی مانند نویز، بایاس شتاب‌سنج و دررفت ژيروسکوپ و خطاهای محاسباتی، خطا در اطلاعات متغیرهای حالت ایجاد شده و با گذر زمان افزایش می‌یابد [۲]. همچنین محیطی که وسیله نقلیه در آن در حال حرکت است، بر روی نرخ افزایش خطای ناوبری تأثیرگذار است. بنابراین این حسگرها خطای بلندمدت زیاد و خطای کوتاه‌مدت کمی دارند. خطاهای بلندمدت در داده‌های سامانه ناوبری اینرسی را می‌توان با استفاده از سامانه‌های دیگری که اطلاعات ناوبری مستقلی مانند موقعیت را فراهم می‌نمایند، کاهش

ناوبری اینرسی یکی از روش‌های مسیریابی و تعیین موقعیت است، که در این روش، تعیین موقعیت و سرعت با انتگرال‌گیری از داده‌های خروجی چند حسگر و با دانستن مجموعه‌ای از اطلاعات اولیه موقعیت، سرعت و جهت حرکت انجام می‌شود. هسته مرکزی سامانه‌های ناوبری متصل به بدنه<sup>۱</sup> متشکل از مجموعه‌ای از چند حسگر است که با رایانه‌ای ترکیب شده‌اند و می‌توانند اطلاعات ناوبری را با دقت و پایداری نسبی لازم محاسبه کنند [۱]. خروجی این سامانه‌ها، متغیرهای حالت ناوبری شامل اطلاعات موقعیت، سرعت و وضعیت (زوایای سمت و تراز) هستند. حسگرهای رایجی که در این سامانه‌ها می‌توان از آن‌ها استفاده کرد، عبارتند از شتاب‌سنج‌ها

1 Strap - down Inertial Navigation system (SINS)

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: hmohammadkhani@ihu.ac.ir



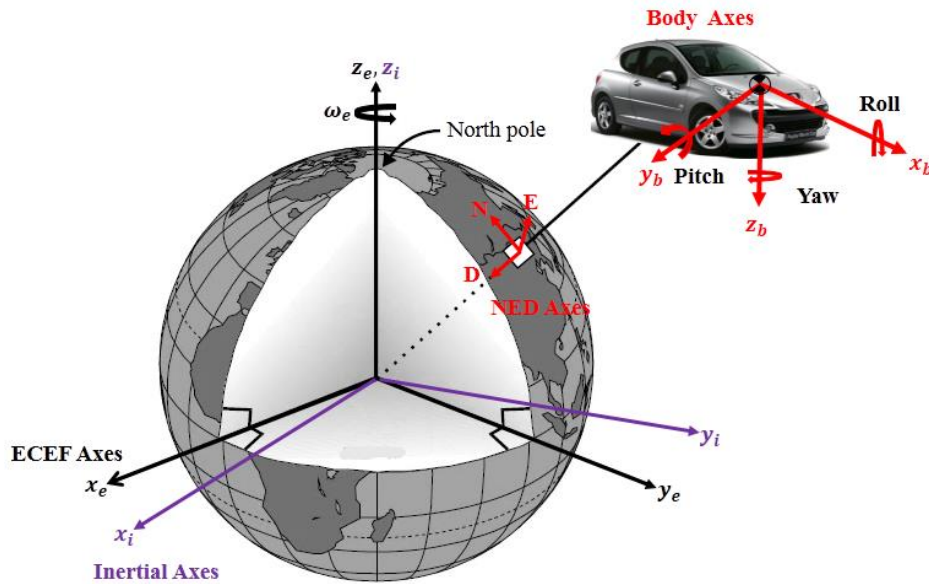
بر اندازه‌گیری‌های حسگرهای اینرسی ریزالکترومکانیکی نامعلوم بوده، بنابراین نیاز به طراحی تخمین‌زن غیرخطی در این سامانه‌ها است. در این راستا به منظور ترکیب بهینه دو سامانه ناوبری اینرسی و سامانه موقعیت‌یاب جهانی به شکل برخط استفاده از تخمین‌زن کالمن و مشتقات آن (از نوع توسعه‌یافته برای سامانه‌های غیرخطی) رایج است (فارل و همکاران در سال ۲۰۰۰ [۳]) و (وندل و همکاران در سال ۲۰۰۶ [۶]). نورمحمدی و کیقبادی [۵] به ارائه الگوریتم تخمین‌زن کالمن مرکزی و غیرمرکزی برای سیستم ناوبری ترکیبی پرداختند، در این کار با در نظر گرفتن شرط عدم لغزش جانبی خودرو و همچنین عدم سرعت عمودی در محورهای متصل به بدنه خودرو، به طراحی الگوریتمی برای قطعی سیگنال‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی پرداخته شد. در کاری دیگر [۷] با جدا کردن متغیرهای حالت وضعیت خودرو، از یک تخمین‌زن کالمن مکعبی غیرمتمرکز در تخمین متغیرهای حالت سیستم ناوبری ترکیبی استفاده کردند. همچنین در کاری دیگر از یک تخمین‌زن کالمن توسعه‌یافته در ترکیب با فازی برای تخمین متغیرهای حالت استفاده نمودند. در این کار با توجه به مانور خودرو امکان انتخاب بین سیستم ناوبری اینرسی و سیستم مجموعه زوایای سمت و تراز یک سیستم مرجع<sup>۲</sup> برقرار می‌شد [۸]. گودها و کنون [۹] نیز از یک تخمین‌زن کالمن توسعه‌یافته برای تخمین متغیرهای حالت سیستم ناوبری ترکیبی استفاده کردند. در این کار مشکلات قطعی سیگنال سامانه موقعیت‌یاب جهانی با سه فرض عدم لغزش جانبی و عدم وجود سرعت در راستای عمودی و همچنین تغییرات ناچیز ارتفاع، مرتفع شد. استفاده از الگوریتم‌های هوشمند یکی دیگر از روش‌های استفاده شده برای ارائه الگوریتم‌های تخمین است، موسوی و کیقبادی [۱۰] به ارائه یک الگوریتم تخمین تطبیقی برپایه شبکه عصبی - فازی برای سیستم ناوبری ترکیبی پرداختند. در کاری دیگر رفعت‌نیا و همکاران [۱۱] به ارائه الگوریتم شبکه عصبی مویک برای سامانه ناوبری اینرسی در ترکیب با فشارسنج پرداختند. در این کار قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی به صورت عملکرد یک ثانیه‌ای سیگنال‌ها مورد بررسی قرار گرفت. نورالدین و همکاران [۱۲] مدلی برای خطای سنسورهای اینرسی براساس شبکه عصبی پیشنهاد نمودند تا در مواقع قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی عملکرد سیستم ترکیبی را حفظ نمایند. باهات و همکاران [۱۳] به ارائه الگوریتم

داد. این کار را در یک سامانه ناوبری ترکیبی که قادر به ترکیب بهینه داده‌های منبع مستقل با داده‌های سامانه ناوبری اصلی است، می‌توان انجام داد. ویژگی این سامانه مستقل که سامانه ناوبری کمکی نامیده می‌شود، پایداری در خطای بلندمدت ناوبری است که در تکامل با پایداری در خطای کوتاه‌مدت سامانه ناوبری اینرسی است. در حالت کلی سامانه ناوبری اینرسی که شامل واحد اندازه‌گیری اینرسی است را به طور بهینه‌ای می‌توان با یک سامانه ناوبری کمکی ترکیب کرد تا دقت اطلاعات ناوبری شامل موقعیت، سرعت و وضعیت را بهبود داد [۳]. یکی از شناخته شده‌ترین سامانه‌های کمکی، سامانه موقعیت‌یاب جهانی<sup>۱</sup> است. ترکیب داده‌های سامانه ناوبری اینرسی با سامانه موقعیت‌یاب جهانی به وسیله الگوریتم تخمین‌زن مناسب نه تنها قابلیت اطمینان سامانه‌های ناوبری را افزایش می‌دهد بلکه دقت داده‌های ناوبری را نیز بهبود می‌بخشد.

خطای موقعیت و سرعت تعیین شده توسط سامانه موقعیت‌یاب جهانی در مواقع عادی کارکرد آن محدود است و بسته به دقت آن می‌تواند حتی در حد سانتی‌متر باشد، اما کاربران سامانه موقعیت‌یاب جهانی ممکن است قطع داده‌ها به دلیل تداخل امواج رادیویی و پارازیت را تجربه کنند [۴]. بنابراین در مواقعی مانند نزدیکی درختان، ساختمان‌های بلند، کوه‌ها، داخل تونل‌ها و غیره تنها با استفاده از سامانه موقعیت‌یاب جهانی نمی‌توان به اهداف ناوبری رسید.

بر همین اساس، یکی از مهم‌ترین چالش‌های موجود در سامانه‌های ترکیبی ناوبری اینرسی - موقعیت‌یاب جهانی دقت و قابلیت اطمینان داده‌های ناوبری حین اختلال در داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی است. حین قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی، تصحیح داده‌های سامانه ناوبری اینرسی متوقف شده و به دلیل وجود نامعینی‌ها و خطاها در واحدهای اندازه‌گیری اینرسی ارزان‌قیمت، عملکرد و دقت سامانه ناوبری اینرسی با مشکل مواجه شده و موجب افزایش سریع خطا در موقعیت‌یابی سامانه ناوبری اینرسی می‌شود [۵]. بنابراین ارائه روش‌های تخمین مناسبی که قابلیت ارائه داده‌های قابل اطمینان در صورت قطعی سیگنال‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی داشته باشد، بسیار مهم است.

با توجه به اینکه در سامانه ناوبری ترکیبی تمام روابط نسبت به متغیرهای حالت غیرخطی بوده و خطاها و عدم قطعیت‌های تأثیرگذار



شکل ۱: طرح‌واره سیستم ناوبری اینرسی  
Fig.1. Schematic of inertial navigation system

برپایه فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای این سیستم ارائه می‌شود. به علاوه از آنجایی که تنظیم دقیق ماتریس هم‌وردایی<sup>۱</sup> نویز فرآیند تاثیر قابل ملاحظه‌ای در عملکرد تخمین‌زن دارد، در این مقاله با استفاده از منطق فازی نوع ۲ و متناسب با مانور خودرو ماتریس هم‌وردایی نویز فرآیند در تخمین‌زن مقید به صورت تطبیقی تغییر کرده تا خطای تخمین کاهش یابد. در نهایت عملکرد تخمین‌زن مقید تطبیقی ارائه شده، به صورت تست‌های خودرو مورد بحث و بررسی قرار گرفته و نتایج این تخمین‌زن با تخمین‌زن‌های نامقید مورد مقایسه قرار می‌گیرد. به صورت خلاصه، اهداف و نوآوری‌های این مقاله به صورت زیر می‌باشند:

- توسعه قیود مناسب برای ارتفاع خودرو برپایه داده‌های هوایی<sup>۲</sup>.
- استفاده از منطق فازی نوع ۲ و تنظیم تطبیقی ماتریس هم‌وردایی نویز فرآیند متناسب با مانور خودرو.
- ارائه الگوریتم تخمین مقید - تطبیقی برای سامانه ارزان‌قیمت ترکیبی ناوبری اینرسی - موقعیت‌یاب جهانی.
- ارزیابی عملی الگوریتم ارائه شده در سیستم واقعی و انجام تست‌های خودرو با مانورهای مختلف.

## ۲- سامانه ناوبری اینرسی

در شکل ۱ سامانه ناوبری اینرسی متصل به بدنه ارائه شده است.

تخمین هیبرید برای سیستم ترکیبی پرداختند. در این الگوریتم، شبکه عصبی براساس داده‌های گذشته سامانه ناوبری اینرسی آموزش داده می‌شود، تا در مواقع قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی به جبران خطاهای این سیستم بپردازد.

در قسمتی از کارهای ارائه شده در بالا که قطعی سیگنال سامانه موقعیت‌یاب جهانی هم در طراحی تخمین‌زن مورد بحث قرار گرفته شده بود، تخمین‌زن‌های ارائه شده به صورت نامقید مورد بررسی گرفتند، و در هنگام قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی با دو فرض عدم لغزش جانبی و عدم سرعت عمودی و یا تغییرات ارتفاع ناچیز به ارائه الگوریتمی در مواجهه با قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی پرداختند. همچنین در کارهای ارائه شده در مراجع [۱۱]، [۱۴ - ۱۶] که در آن‌ها از ترکیب سامانه ناوبری اینرسی با فشارسنج برای پایداری کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی استفاده شده است، تخمین‌زن به صورت نامقید توسعه‌یافته و هیچ قیدی در مسئله طراحی تخمین‌زن در نظر گرفته نشده است. در این مقاله هدف ارائه تخمین‌زن مقیدی برپایه تخمین‌زن کالمن تطبیقی است، که قیود وجودی در سیستم را به صورت بهینه در طراحی تخمین‌زن در نظر بگیرد. به همین منظور در این مقاله در رویکرد جدیدی ابتدا با استفاده از داده‌های یک فشارسنج که از دقت بالایی برخوردار بوده و داده‌های آن مستقل از داده‌های خارجی است، به ارائه قیود مناسب برای ارتفاع سیستم پرداخته شده و سپس الگوریتم تخمین مقیدی

1 Covariance  
2 Air - Data

$$C_b^n = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & -C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & -S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (۶)$$

که در آن  $\varphi$ ،  $\theta$  و  $\psi$  به ترتیب زوایای رول، پیچ و یاو حول مختصات متصل به بدنه بوده و براساس معادلات زوایای اولر به شکل زیر محاسبه می‌شوند [۱۷].

$$\dot{\varphi} = (\omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi) \tan \theta + \omega_x \quad (۷)$$

$$\dot{\theta} = \omega_y \cos \varphi - \omega_z \sin \varphi \quad (۸)$$

$$\dot{\psi} = (\omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi) \sec \theta \quad (۹)$$

که در آن بردار ورودی ژيروسکوپ سه محوره،  $\underline{\omega}^b = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$  را می‌توان به صورت رابطه زیر نوشت [۱۰]:

$$\underline{\omega}^b = (\omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T = (\underline{\tilde{\omega}}^b - \nabla \underline{\tilde{\omega}}^b) - C_b^n [\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n] \quad (۱۰)$$

که در آن  $\underline{\tilde{\omega}}^b$  و  $\nabla \underline{\tilde{\omega}}^b$  به ترتیب داده‌های ژيروسکوپ‌های سه‌محوره متصل به بدنه و دریافت متناسب با آن‌ها می‌باشند. 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 است.

برای مدل‌سازی بایاس شتاب‌سنج‌ها ( $\nabla \underline{f}^b$ ) و دریافت ژيروسکوپ‌ها ( $\nabla \underline{\tilde{\omega}}^b$ ) در مختصات بدنه از یک مدل گوس - مارکوف مرتبه اول به شکل زیر استفاده می‌شود.

$$\nabla \dot{f}_i^b = -\beta_i^a \nabla f_i^b + \sigma_i^b \sqrt{2\beta_i^a} w(t) \quad i = x, y, z \quad (۱۱)$$

$$\nabla \dot{\tilde{\omega}}_i^b = -\beta_i^g \nabla \tilde{\omega}_i^b + \sigma_i^g \sqrt{2\beta_i^g} w(t) \quad i = x, y, z \quad (۱۲)$$

که در آن  $\beta_i^a$  و  $\sigma_i^b$  به ترتیب انحراف از معیار<sup>۱</sup> و معکوس زمان همبستگی<sup>۲</sup> بایاس شتاب‌سنج هستند.  $\beta_i^g$  و  $\sigma_i^g$  به ترتیب انحراف معیار و معکوس زمان همبستگی مدل دریافت ژيروسکوپ می‌باشند. همچنین  $w(t)$  نویز سفید گوسی (نویز سفید با تابع چگالی احتمال گوسی) است.

## ۲-۲-۲ مدل‌سازی ارتفاع فشاری

به طور معمول ارتفاع فشاری براساس فرض مدل اتمسفر استاندارد، که در آن دما و فشار سطح دریا ۲۸۸/۱۵ کلوین و

براساس شکل ۱ سامانه ناوبری اینرسی شامل روابط دینامیکی تغییرات متغیرهای حالت سامانه است که در آن‌ها از خروجی حسگرهای اینرسی ریزالکترومکانیکی به‌عنوان ورودی برای به‌روزرسانی متغیرهای حالت استفاده می‌شود. براساس این شکل دستگاه‌های مختصات استفاده شده در سیستم ناوبری متشکل از چهار دستگاه (۱) دستگاه مختصات زمینی که با زیرنویس  $e$  نشان داده شده است، (۲) دستگاه مختصات اینرسی که با زیرنویس  $i$  ارائه می‌شود، (۳) دستگاه مختصات محلی (N - E - D) و (۴) دستگاه مختصات متصل به بدنه که با زیرنویس  $b$  نمایش داده می‌شود، است.

## ۲-۱-۲ مدل‌سازی سیستم ناوبری اینرسی

روابط موقعیت سامانه ناوبری اینرسی به صورت رابطه (۱) در فضای حالت زمان - پیوسته بیان می‌شود [۱۱].

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

که در آن  $L$  و  $h$  به ترتیب عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع می‌باشند. همچنین  $R_N$  و  $R_E$  به ترتیب شعاع خط نصف‌النهار و شعاع عرضی زمین می‌باشند. بردارهای سرعت که با  $v_N$ ،  $v_E$  و  $v_D$  نمایش داده می‌شوند، به شکل زیر تعریف می‌شوند [۱۱].

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

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

$$(v_D + v_N \sin L)$$

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

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

$$\underline{f}^n = (f_N \ f_E \ f_D)^T = C_b^n (\underline{f}^b - \nabla \underline{f}^b) \quad (۵)$$

که در آن  $\underline{f}^b$  بردار داده‌های شتاب‌سنج‌های سه‌محوره در مختصات متصل به بدنه بوده و  $\nabla \underline{f}^b$  بردار بایاس شتاب‌سنج‌ها است. همچنین  $C_b^n$  ماتریس دوران انتقال از مختصات بدنه به مختصات محلی بوده و به شکل زیر تعریف می‌شود [۱۱].

1 Standard Deviation

2 Correlation Time



### ۳-۲- قیود سیستم ناوربری اینرسی

استفاده از قیود سیستم ناوربری اینرسی در مواقع اختلال و قطعی در داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی یکی از ایده‌های ارائه شده در این مقاله است. در همین راستا و براساس شکل ۲، سه قید سرعت برای سیستم سامانه ناوربری اینرسی و همچنین دو قید ارتفاع برای این سیستم تعریف می‌شود. اساس قیود سرعت برپایه فرض عدم لغزش جانبی خودرو و همچنین عدم وجود سرعت عمودی در خودرو به شکل زیر تعریف می‌شود.

$$\begin{aligned} v_x &< v_{\max} \\ v_y &= 0 \\ v_z &= 0 \end{aligned} \quad (17)$$

که در آن  $v_{\max}$  بیشینه سرعت رانندگی در مناطق شهری است. با تبدیل قیود سرعت‌ها از دستگاه مختصات متصل به بدنه به دستگاه مختصات محلی به کمک ماتریس انتقال رابطه (۶)، قیود سرعت در دستگاه مختصات محلی به شکل زیر بازنویسی می‌شوند:

$$\begin{aligned} v_N &< v_{\max} (\cos \theta \cos \psi) \\ v_E &< v_{\max} (\cos \theta \sin \psi) \\ v_D &< -v_{\max} (\sin \theta) \end{aligned} \quad (18)$$

در سیستم‌های ناوربری اینرسی وسایل سرعت پایین، همچون خودروها برخلاف وسایل نقلیه مافوق صوت، ناپایداری کانال عمودی نه تنها سبب می‌شود که خطای اندازه‌گیری ارتفاع به صورت نمایی افزایش یابد، بلکه منجر به کاهش دقت در تخمین سایر متغیرهای حالت در سیستم ناوربری نیز می‌شود. در این مقاله، برپایه داده‌های هوایی قیودی مناسب برای ارتفاع سیستم ناوربری اینرسی در مواقع قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی تعریف می‌شود. سامانه موقعیت‌یاب جهانی، مدلی چندگانه از زمین را در حافظه خود دارا است که برای تخمین میانگین سطح دریاها از آزاد استفاده می‌شود. رایج‌ترین مدل شناخته شده سیستم ژئودتیک<sup>۲</sup> زمین است که در سال ۱۹۸۴ تهیه شده است. در سیستم ژئودتیک، زمین به شکل بیضی فرض می‌شود که این مدل تخمین خوبی برای محاسبه میانگین سطح دریا با خطایی در حدود ۱۰۰- تا ۷۰ متر در سراسر جهان است [۴]. بنابراین اختلاف بین ارتفاع فشاری دقیق ( $H$ ) براساس معادله (۱۴) و ارتفاع ارائه شده توسط سامانه موقعیت‌یاب جهانی، مقداری مشخص شده توسط مدل ژئودتیک زمین خواهد بود [۱۱، ۱۴، ۱۵، ۱۸]. بنابراین در این مقاله،

۱۰۱/۳۲۵ کیلوپاسکال فرض می‌شوند، به شکل زیر محاسبه می‌شود [۱۴ و ۱۵]:

$$H_p = \frac{T_0}{L} \left[ \left( \frac{P_s}{P_0} \right)^{\frac{LR}{g}} - 1 \right] + H_0 \quad (13)$$

که در آن،  $T_0$  و  $P_0$ ، به ترتیب دما و فشار در سطح آزاد دریا است.  $L$  و  $R$  به ترتیب نرخ گذر ثابت<sup>۱</sup>، ثابت جهانی گاز هستند.  $H_0$  مقدار صفر را برای داده‌های سطح دریا می‌گیرد و  $P_s$  فشاری است که توسط فشارسنج اندازه گرفته می‌شود.

با توجه به معادله (۱۳)، ارتفاع فشاری براساس فشار استاتیک در یک نقطه ثابت تعیین می‌شود. اما با توجه به این که مقدار دقیق دما و فشار در سطح دریا همیشه ثابت نیست، انحراف این مقادیر از مقادیر ثابت منجر به خطای قابل ملاحظه‌ای در ارتفاع فشاری اندازه‌گیری شده می‌شود [۱]. برای جلوگیری از این خطای اندازه‌گیری، از مدل اتمسفر غیراستاندارد استفاده می‌شود. برای اتمسفر غیراستاندارد، دما و فشار در سطح دریا مقادیر ثابتی نیستند. با در نظر گرفتن ضریب مقیاس  $s$  و بایاس  $b$ ، برای ارتفاع فشاری اتمسفر غیراستاندارد، ارتفاع فشاری دقیق به شکل زیر محاسبه می‌شود [۱۴ و ۱۵].

$$H = H_p + s(H_p - H_0) + b \quad (14)$$

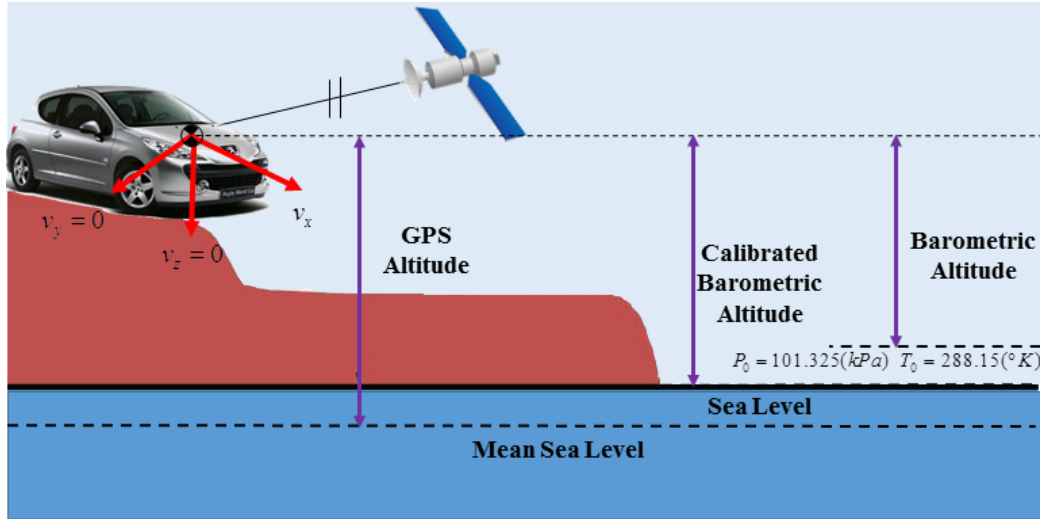
در معادله (۱۴)،  $H$  ارتفاع فشاری کالیبره شده برای شرایط اتمسفر غیراستاندارد است که در آن ضریب مقیاس و بایاس از رابطه‌های زیر محاسبه می‌شوند.

$$s = \frac{\Delta T}{T_0}, \quad b = \frac{RT_0}{g} \left( \frac{\Delta P}{P_0} \right) \quad (15)$$

در معادله (۱۵)،  $\Delta T$  و  $\Delta P$ ، به ترتیب اختلاف دما و فشار در سطح دریا از شرایط استاندارد است. برای محاسبه دما و فشار محلی در سطح دریا از روابط زیر استفاده می‌شود [۱۴ و ۱۵]:

$$\begin{aligned} T_i &= T_s + LH_p \\ P_i &= P_s + \rho g H_p \end{aligned} \quad (16)$$

در معادله (۱۶)،  $T_i$  و  $P_i$ ، به ترتیب نشان‌دهنده دما و فشار دقیق در سطح دریا می‌باشند.  $T_s$  دمای اندازه‌گیری شده توسط حسگر دما است.



شکل ۲: قیود سیستم ناوبری اینرسی در مواقع قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی  
 Fig.2. The constraints of inertial navigation system during GNSS outage

هم‌وردایی  $(Q_k)$  و نویز اندازه‌گیری  $v_k \sim N(0, R_k)$  (نویز سفید گوسی با هم‌وردایی  $R_k$ ) است.

### ۳-۱- الگوریتم تلفیق نامقید

تخمین‌زن کالمن توسعه‌یافته در دو گام به‌روزرسانی زمان<sup>۱</sup> و به‌روزرسانی اندازه‌گیری<sup>۲</sup> پیاده‌سازی می‌شود. در گام اول ماتریس هم‌وردایی تخمین  $(P_k^-)$  و تخمین متغیر حالت به شکل زیر به‌روزرسانی می‌شوند:

$$P_k^- = \eta_k Q_{k-1} \eta_k^T + \lambda_k P_{k-1}^+ \lambda_k^T \quad (22)$$

$$\hat{x}_k^- = \underline{F}(x_{k-1}, u_{k-1}, 0)$$

که در آن  $\eta_k$  و  $\lambda_k$  جمله اول بسط تیلور توابع (۲۱) بوده و به شکل زیر تعریف می‌شوند. لازم به ذکر است تخمین متغیر حالت در شاخص زمانی  $k$  ام قبل از اعمال اندازه‌گیری‌ها و  $\hat{x}_k^+$  تخمین متغیر حالت در شاخص زمانی  $k$  ام بعد از اعمال اندازه‌گیری‌ها است.

$$\lambda_k = \frac{\partial \underline{F}_k}{\partial \underline{x}} \Big|_{\hat{x}_{k-1}^+} \quad (23)$$

$$\eta_k = \frac{\partial \underline{F}_k}{\partial \underline{w}} \Big|_{\hat{x}_{k-1}^+}$$

در مرحله به‌روزرسانی اندازه‌گیری، ابتدا بهره کالمن  $(K_k)$  محاسبه شده سپس بردار تخمین متغیرهای حالت و ماتریس هم‌وردایی تخمین به شکل زیر به‌روزرسانی می‌شود:

در مواقع قطعی سیگنال سامانه موقعیت‌یاب جهانی، براساس شکل ۲ قید ارتفاع به شکل زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$H < h < H + h_{MSL} \quad (19)$$

که در آن  $h_{MSL}$  بیشینه ارتفاع منطقه توسط مدل ژئودتیک زمین است.

### ۳- الگوریتم تلفیق سامانه ترکیبی ناوبری اینرسی - موقعیت‌یاب جهانی

با در نظر گرفتن معادلات (۱) تا (۱۲)، بردار فضای حالت، بردار ورودی و بردار خروجی سیستم ناوبری اینرسی به ترتیب به صورت رابطه (۲۰) قابل ارائه می‌باشند.

$$x = [L \quad l \quad h \quad v_N \quad v_E \quad v_D \quad \varphi \quad \theta \quad \psi \quad (20)$$

$$\nabla f_x^b \quad \nabla f_y^b \quad \nabla f_z^b \quad \nabla \tilde{\omega}_x^b \quad \nabla \tilde{\omega}_y^b \quad \nabla \tilde{\omega}_z^b]$$

$$u = [f_x^b \quad f_y^b \quad f_z^b \quad \tilde{\omega}_x^b \quad \tilde{\omega}_y^b \quad \tilde{\omega}_z^b]$$

$$y = [L \quad l \quad h \quad v_N \quad v_E \quad v_D]$$

بنابراین دینامیک غیرخطی سیستم برای پیاده‌سازی در تخمین‌زن کالمن توسعه‌یافته به شکل زیر قابل بازنویسی است:

$$x_k = \underline{F}(x_{k-1}, u_{k-1}, w_{k-1}) \quad (21)$$

$$y_k = \underline{H}(x_k, v_k)$$

که در آن  $w_k \sim N(0, Q_k)$  نویز فرآیند (نویز سفید گوسی با

1 Time - Update  
 2 Measurement - Update

وجود نامعینی‌ها و خطاهای بسیار در سنسورهای اینرسی ارزان قیمت، عملکرد سیستم دچار اختلال می‌شود. یکی از رویکردهای ارائه شده برای جبران خطای سیستم ناوبری اینرسی در هنگام قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی، استفاده از الگوریتم تخمین مقید است.

### ۳-۲- الگوریتم تلفیق مقید - تطبیقی

#### ۳-۲-۱- تنظیم برخط ضرایب تخمین‌زن

به منظور تنظیم برخط ضرایب تخمین‌زن، فیلتر کالمن توسعه یافته تطبیقی طراحی می‌شود تا به طریق هوشمندانه‌ای، اغتشاشات خارجی شامل شتاب‌ها در طراحی تخمین‌زن در نظر گرفته شوند. سیستم‌های فازی نوع ۲ به دلیل فازی بودن درجه عضویت در آن‌ها، برای پشتیبانی از شرایط نویزی و تغییرات محیطی انعطاف‌پذیری بیش‌تری نسبت به سیستم‌های فازی نوع ۱ دارند [۱۹]. به همین دلیل برای این سیستم که در شرایط نویزی سنسورهای اینرسی قرار دارد، سیستم فازی نوع ۲ پیشنهاد می‌شود. در این تخمین‌زن هم‌وردایی داده‌های اندازه‌گیری در معادله (۲۴) متناسب با مانور خودرو به صورت فازی و به شکل زیر تغییر می‌کند.

$$Q_k = Q_0 \times 10^\alpha \quad (28)$$

که در آن  $\alpha$  به صورت فازی محاسبه می‌شود.

توابع عضویت فازی نوع دوم 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. ورودی‌های سیستم فازی به ترتیب نرم بردار شتاب و بردار سرعت زاویه‌ای حسگرهای اینرسی در لحظه است. به عبارت دیگر این دو شاخص یعنی نرم بردارهای

$$K_k = P_k^- \rho_k^T (\rho_k P_k^- \rho_k^T + \kappa_k R_k \kappa_k^T)^{-1} \quad (24)$$

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k (y_k - H_k (\hat{x}_k^-, 0)) \quad (25)$$

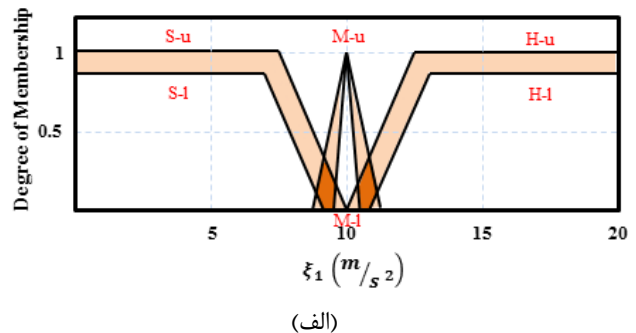
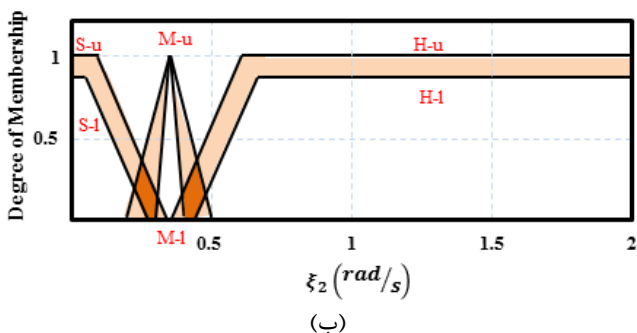
$$P_k^+ = P_k^- + K_k \rho_k P_k^- \quad (26)$$

که در آن  $\rho_k$  و  $\kappa_k$  به شکل زیر تعریف می‌شوند:

$$\rho_k = \frac{\partial H_k}{\partial x} \Big|_{\hat{x}_k^-} \quad (27)$$

$$\kappa_k = \frac{\partial H_k}{\partial v} \Big|_{\hat{x}_k^-}$$

نویز و اغتشاش موجود بر روی خروجی حسگرهای اینرسی وابسته به نوع مانور خودرو است [۸]. در مانورهای آرام خودرو، خروجی حسگرهای اینرسی صرفاً تحت تاثیر مؤلفه‌های بردار جاذبه زمین تصویر شده در دستگاه مختصات بدنه به همراه نویز و اغتشاش با دامنه محدود است، و بنابراین خروجی‌های سنسورها برای تعیین سرعت‌ها و موقعیت خودرو قابل اعتمادتر می‌باشند و ماتریس هم‌وردایی نویز فرآیند ( $Q_k$ ) مقدار کمی را به خود اختصاص می‌دهد. اما با شتاب‌گیری یا ترمزهای شدید خودرو (مانورهای شدید) بایاس‌های قابل توجهی در خروجی سنسورهای شتاب‌سنج‌ها مشاهده می‌شود که مؤلفه‌های شتاب غیرجاذبه هستند. از این‌رو خروجی سنسورها از مقادیر نامی خود فاصله گرفته و نمی‌توان از آن‌ها به عنوان مرجعی برای تعیین سرعت‌ها و موقعیت استفاده نمود. بنابراین ماتریس  $Q_k$  باید افزایش می‌یابد. بنابراین یکی از محدودیت‌های روش نامقید استفاده از سعی و خطا برای محاسبه ماتریس هم‌وردایی نویز فرآیند است، که معمولاً با توجه به شرایط جاده نیاز به تنظیم برخط این ضرایب وجود دارد. از دیگر محدودیت‌های روش نامقید قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی است. در هنگام این قطعی براساس معادله (۲۵) جبران خطای سیستم ناوبری اینرسی متوقف می‌شود، و به دلیل



شکل ۳: توابع عضویت فازی نوع ۲ (الف) نرم شتاب‌سنج‌ها (ب) نرم داده‌های ژیرسکوپ‌ها

Fig.3. Type-2 Fuzzy membership functions for (a) Acceleration norm, (b) Gyroscopes norm

$$\tilde{x}_k^+ = \arg \min_x (x - \hat{x}_k^+)^T W (x - \hat{x}_k^+) \quad (31)$$

subject to:  $D\hat{x}_k^+ \leq \underline{d}_k$

که در آن  $W$  ضریب وزنی مثبت معین است. همچنین ماتریس قیود ( $D$ ) و حد بالا ( $\underline{d}_k$ ) با توجه به معادلات (۱۸) و (۱۹) به شکل استاندارد زیر تعریف می‌شوند:

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$\underline{d}_k = \begin{bmatrix} v_{\max}(\cos \theta \cos \psi) \\ v_{\max}(\cos \theta \sin \psi) \\ -v_{\max}(\sin \theta) \\ H + h_{MSL} \\ H \end{bmatrix}$$

مسئله نشان داده شده در رابطه (۳۱) یک مسئله برنامه‌نویسی مرتبه دو<sup>۲</sup> است. روش‌های مختلفی هم‌چون روش نقطه میانی<sup>۳</sup> و قید فعال<sup>۴</sup> برای حل مسائلی از این دست ارائه شده است [۲۱]. در روش قید فعال که در این مقاله مورد استفاده قرار می‌گیرد، ابتدا قیود در ساختار استاندارد رابطه (۳۲) قرار داده می‌شود. سپس در هر مرحله قیودی که در حل مسئله فعال هستند در نظر گرفته می‌شوند، و مسئله رابطه (۳۱) به حل زیر منجر می‌شود [۲۰]:

$$\tilde{x}_k^+ = \hat{x}_k^+ - W^{-1} \hat{D}^T (\hat{D} W^{-1} \hat{D}^T)^{-1} (\hat{D} \hat{x}_k^+ - \underline{d}_k) \quad (33)$$

که در آن  $\hat{D}$  و  $\underline{d}_k$  به ترتیب قیود فعال و حد بالای این قیود می‌باشند.

#### ۴- پیاده‌سازی الگوریتم

الگوریتم تخمین ارائه شده برای تلفیق اطلاعات سامانه ترکیبی ناوبری اینرسی - موقعیت‌یاب جهانی استفاده می‌شود. این سیستم شامل شتاب‌سنج‌های سه محوره، ژیرسکوپ‌های سه محوره، فشارسنج و دماسنج با فرکانس به‌روزرسانی ۱۰۰ هرتز است. داده‌های موقعیت و سرعت مرجع توسط سامانه موقعیت‌یاب جهانی با فرکانس ۱ هرتز به‌روزرسانی می‌شوند. ساختار کلی پیاده‌سازی الگوریتم ارائه

اندازه‌گیری و ورودی به عنوان پارامترهای وزن‌دهی یک سیستم فازی که تنظیم‌کننده تخمین‌زن کالمن تعمیم‌یافته در نظر گرفته شده‌اند و ماتریس ضریب تأثیر در معادله اندازه‌گیری در تخمین‌زن کالمن توسعه‌یافته براساس نرم بردارهای اشاره شده مرتباً تنظیم می‌شوند. ورودی‌های سیستم فازی به شکل زیر است.

$$\xi_1 = \|\underline{f}^b\|_2 = \left( \sum_{i=x,y,z} |f_i^b|^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (29)$$

$$\xi_2 = \|\underline{\tilde{w}}^b\|_1 = \sum_{i=x,y,z} |\tilde{w}_i^b|$$

برای تعریف سیستم فازی در تخمین‌زن به ازای هر ورودی، سه مجموعه فازی (با فرض اثر عدم قطعیت) فرض می‌شود. این توابع عضویت با حروف اصلی بزرگ S، M و H نمایش داده می‌شوند، که به ترتیب مخفف کوچک، متوسط و بزرگ می‌باشند. همچنین تابع عضویت بالا و پایین در هر مجموعه فازی با حروف کوچک u و l نمایش داده می‌شوند که به ترتیب مخفف بالا و پایین می‌باشند. براساس تجربه فنی در سیستم ناوبری اینرسی، ۹ قانون برای این سیستم به شکل زیر تعریف می‌شود.

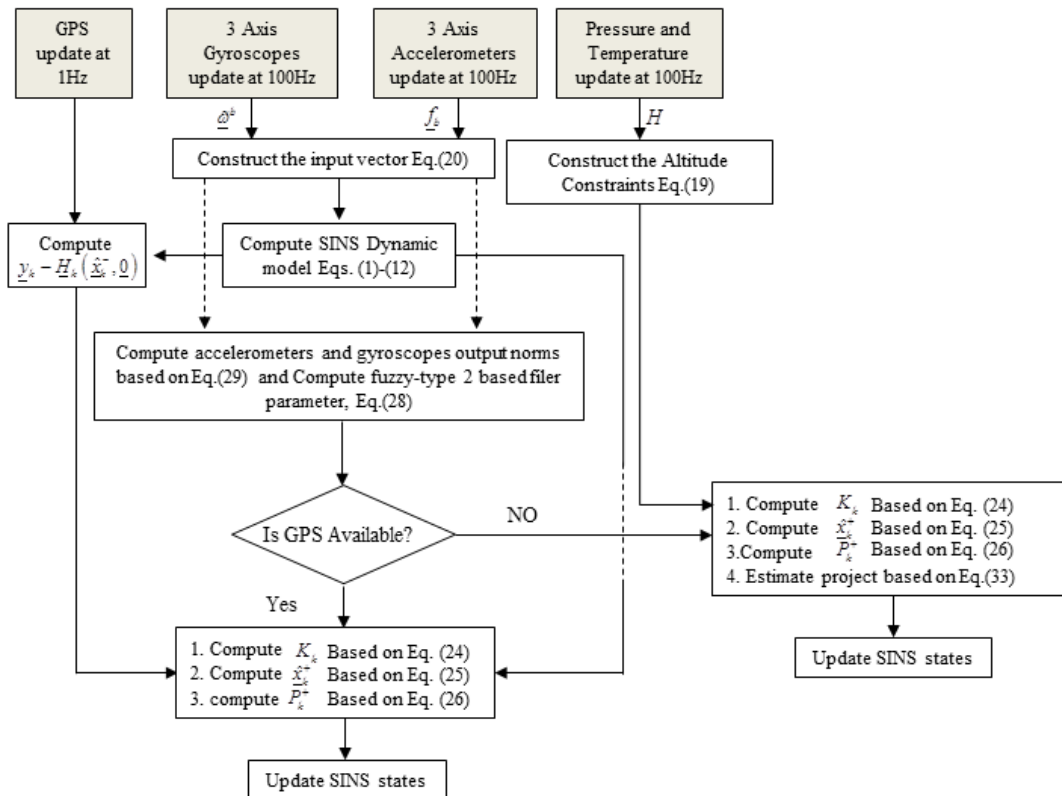
- Rule 1: if  $\xi_1$  is S and  $\xi_2$  is S the  $\alpha = -1$  (30)
- Rule 2: if  $\xi_1$  is S and  $\xi_2$  is M the  $\alpha = -0.5$
- Rule 3: if  $\xi_1$  is S and  $\xi_2$  is H the  $\alpha = -0.25$
- Rule 4: if  $\xi_1$  is M and  $\xi_2$  is S the  $\alpha = -0.75$
- Rule 5: if  $\xi_1$  is M and  $\xi_2$  is M the  $\alpha = 0$
- Rule 6: if  $\xi_1$  is M and  $\xi_2$  is H the  $\alpha = 0.25$
- Rule 7: if  $\xi_1$  is H and  $\xi_2$  is S the  $\alpha = 0.5$
- Rule 8: if  $\xi_1$  is H and  $\xi_2$  is M the  $\alpha = 0.75$
- Rule 9: if  $\xi_1$  is H and  $\xi_2$  is H the  $\alpha = 1$

#### ۲-۲-۳- برقراری قیود

به منظور برقراری قیود سرعت‌ها مطابق با رابطه (۱۸) و ارتفاع مطابق با رابطه (۱۹) از الگوریتم تصویر کردن تخمین<sup>۱</sup> در فضای مقید استفاده می‌شود. در این مسئله در صورت تعریف قیود سیستم به شکل استاندارد  $D\hat{x}_k^+ \leq \underline{d}_k$ ، هدف حل مسئله تخمین مقید به شکل زیر است [۲۰]:

2 Quadratic Programming  
3 Interior Point Approaches  
4 Active Set Method

1 Estimate Projection



شکل ۴: ساختار کلی پیاده‌سازی الگوریتم ترکیب اطلاعات  
 Fig.4. The overall structure of data fusion algorithm

شده، در شکل ۴ نشان داده شده است. براساس شکل ۴، داده‌های

سنسورهای اینرسی و سنسورهای محیطی پس از کالیبراسیون به عنوان ورودی الگوریتم تخمین استفاده می‌شوند. الگوریتم تخمین تا زمانی که داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی برقرار می‌باشند به صورت تطبیقی و نامقید اعمال می‌شود. و در زمان‌هایی که قطعی سیگنال سامانه موقعیت‌یاب جهانی اتفاق می‌افتد، الگوریتم تخمین به صورت مقید تطبیقی اعمال می‌شود.

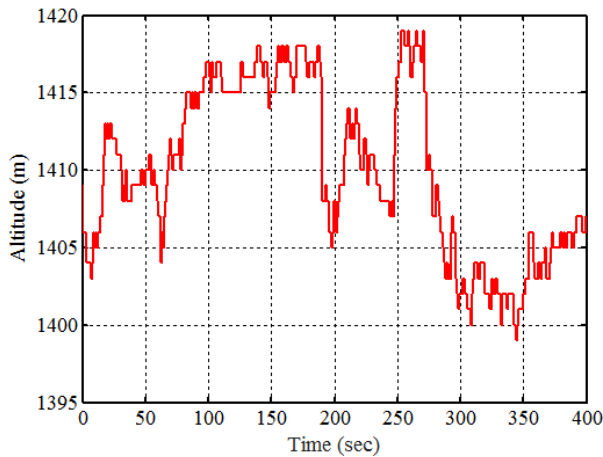
در شکل ۵ مسیر حرکت خودرو و تغییرات ارتفاع خودرو در تست ۱ - ارائه شده است. این تست در زمان تقریبی ۷ دقیقه انجام شده و براساس شکل ۵ - (ب) تغییرات ارتفاع در آن کم و در حدود ۲۰ متر است. براساس شکل ۵ - (الف) تست از نقطه‌ی  $P_1$  شروع شده و تا نقطه  $P_2$  به صورت تقریبی در یک مسیر مستقیم حرکت ادامه پیدا می‌کند. در مابین نقاط  $P_2$  تا نقطه  $P_7$  خودرو در میادین و مسیره‌های مارپیچ حرکت داشته و در نقطه  $P_7$  تست اتمام پیدا می‌کند. همچنین در این مسیر ۳ قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی به مدت هر کدام ۱۰ ثانیه (مجموعاً ۳۰ ثانیه)، یک قطعی مابین نقاط  $P_3$  تا  $P_4$  (وجود تونل جنگلی) و دو قطعی مابین  $P_5$  تا  $P_6$  (وجود ساختمان‌های بلند) اتفاق می‌افتد.

به منظور بررسی عملکرد الگوریتم تخمین‌زن مقید - تطبیقی ارائه شده و اعتبارسنجی آن، در ابتدا نتایج تخمین مسیر حرکت (موقعیت طول از مبدا و عرض از مبدا جغرافیایی) خودرو در طول تست ۱ - بدون قطعی سامانه موقعیت‌یاب جهانی در شکل ۶ ارائه شده است. همچنین به منظور صحت‌سنجی، نتایج این الگوریتم با یک فیلتر کالمن

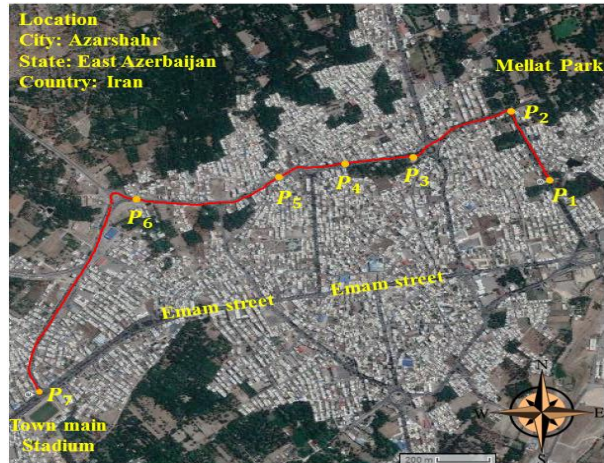
شده، در شکل ۴ نشان داده شده است. براساس شکل ۴، داده‌های سنسورهای اینرسی و سنسورهای محیطی پس از کالیبراسیون به عنوان ورودی الگوریتم تخمین استفاده می‌شوند. الگوریتم تخمین تا زمانی که داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی برقرار می‌باشند به صورت تطبیقی و نامقید اعمال می‌شود. و در زمان‌هایی که قطعی سیگنال سامانه موقعیت‌یاب جهانی اتفاق می‌افتد، الگوریتم تخمین به صورت مقید تطبیقی اعمال می‌شود.

## ۵- نتایج تست و تحلیل داده‌ها

به منظور ارزیابی الگوریتم ارائه شده برای تخمین متغیرهای حالت سیستم ناوبری اینرسی و پیاده‌سازی الگوریتم تلفیق مقید - تطبیقی سامانه ناوبری اینرسی - موقعیت‌یاب جهانی، تست خودرو طراحی و اجرا شده است. به همین منظور دو تست خودرو در شهرستان آذرشهر، استان آذربایجان شرقی در محیط‌های شهری طراحی و اجرا شده است. در تست‌های انجام شده به دلیل قرار گرفتن در محیط‌های شهری حد بالای سرعت  $v_{max} = 16 \text{ m/s}$  به عنوان انتخاب مناسب در نظر گرفته شده است. همچنین براساس مدل ژئودتیک [۴] مقدار



(ب)



(الف)

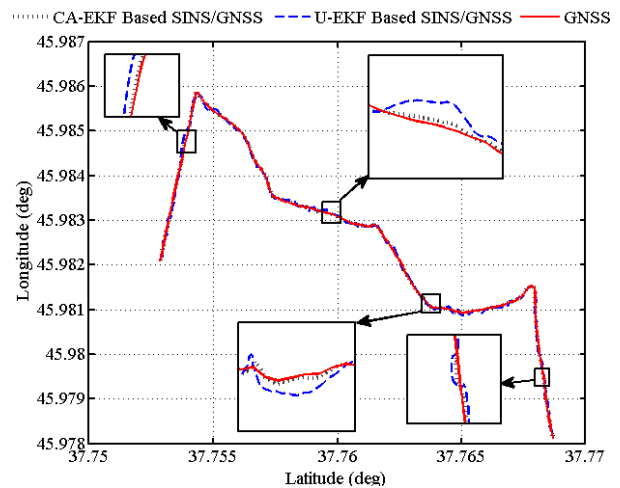
شکل ۵: تست-۱ (الف) مسیر حرکت خودرو (ب) تغییرات ارتفاع خودرو

Fig.5. Test#1 (a) vehicular trajectory (b) altitude

EKF و فیلتر کالمن نامقید با علامت U - EKF نشان داده شده است. براساس شکل ۶، الگوریتم تخمین مقید - تطبیقی ارائه شده، عملکرد بسیار خوبی نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن نامقید در تخمین مسیر مرجع ارائه می‌دهد. نکته این‌که در الگوریتم تخمین ارائه شده، ماتریس‌های هم‌وردایی تخمین به صورت تطبیقی و متناسب با مانور خودرو تغییر کرده و در نتیجه از انعطاف‌پذیری و دقت بیشتری در تخمین مسیر نسبت به فیلتر کالمن نامقید برخوردار است.

به منظور بررسی دقیق عملکرد الگوریتم تخمین ارائه شده، نتایج میانگین مطلق و جذر میانگین مربعات خطای تخمین موقعیت بدون در نظر گرفتن قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی در جدول ۱ ارائه شده است. براساس این جدول الگوریتم تخمین تطبیقی - مقید ارائه شده از دقت بسیار بالایی در تخمین موقعیت خودرو نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن نامقید برخوردار است.

در ادامه عملکرد فیلتر تطبیقی - مقید ارائه شده در حضور قطعی



شکل ۶: تخمین مسیر حرکت خودرو در تست-۱ بدون در نظر گرفتن قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی

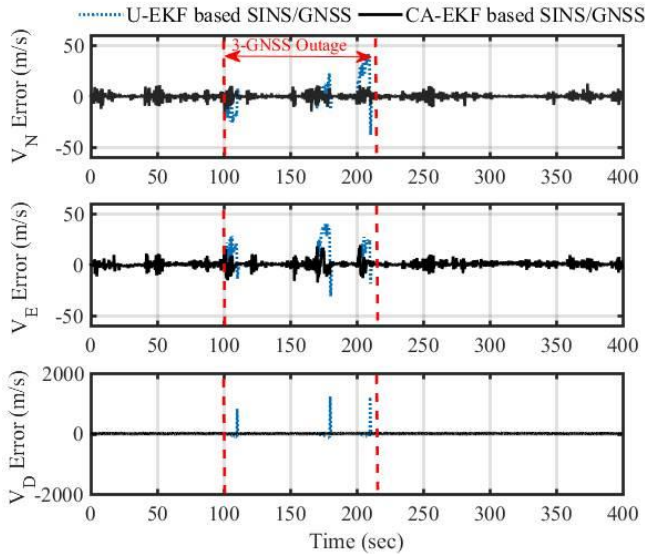
Fig.6. Estimation of the vehicular trajectory during Test#1 without GNSS outage

نامقید توسعه‌یافته مقایسه شده است. به منظور حفظ اختصار در ارائه نتایج، فیلتر تطبیقی - مقید ارائه شده در این مقاله با عبارت CA -

جدول ۱: مقایسه میانگین مطلق و جذر میانگین مربعات خطاهای تخمین موقعیت در تست-۱ بدون در نظر گرفتن قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی

Table.1. Mean absolute value and root mean square of position estimation error during Test#1 without GNSS outage

فیلتر کالمن نامقید		فیلتر کالمن تطبیقی - مقید		پارامترهای ناوبری
جذر میانگین مربعات خطای تخمین	میانگین خطای مطلق تخمین	جذر میانگین مربعات خطای تخمین	میانگین خطای مطلق تخمین	
۷/۶	۶/۵	۱/۹	۱/۳۳	خطای عرض از مبدا جغرافیایی (m)
۷/۴۲	۵/۸	۱/۸	۱/۰۸	خطای طول از مبدا جغرافیایی (m)



شکل ۹: خطاهای تخمین سرعت خودرو در تست-۱

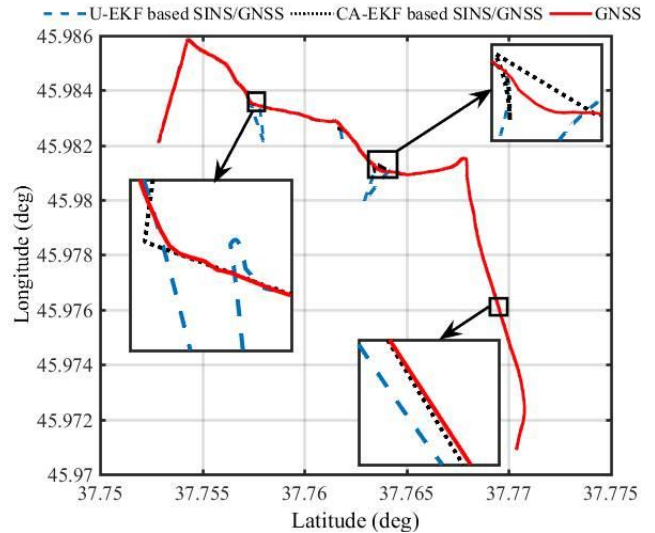
Fig.9. Estimation error of the vehicular velocity during Test#1

نامقید برخوردار است.

در شکل ۸ خطاهای تخمین موقعیت (عرض از مبدأ، طول از مبدأ جغرافیایی و ارتفاع) خودرو ارائه شده است. براساس شکل ۸ قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی موجب افزایش خطای تخمین با گذر زمان در فیلتر کالمن نامقید می‌شود. همچنین این قطعی موجب ناپایداری در تخمین ارتفاع در فیلتر کالمن نامقید شده است که این مسئله در بسیاری از کاربردهای ناوبری و برآورد پستی و بلندی‌های شهری، که تخمین ارتفاع دقیق بسیار مهم است، چندان مطلوب نیست. در مقابل الگوریتم تخمین مقید - تطبیقی به دلیل تعریف و به کار بردن قیود دینامیکی مناسب که براساس داده‌های فشارسنج ارائه می‌شوند، عملکرد مطلوبی در تخمین ارتفاع به‌خصوص در قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی از خود نشان می‌دهد.

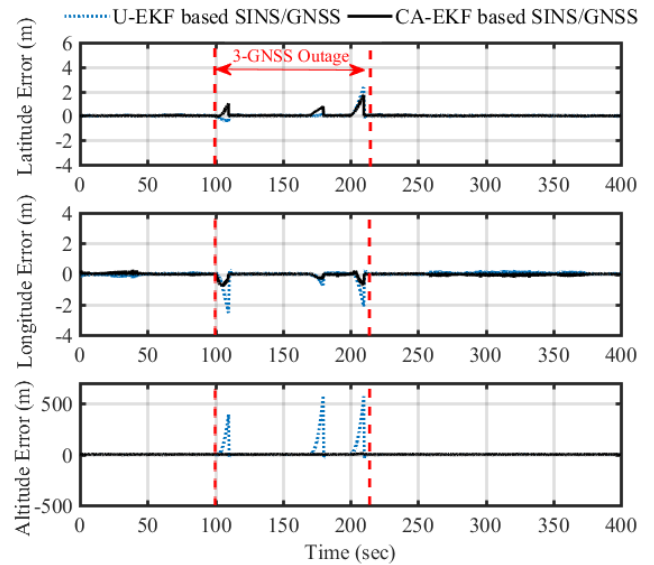
در شکل ۹ خطاهای تخمین سرعت‌های خودرو در دستگاه مختصات محلی ارائه شده است. براساس شکل ۹ به دلیل ناپایداری کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی، قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی موجب افزایش شدید خطای تخمین در الگوریتم فیلتر کالمن نامقید شده است، حال آن‌که به دلیل وجود قیود در الگوریتم مقید - تطبیقی ارائه شده، این الگوریتم از عملکرد مطلوبی در تخمین سرعت‌های خودرو به‌ویژه در هنگام مواقع قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی دارا است.

برای مقایسه دقیق‌تر دو الگوریتم تخمین استفاده شده در این



شکل ۷: تخمین مسیر حرکت خودرو در تست-۱

Fig.7. Estimating the vehicular trajectory during Test#1



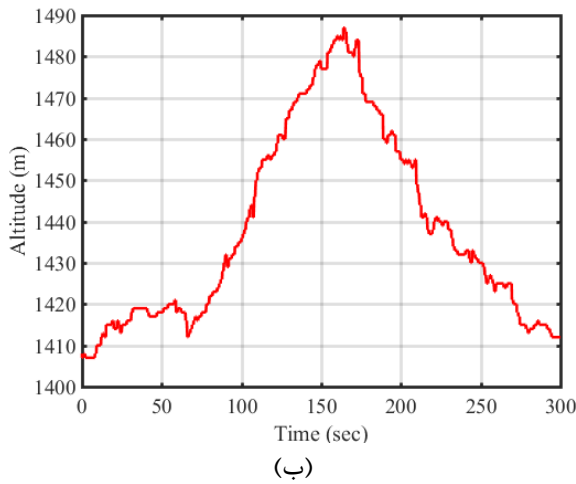
شکل ۸: خطاهای تخمین موقعیت خودرو در تست-۱

Fig.8. Estimation error of the vehicular positions during Test#1

داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. بر همین اساس در شکل ۷ الگوریتم تخمین مقید - تطبیقی ارائه شده، عملکرد بسیار خوبی نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن نامقید در تخمین مسیر مرجع ارائه می‌دهد. این عملکرد به‌خصوص در زمان‌های قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی مشهود است. حال آن‌که در سایر قسمت‌های مسیر به دلیل تنظیم تطبیقی هم‌وردایی نوین فرآیند توسط الگوریتم فازی نوع ۲ متناسب با مانور خودرو، الگوریتم ارائه شده از دقت بالایی نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن توسعه‌یافته

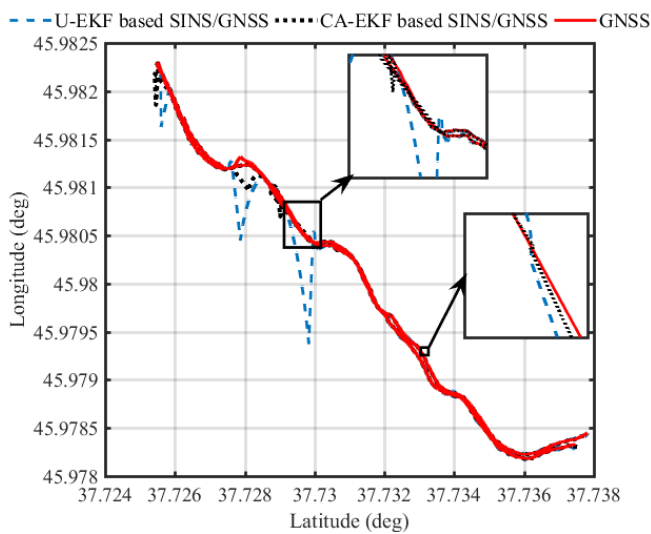
جدول ۲: مقایسه میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین در تست-۱  
**Table.2. Mean value and standard deviation of estimation errors during Test#1**

فیلتر کالمن نامقید		فیلتر کالمن تطبیقی- مقید		پارامترهای ناوبری
انحراف معیار خطای تخمین ( $\pm 1\sigma$ )	میانگین خطای تخمین	انحراف معیار خطای تخمین ( $\pm 1\sigma$ )	میانگین خطای تخمین	
۰/۲	۰/۰۳۷	۰/۱۶۸	۰/۰۳۸	خطای عرض از مبدا جغرافیایی (m)
۰/۲۷	۰/۰۳۷	۰/۱۰۲	-۰/۰۲۲	خطای طول از مبدا جغرافیایی (m)
۵۹/۲	۱۱/۷۴	۰/۸۸	۰/۳	خطای ارتفاع (m)
۵/۸۴	۰/۲۵۷	۲/۱	-۰/۲۵۶	خطای سرعت شمالی (m/s)
۶/۲۷	۱/۵۷	۲/۸	۰/۲۲	خطای سرعت شرقی (m/s)
۴۹	۰/۵	۲/۷	۰/۸۳	خطای سرعت جنوب (m/s)



شکل ۱۰: تست-۲ (الف) مسیر حرکت خودرو (ب) تغییرات ارتفاع خودرو

**Fig.10. Test#2 (a) vehicular trajectory, (b) altitude**



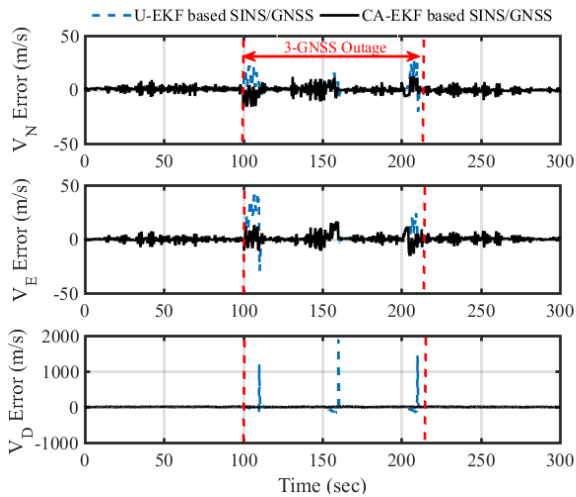
شکل ۱۱: تخمین مسیر حرکت خودرو در تست-۲

**Fig.11. Estimated vehicular trajectory during Test#2**

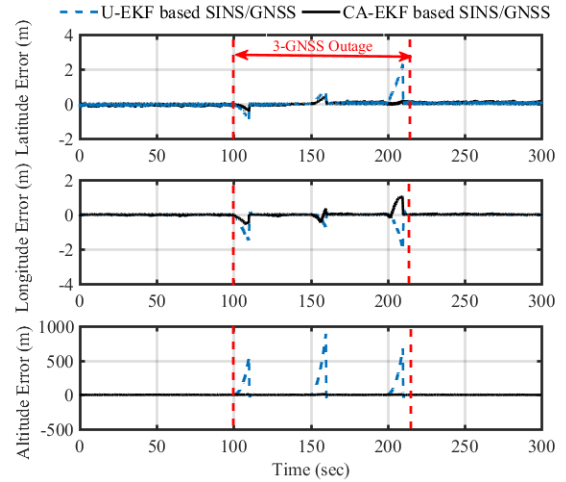
مقاله، در جدول ۲ میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین هر دو الگوریتم تخمین در تست - ۱ ارائه شده است. براساس این جدول فیلتر کالمن مقید - تطبیقی ارائه شده در این مقاله عملکرد مطلوب تری نسبت به الگوریتم فیلتر کالمن غیرمقید در کاهش میانگین و انحراف معیار خطای تخمین دارد.

به منظور بررسی بهتر عملکرد الگوریتم ارائه شده به خصوص در تغییرات ارتفاع بیشتر تست - ۲ در همان شهر و در یک محیط کوهستانی طراحی و اجرا شده است. محیط تست و تغییرات ارتفاع در شکل ۱۰ ارائه شده است. براساس شکل ۱۰ تغییرات ارتفاع در این تست حدود ۹۰ متر است. در این تست خودرو در زمان تقریبی ۵ دقیقه از نقطه  $P_1$  شروع به حرکت کرده و در یک حرکت مارپیچ تا نقطه  $P_4$  حرکت می کند. در نقطه  $P_4$  خودرو بیشترین ارتفاع خود





شکل ۱۳: خطاهای تخمین سرعت خودرو در تست-۲  
**Fig.13. Estimation error of vehicular velocity during Test#2**



شکل ۱۲: خطاهای تخمین موقعیت خودرو در تست-۲  
**Fig.12. Estimation error of vehicular positions during Test#2**

می‌شود. همچنین در سایر نقاط به دلیل تطبیقی بودن پارامترها در تخمین‌زن پیشنهادی، خطای تخمین کاهش چشمگیری نسبت به تخمین‌زن نامقید دارد.

در شکل ۱۲ خطای تخمین عرض از مبدأ، طول از مبدأ جغرافیایی و ارتفاع خودرو ارائه شده است. براساس شکل ۱۲ در نظر گرفتن قیود مناسب برای ارتفاع سیستم ناوبری اینرسی، موجب جلوگیری از ناپایداری تخمین ارتفاع خودرو در مواقع قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی شده است. همچنین با جلوگیری از ناپایداری ارتفاع، خطاهای تخمین موقعیت خودرو نیز کاهش چشمگیری پیدا کرده است.

در شکل ۱۳ خطای تخمین سرعت‌های خودرو در مختصات

را تجربه کرده و پس از دور زدن به نقطه  $P_5$  که تقریباً نزدیک نقطه شروع خود است، باز می‌گردد. در این تست نیز همانند تست قبل سه قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی به مدت ۱۰ ثانیه (مجموعاً ۳۰ ثانیه) تجربه می‌شود. این قطعی‌ها در نقاطی بین  $P_2$  و  $P_4$  اتفاق می‌افتد.

در شکل ۱۱ نتیجه تخمین مسیر حرکت خودرو ارائه شده است. براساس شکل ۱۱ تخمین‌زن مقید - تطبیقی عملکرد مطلوب‌تری نسبت به فیلتر کالمن نامقید دارد. این عملکرد به‌ویژه در مواقع قطعی داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی به دلیل تعریف قیود مناسب در تخمین‌زن مقید - تطبیقی موجب افزایش دقت و قابلیت اطمینان داده‌های ناوبری حین اختلال در داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی

جدول ۳: مقایسه میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین در تست-۲

**Table.3. Mean value and standard deviation of estimation errors during Test#2**

فیلتر کالمن نامقید		فیلتر کالمن تطبیقی - مقید		پارامترهای ناوبری
انحراف معیار خطای تخمین ( $\pm 1\sigma$ )	میانگین خطای تخمین	انحراف معیار خطای تخمین ( $\pm 1\sigma$ )	میانگین خطای تخمین	
۰/۴	۰/۰۳	۰/۲۵	۰/۰۱	خطای عرض از مبدأ جغرافیایی (m)
۰/۲۳	۰/۰۵۷	۰/۱۴	-۰/۰۰۲	خطای طول از مبدأ جغرافیایی (m)
۹۸/۹۶	۲۳/۴۲	۰/۹	۰/۲۶	خطای ارتفاع (m)
۵/۸۸	۱/۲۱	۲/۵	-۰/۱۴	خطای سرعت شمالی (m/s)
۶/۲۷	۱/۵۷	۳/۱	۰/۱۸	خطای سرعت شرقی (m/s)
۷۸/۷۵	-۱/۹۸	۳/۵	-۰/۱۶	خطای سرعت جنوب (m/s)

$\psi, \theta, \varphi$	زوایای رول، پیچ و یاو deg
$T$	دما °C
$P$	فشار Pa
$L$	نرخ گذر ثابت
$R$	ثابت جهانی گاز
$g$	ثابت گرانش $m/s^2$

#### علائم یونانی

$\rho$	چگالی، $kg/m^3$
$\beta$	انحراف معیار
$\sigma$	معکوس زمان همبستگی $1/s$

#### زیرنویس

N,E,D	پایین، شرقی، شمال
$s$	سنسور

#### بالانویس

$b$	بدنه
$a$	شتاب سنج
$g$	ژیروسکوپ

#### مراجع

- [1] D. Titterton, J. Weston, *Strapdown inertial navigation technology* 2nd ed., IET, London, United Kingdom, 2004.
- [2] S. Sukkarieh, E. Nebot, H. Durrant - Whyte, Achieving integrity in an INS/GPS navigation loop for autonomous land vehicle applications, in: *Robotics and Automation*, 1998. Proceedings. 1998 IEEE International Conference, *IEEE*, Leuven, Belgium, 1998, pp. 3437-3442.
- [3] J. Farrell, T. Givargis, M.J. Barth, Real - time differential carrier phase GPS - aided INS, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 8(4) (2000) 709-721.
- [4] A. El - Rabbany, *Introduction to GPS: The Global Positioning System*, Artech House, London, 2002.
- [5] H. Nourmohammadi, J. Keighobadi, Design and experimental evaluation of indirect centralized and direct decentralized integration scheme for low - cost INS/GNSS system, *GPS Solutions*, 22 (2018) 1-18.

محلّی ارائه شده است. براساس شکل ۱۳ به دلیل ایجاد ناپایداری در کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی خطای چشمگیری در تخمین سرعت عمودی خودرو در تخمین زن نامقید مشاهده می‌شود. در مقابل تخمین زن مقید - تطبیقی نتایج مطلوب تری از خود در کاهش خطای تخمین ارائه می‌دهد.

در جدول ۳ میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین، تخمین زن مقید - تطبیقی و تخمین زن نامقید در تست - ۲ ارائه شده است. براساس جدول ۳، میانگین و انحراف معیار خطاهای تخمین در فیلتر کالمن تطبیقی - مقید نسبت به فیلتر کالمن نامقید کاهش چشمگیری پیدا کرده است. به‌ویژه عملکرد این تخمین زن در کانال عمودی سیستم ناوبری اینرسی (ارتفاع و سرعت عمودی) مشهودتر است.

#### ۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله به منظور افزایش دقت تخمین و همچنین بهبود عملکرد و قابلیت اطمینان داده‌های ناوبری حین اختلال در داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی، به ارائه تخمین زن مقید - تطبیقی پرداخته شد. در این تخمین زن از یک سیستم فازی نوع - ۲ برای تنظیم هم‌وردایی نویز فرآیند متناسب با مانور خودرو استفاده شده و در ادامه با ارائه قیود مناسب سرعت‌های محلّی و ارتفاع سیستم، به طراحی الگوریتم تخمین مقید برای سیستم ناوبری اینرسی پرداخته شد. از تست خودرو برای صحت‌گذاری بر الگوریتم مورد نظر استفاده شد. براساس نتایج به دست آمده، الگوریتم پیشنهادی عملکرد قابل قبولی در کاهش خطای تخمین متغیرهای حالت سامانه ناوری اینرسی داشته و همچنین در قطعی‌های داده‌های سامانه موقعیت‌یاب جهانی، عملکرد مطلوبی را در تخمین موقعیت سیستم ارائه می‌دهد.

#### علائم انگلیسی

$l, L$	طول و عرض جغرافیایی deg
$h$	ارتفاع m
$v_N, v_E, v_D$	سرعت‌ها m/s
$R_N, R_E$	شعاع خط نصف‌النهار و شعاع عرضی زمین
$f^b$	بردار داده‌های شتاب‌سنج‌ها $m/s^2$
$\omega^b$	بردار داده‌های ژیرسکوپ‌ها rad/s

- [14] J. Keighobadi, H. Nourmohamadi, S. Rafatania, Design and Implementation of GA Filter Algorithm for Baro - inertial Altitude Error Compensation, in: 18th IIE International Conference on Latest Trends in Engineering and Technology (ICLTET - 2018), *International Institute of Engineers (IIE) ISTANBUL - TURKEY*, 2018.
- [15] J. Keighobadi, S. Rafatnia, H. Nourmohamadi, 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*, 47(2) (2017) 233-238, (In Persian).
- [16] H. Nourmohamadi, J. Keighobadi, Integration Scheme for SINS/GPS System Based on Vertical Channel Decomposition and In - Motion Alignment, *AUT Journal of Modeling and Simulation*, 50(1) (2018) 13-22.
- [17] J. Keighobadi, H. Vosoughi, J. Faraji, Design and implementation of a model predictive observer for AHRS, *GPS Solutions*, 22(1) (2018) 22-29.
- [18] J. Stead, S. Holtznagel, AHD heights from GPS using AUSGEOID93, *Australian surveyor*, 39(1) (1994) 21-27.
- [19] J. Mendel, R. John, Type-2 fuzzy sets made simple, *IEEE Transactions on fuzzy systems*, 10(2) (2002) 117-127.
- [20] D. Simon, Kalman filtering with state constraints: a survey of linear and nonlinear algorithms, *IET Control Theory & Applications*, 4(8) (2010) 1303-1318.
- [21] S. Boyd, L. Vandenberghe, *Convex optimization*, Cambridge university press, Cambridge, UK, 2004.
- [6] J. Wendel, O. Meister, C. Schlaile, G. Trommer, An integrated GPS/MEMS - IMU navigation system for an autonomous helicopter, *Aerospace Science and Technology*, 10(6) (2006) 527-533.
- [7] H. Nourmohammadi, J. Keighobadi, Decentralized INS/GNSS system with MEMS - grade inertial sensors using QR - factorized CKF, *IEEE Sensors Journal*, 17(11) (2017) 3278-3287.
- [8] H. Nourmohammadi, J. Keighobadi, Fuzzy adaptive integration scheme for low - cost SINS/GPS navigation system, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 99(2018) (2018) 434-449.
- [9] S. Godha, M. Cannon, GPS/MEMS INS integrated system for navigation in urban areas, *GPS Solutions*, 11(3) (2007) 193-203.
- [10] N. Musavi, J. Keighobadi, Adaptive fuzzy neuro - observer applied to low cost INS/GPS, *Applied Soft Computing*, 29 (2015) 82-94.
- [11] S. Rafatnia, H. Nourmohammadi, J. Keighobadi, M. Badamchizadeh, In - move aligned SINS/GNSS system using recurrent wavelet neural network (RWNN) - based integration scheme, *Mechatronics*, 54 (2018) 155-165.
- [12] A. Nouredin, A. El - Shafie, M. Bayoumi, GPS/INS integration utilizing dynamic neural networks for vehicular navigation, *Information Fusion*, 12(1) (2011) 48-57.
- [13] D. Bhatt, P. Aggarwal, V. Devabhaktuni, P. Bhattacharya, A novel hybrid fusion algorithm to bridge the period of GPS outages using low - cost INS. *Expert Systems with Applications*, 41(5) (2014) 2166 - 2173.

