



Improved Spoofing Loosely Coupled INS /GPS with Steady State Kalman Matrix Gain

Reza Ghasrizadeh^{1*}  and Amir Ali Nikkhah² 

1.M.Sc., Faculty of Aerospace Engineering of K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2. Associate Professor, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: ghasrizadeh.r@gmail.com

Abstract

This paper presents a solution for detecting and recovery for the spoof error of Global Positioning System receiver signals, in order to increase the accuracy of the navigation system integrating inertial systems with GPS signals. Integrated inertial navigation and GPS data has many advantages. However, due to the weakness of satellite signals against jamming and spoof attacks of providing analytical solutions, they have a special place in improving Kalman filter estimation compared to hardware solutions. In this paper, a new method for loosely coupled of INS/GPS is presented, in which the steady state of Kalman matrix gain parameters is used during deception detection and recovery. With the gain parameters of the Kalman filter tending to constant values, with the aim of correcting and predicting the error of state variables, it can be used to detect GPS spoofed data. It can be detected by spoof in the GPS receiver signal when couple with inertial waves through the amount of Kalman filter gain fluctuations. In the case of closed loop, the Kalman filter's gain matrix denominators tend to a constant value, and in case of deception, this function is associated with many fluctuations. By using dynamic weighting, the effect of errors caused by these attacks is recovered.

Keywords: Loosely coupled GPS/INS, Kalman filter, Spoofing signal, Kalman gain, Steady-State

1. Introduction

There are many positive and negative advantages in examining the features of GPS and Inertial Navigation System satellite systems [1-6].

The inertial navigation system is a autonomous system and has good short-term navigation accuracy with internal control and 200 Hz bandwidth [1,2].

This data includes altitude the position and speed of the vehicle. Inertial navigation systems are uncertain for long-term errors and these errors will grow significantly without limits. In contrast to the GPS navigation system, they have long-term accuracy [4-6].

GPS requires a direct line of more than four satellites, which is not possible in some positions because satellite signals lose energy when passing through tall buildings and even jamming [1, 2].

By using the complementary features of inertial and satellite navigation systems, the weakness of each is eliminated and a more accurate and resistant navigation solution is provided So far, various types of INS/GPS data integration have been presented in order to achieve the

most benefits and better and more reliable applications, the most important of which are Loosely Coupled, Tightly Coupled and ultra- Tightly Coupled [6-8].

In the Loosely Coupled of inertial and satellite navigation systems, each separately provides navigation solutions.

One of the most important dangers of GPS signals is spoof, for which several solutions have been introduced to identify and compensate [9, 10].

In some references, using the limits of the nominal error of inertial sensors, it has been used to detect deception and has provided an improved solution based on the data before the forgery [11,12].

The difference between this report and reference [11] is in the detection of Spoof attacks. This report uses the error range of inertial systems to identify Spoof attacks that have been used more than this range.

This report uses the error covariance Kalman filter, which is impervious to spoofing attacks.

One of the weaknesses of reference [11] is the inability to identify hard spoof attacks. Because some spoof attacks affect the position and speed step by step within the range of errors of inertial systems.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

How to cite this article:

R. Ghasrizadeh and A. A. Nikkhah, "Improved Spoofing Loosely Coupled INS /GPS with Steady State Kalman Matrix Gain," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 3, pp. 37-49, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1425>.

2. Navigation error model in INS equations

In this section, the inertial navigation error model for position, velocity, attitude, gyroscope bias error and accelerometer bias error is introduced.

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{\phi} \\ \delta\dot{\lambda} \\ \delta\dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_m + h} & 0 \\ \frac{1}{(R_n + h)\cos\phi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \end{bmatrix} \quad (1)$$

velocity error equations:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{v}_e \\ \delta\dot{v}_n \\ \delta\dot{v}_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & f_u & -f_n \\ -f_u & 0 & f_e \\ f_n & -f_e & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta p \\ \delta r \\ \delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

Altitude error equations:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{p} \\ \delta\dot{r} \\ \delta\dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_m + h} & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ \frac{-\tan\phi}{(R_n + h)} & 0 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \end{bmatrix} \quad (3)$$

3. INS/GPS structure with Kalman filter

In this part, the general structure of the Loosely Coupled with Kalman filter is introduced.

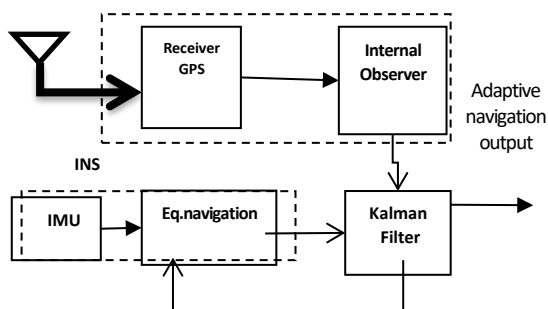


Figure 1. INS/GPS structure

4. Kalman filter steady state

The innovation of this article is in the detection and recovery of spoof attacks with the Kalman filter's steady state. Due to the lack of direct effect of spoof attacks on the error covariance of the Kalman filter and its gain, it is possible to detect spoof attacks due to sudden changes in GPS measurements for position, velocity and error covariance.

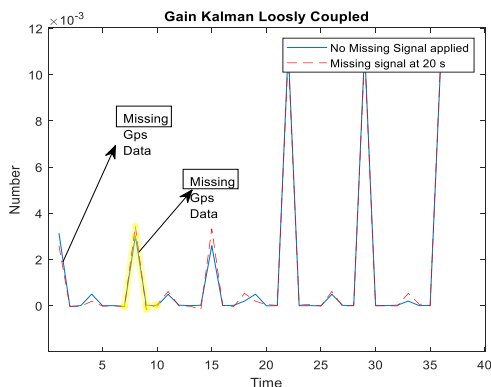


Figure 2. detection Spoof Attack

5. Results and Discussion

After the spoof attack is detected and recovered, the blue trajectory leaves the reference trajectory.

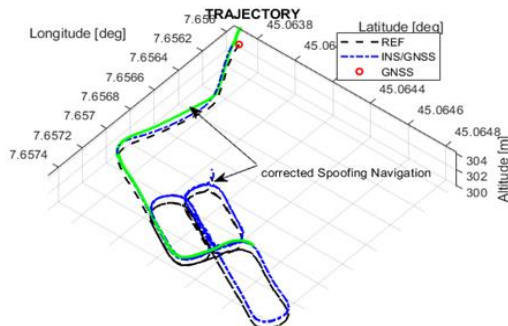


Figure 3. Navigation trajectory and reference

6. Conclusions

As predicted, the loosely integration of GPS/INS data during a spoof is faced with a big error. This is while the data integration has a good performance in conditions without spoof.

The existence of spoof signal in GPS can be detected when combined with inertial waves through the use of Kalman filter.

7. References

- [1] P. G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1:Attitude Algorithms," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 1, pp.19-28, 1998, doi: <https://doi.org/10.2514/2.4228>.
- [2] P. G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation System Integration Algorithm Design, Part 2: Velocity and Position Algorithms," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 2, pp. 208–221, 1998, doi: <https://doi.org/10.2514/2.4242>.
- [3] L. Wang, P. Ye, C. Zhai, Y. Zhang, "High Performance Strapdown Inertial Navigation System Algorithms for Space Flight," *In 2008 2nd International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics*, pp. 1-5. IEEE, 2008, doi:10.1109/ISSCAA.2008.4776315.
- [4] P. G. Savage, "Strapdown System Performance Analysis," *Advances in Navigation Sensors and Integration Technology* (2004).
- [5] Y. Hao, Z. Xiong, W. Gao, and L. Li, "Study of Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithms," *In 2004 International Conference on Intelligent Mechatronics and Automation, Proceedings.*, pp. 751-754. IEEE, 2004, doi:10.1109/ICIMA.2004.1384296.
- [6] E. Akeila, Z. Salcic, and A. Swain, "Direct Gravity Estimation and Compensation in Strapdown INS Applications," *In 2008 3rd International Conference on Sensing Technology*, pp. 218-223, IEEE, 30 Dec 2008, doi:10.1109/ICSENST.2008.4757102.
- [7] R.B. Miller, "A New Strapdown Attitude Algorithm," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 6, No. 4, pp. 287–291,1983, doi:org/10.2514/3.19831.
- [8] M. B. Ignagni, "Optimal Strapdown Attitude Integration Algorithms," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No. 2, pp. 363–369, 1990, doi: org/10.2514/3.20558.
- [9] A. Konovaltsev, S. Caizzone, M. Cuntz, and M. Meurer, "Autonomous spoofing detection and mitigation with a miniaturized adaptive antenna array," *In Proceedings of the 27th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2014)*, pp. 2853-2861. 2014.
- [10] M. L. Psiaki et al., "GNSS spoofing detection using twoantenna differential carrier phase," *In Proceedings of the 27th international technical meeting of the satellite division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2014)*, pp. 2776-2800. 2014.
- [11] S. Nasrollahi, "Compensating the effect of spoofing loosely coupled connection in INS/GPS," *The 20th International Conference of the Iranian Aerospace Association,2022* (in Persian).
- [12] Y. Hu, S. Bian, B. Ji, and J. Li, "GNSS Spoofing Detection Technique Using Fraction Parts of DoubleDifference Carrier Phases," *Journal of Navigation*, Vol.71, No.5, pp. 1111–112, 2018, doi:10.1017/S0373463318000206.

بهبود تلفیق مستقل INS/GPS در هنگام فریب با حالت ماندگار بهره ماتریس کالمن

رضا قصری زاده*^۱ و امیرعلی نیکخواه^۲ 

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

* ایمیل نویسنده مخاطب: ghasrizadeh.r@gmail.com

چکیده

این مقاله به ارائه راه کاری برای تشخیص و جبران خطای فریب سیگنال های گیرنده ی GPS، به منظور افزایش دقت ناوبری تلفیق سامانه های اینرسی با سیگنال های GPS می پردازد. تلفیق ناوبری اینرسی و داده های GPS مزایای زیادی در بر دارد. با این حال به واسطه ضعف سیگنال های ماهواره ای در مقابل حملات قطعی و فریب، ارائه راه کارهای تحلیلی در بهبود تخمین فیلتر کالمن نسبت به راه کارهای سخت افزاری از جایگاه ویژه ای برخوردار هستند. در این مقاله، روش جدیدی برای تلفیق مستقل INS/GPS ارائه شده است که در آن از رفتار حالت ماندگار پارامترهای بهره ماتریس کالمن، برای تشخیص و جبران فریب، استفاده می گردد. با توجه به میل پارامترهای بهره فیلتر کالمن به مقادیر ثابت، با هدف تصحیح و پیش بینی خطای متغیرهای حالت، می توان از آن برای شناسایی داده های فریب GPS استفاده کرد. وجود فریب در سیگنال گیرنده ی GPS هنگام تلفیق با داده های اینرسی از طریق نوسانات بهره ی فیلتر کالمن قابل تشخیص است. به طوری که درایه های ماتریس بهره فیلتر کالمن در حالت حلقه بسته به مقدار ثابتی میل می کنند و در صورت بروز فریب این عملکرد با نوسانات بسیاری همراه می شود. همچنین با استفاده از وزن دهی پویا اثر خطاهای ناشی از این حملات جبران می شود.

واژه های کلیدی: تلفیق مستقل INS/GPS، فیلتر کالمن، سیگنال فریب، بهره کالمن، حالت ماندگار

\hat{X}	ماتریس تخمین فیلتر کالمن
T	زمان (S)
\hat{x}	بردار تخمین فیلتر کالمن
ω_t	سرعت زاویه ای ژيروسکوپ (rad/s)
δf	خطای بایاس شتابسنج
Y_{k+1}	ماتریس اندازه گیری فیلتر کالمن در فضای برداری
W_K	ماتریس نویز سفید در لحظه ی K

علائم و اختصارات

g	شتاب گرانش (ms^{-2})
R	ماتریس تبدیل بین دو دستگاه مختصات
ω_{ie}	سرعت زاویه ای چرخش کره ی زمین ($^{\circ}/h$)
$\delta \varphi$	خطای عرض جغرافیایی زمین ($^{\circ}$)
V_E	سرعت در راستای شرق دستگاه مختصات ناوبری
$\delta \lambda$	خطای طول جغرافیایی زمین ($^{\circ}$)
δh	خطای ارتفاع (m)
$\delta \omega$	خطای دریافت ژيروسکوپ (rad/s)
P	کوارانس خطای تخمین
δv_u	خطای سرعت عمودی

مقدمه

در بررسی ویژگی های سیستم های ماهواره ی GPS و INS مزایای مثبت و منفی بسیاری وجود دارد؛ چرا که سیستم ناوبری اینرسی یک سامانه خود اتکا است و با کنترل داخلی و محدوده پهنای باند ۲۰۰ هرتز

مرجع [13] به بررسی اثرات حملات فریب بر کواریانس خطای فیلتر تلفیق INS/GPS پرداخته است و تأییدی بر مطالعات آینده برای شناسایی این حملات از طریق حالت ماندگار درایه‌های بهره فیلتر کالمن دارد. مقاله‌ی حاضر، ضمن توسعه‌ی پژوهش این مرجع، برای جبران اثر حملات فریب راهکاری نوین ارائه می‌کند.

در دهه اخیر، مشکل قطع یا انسداد سیگنال GPS به‌طور وسیع در تلفیق INS/GPS مورد بررسی قرار گرفته است و یکی از چالش‌های دانشمندان علم ناوبری است. مراجع [17-22]، بیان‌گر مهم‌ترین تحقیقات انجام شده در این موضوع و رفع آن می‌باشند.

مراجع [17-21] بر روی روش‌های هوش مصنوعی هم‌چون شبکه‌های عصبی متمرکز هستند. در مراجع [23,22] ترکیب INS/GPS و SLAM^۶ برای محیط‌های ناشناس ارائه شده است. سیستم SLAM یک سیستم کمک ناوبری است که قابلیت ساخت نقشه به‌روز و استفاده هم‌زمان از نقشه تولیدشده را دارا می‌باشد. در مرجع [24] سیستم ناوبری تلفیقی مبتنی بر تصویر برای زمان قطع و فریب سیگنال سیستم GPS ارائه شده است.

در مرجع [25] سیستم ناوبری تلفیقی با یادگیری ماشین و سنسورهای ارزان قیمت در زمان فریب سیگنال GPS به‌مدت ۱۱ ثانیه مورد بررسی قرار گرفته است. در مرجع [26] سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS بر مبنای تئوری تلفیق داده‌های چند سنسور ارائه شده است. یک فیلتر کالمن غیرمتمرکز توسعه‌یافته برای حذف خطاهای مشاهده‌ی داده‌های GPS و کاهش بار محاسباتی به‌کار رفته است.

یک فیلتر کالمن تطبیقی فدرال به‌منظور تلفیق داده‌های GPS و INS برای داده‌های موقعیت پیوسته در زمان قطع سیگنال GPS و جلوگیری از رشد خطای سیستم ناوبری اینرسی استفاده شده است. در مرجع [27] از دو فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای تلفیق INS ارزان قیمت با GPS استفاده شده است. فیلتر کالمن اول وضعیت کشتی‌هوایی را تخمین می‌زند، درحالی‌که فیلتر دوم موقعیت و سرعت آن را در زمان عدم دسترسی به GPS تخمین می‌زند.

در مرجع [27] از بینایی اضافه شده به فیلتر ذره‌ای برای تلفیق سیستم ناوبری اینرسی ارزان قیمت MEMS و سیستم موقعیت‌یاب جهانی استفاده شده است. الگوریتم تلفیق ارائه شده در زمان فریب GPS دارای عملکرد مناسب‌تری نسبت به فیلتر کالمن می‌باشد. در مرجع [21] از الگوریتم شبکه عصبی به‌عنوان جایگزین در زمان عدم دسترسی به سیگنال GPS استفاده شده است. یکی از مهم‌ترین نقاط ضعف مراجع فوق، استفاده از ابزارهای کمکی هم‌چون فیلتراسیون غیرخطی، الگوریتم‌های هوش مصنوعی، ابزارهای سخت‌افزاری مانند چند آنتن گیرنده است. اما مقاله حاضر سعی دارد تا با کم‌ترین هزینه و

از دقت ناوبری کوتاه مدت خوبی برخوردار است. این اطلاعات شامل جهت‌گیری و هم‌چنین موقعیت و سرعت جسم متحرک است [1-6].

از طرفی نیز سیستم‌های ناوبری اینرسی به علت خطاهای بلندمدت غیر قابل اطمینان هستند و این خطاها بدون محدودیت رشد چشم‌گیری خواهد داشت؛ چرا که خطاهای حسگرهای اینرسی به دلیل انتگرال‌گیری در الگوریتم‌های ناوبری انباشته می‌شوند [1,2].

در مقابل سیستم ناوبری GPS به‌علت دقت ناوبری بلندمدت با خطاهای محدود در حد چند متر و سخت افزارهای ارزان قیمت تا ۱۰۰ دلار در تلفیق با سیستم‌های ناوبری اینرسی دقت ناوبری خوبی را فراهم می‌کنند [4-6].

GPS به‌خط دید مستقیم حداقل چهار ماهواره نیاز دارد که این امر در همه لحظات ممکن نیست چرا که سیگنال‌های ارسالی از ماهواره‌ها از موانعی هم‌چون ساختمان‌های بلند و حتی سامانه‌های جیمینگ و فریب، افت انرژی کرده و قابل استفاده نیستند [1,2].

با استفاده از ویژگی‌های تکمیلی سامانه‌های ناوبری اینرسی و ماهواره‌ای نواقص هرکدام به‌طور جداگانه رفع می‌شود و یک راه‌حل ناوبری دقیق‌تر و مقاوم‌تر فراهم می‌گردد؛ تاکنون انواع مختلفی برای تلفیق داده‌های INS/GPS به‌منظور دستیابی به بیشترین مزایا و کاربردهای بهتر و قابل اعتمادتر ارائه شده است که مهم‌ترین آن‌ها تلفیق مستقل^۲، تلفیق عمیق^۳ و تلفیق فوق عمیق^۴ است [6-8].

در تلفیق مستقل سامانه‌های ناوبری اینرسی و ماهواره‌ای هرکدام راه‌حل‌های ناوبری را به‌صورت جداگانه فراهم می‌کنند. یکی از مهم‌ترین آسیب‌های سیگنال‌های GPS فریب است که برای شناسایی و جبران آن راه‌حل‌های متعددی معرفی شده است [14,15]. در برخی از مراجع با استفاده از حدود خطای اسمی سنسورهای اینرسی به شناسایی فریب پرداخته و براساس داده‌های قبل از جعل راه‌حل بهبود یافته‌ای ارائه کرده است [16,17]. وجه تمایز این مقاله با مرجع [16] در نحوه‌ی شناسایی حملات جعل است. این مرجع از طریق محدوده‌ی خطاهای سامانه‌های اینرسی برای شناسایی حملات فریب که فراتر از این محدوده می‌باشند؛ استفاده کرده است. درحالی‌که پژوهش حاضر از طریق کواریانس خطای فیلتر کالمن که غیر قابل نفوذ در برابر حملات فریب می‌باشد؛ به تشخیص و جبران فریب می‌پردازد.

یکی از نقاط ضعف مرجع [16] عدم توانایی در شناسایی حملات فریب پیچیده‌تر است. چرا که برخی از حملات فریب در محدوده‌ی خطاهای سامانه‌های اینرسی، به‌صورت تدریجی، موقعیت و سرعت را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

5. Ultra_Tightly coupled

6. Simultaneous Localization And Mapping

3. Loosely coupled

4. Tightly coupled

همچنین خطاهای دریافت یا انحراف ژيروسکوپ در سه جهت Z,Y,X دستگاه بدنی به صورت زیر مشخص می‌شوند:

$$\delta\omega = [\delta\omega_x \quad \delta\omega_y \quad \delta\omega_z]^T \quad (۴)$$

و خطای بایاس شتابسنج در سه جهت Z,Y,X دستگاه بدنی به صورت زیر مشخص می‌شوند:

$$\delta f = [\delta f_x \quad \delta f_y \quad \delta f_z]^T \quad (۵)$$

در ادامه مدل خطای مختصات دستگاه سطحی- محلی به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{\phi} \\ \delta\dot{\lambda} \\ \delta\dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_m+h} & 0 \\ \frac{1}{(R_n+h)\cos\varphi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \end{bmatrix} \quad (۶)$$

در رابطه (۶) شعاع نصف‌النهاری کره زمین، R_n شعاع انحناء در صفحه عمود بر صفحه نصف‌النهار است. در ادامه مدل خطای سرعت دستگاه سطحی- محلی به صورت رابطه‌ی (۷) تعریف می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{v}_e \\ \delta\dot{v}_n \\ \delta\dot{v}_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & f_u & -f_n \\ -f_u & 0 & f_e \\ f_n & -f_e & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta p \\ \delta r \\ \delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix} \quad (۷)$$

در رابطه فوق $\begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix}$ ماتریس دوران میان دستگاه بدنی و دستگاه سطحی محلی است. همچنین f_u و f_e و f_n به ترتیب خروجی شتابسنج در دستگاه سطحی محلی در راستای شمال، شرق و بالا است.

در ادامه مدل خطای جهت‌گیری دستگاه سطحی- محلی به صورت رابطه‌ی (۸) فرموله می‌شود:

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} \delta\dot{p} \\ \delta\dot{r} \\ \delta\dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_m+h} & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ \frac{-\tan\varphi}{(R_n+h)} & 0 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \end{bmatrix} \quad (۸)$$

مدل خطاهای بایاس شتابسنج به صورت رابطه‌ی (۹) مشخص می‌شود:

بدون استفاده از ابزار سخت‌افزاری، به شناسایی و مقابله با حملات فریب پردازد.

پژوهش حاضر با توجه به تلفیق مستقل GPS/INS توسط فیلتر کالمن استاندارد، به صورت حلقه بسته (فیدبک حالت‌ها)، براساس حل معادله جبری ریکاتی و میل بهره ماتریس کالمن به مقادیر ثابت در زمان‌های مشخص، به ارائه راه‌کاری نوین برای جبران‌سازی داده‌های از دست رفته و تشخیص آنها می‌پردازد. با توجه به عدم تأثیرپذیری مستقیم کواریانس خطا در فیلتر کالمن از حملات فریب، می‌توان به بازسازی اندازه‌گیری‌های آلوده و کنترل حملات فریب پرداخت.

ساختار این مقاله به صورت زیر سامان‌دهی شده است: بخش اول: به معرفی مدل‌های خطای سنسورهای اینرسی، بخش دوم: به ساختار کلی تلفیق مستقل، ناوبری اینرسی با اندازه‌گیری‌های موقعیت و سرعت سامانه‌های GPS، بخش سوم به معرفی روش حالت پایدار بهره فیلتر کالمن در شناسایی داده‌های از دست رفته GPS، بخش چهارم به نحوه‌ی جبران‌سازی خطای فریب و بخش پنجم شبیه‌سازی مدل می‌پردازد و در انتها نتیجه‌گیری و فهرست مراجع فهرست شده است.

مدل خطای ناوبری در معادلات INS

سامانه تلفیقی INS/GPS به یک تخمین‌گر نیاز دارد تا ترکیب اطلاعات و تخمین را انجام دهد. انواع مختلفی از تحلیل‌گرها بر اساس نیازهای سامانه می‌تواند استفاده شود. همان‌طور که فیلتر کالمن به‌طور سنتی برای تلفیق حسگرهای ناوبری استفاده شده است، در این مقاله نیز بهبود عملکرد آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. بر این اساس برای پیاده‌سازی این نوع تلفیق برای کاربردهای ناوبری معمولاً از چهارچوب سطحی- محلی استفاده می‌شود. در این پژوهش از مدل‌سازی خطای مرجع [10] استفاده شده است.

بردار حالت خطای چارچوب سطحی- محلی در راستای مختصات ژئودتیک شامل خطاهای عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع است که به‌شکل زیر نمایش داده می‌شوند [9,10]:

$$\delta r^l = [\delta\varphi \quad \delta\lambda \quad \delta h]^T \quad (۱)$$

همچنین خطاها در راستای سرعت‌های زمین مرجع، شامل خطای سرعت شرقی، خطای سرعت شمالی و خطای سرعت در راستای عمود به صورت زیر می‌باشد:

$$\delta v^l = [\delta v_e \quad \delta v_n \quad \delta v_u]^T \quad (۲)$$

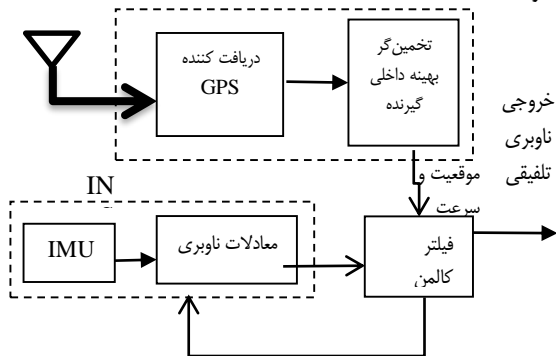
خطاهای سرعت زاویه‌ای در سه جهت، شامل خروجی ژيروسکوپ به صورت زیر است:

$$\varepsilon^l = [\delta p \quad \delta r \quad \delta q]^T \quad (۳)$$

در ساختار تلفیق داده‌های سنسورهای اینرسی با اندازه‌گیری‌های ناوبری ماهواره‌ای، انواع مختلفی از جمله تلفیق مستقل تلفیق عمیق و تلفیق فوق عمیق استفاده می‌گردد. با توجه به استفاده از تلفیق مستقل در این پژوهش در ادامه به ساختار آن پرداخته می‌شود.

بردار حالت خطا برای معادلات مکانیزه سازی چارچوب سطحی- محلی در راستای مختصات ژئودتیک شامل خطاهای عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع است. همچنین خطاها در راستای سرعت‌های زمین مرجع، شامل خطای سرعت شرقی، خطای سرعت شمالی و خطای سرعت در راستای عمود می باشد. خطا در سه زاویه جهت‌گیری شامل خطای پیچ، خطای غلت و خطای سمت به همراه بایاس شتاب‌سنج و انحراف ژيروسکوپ‌ها ۱۵ متغیر حالت را برای فیلتر کالمن مهیا می‌کنند.

بلوک دیاگرام تلفیق مستقل سیستم‌های ناوبری GPS/INS مورد نظر پژوهش، به صورت شکل (۱) نشان داده می‌شود [13]. در این شکل خروجی‌های نهایی ناوبری GPS به صورت موقعیت و سرعت، به عنوان اندازه‌گیری به فیلتر کالمن برای تصحیح خطای ناوبری اینرسی بازگردانده می‌شود.



شکل ۱- بلوک دیاگرام تلفیق مستقل GPS/INS

معادلات مدل‌سازی خطای مورد نیاز شامل ۱۵ متغیر حالت ذکر شده در رابطه‌ی (۱۱) است. خطاهای وضعیت دستگاه سطحی محلی نسبت به دستگاه زمین، خطاهای سرعت‌های زمین مرجع جسم پرنده، از جمله‌ی این متغیرهای حالت هستند.

رابطه‌ی (۱۱) معادلات فضای حالت متغیرهای ناوبری اینرسی را نشان می‌دهد. در سمت چپ این رابطه، مشتق متغیرهای حالت به ترتیب خطای عرض جغرافیایی، خطای طول جغرافیایی، خطای ارتفاع، خطای سرعت در سه کانال شرقی، شمالی و عمودی است.

هم چنین خطای زوایای اوپلر شامل نرخ خطای زاویه غلت، نرخ خطای زاویه فراز و نرخ خطای زاویه سمت بر حسب رادیان بر ثانیه، نرخ خطای بایاس ژيروسکوپ در سه جهت دستگاه ناوبری به همراه نرخ خطاهای بایاس شتاب‌سنج مشتق ۱۵ متغیر حالت فیلتر کالمن را تشکیل می‌دهند.

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{f}_x \\ \delta \dot{f}_y \\ \delta \dot{f}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\beta_{fx} & 0 & 0 \\ 0 & -\beta_{fy} & 0 \\ 0 & 0 & -\beta_{fz} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sqrt{2\beta_{fx}\sigma_{fx}^2} \\ \sqrt{2\beta_{fy}\sigma_{fy}^2} \\ \sqrt{2\beta_{fz}\sigma_{fz}^2} \end{bmatrix} w(t) \quad (9)$$

در رابطه (۹) β_{fx} ، β_{fy} و β_{fz} به ترتیب معکوس زمان هم‌بستگی مربوط به خطاهای بایاس شتاب-سنج در جهت‌های XYZ، هم‌چنین σ_{fx}^2 ، σ_{fy}^2 و σ_{fz}^2 واریانس خطاهای شتاب‌سنج در سه جهت XYZ هستند. در این رابطه $w(t)$ نویز سفید با توزیع گوسی است [9]. هم‌چنین مدل خطای ژيروسکوپ به صورت زیر معرفی می‌شود:

$$\delta \dot{\omega} = \begin{bmatrix} \delta \dot{\omega}_x \\ \delta \dot{\omega}_y \\ \delta \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\beta_{\omega x} & 0 & 0 \\ 0 & -\beta_{\omega y} & 0 \\ 0 & 0 & -\beta_{\omega z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \delta \omega_x \\ \delta \omega_y \\ \delta \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sqrt{2\beta_{\omega x}\sigma_{\omega x}^2} \\ \sqrt{2\beta_{\omega y}\sigma_{\omega y}^2} \\ \sqrt{2\beta_{\omega z}\sigma_{\omega z}^2} \end{bmatrix} w(t) \quad (10)$$

در رابطه (۱۰) $\beta_{\omega x}$ ، $\beta_{\omega y}$ و $\beta_{\omega z}$ به ترتیب معکوس زمان هم‌بستگی مربوط به ماتریس خودهم‌بستگی خطاهای دریف ژيروسکوپ در جهت‌های XYZ، هم‌چنین $\sigma_{\omega x}^2$ ، $\sigma_{\omega y}^2$ و $\sigma_{\omega z}^2$ واریانس خطاهای ژيروسکوپ در سه جهت XYZ هستند.

ساختار تلفیق INS/ GPS با فیلتر کالمن

یکی از مهم‌ترین و شناخته شده‌ترین روش‌های تلفیق داده، فیلتر کالمن است که عموماً در ادغام داده‌های سنسورهای ناوبری اینرسی و ماهواره‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این روش خطاهای ناوبری به عنوان حالت خطای فیلتر با استفاده از تفاوت دقت میان دو یا تعداد بیشتری از سیستم‌های ناوبری تخمین زده می‌شود و تخمین حاصل برای تصحیح سیستم اندازه‌گیری استفاده شده است. از همین رو دقت ناوبری با استفاده از فیلتر کالمن افزایش می‌یابد [12].

راندمان و عملکرد فیلتر کالمن در تصحیح خطای سنسورهای تلفیقی هنگامی که از سنسورهای غیردقیق و ارزان قیمت استفاده می‌شود بسیار بالاست.

$$\delta z = \begin{bmatrix} \varphi_{INS} - \varphi_{GPS} \\ \lambda_{INS} - \lambda_{GPS} \\ h_{INS} - h_{GPS} \\ v_{e,INS} - v_{e,GPS} \\ v_{n,INS} - v_{n,GPS} \\ v_{u,INS} - v_{u,GPS} \end{bmatrix} = [I_{6 \times 6} \quad 0_{6 \times 9}] \begin{bmatrix} \delta\varphi \\ \delta\lambda \\ \delta h \\ \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \\ \delta p \\ \delta r \\ \delta q \\ \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \\ \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta_\varphi \\ \eta_\lambda \\ \eta_h \\ \eta_{ve} \\ \eta_{vn} \\ \eta_{vu} \end{bmatrix} w(t) \quad (12)$$

حالت پایدار بهره فیلتر کالمن در تخمین داده‌های تلفیق

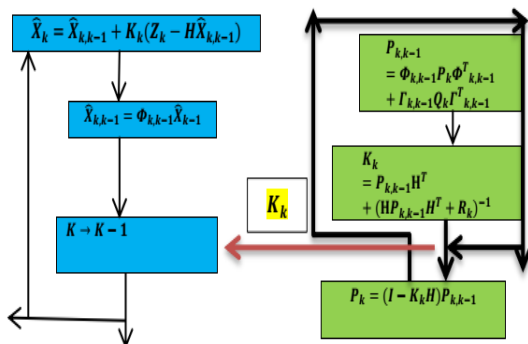
با توجه به فرم تلفیق مستقل فیلتر کالمن داده‌های سنسورهای اینرسی و GPS که در معادله (۱۳) نشان داده شده است می‌توان آن را به فرم گسسته بازنویسی کرد. بر این اساس در فرم گسسته فیلتر کالمن، نیازی به ذخیره‌سازی داده‌ها نیست [13].

$$\begin{aligned} \dot{X} &= FX + GW \\ Z &= HX + V \end{aligned} \quad (13)$$

در رابطه‌ی فوق X بردار متغیرهای حالت، W نویز سیستم، V نویز اندازه‌گیری H ماتریس اندازه‌گیری است. هم‌چنین فرم گسسته فیلتر کالمن به صورت بازگشتی به صورت رابطه‌ی (۱۴) تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} X_k &= \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k,k-1} W_{k-1} \\ Z_k &= HX_k + V_k \end{aligned} \quad (14)$$

در رابطه (۱۴) $\Phi_{k,k-1}$ ماتریس انتقال حالت، $E[W_{k-1}W_{k-1}^T] = Q$ واریانس نویز سیستم، $E[V_kV_k^T] = R$ واریانس نویز اندازه‌گیری هستند. بر اساس شکل (۲) تنها رابط بین متغیرهای حالت سیستم و بهره فیلتر کالمن محاسبه شده مقادیر K_k است. با توجه به حلقه بسته بودن فیلتر کالمن مقادیر بهره فیلتر یا K_k در زمان‌های بی‌نهایت به مقادیر ثابت میل می‌کنند. این مقادیر ثابت بر اساس انتخاب بهره بهینه در فیلتر کالمن تعیین می‌شوند.



شکل ۲- نحوه‌ی بهروزرسانی بهره‌ی فیلتر کالمن

این معادلات با ضریب ماتریسی شامل ارتفاع جسم متحرک، عرض جغرافیایی، نیروهای شتاب‌سنج در دستگاه ناوبری مرتبط می‌شوند.

روش‌های متعددی برای بهروزرسانی INS از طریق اندازه‌گیری‌های بیرونی شامل سیگنال‌های ماهواره‌ای، روش ZUPT (بهروزرسانی سرعت صفر) وجود دارد که تلفیق این داده‌ها از طریق فیلتر کالمن خطی (KF)، فیلتر کالمن ذره‌ای (PF) انجام می‌شود.

فیلتر کالمن با حدس بهینه از حالت‌های خطاهای INS سعی بر جبران آن را دارد. این حدس بهینه از حداقل واریانس میانگین حالت‌های خطای اینرسی ایجاد می‌شود.

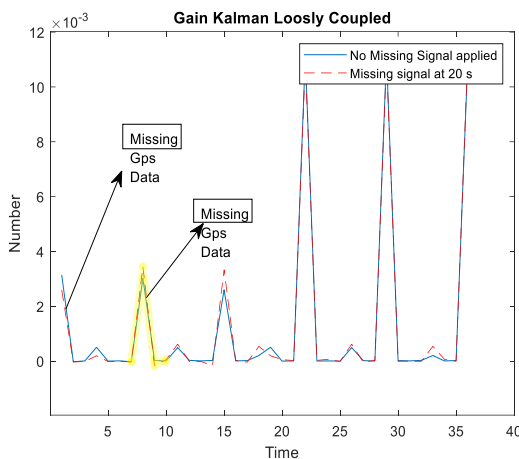
یکی از نقاط قوت فیلتر کالمن، بهره‌ی بهروزرسانی اندازه‌گیری‌ها یا تصحیح است. این موضوع که پایه‌ی ابتکارات این مقاله است در ادامه معرفی می‌شود.

بهره‌ی کالمن که با مقدار K مشخص می‌شود از مقدار پیشین کواریانس خطا و کواریانس نویز اندازه‌گیری R تأثیر می‌گیرد. هنگامی که اندازه‌گیری‌ها آلوده باشد، K به نسبت کوچک‌تر و هنگامی که اندازه‌گیری‌ها سالم باشند، مقدار K بزرگتر و وزن بیشتری به اندازه‌گیری‌ها داده می‌شود. از همین تئوری می‌توان با وزن‌دهی پویا، اثر حملات فریب را خنثی کرد.

$$\begin{bmatrix} \delta\varphi \\ \delta\lambda \\ \delta h \\ \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \\ \delta p \\ \delta r \\ \delta q \\ \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \\ \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_m + h} & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{(R_n + h)\cos\varphi} & \ddots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & f_u & 0 & -f_n & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & f_n & 0 & f_e & 0 & 0 & \frac{1}{R_m + h} & 0 \\ 0 & 0 & -f_e & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \delta\varphi \\ \delta\lambda \\ \delta h \\ \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \\ \delta p \\ \delta r \\ \delta q \\ \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \\ \delta f_x \\ \delta f_y \\ \delta f_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sigma_\varphi \\ \sigma_\lambda \\ \sigma_h \\ \sigma_{ve} \\ \sigma_{vn} \\ \sigma_{vu} \\ \sigma_p \\ \sigma_r \\ \sigma_q \\ \sqrt{2\beta_{fx}\sigma_{fx}^2} \\ \sqrt{2\beta_{fy}\sigma_{fy}^2} \\ \sqrt{2\beta_{fz}\sigma_{fz}^2} \\ \sqrt{2\beta_{\omega_x}\sigma_{\omega_x}^2} \\ \sqrt{2\beta_{\omega_y}\sigma_{\omega_y}^2} \\ \sqrt{2\beta_{\omega_z}\sigma_{\omega_z}^2} \end{bmatrix} w(t) \quad (11)$$

هم‌چنین با توجه به اندازه‌گیری موقعیت و سرعت توسط ناوبری ماهواره‌ای شش متغیر مشاهده پذیر وجود دارد که به صورت فضای حالت رابطه‌ی (۱۲) مشخص می‌شود:



شکل ۳- درایه ماتریس بهره کالمن در لحظه فریب سیگنال

جبران و کنترل اثر خطای فریب

پس از تشخیص حمله‌ی فریب از طریق بهره فیلتر کالمن، باید اثر این خطا در معادلات ناوبری جبران شود. چراکه در دراز مدت خطای بزرگی ایجاد می‌کند.

با توجه به عدم تأثیر مستقیم حملات فریب بر کواریانس خطای فیلتر کالمن و بهره آن، می‌توان در اثر تغییرات ناگهانی اندازه‌گیری‌های GPS برای موقعیت، سرعت و تغییرات کواریانس خطا، حملات فریب را شناسایی کرد.

برای جبران اثر حملات فریب، از یک ضریب وزن دار استفاده شده است. هنگامی که محدوده‌ی تغییرات درایه‌های ماتریس بهره فیلتر کالمن از ۶ برابر مقدار استاندارد خطای سنسور اینرسی بیشتر باشد، اثر داده‌های اندازه‌گیری GPS نزدیک صفر و هر چه داده‌ها از سلامت بیشتری برخوردار باشند؛ مقدار این ضریب یک است. بر اساس روابط (۱۷)، برای پنج اندازه‌گیری (مقدار ۵ فرضی است) موقعیت و سرعت گیرنده GPS، روابط زیر بین متغیرهای حالت و اندازه‌گیری‌ها برقرار است. این روابط صرفاً برای خطای طول جغرافیایی نوشته شده است چراکه برای سایر متغیرهای حالت فیلتر کالمن نیز، از رویه‌ای مشابه برخوردار است.

$$\delta \lambda \cong [k_{21} \quad k_{22} \quad \dots \quad k_{29} \quad k_{210}] \begin{bmatrix} \delta r_G^1 \\ \delta r_G^2 \\ \delta r_G^3 \\ \delta r_G^4 \\ \delta r_G^5 \\ \delta v_G^1 \\ \delta v_G^2 \\ \delta v_G^3 \\ \delta v_G^4 \\ \delta v_G^5 \end{bmatrix} \quad (18)$$

در رابطه‌ی (۱۸) شامل اندازه‌گیری موقعیت توسط گیرنده‌ی اول

حالت ماندگار بهره فیلتر کالمن K_k توسط واریانس نویز سیستم Q و واریانس نویز مشاهدات R با توجه به حل معادله ریکاتی مشخص می‌شوند این معادله به صورت رابطه (۱۵) تعریف می‌شود:

$$K_{\infty} = P_{\infty} H^T + (H P_{\infty} H^T + R)^{-1} \quad (15)$$

با توجه به فرم حلقه بسته فیلتر کالمن و اختلاف اندازه‌گیری موقعیت و سرعت به دست آمده توسط سنسورهای اینرسی و GPS خواهیم داشت:

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k,k-1} + K_k (Z_k - H \hat{X}_{k,k-1}) \quad (16)$$

در حالت ماندگار بهره فیلتر کالمن، درایه‌های سطر اول متعلق به تخمین خطای عرض جغرافیایی با اندازه‌گیری‌های ستون‌های اول تا ششم، درایه‌های سطر دوم متعلق به تخمین خطای طول جغرافیایی با اندازه‌گیری‌های ستون‌های ۱ تا ۶، درایه‌های سطر سوم متعلق به اندازه‌گیری‌های ارتفاع با اندازه‌گیری‌های ستون‌های ۱ تا ۶، درایه‌های سطر چهارم متعلق به تخمین خطای سرعت شرقی با ستون‌های ۱ تا ۶، درایه‌های سطر پنجم متعلق به تخمین خطای سرعت شمالی با ستون‌های ۱ تا ۶، درایه‌های سطر ششم متعلق به تخمین خطای سرعت عمودی با ستون‌های ۱ تا ۶ در رابطه (۱۷) است.

$$\begin{matrix} \delta Z_1 & \delta Z_2 & \delta Z_3 & \delta Z_4 & \delta Z_5 & \delta Z_6 \\ \downarrow & \downarrow & \downarrow & \downarrow & \downarrow & \downarrow \end{matrix} \delta z = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} & k_{14} & k_{15} & k_{16} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} & k_{24} & k_{25} & k_{26} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} & k_{34} & k_{35} & k_{36} \\ k_{41} & k_{42} & k_{43} & k_{44} & k_{45} & k_{46} \\ k_{51} & k_{52} & k_{53} & k_{54} & k_{55} & k_{56} \\ k_{61} & k_{62} & k_{63} & k_{64} & k_{65} & k_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \varphi \\ \delta \lambda \\ \delta h \\ \delta v_e \\ \delta v_n \\ \delta v_u \end{bmatrix} \quad (17)$$

با توجه به میل مقادیر بهره فیلتر کالمن به اعداد ثابت در صورت بروز فریب، درایه‌های ماتریس بهره کالمن دچار ناهنجاری و تغییرات ناگهانی می‌شوند.

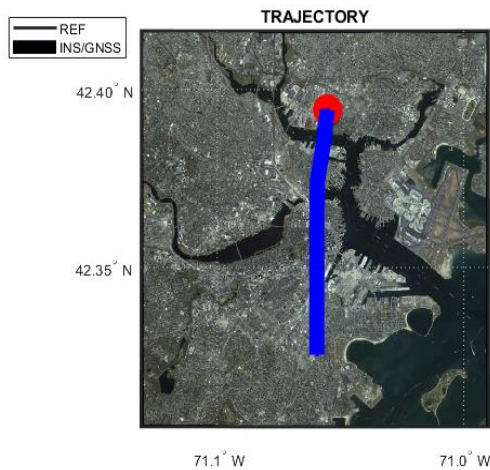
برای مثال در تلفیق داده‌های سنسور اینرسی با GPS، تا ثانیه بیستم خروجی سیگنال ماهواره‌ای با حملات آلوده شده است که تغییرات ناگهانی برای درایه اول ماتریس بهره فیلتر کالمن با زمان، به صورت شکل (۳) قابل رویت است. به دلیل آنکه بهره فیلتر کالمن به صورت مستقیم از خطای اندازه‌گیری‌ها متأثر شده و این روند به صورت معکوس اتفاق نخواهد افتاد، در شرایط حملات فریب نرم که با تغییرات ناگهانی در موقعیت و سرعت مواجه هستیم؛ قابل تشخیص است.

فیلتر کالمن) شناسایی و با وزن دهی جبران می‌شود.

شبیه‌سازی

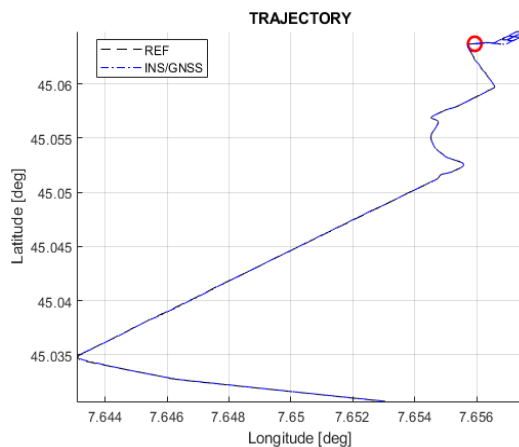
در این بخش به ارائه یک مورد شبیه‌سازی برای نشان دادن نحوه عملکرد ایده‌های مقاله پرداخته می‌شود. براین اساس یک مسیر فرضی انتخاب و با داده‌های سنسور اینرسی و GPS تلفیق مستقل انجام شده است. سناریوی اول مسیر حرکت ناوبری یک پرنده بدون سرنشین در ارتفاع ۳۰۰ متری، خطاهای ناوبری و زوایای اوپلر تخمین زده شده است. بر این اساس مسیر حرکت ناوبری به صورت شکل (۴) مشخص می‌شود. این مسیر به صورت ماریپیچ با تحریک زوایای اوپلر جسم پرنده همراه است تا به خوبی اثر فریب سیگنال‌های GPS مشخص است.

هم‌چنین شبیه‌سازی‌های ناوبری با INS و تلفیق INS/GPS به صورت مجزا ترسیم شده است تا به خوبی اثر مثبت ناوبری تلفیقی مشخص شود.



شکل ۴- مسیر حرکت ناوبری بر روی عوارض زمین

در شکل (۵) مسیر ناوبری با عرض و طول جغرافیایی نشان داده شده است که تلفیق مستقل از دقت قابل قبولی برخوردار است.



شکل ۵- مقایسه ناوبری تلفیقی با مسیر حقیقی

GPS، δv_G^1 اندازه‌گیری سرعت توسط گیرنده اول GPS، مقادیر $i=1 \dots 10 k_{2i}$ معادل درایه‌های سطر دوم بهره کالمن، مرتبط با متغیر طول جغرافیایی و مقادیر i برابر تعداد اندازه‌گیری‌های سرعت و موقعیت برای ۵ ماهواره در هر لحظه است.

با فرض آنکه مقدار خطای فریب برای هر کدام از اندازه‌گیری‌ها برابر δv_s و δr_s باشد، اثر این خطاها بر روی طول جغرافیایی به صورت رابطه‌ی (۱۹) است:

$$\begin{aligned} \delta \lambda &\cong k_{21}(r_I^1 - r_G^1) + k_{22}(r_I^2 - r_G^2) \\ &\quad + k_{23}(r_I^3 - r_G^3) + \dots \\ &\quad + k_{210}(v_I^5 - v_G^5) \\ \delta \lambda &\cong k_{21}(r_I^1 - r_G^1 - \delta r_s^1) \\ &\quad + k_{22}(r_I^2 - r_G^2 - \delta r_s^2) \\ &\quad + k_{23}(r_I^3 - r_G^3 - \delta r_s^3) \\ &\quad + \dots \\ &\quad + k_{210}(v_I^5 - v_G^5 - \delta v_s^5) \end{aligned} \quad (19)$$

با توجه به خطاهای ناشی از حملات فریب، تخمین طول جغرافیایی شامل تفاضل طول جغرافیایی و خطای فریب است. این موضوع در رابطه‌ی (۲۰) ذکر شده است.

$$\begin{aligned} \delta \lambda &\cong \delta \lambda - k_{21}(\delta r_s^1) + k_{22}(\delta r_s^2) \\ &\quad + k_{23}(\delta r_s^3) + \dots \\ &\quad + k_{210}(\delta v_s^5) \end{aligned} \quad (20)$$

در نهایت طول جغرافیایی تخمینی به صورت رابطه‌ی (۲۱) بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \delta \lambda &\cong \delta \lambda - k_{21}(\delta r_s^1) + k_{22}(\delta r_s^2) \\ &\quad + k_{23}(\delta r_s^3) + \dots \\ &\quad + k_{210}(\delta v_s^5) \Rightarrow \end{aligned} \quad (21)$$

$$\delta \lambda \cong \delta \lambda - \Delta \lambda_s$$

در رابطه‌ی (۲۱) مقدار $\Delta \lambda_s$ برابر حاصل ضرب خطاهای ناشی از حملات فریب در درایه‌های سطر دوم بهره‌ی فیلتر کالمن است.

با توجه به بزرگ بودن خطاهای ناشی از فریب (δr_s^1) نسبت به $\Delta \lambda_s$ (به دلیل ضرب درایه‌های بهره‌ی کالمن در مقادیر خطاهای فریب)، همواره نسبت $\Delta \lambda_s / \delta r_s^1$ بین صفر تا یک تغییر می‌کند. از این رو این مقدار به ضریب وزن‌دار برای جبران خطاهای ناشی از حملات فریب، معرفی می‌شود.

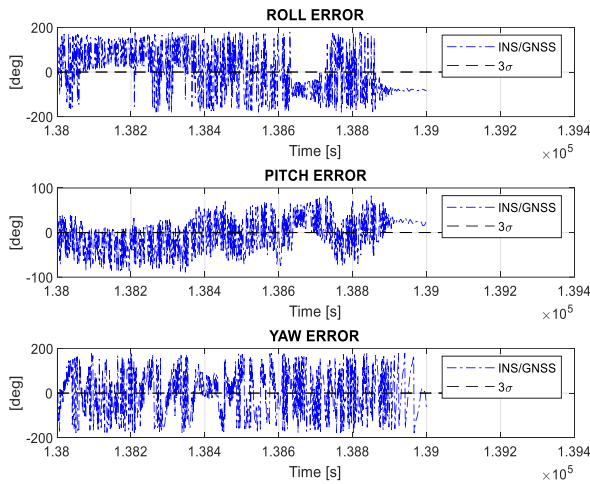
واضح است، هرچه مقدار خطای ناشی از فریب بزرگ‌تر باشد، این ضریب نزدیک به صفر خواهد بود.

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= \Delta \lambda_s / \delta r_s^1 \\ \alpha_2 &= \Delta \lambda_s / \delta v_s^5 \end{aligned} \quad (21)$$

$$\delta \lambda \cong \delta \lambda - (\alpha_1 + \alpha_2) \Delta \lambda_s$$

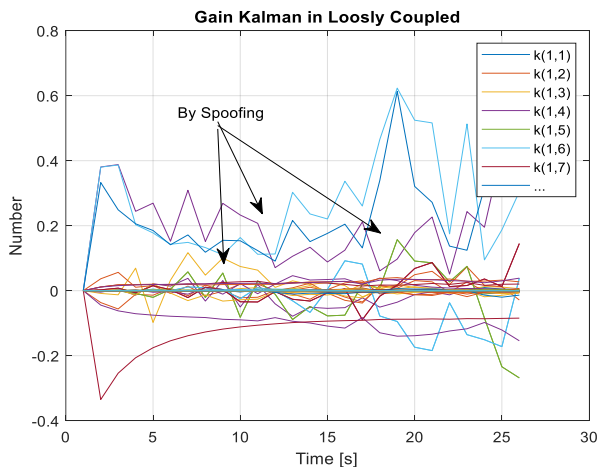
با این رویه، در صورت بروز خطاهای ناشی از فریب (بیشتر از مقدار استاندارد سنسورهای اینرسی)، از طریق تغییرات کوارینانس خطاها (بهره

در سناریوی دوم، در ثانیه ۲۰ داده‌های GPS فریب و نتایج ناوبری و خطاهای به‌دست آمده در شکل (۸) ترسیم می‌شوند. در این شکل مسیر ناوبری با سیگنال GPS فریب به‌رنگ سبز، مسیر ناوبری تلفیقی با سیگنال فریب به‌رنگ آبی و مسیر صحیح ناوبری به‌رنگ مشکی مشخص هستند. علی‌رغم نتیجه بهتر ناوبری تلفیقی نسبت به ناوبری GPS، نتایج نهایی با خطای بسیاری مواجه است.



شکل ۹- خطای زوایای اوپلر ناوبری تلفیقی هنگام فریب سیگنال

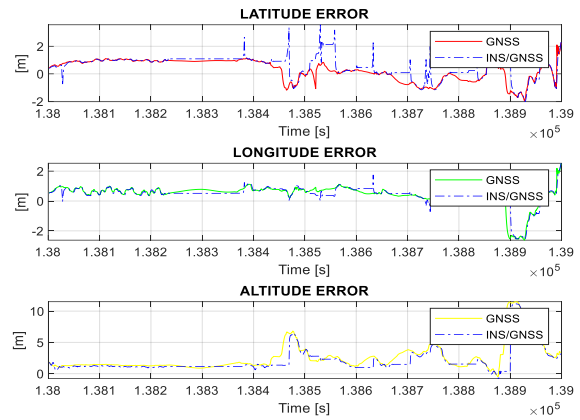
هم‌چنین وضعیت خطاهای زوایای اوپلر هنگام حملات فریب در شکل (۹) مشخص است که با نوسانات شدیدی مواجه می‌شوند: در این میان پارامترهای ماتریس بهره فیلتر کالمن در شرایط حملات فریب به‌صورت شکل (۱۰) تغییر می‌کنند که در آن به‌صورت نوسانات ناگهانی مشخص است.



شکل ۱۰- تغییرات حالت ماندگار بهره فیلتر کالمن تلفیق هنگام فریب سیگنال

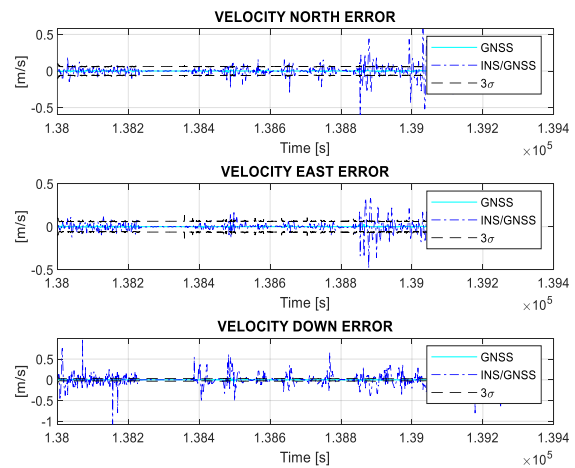
در ادامه درایه‌های ماتریس S برای حل معادله ریکاتی در فیلتر کالمن در حالت فریب به‌صورت شکل (۱۱) تغییر می‌کند:

هم‌چنین نتایج خطای وضعیت حرکت با ناوبری تلفیقی به‌صورت شکل (۶) مشخص می‌شود:

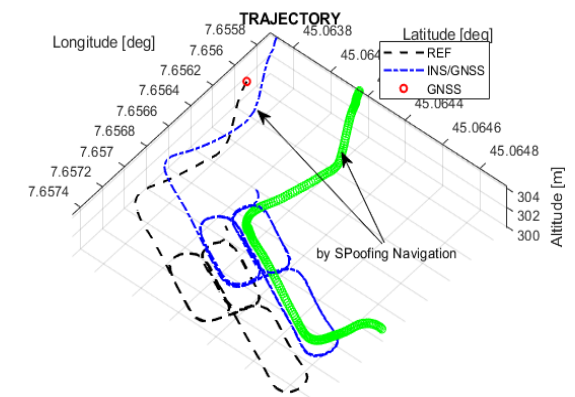


شکل ۶- مقایسه خطای موقعیت ناوبری تلفیقی با ناوبری GNSS

مقایسه خطای سرعت‌ها توسط ناوبری تلفیقی با ناوبری ماهواره‌ای به‌صورت شکل (۷) مشخص است:

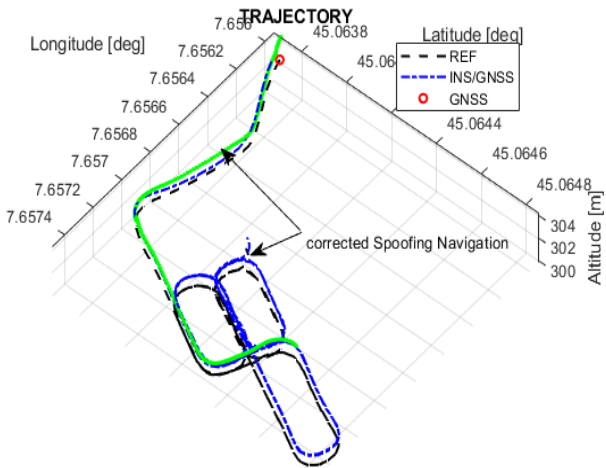


شکل ۷- مقایسه خطای سرعت ناوبری تلفیقی با ناوبری GNSS

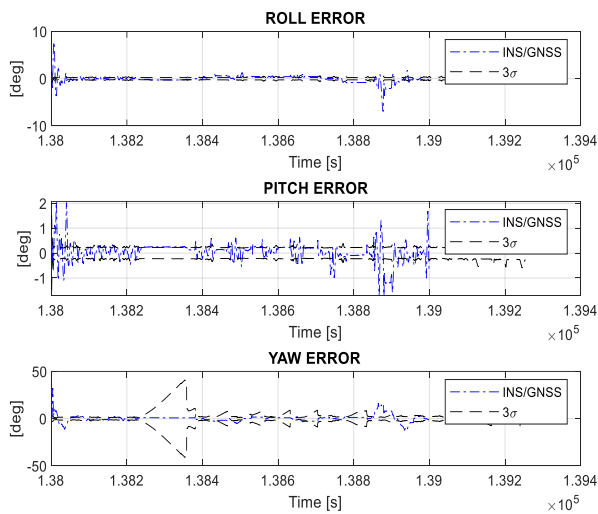


شکل ۸- مقایسه مسیر حرکت ناوبری تلفیقی با ناوبری GNSS هنگام فریب سیگنال

همچنین در شکل (۱۴) پس از جبران اثر سیگنال فریب، مسیر ناوبری با GPS، مسیر ناوبری تلفیقی و مسیر ناوبری صحیح رسم شده است.



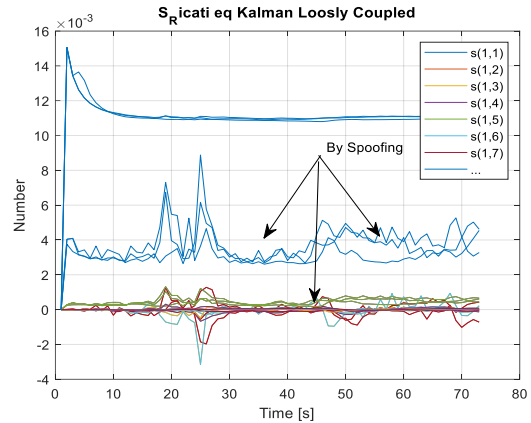
شکل ۱۴- مسیر حرکت ناوبری GPS و ناوبری تلفیقی تصحیح شده هنگام فریب سیگنال



شکل ۱۵- خطای زوایای اوپلر با ناوبری تلفیقی تصحیح شده هنگام فریب سیگنال

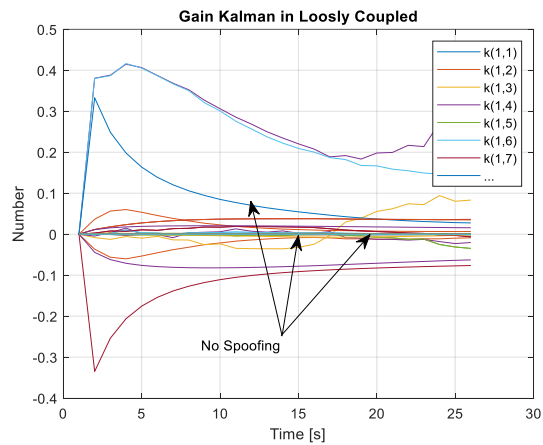
با شرایط تصحیح داده‌های GPS براساس حالت ماندگار بهره فیلتر کالمن در زمان فریب، خطاهای موقعیت به صورت شکل (۱۵) مشخص می‌شود:

در جدول (۱) میانگین خطاها بر اساس روش‌های ناوبری تلفیقی تصحیح شده و ناوبری تلفیقی بدون تصحیح ذکر شده است، این خطاها شامل زوایای غلت، فراز و سمت، به همراه سرعت‌های شمال، شرق و عمود و وضعیت است.



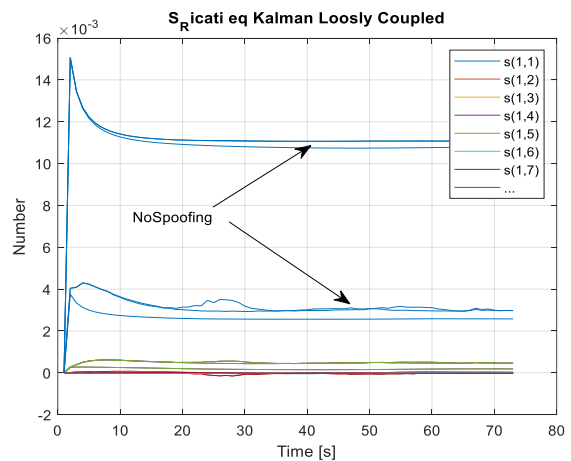
شکل ۱۱- تغییرات حالت ماندگار ماتریس S فیلتر کالمن تلفیق هنگام فریب سیگنال

این درحالی است که تغییرات حالت ماندگار ماتریس بهره فیلتر کالمن در زمانی که سیگنال‌ها قطع نمی‌شوند به صورت شکل (۱۲) است:



شکل ۱۲- تغییرات حالت ماندگار ماتریس بهره فیلتر کالمن تلفیق بدون فریب سیگنال

همچنین تغییرات درایه‌های ماتریس S برای حل معادله ریکاتی بدون فریب سیگنال به صورت شکل (۱۳) مشخص است:



شکل ۱۳- تغییرات حالت ماندگار ماتریس S فیلتر کالمن تلفیق بدون فریب سیگنال

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است

مراجع

- [1] P. G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1: Attitude Algorithms," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 1, pp. 19-28, 1998, doi: <https://doi.org/10.2514/2.4228>
- [2] P. G., Savage, "Strapdown Inertial Navigation System Integration Algorithm Design, Part 2: Velocity and Position Algorithms," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 2, pp. 208-221, 1998, doi: <https://doi.org/10.2514/2.4242>
- [3] L. Wang, P. Ye, C. Zhai, Y. Zhang, "High Performance Strapdown Inertial Navigation System Algorithms for Space Flight", In *2008 2nd International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics*, pp. 1-5. IEEE, 2008, doi:10.1109/ISSCAA.2008.4776315.
- [4] P. G., Savage, "Strapdown System Performance Analysis", *Advances In Navigation Sensors and Integration Technology*, 2004.
- [5] Y. Hao, Z. Xiong, W. Gao, and L. Li, "Study of Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithms", In *2004 International Conference on Intelligent Mechatronics and Automation, Proceedings.*, pp. 751-754. IEEE, 2004, doi:10.1109/ICIMA.2004.1384296.
- [6] E. Akeila, Z. Salcic, and A. Swain, "Direct Gravity Estimation and Compensation in Strapdown INS Applications", In *2008 3rd International Conference on Sensing Technology*, pp. 218-223, IEEE, 30 Dec 2008, doi:10.1109/ICSENST.2008.4757102.
- [7] R.B. Miller, "A New Strapdown Attitude Algorithm," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 6, No. 4, pp. 287-291, 1983, doi:10.2514/3.19831.
- [8] M. B., Ignagni, "Optimal Strapdown Attitude Integration Algorithms," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No. 2, pp. 363-369, 1990, doi: [doi:10.2514/3.20558](https://doi.org/10.2514/3.20558).
- [9] A. B. Chatfield, "Fundamentals of High Accuracy Inertial Navigation", Vol. 171, of *Progress in Astronautics and Aeronautics*. AIAA, Reston Virginia, 1997.
- [10] Y. F. Jiang and Y. P. Lin. "Error Estimation of INS Ground Alignment through Observability Analysis". *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 28, No. 1, pp. 92-96, 1992, doi:10.1109/7.135435.
- [11] N. Barbour, "Inertial Navigation Sensors", *NATO RTO Lecture Series-232, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology*, Oct. 2003, doi: hdl.handle.net/11250/2491714.
- [12] G. Schmidt, "INS/GPS Technology Trends", *NATO RTO Lecture Series, RTO-EN-SET-116, Low-Cost Navigation Sensors and Integration Technology*, Oct 2008, doi:10.1109/7361.983473.
- [13] Y. Liu, S. Li, Q. Fu, and Z. Liu, "Impact assessment of GNSS spoofing attacks on INS/GNSS integrated navigation system," *Sensors*, Vol. 18, No. 5, p. 1433, May 2018, doi:10.3390/s18051433.

در ادامه نتایج جبران حملات فریب با مرجع [16] مقایسه شده است. نتایج مقاله حاضر از عملکرد بهتری برخوردار است.

جدول ۱- میانگین خطاهای ناوبری تلفیقی تصحیح شده

خطای زاویه	سمت	فراز	غلت
	1.2856deg	0.038543deg	0.087383deg
خطای سرعت	سرعت عمودی	سرعت شرقی	سرعت شمالی
	0.01.3832 m/s	0.061694m/s	0.014689m/s
خطای موقعیت	ارتفاع	طول جغرافیایی	عرض جغرافیایی
	17.8354 m	28.78677 m	75.7618 m
	خطای ناوبری ماهواره‌ای	خطای ناوبری ماهواره‌ای	خطای ناوبری ماهواره‌ای
	0.061618 m/s	0.047346 m/s	0.056326 m/s
	خطای ناوبری ماهواره‌ای	خطای ناوبری ماهواره‌ای	خطای ناوبری ماهواره‌ای
	3.3183m	0.81826 m	0.81012 m

جدول ۲- میانگین خطاهای ناوبری تلفیقی تصحیح شده در مرجع [16]

متغیر حالت	RMES در زمان رخ دادن حمله جعل	واحد
چرخ	۰/۱۱۶۷	درجه
فراز	۰/۶۲۶۶	درجه
سمت	۱/۲۲۵۷	درجه
عرض جغرافیایی	۱۴۷/۷۸۸۴	متر
طول جغرافیایی	۸۳/۵۹۶۰	متر
ارتفاع	۳۹/۹۲۴۸	متر

نتیجه گیری

همان طور که پیش بینی شد تلفیق مستقل داده‌های GPS/INS در هنگام فریب، با خطای بسیاری مواجه می‌شود. این درحالی است که تلفیق داده‌ها در شرایط بدون فریب از عملکرد خوبی برخوردار هستند. وجود فریب سیگنال در GPS هنگام تلفیق با داده‌های اینرسی از طریق بهره‌ی فیلتر کالمن قابل کشف است. به طوری که درایه‌های ماتریس بهره فیلتر کالمن در حالت حلقه بسته به مقدار ثابتی میل می‌کنند و در صورت بروز حملات فریب این عملکرد با نوسانات بسیاری همراه می‌شود. برای همین منظور، به مدت ۲۰ ثانیه داده‌های سیگنال ماهواره‌ای دچار حملات فریب عمدی شد؛ سپس به جای داده‌های فریب بر اساس وزن دهی پویا، مقادیر از دست رفته بازیابی یا جبران- سازی شد. سپس با اعمال دوباره فیلتر کالمن تلفیقی در حضور داده‌های تصحیح شده نتایج مطلوبی از تخمین خطاهای موقعیت و سرعت به دست آمد.

- [21] D. Bhatt, P. Aggarwal, V. Devabhaktuni, and P. Bhattacharya, "A novel hybrid fusion algorithm to bridge the period of GPS outages using low-cost INS," *Expert Systems. Appl.*, Vol. 41, No. 5, pp. 2166–2173, 2014, doi: [10.1016/j.eswa.2013.09.015](https://doi.org/10.1016/j.eswa.2013.09.015).
- [22] I. X. Cao, and et al, "Low cost SINS/GPS integration for land vehicle navigation," In *Proceedings. The IEEE 5th International Conference on Intelligent Transportation Systems*, pp. 910-913. IEEE, 2002, doi: [10.1109/ITSC.2002.1041341](https://doi.org/10.1109/ITSC.2002.1041341).
- [23] H. Benzerrouk, and R. Landry, "Novel INS/GPS/Fisheye-Camera Loosely/Tightly Coupled Enhancing Robust Navigation in Dense Urban Environment", In *2020 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, pp. 1-8. IEEE, 2020, doi: [10.23919/ICINS43215.2020.9133976](https://doi.org/10.23919/ICINS43215.2020.9133976).
- [24] K.T. Leung, J. F. Whidborne, D. Purdy, and P. Barber, "Road vehicle state estimation using low-cost GPS/INS," *Mechanical Systems and Signal Processing.*, Vol. 25, No. 6, pp. 1988–2004, Aug. 2011, doi: [10.1016/j.ymsp.2010.08.003](https://doi.org/10.1016/j.ymsp.2010.08.003).
- [25] X. Wei, Y. Wang, "PerDet: Machine-Learning-Based UAV GPS Spoofing Detection Using Perception Data", *Journal of Remote Sensing*, Vol. 14, No. 19, p. 4925, 2022, doi: [10.3390/rs14194925](https://doi.org/10.3390/rs14194925).
- [26] Y. Gao, Li, Guangyun, "A Slowly Varying Spoofing Algorithm on Loosely Coupled GNSS/IMU Avoiding Multiple Anti-Spoofing Techniques", *Sensors*, Vol. 22, No. 12, p. 4503, 2022, doi: [10.3390/s22124503](https://doi.org/10.3390/s22124503).
- [27] K.T. Leung, J. F. Whidborne, D. Purdy, and P. Barber, "Road vehicle state estimation using low-cost GPS/INS," *Mechanical Systems and Signal Processing.*, Vol. 25, No. 6, pp. 1988–2004, Aug. 2011, doi: [10.1016/j.ymsp.2010.08.003](https://doi.org/10.1016/j.ymsp.2010.08.003).
- [14] A. Konovaltsev, S. Caizzone, M. Cuntz, and M. Meurer, "Autonomous spoofing detection and mitigation with a miniaturized adaptive antenna array," In *Proceedings of the 27th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2014)*, pp. 2853-2861. 2014.
- [15] M. L. Psiaki et al., "GNSS spoofing detection using two-antenna differential carrier phase," In *Proceedings of the 27th international technical meeting of the satellite division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2014)*, pp. 2776-2800, 2014.
- [16] S. Nasrollahi "Compensating the effect of spoofing loosely coupled connection in INS/GPS" The 20th International Conference of the Iranian Aerospace Association, 2022 (in Persian)
- [17] Y. Hu, S. Bian, B. Ji, and J. Li "GNSS Spoofing Detection Technique Using Fraction Parts of Double-Difference Carrier Phases," *Journal of Navigation*, Vol.71, No.5, pp. 1111–112, 2018, doi: [10.1017/S0373463318000206](https://doi.org/10.1017/S0373463318000206).
- [18] M. El-Gizawy, and et al, "Neuro-Fuzzy System for GPS/INS Integration," in *Proceedings of the European Navigation Conference*, Rotterdam, 2004, doi: [10.1109/TAES.2004.1310007](https://doi.org/10.1109/TAES.2004.1310007).
- [19] X. Chen, and et al, "Novel hybrid of strong tracking Kalman filter and wavelet neural network for GPS/INS during GPS outages," *Measurement*, Vol. 46, No. 10, pp. 3847–3854, 2013, doi: [10.1016/j.measurement.2013.07.016](https://doi.org/10.1016/j.measurement.2013.07.016).
- [20] A. El-Shafie, A. Najah, and O. A. Karim, "Amplified wavelet-ANFIS-based model for GPS/INS integration to enhance vehicular navigation system," *Neural Comput. Appl.*, Vol. 24, No. 7–8, pp. 1905–1916, 2014, doi: <https://doi.org/10.1007/s00521-013-1430>