

مقاوم سازی موقعیت یابی در برابر فریب GPS با استفاده از سامانه های INS و Loran-C

محمد مجیدی^۱، دانشجوی دکتری؛ علیرضا عرفانیان^۲، دانشیار؛ حمید خالوزاده^۳، استاد

۱- مجتمع برق و الکترونیک - دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران - تهران - ایران - mmajidi85@gmail.com

۲- مجتمع برق و الکترونیک - دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران - تهران - ایران - erfanian@mut.ac.ir

۳- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر - دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی - تهران - ایران - h_khaloozadeh@kntu.ac.ir

چکیده: امروزه قابلیت اطمینان سامانه ها در طراحی سامانه های جدید ناوبری در هواپیماهای بدون سرنشین از اهمیت ویژه ای برخوردار است. یکی از موارد افزایش قابلیت اطمینان سامانه ها استفاده هم زمان از چند سیستم برای برآورده کردن یک هدف خاص است. یکی از تهدیدات اصلی در زمان جنگ در ناوبری هواپیماهای بدون سرنشین، حمله فریب GPS است. در این مقاله برای مقاوم سازی موقعیت یابی در برابر فریب GPS با استفاده از سیستم های INS و Loran-C معماری تلفیقی پیشنهاد شده است که از الگوریتم های مبتنی بر ذره بهره می برد. ایده اصلی این معماری شامل دو بخش اصلی شناسایی فریب با استفاده از روش آزمون فرض و جبران سازی آن با استفاده از الگوریتم های داده کاوی در تلفیق سیستم های INS/Loran-C است. در این معماری علاوه بر افزایش قابلیت اطمینان سامانه در صورت خرابی یکی از سیستم ها، صحت خروجی داده های موقعیت در زمان حمله فریب نیز افزایش می یابد. بنابراین با قابلیت اطمینان بیشتری می توان از هواپیماهای بدون سرنشین در شرایط خطرناک با احتمال خطری زیاد از فریب گرهای GPS، استفاده نمود. با استفاده از معیار ریشه میانگین مربعات خطا، عملکرد معماری پیشنهادی مورد ارزیابی قرار می گیرد. نتایج شبیه سازی، عملکرد معماری پیشنهادی را در دو سناریوی مختلف فریب GPS و همچنین در حالت در دسترس نبودن داده های GPS و Loran-C به صورت هم زمان، تأیید می کند.

واژه های کلیدی: مقاوم سازی موقعیت یابی، تلفیق سیستم های ناوبری، داده کاوی، فریب گیرنده GPS، هواپیمای بدون سرنشین.

Positioning Robustness against GPS Spoofing by Utilizing INS and Loran-C Systems

M. Majidi¹, PhD Student; A. Erfanian², Associate Professor; H. Khaloozadeh³, Professor

1- Department of Electrical Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, Email: mmajidi85@gmail.com

2- Faculty of Electrical Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, Email: erfanian@mut.ac.ir

3- Faculty of Electrical Engineering, K.N.Toosi University of Technology, Tehran, Iran, Email: H_khaloozadeh@kntu.ac.ir

Abstract: Nowadays, reliability of systems in designing new navigation systems for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) has significant importance. One way to increase the reliability of systems is simultaneous use of multiple systems to reach a particular purpose. The GPS spoofing attack is one of the most important threats for UAV navigation systems in war conditions. In this article, by using INS and Loran-C systems, an integrated architecture is proposed for positioning robustness against GPS spoofing attack which benefits from particle based algorithms. The major concept of the proposed architecture consists of two basic parts; the detection part which is done by hypothesis test and the compensation part which is done by applying data fusion algorithms in the integrated INS/Loran-C systems. In this architecture in addition to the system reliability improvement in the event of a failure of one of the systems, the positioning accuracy in the presence of GPS spoofing attack is increased. So the UAVs can be used with more reliability in hazardous condition with high risk of GPS spoofers. The proposed method validation is proved by Root Mean Square Error (RMSE) metric. The simulation results validate the functionality of the proposed architecture for two GPS spoofing attack scenarios, and also in the case that the GPS and Loran-C are in outage mode, simultaneously.

Keywords: Robust positioning, integration of navigation systems, data fusion, GPS spoofing, unmanned aerial vehicle.

تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۵/۱۲/۱۶

تاریخ اصلاح مقاله: ۱۳۹۶/۰۵/۳۰

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۶/۰۷/۰۴

نام نویسنده مسئول: علیرضا عرفانیان

نشانی نویسنده مسئول: ایران - تهران - لویزان - دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران - مجتمع برق و الکترونیک.

۱- مقدمه

امروزه در تجهیزات نوین ناوبری، ارائه معماری هایی با دقت ناوبری بیشتر، خطای محاسباتی کمتر و قابلیت اطمینان بیشتر از اهمیت ویژه ای برخوردار است. به دلیل وجود خطاهای ذاتی و غیرذاتی سامانه های ناوبری مانند سیستم ناوبری اینرسی (INS^۱)، سیستم موقعیت یاب جهانی (GPS^۲) و غیره، موقعیت یابی هواپیماهای بدون سرنشین با استفاده از این تجهیزات با چالش هایی مواجه است. عوامل بسیاری سیستم های ناوبری موجود در هواپیماهای بدون سرنشین را تهدید می کند. یکی از مهم ترین عوامل تهدید در سیستم های ناوبری، ایجاد اختلال در گیرنده های GPS از نوع فریب^۳ می باشد. زمانی که هواپیمای بدون سرنشین در شرایط تهدید فریب قرار می گیرد، محاسبات مربوط به موقعیت یابی در خروجی موقعیت گیرنده GPS دچار اختلال می گردد [۱].

با توجه به نحوه به کارگیری جمرهای فریب در فعالیت های خرابکارانه، سناریوهای فریب در گیرنده های GPS به دو دسته سناریوی ایستا و سناریوی پویا تقسیم می شوند [۲]. همچنین آسیب پذیری گیرنده های GPS در برابر فریب به سه دسته آسیب پذیری در سطح سیگنال، در سطح بیت های داده و در سطح محاسبات موقعیت یابی تقسیم بندی می شوند [۳]. تشخیص فریب در گیرنده GPS با سه دیدگاه سیگنالی، فیزیکی و سیستمی قابل انجام است. دیدگاه های سیگنالی و فیزیکی در [۴] و دیدگاه سیستمی در [۵] آورده شده اند.

سیستم INS، پایه و اساس ناوبری در هواپیماهای بدون سرنشین می باشد که اطلاعات موقعیت، سرعت و وضعیت را مشخص می نماید. این سیستم در زمان های کوتاه حرکتی دارای دقت بسیار زیاد و در زمان های طولانی دارای خطای دررفت است. برخلاف سیستم INS، سیستم GPS دارای دقت زیادی در زمان های طولانی در مسیر حرکت است. یکی از بهترین روش های کاهش خطا در فرآیند موقعیت یابی، تلفیق سیستم های ناوبری است. به طوری که با در نظر گرفتن خواص تکمیلی سیستم های INS و GPS، تلفیق این دو سبب حذف ایرادهای هر کدام از آن ها و افزایش دقت ناوبری در زمان های طولانی می شود. بنابراین سیستم GPS خطای دررفت INS را حذف می کند و سیستم INS سبب پیوستگی در ناوبری می شود. با توجه به خطاهای سنسورهای ناوبری و تجهیزات اندازه گیری، تلفیق سیستم ها و سنسورها در مقالات مختلفی مورد بررسی قرار گرفته اند [۶، ۷]. برای افزایش دقت، قابلیت اطمینان و قابلیت افزونگی سامانه های ناوبری تلفیق سیستم های INS/GPS پیشنهاد شده است [۸]. در [۵] از تلفیق سیستم های INS و GPS برای تشخیص فریب در گیرنده GPS استفاده شده است.

به دلیل انحصاری بودن سیستم موقعیت یاب GPS با کاربردهای نظامی و احتمال وجود جَمینگ در آن، امروزه کشورهای مختلف برای انجام ناوبری در وسایل پرنده در داخل مرزهای خود، به ویژه ناوبری پهبادهای از سیستم موقعیت یاب زمین پایه لورن استفاده می کنند. لورن

یک سیستم ناوبری رادیویی است که فرستنده های رادیویی آن بر روی سطح زمین قرار دارند و گیرنده های آن، در سرویس های دریانوردی، هوانوردی و زمینی (و یا دیگر سرویس های به کاربرنده سیستم های ناوبری رادیویی) می توانند موقعیت خود را تعیین نمایند [۹]. همچنین در زمان در دسترس نبودن داده های GPS، از گیرنده لورن به عنوان یک سیستم پشتیبان برای تعیین موقعیت هواپیما استفاده می شود [۱۰]. در [۱۱] از گیرنده GPS برای کالیبراسیون خطای تخمین سیستم لورن که به آن ASF^۴ گفته می شود، استفاده شده است. به علاوه در [۱۲] تلفیق سامانه های Loran/GPS/IMU در جهت افزایش دقت موقعیت یابی در زمان قطع بودن GPS با استفاده از ویژگی پشتیبانی گیرنده لورن صورت گرفته که خطای این سیستم تلفیقی برای کاربردهای هوایی تا ۳۰۹ متر قابل قبول گزارش شده است. در این مقاله با استفاده از تصحیح ASF ها در گیرنده لورن با استفاده از داده های GPS، فرآیند تلفیق انجام شده است که مستلزم تلفیق پیچیده^۵ سیستم ها و در نتیجه پیچیدگی مسئله می شود.

با توجه به نوع مسئله دینامیکی مورد بررسی در سیستم های ناوبری، مسئله تلفیق سیستم ها به دو روش خطی و غیرخطی با روش های مختلف تلفیق داده و فیلترینگ قابل حل هستند. مسئله فیلترینگ در بسیاری از امور مهندسی از جمله حوزه ناوبری در جهت کاهش نویز مسائل مختلف دینامیکی کاربرد دارد. مطالعات مربوط به فیلترینگ غیرخطی از چهل سال پیش شروع شده و تاکنون ادامه دارد [۱۳]. در مسائل فیلترینگ، بحث تلفیق داده مطرح می شود. تلفیق داده در چندین سیستم (MSDF^۶) در زمینه های مختلف از جمله ردیابی چندین هدف به صورت هم زمان، ناوبری ربات ها، ناوبری هواپیماها و ناوبری هواپیماهای بدون سرنشین کاربرد دارد [۱۴، ۱۷].

در حل مسائل ناوبری، در مدل های خطی با نویز گوسی از فیلتر کالمن [۱۸] و در مدل های خطی با نویز غیرگوسی از فیلتر کالمن توسعه یافته (EKF^۷) استفاده می شود. در [۱۹] دو الگوریتم فیلتر کالمن جدید در حضور نویز اندازه گیری رنگی ارائه شده است که در تخمین حالت به ویژه در سیستم های مرتبه کسری استفاده می شود. زمانی که خطای تخمین حالت ها زیاد باشد، فیلتر کالمن واگرا می شود [۲۰]. بنابراین برای جلوگیری از واگرایی EKF، فیلتر کالمن UKF^۸ پیشنهاد شد [۲۰]. الگوریتم فیلتر ذره ای (PF^۹) یک الگوریتم اثبات شده ریاضی است که در حل مسائل غیرخطی دقت و محاسبات بیشتری نسبت به الگوریتم UKF دارد. در این الگوریتم به دلیل استفاده از تعداد ذرات زیاد و استفاده از تجربیات هر ذره در فرآیند الگوریتم و عدم خطی سازی مدل سیستم، دقت موقعیت یابی در مقایسه با روش های خطی مثل فیلتر کالمن یا EKF، بهتر است. در [۲۱] یک الگوریتم موقعیت یابی با استفاده از فیلتر ذره ای بهبود یافته و فیلتر کالمن در جهت انجام موقعیت یابی ربات ارائه شده است. از طرفی الگوریتم بهینه سازی مهاجرت ذرات (PSO^{۱۰})، نسبت به فیلتر ذره ای دارای مزایایی از جمله استفاده هر ذره از تجربیات مناسب دیگر ذرات،

دینامیک INS مدل فرآیند و معادلات مربوط به گیرنده GPS و گیرنده Loran-C مدل اندازه گیری را تشکیل می دهند. همچنین با توجه به تأثیر اثرات ناشی از فریب در محاسبات موقعیت یابی در گیرنده GPS، فریب GPS به عنوان یک خطای یکنواخت جمع شونده در زمان مدل می شود.

۲-۱- مدل فرآیند

شتاب سنج ها و ژيروسکوپ های موجود در سیستم INS سرعت، موقعیت و وضعیت وسیله نقلیه متحرک را به ترتیب در راستا و حول سه محور x ، y و z اندازه گیری می کنند [۱۸]. بردار متغیرهای حالت تخمین زده شده $x(k)$ ، شامل موقعیت سه بعدی وسیله متحرک (p^n)، سرعت در سه راستا (v^n) و زوایای اوایلر ($\Psi^n = [\phi, \theta, \psi]$) است. تخمین متغیرهای حالت در زمان با استفاده از معادلات حرکت مدل فرآیند غیرخطی گسسته در زمان به صورت زیر به دست می آید:

$$x(k) = F(x(k-1), u(k-1), k-1) + \omega(k-1) \quad (1)$$

به طوری که $F(x(k-1), u(k-1), k-1)$ تابع انتقال غیرخطی متغیرهای حالت در زمان k ، $u(k)$ ورودی سیستم در زمان k و $\omega(k)$ خطای نویز ناهمبسته مدل فرآیند وسیله متحرک با میانگین صفر و کوواریانس Q است. مدل فرآیند وسیله متحرک از معادلات نه درجه آزادی ناوبری اینرسی در جهت تخمین موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله متحرک استفاده می کند. موقعیت، سرعت و وضعیت در دستگاه اینرسی به صورت زیر بیان می شود:

$$\begin{bmatrix} p^n(k) \\ v^n(k) \\ \Psi^n(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p^n(k-1) + v^n(k) \Delta t \\ v^n(k-1) + [C_b^n(k-1)f^b(k) + g^n] \Delta t \\ \Psi^n(k-1) + E_b^n(k-1)\omega^b(k) \Delta t \end{bmatrix} \quad (2)$$

به طوری که Δt برابر اختلاف زمانی بین گام $K-1$ و K ، f^b و ω^b به ترتیب برابر شتاب ها و سرعت زوایای های وسیله متحرک در دستگاه بدنی است که توسط سنسورهای شتاب سنج و ژيروسکوپ نصب شده بر روی وسیله اندازه گیری می شوند و g^n برابر شتاب گرانش زمین است. همچنین ماتریس کسینوسی انتقال مستقیم C_b^n و ماتریس تبدیل سرعت چرخش E_b^n بین دستگاه بدنی و دستگاه ناوبری به صورت زیر تعریف می شوند:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

استفاده هر ذره از بهترین تجربه قبلی خود و یافتن اکسترمم مطلق در تابع هدف است.

با توجه به مقدمات ذکر شده، در این مقاله برای افزایش دقت و مقاوم سازی موقعیت یابی هواپیمای بدون سرنشین در جهت تثبیت موقعیت یابی در حضور حمله فریب GPS، با در نظر گرفتن اثرات ناشی از فریب به عنوان یک منبع نویز، معماری تلفیقی متشکل از سیستم های INS/GPS/Loran-C ارائه می شود که از الگوریتم های مبتنی بر ذره برای کاهش خطای موقعیت یابی استفاده می کند. مزیت این معماری نسبت به دیگر معماری ها تعیین موقعیت یابی صحیح در زمان حضور حمله فریب GPS است. به دلیل اینکه در سیستم های تلفیقی در صورت عدم تشخیص فریب در گیرنده GPS، به دلیل محاسبات موقعیت یابی اشتباه در گیرنده GPS، هم کالیبراسیون گیرنده لورن و هم کالیبراسیون سیستم INS دچار اختلال می گردد و در نتیجه فرآیند موقعیت یابی مختل می شود. عملکرد معماری تلفیقی ارائه شده شامل دو بخش اصلی است. در بخش اول با استفاده از روش آزمون فرض و استفاده از داده های هر سه سیستم، فریب در گیرنده GPS تشخیص داده می شود. سپس در بخش دوم در صورت وجود فریب، تلفیق سیستم های INS/Loran-C و در صورت عدم وجود فریب، تلفیق سیستم های INS/GPS با استفاده از الگوریتم های مبتنی بر ذره PF-SIS^{۱۱} و PSOF^{۱۲} انجام می گیرد. برای تست این معماری دو سناریوی مختلف برای حمله فریب GPS و یک سناریو برای زمانی که داده های INS و GPS در دسترس نباشند، در نظر گرفته شده است. خروجی معماری تلفیقی حاکی از تشخیص به موقع فریب در گیرنده GPS، افزایش دقت موقعیت یابی در زمان فریب و در نهایت مقاوم سازی موقعیت یابی در زمان حمله فریب است. همچنین نشان داده می شود که الگوریتم PSOF به دلیل حافظه دار بودن، عملکرد بهتری نسبت به PF-SIS از خود نشان می دهد.

در بخش دوم مقاله به توصیف مسئله شامل معادلات دینامیکی هر سه سیستم در قالب مدل فرآیند و مدل اندازه گیری پرداخته شده است. در بخش سوم ساختار معماری سامانه تلفیقی INS/GPS/Loran-C توضیح داده می شود. در بخش چهارم الگوریتم های مبتنی بر ذره و کاربرد آن ها در حل مسئله تلفیق سیستم ها بیان شده است. در بخش پنجم نتایج شبیه سازی اعمال الگوریتم های مبتنی بر ذره در مقاوم سازی موقعیت یابی با استفاده از تلفیق سه سیستم در حضور فریب GPS ارائه شده و نهایتاً در بخش ششم نتیجه گیری مقاله انجام شده است.

۲- توصیف مسئله

برای حل مسئله مقاوم سازی موقعیت یابی هواپیماهای بدون سرنشین در زمان حمله فریب GPS، مدل ریاضی تلفیق سیستم های INS/GPS/Loran-C و همچنین مدل ریاضی تأثیر سیگنال فریب بر روی گیرنده GPS باید مشخص گردد. تلفیق این سیستم ها شامل دو بخش مدل فرآیند و مدل اندازه گیری است به طوری که معادلات

این اختلاف زمان ها (TDs) بسیار کوچک بوده و در حد میکروثانیه می باشند. اختلاف های زمانی برای هر زوج ایستگاه اصلی-ایستگاه ثانویه با علائم TDX و TDY در شکل ۱ نشان داده شده است. اختلاف زمانی دریافت سیگنال از ایستگاه اصلی و ایستگاه ثانویه در هر نقطه در ناحیه تحت پوشش سامانه، معیاری از اختلاف فاصله این نقطه از این دو ایستگاه می باشد.

مکان هندسی یا جایگاه نقطای که دارای یک اختلاف زمانی برابر (TD) از یک زوج ایستگاه اصلی-ایستگاه ثانویه هستند، یک منحنی موقعیت (LOP) را تشکیل می دهند. از نظر ریاضی منحنی های LOP به شکل هذلولی می باشند و به همین دلیل است که به سامانه لورن و سامانه های مشابه، سامانه های هذلولی هم می گویند. نقطه تلاقی دو یا چند LOP (متناسب با اختلاف زمان های TD) همان طور که با TDX-LOP و TDY-LOP در شکل ۱ نمایش داده شده اند، موقعیت استفاده کننده را مشخص می کند. در عمل، استفاده کننده به راحتی اختلاف زمانی مشاهده شده از صفحه گیرنده را می خواند و این اختلافات زمانی را با استفاده از چارت های مخصوص^{۱۴} که جایگاه LOP های ممکن را با دقت مناسب (هر ۵ یا ۱۰ میکروثانیه) نشان می دهد، به مختصات مناسب نظیر طول و عرض جغرافیایی تبدیل می کند. بنابراین به دلیل وجود خطاهایی از جمله محیط انتقال سیگنال های لورن، خطای ASF، خطای محاسباتی هذلولوی و غیره در محاسبات مربوط به موقعیت یابی در گیرنده Loran-C، خروجی گیرنده دارای اختلاف هایی با مسیر اصلی حرکت می باشد. در نتیجه فرآیند موقعیت یابی یک تابع غیرخطی است و تابع مشاهده به صورت زیر مدل می شود:

$$\mathbf{z}_L(k) = \mathbf{g}(\mathbf{x}(k), k) + \mathbf{r}_k \quad (6)$$

به طوری که $\mathbf{z}_L(k)$ برابر خروجی مشاهده شده از گیرنده Loran-C، $\mathbf{g}(\mathbf{x}(k), k)$ برابر تابع غیرخطی مشاهده و $\mathbf{r}_k$ برابر نویز مشاهده با توزیع یکنواخت و کوواریانس $\mathbf{Q}$ است.

۲-۳- مدل فریب GPS

معمولاً فریب گر ها سیگنالی مشابه سیگنال ماهواره های GPS با اطلاعات اشتباه ارسال می کنند. سیگنال فریب اثرات غیرخطی بر روی موقعیت خروجی گیرنده GPS ایجاد می کند. گیرنده به محض دریافت سیگنال فریب، محاسبات موقعیت یابی را با اطلاعات اشتباه انجام می دهد. در نتیجه خروجی موقعیت و زمان گیرنده GPS دچار اختلاف می گردد. معمولاً فریب گر ها با توجه به نحوه عملکردشان و میزان تأثیر مخربی که بر روی گیرنده های GPS می گذارند به سه دسته کلی فریب گر های ساده، معمولی و پیچیده طبقه بندی می شوند [۲۲]. اما تأثیر مشترک تمام این فریب گر ها در نهایت بر روی موقعیت خروجی گیرنده GPS آشکار می شود. بنابراین تابع غیرخطی مشاهدات GPS با توجه به اثرات فریب بر روی موقعیت یابی به صورت زیر بازنویسی می شود:

$$\mathbf{z}_{spoofed}(k) = \mathbf{h}(\mathbf{x}(k), k) + \mathbf{v}_{k_{spoofed}} \quad (7)$$

$$\mathbf{E}_b^n = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

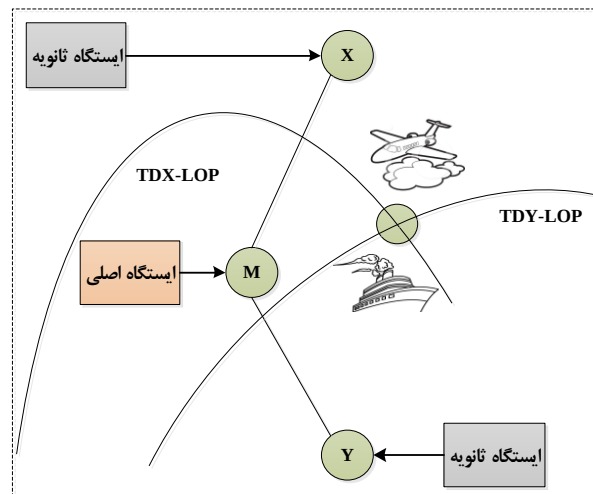
۲-۲- مدل اندازه گیری

در فرآیند تلفیق داده ها در سیستم های ناوبری مختلف، بخش اندازه گیری در جهت تصحیح پارامترهای تخمین زده شده استفاده می شود. در این معماری فرآیند اندازه گیری با استفاده از گیرنده های GPS و Loran-C انجام می گیرد. در ادامه مدل اندازه گیری گیرنده GPS و مدل اندازه گیری گیرنده Loran-C به ترتیب آورده شده اند. با توجه به محاسبات مورد نیاز برای موقعیت یابی در گیرنده های GPS، تابع غیرخطی مشاهده به صورت زیر است:

$$\mathbf{z}_G(k) = \mathbf{h}(\mathbf{x}(k), k) + \mathbf{v}_k \quad (5)$$

به طوری که $\mathbf{z}_G(k)$ برابر خروجی مشاهده شده از گیرنده GPS، $\mathbf{h}(\mathbf{x}(k), k)$ برابر تابع غیرخطی مشاهده و $\mathbf{v}_k$ برابر نویز مشاهده با توزیع یکنواخت و کوواریانس $\mathbf{R}$ است.

سامانه لورن-C شامل یک زنجیره متشکل از سه فرستنده یا بیشتر است که چند صد مایل از یکدیگر فاصله دارند. در زنجیره لورن، یک فرستنده به عنوان ایستگاه اصلی با علامت M (Master) و بقیه فرستنده ها به عنوان ایستگاه های ثانویه و با علامت های X، Y (Victor)، W (Whiskey)، Z (Zulu) مشخص می شوند. در شکل ۱ ساده ترین زنجیره لورن نشان داده شده است. این زنجیره سه تایی^{۱۴} نامیده می شود و از یک ایستگاه اصلی (M) و دو ایستگاه ثانویه (X و Y) تشکیل شده است. ایستگاه اصلی و ایستگاه های ثانویه پالس های رادیویی را در فواصل زمانی مشخص ارسال می نمایند. گیرنده Loran-C (همان طور که در شکل ۱ به شکل کشتی یا هواپیما نشان داده شده است) اختلاف زمانی که این پالس ها از ایستگاه اصلی و ایستگاه های ثانویه به گیرنده می رسند را اندازه گیری می نماید.



شکل ۱: نمایش ساده ترین زنجیره لورن.

با وجود سیگنال فریب، خطای موقعیت در خروجی گیرنده GPS دارای توزیع یکنواخت است [۲۴]. با در نظر گرفتن معادلات مربوط به استخراج موقعیت با استفاده از شبه مسافت های محاسبه شده [۱۸]، مشاهده می شود که تغییرات شبه مسافت، ارتباط مستقیمی با تغییرات در موقعیت محاسبه شده در گیرنده GPS دارد. بنابراین موقعیت گیرنده با در نظر گرفتن تأثیرات سیگنال فریب از رابطه زیر به دست می آید:

$$\mathbf{P}_{\text{Spoofed}}^n(k) = \mathbf{P}_{\text{GPS}}^n(k) + \eta_p \quad (10)$$

به طوری که $\mathbf{P}_{\text{Spoofed}}^n(k)$ برابر موقعیت خروجی ناشی از سیگنال فریب، $\mathbf{P}_{\text{GPS}}^n(k)$ برابر موقعیت صحیح گیرنده GPS در زمان نبود فریب و η_p برابر اختلال ناشی از فریب GPS با توزیع یکنواخت است. با توجه به انجام محاسبات موقعیت یابی در گیرنده GPS به صورت پیوسته در زمان، با حرکت هواپیمای بدون سرنشین در شرایط حمله فریب، خطای یکنواخت فریب ناشی از سیگنال فریب در خروجی موقعیت به صورت خطای جمع شونده در زمان مدل می شود. بنابراین تأثیر نهایی فریب بر روی موقعیت گیرنده به صورت مدل خطای یکنواخت جمع شونده است.

۳- معماری سامانه تلفیقی INS/GPS/Loran-C

پس از مشخص شدن مدل هر سه سیستم INS، GPS و لورن و همچنین مدل تأثیر سیگنال فریب در خروجی گیرنده GPS، ساختار معماری سامانه تلفیقی INS/GPS/Loran-C در حضور حمله فریب GPS ارائه می شود که در شکل ۳ نمایش داده شده است. ساختار معماری شامل دو بخش است. در بخش اول معماری پس از فرآیند اکتساب داده ها از سه سیستم، فرآیند تشخیص فریب انجام می شود. سپس در بخش دوم در صورت وجود فریب، تلفیق سیستم های INS/Loran-C و در صورت عدم وجود فریب، تلفیق سیستم های INS/GPS خروجی موقعیت معماری تلفیقی را تشکیل می دهند. تلفیق داده های خروجی سیستم ها با استفاده از فیلترهای ذره ای SIR-PF و PSOF انجام می گیرد.

معماری ارائه شده نه تنها دقت موقعیت یابی در یک هواپیمای بدون سرنشین در زمان حضور خطای فریب GPS را افزایش می دهد، بلکه فرآیند تثبیت موقعیت یابی در زمان در دسترس نبودن داده های گیرنده GPS و در حالت بدتر در زمان در دسترس نبودن داده های گیرنده های GPS و لورن به صورت هم زمان را نیز انجام می دهد. در این صورت از گمراهی هواپیمای بدون سرنشین جلوگیری می شود و تا زمان بازگشت داده های گیرنده های GPS و لورن، هواپیما به مسیر خود به طور صحیح ادامه می دهد. وجه تمایز معماری ارائه شده با دیگر روش های موقعیت یابی، تشخیص به موقع زمان فریب GPS است. با تشخیص لحظه شروع فریب GPS، فرآیند کالیبراسیون گیرنده لورن و همچنین تلفیق سیستم های INS/GPS متوقف می گردد و از آن زمان به بعد، تلفیق INS/Loran-C برای ادامه موقعیت یابی استفاده می گردد.

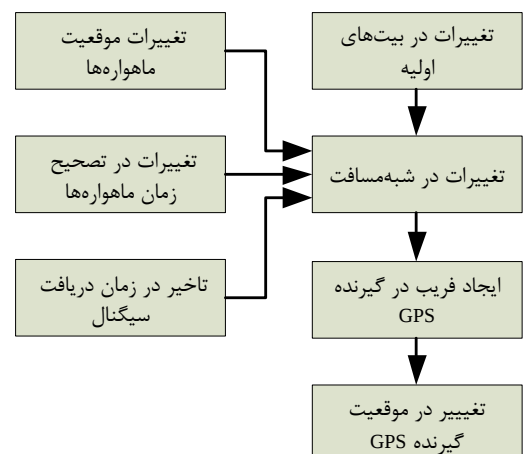
به طوری که $\mathbf{P}_{k_{\text{spoofed}}}^m$ برابر تأثیر سیگنال های جعلی GPS در خروجی موقعیت گیرنده GPS و $\mathbf{Z}_{\text{spoofed}}(k)$ برابر موقعیت اندازه گیری شده گیرنده GPS در زمان فریب است. مقادیر شبه مسافت بین ماهواره های GPS و گیرنده GPS از رابطه زیر محاسبه می شود:

$$\rho_{\text{GPS}}^m = r^m + c\delta t_r + \tilde{\epsilon}_p^m \quad (8)$$

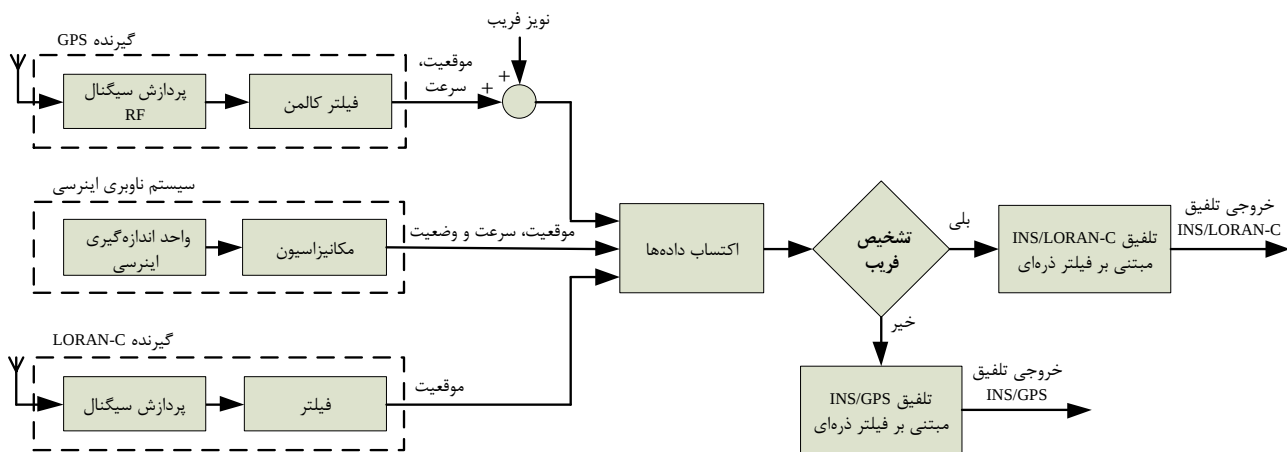
به طوری که ρ_{GPS}^m برابر شبه مسافت بین ماهواره m^{th} ام و گیرنده GPS، r^m برابر فاصله حقیقی بین گیرنده و ماهواره GPS، c برابر سرعت نور، t_r برابر زمان دریافت سیگنال در گیرنده GPS و $\tilde{\epsilon}_p^m$ برابر مجموع آفست ساعت گیرنده، آفست ساعت ماهواره ها، نویز گیرنده، خطای چندمسیری و خطاهای مربوط به مدل سازی نامناسب است. اطلاعات ناوبری موجود در سیگنال های فریب شامل زمان انتقال هر زیرفریم، داده های موقعیت مکانی ماهواره ها، ضرایب تصحیح ساعت ماهواره، میزان تأخیر در زمان دریافتی سیگنال و بیت های اولیه، دارای اختلاف با میزان حقیقی خود هستند. با انجام محاسبات موقعیت یابی با در نظر گرفتن اختلاف های بیان شده، موقعیت محاسبه شده در خروجی GPS دارای اختلاف با مقدار واقعی است. با توجه به [۲۳، ۳] اثرات مخرب ناشی از سیگنال فریب در محاسبه شبه مسافت ها ظاهر می شود که نهایتاً منجر به تغییر در خروجی موقعیت گیرنده می گردد. تأثیر سیگنال فریب در محاسبات موقعیت یابی در گیرنده GPS در شکل ۲ نشان داده شده است. بنابراین شبه مسافت محاسبه شده ناشی از سیگنال فریب به صورت زیر مدل می شود:

$$\rho_{\text{GPS Spoofed}}^m = \rho_{\text{GPS}}^m + \eta_p \quad (9)$$

به طوری که $\rho_{\text{GPS Spoofed}}^m$ برابر شبه مسافت محاسبه شده ناشی از فریب و η_p برابر مجموع تمام اثرات مخرب ناشی از سیگنال فریب GPS است.



شکل ۲: تأثیر سیگنال فریب در محاسبات موقعیت یابی در گیرنده GPS.



شکل ۳: ساختار معماری سامانه تلفیقی INS/GPS/Loran-C در حضور فریب GPS.

۴- الگوریتم های مبتنی بر ذره

با توجه به اثرات غیرخطی که سیگنال فریب در گیرنده GPS ایجاد می کند و با توجه به مدل ریاضی محاسباتی غیرخطی موقعیت در گیرنده های GPS و Loran-C و همچنین مدل غیرخطی تلفیق سیستم های INS/GPS و INS/Loran-C، بهترین روش حل مسئله فریب، استفاده از روش های غیرخطی تخمین مانند الگوریتم های مبتنی بر ذره است. در این بخش الگوریتم های PF و PSOF به صورت مختصر توضیح و شبهه کد یا فلوچارت عملکردی مربوط به آن ها در جهت پیاده سازی نرم افزاری، آورده شده اند.

۴-۱- فیلتر ذره ای

فیلترهای ذره ای قادر به حل مدل های دینامیکی غیرخطی شدید با هر نوع توزیع نویز می باشند که بر اساس اصول مونت کارلو عمل می کنند. در این فیلترها، توزیع اطلاعات یا نویز توسط مجموعه ای از نمونه ها به نام ذرات نمایش داده می شوند. ایده اصلی فیلتر ذره ای، تقریب تابع چگالی فیلترینگ به صورت مجموعه نمونه های وزن دار می باشد. فیلترهای ذره ای از جمله فیلترهای تقریبی و شبهه بهینه هستند که در آن ها تخمین با روش دنباله ای مونت کارلو انجام می شود [۲۵]. فیلتر ذره ای مسائل را به صورت عددی حل می کند و پارامترهای بیزین را استخراج می کند. شبهه کد پیاده سازی فیلتر ذره ای با روش نمونه برداری SIR^{۱۵} به صورت خلاصه در شکل ۴ نمایش داده شده است [۲۶].

- تعیین مقادیر اولیه
- حلقه تکرار به ازای تعداد ذرات
- ✓ ایجاد کردن نمونه های تصادفی با توجه به تابع مدل سیستم
- ✓ اعمال نمونه های تصادفی به مدل اندازه گیری
- ✓ محاسبه مقادیر غیرنرمال وزن هر ذره
- پایان حلقه تکرار
- نرمال کردن وزن هر ذره
- محاسبه مقدار تخمین زده شده
- نمونه برداری مجدد از ذرات با توجه به مدل سیستم

شکل ۴: شبهه برنامه پیاده سازی الگوریتم PF-SIR.

۴-۲- فیلتر بهینه سازی شده مهاجرت ذرات

روش های موجود بهینه سازی را می توان به دو دسته اتفاقی و مشتقی تقسیم نمود. در این مقاله از الگوریتم PSO در حالت تخمین گر و به عنوان یک فیلتر در مسئله تلفیق سیستم ها استفاده شده است. از مزایای روش مهاجرت ذرات نسبت به روش های دیگر بهینه سازی، حافظه دار بودن این روش است به طوری که هر ذره از تجربیات دیگر ذرات و تجربیات گذشته خودش استفاده می کند و بهینه مطلق را به دست می آورد. همچنین در مقایسه با دیگر روش های مشتق پایه، به دلیل داشتن حافظه، دارای برتری است به این صورت که بهینه مطلق را می یابد. در این الگوریتم ذرات با توجه به بهترین تجربیات خود و بهترین تجربیات ذرات در همسایگی خود برای رسیدن به بهترین موقعیت، در فضای جستجو حرکت می کنند. کنترل حرکت ذرات در جهات مشابه توسط آقایان ابراهام و کندی اختراع شد [۲۷]. تمام ذرات دارای یک بردار سرعت و موقعیت به صورت زیر می باشند:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{k+1} &= \mathbf{a}\mathbf{v}_k + b_1 r_1 (\mathbf{p}_1 - \mathbf{x}_k) + b_2 r_2 (\mathbf{p}_2 - \mathbf{x}_k) \\ \mathbf{x}_{k+1} &= \mathbf{c}_1 \mathbf{x}_k + d\mathbf{v}_{k+1} \end{aligned} \quad (11)$$

به طوری که $\mathbf{p}_1$ و $\mathbf{p}_2$ از نتایج مدل سازی سیستم به دست می آیند که با توجه به کدنویسی انجام شده در نرم افزار MATLAB و تابع هدفی که برای برنامه در نظر گرفته می شود، مقادیر آن ها توسط برنامه مشخص می گردد. پارامترهای ثابت $a, b_1, b_2, c_1, d, r_1, r_2$ به ترتیب برابر $0.3, 0.7, 0.3, 0.7, 0.5, 0.5, 1, 1$ انتخاب شده اند، که اثبات می شود با در نظر گرفتن این مقادیر هرگز الگوریتم بهینه سازی واگرا نمی شود [۲۸].

الگوریتم فیلترینگ PSOF شامل دو بخش اصلی الگوریتم بهینه سازی مهاجرت ذرات به عنوان قسمت تخمین گر و مدل تلفیقی INS/GPS یا INS/Loran-C به عنوان قسمت مشاهده گر و دینامیک معماری تلفیقی است. قسمت تخمین گر الگوریتم شامل چهار بخش اصلی تعیین مقادیر اولیه، به روزرسانی سرعت ذرات، به روزرسانی موقعیت ذرات و بررسی تابع هدف است. فلوچارت عملکردی الگوریتم PSOF در شکل ۵ نشان داده شده است. با توجه به عملکرد مبتنی بر

به طوری که $Y_{est}(k)$ برابر موقعیت تخمین زده شده توسط الگوریتم PSOF، $Y_{GPS}(k)$ برابر موقعیت اندازه گیری شده توسط گیرنده GPS، $Y_{Loran}(k)$ برابر موقعیت اندازه گیری شده توسط گیرنده Loran-C، $D_G(k)$ برابر تابع هدف مربوط به تلفیق INS/GPS و $D_L(k)$ برابر تابع هدف مربوط به تلفیق INS/Loran-C است. با حرکت هواپیمای بدون سرنشین در مسیر حرکت، در هر مرحله از تخمین موقعیت در معماری تلفیقی، الگوریتم PSOF در جهت مینیمم کردن توابع هدف تعریف شده عمل می کند.

۵- نتایج شبیه سازی

نتایج شبیه سازی معماری ارائه شده سامانه تلفیقی برای مقاوم سازی موقعیت یابی در برابر فریب GPS با استفاده از تلفیق سیستم های INS/GPS/Loran-C در نرم افزار MATLAB در ادامه آورده شده است. در ابتدا مسیر حرکت هواپیمای بدون سرنشین مشخص و خروجی هر سه سیستم INS، GPS و Loran-C در این مسیر مشخص می شود سپس سناریوهای فریب GPS بر روی آن اعمال می گردد. پس از تشخیص فریب با استفاده از روش آزمون فرض، عملکرد معماری پیشنهادی در سناریوهای فریب مورد بررسی قرار می گیرد. نهایتاً عملکرد معماری پیشنهادی برای تخمین مسیر در زمان در دسترس نبودن داده های GPS و Loran-C با استفاده از سیستم INS و آخرین داده خروجی گیرنده GPS ارائه می شود.

۵-۱- مسیر حرکت هواپیمای بدون سرنشین

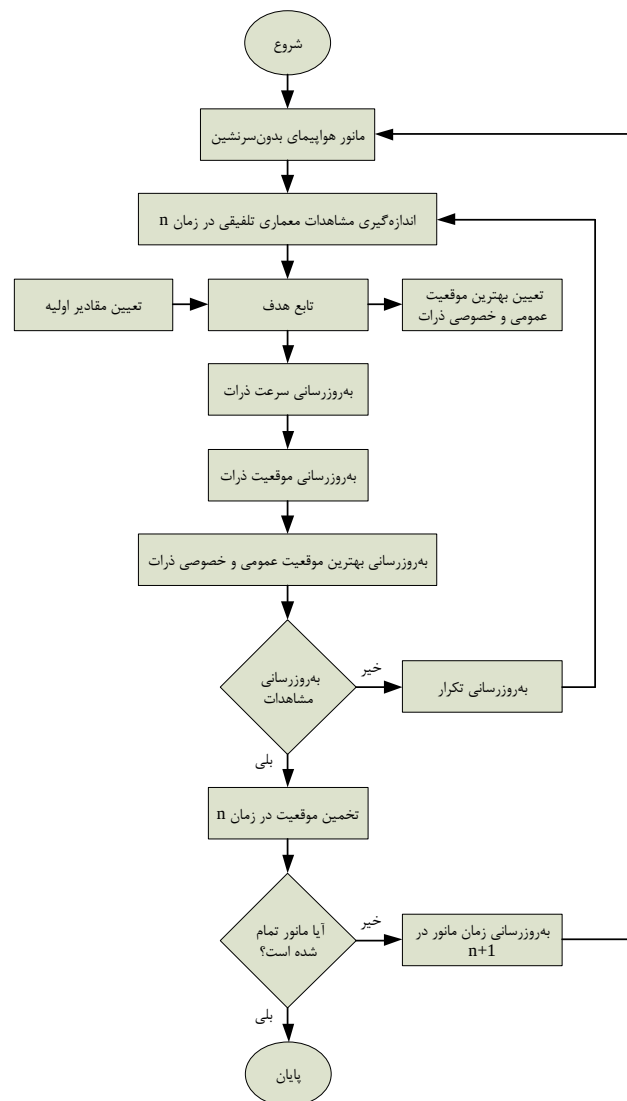
برای پیاده سازی سناریوی حرکت فرض شده است که هواپیمای بدون سرنشین با سرعت ثابت ۳۰ متر بر ثانیه در حالت کروز با زوایای اوپلر ثابت در حال حرکت است. بنابراین با استفاده از معادلات حرکت UAV، شبیه سازی مسیر حرکت هواپیمای بدون سرنشین در نرم افزار MATLAB انجام شده است. پارامترهای پیاده سازی سیستم های INS و GPS در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱: پارامترهای شبیه سازی در سیستم های INS و GPS

مقدار	پارامتر
$100 \mu g$	بایاس شتاب سنج
۲۰ ppm	ضریب مقیاس شتاب سنج
$0.1^\circ/h$	بایاس ژيروسکوپ
۲۰ ppm	ضریب مقیاس ژيروسکوپ
۵ m	خطای اندازه گیری موقعیت در GPS
۵ m/s	خطای اندازه گیری سرعت در GPS

با استفاده از معادلات دینامیک سیستم INS و مقادیر پارامترهای مربوط به شتاب سنج ها و ژيروسکوپ ها و همچنین تعیین نقطه شروع مسیر حرکت، شبیه سازی سیستم INS در نرم افزار MATLAB انجام شده است. سرعت نمونه برداری سیستم INS برابر ۱۰۰ هرتز و سرعت

ذره و حافظه دار بودن الگوریتم PSO، می توان نتیجه گرفت که این الگوریتم عملکرد بهتری در تخمین پارامترها در حل مسئله دینامیک غیر خطی معماری تلفیقی از خود نشان خواهد داد.



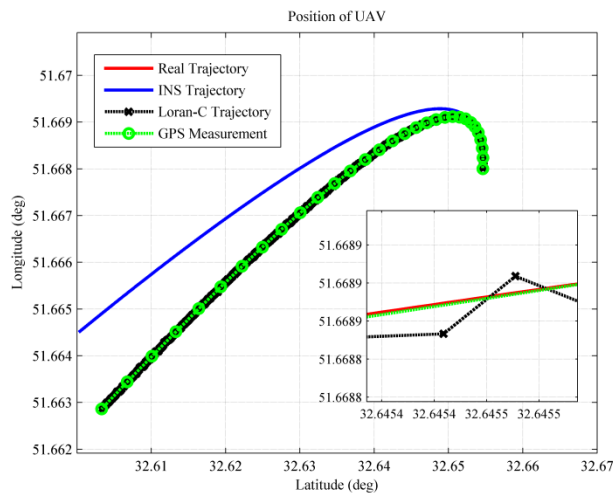
شکل ۵: فلوچارت عملکردی الگوریتم PSOF.

با توجه به شکل ۵، زمانی که هواپیمای بدون سرنشین در مسیر تعیین شده برای آن حرکت می کند، داده های موقعیت سیستم های INS، GPS و Loran-C دریافت و توابع هدف مورد نیاز برای الگوریتم PSOF را تشکیل می دهند. تابع هدف در قالب هدایت گر ذرات در فضای جستجو عمل می کند و به عنوان یک تابع اولیه برای الگوریتم PSO تعریف می شود [۲۹]. با توجه به مدل تلفیقی سیستم های INS/GPS و INS/Loran-C و همچنین هدف کلی معماری پیشنهادی برای کاهش خطا و مقاوم سازی موقعیت یابی هواپیمای بدون سرنشین در حضور فریب GPS، توابع هدف به صورت زیر تعریف می شود:

$$D_G(k) = |Y_{est}(k) - Y_{GPS}(k)| \quad (12)$$

$$D_L(k) = |Y_{est}(k) - Y_{Loran}(k)| \quad (13)$$

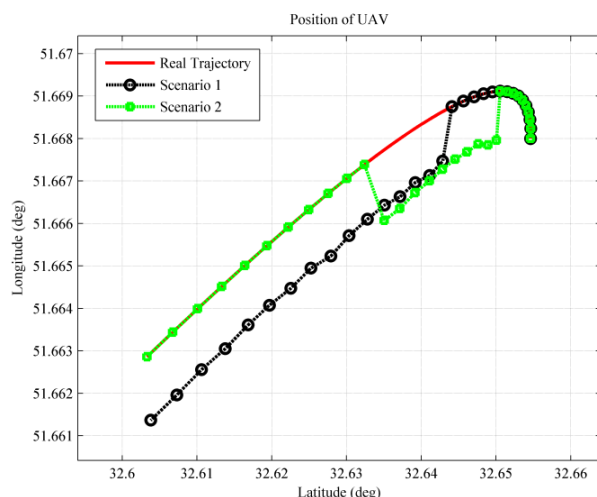
C، بیشترین خطای موقعیت یابی برای آن برابر ۲۰ متر در نظر گرفته شده است.



شکل ۶: نمایش خروجی سیستم های INS، GPS و Loran-C با توجه به مسیر اصلی حرکت هواپیمای بدون سرنشین.

۵-۲- سناریوهای فریب

با توجه به تأثیرات ناشی از فریب در محاسبات موقعیت یابی در گیرنده GPS، میزان اختلال در موقعیت اندازه گیری شده در دو سناریوی مختلف در شکل ۷ نشان داده شده است. در سناریوی اول که با نمودار مشکی نشان داده شده است، حمله فریب در ۱۵ ثانیه دوم حرکت و در سناریوی دوم که با نمودار سبز نشان داده شده است، در ۱۰ ثانیه میانی حرکت هواپیمای بدون سرنشین اتفاق می افتد. با توجه به خطای یکنواخت جمع شونده ناشی از اختلال فریب، میزان انحراف هواپیما از مسیر اصلی در زمان افزایش پیدا می کند.



شکل ۷: انحراف موقعیت در گیرنده GPS با توجه به دو سناریوی فریب.

مقدار خطای RMES از رابطه زیر به دست می آید:

اندازه گیری گیرنده GPS برابر ۱ هرتز می باشد. برای شبیه سازی گیرنده GPS، ابتدا موقعیت ماهواره های GPS در مدار چرخش شبیه سازی و سپس محاسبات شبه مسافت انجام می گیرد. پس از محاسبات شبه مسافت، با استفاده از معادلات غیرخطی تعیین موقعیت در گیرنده GPS، موقعیت هواپیمای بدون سرنشین مشخص می گردد. در این راستا شبیه سازی مدار حرکت ماهواره ها، شبه مسافت ها و حل معادلات غیرخطی تعیین موقعیت در نرم افزار MATLAB انجام گرفته است. خطای بایاس ساعت و خطای دریافت ساعت گیرنده GPS به ترتیب برابر ۰/۱۱۹ ثانیه و ۰/۱۵۱۶۴ میکروثانیه است. به علاوه در این پژوهش فاصله بین نقاط اندازه گیری سیستم ها، بازوی اهرمی^{۱۶}، صفر در نظر گرفته شده است.

با توجه به مدل سازی تأثیر سیگنال فریب بر روی گیرنده GPS، میزان تغییرات ناشی از فریب، در محاسبه شبه مسافت ها آشکار می شود. بنابراین با اعمال مقدار تأثیر فریب به مقادیر شبه مسافت ها و حل معادلات غیرخطی شبه مسافت ها برای یافتن موقعیت کاربر، خروجی فریب داده شده گیرنده GPS در نرم افزار MATLAB شبیه سازی می شود.

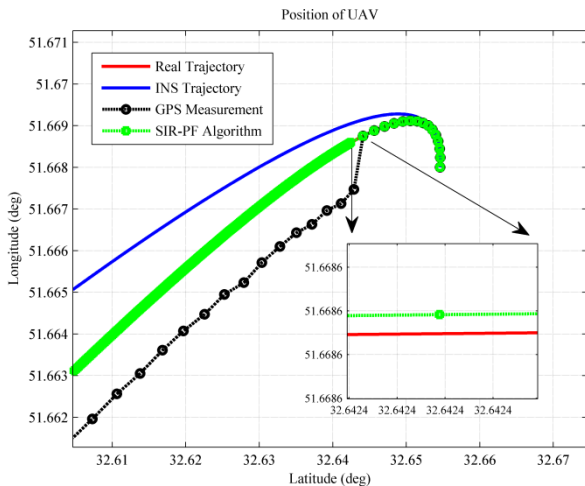
برای شبیه سازی گیرنده Loran-C با دانستن موقعیت فرستنده های ثابت زمینی (آنتن های ارسال سیگنال لورن) و با استفاده از معادلات غیرخطی تعیین موقعیت کاربر در گیرنده Loran-C، محاسبات موقعیت یابی انجام می شود. موقعیت جغرافیایی ایستگاه های فرستنده سامانه Loran-C در جدول ۲ آورده شده است. پیاده سازی گیرنده Loran-C با توجه به معادلات محاسباتی اختلاف زمانی انجام شده است [۳۰]. به دلیل وجود خطاهایی از جمله محیط انتقال سیگنال های لورن، خطای ASF، خطای محاسباتی هذلولوی و غیره در محاسبه موقعیت در گیرنده Loran-C، خروجی گیرنده دارای اختلاف با مسیر اصلی حرکت است.

جدول ۲: موقعیت فرستنده های سامانه Loran-C

موقعیت فرستنده ها	عرض جغرافیایی	طول جغرافیایی
فرستنده اصلی	۳۲/۸۰۵۹۶۰۷۰۳۱	۵۳/۶۱۲۰۳۵۲۹۸۷
فرستنده ثانویه اول	۳۹/۰۸۱۳۳۹۰۵۵۶	۴۴/۳۸۴۴۲۰۸۹۵۹
فرستنده ثانویه دوم	۳۷/۱۷۶۸۱۸۵۸۷۵	۵۸/۱۱۶۴۲۹۸۳۰۰

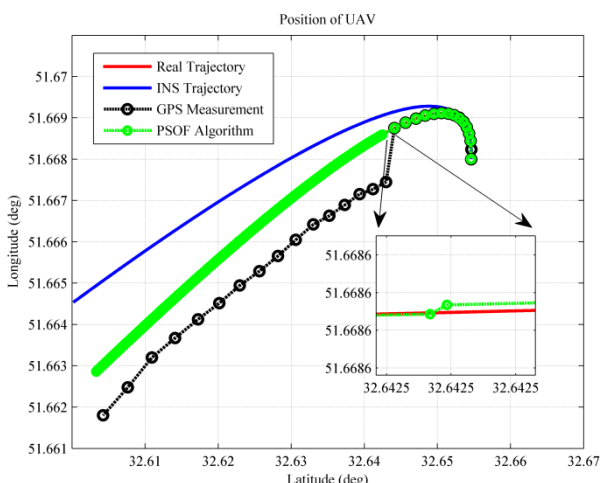
نتایج شبیه سازی سیستم های INS، GPS و Loran-C در نرم افزار MATLAB با توجه به مسیر حرکتی هواپیمای بدون سرنشین در شکل ۶ نشان داده شده است. با توجه به شکل ۶، واگرایی مسیر INS که با رنگ آبی نشان داده شده است، نشان دهنده خطای دریافت در این سیستم است که با استفاده از معماری تلفیقی این خطا حذف می گردد. همچنین به دلیل نویز ASF موقعیت خروجی گیرنده Loran-C در مسیر حرکت، دارای بایاس کمی نسبت به مسیر اصلی حرکت است که با دانستن اطلاعات ASF یک منطقه جغرافیایی می توان این نویز را حذف نمود. در این پژوهش با توجه به مدل پیاده سازی گیرنده Loran-

سناریوی اول فریب با استفاده از الگوریتم مبتنی بر ذره SIR-PF در شکل ۸ نشان داده شده است. مقدار خطای RMSE در لحظه تشخیص فریب توسط الگوریتم SIR-PF برابر ۲۶/۰۴ در عرض جغرافیایی، ۲۱/۷۳ در طول جغرافیایی و ۱۹/۹۵ در ارتفاع است. از جمله مزایای معماری تلفیقی با استفاده از سیستم های GPS، INS، Loran-C و بهره گیری از فیلترهای ذره ای نسبت به روش های مرسوم، تثبیت فرایند موقعیت یابی در حضور سیگنال فریب GPS است.



شکل ۸: خروجی موقعیت در معماری تلفیقی پیشنهادی با استفاده از الگوریتم SIR-PF در سناریوی اول فریب.

به علاوه عملکرد معماری پیشنهادی در سناریوی اول فریب با استفاده از الگوریتم مبتنی بر ذره PSOF در شکل ۹ نشان داده شده است. مقدار خطای RMSE در لحظه تشخیص فریب توسط الگوریتم PSOF برابر ۸/۳۸ در عرض جغرافیایی، ۶/۵۱ در طول جغرافیایی و ۱۶/۰۰ در ارتفاع است.



شکل ۹: خروجی موقعیت در معماری تلفیقی پیشنهادی با استفاده از الگوریتم PSOF در سناریوی اول فریب.

مقایسه دو الگوریتم نشان می دهد که الگوریتم PSOF به دلیل قابلیت حافظه دار بودن و استفاده از تجربیات دیگر ذرات، دارای عملکرد بهتری نسبت به الگوریتم SIR-PF است.

$$RMSE = \sqrt{\text{mean}((x_n - x'_n)^2 + (x_e - x'_e)^2 + (h - h')^2)} \quad (14)$$

به طوری که x_n ، x_e و h برابر موقعیت محاسبه شده ناشی از فریب و x'_n ، x'_e و h' برابر موقعیت حقیقی هواپیمای بدون سرنشین به ترتیب در جهت های شمال، شرق و ارتفاع می باشند. مقدار خطای RMSE ناشی از فریب در خروجی گیرنده GPS در سه جهت شرق، شمال و بالا در جدول ۳ آورده شده است.

جدول ۳: مقدار خطای RMSE ناشی از فریب در خروجی گیرنده GPS

سناریو	$\Delta E[m]$	$\Delta N[m]$	$\Delta U[m]$	خطای موقعیت
سناریوی ۱	۱۳۹۸/۵۰	۱۲۷۳/۹۴	۱۰۷۹/۳۶	۲۱۷۸/۰۲
سناریوی ۲	۷۹۲/۴۱	۸۶۸/۶۱	۶۷۲/۷۲	۱۳۵۴/۶۱

۵-۳- تشخیص فریب (آزمون فرض)

تشخیص فریب در معماری پیشنهادی با استفاده از روش آزمون فرض انجام می گیرد. آزمون فرض دارای دو حالت است [۳۱]. حالت H_0 مربوط به زمانی است که فریب وجود ندارد و حالت H_1 مربوط به زمانی است که فریب رخ داده است. برای تشخیص نقطه شروع فریب با استفاده از این روش یک معیار استاتیکی، $T(k)$ ، با استفاده از داده های موقعیت تعریف می شود. با مقایسه معیار استاتیکی با حد آستانه، η ، تعریف شده برای آزمون فرض، فریب تشخیص داده می شود. معیار استاتیکی به صورت زیر تعریف می شود:

$$T(k) = \left| P_{GPS}^n(k) - P_{INS}^n(k) \right| \quad (15)$$

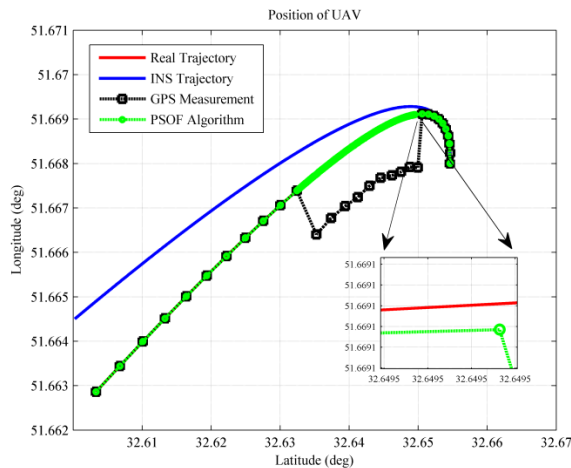
به طوری که $P_{INS}^n(k)$ برابر داده موقعیت سیستم INS جبران سازی شده با استفاده از مدل تلفیقی INS/GPS قبل از فریب یا مدل تلفیقی INS/GPS بعد از فریب است. با توجه به معیار $T(k)$ ، آزمون فرض به صورت زیر خلاصه می شود:

$$\text{Hypothesis Test} = \begin{cases} T(k) < \eta & H_0 : \text{no spoofing} \\ T(k) > \eta & H_1 : \text{spoofing} \end{cases} \quad (16)$$

۵-۴- عملکرد معماری پیشنهادی در سناریوی اول فریب

در سناریوی اول، با حرکت هواپیمای بدون سرنشین فریب در ثانیه ۱۵ شروع می شود و تا آخر مسیر امتداد دارد. در زمان قبل از ثانیه ۱۵ و عدم وجود فریب، خروجی معماری برابر تلفیق سیستم های INS/GPS است. با شروع حمله در ثانیه ۱۵، با استفاده از روش آزمون فرض حمله فریب تشخیص داده می شود و تلفیق سیستم های INS/Loran-C در خروجی ظاهر می گردد.

در پیاده سازی الگوریتم مبتنی بر ذره SIR-PF، مقادیر اولیه شامل تعداد ذرات برابر ۲۰، تعداد دفعات شبیه سازی برابر ۱۰۰ و کوواریانس خطای اندازه گیری برابر ۰/۰۱ تعیین می شوند. همچنین در پیاده سازی الگوریتم PSOF، تعداد ذرات برابر ۲۰، حد پایین و بالا به ترتیب برابر (۳۲ ۵۱) و (۵۲ ۳۳)، خطای قابل قبول برابر ۰/۰۱ و ضریب تابع هدف برابر ۴ در نظر گرفته می شود. نتیجه عملکردی معماری پیشنهادی در



شکل ۱۱: خروجی موقعیت در معماری تلفیقی پیشنهادی با استفاده از الگوریتم PSOF در سناریوی دوم فریب.

مقادیر خطای RMSE و خطای موقعیت بر حسب متر در جهات شرق، شمال و بالا مربوط به اعمال الگوریتم های مبتنی بر ذره در مواجهه با حمله فریب GPS در معماری پیشنهادی برای هر دو سناریوی فریب در جدول ۴ آورده شده است. نکته کلیدی معماری پیشنهادی تشخیص فریب در نخستین لحظه رخداد و استفاده از الگوریتم های مبتنی بر ذره در ادامه تلفیق سیستم ها است. بررسی نتایج مقادیر خطای RMSE در جدول ۴ نشان می دهد که خطای ناشی از فریب کاهش چشم گیری دارد و هواپیمای بدون سرنشین از مسیر اصلی خود منحرف نمی شود. بیشترین کاهش خطا مربوط به الگوریتم PSOF است. با تعریف دقت موقعیت موقعیت یابی به صورت تفاضل بین خطای موقعیت در گیرنده فریب داده شده و خطای تخمین موقعیت در الگوریتم تلفیقی، تقسیم بر خطای موقعیت در گیرنده فریب داده شده، می بینیم که در سناریوی اول ۹۸٪ و در سناریوی دوم ۹۷٪ افزایش دقت داریم.

۵-۶- عملکرد معماری در زمان در دسترس نبودن داده های

Loran-C و GPS

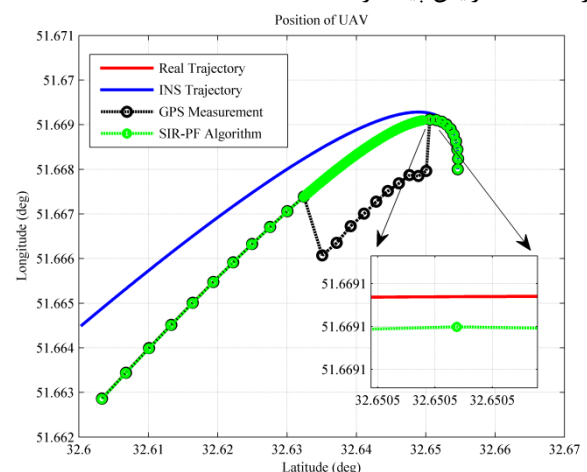
در معماری تلفیقی پیشنهادی در صورتی که در زمان حمله فریب با از کار افتادن گیرنده GPS، با توجه به شرایط محیطی گیرنده Loran-C نیز قادر به فعالیت نباشد، الگوریتم مبتنی بر ذره بر اساس آخرین داده صحیح خروجی گیرنده GPS، مسیر حرکت هواپیمای بدون سرنشین را تخمین می زند.

۵-۵- عملکرد معماری پیشنهادی در سناریوی دوم فریب

در سناریوی دوم، حمله فریب در ۱۰ ثانیه میانی حرکت بین ثانیه ۱۰ تا ۲۰ انجام می گیرد. در این حالت قابلیت برگشت معماری پیشنهادی به حالت قبل از فریب و استفاده از تلفیق INS/GPS بررسی می شود. در این حالت، در ده ثانیه اول پرواز هواپیمای بدون سرنشین خروجی موقعیت در معماری پیشنهادی برابر خروجی تلفیق سیستم های INS/GPS است. با تشخیص فریب با استفاده از روش آزمون فرض در ثانیه دهم پرواز، خروجی معماری پیشنهادی برابر تلفیق سیستم های INS/LORAN می گردد. در این تحلیل نیز مقادیر اولیه برای پیاده سازی الگوریتم های مبتنی بر ذره مطابق سناریوی اول در نظر گرفته شده است.

عملکرد خروجی معماری تلفیقی در سناریوی دوم با استفاده از الگوریتم SIR-PF در شکل ۱۰ و عملکرد آن با استفاده از الگوریتم PSOF در شکل ۱۱ نشان داده شده است. مقدار خطای RMSE در لحظه تشخیص فریب توسط الگوریتم SIR-PF برابر ۲۵/۴۰ در عرض جغرافیایی، ۲۲/۸۴ در طول جغرافیایی و ۱۸/۰۶ در ارتفاع است. همچنین مقدار خطای RMSE در لحظه تشخیص فریب توسط الگوریتم PSOF برابر ۸/۷۰ در عرض جغرافیایی، ۶/۰۷ در طول جغرافیایی و ۱۷/۷۸ در ارتفاع است.

با توجه به مدل غیرخطی ساختار تلفیقی سیستم های INS/GPS/Loran-C، نتایج شبیه سازی ها در هر دو سناریوی فریب با استفاده از الگوریتم های غیرخطی مبتنی بر ذره نشان می دهد که فرآیند مقاوم سازی موقعیت یابی در برابر حمله فریب GPS به خوبی انجام شده است و همچنین دقت موقعیت یابی در حضور فریب در گیرنده GPS افزایش پیدا کرده است.



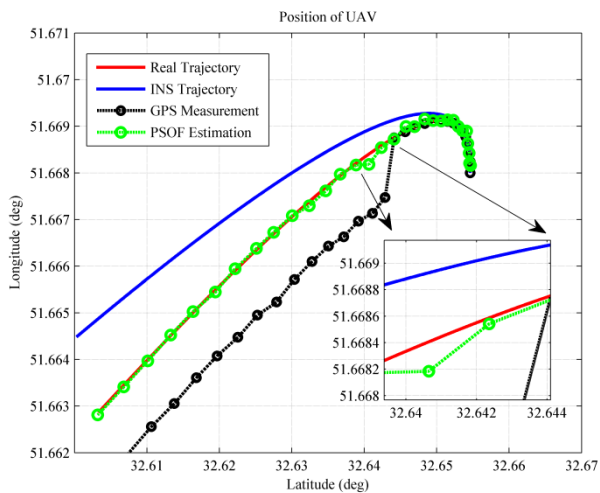
شکل ۱۰: خروجی موقعیت در معماری تلفیقی پیشنهادی با استفاده از الگوریتم SIR-PF در سناریوی دوم فریب.

جدول ۴: مقادیر خطای RMSE اعمال الگوریتم های مبتنی بر ذره در مواجهه با حمله فریب GPS در معماری

پیشنهادی					
سناریو	الگوریتم	$\Delta E[m]$	$\Delta N[m]$	$\Delta U[m]$	خطای موقعیت
سناریوی ۱	GPS	۱۳۹۸/۵۰	۱۲۷۳/۹۴	۱۰۷۹/۳۶	۲۱۷۸/۰۲

۳۹/۳۵	۱۹/۹۵	۲۱/۷۳	۲۶/۰۴	SIR-PF	سناریوی ۲
۱۹/۲۰	۱۶/۰۰	۶/۵۱	۸/۳۸	PSOF	
۱۳۵۴/۶۱	۶۷۲/۷۲	۸۶۸/۶۱	۷۹۲/۴۱	GPS	
۳۸/۶۴	۱۸/۰۶	۲۲/۸۴	۲۵/۴۰	SIR-PF	
۲۰/۷۱	۱۷/۷۸	۶/۰۷	۸/۷۰	PSOF	

ارتفاع است. با مقایسه شکل های ۱۲ و ۱۳ و همچنین مقدار خطای RMSE به دست آمده از تحلیل آن ها، می بینیم که الگوریتم PSOF در این حالت نیز عملکرد بهتری نسبت به SIR-PF از خود نشان می دهد. شایان ذکر است که به دلیل زمان شبیه سازی کم می توان از این معماری در سیستم های بهنگام نیز استفاده نمود. هر چند که استفاده از الگوریتم های ذره ای نیاز به پردازنده های قوی تری برای استفاده در سیستم های بهنگام دارد.



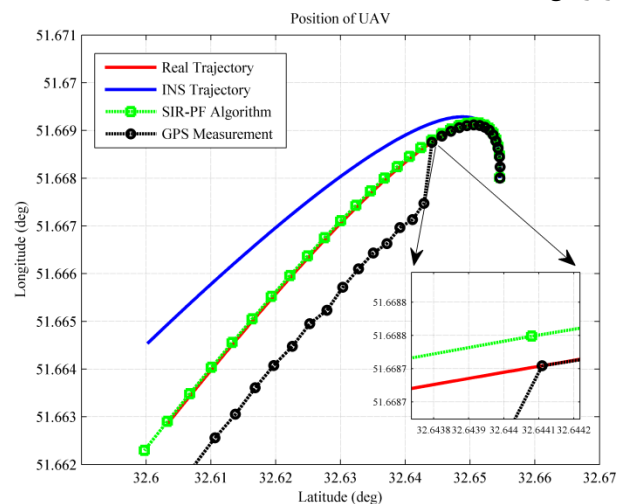
شکل ۱۲: خروجی موقعیت در معماری تلفیقی پیشنهادی با استفاده از الگوریتم PSOF در زمان در دسترس نبودن داده های GPS و Loran-C.

با توجه به تحلیل های انجام شده در جهت بررسی عملکرد معماری تلفیقی پیشنهادی در شرایط مختلف سناریوهای فریب و همچنین زمان در دسترس نبودن هر دو سیستم گیرنده GPS و Loran-C، مقاوم سازی موقعیت یابی به خوبی انجام گرفته است. در نتیجه استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین در شرایط خطرناک با احتمال خطرپذیری زیاد از جمرهای فریب توسط دشمن با قابلیت اطمینان بیشتر در موقعیت یابی، امکان پذیر می گردد. شایان ذکر است که در ادامه پژوهش می توان با استفاده از روش تلفیقی بیان شده، مدل تأثیر خطای ناشی از فریب بر روی گیرنده GPS استخراج گردد تا در محیط هایی با احتمال وجود خطر فریب بالا، در صورت قطع و وصل شدن حمله فریب در یک سناریوی پروازی، بتوان با اثرات ناشی از فریب مقابله بهتری نمود.

با توجه به اینکه معماری تلفیقی ارائه شده برای تثبیت موقعیت یابی در حضور سیگنال فریب GPS، یک روش جدید و کاربردی در مقاوم سازی موقعیت یابی است، شایان ذکر است که مقالات تلفیقی شامل این سه سیستم در جهت تثبیت موقعیت یابی در حضور فریب گیرنده GPS وجود ندارد. اما مقایسه روش موجود با روش های تلفیقی موجود در این حوزه، در جدول ۵ آورده شده است.

این عمل به گونه ای انجام می شود که با تشخیص فریب در گیرنده GPS با استفاده از روش آزمون فرض، نقطه بعدی حرکت هواپیما بر اساس تلفیق داده INS و آخرین خروجی گیرنده GPS تخمین زده می شود. با این روند مجدداً خطای دریافت در سیستم INS با نقطه تخمین زده شده جدید که نقش داده خروجی گیرنده GPS را ایفا می کند، جبران سازی می شود. با جبران سازی مقدار دریافت، نقطه بعدی در مسیر حرکت با استفاده از الگوریتم مبتنی بر ذره تخمین زده می شود و با این رویکرد هواپیمای بدون سرنشین از مسیر اصلی خود منحرف نمی شود.

در این حالت فرض بر این است که گیرنده Loran-C در طول مسیر قادر به پاسخ گویی نیست و در ثانیه ۱۵ ام گیرنده GPS نیز دچار فریب گشته و از خروجی آن استفاده نمی شود. خروجی موقعیت در معماری تلفیقی پیشنهادی با استفاده از الگوریتم SIR-PF در زمان در دسترس نبودن داده های گیرنده های GPS و Loran-C در شکل ۱۲ نشان داده شده است. مقدار خطای RMSE در تخمین کل مسیر اصلی برابر ۲۹/۳۷ در عرض جغرافیایی، ۲۶/۰۸ در طول جغرافیایی و ۲۳/۴۸ در ارتفاع است.



شکل ۱۳: خروجی موقعیت در معماری تلفیقی پیشنهادی با استفاده از الگوریتم SIR-PF در زمان در دسترس نبودن داده های GPS و Loran-C.

همچنین در صورت بهره گیری از الگوریتم PSOF، در زمان در دسترس نبودن داده های گیرنده های GPS و Loran-C خروجی موقعیت در معماری تلفیقی پیشنهادی در شکل ۱۳ نشان داده شده است. در این حالت مقدار خطای RMSE در تخمین کل مسیر اصلی برابر ۲۸/۶۰ در عرض جغرافیایی، ۲۳/۴۳ در طول جغرافیایی و ۲۱/۳۲ در

- [2] B. Montgomery, Paul; Humphreys, Todd; Ledvina, "Receiver-autonomous spoofing detection: Experimental results of a multi-antenna receiver defense against a portable civil GPS spoofer," *Proc. 22nd Int. Tech. Meet. Satell. Div. Inst. Navig.*, pp. 124–130, 2009.
- [3] A. Jafarnia-Jahromi, S. Daneshmand and G. Lachapelle, "Spoofing Countermeasures for GNSS Receivers – A Review of Current and Future Research," *4th Intern Colloq. Sci. Fundam. Asp. Galileo Program.*, pp. 4–6, 2013.
- [4] A. Jafarnia-Jahromi, A. Broumandan, J. Nielsen and G. Lachapelle, "GPS vulnerability to spoofing threats and a review of antispoofting techniques," *Int. J. Navig. Obs.*, vol. 2012.
- [5] S. Khanafseh, N. Roshan, S. Langel, F. C. Chan, M. Joerger and B. Pervan, "GPS spoofing detection using RAIM with INS coupling," *Rec. - IEEE PLANS, Position Locat. Navig. Symp.*, pp. 1232–1239, 2014.
- [6] L. Chang, K. Li and B. Hu, "Huber's M-estimation-based process uncertainty robust filter for integrated INS/GPS," *IEEE Sens. J.*, vol. 15, no. 6, pp. 3367–3374, 2015.
- [7] M. Malleswaran, V. Vaidehi and N. Sivasankari, "A novel approach to the integration of GPS and INS using recurrent neural networks with evolutionary optimization techniques," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 32, no. 1, pp. 169–179, 2014.
- [8] L. Zhao, H. Qiu and Y. Feng, "Analysis of a robust Kalman filter in loosely coupled GPS/INS navigation system," *J. Int. Meas. Confed.*, vol. 80, no. 80, pp. 138–147, 2016.
- [9] U. S. C. Guard, "Loran-C user handbook," *Dep. Transp. COMDTINST M*, vol. 16562, 1980.
- [10] B. J. Jacoby, P. W. Schick, F. Richwalski and K. Zamzow, "Advantages of a Combined GPS / Loran-C Precision Timing Receiver."
- [11] J. J. Pisano, P. K. Enge and P. L. Levin, "Using GPS to calibrate Loran-C," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 27, no. 4, pp. 696–708, 1991.
- [12] G. Johnson *et al.*, "Performance Trials of an Integrated Loran / GPS / IMU Navigation System , Part II," 2005.
- [13] B. R. S. Arulampalam, *Beyond the Kalman Filter: Particle Filters for Tracking Applications*. Artech House, 2004.
- [14] G. Battistelli, L. Chisci, C. Fantacci, A. Farina and A. Graziano, "Consensus-based multiple-model Bayesian filtering for distributed tracking," *IET Radar, Sonar Navig.*, vol. 9, no. 4, pp. 401–410, 2015.
- [15] S. Y. Cho and W. S. Choi, "Robust Positioning Technique in Low-Cost DR/GPS for Land Navigation," *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, vol. 55, no. 4, pp. 1132–1142, 2006.
- [16] K. Li, J. Zhao, X. Wang and L. Wang, "Federated ultra-tightly coupled GPS/INS integrated navigation system based on vector tracking for severe jamming environment," *IET Radar, Sonar Navig.*, vol. 10, no. 6, pp. 1030–1037, 2016.
- [17] M. Zhong, J. Guo and Q. Cao, "On Designing PMI Kalman Filter for INS / GPS Integrated Systems With Unknown Sensor Errors," *IEEE Sens. J.*, vol. 15, no. 1, pp. 535–544, 2015.
- [18] A. Noureldin, T. B. Karamat, and J. Georgy, *Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-Based Positioning and their Integration*. 2013.
- [19] بهروز صفری‌نژادیان، مجتبی اسد، «ارائه دو فیلتر کالمن مرتبه کسری جدید برای سیستم‌های مرتبه کسری خطی در حضور

جدول ۵: مقایسه معماری پیشنهادی با برخی روش‌های تلفیقی موجود

ردیف	روش	خطای موقعیت‌یابی
۱	تلفیق Loran/GPS/IMU [۱۲]	۳۰۹ متر
۲	معماری پیشنهادی در زمان فریب GPS	۲۰ متر
۳	معماری پیشنهادی در زمان نبود GPS و Loran-C	۴۰ متر
۴	تلفیق GPS/Loran-C [۳۲]	۱۰۰ متر

با توجه به مقادیر جدول ۵، می‌توان نتیجه گرفت که معماری پیشنهادی دارای دقت بهتری نسبت به دیگر معماری‌ها است. همچنین به‌علت استفاده از داده‌های خروجی هر سه سیستم INS، GPS و Loran-C، در اصطلاح تلفیق شل سیستم‌ها، پیچیدگی محاسباتی در این معماری نسبت به دیگر معماری‌ها کمتر و زمان شبیه‌سازی برای پیاده‌سازی این معماری نیز کمتر از سایر روش‌ها می‌باشد.

۶- نتیجه

در این مقاله برای مقاوم‌سازی موقعیت‌یابی در برابر فریب GPS با استفاده از سیستم‌های INS و Loran-C معماری تلفیقی پیشنهاد شد که از الگوریتم‌های مبتنی بر ذره بهره می‌برد. ایده اصلی این معماری شامل دو بخش اصلی شناسایی فریب و جبران‌سازی آن است. در زمان قبل از حمله فریب، خروجی موقعیت معماری پیشنهادی برابر خروجی تلفیق سیستم‌های INS/GPS است. در زمان حمله فریب GPS، پس از شناسایی آن با استفاده از روش آزمون فرض، خروجی معماری پیشنهادی برابر خروجی تلفیق سیستم‌های INS/Loran-C می‌شود. همچنین به‌دلیل غیرخطی بودن مدل تلفیقی سیستم‌ها، داده‌کاوای در فرآیند تلفیق با استفاده از الگوریتم‌های مبتنی بر ذره انجام می‌گیرد. با اعمال الگوریتم‌های SIR-PF و PSOF، خطای موقعیت‌یابی در زمان حمله GPS به‌صورت چشم‌گیری کاهش پیدا کرد و سبب افزایش قابلیت اطمینان و مقاوم‌سازی موقعیت‌یابی در زمان حمله فریب گردید. سپس با انجام شبیه‌سازی‌های مختلف، عملکرد معماری پیشنهادی در دو سناریوی مختلف فریب و در حالت در دسترس نبودن داده‌های GPS و Loran-C به‌صورت هم‌زمان، تأیید شده است.

سپاسگزاری

نویسندگان این مقاله از آقای دکتر سعید نصرالهی از دانشگاه صنعتی شریف به‌دلیل هم‌فکری و راهنمایی‌های موثرشان، همچنین از آقای احیا یآوری در پژوهشکده رباتیک و رایانه دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران به خاطر حمایت‌های مناسب و از آقای دکتر مهدی مجیدی عضو هیئت علمی دانشگاه کاشان به‌دلیل راهنمایی‌های مناسب در جهت توسعه مقاله کمال سپاسگزاری را دارند.

مراجع

- [1] A. Jovanovic, C. Botteron and P. A. Fariné, "Multi-test detection and protection algorithm against spoofing attacks on GNSS receivers," *Rec. - IEEE PLANS, Position Locat. Navig. Symp.*, pp. 1258–1271, 2014.

- No. 2001/174), IEE, pp. 1–2, 2001.
- [26] B. Ristic, M. S. Arulampalam and N. Gordon, *Beyond the Kalman Filter. Particle Filters for Tracking Applications*. 2004.
- [27] R. C. Eberhart, J. Kennedy and others, “A new optimizer using particle swarm theory,” in *Proceedings of the sixth international symposium on micro machine and human science*, vol. 1, pp. 39–43, 1995.
- [28] I. C. Trelea, “The particle swarm optimization algorithm: convergence analysis and parameter selection,” *Inf. Process. Lett.*, vol. 85, no. 6, pp. 317–325, 2003.
- [29] Y.-L. Lin, W.-D. Chang and J.-G. Hsieh, “A particle swarm optimization approach to nonlinear rational filter modeling,” *Expert Syst. Appl.*, vol. 34, no. 2, pp. 1194–1199, 2008.
- [30] P. Williams and D. Last, “On Loran-C Time-Difference to Co-ordinate Converters,” in *In Proceedings-International Loran Association (ILA)-32nd Annual Convention and Technical Symposium*, 2003.
- [31] R. R. Wilcox, *Introduction to Robust Estimation and Hypothesis Testing*. Academic Press, 2011.
- [32] S. Y. Braasch, “Realtime Mitigation of GPS SA Errors Using LORAN-C,” *Wild Goose Assoc. Annu. Conv. Tech. Symp.*, pp. 55–62, 1992.
- نویز اندازه گیری رنگی»، *مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز*، جلد ۴۷، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۶.
- [20] M. Enkhtur, S. Y. Cho and K.-H. Kim, “Modified Unscented Kalman Filter for a Multirate INS/GPS Integrated Navigation System,” *ETRI J.*, vol. 35, no. 5, pp. 943–946, 2013.
- [21] رمضان هاوونگی، «موقعیت یابی ربات بر اساس فیلتر ذره ای بهبود یافته با فیلتر کالمن گروهی هوشمند و گام MCMC»، *مجله مهندسی برق دانشگاه تبریز*، جلد ۴۶، شماره ۴، زمستان ۱۳۹۵.
- [22] T.-H. Kim, C. S. Sin and S. Lee, “Analysis of effect of spoofing signal in GPS receiver,” in *12th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS)*, pp. 2083–2087, 2012.
- [23] A. Ranganathan, H. Ólafsdóttir and S. Capkun, “SPREE: Spoofing Resistant GPS Receiver,” *Mobicom’16*, 2016.
- [24] A. R. Baziar, M. Moazedi and M. R. Mosavi, “Analysis of single frequency GPS receiver under delay and combining spoofing algorithm,” *Wirel. Pers. Commun.*, vol. 83, no. 3, pp. 1955–1970, 2015.
- [25] S. Maskell and N. Gordon, “A tutorial on particle filters for on-line nonlinear/non-Gaussian Bayesian tracking,” in *Target tracking: algorithms and applications (Ref.*

زیر نویس ها

- ⁹ Particle Filter
- ¹⁰ Particle Swarm Optimization
- ¹¹ Sampling Importance Resampling Particle Filter
- ¹² Particle Swarm Optimization Filter
- ¹³ Triad
- ¹⁴ Loran Overprinted Charts
- ¹⁵ Sampling Importance Resampling
- ¹⁶ Lever arm

- ¹ Inertial Navigation System
- ² Global Positioning System
- ³ Spoofing
- ⁴ Additional Secondary Factor
- ⁵ Tightly
- ⁶ Multi System Data Fusion
- ⁷ Extended Kalman Filter
- ⁸ Unscented Kalman Filter