

(یادداشت فنی)

چالش‌های سیستم‌های ناوبری اینرسی و تلفیقی در کاربرد رادار با دهانه مصنوعی

خطای ناوبری در کاربرد رادار با دهانه مصنوعی (سار) منجر به خطای فاز سیگنال بازگشتی و کاهش کیفیت تصویر سار می‌شود. از این میان، خطای فاز مرتبه‌های صفر و یک بر کیفیت تصویر اثری ندارد، اما خطای فاز مرتبه‌های دوم و بالاتر بسیار حائز اهمیت است. بخش عمده خطای فاز مرتبه‌های دوم و بالاتر ناشی از خطاهای زاویه اولیه، بایاس سنسورهای اینرسی و رفتار تصادفی این سنسورها است. به منظور فائق آمدن بر این مشکل از سیستم‌های ناوبری تلفیقی INS/GPS استفاده می‌شود. از طرفی، وجود گسستگی در خروجی سیستم‌های ناوبری تلفیقی منجر به کاهش شدید کیفیت تصویر سار می‌شود. در این مقاله، اثر رویکردهای مختلف بخش ناوبری بر پاسخ ضربه سمت مورد بررسی قرار گرفته و اهمیت استفاده از الگوریتم‌های ویژه برای تلفیق داده‌های INS و GPS نشان داده شده است. سپس، با توجه به رفتار خطای ناوبری، الگوریتم پیشنهادی برای ناوبری در سار ارائه شده و مزیت آن در پاسخ ضربه سمت و کیفیت تصویربرداری به نمایش در آمده است.

واژه‌های کلیدی: رادار دهانه مصنوعی، سیستم ناوبری اینرسی، سیستم ناوبری تلفیقی، پاسخ ضربه سمت

وحید چراغی محمودآبادی^{۱*}، هادی مکارم^{۱**} و مجید حاتم^{۱***}

۱- پژوهشگاه فضایی ایران، کدپستی: ۱۴۵۹۷۷۵۱۱

* دانشجوی دکتری (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

vahid_cheraghi@yahoo.com

** دانش آموخته دکتری

*** استادیار

Challenges of Inertial and Integrated Navigation Systems in Synthetic Aperture Radar Application

Navigation errors in synthetic aperture radar (SAR) applications lead to phase errors in SAR echo signal and image quality degradation. Among different phase errors, zero and first order errors have no effect on image quality, while second and higher order terms are very important. The majority of second and higher order phase errors are due to initial alignment errors, and bias and random errors of inertial sensors. Integrated INS/GPS navigation systems are used for solving this problem. However, discontinuities in integrated navigation data lead to severe SAR image quality degradation. In this paper, the effect of different navigation approaches on SAR azimuth impulse response was studied and the importance of specially-designed algorithms to integrate INS and GPS was illustrated. Then, the proposed algorithm for navigation in SAR application was presented according to navigation errors behavior, and its benefit in azimuth impulse response, and imaging quality was illustrated.

Keywords: Synthetic Aperture Radar, Inertial Navigation System, Integrated Navigation System, Azimuth Impulse Response

V. Cheraghi Mahmudabadi^{1*}, H. Makarem^{1**}, and M. Hatam^{1***}

1- Iranian Space Research Center, Postal Code: 145977511, Tehran, IRAN

* Ph.D. Student (Corresponding Author): Email:

vahid_cheraghi@yahoo.com

** Ph.D. Holder

*** Assistant Professor

(یادداشت فنی)

وحید چراغی محمودآبادی، هادی مکارم و مجید حاتم

۱- مقدمه

رادار دهانه^۱ مصنوعی^۱ با نام اختصاری سار^۲، سامانه‌ای برای تصویربرداری راداری است که می‌تواند بر روی یک وسیله متحرک نصب شود و بر اساس پژواک سیگنال تابیده شده در یک بازه زمانی مشخص، تشکیل تصویر دهد. اگرچه امکان پیاده‌سازی سامانه سار بر روی وسایل نقلیه زمینی نیز وجود دارد، اما نمونه‌های هواپایه و فضاپایه این سامانه بسیار متداول‌تر است. یکی از محدودیت‌های مهم سامانه‌های سار، قید حرکتی پلتفرم آنها است. برای تشکیل تصویر سار، لازم است پلتفرم بر روی یک مسیر نامی و از پیش تعیین شده حرکت کند که این مسیر نامی معمولاً یک خط مستقیم با سرعت ثابت و مشخص است [۱]. انحراف از این مسیر نامی، چنانچه اندازه‌گیری و جبران نشود، خطای تشکیل تصویر را به همراه خواهد داشت. یعنی تصویر در مقایسه با حالت ایده‌آل دچار افت کیفیت شده و حتی ممکن است المان‌های موجود در آن به کلی محو شوند [۲].

انحراف از مسیر نامی، به خصوص در پلتفرم‌های هوایی غیر قابل اجتناب است. این انحرافات، چه به صورت نوسانات سریع و کوتاه‌مدت و چه به صورت انحرافات آهسته و بلندمدت، کیفیت تصویر سار را تحت تأثیر قرار می‌دهند. در این میان، وظیفه سیستم ناوبری، اندازه‌گیری انحرافات پرنده از مسیر نامی در طی زمان است. اگر سیستم ناوبری انحرافات را به درستی اندازه‌گیری و گزارش کند، الگوریتم‌های پردازش سار می‌توانند خطای ناشی از آن را جبران کرده و تصویر صحیح را به دست آورند [۳].

در سامانه‌های سار هواپایه، معمولاً از سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS استفاده می‌شود. با این وجود، ملاحظات مربوط به سامانه‌های سار نیازمند طراحی الگوریتم‌های ویژه برای ناوبری است. به طوری که الگوریتم طراحی شده سامانه مدنظر را از سیستم‌های ناوبری تلفیقی متعارف متمایز می‌کند [۴]. تاکنون چندین روش برای حل مشکل ناوبری تلفیقی در کاربرد سار پیشنهاد شده است که البته تعداد مقالات در این زمینه بسیار محدود است. هدف اصلی این روش‌ها ارائه نوعی الگوریتم ناوبری تلفیقی INS/GPS است که از یک طرف مانع از رشد خطای ناوبری اینرسی شود و از طرف دیگر گسستگی، شکستگی و خطای فرکانس بالا در نتایج آن وجود نداشته باشد. یکی از روش‌هایی که برای این منظور استفاده می‌شود، ناوبری دومرحله‌ای است. مرحله اول ناوبری، یک

الگوریتم ناوبری تلفیقی INS/GPS استاندارد است که البته خروجی‌های آن دارای گسستگی خواهد بود. آنگاه نتایج ناوبری مرحله اول در الگوریتم ناوبری مرحله دوم استفاده می‌شود. ناوبری مرحله دوم به نحوی طراحی می‌شود که خطاها و پرش‌های فرکانس بالا را حذف کند و یا مانع از بروز آنها شود. نمونه‌ای از سناریوی ناوبری دومرحله‌ای، در مرجع [۵] ارائه شده است. در این نمونه، ناوبری مرحله دوم متشکل از یک فیلتر ردگیری^۳ که وظیفه حذف ناپیوستگی‌ها را به عهده دارد، است (شکل ۱). با این وجود، پژوهشگران مرجع [۶] در مورد جزئیات این فیلتر توضیحی ارائه نمی‌دهند. طراحی دیگر از ناوبری دومرحله‌ای به گونه‌ای است که ناوبری مرحله دوم، یک ناوبری اینرسی (بدون تلفیق) باشد. در این صورت وظیفه ناوبری مرحله اول تشکیل شرایط اولیه برای ناوبری اینرسی مرحله دوم خواهد بود (شکل ۲) [۶].

در مرجع [۷] به جای استفاده از ناوبری دومرحله‌ای، یک حلقه کنترلی به ناوبری اضافه شده است. در این طراحی برای جلوگیری از پرش‌های ناگهانی موقعیت، تغییرات بردار موقعیت پیش از اعمال از یک فیلتر تناسبی-انتگرالی (PI) عبور داده می‌شود که به منزله یک حلقه میرایی^۴ خواهد بود (شکل ۳).

طراحی‌های بیان شده اگرچه از ایده‌ها و روش‌های متفاوتی بهره می‌برند، اما در این نکته مشترک هستند که الگوریتم ناوبری در کاربرد سار در مقایسه با کاربردهای عمومی سیستم ناوبری متفاوت است. به عبارت دیگر، نمی‌توان یک سیستم ناوبری تلفیقی INS/GPS را مستقیماً برای کاربرد سار مورد استفاده قرار داد.

روش ناوبری ارائه شده در مرجع [۶]، یک روش کاربردی و در عین حال ساده برای ناوبری در سار است. در این روش، ناوبری تلفیقی INS/GPS همواره و به طور پیوسته اجرا می‌شود اما خروجی آن برای تشکیل تصویر سار استفاده نمی‌شود، بلکه نتایج آن به عنوان شرط اولیه ناوبری اینرسی مورد استفاده قرار می‌گیرد. به طور مثال، اگر تصویربرداری سار در بازه زمانی $t_1 \leq t \leq t_2$ باشد، الگوریتم ناوبری تلفیقی INS/GPS در بازه $0 \leq t \leq t_1$ اجرا می‌شود تا موقعیت، سرعت و زوایای آن با دقت مناسب در لحظه $t=t_1$ به دست آید. آنگاه در بازه زمانی تصویربرداری الگوریتم ناوبری اینرسی اجرا می‌شود. روش مرجع [۶] از نظر رفتار فرکانس بالا از دقت مناسبی برخوردار است، چراکه ناوبری اینرسی همواره دقت

3. Tracking Filter

4. Damping Loop

1. Synthetic Aperture Radar

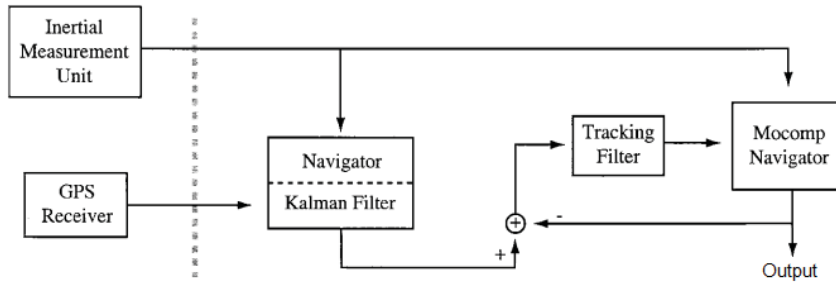
2. SAR

یادداشت فنی

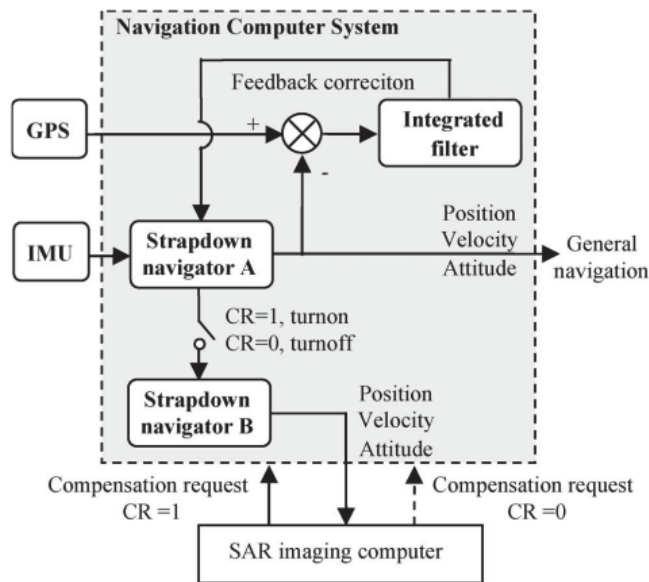
چالش‌های سیستم‌های ناوبری اینرسی و تلفیقی در کاربرد رادار با دهانه مصنوعی

INS/GPS را حذف می‌کند، اما در فرکانس‌های پایین‌تر خطاهایی را به ناوبری تحمیل می‌کند (شکل ۷ مرجع [۷]) و در نتیجه کیفیت ناوبری اینرسی پیشنهاد شده در مرجع [۶] را نخواهد داشت. همچنین، انتخاب ضرایب فیلتر PI بر تعداد متغیرهای طراحی سیستم ناوبری می‌افزاید.

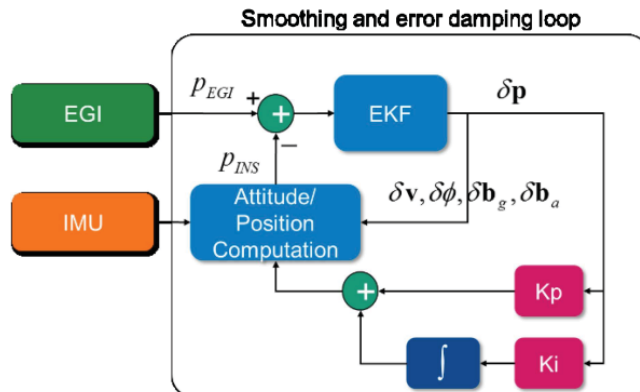
فرکانس بالای خوبی دارد. با این وجود، دقت فرکانس پایین این روش چندان مناسب نیست. یعنی ممکن است در انتهای بازه تصویربرداری ($t=t_2$) رشد خطای ناوبری اینرسی بیش از حد مجاز باشد. از سوی دیگر، حلقه میرایی در مرجع [۷] اگرچه گسستگی (خطای فرکانس بی‌نهایت) ناشی از تلفیق



شکل (۱): الگوریتم ناوبری دومرحله‌ای دارای فیلتر ردگیری در مرحله دوم [۵].



شکل (۲): الگوریتم ناوبری دومرحله‌ای که مرحله دوم، یک ناوبری اینرسی است [۶].



شکل (۳): الگوریتم ناوبری با حلقه میرایی خطای موقعیت [۷].

(یادداشت فنی)

وحید چراغی محمودآبادی، هادی مکارم و مجید حاتم

نمی‌کند. اما برای حفظ کیفیت تصویر لازم است خطاهای درجه دوم و بالاتر و نیز خطاهای فرکانس بالا در محدوده مجاز نگه داشته شود (شکل ۴). لازم به ذکر است که در برخی الگوریتم‌های پردازش سار برای حذف خطاهای فاز مرتبه دوم، روش‌هایی پیش‌بینی شده است که روش خودکانونی^۳ مشهورترین آنها است [۱۰].

البته لازم به ذکر است که خطای تعیین موقعیت ممکن است مشکلات دیگری نیز ایجاد کند. به خصوص اگر از آن به صورت حلقه‌بسته برای کنترل موقعیت پرده هم استفاده شود. به طور مثال، خطای فاز ثابت اگرچه کیفیت تصویر را تحت تأثیر قرار نمی‌دهد، اما مقادیر بزرگ این خطا می‌تواند پوشش‌دهی تصویربرداری را دچار مشکل کند. مشابه این مورد زمانی است که سیستم ناوبری در تخمین زوایا دچار خطا شود. خطای تخمین زاویه اگر بر کنترل وضعیت آنتن اثر بگذارد، نشانه‌روی آن را با خطا مواجه می‌کند و جابجا شدن ناحیه تصویربرداری را نتیجه می‌دهد.

در حالت کلی، وظیفه اندازه‌گیری انحرافات پرده از مسیر نامی بر عهده سیستم ناوبری است. سیستم ناوبری مسیر واقعی حرکت پرده را در اختیار الگوریتم پردازش سار قرار می‌دهد تا با استفاده از الگوریتم‌های جبران‌سازی حرکت اثر آن را در تشکیل تصویر لحاظ نماید. آنچه در این مقاله مورد توجه است، مشخصاً تأثیر ناوبری بر کیفیت تصویر است و موارد دیگر نظیر خطای نشانه‌روی و جابجایی تصویر مورد بحث نمی‌باشد. در واقع آنچه الگوریتم‌های ناوبری در کاربرد سار را از الگوریتم‌های ناوبری تلفیقی متعارف متمایز می‌کند، ملاحظاتی است که به جهت حفظ کیفیت تصویر بر آن تحمیل می‌شود.

۲-۲- چالش‌های ناوبری اینرسی و ناوبری تلفیقی در کاربرد سار

امروزه سیستم‌های ناوبری اینرسی چسبیده به بدنه^۴ پرکاربردترین نوع سیستم‌های ناوبری اینرسی هستند. در سیستم‌های ناوبری اینرسی، مقادیر شتاب و سرعت زاویه‌ای در سه محور عمود بر هم در دستگاه بدنی اندازه‌گیری می‌شود. این مقادیر، ورودی‌های یک دستگاه معادلات دیفرانسیل را تشکیل می‌دهد. مقادیر موقعیت، سرعت و زاویه سه‌بعدی سیستم ناوبری از حل این معادلات به دست می‌آید که در واقع نوعی انتگرال‌گیری دوگانه و سه‌گانه از مقادیر شتاب و سرعت زاویه‌ای است [۱۱].

در مقاله حاضر با مبنا قرار دادن روش پیشنهادی در مرجع [۶] به کمک رفتارشناسی خطای ناوبری اینرسی، یک گام به این روش افزوده می‌شود. به طوری که ضمن حفظ دقت فرکانس بالا، می‌تواند بخش عمده‌ای از خطای فرکانس پایین را جبران نماید. در ادامه مقاله، ابتدا اثر انواع خطای ناوبری بر روی تصویر سار معرفی می‌شود. پس از آن، چالش‌هایی که ناوبری اینرسی و ناوبری تلفیقی در کاربرد سار با آن مواجه هستند، بیان می‌شود. آنگاه با توجه به مشکلات روش‌های موجود، روشی برای بهبود ناوبری در کاربرد سار پیشنهاد می‌شود که می‌تواند هم خطاهای فرکانس پایین و هم خطاهای فرکانس بالا را اصلاح نماید.

۲- اهمیت ناوبری در سار

در این بخش اهمیت ناوبری در سامانه سار مورد بحث و بررسی قرار خواهد گرفت. این اهمیت در رو زیربخش اثر خطای ناوبری بر تصویر سار و چالش‌های ناوبری اینرسی و ناوبری تلفیقی در کاربرد سار ارائه خواهد شد.

۲-۱- اثر خطای ناوبری بر تصویر سار

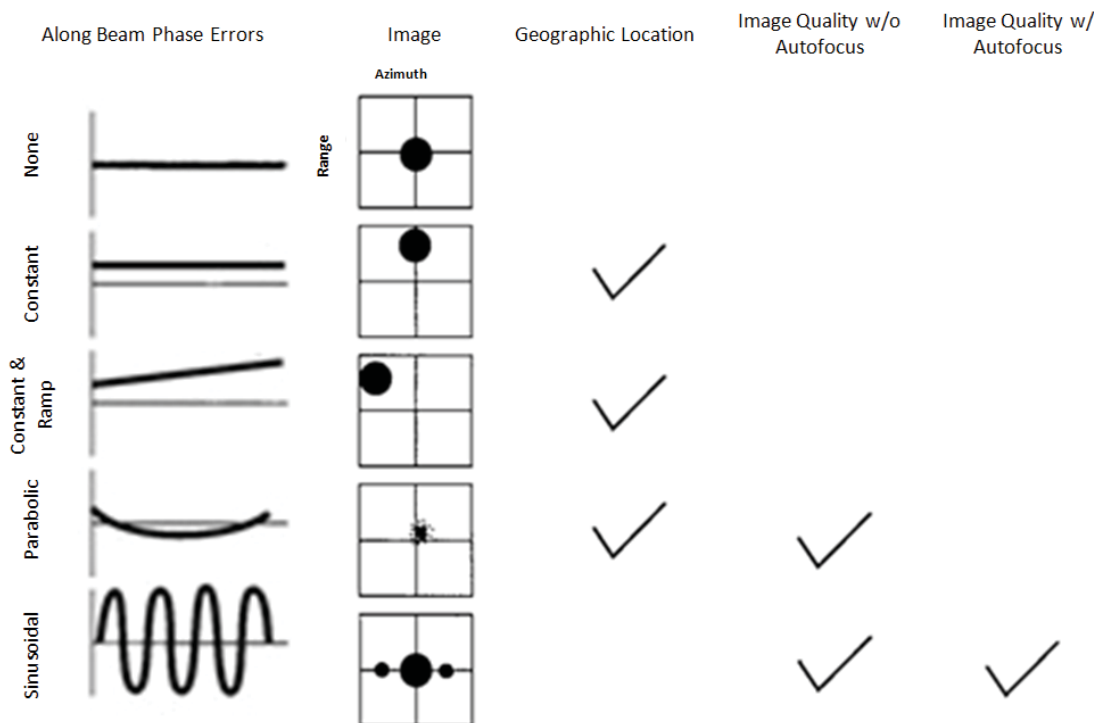
اثر خطای تعیین موقعیت از دو جنبه بررسی می‌شود. خطای تعیین موقعیت از یک طرف خطای سلول برد^۱ را نتیجه می‌دهد و از طرف دیگر ارتباط مستقیمی با خطای فاز^۲ سیگنال دریافتی سار دارد. در این میان، خطای سلول برد اهمیت کمتری دارد. به عبارت دیگر، الزاماتی که به جهت تشخیص صحیح سلول برد بر سیستم ناوبری تحمیل می‌شود، سبک‌تر و ساده‌تر از الزامات مربوط به خطای فاز است [۳]. خطای فاز ($\Delta\phi$) با خطای تخمین موقعیت در امتداد برد (Δr) تناسب خطی و با طول موج سیگنال رادار (λ) تناسب عکس دارد [۸]، یعنی:

$$\Delta\phi = \frac{4\pi}{\lambda} \Delta r. \quad (1)$$

اثر خطای فاز بر تصویر سار، هم به بزرگی خطا بستگی دارد و هم به رفتار زمانی آن. یک خطای موقعیت ثابت در طول مدت تصویربرداری و به تبع آن یک خطای فاز ثابت، تنها به جابجایی تصویر منجر می‌شود. همچنین، خطای مرتبه اول که با زمان رشد خطی دارد، اثر مشابهی را در پی داشته و البته ممکن است مقیاس تصویر را نیز تغییر دهد. اما اگر خطای موقعیت دارای رفتار درجه دوم یا بالاتر باشد، خطای ایجاد شده در تصویر فراتر از جابجایی و تغییر مقیاس بوده و تصویر را دچار اعوجاج و ابهام می‌کند [۹]. بنابراین، از نظر کیفیت تصویر خطای فاز ثابت و خطای فاز درجه اول مشکل خاصی ایجاد

3. Autofocus
4. Strapdown

1. Range Cell Error
2. Phase Error



شکل (۴): تأثیر انواع خطای ناوبری بر تصویر سار [۹].

اندازه‌گیری کند. روش متداول برای تلفیق INS/GPS استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته^۱ است، گرچه روش‌های بسیار متنوعی تاکنون برای این هدف پیشنهاد شده است [۱۲-۱۴].

اگرچه ناوبری تلفیقی INS/GPS با استفاده از فیلتر کالمن در کاربردهای ناوبری عمومی کارآمد است، اما در کاربرد سار این رویکرد ناوبری با یک چالش مهم مواجه می‌شود. نرخ داده GPS به طور معمول بسیار پایین‌تر از نرخ داده INS است. بنابراین، هر بار استفاده از داده GPS به منظور اصلاح نتایج ناوبری، موجب بروز پرش در داده‌ها می‌شود. به طور مثال اگر نرخ داده GPS برابر یک هرتز باشد، خروجی ناوبری تلفیقی INS/GPS هر یک ثانیه یک بار و در زمان ورود داده GPS دچار پرش و گسستگی می‌شود. وجود گسستگی در داده‌های ناوبری برای تشکیل تصویر سار بسیار نامطلوب است. چراکه گسستگی خطایی با فرکانس بی‌نهایت ایجاد می‌کند و این در حالی است که تشکیل تصویر سار حساسیت زیادی به خطاهای فرکانس بالا دارد. به این ترتیب، لازم است الگوریتم ناوبری در کاربرد سار به صورت ویژه طراحی و پیاده‌سازی شود و در آن از داده GPS به گونه‌ای استفاده شود که از یک طرف خطاهای ناوبری را اصلاح نماید و از طرف دیگر پرش و گسستگی در نتایج ایجاد نکند.

به این ترتیب سیستم‌های ناوبری اینرسی می‌توانند موقعیت، سرعت و جهت‌گیری یک وسیله متحرک را با نرخ بالا اندازه‌گیری کنند. اما مشکل عمده این سیستم‌ها رشد خطای تخمین در آنها با زمان است. این رشد خطا هم در تخمین موقعیت و سرعت وجود داشته و هم در تخمین زاویه خود را نشان می‌دهد. هرچند نرخ رشد آنها متفاوت است. بنابراین، در بلندمدت نمی‌توان به سیستم ناوبری اینرسی اعتماد کرد. به خصوص اگر از سیستم‌های ناوبری ارزان قیمت و با تکنولوژی MEMS استفاده شود.

یک سناریوی پروازی سار از زمان بلند شدن تا آخرین فریم تصویربرداری ممکن است چندین ساعت به طول بیانجامد. در این شرایط، ناوبری اینرسی نمی‌تواند جوابگوی نیاز سار در دقت تعیین موقعیت باشد. بنابراین، استفاده از سیستم‌های کمک‌ناوبری ضروری است. مهمترین سیستم‌های کمک‌ناوبری در دسترس در یک سناریوی پروازی با هزینه کم، سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای (GNSS) می‌باشند که مشهورترین آنها GPS است. استفاده از GPS به عنوان یک وسیله کمک ناوبری، امکان تشخیص و حذف خطاهای موقعیت، سرعت، زاویه و حتی بایاس سنسورها را فراهم می‌کند. بنابراین، تلفیق INS/GPS یک سیستم ناوبری کامل را در اختیار قرار می‌دهد که می‌تواند موقعیت، سرعت و زاویه را با دقت خوبی

1. Extended Kalman Filter (EKF)

(یادداشت فنی)

وحید چراغی محمودآبادی، هادی مکارم و مجید حاتم

۳- الگوریتم پیشنهادی برای ناوبری سار

همان‌گونه که ذکر شد روش مرجع [۶] با توجه به استفاده از سیستم ناوبری اینرسی از نظر رفتار فرکانس بالا از دقت مناسبی برخوردار است. با این وجود، دقت فرکانس پایین این روش چندان مناسب نیست. یعنی ممکن است در انتهای بازه تصویربرداری رشد خطای ناوبری اینرسی بیش از حد مجاز باشد. در مقاله حاضر با مینا قرار دادن روش پیشنهادی در مرجع [۶] به کمک رفتارشناسی خطای ناوبری اینرسی، یک گام به این روش افزوده می‌شود به گونه‌ای که ضمن حفظ دقت فرکانس بالا می‌توان بخش عمده‌ای از خطای فرکانس پایین را جبران نمود.

خطای ناوبری اینرسی را می‌توان به دو بخش خطای تعیینی^۲ و خطای تصادفی^۳ تفکیک کرد. مهمترین منابع خطای تعیینی مربوط به خطای شرایط اولیه، بایاس و کالیبره حسگرها است. از طرفی، خطای تصادفی مربوط به نویز حسگرهای اینرسی می‌باشد. خطاهای دیگر مانند خطای ناشی از گسسته‌سازی در درجات بعدی اهمیت قرار می‌گیرند. همچنین، با فرض این که کالیبره سه محوره و کالیبره دمایی حسگرها به خوبی انجام شده و در هنگام تست سنسورها به پایداری دمایی رسیده باشند، تأثیر خطاهای کالیبراسیون و خطاهای ناشی از دما تا حد زیادی کاهش می‌یابد. از سوی دیگر، تصویربرداری سار ایجاب می‌کند که آنتن کمترین دینامیک حرکتی را تجربه کند. بنابراین، خطاهای ناوبری اینرسی که در شتاب‌های بالا یا در ارتعاش به وجود می‌آیند، در سناریوی پروازی ملایم سار به وجود نمی‌آیند. از این رو، به طور خلاصه نتیجه می‌شود که مهمترین منابع خطای ناوبری در کاربرد سار متشکل از خطای شرایط اولیه و خطای ذاتی حسگرهای اینرسی خواهد بود.

نحوه تأثیر خطای شرایط اولیه و خطای ذاتی حسگرها بر خطای تعیین موقعیت سیستم ناوبری کاملاً به سناریو و مسیر حرکت بستگی دارد. در کاربرد سار و حین تصویربرداری، پرنده همواره مسیری تقریباً مستقیم را با سرعتی تقریباً ثابت طی می‌کند. این رفتار پرنده محاسبات مربوط به خطای ناوبری را بسیار ساده می‌کند. در این سناریو به سادگی می‌توان خطاهای درجه اول را به خطای سرعت اولیه نسبت داد. همچنین، خطاهای درجه دوم به خطای زاویه اولیه یا وجود بایاس در شتاب‌سنج مربوط می‌شود. خطای ناشی از وجود بایاس در ژایرو نیز تابعی درجه سوم از زمان خواهد بود. بنابراین، خطای ناوبری

ناشی از خطای شرایط اولیه و بایاس حسگرها در سناریوی پروازی سار، مجموعی از خطاهای مرتبه صفر تا مرتبه سه است و می‌توان آن را با یک چندجمله‌ای درجه سوم نسبت به زمان بیان کرد.

مقایسه این منابع خطا با دسته‌بندی خطاها در شکل ۴ نشان می‌دهد که اگرچه ناوبری اینرسی کیفیت خوبی در اندازه‌گیری‌های فرکانس بالا دارد اما برای حفظ کیفیت تصویر باید تخمین زاویه اولیه و بایاس‌گیری سنسورها از دقت کافی برخوردار باشد تا از بروز خطاهای فرکانس پایین از مرتبه دوم و سوم جلوگیری به عمل آید. البته تخمین صحیح موقعیت و سرعت اولیه آنتن نیز برای تعیین موقعیت و مقیاس تصویر حائز اهمیت است ولی بر کیفیت تصویر سار اثرگذار نمی‌باشد. در این میان جمله درجه سوم خطا مربوط به اثر بایاس ژيروسکوپ‌ها بوده و در زمان‌های طولانی اثر خود را نشان می‌دهد و در بازه‌های زمانی نسبی کوتاه (نظیر بازه تصویربرداری) به طور معمول قابل صرف‌نظر کردن است. علاوه بر این، بخش عمده بایاس ژایروها در ابتدای ناوبری (در مرحله ترازایی) تا حد زیادی شناسایی و حذف می‌شود.

تأثیر خطاهای تصادفی در کوتاه مدت (بازه تصویربرداری) به طور معمول کوچک‌تر از خطاهای مربوط به شرایط اولیه است. این موضوع را با دو روش تحلیلی و شبیه‌سازی می‌توان بررسی کرد. از دیدگاه تحلیلی، اگر سطح نویز شتاب‌سنج را (بر حسب متر بر مجذور ثانیه بر رادیکال هرتز) با σ_a نشان دهیم، انحراف معیار خطای ناوبری ناشی از آن پس از T ثانیه ناوبری برابر $\sigma_a T^{3/2} / \sqrt{3}$ است [۱۵]. برای یک شتاب‌سنج MEMS با سطح نویز $\sigma_a = 0.0005$ ، این مقدار خطا در مدت ۲۰ ثانیه کمتر از ۳ سانتی‌متر خواهد بود. همچنین، اگر سطح نویز ژيروسکوپ را (بر حسب رادیان بر رادیکال ثانیه) با σ_ω بیان کنیم، انحراف معیار خطایی که ناشی از آن در تعیین موقعیت به وجود می‌آید برابر $\sigma_\omega g T^{5/2} / \sqrt{21}$ خواهد بود [۱۵] و برای یک ژایرو MEMS با $\sigma_\omega = 0.0001$ پس از ۲۰ ثانیه مقدار آن به ۳۶ سانتی‌متر خواهد رسید. از سوی دیگر، مقدار $\Delta\theta$ رادیان خطا در زاویه رول یا پیچ اولیه، بعد از T ثانیه منجر به $\Delta\theta g T^2 / 2$ متر خطای ناوبری می‌شود [۱۵]. در نتیجه مثلاً $1mg$ بایاس در شتاب‌سنج یا 0.06° درجه خطای زاویه اولیه بعد از مدت ۲۰ ثانیه به ۲ متر خطای ناوبری می‌انجامد.

نتیجه اینکه در بازه تصویربرداری، عمده خطای ناوبری را می‌توان با یک چندجمله‌ای درجه دوم تقریب زد. بنابراین، با افزودن یک مرحله به روش ارائه شده در مرجع [۶] می‌توان دقت ناوبری را بهبود بخشید. کفایت اختلاف نتایج ناوبری اینرسی و داده‌های GPS در مدت تصویربرداری محاسبه و یک

2. Deterministic Errors

3. Stochastic Errors

نهایت، ماتریس قطری D تناسب میان نرخ تغییر بردار موقعیت و مؤلفه‌های بردار سرعت را کنترل می‌کند و درایه‌های آن به موقعیت جسم متحرک وابسته است.

برای شروع ناوبری لازم است مقادیر اولیه موقعیت (r^n)، سرعت (v^n) و وضعیت (C_b^n) مشخص باشد. همچنین، دسترسی دائمی به داده‌های شتاب‌سنج سه محوره (f^b) و ژيروسکوپ سه محوره (ω_{ib}^b) ضروری است. از این رو، برای حل عددی معادلات (۲) گام زمانی به طور معمول برابر با نرخ داده‌برداری حسگرهای اینرسی در نظر گرفته می‌شود.

معمولاً، به منظور کاهش تعداد متغیرهای حالت، به جای ماتریس دوران C_b^n با ۹ درایه از کواترنیون وضعیت (با ۴ مؤلفه) یا زوایای اولر (با ۳ مؤلفه) استفاده می‌شود. در هر صورت معادلات (۲) را می‌توان به شکل کلی معادله (۳) نمایش داد که در آن X بردار فضای حالت ناوبری و دربرگیرنده موقعیت، سرعت و وضعیت سیستم است [۱۶].

$$\frac{d}{dt}X = F(X, f^b, \omega_{ib}^b) \quad (3)$$

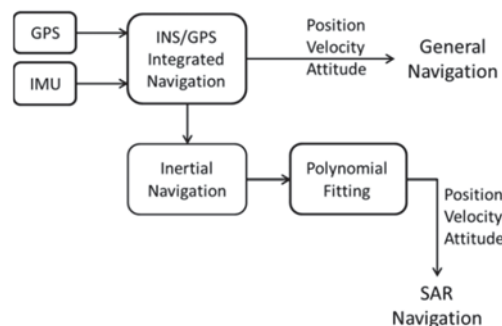
فیلتر کالمن به عنوان یک مشاهده‌گر بهینه ابزاری مناسب برای تلفیق INS/GPS است. بهره مشاهده‌گر فیلتر کالمن، نه به صورت دستی بلکه به صورت خودکار تعیین می‌شود و به سطح نویزها و خطاهای موجود در سیستم بستگی دارد. در این راستا، سه ماتریس کوواریانس P ، Q و R به ترتیب خطای تخمین بردار حالت، نویز موجود در دینامیک سیستم و نویز موجود در مشاهده را مشخص می‌کنند. ماتریس نویز دینامیک (Q) مربوط به نویز شتاب‌سنج و ژيروسکوپ بوده و نویز مشاهده (R) مربوط به خطای داده GPS است.

فیلتر کالمن اساساً برای سیستم‌های خطی طراحی شده است. پرکاربردترین تعمیم آن به سیستم‌های غیرخطی، مبتنی بر خطی‌سازی سیستم حول نقطه کاری آن است که فیلتر کالمن توسعه یافته (EKF) نام‌گذاری شده است. داده GPS شامل بردار موقعیت (r^n) است که بطور متناوب و در زمان‌های به‌خصوص اندازه‌گیری می‌شود. بنابراین، لازم است از فرم زمان-گسسته فیلتر کالمن استفاده شود. فیلتر کالمن در فرم زمان-گسسته از دو مرحله پیش‌بینی و اصلاح تشکیل می‌شود. در مرحله پیش‌بینی با در اختیار داشتن داده حسگرهای اینرسی، معادله (۳) به اندازه یک گام زمانی (از t تا $t + \Delta t$) انتگرال‌گیری می‌شود و ماتریس کوواریانس P نظیر بردار حالت X به صورت معادله (۴) به‌روزرسانی می‌شود [۱۶].

$$P(t + \Delta t) = \Phi_{t+\Delta t}^t P(t) (\Phi_{t+\Delta t}^t)^T + Q \Delta t \quad (4)$$

در رابطه (۴)، $\Phi_{t+\Delta t}^t$ ماتریس تبدیل حالت از زمان t تا $t +$

چندجمله‌ای درجه دوم بر آن منطبق شود. منحنی به دست آمده می‌تواند بخش قابل توجهی از خطای ناوبری را در بازه تصویربرداری جبران نماید. بلوک دیاگرام الگوریتم پیشنهادی در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل (۵): الگوریتم پیشنهادی برای ناوبری در سار.

۴- الگوریتم‌های ناوبری اینرسی و تلفیقی

الگوریتم ناوبری پیشنهادی در شکل ۵ از سه بلوک تشکیل می‌شود که بلوک اول دربرگیرنده الگوریتم ناوبری تلفیقی INS/GPS است. این الگوریتم عبارت از یک فیلتر کالمن توسعه یافته گسسته بوده که نتایج ناوبری اینرسی را با داده‌های موقعیت GPS تلفیق می‌کند. معادلات ناوبری اینرسی در دستگاه‌های مختصات مختلف شکل‌های مختلفی به خود می‌گیرد. در دستگاه NED معادلات ناوبری به صورت رابطه (۲) است [۱۶].

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}r^n &= D^{-1}v^n \\ \frac{d}{dt}v^n &= C_b^n f^b + g^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n \end{aligned} \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt}C_b^n = C_b^n (\omega_{ib}^b)_x - (\omega_{ie}^n)_x C_b^n$$

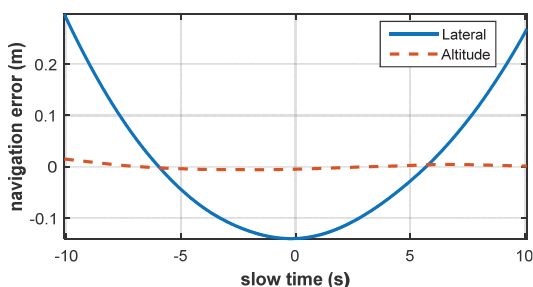
بردارهای سه بعدی r^n و v^n در معادلات فوق به ترتیب موقعیت و سرعت را نشان می‌دهند. مؤلفه‌های بردار موقعیت شامل عرض جغرافیایی، طول جغرافیایی و ارتفاع از سطح دریا می‌شود و بردار سرعت را مؤلفه‌های سرعت در امتدادهای شمال، شرق و پایین تشکیل می‌دهد. ماتریس دوران C_b^n دوران میان دستگاه بدنی و دستگاه NED را بیان می‌کند. حسگرهای ناوبری وظیفه اندازه‌گیری بردارهای شتاب و سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی را بر عهده دارند که به ترتیب با f^b و ω_{ib}^b نشان داده شده است. بردار شتاب جاذبه (g^n) و بردار سرعت زاویه‌ای زمین (ω_{ie}^n) هر دو به موقعیت جسم متحرک بستگی دارند. همچنین، نرخ چرخش دستگاه NED نسبت به زمین را بیان می‌کند و تابعی از موقعیت و سرعت متحرک است. در

(یادداشت فنی)

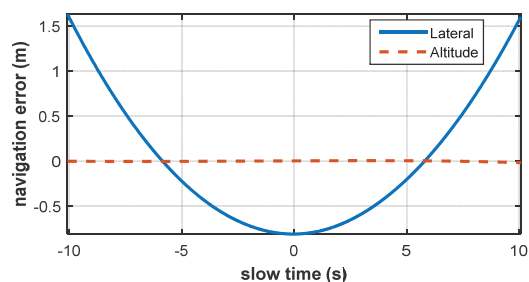
وحید چراغی محمودآبادی، هادی مکارم و مجید حاتم

است. این سناریو در واقع مشابه روش پیشنهادی در مرجع [۶] خواهد بود که در آن خروجی ناوبری تلفیقی INS/GPS به عنوان شرط اولیه برای ناوبری اینرسی قرار می‌گیرد. سناریوی سوم را مشابه سناریوی دوم اجرا می‌کنیم، با این تفاوت که از آغاز ناوبری اینرسی مدت ۱۰۰ ثانیه گذشته است و خطاهای ناوبری رشد کرده است. در سناریوی چهارم، ناوبری تلفیقی INS/GPS را (به همراه گسستگی‌های موجود در آن) مستقیماً در الگوریتم پردازش سار استفاده می‌کنیم.

نمودار خطای ناوبری در سناریوهای دوم، سوم و چهارم، در شکل‌های ۸-۶ نشان داده شده است. در این شکل‌ها، نمودار خطای ارتفاع و خطای افقی بر حسب زمان نشان داده شده است. در شکل‌های ۶ و ۷، دامنه خطای تخمین ارتفاع کمتر از دامنه خطای افقی است. این رفتار به دلیل وابستگی کمتر خطای تخمین ارتفاع به خطای شرایط اولیه است. از طرفی، مشاهده می‌شود که (در طول مدت تصویربرداری) خطای موقعیت در سناریوی دوم به مراتب کمتر از سناریوی سوم است. این رفتار به دلیل شروع زمان ناوبری اینرسی در سناریوی سوم می‌باشد که منجر به رشد بیشتر خطای ناوبری شده است. این رشد خطای ناوبری اینرسی در سناریوی سوم، کیفیت تصویر حاصل از آن را به شدت تحت تأثیر قرار می‌دهد. از سوی دیگر، اگرچه خطای مطلق در سناریوی چهارم به نسبت کوچک است، اما گسستگی‌های موجود در آن بسیار مخرب خواهد بود. توجه کنید که در هر سه نمودار، خطاهای مرتبه صفر و مرتبه یک حذف شده است تا فقط تأثیر خطای ناوبری بر کیفیت تصویر مورد بررسی قرار گیرد.



شکل (۶): خطای ناوبری جانبی و ارتفاع در سناریوی دوم.



شکل (۷): خطای ناوبری جانبی و ارتفاع در سناریوی سوم.

Δt را بیان می‌کند و با تقریب مرتبه اول به صورت معادله (۵) تخمین زده می‌شود [۱۶].

$$\Phi_{t+\Delta t} = I_{n \times n} + \frac{\partial F(X, f^b, \omega_{ib}^b)}{\partial X} \Delta t \quad (51)$$

همزمان با ورود داده GPS ناوبری وارد مرحله اصلاح می‌شود. فرض کنیم GPS بردار Y را با کوواریانس نویز R اندازه می‌گیرد. با توجه به اینکه GPS بردار موقعیت را اندازه‌گیری می‌کند، داده GPS با بردار حالت X ارتباط خطی به صورت $Y = HX$ دارد و ضریب تناسب H ماتریس مشاهده نامیده می‌شود. در این صورت بهره کالمن به صورت معادله (۶) تعیین می‌شود [۱۶].

$$K = PH^T(HPH^T + R)^{-1} \quad (6)$$

با توجه به اینکه تمامی محاسبات مربوط به یک لحظه مشخص می‌باشد، به منظور سادگی تابعیت از زمان در معادله فوق حذف شده است. بعد از محاسبه بهره K ، بردار حالت X و ماتریس کوواریانس P به صورت رابطه (۷) اصلاح می‌شود [۱۶].

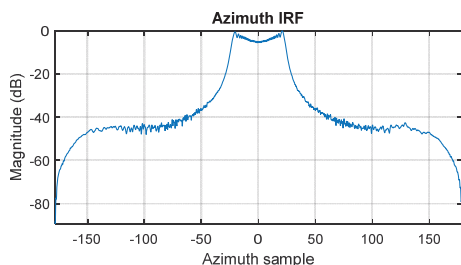
$$\begin{aligned} X_{new} &= X + K(Y - HX) \\ P_{new} &= P - KHP \end{aligned} \quad (7)$$

۵- شبیه‌سازی

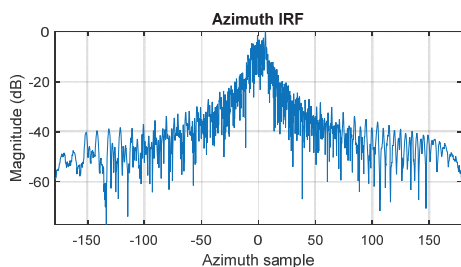
در این بخش، ابتدا اهمیت طراحی ویژه الگوریتم ناوبری در کاربرد سار را به صورت عددی بررسی می‌کنیم. بدین منظور با فرض یک مسیر ایده‌آل برای آنتن، سیگنال سار نظیر یک هدف نقطه‌ای تولید شده است. به موازات آن و با فرض مجموعه‌ای از پارامترهای خطا برای سنسورهای ناوبری، داده خام شتاب‌سنج‌ها، ژایروها و GPS تولید شده است. سپس، با اعمال یک الگوریتم ناوبری مشخص بردار موقعیت پرنده تخمین زده شده است. خطای ناوبری از اختلاف موقعیت تخمین زده شده با موقعیت واقعی به دست می‌آید. همچنین، با اعمال داده‌های ناوبری به الگوریتم جبران‌سازی موقعیت پردازش سار، پاسخ ضربه^۴ سیگنال سار به دست می‌آید. انتظار می‌رود که خطای ناوبری تأثیر قابل توجهی بر پاسخ ضربه در امتداد سمت داشته باشد.

به منظور بررسی اهمیت الگوریتم ناوبری چهار سناریو شبیه‌سازی شده است. در سناریوی اول، ناوبری به صورت ایده‌آل در نظر گرفته شده است به طوری که هیچ خطای حاصل از ناوبری وجود نداشته باشد. نتایج این شبیه‌سازی معیار ارزیابی سناریوهای بعدی خواهد بود. در سناریوی دوم، عملکرد ناوبری اینرسی (بدون تلفیق) با این قید که ناوبری اینرسی در ابتدای کار بوده و هنوز خطای آن رشد زیادی نکرده، بررسی شده

4. Impulse Response Function (IRF)

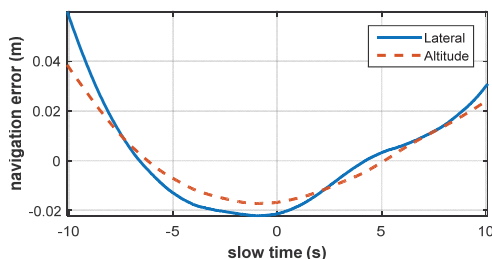


شکل (۱۱): پاسخ ضربه سمت در سناریوی سوم.

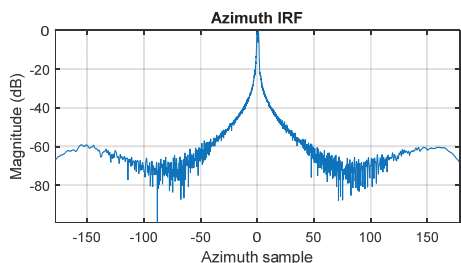


شکل (۱۲): پاسخ ضربه سمت در سناریوی چهارم.

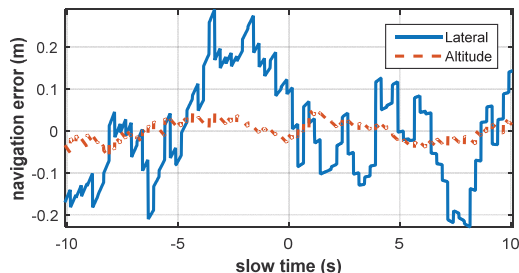
شکل ۱۳ نتیجه اعمال روش پیشنهادی را بر داده‌های شبه‌سازی نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که بیشینه خطای تعیین موقعیت جانبی از ۳۰ سانتی‌متر در سناریوی دوم به ۶ سانتی‌متر کاهش یافته است. تأثیر این بهبود دقت ناوبری بر کاهش پهن‌شدگی پاسخ ضربه سمت در شکل ۱۴ به وضوح دیده می‌شود. در این شکل، پهنای لوب اصلی در مقایسه با شکل‌های سناریوهای دوم و سوم (شکل‌های ۱۱-۱۰) به مراتب کمتر است. این در حالی است که پیوستگی داده‌های ناوبری در روش پیشنهادی مانع از اعوجاج زیاد لوب‌های فرعی، در مقایسه با شکل سناریوی چهارم (شکل ۱۲) شده است.



شکل (۱۳): خطای ناوبری جانبی و ارتفاع در روش پیشنهادی.

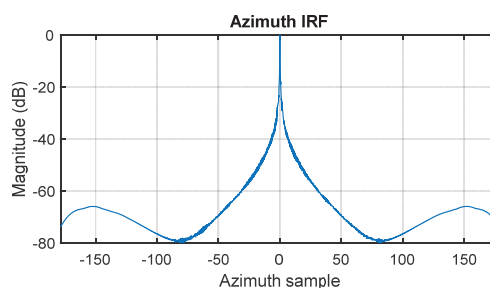


شکل (۱۴): پاسخ ضربه سمت در روش پیشنهادی.

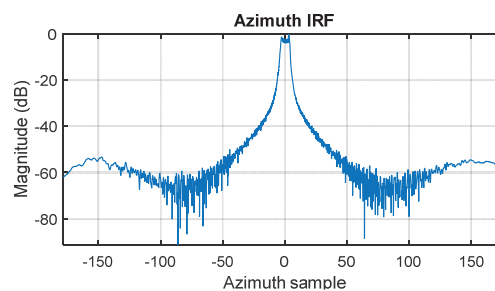


شکل (۸): خطای ناوبری جانبی و ارتفاع در سناریوی چهارم.

به منظور ارزیابی پارامترهای کیفیت تصویر سار می‌توان پاسخ ضربه سیگنال بازگشتی در راستای سمت را مورد بررسی قرار داد. به عنوان نمونه، پهنای ۳ dB لوب اصلی^۵ در پاسخ ضربه، حد تفکیک تصویر سار در راستای سمت را نشان می‌دهد که وابستگی زیادی به دقت سیستم ناوبری دارد. در این راستا، شکل‌های ۹-۱۲ پاسخ ضربه سیگنال دریافتی سار را در امتداد سمت نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که خطای ناوبری در سناریوی سوم، پهنای پاسخ ضربه را بسیار افزایش داده است. در سناریوی دوم، این افزایش پهنای به مراتب کمتر است. از سوی دیگر، در سناریوی چهارم اگرچه پهنای پاسخ ضربه کوچک است، اما دامنه لوب‌های فرعی^۶ بسیار بزرگ است که به ایجاد الگوهای تکراری و نادرست در تصویر منجر می‌شود.



شکل (۹): پاسخ ضربه سمت در سناریوی اول.



شکل (۱۰): پاسخ ضربه سمت در سناریوی دوم.

5. Main Lobe
6. Side Lobes

(یادداشت فنی)

وحید چراغی محمودآبادی، هادی مکارم و مجید حاتم

۶- نتیجه گیری

مقاله حاضر به بررسی چالش‌های موجود در رویکردهای مختلف ناوبری در کاربرد سار پرداخته است. در این راستا، اثر رویکردهای مختلف ناوبری بر پاسخ ضربه سمت مورد بررسی قرار گرفت. نشان داده شد که عدم دقت در شرایط اولیه ناوبری و همچنین گسستگی موجود در تلفیق متداول INS/GPS اثر مخربی بر پاسخ ضربه سمت سار دارد. بر این اساس می‌توان نتیجه گرفت که با توجه به ماهیت ذاتی سیستم‌های ناوبری اینرسی مبنی بر افزایش خطا با گذشت زمان، استفاده از سیستم‌های ناوبری تلفیقی در کاربرد سار اهمیت پیدا می‌کند. از طرفی، ایجاد گسستگی در خروجی سیستم‌های ناوبری تلفیقی استفاده از الگوریتم‌های ویژه در کاربرد سار را ضروری می‌سازد. در سال‌های اخیر، این موضوع به چالشی در مجامع پژوهشی کشور تبدیل شده است. مقاله حاضر پس از معرفی ابعاد مختلف این چالش، راهکاری ارائه کرده است که بتواند همزمان خطاهای بلندمدت و کوتاه‌مدت را اندازه‌گیری نماید. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها موید کارآمدی این راهکار است.

۷- مراجع

- [6] Fang, J. and Gong, X., "Predictive Iterated Kalman Filter for INS/GPS Integration and Its Application to SAR Motion Compensation", *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, Vol. 59, pp. 909-915, 2009.
- [7] Song, J.W., Kang, C.W., Park, Y.B., Park, Y.G.J., and Park, C.G., "EGI/IMU Integration, Using Multiple IMUs and Error Damping Loop for SAR Motion Compensation", *The ICCAS 2015-15th International Conference on Control, Automation and Systems*, Busan, South Korea, 2015.
- [8] Buckreuss, S., "Motion Errors in an Airborne Synthetic Aperture Radar System", *European Transactions on Telecommunications*, Vol. 2, pp. 655-664, 1991.
- [9] Kim, T.J., "Motion Measurement for High-accuracy Real-time Airborne SAR", *Radar Sensor Technology VIII and Passive Millimeter-Wave Imaging Technology VII*, Vol. 5410, pp. 36-50, 2004.
- [10] Kazerooni, M. and Khodaei, M., "Combination of RDA with PGA Method to Appropriate Image Formation on SAR with Ballistic Motion", *Journal of Radar*, Vol. 4, pp. 14-30, 2016.
- [11] Titterton, D.H. and Weston, J.L., *Strapdown Inertial Navigation Technology*, The Institution of Electrical Engineers, Herts, United Kingdom 2004.
- [12] Abbasi, P. and Haeri, M., "Accuracy Improvement of GPS/INS Navigation System, Using Extended Kalman Filter", *The 6th International Conference on Control, Instrumentation and Automation (ICCA)*, Sanandaj, Kurdistan, Iran, 2019.
- [13] Menna, B.V., Villar, S.A., Rozenfeld, A., and Acosta, G.G., "GPS Aided Strapdown Inertial Navigation System for Autonomous Robotics applications", *The XVII Workshop on Information Processing and Control (RPIC)*, Mar de Plata, Argentina, 2017.
- [14] Wang, M., Wu, W., Zhou, P., and He, X., "State Transformation Extended Kalman Filter for GPS/SINS Tightly Coupled Integration", *GPS Solutions*, Vol. 22, pp. 112-127, 2018.
- [15] Makarem, H., Mahmudabadi, V.Ch., Parvaresh, A., and Shamsedini, M., "Extraction and Validation of Equations Related to the Effect of Low Frequency and High Frequency Errors on the Accuracy of the Navigation System in Artificial Aperture Radar", *The 17th International Conference of Iranian Aerospace Society*, Islamic Azad University, Science and Research Branch, Tehran, Iran, 2018.
- [16] Shin, E.-H. and El-Sheimy, N., "Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications", The US institute of navigation, National Technical Meeting, San Diego, CA, USA, 2002.
- [1] Cumming, I.G. and Wong, F.H., *Digital Processing of Synthetic Aperture Radar Data: Algorithms and Implementation*, Artech House, Norwood, MA, USA, 2004.
- [2] Saeedi, J. and Alavi, S.M., "Improved Navigation-based Motion Compensation for LFM CW Synthetic Aperture Radar Imaging", *Signal, Image and Video Processing*, Vol. 10, pp. 405-412, 2016.
- [3] Doerry, A.W., "Motion Measurement for Synthetic Aperture Radar", *Sandia National Laboratories*, Sandia Report SAND2015-20818, New Mexico, USA, 2015.
- [4] Song, J.W. and Park, C.G., "INS/GPS Integrated Smoothing Algorithm for Synthetic Aperture Radar Motion Compensation, Using an Extended Kalman Filter with a Position Damping Loop", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 18, pp. 118-128, 2017.
- [5] Kim, T. J., Fellerhoff, J.R., and Kohler, S.M., "An Integrated Navigation System, Using GPS Carrier Phase for Real-time Airborne/Synthetic Aperture Radar (SAR)", *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*, Vol. 48, pp. 13-24, 2001.