

# طراحی و پیاده‌سازی سامانه شبیه‌ساز، پیش‌کاوی و پردازش مشاهدات سماوی با هدف تعیین اتوماتیک وضعیت، آزمون و موقعیت محلی سکوه‌های متحرک

فرهاد صمدزادگان<sup>۱</sup>، معصومه حمیدی<sup>۲</sup>

۱ و ۲ گروه مهندسی نقشه‌برداری، پردیس دانشکده‌های فنی، دانشگاه تهران

دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۰۲/۱۰

پذیرش مقاله: ۱۳۹۳/۰۶/۱۶

## چکیده

ردیاب‌های ستاره، به‌عنوان نمونه‌ای از سنجنده‌های مبتنی بر مشاهدات سماوی، با هدف تعیین وضعیت دقیق و مطلق سکوه‌های حامل آنها طراحی شده‌اند. تحقیق حاضر، الگوریتم‌های استاندارد مورد استفاده در ردیاب ستاره را به گونه‌ای بهبود خواهد داد که با بهره‌گیری از مشاهدات میل‌سنج و زمان‌سنج دقیق، علاوه بر اطلاعات وضعیتی سکوه، موقعیت محلی و نیز آزمون آن را در لحظه اخذ تصویر برآورد نماید. به‌منظور بررسی و ارزیابی روش پیشنهادی، یک سامانه شبیه‌ساز و پردازش مشاهدات سماوی طراحی و پیاده‌سازی گردید. سامانه توسعه یافته، همچنین قادر است تا از طریق شبیه‌سازی شرایط واقعی، یک دید اولیه مناسب از نتایج قابل حصول پیش از تست‌های میدانی ارائه کند و از این طریق، امکان برنامه‌ریزی و پیش‌کاوی مأموریت را فراهم آورد. با بهره‌گیری از سامانه توسعه یافته، آنالیزهای مختلفی بر روی صحت الگوریتم‌ها و نیز وابستگی دقت تعیین موقعیت به پارامترهای مختلف صورت پذیرفته و نتایج حاصل به‌صورت گرافیکی و عددی ارائه گردید. نتایج به‌دست آمده از تحقیق، قابلیت استفاده از آن را برای اهداف ناوبری به‌عنوان جایگزین کارایی برای GPS در زمان عدم دسترسی به آن و همچنین تقویت دوره‌ای سیستم‌های ناوبری اینرسی تأیید می‌نماید.

## کلید واژه

ردیاب ستاره، ناوبری سماوی، فضای اینرسی، تعیین موقعیت، تعیین وضعیت.

## مقدمه

اینرسی با استفاده از یک سیستم مرجع خارجی مانند GPS مورد نیاز است [۴-۲]. از سوی دیگر، سیستم‌های اینرسی دقیق موجود، سیستم‌هایی گران‌قیمت، بزرگ و سنگین هستند که نگهداری آنها نیازمند شرایط ویژه‌ای است. بنابراین، استفاده از یک سیستم ناوبری مستقل و یا یک سیستم کمک ناوبری که دارای محدودیت‌ها و مشکلات فوق نباشد، به‌عنوان پشتیبان این سیستم‌ها ضروری می‌نماید. سیستم‌های مبتنی بر مشاهدات سماوی نمونه‌ای از سیستم‌های ناوبری می‌باشند. بهره‌گیری از آسمان، به‌عنوان اصلی‌ترین و دقیق‌ترین سیستم اینرسی موجود برای ناوبری، به مدت‌ها پیش باز می‌گردد. در این سیستم، هر ستاره را می‌توان به‌عنوان یک معیار<sup>۱</sup> در نظر گرفت که موقعیت‌ها و حرکات آن دستگاه مختصاتی مرجع را تعریف می‌نماید [۲]. روش‌های اولیه ناوبری سماوی، مبتنی بر مشاهدات و تجهیزات ویژه‌ای بودند که

امروزه، سیستم‌های تعیین موقعیت جهانی (GPS) به‌طور گسترده برای اهداف ناوبری مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱-۲]، اما این سیستم‌ها آسیب‌پذیر می‌باشند و نکات ضعف متعددی دارند. اجزاء فضایی آنها در معرض حمله دشمن می‌باشد و سیستم ممکن است دچار پارازیت شود. همچنین، عدم پوشش جامع و امکان قطع سیگنال، استفاده از آنها را با مشکلات و محدودیت‌های متعددی مواجه ساخته است [۲۱]. سیستم ناوبری اینرسی (INS)، نکات ضعف سیستم GPS را تا حدی کاهش می‌دهد، ولی خطاهای آن در طول زمان به‌صورت تجمعی افزایش یافته و از این‌رو، در دوره‌های زمانی طولانی دقیق نیست. خطاهای این سیستم ممکن است با نرخ در حد ۱ ثانیه کماتی در ساعت تا ۱ دقیقه کماتی در ساعت تجمع یابد [۲]. از این‌رو، تنظیم دوره‌ای سیستم ناوبری

۱. استاد، samadz@ut.ac.ir

۲. دانشجوی کارشناسی ارشد، m.hamidi@ut.ac.ir (نویسنده مخاطب)

استفاده از آنها را با مشکلات و محدودیت‌های زیادی روبرو می‌ساخت. با توسعه سیستم‌های تصویربرداری رقومی، که امکان اتوماسیون ناوبری سماوی را فراهم می‌نمود، استفاده از روش‌های ناوبری سماوی اهمیت خود را به دست آورد [۵]. سیستم‌های اتوماتیک ناوبری سماوی، در مقایسه با روش‌های کلاسیک از دقت بیشتری برخوردار است و امکان تعیین وضعیت سکو و تلفیق داده‌های چندین سنجنده با یکدیگر را فراهم می‌نماید. این سیستم‌ها، سیستم‌هایی مطلق، غیرفعال و دارای پوشش جهانی هستند. تعداد زیادی از ستاره‌ها (اهداف<sup>۲</sup> ناوبری در این سیستم‌ها) در هر زمان در دسترس است و (در مقایسه با ماهواره‌های GPS) نیازی به نگهداری و مراقبت از آنها وجود ندارد. البته این سیستم‌ها دارای محدودیت‌هایی نیز می‌باشند، از جمله این که، سیستم‌های ناوبری سماوی مبنای نیازمند داشتن دید آسمانی باز می‌باشند، به گونه‌ای که پوشش ابر و هرگونه مانع دیگر می‌تواند در استفاده از آنها وقفه ایجاد نماید. همچنین، سیستم‌های معمول ناوبری سماوی فقط در طول شب و یا ارتفاعات بسیار بالا قابل استفاده می‌باشند. البته، با به کارگیری سنجنده‌های تصویربرداری خاص و اعمال فیلترهای ویژه برای حذف نور آبی‌رنگ آسمان، می‌توان تا حدودی بر محدودیت استفاده از این سیستم‌ها در طول شب غلبه نمود [۲ و ۵].

ردیاب‌های ستاره، به عنوان نمونه‌ای از سیستم‌های اتوماتیک ناوبری سماوی، با هدف تعیین وضعیت طراحی شده‌اند. این سیستم‌ها قادرند تا با تصویربرداری از ستارگان و سپس مقایسه تصویر مشاهده شده با یک کاتالوگ ستاره مرجع، وضعیت سکوی حامل خود را در فضای اینرسی تعیین نمایند [۱۱-۶]. فراهم نمودن اطلاعات وضعیتی سکو در دستگاه اینرسی، این سنجنده‌ها را قادر می‌سازد تا در صورت در دست داشتن اطلاعات مربوط به توجیه محور نوری آنها نسبت به افق محلی در لحظه اخذ تصویر، آزمون و موقعیت محلی سکو را نیز تعیین نمایند. این فرآیند، مستلزم بهبود روند معمول محاسبات ردیاب ستاره به منظور درگیر نمودن اطلاعات مربوط به توجیه سنجنده نسبت به افق محلی و همچنین زمان، و در نهایت رسیدن به آزمون و موقعیت محلی در لحظه مشاهده می‌باشد.

از جمله تحقیقات صورت گرفته در زمینه تعیین موقعیت با استفاده از مشاهدات ردیاب ستاره، می‌توان به مطالعه سامان و سایر همکاران در سال ۲۰۰۸ [۱۲] اشاره نمود. آنها سیستمی با نام ردیاب ستاره قطب‌نما<sup>۳</sup> را با هدف تعیین موقعیت و آزمون امتداد شرق با استفاده از ردیاب ستاره توسعه دادند. این سیستم، نیازمند توجیه

محور نوری ردیاب ستاره نسبت به امتداد زینت در نقطه مشاهده است. نتایج حاصل از ارزیابی آن در آزمون‌های میدانی، دقت ۰/۰۰۸۸ و ۰/۰۲ درجه را به ترتیب در طول و عرض جغرافیایی محاسبه شده، نشان داده است. شریفی و همکاران در سال ۲۰۰۹ [۱۳] استفاده از ردیاب ستاره را برای تعیین موقعیت مطلق نقاط سطح سیارات پیشنهاد نمودند. فرمول‌بندی ارائه شده در این تحقیق، توجیه محور نوری ردیاب ستاره را نسبت به افق محلی ایجاب می‌نماید. روش پیشنهادی، بر روی تصویر اخذ شده از یک نقطه با مختصات معلوم در سطح زمین آزمایش شده و نتایج حاصل، دستیابی به طول و عرض با اختلاف ۰/۰۰۸۸ و ۰/۰۰۲ درجه نسبت به مقادیر واقعی را نشان داده است. پریش و سایر همکاران [۱۴] استفاده از ردیاب ستاره را برای تعیین موقعیت اتوماتیک پیشنهاد داده و سیستم خود را سیستم تعیین موقعیت ستاره‌ای<sup>۴</sup> نامیدند. اجزای این سیستم شامل یک دوربین نجومی، یک ساعت و یک مجموعه از دو میل‌سنج می‌باشد. آزمون‌های میدانی انجام شده در این تحقیق، با حداقل کالیبراسیون سیستم و پردازش تصویر، دقت تعیین موقعیت را در حد دو کیلومتر محاسبه نموده است. در پژوهش بعدی این تیم، روش‌های بیشتری برای کاهش خطاها مورد استفاده قرار گرفته و این مقدار به ۵۰ متر کاهش یافته است [۱۵].

با وجودی که پژوهش‌های صورت گرفته در زمینه تعیین موقعیت با استفاده از داده‌های ردیاب ستاره، نیازمند توجیه امتداد محور نوری سنجنده در امتداد بردار ثقل محلی بوده‌اند، تحقیق حاضر، روش پیشنهادی تحقیقات بیان شده را از طریق درگیر نمودن مشاهدات میل‌سنجی به گونه‌ای اصلاح خواهد نمود که نیاز به توجیه امتداد محور نوری ردیاب ستاره در امتداد بردار ثقل محل مرتفع گردد. بنابراین، برخلاف پژوهش‌های مشابه پیشین [۱۴-۱۲] نیازی به جهت‌گیری امتداد محور نوری سنجنده در امتداد بردار ثقل محلی وجود نخواهد داشت. این ویژگی، بهره‌گیری از روش پیشنهادی را برای اهداف ناوبری سکوی متحرکی چون کشتی‌ها، هواپیماها و موشک‌ها، که در آن امکان انحراف امتداد محور دورانی ردیاب ستاره از امتداد ثقل در هر لحظه وجود دارد، تسهیل می‌نماید. روش پیشنهادی، همچنین خطای ناشی از انکسار اتمسفر در مشاهدات سماوی را در نظر گرفته و با بهره‌گیری از روابط مناسب آن را تصحیح خواهد نمود. به منظور بررسی و ارزیابی روش پیشنهادی، یک سامانه شبیه‌ساز و پردازش مشاهدات سماوی طراحی و پیاده‌سازی گردید. این سامانه، علاوه بر قابلیت پردازش مشاهدات، قادر است تا از طریق شبیه‌سازی عملکرد ردیاب ستاره و تمامی مشاهدات مورد نیاز، تصاویر مشابه با آسمان واقعی را در

### توسعه روابط ریاضی

به منظور توسعه روابط مربوط به تعیین وضعیت، موقعیت محلی و آزیموت، از شش دستگاه مختصات تعریف شده در دستگاه ردیاب ستاره دستگاه سنجنده (S)، دستگاه بدنه سکو (B)، دستگاه بدنه تراز (LB)، دستگاه ناوبری محلی (LN)، دستگاه زمین مرکز زمین ثابت (ECEF) و دستگاه زمین مرکز اینرسی (ECI) استفاده خواهد شد. دستگاه‌های مختصات مورد استفاده و همچنین ارتباط میان آنها، در شکل‌های (۲) و (۳) نشان داده شده است.

با توجه به شکل (۳) می‌توان دریافت که موقعیت محلی و آزیموت سکو با یافتن ماتریس انتقال از دستگاه زمین مرکز زمین ثابت به دستگاه بدنه تراز ( $A_{ECEF}^{LB}$ ) به دست می‌آید. با استفاده از خاصیت ضرب متوالی ماتریس‌ها می‌توان روابطی را مطابق شکل (۱) به دست آورد. در رابطه (۱)، بیان استاندارد برای انتقال از دستگاه X به دستگاه Y، به صورت  $A_X^Y$  به کار برده شده است.

$$A_{ECEF}^{LB} = A_{LN}^{LB} A_{ECEF}^{LN} = A_B^{LB} A_{ECI}^B A_{ECEF}^{ECI} \quad (1)$$

پس از تعیین وضعیت سکو با استفاده از الگوریتم‌های مطرح در ردیاب‌های ستاره، با داشتن زمان، عبارت سمت راست معادله (۱) معین خواهد شد، چرا که با معلوم بودن زمان دقیق، طی روابطی ماتریس انتقال از دستگاه زمین مرکز زمین ثابت به دستگاه زمین مرکز اینرسی ( $A_{ECEF}^{ECI}$ ) قابل تعیین خواهد بود. معادله **Error!** ستاره، المان‌های وضعیتی ردیاب ستاره و از این طریق المان‌های وضعیتی سکو را نسبت به دستگاه اینرسی ( $A_{ECI}^B$ ) نشان می‌دهد [۱۶، ۱۸ و ۲۰]. با توجه به تأثیر خطای انکسار در مشاهدات سماوی، ماتریس  $A_{ECI}^B$  حاصل از مشاهدات ردیاب ستاره، تحت تأثیر خطای انکسار قرار گرفته و باید در روند محاسبات این خطا در نظر گرفته شود.

با توجه به وابستگی این خطا به زاویه ارتفاعی محور نوری ردیاب ستاره و سهولت اعمال این خطا در ماتریس انتقال از دستگاه بدنه سکو به بدنه تراز ( $A_B^{LB}$ )، که با استفاده از اندازه‌گیری‌های میل سنج به دست می‌آید، روندی به منظور تصحیح این ماتریس نسبت به خطای انکسار شرح داده خواهد شد. در ادامه، روند محاسبه ماتریس انتقال از دستگاه زمین مرکز زمین ثابت به دستگاه زمین مرکز اینرسی ( $A_{ECEF}^{ECI}$ ) ماتریس انتقال از دستگاه بدنه سکو به بدنه تراز ( $A_B^{LB}$ ) و تصحیح این ماتریس نسبت به خطای انکسار، ماتریس انتقال از دستگاه زمین مرکز زمین ثابت به دستگاه بدنه تراز ( $A_{ECEF}^{LB}$ )، و در نهایت محاسبه آزیموت و موقعیت محلی با استفاده از ماتریس  $A_{ECEF}^{LB}$  شرح داده خواهد شد.

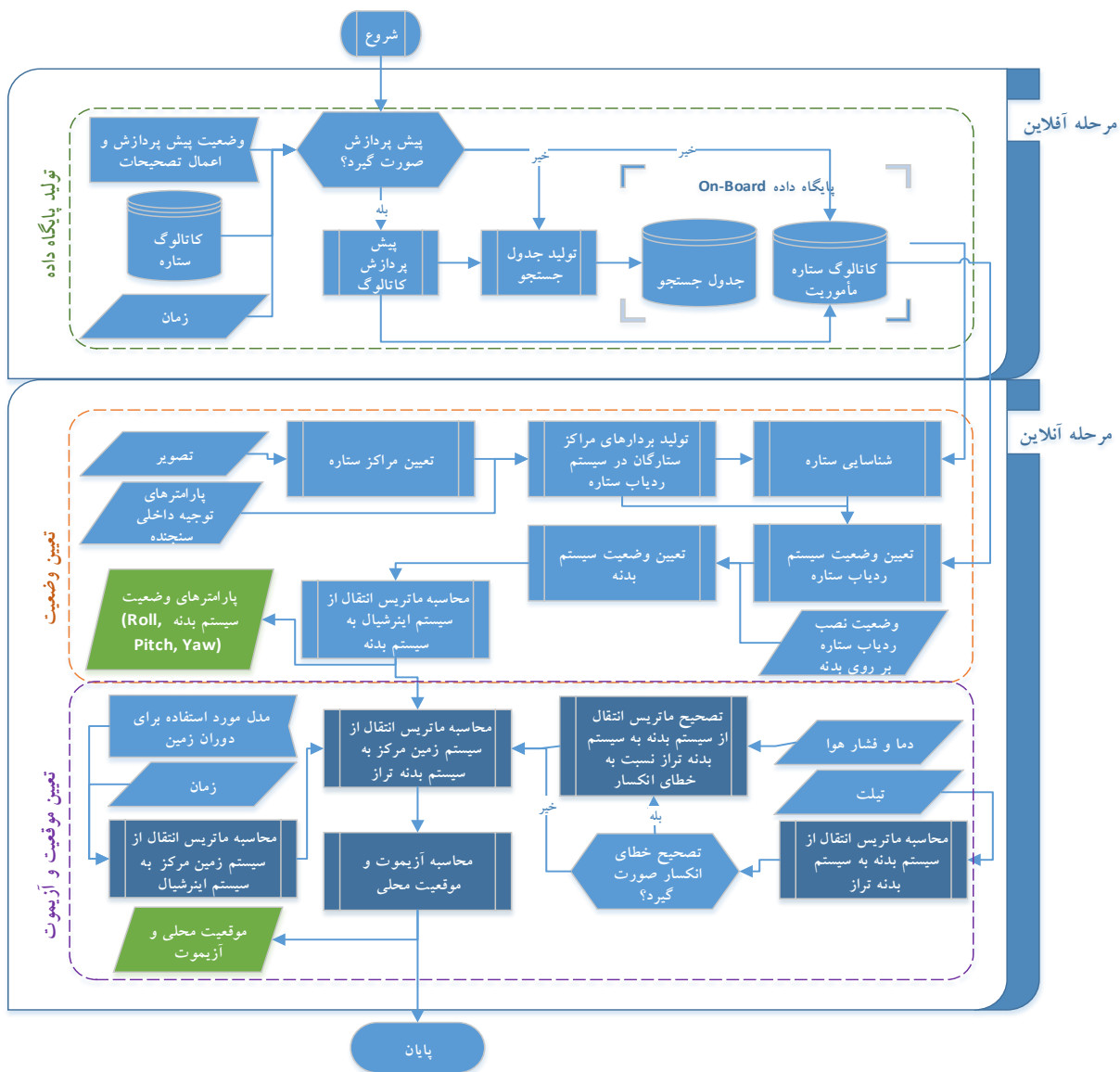
جهت‌گیری‌های مختلف قرارگیری سکو در فضای اینرسی و در موقعیت‌های مختلف بر روی کره زمین در زمان مورد نظر شبیه‌سازی نماید. بنابراین، از طریق شبیه‌سازی شرایط واقعی، یک دید اولیه مناسب از نتایج قابل حصول پیش از آزمون‌های میدانی ارائه و از این طریق، امکان برنامه‌ریزی و پیش‌کاوی مأموریت را فراهم خواهد نمود. با بهره‌گیری از سامانه توسعه یافته، آنالیزهای مختلفی بر روی صحت الگوریتم‌های پیاده‌سازی شده و نیز وابستگی دقت تعیین موقعیت به پارامترهای مختلفی چون دقت مشاهدات میل سنج و سیستم زمان‌سنجی قابل انجام خواهد بود.

نتایج حاصل از ارزیابی روش پیشنهادی با استفاده از سامانه پیاده‌سازی شده، قابلیت استفاده از آن را برای اهداف ناوبری به‌عنوان جایگزین کارایی برای GPS در زمان عدم دسترسی به آن و همچنین تقویت دوره‌ای سیستم‌های ناوبری اینرسی تأیید می‌نماید. در ادامه، پس از بیان روش پیشنهادی، نتایج حاصل از ارزیابی آن طی شبیه‌سازی‌های صورت گرفته، ارائه خواهد شد.

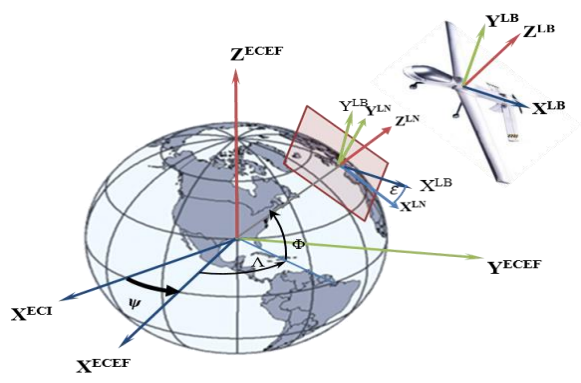
### روش پیشنهادی برای تعیین همزمان و اتوماتیک وضعیت، آزیموت و موقعیت محلی

روش پیشنهادی در این تحقیق، اطلاعات وضعیتی تولید شده توسط ردیاب ستاره را برای تولید اطلاعات موقعیتی آن مورد استفاده قرار می‌دهد. شکل (۱) دیاگرام روند پردازشی روش پیشنهادی را نمایش داده است. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود، این روش در قالب دو مرحله اصلی آفلاین و آنلاین صورت می‌گیرد. در مرحله آفلاین، پس از پیش‌پردازش کاتالوگ، پایگاه داده‌ای شامل کاتالوگ ستاره مأموریت و جدول جستجو تولید می‌شود که بر روی سکو ذخیره شده و طی مرحله آنلاین برای شناسایی ستارگان و نیز محاسبه وضعیت سکو مورد استفاده قرار خواهد گرفت. مرحله آنلاین با دریافت اولین تصویر آغاز به کار نموده و با دریافت تصاویر بعدی ادامه می‌یابد.

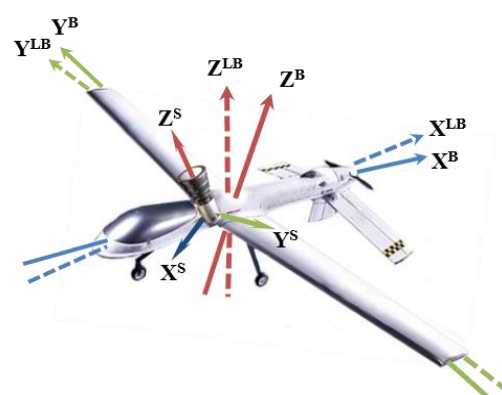
در این مرحله، پس از پردازش تصویر رقومی دریافت شده توسط ردیاب ستاره، شناسایی ستاره‌های مشاهده شده در آن صورت می‌گیرد. سپس، یک الگوریتم تعیین وضعیت با استفاده از مشاهدات برداری مانند الگوریتم کوئیست (QUEST)، وضعیت سکو را برآورد می‌نماید [۱۸-۱۶]. با داشتن وضعیت سکو در فضای اینرسی، اندازه‌گیری‌های میل سنج و همچنین زمان، موقعیت محلی (طول و عرض نجومی) ( $\Lambda, \Phi$ ) سکو به دست می‌آید. همچنین، در طی این فرآیند، آزیموت سکو نیز محاسبه خواهد شد.



شکل ۱. دیاگرام مراحل تعیین اتوماتیک وضعیت، موقعیت و آرمیوت با استفاده از مشاهدات سماوی مبنا



شکل ۳. ارتباط دستگاه‌های مختصات بدنه تراز (LB)، ناوبری محلی (LN)، زمین مرکز زمین ثابت (ECEF)، و زمین مرکز اینرسی (ECI)



شکل ۲. ارتباط دستگاه‌های مختصات ردیاب ستاره (S)، بدنه سکو (B)، و بدنه تراز (LB)

در رابطه (۴)  $\gamma$  و  $\delta$  زوایای تعیین کننده موقعیت قطب دایره البروج در سیستم اینرسی،  $\beta$  زاویه تقدیمی دایره البروج و  $\alpha$  میل دایره البروج می‌باشند. تمامی این زوایا تابعی از زمان مشاهده بوده و با روابط معادله (۵) محاسبه می‌شود [۲۱].

$$\begin{aligned} \alpha &= (84381.4428 - 46.8388t - 0.0002t^2 + 0.002t^3) / 3600 \\ \beta &= (-0.0431 + 5038.4739t + 1.5584t^2 - 0.0002t^3) / 3600 \\ \gamma &= (84381.4479 - 46.814t + 0.0511t^2 + 0.0005t^3) / 3600 \\ \delta &= (10.5525t + 0.4932t^2 - 0.0003t^3) / 3600 \end{aligned} \quad (5)$$

مبدأ زمانی مشاهداتی  $t$  در رابطه بیان شده، تعداد قرون جولین گذشته از مبدأ زمانی مرجع J2000 است و برابر است با [۲۱]:

$$t = (JD - 2451545.0) / 36525 \quad (6)$$

در رابطه فوق JD تاریخ جولین مبدأ زمانی مشاهداتی می‌باشد. مدل JERS 2000، ماتریس حرکات تقدیمی و رقص محوری را به شکل زیر محاسبه می‌نماید:

$$NP(t) = \begin{pmatrix} 1 - aX^2 & -aXY & X \\ -aXY & 1 - aY^2 & Y \\ -X & -Y & 1 - a(X^2 + Y^2) \end{pmatrix} \quad (7)$$

در رابطه فوق،  $X$  و  $Y$  بیانگر مختصات قطب متوسط در سیستم مرجع سماوی، و  $a = 1/2 + 1/8(X^2 + Y^2)$  می‌باشد. برای کسب جزئیات بیشتر می‌توان به مرجع [۲۲] مراجعه نمود. به منظور افزایش دقت محاسبات باید علاوه بر اثرات بیان شده، اثر حرکت رقص محوری آزاد محور دوران زمین را نیز در نظر گرفت. معادله معرف این حرکت عبارتست از [۲۱]:

$$W(t) = R_3(-s')R_2(x_p)R_1(y_p) \quad (8)$$

در رابطه (۸)  $x_p$  و  $y_p$  موقعیت لحظه‌ای قطب نسبت به متوسط محل قطب لحظه‌ای بین سال‌های ۱۹۰۰ تا ۱۹۰۵ می‌باشد.  $s'$  عبارتست از موقعیت مبدأ زمینی بر روی استوای قطب سماوی لحظه‌ای و با رابطه **Error! Reference source not found.** دست می‌آید [۲۱]:

$$s' = -47t \quad (9)$$

### محاسبه ماتریس انتقال از دستگاه بدنه سکو به دستگاه بدنه تراز

ماتریس انتقال از دستگاه بدنه سکو به بدنه تراز ( $A_B^{LB}$ ) با استفاده از اندازه‌گیری‌های میل سنج به دست می‌آید:

$$A_B^{LB} = R1(-t_x)R2(-t_y) \quad (10)$$

در رابطه (۱۰)  $t_x$  و  $t_y$  به ترتیب زوایای میل اندازه‌گیری شده حول محورهای  $X$  و  $Y$  دستگاه بدنه سکو هستند. این ماتریس، رابطه انتقال مشاهدات از دستگاه بدنه سکو به دستگاه بدنه تراز را

### محاسبه ماتریس انتقال از دستگاه زمین مرکز زمین ثابت به دستگاه اینرسی

انتقال از دستگاه زمین مرکز زمین ثابت به دستگاه زمین مرکز اینرسی، پیچیده‌ترین انتقال در طی مسئله تعیین پارامترهای ناوبری با استفاده از مشاهدات سماوی خواهد بود، چرا که این مسئله تحت تأثیر عوامل فیزیکی متعددی قرار می‌گیرد. برای محاسبه این انتقال، عموماً حرکت دورانی زمین حول محور آن و نیز حرکات تقدیمی<sup>۵</sup> و رقص محوری<sup>۶</sup> در نظر گرفته می‌شود [۲۱].

$$A_{ECEF}^{ECI} = NP(t)R_3(-\psi(T))W(t) \quad (2)$$

در رابطه فوق  $NP$  ماتریس دوران حاصل از حرکات تقدیمی و رقص محوری زمین،  $\psi$  زاویه بین نقطه اعتدال بهاری و گرینویچ ناشی از حرکت دورانی زمین و  $W$  ماتریس رقص محوری آزاد<sup>۷</sup> محور دوران زمین می‌باشد. در ادامه، به اختصار به توضیح هر یک از این حرکات پرداخته خواهد شد.

### حرکت دورانی زمین

با حرکت دورانی زمین، زاویه بین نقطه اعتدال بهاری و گرینویچ ( $\psi$ ) تغییر می‌نماید. این زاویه، همچنین زاویه دوران زمین اشاره می‌گردد و برابر است با [۲۱].

$$\psi(T) = 2\pi(0.779057273264 + 1.00273781191135448T) \quad (3)$$

در رابطه (۳)  $T$  زمان بر حسب تعداد روزهای جولین گذشته از مبدأ زمانی<sup>۸</sup> مرجع J2000 می‌باشد، بنابراین برابر است با  $T = JD(UT1) - 24515450$ .

### حرکات تقدیمی و رقص محوری زمین

یکی از اصول بنیادی در مورد مکانیک سماوی که به خوبی اثبات گردیده، این است که وضعیت زمین نسبت به صفحه دایره البروج<sup>۹</sup> در طول زمان تغییر می‌کند. یکی از حرکات غالبی که این تغییر را تحت تأثیر قرار می‌دهد، حرکت تقدیمی محور دورانی زمین می‌باشد. این حرکت، نتیجه نیروهای جاذبه ثقلی ماه و خورشید بر روی زمین است. ناشی از این نیروها، محور دورانی زمین دو حرکت تقدیمی (با دوره تناوب ۲۶۰۰۰ سال و زاویه رأس مخروط  $47^\circ$ ) و رقص محوری (با دوره تناوب ۱۸/۶ سال و زاویه رأس مخروط  $42''$ ,  $18^\circ$ ) را متأثر می‌گردد. در این مقاله، از روش والدو<sup>۱۰</sup> برای تصحیح حرکات تقدیمی و رقص محوری استفاده شده که عبارتست از [۲۱].

$$NP(t) = R1(-\alpha)R3(-\beta)R1(\gamma)R3(\delta) \quad (4)$$

فراهم می‌نماید. با استفاده از مشاهدات ردیاب ستاره که تحت تأثیر خطای انکسار قرار گرفته است، وضعیتی برای دستگاه بدنه  $(A_{ECI}^B)$  محاسبه گردیده است که تحت تأثیر این خطا بوده است. بنابراین، برای حذف اثر این خطا می‌توان ماتریس  $A_B^{LB}$  را تصحیح نمود. روابط مورد نیاز در ادامه شرح گردیده است.

### تصحیح ماتریس انتقال از دستگاه بدنه به دستگاه بدنه تراز نسبت به خطای انکسار

وجود خطای انکسار موجب خواهد شد که ستارگان در ارتفاع بالاتری نسبت به ارتفاع حقیقی به نظر برسند. بنابراین، باید امتداد مشاهده شده را نسبت به این خطا تصحیح نمود. رابطه مورد استفاده برای تصحیح انکسار در این پژوهش عبارتست از [۲۳]:

$$R = \left( \frac{P}{101.0} \right) \cdot \left( \frac{283}{273+T} \right) \cdot \cot \left( h + \frac{7.31}{h+4.4} \right) \quad (11)$$

در رابطه (۱۱) ارتفاع ظاهری امتداد نشانه‌روی بر حسب درجه،  $P$  فشار اتمسفر بر حسب کیلوپاسکال،  $T$  دما بر حسب درجه سانتی‌گراد و  $R$  زاویه انکسار بر حسب دقیقه کمائی می‌باشد. پس از محاسبه زاویه انکسار  $R$  می‌توان امتداد مشاهده شده به ستاره را تصحیح نمود. در رابطه ماتریس  $A_{ECI}^B$ ، با استفاده از مشاهدات ستارگان بر روی تصویر اخذ شده توسط ردیاب ستاره محاسبه می‌شود، لذا این ماتریس تحت تأثیر خطای انکسار قرار گرفته و بنابراین باید نسبت به این خطا تصحیح گردد. همان‌طور که در رابطه **Error! Reference source not found.** ملاحظه می‌گردد، خطای انکسار وابسته به زاویه ارتفاعی  $h$  امتداد مشاهده شده است. بنابراین، اندازه‌گیری‌های میل‌سنج برای محاسبه خطای انکسار مورد نیاز است. همین امر، تصحیح ماتریس  $A_{ECI}^B$  نسبت به خطای انکسار را ممکن می‌سازد. چرا که باید در هر لحظه وضعیت آن نسبت به افق محلی در نظر گرفته شود، حال آنکه این ماتریس در فضای اینرسی تعریف می‌گردد. بدین منظور، اثر این خطا در محاسبه ماتریس انتقال از دستگاه بدنه به دستگاه بدنه تراز در نظر گرفته می‌شود سپس با روابط مناسب تصحیح می‌گردد. زاویه ارتفاعی، متمم زاویه زینتی  $Z$  می‌باشد:

$$h = 90 - z \quad (12)$$

با توجه به روابط فوق با داشتن زاویه زینتی محور نوری ردیاب ستاره می‌توان نسبت به تصحیح خطای انکسار اقدام نمود. از سوی دیگر زاویه زینتی محور نوری ردیاب ستاره برابر با مجموع زاویه محور  $Z$  دستگاه سنجنده (امتداد محور نوری) نسبت به محور  $Z$  دستگاه بدنه و زاویه محور  $Z$  دستگاه بدنه سکو نسبت به محور  $Z$

دستگاه بدنه تراز (امتداد زینت) خواهد بود. بنابراین، زاویه زینتی محور نوری ردیاب ستاره برابر خواهد بود با:

$$z = z_B^{LB} + z_S^B \quad (13)$$

در رابطه (۱۳)  $z_S^B$  زاویه محور  $Z$  دستگاه سنجنده (امتداد محور نوری) نسبت به محور  $Z$  دستگاه بدنه و  $z_B^{LB}$  زاویه محور  $Z$  دستگاه بدنه سکو نسبت به محور  $Z$  دستگاه بدنه تراز (امتداد زینت) می‌باشد. زاویه محور  $Z$  دستگاه سنجنده (امتداد محور نوری) نسبت به محور  $Z$  دستگاه بدنه با در دسترس بودن ماتریس انتقال از دستگاه سنجنده به دستگاه بدنه سکو قابل محاسبه خواهد بود. این زاویه برابر با زاویه بین محورهای  $Z$  دو دستگاه می‌باشد و با استفاده از قانون ضرب داخلی بردارها به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$z_S^B = \arccos(Z^S \cdot Z^B) \quad (14)$$

در رابطه فوق  $Z^B = [0 \ 0 \ 1]^T$  مختصات محور  $Z$  دستگاه بدنه در این دستگاه، و  $Z^S = A_S^B [0 \ 0 \ 1]^T$  مختصات محور  $Z$  دستگاه سنجنده در دستگاه بدنه می‌باشد. قابل ذکر است که ماتریس انتقال از دستگاه سنجنده به دستگاه بدنه  $(A_S^B)$  با استفاده از سه زاویه دورانی اولر<sup>۱۱</sup>، که در مرحله نصب ردیاب ستاره بر روی سکو قابل اندازه‌گیری است، به دست می‌آید.

زاویه محور  $Z$  دستگاه بدنه سکو نسبت به محور  $Z$  دستگاه بدنه تراز  $(z_B^{LB})$ ، با استفاده از اندازه‌گیری‌های میل‌سنج بدست می‌آید. برای این منظور، پس از محاسبه ماتریس انتقال از دستگاه بدنه سکو به دستگاه بدنه تراز، با استفاده از رابطه **Error! Reference source not found.** از طریق به کارگیری محور و زاویه دوران اولر و با در نظر گرفتن امتداد محور  $Z$  دستگاه بدنه تراز به‌عنوان محور دوران، می‌توان زاویه دوران را محاسبه نمود. این زاویه برابر با زاویه میان امتداد محورهای  $Z$  دو دستگاه خواهد بود:

$$z_B^{LB} = \arccos \left( \frac{\text{tr}(A_B^{LB}) - 1}{2} \right) \quad (15)$$

با داشتن زاویه زینتی محور نوری ردیاب ستاره و با استفاده از رابطه **Error! Reference source not found.** می‌توان زاویه انکسار  $R$  را محاسبه نمود. با افزودن این مقدار به زاویه  $z_B^{LB}$  خطای انکسار تصحیح می‌گردد. بنابراین، رابطه زیر حاصل خواهد شد:

$$z_B^{LB \text{ cor}} = z_B^{LB} + R \quad (16)$$

در نهایت، ماتریس انتقال از دستگاه بدنه به دستگاه بدنه تراز با در نظر گرفتن زاویه  $z_B^{LB \text{ cor}}$  به‌عنوان زاویه دوران و محور  $Z$  سیستم بدنه تراز به‌عنوان محور دوران به دست می‌آید:

$$A_B^{LB \text{ cor}} = \cos z \cdot I_3 + (1 - \cos z) \cdot ee^T - \sin z \cdot [e \times] \quad (17)$$

افق محلی مشخص می‌نماید. با توجه به این مسئله پس از اعمال زوایای میل اندازه‌گیری شده به دستگاه بدنه سکو و رسیدن به دستگاه بدنه تراز و با فرض جهت‌های در نظر گرفته شده برای این دستگاه‌ها، می‌توان این‌گونه نتیجه گرفت که دستگاه بدنه تراز در موقعیتی بر روی کره زمین واقع شده است که اولاً صفحه XY آن مماس بر صفحه افق در نقطه مورد نظر بوده و ثانیاً محور Z دستگاه در امتداد زینت محل قرار گرفته باشد. بنابراین، تنها یک نقطه بر روی کره زمین وجود خواهد داشت که در زمان مورد نظر واجد شرایط بیان شده باشد.

### طراحی و پیاده‌سازی سامانه و ارزیابی نتایج

به‌منظور بررسی و ارزیابی روش پیشنهادی، یک سامانه شبیه‌ساز و پردازش مشاهدات سماوی طراحی و پیاده‌سازی گردید. واسطه گرافیکی این سامانه در شکل (۴) نمایش داده شده است. سامانه ارائه شده علاوه بر قابلیت پردازش مشاهدات، قادر است تا از طریق شبیه‌سازی عملکرد ردیاب ستاره و تمامی مشاهدات مورد نیاز، تصاویر مشابه با آسمان واقعی را در جهت‌گیری‌های مختلف برقرارگیری سکو در فضای اینرسی و در موقعیت‌های مختلف بر روی کره زمین در زمان مورد نظر شبیه‌سازی نماید. بنابراین از طریق شبیه‌سازی شرایط واقعی، یک دید اولیه مناسب از نتایج قابل حصول پیش از آزمون‌های میدانی ارائه می‌کند و از این طریق امکان برنامه‌ریزی و پیش‌کاوی مأموریت را فراهم خواهد نمود.

شکل (۵) نمودار بلوکی روند شبیه‌سازی و پردازش مشاهدات را در سامانه طراحی شده نمایش می‌دهد. همان‌گونه که ملاحظه می‌گردد، سامانه مذکور دارای قابلیت شبیه‌سازی با در نظر گرفتن مقدار معلوم وضعیت و یا مقدار معلوم موقعیت سکو به‌عنوان ورودی می‌باشد. حالت شبیه‌سازی بر مبنای وضعیت، آزیموت و موقعیت محلی سکو را در وضعیت اینرسی در نظر گرفته شده برای آن در لحظه أخذ تصویر محاسبه می‌نماید. این حالت، برای انجام آزمون دقت مشاهدات و نیز آزمون دقت الگوریتم تعیین وضعیت مورد استفاده قرار خواهد گرفت. حالت شبیه‌سازی بر مبنای موقعیت، وضعیت اینرسی سکو را در موقعیت و زمان مورد نظر به‌عنوان خروجی محاسبه نموده و با به‌کارگیری آن، می‌تواند تصویری را که در این لحظه توسط ردیاب ستاره اخذ خواهد گردید، شبیه‌سازی نماید. این قابلیت، امکان بررسی شرایط آسمانی را به لحاظ در دیدرس قرار داشتن تعداد و ترکیبات مختلف ستارگان در زمان‌های مورد نیاز فراهم می‌آورد. با در نظر گرفتن وضعیت محاسبه شده به‌عنوان ورودی سامانه، می‌توان دقت نهایی

$$e = [e_x \ e_y \ e_z]^T = [0 \ 0 \ 1]^T \quad (18)$$

$$[e \times] = \begin{bmatrix} 0 & -e_z & e_y \\ e_z & 0 & -e_x \\ -e_y & e_x & 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

### محاسبه موقعیت محلی و آزیموت

عبارت میانی معادله (۱) شامل پارامترهای مجهول مسئله (موقعیت محلی و آزیموت) است. بنابراین استفاده همزمان از عبارت میانی معادله (۱) و مقدار معلوم عبارت سمت راست این معادله، منجر به تولید المان‌های موقعیتی سکو خواهد شد. با استفاده از روابط انتقال میان سیستم‌های مختصاتی مورد استفاده، می‌توان روابط تعیین موقعیت را بدین شکل خلاصه نمود:

$$A_{ECEF}^{LB} = A_{LN}^{LB} A_{ECEF}^{LN} = R3(\varepsilon) (R2(\Phi') R3(\Lambda)) \quad (20)$$

$$A_{ECEF}^{LB} = \begin{bmatrix} c_\varepsilon & s_\varepsilon & 0 \\ -s_\varepsilon & c_\varepsilon & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_{\Phi'} & 0 & -s_{\Phi'} \\ 0 & 1 & 0 \\ s_{\Phi'} & 0 & c_{\Phi'} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_\Lambda & s_\Lambda & 0 \\ -s_\Lambda & c_\Lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$= \begin{bmatrix} c_\varepsilon c_{\Phi'} c_\Lambda - s_\varepsilon s_\Lambda & c_\varepsilon c_{\Phi'} s_\Lambda + s_\varepsilon c_\Lambda & -c_\varepsilon s_{\Phi'} \\ -s_\varepsilon c_{\Phi'} c_\Lambda - c_\varepsilon s_\Lambda & -s_\varepsilon c_{\Phi'} s_\Lambda + c_\varepsilon c_\Lambda & s_\varepsilon s_{\Phi'} \\ s_{\Phi'} c_\Lambda & s_{\Phi'} s_\Lambda & c_{\Phi'} \end{bmatrix}$$

در روابط (۲۰) و (۲۱)  $c_X$  و  $s_X$  اختصاراتی برای بیان توابع سینوس و کسینوس می‌باشد. در نهایت طول و زاویه  $\varepsilon$  برابر خواهد بود با:

$$\Lambda = \arctan[A(3,2), A(3,1)] \quad (22)$$

$$\varepsilon = \arctan[A(2,3), -A(1,3)]$$

آزیموت دماغه سکو از امتداد شمال بدین ترتیب محاسبه می‌گردد:

$$Az = 2\pi - \varepsilon \quad (23)$$

زاویه متمم عرض  $\Phi'$  برابر خواهد بود با:

$$\Phi' = \arccos[A(3,3)] \quad (24)$$

عرض نیز طبق معادله (۲۵) محاسبه می‌گردد:

$$\Phi = 90 - \Phi' \quad (25)$$

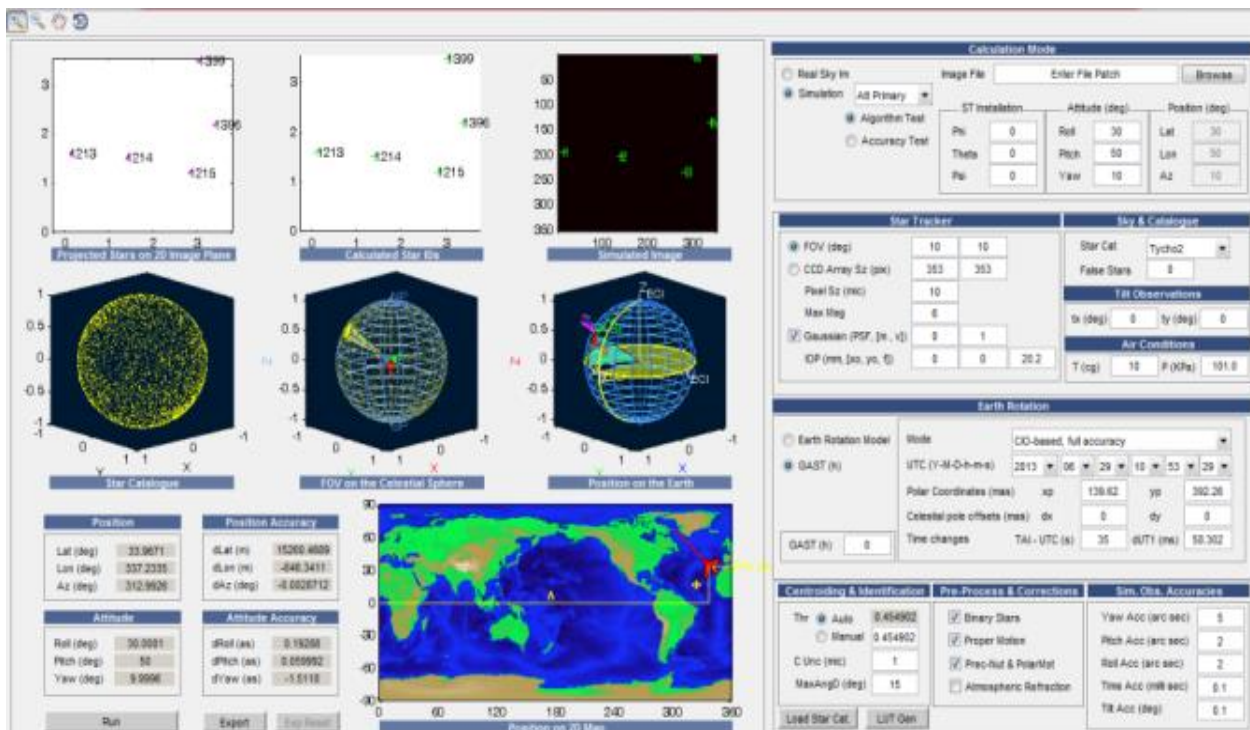
بدین ترتیب، طول، عرض و آزیموت نجومی با استفاده از مشاهدات ردیاب ستاره محاسبه می‌شود. البته با فرمول‌بندی صورت گرفته، لزومی به جهت‌گیری ردیاب ستاره در امتداد زینت (امتداد بردار ثقل محل) نمی‌باشد.

### تعبیر فیزیکی روش پیشنهادی

ردیاب ستاره، وضعیت دستگاه بدنه را نسبت به دستگاه اینرسی فراهم می‌نماید. بدین ترتیب، وضعیت دستگاه بدنه سکو در دستگاه ECI مشخص خواهد بود. از طرفی، مشاهدات میل‌سنج نحوه قرارگیری دستگاه بدنه را در زمان انجام مشاهدات، نسبت به سطح

در دستگاه اینرسی در بخش پیشین ارائه گردید. همان‌گونه که بیان شد، آزمون و موقعیت محلی سکو با یافتن ماتریس انتقال از دستگاه زمین‌مرکز زمین ثابت (ECEF) به دستگاه بدنه تراز (LB) به دست می‌آید (رابطه (۲۰)).

قابل حصول برای پارامترهای محاسباتی را با در نظر گرفتن دقت تعیین وضعیت و همچنین دقت‌های مورد انتظار برای تمامی مشاهدات (زمان و میل) برآورد نمود. روابط ریاضی مربوط به تعیین آزمون و موقعیت محلی با در دست داشتن وضعیت سکو

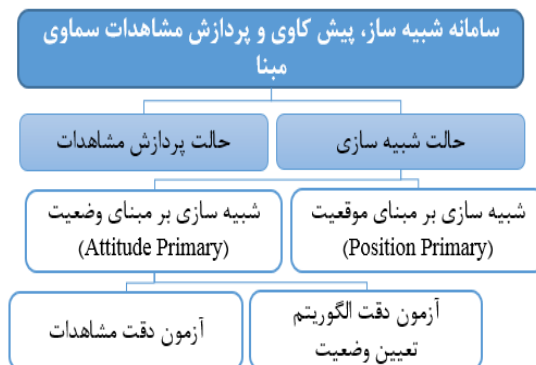


شکل ۴. واسط گرافیکی نرم‌افزار پیاده‌سازی شده

**Error! Reference source not found.** ماتریس مورد نظر را با استفاده از رابطه

$$A_{ECI}^B = A_{LB}^B A_{LN}^{LB} A_{ECEF}^{LN} A_{ECI}^{ECEF} \quad (26)$$

در طی فرآیند شبیه‌سازی، با در نظر گرفتن وضعیت‌های مختلف سنجنده در فضای اینرسی، ستارگان مشاهده شده در میدان دید سنجنده برای تولید تصویر شبیه‌سازی شده مورد استفاده قرار داده می‌شود (شکل ۶)). (شکل ۷) دیاگرام مراحل شبیه‌سازی تصویر را نشان می‌دهد. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود، پس از اعمال پیش‌پردازش‌هایی بر روی کاتالوگ ستاره مورد استفاده و با در نظر گرفتن وضعیت سکو در فضای اینرسی، تصویر شبیه‌سازی شده حاصل می‌شود [۶]. با بهره‌گیری از سامانه پیاده‌سازی شده، آنالیزهای مختلفی بر روی صحت الگوریتم‌های توسعه یافته و نیز وابستگی دقت تعیین موقعیت به پارامترهای مختلفی چون دقت مشاهدات میل سنج و سیستم زمان‌سنجی صورت پذیرفت. نتایج حاصل از آزمون‌های مختلف، به صورت گرافیکی و عددی نمایش داده شده است. کاتالوگ ستاره مورد استفاده در این تحقیق برای شبیه‌سازی تصاویر و همچنین شناسایی ستاره، کاتالوگ تایکو-۱۲



شکل ۵. نمودار بلوکی داخلی سامانه شبیه‌ساز، پیش‌کاوی و پردازش مشاهدات سماوی مبنا

به منظور تعیین وضعیت اینرسی سکو در موقعیت و زمان مورد نظر، باید روابط را به گونه‌ای تغییر داد که ماتریس انتقال از دستگاه زمین‌مرکز زمین ثابت به دستگاه بدنه سکو محاسبه گردد. با توجه به در دست بودن ماتریس انتقال از دستگاه زمین‌مرکز زمین ثابت به دستگاه ناوبری محلی ( $A_{ECEF}^{LN}$ ) و نیز ماتریس انتقال از دستگاه ناوبری محلی به دستگاه بدنه تراز ( $A_{LN}^{LB}$ ) در این حالت، می‌توان

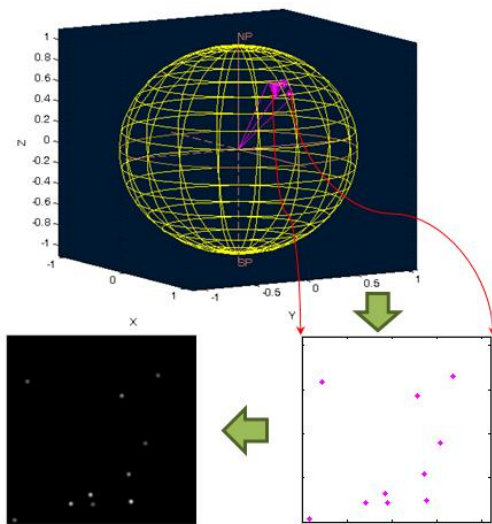


ردیاب ستاره نصب شده بر روی آن را نسبت به کره زمین و در فضای اینرسی ارائه می‌دهد. در این مثال، زوایای غلت ۱۳، پیچ ۱۴ و سمت ۱۵ به ترتیب برابر  $-۵۴/۸۹۷$ ،  $-۴/۰۹۴$  و  $۶۲/۸۷۳$  درجه و زوایای نصب ردیاب ستاره بر روی سکو برابر صفر در نظر گرفته شده است، به بیان دیگر، دستگاه‌های بدنه سکو و سنجنده منطبق بر یکدیگر فرض شده‌اند. همچنین، زوایای میل بدنه برابر صفر در نظر گرفته شده و از این رو، دستگاه‌های بدنه سکو و بدنه تراز منطبق با یکدیگر فرض شده‌اند.

جدول ۱. مشخصات سنجنده شبیه‌سازی شده

ویژگی	مقدار
ابعاد آشکارساز	۳۵۳×۳۵۳ پیکسل
اندازه پیکسلی	۱۰ میکرون
فاصله کانونی	۲۰/۲ میلی‌متر
میدان دید	۱۰ درجه
حد آستانه قدر ستاره	۶

[۲۴] می‌باشد، که ستارگان با مقادیر قدر بزرگ‌تر از ۶ (۴۵۶۹ ستاره) از آن انتخاب شده‌اند. مشخصات در نظر گرفته شده برای سنجنده مورد استفاده در شبیه‌سازی، در جدول (۱) ملاحظه می‌شود.



شکل ۶. روند شبیه‌سازی تصویر [۶]

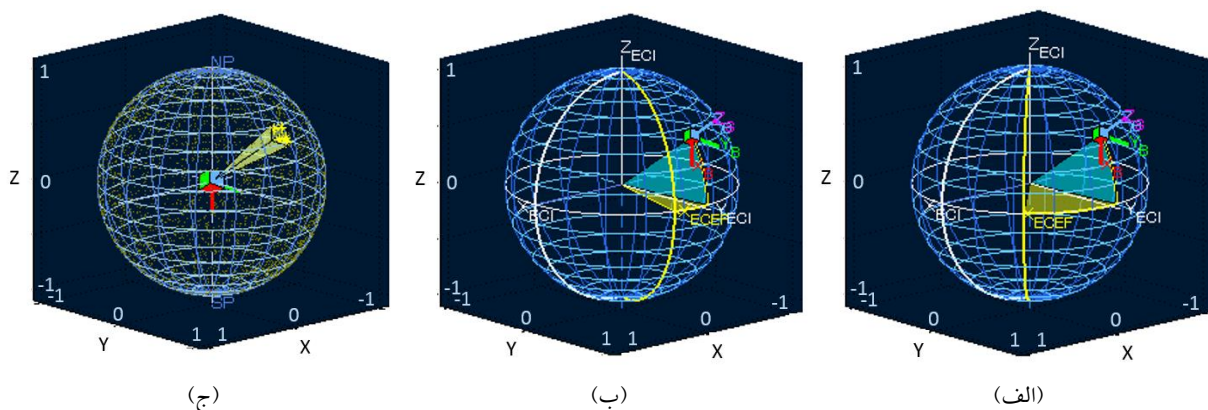
نتایج حاصل از پردازش مشاهدات شبیه‌سازی شده، طول، عرض و آزیموت نجومی به ترتیب برابر با ۵۰، ۳۵ و ۳۰ درجه محاسبه شده‌اند. نتایج به دست آمده، شکل (۸-الف و ب) نشان دهنده وضعیت قرارگیری سکو و ردیاب ستاره واقع بر آن را در دستگاه‌های زمین مرکز ECEF و ECI می‌باشد. به صورت گرافیکی در شکل‌های (۸) و (۹) نمایش داده شده است.

در این شکل‌ها، زاویه بین محورهای X دو دستگاه GAST به ترتیب برابر سه و پنج ساعت در نظر گرفته شده است. نکته‌ای که با مقایسه این دو شکل خود را به صورت بارزی نمایش می‌دهد، این است که با تغییر زمان مشاهدات (و در نتیجه زاویه GAST) موقعیت نقطه مشاهده نسبت به دستگاه ECI تغییر نمی‌کند. در واقع تغییر زمان موجب تغییر زاویه GAST و تغییر زاویه بین دو دستگاه ECI و ECEF می‌شود. در نتیجه با تغییر زمان در یک وضعیت ثابت اینرسی، تنها طول نجومی تغییر خواهد کرد، ولی موقعیت در فضای اینرسی ثابت می‌ماند. شکل (۸-ج) با در نظر گرفتن وضعیت قرارگیری ردیاب ستاره در فضای اینرسی، میدان دید سنجنده و ستارگان واقع در آن را بر روی کره سماوی نمایش داده است. شکل (۹) آزیموت و موقعیت محلی محاسبه شده طی مثال مذکور را بر روی نقشه دو بعدی زمین نمایش داده است. نحوه قرارگیری محورهای دستگاه بدنه سکو نسبت به کره زمین از اهمیت بالایی برخوردار است و می‌توان از آن جهت ارزیابی صحت الگوریتم پیاده‌سازی شده استفاده کرد.



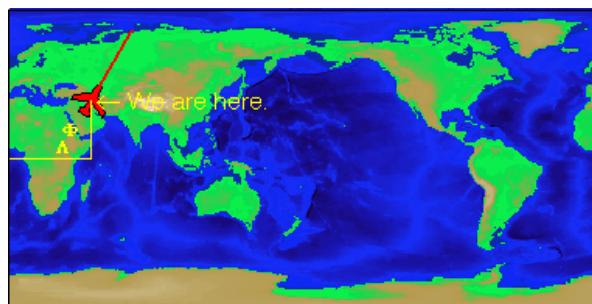
شکل ۷. دیاگرام مراحل شبیه‌سازی تصویر [۶]

نمونه‌ای از شبیه‌سازی‌های صورت گرفته بر مبنای وضعیت قرارگیری سکو در فضای اینرسی در شکل (۸) نشان داده شده است. این شکل، نمایشی از وضعیت قرارگیری دستگاه بدنه سکو و

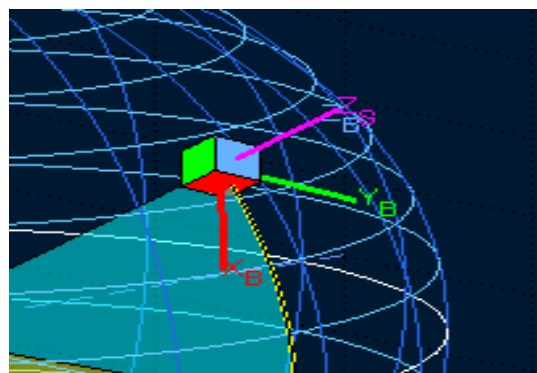


شکل ۸. (الف) و (ب) وضعیت قرارگیری دستگاه یدنه سکو و ردیاب ستاره در دستگاه‌های ECEF و ECI، با زاویه GAST به ترتیب برابر با سه و پنج ساعت (ج) نمایش میدان دید سنجنده بر روی کره سماوی

ملاحظه می‌شود، تمامی ملزومات بیان شده برای نحوه قرارگیری دستگاه بدنه نسبت به کره زمین، در این شکل برقرار است. نمونه‌ای از شبیه‌سازی‌های صورت گرفته بر مبنای موقعیت، در شکل ۱۱ (۱۱) نشان داده شده است. در این مثال، طول، عرض و آزیموت نجومی به ترتیب برابر با ۵۰، ۳۵ و ۳۰ درجه در نظر گرفته شده است. مثال پیشین، در این مثال نیز زوایای نصب ردیاب ستاره بر روی سکو و نیز زوایای میل برابر صفر در نظر گرفته شده است. نتایج حاصل از پردازش مشاهدات شبیه‌سازی شده، زوایای غلت، پیچ و سمت را به ترتیب برابر با  $۵۴/۸۹۷$ ،  $-۴/۰۹۴$  و  $۶۲/۸۷۳$  درجه نشان می‌دهد. شکل ۱۱-الف، ب، ج و د) وضعیت قرارگیری سکو و ردیاب ستاره واقع بر آن را در دستگاه‌های زمین‌مرکز ECEF و ECI نمایش می‌دهد. در این شکل‌ها، زاویه بین محورهای X و دستگاه GAST به ترتیب برابر ۴، ۱۰، ۱۶ و ۲۲ ساعت در نظر گرفته شد. نکته قابل توجه در این مثال آن است که بر خلاف مثال پیشین که در آن شبیه‌سازی با ورودی وضعیت صورت گرفته بود، در اینجا به دلیل ثابت ماندن موقعیت محلی سکو نسبت به دستگاه ECEF، با تغییر زمان، موقعیت و وضعیت قرارگیری آن نسبت به دستگاه اینرسی تغییر می‌نماید. یک کاربرد مفید این قابلیت سامانه، امکان بهره‌گیری از آن به منظور کسب اطلاعات اولیه از تعداد و ترکیب ستارگانی است که در زمان مورد نظر و با جهت‌گیری فرض شده برای دستگاه‌های سنجنده و بدنه در تصویر ثبت خواهند شد. بنابراین، با بهره‌گیری از این قابلیت سامانه، می‌توان پیش از مأموریت واقعی، آنالیزهای مربوط به پیش‌کاوی و بررسی دقت را انجام داد.

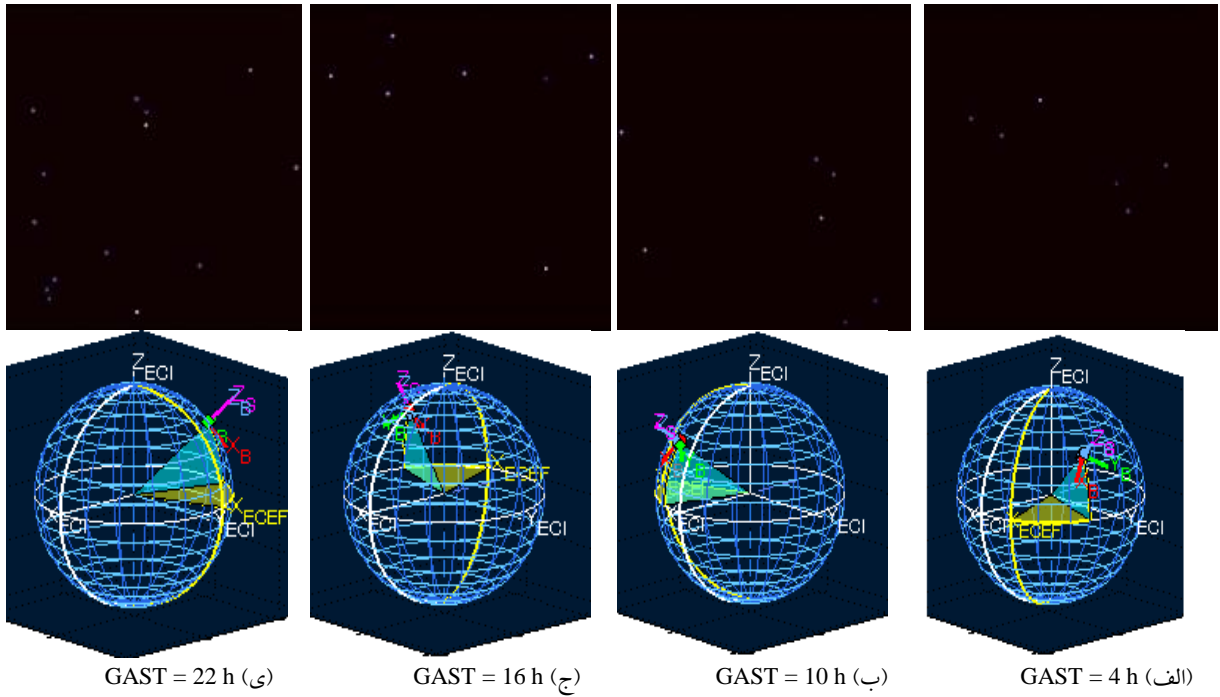


شکل ۹. نمایش آزیموت و موقعیت محلی محاسبه شده برای سکوی مثال شکل ۸ بر روی نقشه دو بعدی زمین

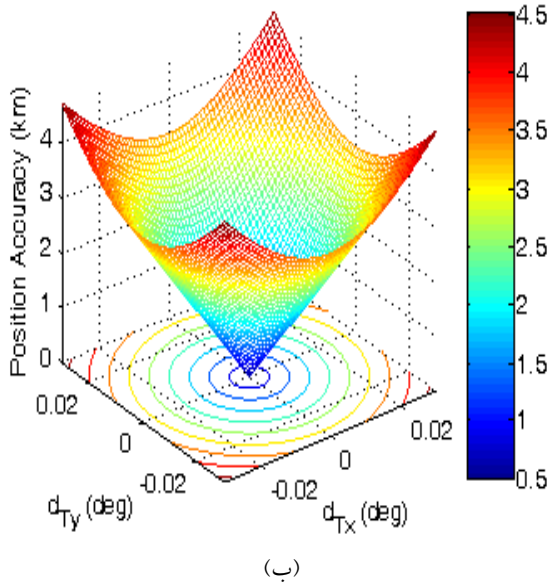


شکل ۱۰. وضعیت قرارگیری دستگاه بدنه سکو نسبت به کره زمین

همان‌گونه که در مثال بیان شده، زوایای میل برابر صفر فرض گردیده و دستگاه بدنه سکو منطبق بر دستگاه بدنه تراز می‌باشد. از این‌رو، صفحه XY دستگاه بدنه باید مماس بر صفحه افق در نقطه مشاهده بوده و محور Z آن به سمت زینت محل قرار گرفته باشد. در مثال مذکور شکل ۱۰) وضعیت قرارگیری بدنه سکو را در موقعیت محاسبه شده نسبت به کره زمین نمایش داده است. همان‌گونه که



شکل ۱۱. وضعیت قرارگیری دستگاه یدنه سکو و ردیاب ستاره در دستگاه‌های ECEF و ECI طی شبیه‌سازی بر مبنای موقعیت و تصویر شبیه‌سازی شده از ترکیب ستارگان واقع در میدان دید مناظر هر وضعیت

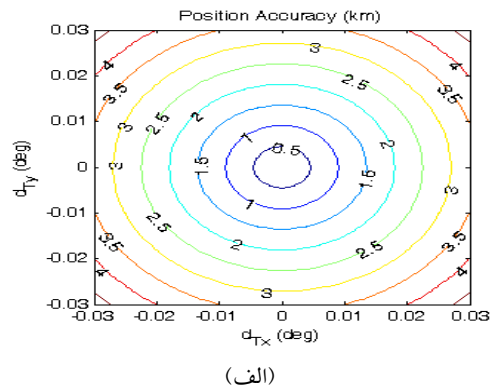


(ب)

شکل ۱۲. وابستگی دقت تعیین موقعیت به دقت میل‌سنجی. (الف) نمایش دو بعدی، (ب) نمایش سه بعدی

شکل ۱۲- الف)، وابستگی دقت تعیین موقعیت به دقت مشاهدات میل‌سنجی را در قالب منحنی‌های میزان نمایش داده است. در این منحنی‌ها دقت تعیین موقعیت بر حسب کیلومتر بیان شده است. (شکل ۱۲- ب) این نتایج را به صورت گراف سه بعدی نمایش داده است. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود، دقت

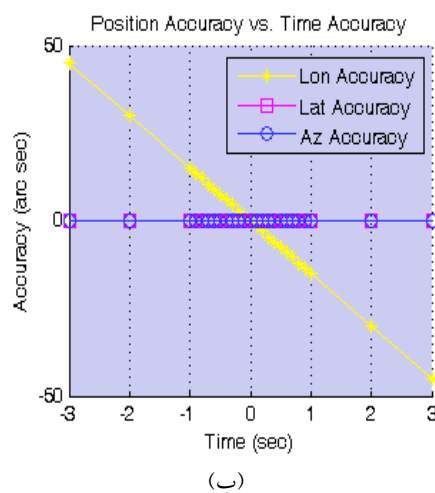
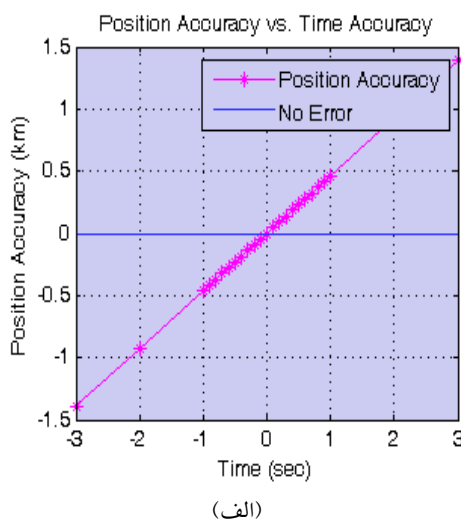
به منظور بررسی میزان و نحوه وابستگی دقت تعیین آزمون و موقعیت محلی به دقت مشاهدات، آزمون‌هایی طراحی شد. نتایج به این صورت می‌باشد که در آزمون نخست، با هدف تعیین چگونگی تأثیرپذیری دقت تعیین موقعیت محلی از دقت مشاهدات میل‌سنجی طراحی شد. در این آزمون، مقادیر  $\pm 0.03$  تا  $\pm 0.03$  درجه برای دقت تعیین زوایای میل در امتداد محورهای X و Y دستگاه یدنه سکو در نظر گرفته شده و دقت تعیین موقعیت در هر مورد محاسبه شد. قابل ذکر است که دقت محاسبه شده برای تعیین موقعیت، بر حسب فاصله ژئودزیک<sup>xvi</sup> میان دو نقطه حقیقی و محاسباتی بر روی بیضوی مرجع WGS84 به دست آمده است. نتایج حاصل از آزمون نخست، در شکل ۱۲ آورده شده است.



(الف)

تعیین موقعیت وابستگی بالایی به دقت مشاهدات میل‌سنجی دارد، به گونه‌ای که در صورت در اختیار داشتن میل‌سنج با دقت ۰/۰۰۵ درجه (در صورتی که سایر مشاهدات بدون خطا فرض گردند) موقعیت سکوی با دقتی در حدود ۵۰۰ متر محاسبه خواهد شد. بنابراین، به دلیل وابستگی بالای موقعیت محاسبه شده به مشاهدات میل‌سنجی، برای رسیدن به دقت بالا در تعیین موقعیت باید از میل‌سنج دقیق استفاده نمود.

آزمون دوم، با هدف تعیین چگونگی وابستگی دقت تعیین آزمون و موقعیت محلی به دقت مشاهدات زمان‌سنجی صورت پذیرفت. نتایج حاصل در شکل (۱۳) ارائه گردیده است.



شکل ۱۳. وابستگی دقت تعیین موقعیت به دقت زمان‌سنجی، (الف) دقت تعیین فاصله ژئودزیک، (ب) دقت طول، عرض و آزمون نجومی

شکل ۱۳-الف)، دقت تعیین فاصله ژئودزیک را بر حسب دقت زمان‌سنجی نمایش داده است. مقدار وابستگی زمانی محاسبه شده برای موقعیت در این شکل، تقریباً برابر ۴۶۴ متر بر

ثانیه می‌باشد. شکل ۱۳-ب) دقت تعیین موقعیت و آزمون را به صورت دقت‌های محاسبه شده برای طول، عرض و آزمون نجومی بر حسب دقت زمان‌سنجی نمایش داده است. با دقت به این شکل مشاهده می‌گردد که دقت زمان‌سنجی به‌طور مستقیم، دقت تعیین طول نجومی را تحت تأثیر قرار خواهد داد  $(-4/17 \times 10^{-3} \text{ deg/s})$  و این نتیجه‌ای دور از انتظار نبود. در تحلیل مثال شبیه‌سازی شده بر مبنای وضعیت نیز وابستگی طول نجومی به زمان تأکید شده است.

### نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این تحقیق، روشی نوین مبتنی بر مشاهدات سماوی به‌منظور تعیین موقعیت اتوماتیک سکوی پرنده در کنار تعیین اطلاعات وضعیتی آنها ارائه گردید. بر خلاف پژوهش‌های گذشته، از طریق روابط توسعه یافته الزامی به توجیه محور دورانی ردیاب ستاره در امتداد بردار ثقل محلی نبوده و تنها اندازه‌گیری جهت‌گیری آن نسبت به امتداد ثقل در لحظه اخذ تصویر کافی خواهد بود. این ویژگی امکان بهره‌گیری از روش پیشنهادی را برای اهداف ناوبری، که در آن امکان انحراف امتداد محور دورانی ردیاب ستاره از امتداد ثقل در هر لحظه وجود دارد، ممکن می‌سازد. گرچه یکی از محدودیت‌های مطرح در میل‌سنج‌ها بازه اندازه‌گیری آنها است، به گونه‌ای که معمولاً قادر به اندازه‌گیری زوایای میل در بازه مشخصی می‌باشند. بنابراین، محدودیت‌های میل‌سنج مورد استفاده باید در طراحی سامانه نهایی در نظر گرفته شده و در صورت لزوم با به‌کارگیری تجهیزات سخت‌افزاری مناسب این محدودیت‌ها جبران گردد. حرکات محور دورانی زمین شامل حرکات تقدیمی و رقص محوری، در این فرآیند در نظر گرفته شده و تصحیحات مورد نیاز اعمال شده است. همچنین، الگوریتم طراحی شده در صورت داشتن اندازه‌گیری‌های فشار و دمای هوا قادر به تصحیح خطای انکسار نیز خواهد بود.

به‌منظور بررسی و ارزیابی روش پیشنهادی، یک سامانه شبیه‌ساز و پردازش مشاهدات سماوی طراحی و پیاده‌سازی شد. سامانه توسعه یافته، همچنین قادر است تا از طریق شبیه‌سازی شرایط واقعی، یک دید اولیه مناسب از نتایج قابل حصول پیش از آزمون‌های میدانی ارائه و از این طریق، امکان برنامه‌ریزی و پیش‌کاوای مأموریت را فراهم آورد. با بهره‌گیری از سامانه توسعه یافته، آنالیزهای مختلفی بر روی صحت الگوریتم‌ها و نیز وابستگی دقت تعیین موقعیت به پارامترهای مختلف صورت

6. Nutation
7. Free Nutation
8. Epoch
9. Ecliptic
10. Vallado
11. Euler
12. Tycho-2
13. Roll
14. Pitch
15. Yaw
16. Geodesic

## مراجع

1. Swanzy, Michael John. 2005. Analysis and Demonstration: A Proof-of-Concept Compass Star Tracker. Master Dissertation Texas A&M University.
2. Belenkii, M., D. G. Bruns, V.A. Rye, and T. Brinkley. 2008. Daytime Stellar Imager. *United States Patent*, Patent No: US 7,349,804.
3. Cannata, Richard W., S. Mubarak, G.B. Steven, and A. John, W. Van. 2000. Autonomous video registration using sensor model parameter adjustments. In *Applied Imagery Pattern Recognition Workshop, 2000. Proceedings. 29th*, 215-222.
4. Kim, Jonghyuk, and S. Sukkarieh. 2004. Autonomous airborne navigation in unknown terrain environments. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on* 40 (3): 1031-1045.
5. Hirt, Christian, B. Bürki., A. Somieski, and G. Seeber. 2010. Modern determination of vertical deflections using digital zenith cameras. *Journal of Surveying Engineering* 136 (1): 1-12.
6. Young, E., J. Diller., K. Dinkel., Z. Dischner., A. Holt., T. Murphy, S. Schuette., M. Skeen, N. Truesdale, and A. Zizzi. 2011. DayStar – Diurnal Star Tracking for Balloon-borne Attitude Determination. Project Definition Document (PDD), University of Colorado, Department of Aerospace Engineering Sciences.
7. حمیدی، معصومه و فرهاد صمدزادگان. ۱۳۹۳. طراحی و پیاده سازی سامانه شبیه ساز ردیاب ستاره با هدف ناوبری سکوها های پرنده. نشریه علمی پژوهشی علوم و فنون نقشه برداری، ۳ (۴): در دست چاپ.
8. Erlank, Alexander Olaf. 2013. Development of CubeStar A CubeSat-Compatible Star Tracker. Master Dissertation Stellenbosch University.
9. Knutson, Matthew. 2012. Fast Star Tracker Centroid Algorithm for High Performance CubeSat with Air Bearing Validation. Master dissertation Massachusetts Institute of Technology.
10. Padro, Jorge. 2012. Development of a star tracker-based reference system for accurate attitude determination of a simulated spacecraft. Master dissertation Air Force, Air University Ohio.
11. Junfeng X., X. Tang., W. Jiang, and X. Fu. 2012. An autonomous star identification algorithm based on the directed circularity pattern. *star* 4: 5.
12. Kolomenkin M., S. Pollak., I. Shimshoni, and M. Lindenbaum. 2008. Geometric voting algorithm for star trackers. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE*

پذیرفته و نتایج حاصل به صورت گرافیکی و عددی ارائه شده است.

واضح است روش پیشنهادی نمی تواند به طور کامل جایگزین سیستم های تعیین موقعیت ماهواره ای موجود گردد که بر خلاف ردیاب های ستاره، محدودیت استفاده در طول شب و یا دید آسمانی باز را ندارند. از سوی دیگر این روش نیازمند هیچ گونه اطلاعات خارجی از ماهواره ها و یا پشتیبانی ایستگاه های زمینی نمی باشد. بنابراین، روش پیشنهادی قابلیت استفاده برای اهداف ناوبری به عنوان جایگزین کارایی برای GPS (در زمان عدم دسترسی به آن) و همچنین تقویت دوره ای سیستم های ناوبری اینرسی را خواهد داشت.

سیستم پیشنهادی به شکل کنونی آن، تنها قابل استفاده در آسمان صاف شب خواهد بود. گرچه، می توان با استفاده از سنجنده های حساس در طیف مادون قرمز تاحدی بر این مشکل غلبه نمود. همچنین، به عنوان پژوهش های آتی پیشنهاد می شود که سامانه پیشنهادی تحت شرایط واقعی و در وضعیت های مختلف محیطی و دستگاهی مورد آزمون قرار گرفته و توانایی آن در برآورد اطلاعات وضعیتی و موقعیتی ارزیابی گردد.

## علائم و اختصارات

Az	آزیموت دماغه سکو از امتداد شمال
B	دستگاه بدنه
ECEF	دستگاه زمین مرکز زمین ثابت
ECI	دستگاه زمین مرکز اینرسی
LB	دستگاه بدنه تراز
LN	دستگاه ناوبری محلی
NP	ماتریس دوران حاصل از حرکات تقدیمی و رقص محوری زمین
R	زاویه انکسار
S	دستگاه سنجنده
W	ماتریس دوران حاصل از حرکت رقص محوری آزاد زمین
$\psi(T)$	زاویه دوران زمین (وابسته به زمان)
$\epsilon$	زاویه بین محورهای x دو دستگاه LN و LB
$\Phi'$	زاویه متمم عرض نجومی
$\Phi$	عرض نجومی
$\Lambda$	طول نجومی

## پی نوشت

1. Benchmark
2. Targets
3. Compass Star Tracker
4. Stellar Positioning System
5. Precession

- More Accurate Star Sensors Using Recursive Centroiding and Star Identification. PhD Dissertation Texas A&M University.
۲۰. صمدزادگان، فرهاد و معصومه حمیدی. ۱۳۹۲. ارائه یک روش بینایی مبنای سماوی به منظور تعیین وضعیت مطلق سکویهای فضایی. سیزدهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران.
21. Huffman, Kara M. 2006. Designing Star Trackers to Meet Microsatellite Requirements. Master Dissertation Massachusetts Institute of Technology.
22. Vallado, David A. 2001. *Fundamentals of astrodynamics and applications*. Vol. 12. Springer.
23. McCarthy, D. D., and G. Petit. 2004. *IERS conventions (2003)*. International Earth Rotation And Reference Systems Service (Iers)(Germany).
24. Meeus, J. H. 1991. *Astronomical algorithms*. Willmann-Bell, Incorporated.
25. Perryman, Michael AC. 1997. The HIPPARCOS and TYCHO catalogues. Astrometric and photometric star catalogues derived from the ESA HIPPARCOS Space Astrometry Mission. In *ESA Special Publication*, vol. 1200.
- Transactions on* 44 (2): 441-456.
13. Malak S., D. Mortari, and J. L. Junkins. 2008. Compass star tracker for GPS-like applications. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on* 44 (4): 1629-1634.
۱۴. شریفی، محمد علی، فرهاد صمدزادگان و سعید فرزانه. ۱۳۸۸. به کارگیری ردیاب‌های ستاره جهت تعیین موقعیت مطلق نقاط سطح سیارات. هشتمین همایش انجمن هوافضای ایران، اصفهان.
15. Parish, J. J., A. S. Parish, M. Swanzy, D. Woodbury, D. Mortari, and J. L. Junkins. 2010. The Stellar Positioning System (Part I): An Autonomous Position Determination Solution. *ION Navigation* 57 (1): 1-12.
16. Woodbury, D., J. J. Parish, A. S. Parish, M. Swanzy, R. Denton, D. Mortari, and J. L. Junkins. 2010. The Stellar Positioning System (Part II): Improving Accuracy During Implementation. *ION Navigation* 57 (1): 13-24.
17. Tappe, Jack A. 2009. Development of Star Tracker System for Accurate Estimation of Spacecraft Attitude. Master dissertation Naval Postgraduate School.
18. Shuster, M. D., and S. D. Oh. 1981. Three-axis attitude determination from vector observations." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 4 (1): 70-77.
19. Samaan, Malak. Anees. 2003. Toward Faster and