

# طراحی و پیاده‌سازی سامانه شبیه‌ساز ردیاب ستاره با هدف ناوبری سکوهای پرنده

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

<sup>۱</sup>دانشجوی دکتری فتوگرامتری - گروه مهندسی نقشه‌برداری - پردیس دانشکده‌های فنی دانشگاه تهران  
m.hamidi@ut.ac.ir

<sup>۲</sup>استاد گروه مهندسی نقشه‌برداری - پردیس دانشکده‌های فنی - دانشگاه تهران  
samadz@ut.ac.ir

(تاریخ دریافت شهریور ۱۳۹۲، تاریخ تصویب اردیبهشت ۱۳۹۳)

## چکیده

با توجه به اهمیت ناوبری اتوماتیک سکوهای پرنده و با در نظر گرفتن مشکلات مطرح در سیستم‌های ناوبری GPS و IMU، همواره نیاز به سیستم‌های ناوبری و کمک ناوبری مستقل و یا مکمل این سیستم‌ها احساس می‌شود. ناوبری سکوهای پرنده با استفاده از اطلاعات تصویری گزینه مناسبی برای این سیستم‌ها می‌باشد. در این راستا، استفاده از اطلاعات تصویری ستارگان برای ناوبری، منجر به توسعه سیستم‌های ردیاب ستاره گردیده‌اند. شبیه‌سازهای این سیستم‌ها نقش مهمی در بررسی و ارزیابی الگوریتم‌های ناوبری پیش از تست‌های واقعی پرواز ایفا می‌کنند. از آن‌جا که تمامی پارامترهای سنجنده و مختصات ستارگان از پیش معلوم است، می‌توان این شبیه‌سازی را برای بررسی صحت و دقت تمامی الگوریتم‌های مطرح در پردازش داده‌های ردیاب ستاره، مانند الگوریتم‌های تعیین مرکز، شناسایی ستاره، و تعیین وضعیت، مورد استفاده قرار داد. در این تحقیق طراحی و پیاده‌سازی یک سامانه شبیه‌ساز ردیاب ستاره با هدف ناوبری سکوهای پرنده ارائه گردیده است. سامانه ارائه شده، قابلیت انجام پیش‌پردازش‌های مختلفی را بر روی کاتالوگ ستاره امکان‌پذیر می‌نماید، همچنین امکان تنظیم پارامترهای مختلف سنجنده و نیز وضعیت دورانی سکوی حامل آن در فضای اینرشیال توسط این سامانه شبیه‌ساز فراهم شده است. بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی با در نظر گرفتن پارامترهای مختلف سنجنده و در وضعیت‌های مختلف جهت‌گیری سکوی در فضای اینرشیال و با نرخ‌های دورانی مختلف، بیانگر توانایی بالای سامانه ارائه شده می‌باشد.

**واژگان کلیدی:** سامانه شبیه‌ساز، ناوبری سماوی بینایی مبنا، ردیاب ستاره، کاتالوگ ستاره، سکوی پرنده.

\* نویسنده رابط

## ۱- مقدمه

امروزه، سیستم‌های تعیین موقعیت جهانی (GPS)<sup>۱</sup> به‌طور گسترده‌ای برای ناوبری کشتی‌ها، هواپیماها و سکوهای پرنده مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱-۳]. با این وجود، خطاها و پارازیت‌های مختلف، عدم پوشش جامع و امکان قطع سیگنال، استفاده از آن‌ها را با مشکلات و محدودیت‌های متعددی مواجه ساخته است. همچنین، سیستم GPS قادر به فراهم نمودن تعیین موقعیت مطلق آزیموتی مورد نیاز برای تعیین وضعیت نیست [۱، ۲]. سیستم ناوبری اینرشیتال (INS)<sup>۲</sup> کمبودهای سیستم GPS را تا حدی کاهش می‌دهد؛ لیکن خطاهای آن در طول زمان بصورت تجمعی افزایش می‌یابد و در دوره‌های زمانی طولانی دقیق نیست. خطاهای این سیستم ممکن است با نرخ در حد ۱ ثانیه کمانی در ساعت تا ۱ دقیقه کمانی در ساعت تجمع یابد [۲]. از این‌رو، تنظیم دوره‌ای سیستم ناوبری اینرشیتال با استفاده از یک سیستم مرجع خارجی مانند GPS مورد نیاز است [۲-۵]. از سوی دیگر، سیستم‌های اینرشیتال دقیق موجود، گران‌قیمت، بزرگ و سنگین هستند که عموماً نگهداری آن‌ها شرایط خاصی را می‌طلبد [۳].

بنابراین، استفاده از یک سیستم ناوبری مستقل و یا یک سیستم کمک ناوبری که دارای محدودیت‌ها و مشکلات فوق نباشد، بعنوان پشتیبان این سیستم‌ها در سکوهای پرنده بدون سرنشین ضروری می‌نماید. در سال‌های اخیر، با پیشرفت سیستم‌های تصویربرداری رقومی، بهبود در دقت، کیفیت و قدرت تفکیک مکانی تصاویر، و همچنین افزایش کارایی الگوریتم‌های پردازش تصویر، استفاده از تصاویر بعنوان منبع غنی اطلاعات به‌منظور ناوبری سکوهای پرنده به‌طور وسیعی گسترش یافته و موجب توسعه سیستم‌های ناوبری بینایی مبنا گردیده است [۴، ۶-۱۱]. این سیستم‌ها، به‌عنوان سیستم‌های ناوبری مستقل و یا در سیستم‌های ناوبری تلفیقی به‌همراه اطلاعات حاصل از سایر سنجنده‌ها (مانند GPS و INS) مورد استفاده قرار گرفته‌اند. می‌توان هدایت و ناوبری سکوهای پرنده با استفاده از اطلاعات تصویری را به دو گروه طبقه‌بندی نمود. این سیستم‌ها، یا از اطلاعات تصویری سطح زمین استفاده می‌کنند، که در این‌صورت سیستم‌های ناوبری مبتنی بر اطلاعات رادئومتریک سطح زمین نامیده

می‌شوند؛ و یا با تصویربرداری از ستارگان امکان ناوبری را فراهم می‌نمایند، که در این مورد ناوبری سماوی بینایی مبنا نامیده می‌شوند. در واقع هر دوی این سیستم‌ها، یک سیستم ناوبری مبتنی بر تناظریابی با یک پایگاه داده<sup>۳</sup> هستند که از طریق تناظریابی تصویر أخذ شده توسط سنجنده خود با یک پایگاه داده، امکان ناوبری را فراهم می‌نمایند [۳]. این پایگاه داده در مورد سیستم‌های ناوبری مبتنی بر اطلاعات رادئومتریک سطح زمین، پایگاه داده‌ای شامل اطلاعات رادئومتریکی سطح زمین (مانند تصاویر ماهواره‌ای)، و در مورد سیستم‌های ناوبری سماوی اطلاعات مربوط به ستارگان است که در کاتالوگ‌های ستاره ارائه می‌گردد. بدین ترتیب، امکان ناوبری سکو در طول روز با استفاده از سیستم‌های ناوبری مبتنی بر اطلاعات رادئومتریک سطح زمین، و در طول شب با استفاده از ناوبری سماوی بینایی مبنا امکان‌پذیر خواهد بود. البته با به‌کارگیری سنجنده‌های تصویربرداری خاص و اعمال فیلترهای ویژه برای حذف نور آبی‌رنگ آسمان، و یا نصب سنجنده بر روی سکوهای پرنده‌ای که در ارتفاعات بالا پرواز می‌کنند، می‌توان ناوبری سماوی بینایی مبنا را در طول روز نیز مورد استفاده قرار داد [۲، ۱۲]. در این تحقیق بر روی ناوبری سماوی بینایی مبنا تمرکز گردیده و سامانه شبیه‌ساز ردیاب ستاره ارائه می‌گردد. می‌توان این شبیه‌سازی را برای بررسی صحت و دقت الگوریتم‌های مختلف مطرح در ردیاب‌های ستاره مورد استفاده قرار داد. از این‌رو، شبیه‌ساز طراحی شده نقش مهمی در بررسی و ارزیابی الگوریتم‌های ناوبری پیش از تست‌های واقعی پرواز ایفا خواهد نمود.

## ۲- ناوبری سماوی بینایی مبنا

بهره‌گیری از آسمان بعنوان اصلی‌ترین و دقیق‌ترین سیستم اینرشیتال موجود برای ناوبری، به مدت‌ها پیش باز می‌گردد. در این سیستم می‌توان هر ستاره را بعنوان یک علامت معیار<sup>۴</sup> در نظر گرفت که موقعیت‌ها و حرکات آن فریم مختصاتی مرجع را تعریف می‌نماید [۲]. با توسعه سیستم‌های تصویربرداری رقومی که امکان اتوماسیون ناوبری سماوی را فراهم نمود، استفاده از روش‌های ناوبری سماوی اهمیت خود را بازیافت [۱۳]. از طریق سیستم‌های اتوماتیک ناوبری بینایی مبنا سماوی، دقت‌ها و نرخ بالاتری در

<sup>۳</sup> Database Matching  
<sup>۴</sup> Benchmark

<sup>۱</sup> Global Positioning System  
<sup>۲</sup> Inertial Navigation System

انتقال به فریم بدنه سکو خواهد بود. شکل ۱ عملکرد کلی ردیاب ستاره را به طور شماتیک نمایش می‌دهد.



شکل ۱- دیاگرام کلی عملکرد یک ردیاب ستاره

## ۲-۲- کاتالوگ ستاره

ردیاب ستاره به منظور شناسایی ستارگان مشاهده شده در تصویر نیازمند پایگاه داده‌ای است که اطلاعات مربوط به ستارگان مرجع را در فضای اینرشیال ارائه نماید. یک کاتالوگ ستاره، پایگاه داده‌ای است شامل اطلاعاتی از قبیل اسم ستاره، مختصات سماوی ستاره (بُعد و میل ستاره)، قدر ظاهری<sup>۵</sup> و مطلق<sup>۶</sup> آن در باندهای مختلف، اطلاعات نورسنجی، اطلاعات مربوط به حرکت خاص<sup>۷</sup> ستاره، اطلاعات طیفی و سایر اطلاعات مربوط به ستارگان. بنابراین، کاتالوگ ستاره در داخل ردیاب ستاره بعنوان یک پایگاه داده مرجع مورد استفاده قرار می‌گیرد. بدیهی است که تمامی اطلاعات ارائه شده در کاتالوگ‌های اصلی، در داخل ردیاب ستاره مورد استفاده نیست؛ از این رو، تنها اطلاعات مورد نیاز در کاتالوگ همراه سکو ذخیره می‌گردد تا در حافظه مصرفی صرفه‌جویی گردد. همچنین، اگر کیفیت دوربین مورد استفاده در داخل ردیاب ستاره معلوم باشد، می‌توان میزان حساسیت سنجنده را نسبت به روشنایی ستارگان تعیین نموده و در نتیجه تنها اطلاعات مربوط به ستارگان تا قدر قابل دید توسط سنجنده را در کاتالوگ همراه سکو ذخیره نمود. ذخیره اطلاعات مربوط به تمامی ستارگان میزان حافظه، حجم محاسبات و از این رو توان مصرفی را بشدت افزایش داده و موجب کاهش قابل توجه سرعت اجرای الگوریتم‌ها خواهد گردید.

در سال‌های اخیر، تعداد زیادی از کاتالوگ‌های ستاره توسعه داده شده‌اند که با توجه به هدف آن‌ها برای مطالعات نجومی و نیز تعیین وضعیت سماوی مورد استفاده قرار

مقایسه با روش‌های کلاسیک قابل حصول است؛ امکان تعیین وضعیت سکو بوجود می‌آید؛ و امکان تلفیق داده‌های چندین سنجنده با یکدیگر فراهم می‌گردد.

سیستم‌های ناوبری سماوی دارای ویژگی‌های بسیاری هستند که موجب اهمیت آن‌ها برای سیستم‌های نظامی می‌گردد. این سیستم‌ها، سیستم‌هایی مطلق، غیر فعال و کامل هستند؛ پوشش جهانی دارند و تجارب فراوانی برای استفاده از آن‌ها صورت گرفته است. تعداد زیادی از ستاره‌ها (اهداف<sup>۱</sup> ناوبری در این سیستم‌ها) در هر زمان در دسترس است و نیازی به نگهداری و مراقبت از آن‌ها وجود ندارد (در مقایسه با ماهواره‌های GPS). البته، این سیستم‌ها دارای محدودیت‌هایی نیز می‌باشند. از جمله محدودیت‌های این سیستم‌ها می‌توان به روشنایی آسمان و وجود موانع مختلف در محدوده شهرها و وابستگی سیستم به شرایط آب و هوایی اشاره نمود. سیستم‌های ناوبری سماوی قابلیت به‌کارگیری در برخی مناطق شهری که فاقد دید آسمانی هستند را ندارند. پوشش ابر و هرگونه مانع دیگر می‌تواند در استفاده از آن‌ها وقفه ایجاد نماید. همچنین، سیستم‌های معمول ناوبری سماوی تنها قابل استفاده در طول شب و یا ارتفاعات بسیار بالا می‌باشند [۲، ۳].

## ۲-۱- ردیاب ستاره

از جمله سیستم‌های اتوماتیک که پس از توسعه سنجنده‌های تصویربرداری رقومی و با اهداف ناوبری توسعه یافت، ردیاب ستاره می‌باشد. ردیاب ستاره متشکل از سه بخش اصلی می‌باشد: یک سیستم نوری که جمع‌آوری فتون‌های ستاره‌ای را امکان‌پذیر می‌سازد؛ یک سیستم آشکارساز که از یک CCD<sup>۲</sup>، CID<sup>۳</sup>، یا CMOS<sup>۴</sup> تشکیل شده است و نور ستاره بر روی آن غیر متمرکز می‌گردد؛ و یک واحد پردازنده الکترونیکی که رقومی‌سازی و همچنین آنالیز داده‌های ستاره‌ای را بر عهده دارد [۱۴-۱۷]. ردیاب ستاره در قدم اول مختصات ستاره‌ها را بر روی تصویر اندازه‌گیری و سپس آن‌ها را با مختصات معلوم از کاتالوگ ستاره و یا تصاویر قبلی مقایسه می‌نماید. این مقایسه منجر به اطلاعات وضعیتی فریم ردیاب ستاره می‌گردد، که در مرحله بعد قابل

۱ Targets

۲ Charge-Coupled Device

۳ Charge-Injection Device

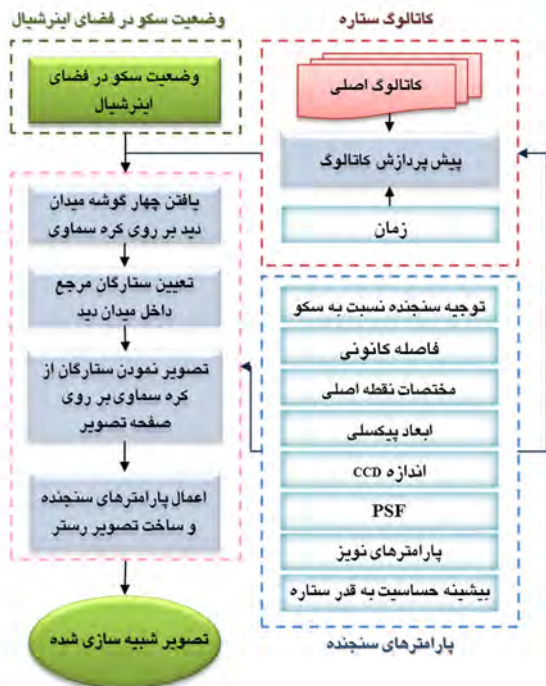
۴ Complementary Metal Oxide

۵ Apparent Magnitude

۶ Absolute Magnitude

۷ Proper Motion

دیگرام مراحل شبیه‌سازی در شکل ۳ آورده شده است. همانگونه که ملاحظه می‌شود، پس از اعمال پیش‌پردازش‌هایی بر روی کاتالوگ ستاره مورد استفاده و با در نظر گرفتن وضعیت سکو در فضای اینرشیال، تصویر شبیه‌سازی شده حاصل می‌گردد.



شکل ۳- دیگرام مراحل شبیه‌سازی

### ۳-۱- پیش‌پردازش کاتالوگ ستاره

کاتالوگ‌های ستاره برای مقاطع زمانی خاصی تهیه و منتشر می‌گردند. بنابراین پیش از استفاده بایستی نسبت به به‌روزرسانی آن‌ها برای استفاده در زمان مورد نظر اقدام نمود. برای این منظور باید حرکات خاص ستارگان تصحیح گردد تا موقعیت آن‌ها در زمان جاری بدست آید. برای کاتالوگ مورد استفاده در این تحقیق (Tycho-2)، انتقال مختصات متوسط ستارگان از مقطع زمانی کاتالوگ ( $T_0 = 2000.0$ ) به یک مقطع زمانی دلخواه  $T = T_0 + t$  از طریق رابطه (۱) صورت می‌گیرد [۱۹]:

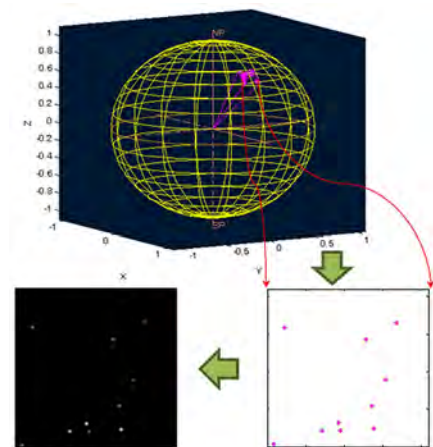
$$\begin{aligned} \alpha_t &= \alpha + \mu_\alpha \cdot t / \cos \delta \\ \delta_t &= \delta + \mu_\delta \cdot t \end{aligned} \quad (1)$$

که،  $\mu_\alpha$  و  $\mu_\delta$  حرکت خاص ستاره به ترتیب در مؤلفه‌های بُعد و میل ستاره بر حسب ثانیه کمانی در سال ( $arcsec/year$ )، و  $t$  اختلاف دو مقطع زمانی بر حسب سال می‌باشند. از سوی دیگر، با توجه به محدودیت‌های مطرح در

می‌گیرند. از مهم‌ترین کاتالوگ‌هایی که دارای دقت کافی بوده و در تعیین وضعیت مورد استفاده قرار گرفته‌اند، می‌توان به Hipparcos، Tycho، SKY2000، SAO، و HYG اشاره نمود. در تحقیق حاضر از کاتالوگ Tycho-2 استفاده شده است. این کاتالوگ نتیجه همکاری بین رصدخانه دانشگاه کوپنهاگن و رصدخانه دریایی ایالات متحده است. تعداد ۵۰۰۰ ستاره از این کاتالوگ توسط چشم غیر مسلح قابل مشاهده است. محدوده دقت‌های موقعیتی، حدود ۱۰ تا ۱۰۰ میلی ثانیه کمانی بسته به مقدار قدر است. کاتالوگ Tycho-2 شامل ستارگان با قدر کمتر از ۱۱/۵ است که شامل ۴۰۰۰۰ ستاره‌ی روشن‌تر از قدر ۹ است که در کاتالوگ Hipparcos وجود ندارد [۱۸].

### ۳- طراحی و پیاده‌سازی سامانه شبیه‌ساز ردیاب ستاره

به‌منظور شبیه‌سازی ردیاب ستاره، از کاتالوگ ستاره برای ساخت کره سماوی شبیه‌سازی شده بعنوان آسمان استفاده خواهد شد. برای این منظور، پس از اعمال پیش‌پردازش‌هایی بر روی کاتالوگ ستاره مورد استفاده، میدان دید (FOV) سنجنده بر روی کره سماوی یافت شده و ستارگان مرجع واقع در داخل میدان دید تعیین می‌گردد (شکل ۲ - الف). گام بعدی، تصویر نمودن ستارگان یافت شده به روی صفحه دو بعدی تصویر (شکل ۲ - ب) و سپس اعمال پارامترهای سنجنده است تا تصویر شبیه‌سازی شده نهایی بدست آید (شکل ۲ - ج).



شکل ۲- ساخت تصویر شبیه‌سازی شده، (الف) میدان دید بر روی کره سماوی، (ب) ستارگان مرجع تصویر شده به صفحه دوبعدی، (ج) تصویر رستر شبیه‌سازی شده نهایی

برای حل مشکل وجود ستاره‌های دوتایی، دو راه حل وجود دارد؛ راه حل نخست، حذف ستاره‌های دوتایی از کاتالوگ ستاره می‌باشد. راه حل دیگر، در نظر گرفتن ستاره‌های دوتایی به صورت یک ستاره مصنوعی با محاسبه قدر و مولفه‌های مختصاتی این ستاره ساختگی (یا ستاره معادل)، توسط هر دو ستاره می‌باشد. بدیهی است که در صورت انتخاب راه حل دوم، روش مورد استفاده برای ایجاد ستاره‌های معادل در کاتالوگ و پردازش‌های تصویری مربوط به تصویر ستاره‌های دوتایی باید با هم سازگاری بالایی داشته باشند. در این تحقیق راه حل اول، یعنی حذف ستاره‌های دوتایی مورد استفاده قرار گرفته است.

### ۲-۳-۲- یافتن میدان دید بر روی کره سماوی

نخستین گام در شبیه‌سازی عملکرد یک ردیاب ستاره، یافتن میدان دید سنجنده بر روی کره سماوی است. حاصل این گام، مختصات چهار گوشه میدان دید بر روی کره سماوی و همچنین ستارگان مرجع واقع در میدان دید به همراه قدر و شناسه آن‌ها می‌باشد. برای یافتن میدان دید بر روی کره سماوی، مراحل زیر به ترتیب بایستی صورت گیرد:

### ۲-۳-۱- یافتن چهار گوشه میدان دید بر روی کره سماوی

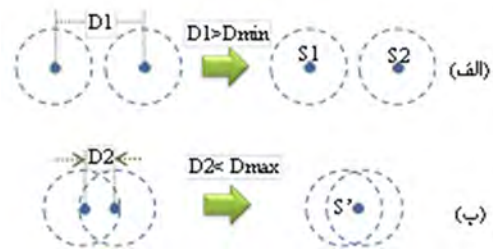
پس از تعیین مختصات چهار گوشه میدان دید بر روی کره سماوی، ستارگانی که در داخل میدان دید سنجنده واقع شده‌اند، قابل تعیین خواهد بود. برای تعیین مختصات چهار گوشه میدان دید بر روی کره سماوی، مختصات چهار گوشه CCD در سیستم تصویری (Im) طی انتقالاتی نخست به سیستم سنجنده (S) و سپس به سیستم بدنه (B) و در نهایت به سیستم اینرشیال (ECI) انتقال می‌یابد. با توجه به شکل ۵ رابطه انتقال از سیستم تصویری به سیستم سنجنده برابر است با:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_S = \frac{1}{\sqrt{(X^{Im})^2 + (Y^{Im})^2 + f^2}} \begin{bmatrix} X^{Im} \\ Y^{Im} \\ f \end{bmatrix} \quad (2)$$

که،  $f$  فاصله کانونی سنجنده است که جزو پارامترهای توجیه داخلی سنجنده بوده و در داخل فایل کالیبراسیون ارائه می‌گردد.

میزان حساسیت سنجنده، ستاره‌ها تنها تا قدر مشخصی در تصویر ظاهر می‌گردند. از این‌رو، با اعمال یک حد آستانه<sup>۱</sup> برای بیشینه قدر ستاره، نه تنها می‌توان حافظه مصرفی برای ذخیره کاتالوگ ستاره بر روی یک سکوی در حال حرکت را تا حد زیادی کاهش داد، بلکه حجم محاسبات تناظریابی نیز به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد.

کاتالوگ ستاره قبل از استفاده میبایست با توجه به ویژگی‌های سنجنده تصویربرداری مورد استفاده در ردیاب ستاره و توانایی آن در تشخیص دو ستاره نزدیک به هم، نیز تصحیح گردد. این فرآیند تحت عنوان کاهش ستاره‌های دوتایی<sup>۲</sup> شناخته می‌شود. یکی از مشکلاتی که در روند شناسایی ستاره ظاهر می‌شود، حضور ستاره‌های دوتایی است. منظور از ستاره‌های دوتایی، ستاره‌هایی هستند که فاصله زاویه‌ای آن‌ها اندک بوده و از این‌رو بر روی تصویر در کنار یکدیگر ظاهر می‌گردند. بنابراین تمییز آن‌ها توسط الگوریتم تعیین مرکز امکان پذیر نمی‌باشد و توسط الگوریتم بعنوان یک ستاره تشخیص داده خواهند شد. این که چه زوج ستاره‌هایی ممکن است برای سنجنده، ستاره دوتایی محسوب گردند، وابسته به ویژگی‌های سنجنده مورد استفاده است. اگر فاصله مراکز دو ستاره واقع بر روی تصویر بیش از مجموع شعاع آن‌ها باشد، این دو ستاره به عنوان دو ستاره مجزا تشخیص داده خواهند شد (شکل ۴ - الف). در غیر این‌صورت، الگوریتم تعیین مرکز تنها یک ستاره را در موقعیت نقطه‌ای واقع در خط واصل مراکز دو ستاره و نزدیک به ستاره با شعاع بیشتر تعیین خواهد نمود (شکل ۴ - ب). در نتیجه، فرآیند شناسایی ستاره ممکن است نتایج اشتباهی را تولید کرده و یا در بهترین حالت هیچ جوابی به دست نیاید.



شکل ۴- دو ستاره نزدیک به هم در تصویر: (الف) دو ستاره مجزا، (ب) ستاره دوتایی

۱ Threshold  
۲ Binary Stars

انتقال از سیستم بدنه به سیستم اینرشیال از طریق المان‌های دورانی  $Roll$ ،  $Pitch$  و  $Yaw$  صورت می‌گیرد:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{ECI} = R1(Roll) \cdot R2(Pitch) \cdot R3(Yaw) \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_B \quad (7)$$

که، ماتریس‌های دورانی استاندارد  $R1$ ،  $R2$  و  $R3$  با روابط (۴) تا (۶) داده می‌شوند.

### ۳-۲-۲- تعیین ستارگان مرجع داخل میدان دید

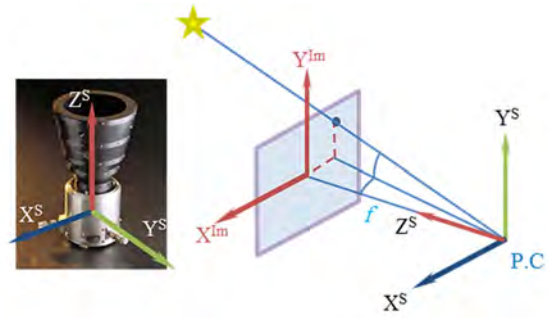
پس از مشخص شدن چهار گوشه میدان دید بر روی کره سماوی می‌توان ستارگانی را که در داخل میدان دید واقع شده‌اند، تعیین نمود. برای این منظور، ابتدا با استفاده از مختصات گوشه‌های میدان دید که در داخل کره سماوی یافت شده است، مختصات ابتدا و انتهای چهار لبه متناظر با آن‌ها مشخص می‌شود. سپس، معادلات دایره عظیمه گذرنده از نقاط ابتدا و انتهای هر لبه بعنوان معادلات بیان کننده آن لبه بر روی کره سماوی تشکیل می‌شوند. با استفاده از این دایره عظیمه می‌توان ستارگان قرار گرفته در داخل میدان دید را مشخص نمود. با توجه به شکل ۷ می‌توان مراحل کار را بدین ترتیب شرح داد:

**گام ۱:** منتهی‌الیه گوشه سمت چپ (متناظر با کمترین بُعد  $\alpha = \alpha_{min}$ ) و منتهی‌الیه گوشه سمت راست (متناظر با بیشترین بُعد  $\alpha = \alpha_{max}$ ) مشخص می‌شود.

**گام ۲:** تمامی ستارگانی که مختصات بُعد آن‌ها در محدوده بُعد ماکزیمم و مینیمم قرار دارد ( $\alpha_{min} \leq \alpha_{star} \leq \alpha_{max}$ ) یافت شده و بعنوان ستارگان موجود در داخل میدان دید سنجنده کاندید می‌شوند.

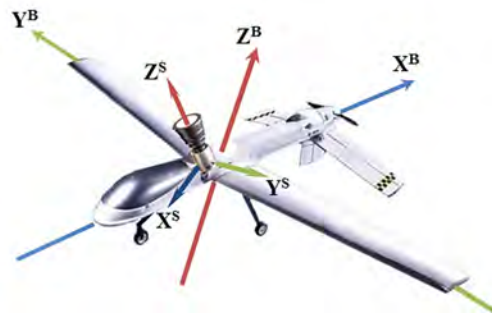
**گام ۳:** به ازای هر لبه مختصات بُعد و میل نقاط ابتدا (مختصات بُعد کمتر) و انتهای آن (مختصات بُعد بیشتر) ذخیره می‌گردد.

**گام ۴:** ستارگان کاندیدی که در محدوده میل مشخص شده توسط لبه‌ها قرار گرفته باشند، بعنوان ستارگان یافت شده در داخل میدان دید سنجنده معرفی خواهند شد. بدین منظور، کل محدوده میدان دید سنجنده با در نظر گرفتن محدوده قائم میان هر دو لبه، به شش بخش تقسیم شده و قرار گرفتن ستارگان کاندید در هر یک از آن‌ها مورد بررسی قرار



شکل ۵- سیستم سنجنده و ارتباط آن با سیستم تصویری

انتقال از سیستم سنجنده به سیستم بدنه (شکل ۶) از طریق المان‌های دورانی بین دو سیستم  $(\Phi)$ ،  $(\Theta)$ ، و  $(\Psi)$  صورت می‌گیرد. این زوایا در هنگام نصب ردیاب ستاره بر روی سکو، با دقت بالایی اندازه‌گیری می‌گردد:



شکل ۶- سیستم بدنه (B) و ارتباط آن با سیستم سنجنده (S)

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_B = R1(\Phi) \cdot R2(\Theta) \cdot R3(\Psi) \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_S \quad (3)$$

که،  $R1$ ،  $R2$  و  $R3$  ماتریس‌های دورانی استاندارد به ترتیب حول محورهای  $X$ ،  $Y$ ، و  $Z$  هستند:

$$R1(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$R2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

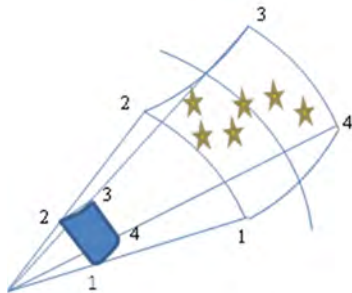
$$R3(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$



**گام ۵:** در نهایت تمامی ستارگان قرار گرفته در داخل میدان دید، از اجتماع ستارگان مشخص شده در گام پیشین بدست می‌آید.

### ۳-۳- تصویر نمودن ستارگان از کره سماوی به روی صفحه تصویر

نخست مختصات سه‌بعدی ستارگان از روی کره سماوی به روی صفحه دو بعدی انتقال می‌یابد ( **Error! Reference source not found.** ). سپس با اعمال پارامترهای سنجنده، تصویر شبیه‌سازی شده نهایی بدست می‌آید. انتقال مختصات ستارگان از کره سماوی به روی صفحه دو بعدی تصویر طی انتقالات متوالی از سیستم اینرشیال به سیستم بدنه، سپس از سیستم بدنه به سیستم سنجنده و در انتها از سیستم سنجنده به سیستم تصویری صورت می‌گیرد.



شکل ۸- انتقال از کره سماوی به روی صفحه دو بعدی تصویر

### ۳-۴- اعمال پارامترهای سنجنده و ساخت تصویر شبیه‌سازی شده

پس از بدست آوردن مختصات تصویری مراکز ستارگان و با داشتن پارامترهای سنجنده می‌توان تصویر شبیه‌سازی شده نهایی را تولید نمود. بدین منظور قدر ستاره طی رابطه‌ای به روشنایی<sup>۳</sup> (درجه خاکستری) آن تبدیل می‌شود. سپس با اعمال یک تابع گوسین به‌عنوان تابع PSF<sup>۴</sup> می‌توان تصویر نهایی را تولید نمود.

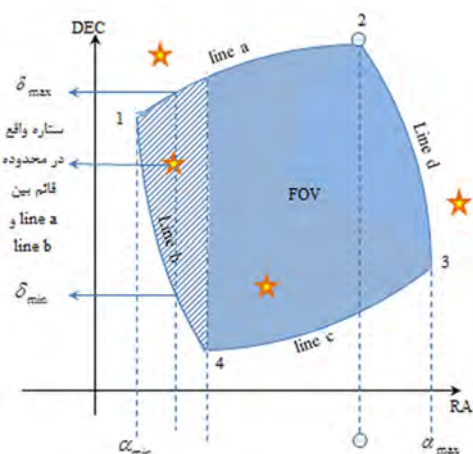
#### ۳-۴-۱- تبدیل قدر ستاره به درجه خاکستری

نخستین مرحله در تولید تصویر شبیه‌سازی شده با استفاده از مختصات مرکز ستاره‌ها و قدر متناظر با آن‌ها، تبدیل قدر آن‌ها به درجات خاکستری می‌باشد. به‌منظور

می‌گیرد. این شش بخش عبارت اند از (i) محدوده قائم دو لبه a و b، (ii) محدوده قائم دو لبه a و c، (iii) محدوده قائم دو لبه a و d، (iv) محدوده قائم دو لبه b و c، (v) محدوده قائم دو لبه b و d، و (vi) محدوده قائم دو لبه c و d. به‌ازای هر دو لبه، محدوده مشترک بعد و میل هر بخش بدین ترتیب بدست می‌آید:

$$\alpha_{\min} = \max(\alpha_{\min} \text{line1}, \alpha_{\min} \text{line2}) \quad (8)$$

$$\alpha_{\max} = \min(\alpha_{\max} \text{line1}, \alpha_{\max} \text{line2})$$



شکل ۷- تعیین ستارگان موجود در داخل میدان دید سنجنده

$$\delta_{\min} = \min(\delta_1, \delta_2) \quad (9)$$

$$\delta_{\max} = \max(\delta_1, \delta_2)$$

که در آن،

$$\delta_1 = GC(\alpha_{CS}, \delta_S \text{line1}, \alpha_S \text{line1}, \delta_E \text{line1}, \alpha_E \text{line1}) \quad (10)$$

$$\delta_2 = GC(\alpha_{CS}, \delta_S \text{line2}, \alpha_S \text{line2}, \delta_E \text{line2}, \alpha_E \text{line2})$$

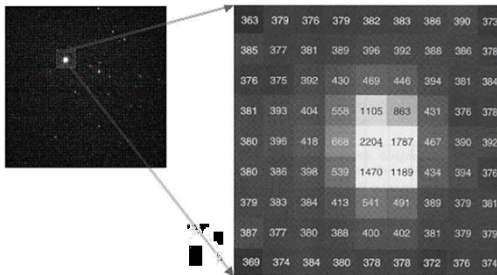
در رابطه (۱۰)،  $\delta_S \text{line1}$  و  $\alpha_S \text{line1}$  به‌ترتیب مختصات میل و بُعد نقطه ابتدای لبه اول،  $\delta_E \text{line1}$  و  $\alpha_E \text{line1}$  مختصات میل و بعد نقطه انتهای لبه اول،  $\delta_S \text{line2}$  و  $\alpha_S \text{line2}$  مختصات میل و بعد نقطه ابتدای لبه دوم،  $\delta_E \text{line2}$  و  $\alpha_E \text{line2}$  مختصات میل و بعد نقطه انتهای لبه دوم است. همچنین  $GC$  بیان‌گر معادله دایره عظیمه‌ای است که مختصات میل نقطه‌ای واقع بر روی آن و دارای مختصات بُعد برابر با مختصات بُعد ستاره کاندید ( $\alpha_{CS}$ ) را نتیجه می‌دهد و رابطه آن به‌صورت زیر می‌باشد:

$$\sin(d\delta) = \frac{\sin(\alpha_{CS} - \alpha_1)}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1)} \cdot \sin(\delta_2 - \delta_1) \quad (11)$$

$$\delta_{CS} = \delta_1 + d\delta$$

<sup>۳</sup>Brightness  
<sup>۴</sup> Point Spread Function

که در آن،  $x_p$  و  $y_p$  مختصات مرکز، و  $\sigma$  پارامتر بازشدگی تابع می‌باشد [۲۰]. بایستی این تابع را بر روی مراکز ستارگان اعمال نمود تا تصویر نهایی حاصل شود. تصویر شبیه‌سازی شده نهایی، آرایه‌ای ماتریسی متشکل از درجات خاکستری زمینه آسمان به همراه ستارگان مشاهده شده در میدان دید سنجنده خواهد بود (شکل ۹).



شکل ۹- شدت درجات خاکستری در یک پنجره پیرامون ستاره [۲۰]

با استفاده از روابط بیان شده در این بخش طراحی کامل سامانه شبیه‌ساز ردیاب ستاره صورت گرفته و در نهایت تصاویر شبیه‌سازی شده بدست می‌آید. بخش بعدی به بررسی نتایج عملی و ارزیابی آن‌ها خواهد پرداخت.

#### ۴- پیاده‌سازی و نتایج عملی

پیاده‌سازی سامانه شبیه‌ساز ردیاب ستاره در قالب یک سیستم نرم‌افزاری صورت گرفت. سپس، توانایی الگوریتم‌های مربوط به بخش‌های مختلف نرم‌افزار پیاده‌سازی شده ارزیابی گردید. شکل ۱۰ واسط گرافیکی نرم‌افزار پیاده‌سازی شده را نمایش می‌دهد. میدان دید سنجنده، بیشینه حساسیت به قدر ستاره، و کمترین تعداد ستارگان مورد نیاز برای الگوریتم شناسایی ستاره، مهم‌ترین فاکتورهای مطرح در مورد یک ردیاب ستاره می‌باشد. از این‌رو، در بخش حاضر به بررسی این پارامترها پرداخته خواهد شد.

نمایش هشت بیتی بایستی روشنایی تمامی ستارگان در بازه  $[0, 2^8] = [0, 255]$  بدست آید. ابتدا درجه خاکستری (روشنایی) متناظر با کم‌نورترین ستاره قابل دید توسط سنجنده (ستاره دارای بیشترین قدر  $MaxMag$ ) و پر نورترین ستاره موجود در کاتالوگ (ستاره دارای کم‌ترین قدر  $MinMag$ ) بدست می‌آید [۲۰]:

$$MaxGV = \exp\left(-\frac{MinMag}{2.5}\right) \quad (12)$$

که در آن،  $MaxGV$  بیشترین درجه خاکستری بدست آمده است؛ و

$$MinGV = \exp\left(-\frac{MaxMag}{2.5}\right) \quad (13)$$

که در آن،  $MinGV$  کمترین درجه خاکستری بدست آمده است. با توجه به درجات خاکستری روشن‌ترین و کم‌نورترین ستاره موجود در کاتالوگ، درجات خاکستری به‌گونه‌ای مقیاس‌دهی خواهد گردید که نتایج بدست آمده در محدوده  $[0, 255]$  قرار داشته باشند. بنابراین، درجه خاکستری یک ستاره در نهایت برابر خواهد بود با:

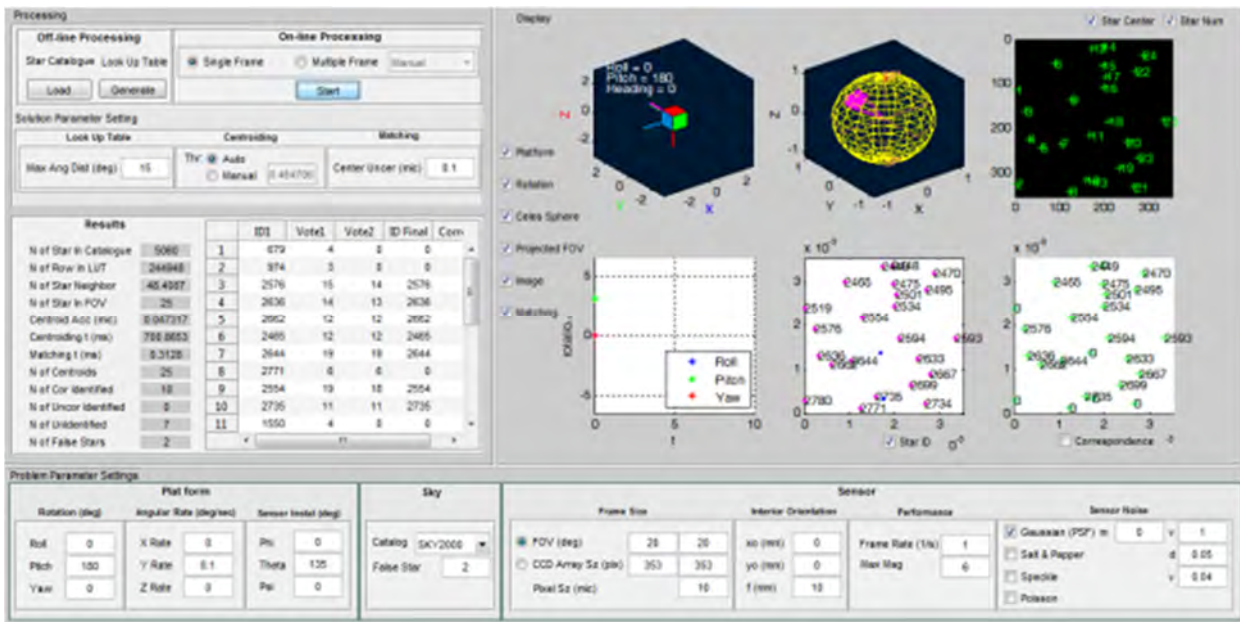
$$GV = \exp\left(-\frac{Mag}{2.5}\right) \cdot \frac{255}{|MaxGV - MinGV|} \quad (14)$$

#### ۳-۴-۲- اعمال PSF سنجنده و ساخت تصویر شبیه‌سازی شده

با فرض توزیع گاوسین برای تابع پخش نقطه (PSF) خواهیم داشت:

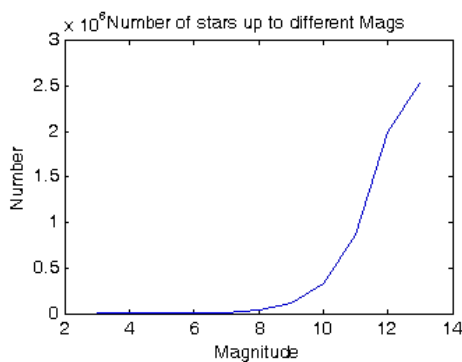
$$PSF = \exp\left(-\frac{(x-xp)^2 + (y-yp)^2}{2\sigma^2}\right) \quad (15)$$





شکل ۱۰- واسط گرافیکی نرم‌افزار شبیه‌ساز پیاده‌سازی شده

مقادیر قدر کوچک‌تر از ۶ در این کاتالوگ وجود دارد. عموماً ستارگان روشن‌تر از قدر ۶ در ردیاب‌های ستاره کوچک و ارزان قیمت مورد استفاده قرار می‌گیرند؛ به این دلیل که با کم‌نورتر بودن ستاره‌های قابل دید (افزایش قدر)، هزینه و وزن سنجنده افزایش می‌یابد [۲۱]. شکل ۱۱ ایده مناسبی در مورد روند نمایی افزایش تعداد ستارگان کاتالوگ با افزایش قدر آن‌ها ارائه می‌دهد.



شکل ۱۱- فراوانی تجمعی تعداد ستارگان کاتالوگ به‌ازای قدر ستاره

مقادیر عددی تعداد ستاره‌های کاتالوگ به‌ازای هر قدر (تا قدر ۹) در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲- تعداد ستاره‌های کاتالوگ به‌ازای هر قدر

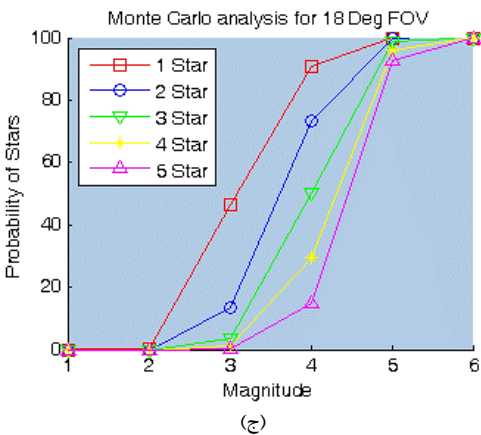
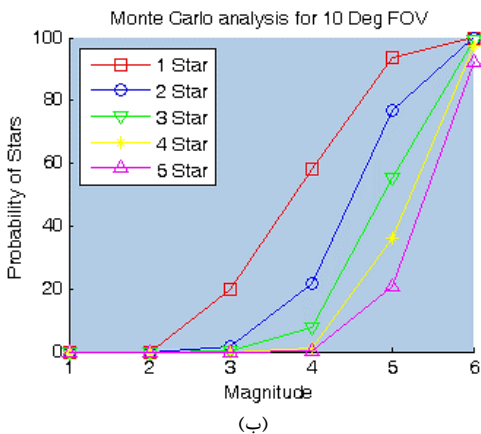
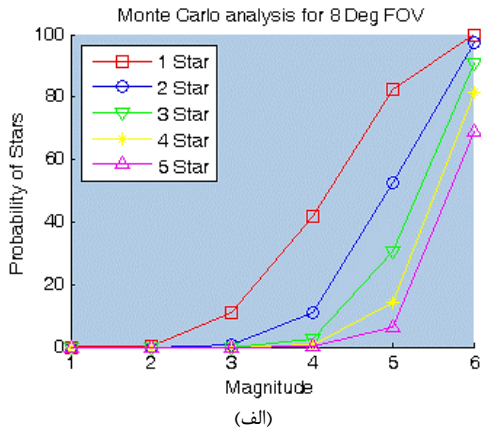
تعداد	قدر ستاره
۱۰۰	$\leq 3$
۴۱۴	$\leq 4$
۱۴۳۰	$\leq 5$
۴۵۶۹	$\leq 6$
۱۴۱۵۶	$\leq 7$
۴۱۹۴۳	$\leq 8$
۱۲۰۲۸۲	$\leq 9$

میدان دید، فاکتور مهمی برای یک سنجنده محسوب می‌گردد؛ چراکه تعداد ستارگان قابل دید توسط سنجنده در یک تصویر را مشخص می‌نماید. حداقل تعداد ستارگان مورد نیاز برای الگوریتم شناسایی ستاره وابسته به الگوریتم مورد استفاده است. تعداد بیشتر ستارگان در میدان دید، موجب افزایش احتمال شناسایی ستاره خواهد گردید. شناسایی ستاره‌ها در اغلب الگوریتم‌های شناسایی، نیازمند حداقل ۳ ستاره می‌باشد، که وجود ۲ ستاره اضافی دیگر در تصویر افزونگی مناسبی را برای مواقعی که ستاره‌ای در تصویر قابل تشخیص نباشد و یا به‌دلیل نویزهای تصویری از دست برود، ایجاد می‌کند [۱۷، ۲۰، ۲۱]. بنابراین، در نظر گرفتن مقدار حداقل ۵ ستاره برای حضور در داخل میدان دید، انتخاب مناسبی است. پیش از اجرای نرم‌افزار بایستی ملزومات ردیاب ستاره به‌طور واضح تعیین گردد. جدول ۱ مشخصات در نظر گرفته شده برای ردیاب ستاره در طی بررسی‌های صورت گرفته را نمایش داده است.

جدول ۱- مشخصات سنجنده شبیه‌سازی شده

مقدار	پارامتر
۱۰	ابعاد پیکسلی (میکرون)
۱۸، ۱۰، ۸	FOV (درجه)
۸	تعداد بیت به‌ازای هر پیکسل
۶	بیشینه حساسیت به قدر ستاره (Mag)
۲۰/۲	فاصله کانونی (میلیمتر)

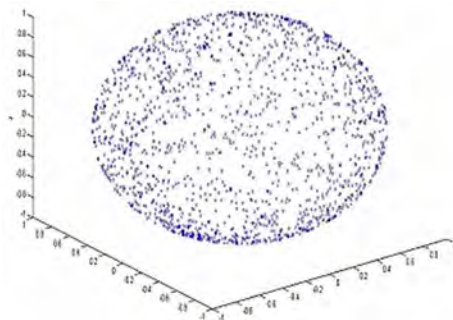
کاتالوگ مورد استفاده Tycho-2 است که ستاره‌های با مقادیر قدر حداکثر ۶ (قدر کاری اکثر دوربین‌های مورد استفاده در ردیاب‌های ستاره‌ای) از آن انتخاب شد. تعداد ۴۵۶۹ ستاره با



شکل ۱۳- نتایج آنالیز Monte Carlo بر روی میدان دید: (الف) ۸ درجه، (ب) ۱۰ درجه، و (ج) ۱۸ درجه

به‌منظور داشتن دیدی از عملکرد سامانه شبیه‌ساز پیاده‌سازی شده، نمونه‌ای از تصاویر شبیه‌سازی شده و مراحل شبیه‌سازی در ادامه آورده شده است. شکل ۱۴ وضعیت قرارگیری ردیاب ستاره بر روی سکو و همچنین سکو در فضای اینرشیال را نمایش می‌دهد. پارامترهای این وضعیت‌ها در جدول ۳ آورده شده است. مقایسه این مقادیر با شکل نمایش داده شده، صحت شبیه‌سازی صورت گرفته را تأیید می‌نماید.

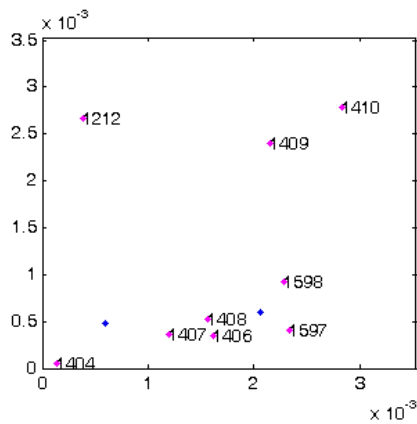
کره سماوی حاصل از ستارگان تا قدر ۶ از کاتالوگ Tycho-2 در در شکل ۱۲ نمایش داده شده است. این کره به شعاع واحد بوده و در مرکز زمین قرار دارد. همچنین فرض می‌گردد که دوربین در مرکز زمین قرار داشته و قابلیت جهت‌گیری به هر موقعیت دلخواهی از آسمان را داشته باشد. پس از تثبیت دوربین در مرکز کره سماوی، قادر خواهد بود تا در هر امتداد دلخواهی جهت‌گیری نماید. سپس، طبق روشی که برای یافتن میدان دید بر روی کره سماوی بیان گردید، می‌توان ستارگان ظاهر شده در میدان دید را در هر یک از جهت‌گیری‌ها مشخص نمود.



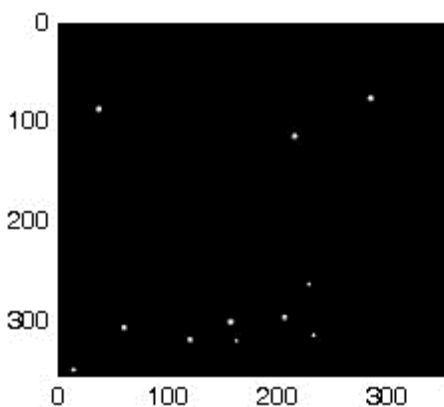
شکل ۱۲- نمایش سه‌بعدی توزیع ستارگان بر روی کره سماوی

بررسی جامعی بر روی میدان دید سنجنده با استفاده از آنالیز Monte Carlo صورت گرفت. با استفاده از شبیه‌سازی در جهت‌گیری‌های تصادفی و برای ستارگان با قدر مشخص، تعداد ستارگان ظاهر شده در میدان دید متناظر با این جهت‌گیری‌ها بدست آمد تا تضمین حداقل ستارگان مورد نیاز برای الگوریتم شناسایی ستاره مورد بررسی قرار گیرد. آنالیز Monte Carlo برای ۱۰۰۰ جهت‌گیری تصادفی و برای میدان دیدهای ۸، ۱۰، و ۱۸ درجه و مقادیر قدر ۱ تا ۶ انجام شد. نتایج این آنالیز در شکل ۱۳ نمایش داده شده است.

همانگونه که ملاحظه می‌گردد، در میدان دید ۱۸ درجه وجود حداقل ۵ ستاره در میدان دید به‌ازای مقادیر قدر کوچکتر از ۶ بصورت ۱۰۰٪ تضمین می‌گردد. درحالی‌که برای میدان‌های دید ۸ درجه و ۱۰ درجه، احتمال حضور حداقل ۵ ستاره در میدان دید به‌ترتیب برابر با ۷۰٪ و ۹۰٪ می‌باشد. از نتایج آنالیز Monte Carlo و همچنین شکل ۱۱ و جدول ۲، واضح است که قدر ۶ قادر به تضمین وجود حداقل ۵ ستاره در میدان دید ۱۸ درجه می‌باشد.



شکل ۱۶- ستارگان تصویر شده به روی صفحه دو بعدی تصویر

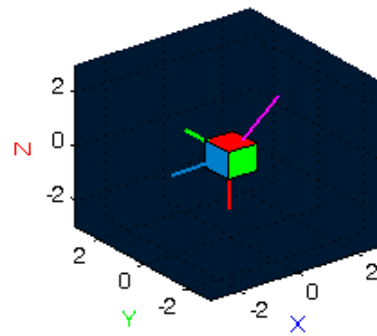


شکل ۱۷- تصویر شبیه‌سازی شده نهایی

همچنین، به منظور نمایش قابلیت سامانه شبیه‌ساز پیاده‌سازی شده در حالت دینامیکی، ستارگان ظاهر شده در میدان دید در سه تصویر متوالی به همراه تصاویر متناظر آن‌ها در شکل ۱۸ نمایش داده شده است. وضعیت اولیه سکو و وضعیت قرارگیری سنجنده بر روی سکو برابر با مقادیر آورده شده در جدول ۳ می‌باشد. وضعیت‌های متوالی بعدی سکو در فضای اینرشیال با استفاده از رابطه (۱۶) بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} Roll_{New} &= Roll_0 + dRoll \cdot dt \\ Pitch_{New} &= Pitch_0 + dPitch \cdot dt \\ Yaw_{New} &= Yaw_0 + dYaw \cdot dt \end{aligned} \quad (16)$$

که در آن،  $Roll_0$ ،  $Pitch_0$  و  $Yaw_{New}$  پارامترهای مشخص کننده وضعیت اولیه سکو در فضای اینرشیال؛  $t$  زمان گذشته از اولین اندازه‌گیری بر حسب  $sec$  (که با استفاده از نرخ اندازه‌گیری سنجنده بدست می‌آید)، و پارامترهای  $dRoll$ ،  $dPitch$  و  $dYaw$  نرخ تغییر وضعیت سکو بر حسب  $rad/sec$  می‌باشند. مقادیر پارامترهای نرخ تغییر وضعیت سکو برای شکل ۱۸ در جدول ۴ آورده شده است.

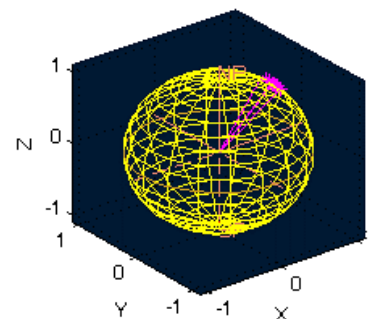


شکل ۱۴- وضعیت قرارگیری سکو و ردیاب ستاره نصب شده بر روی آن در فضای اینرشیال

جدول ۳- وضعیت در نظر گرفته شده برای سکو و سنجنده

پارامتر	مقدار (درجه)	وضعیت در نظر گرفته شده برای سکو
Roll	۰	وضعیت در نظر گرفته شده برای سکو
Pitch	۱۸۰	
Yaw	۰	
$\Phi$	۰	وضعیت قرارگیری سنجنده بر روی سکو
$\Theta$	۲۲۵	
$\Psi$	۰	

شکل ۱۵، میدان دید سنجنده متناظر با وضعیت نمایش داده شده در شکل ۱۴ را بر روی کره سماوی نمایش داده است.



شکل ۱۵- میدان دید یافت شده بر روی کره سماوی

نتیجه حاصل از تصویر نمودن ستارگان یافت شده در میدان دید (شکل ۱۵) بر روی صفحه دو بعدی تصویر، در شکل ۱۶ نمایش داده شده است. و در نهایت، شکل ۱۷ تصویر شبیه‌سازی شده نهایی پس از اعمال پارامترهای سنجنده (جدول ۱) را نمایش داده است.

جدول ۴- پارامترهای نرخ تغییر وضعیت

پارامتر	نرخ تغییر ( $rad/sec$ )
Roll	۰/۲
Pitch	۱
Yaw	۰/۴

## ۵- نتیجه‌گیری

با توجه به اهمیت ناوبری سکوه‌های پرنده و محدودیت‌ها و مشکلات مطرح در سیستم‌های ناوبری متداول آن‌ها، این تحقیق بر روی سیستم ناوبری سماوی مبتنی بر تصاویر أخذ شده توسط یک ردیاب ستاره متمرکز گردید. سیستم ناوبری بینایی مبنای سماوی می‌تواند بعنوان یک سیستم ناوبری مستقل و یا یک سیستم کمک ناوبری در سکوه‌های پرنده بدون سرنشین مورد استفاده قرار گیرد.

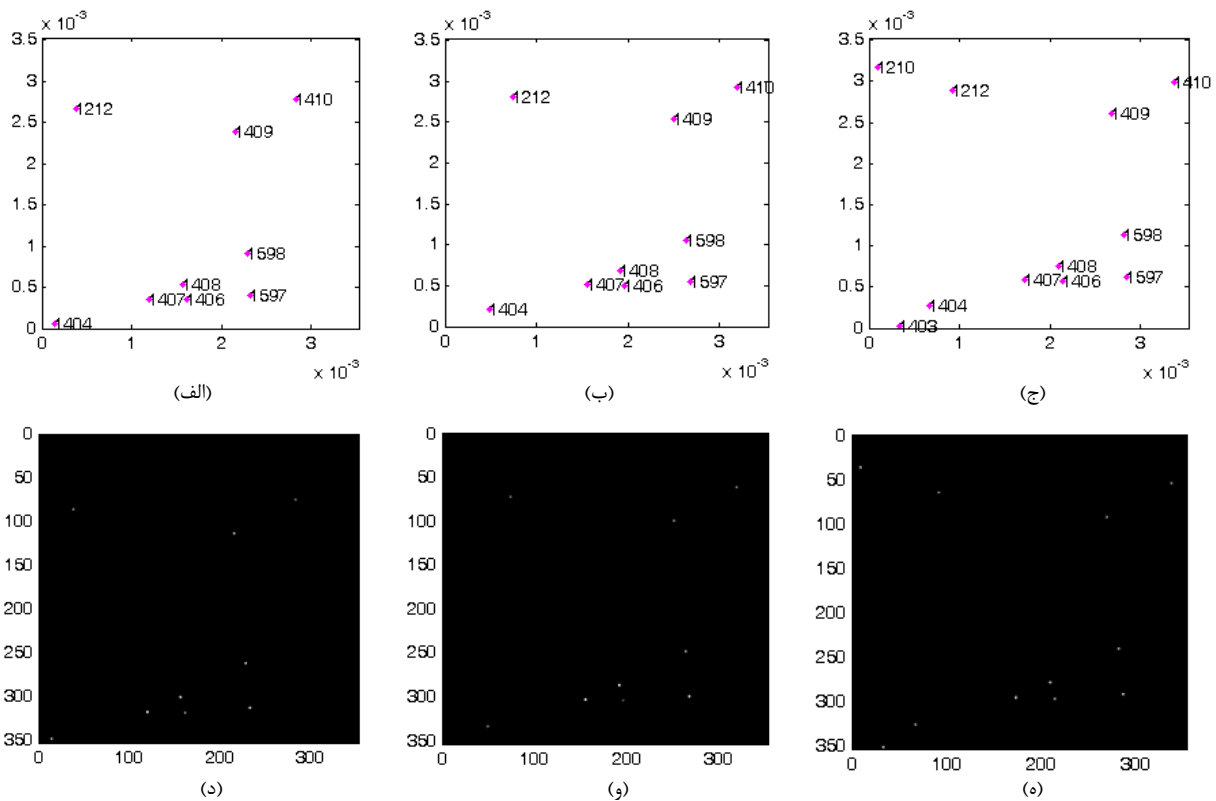
با توجه به سطح دقت و کارایی بالای مورد نیاز الگوریتم‌های مختلف پردازش داده‌های یک ردیاب ستاره (مانند الگوریتم تعیین مرکز، تناظریابی و تعیین وضعیت)، طراحی نرم‌افزاری برای شبیه‌سازی کامل بخش‌های مختلف یک ردیاب ستاره خالی از لطف نخواهد بود. چرا که وجود یک سامانه شبیه‌سازی همواره می‌تواند ابزاری را برای سنجش دقت و صحت الگوریتم‌های پردازشی مختلف فراهم نماید. بنابراین، شبیه‌ساز

سیستم ناوبری نقش مهمی در بررسی و ارزیابی الگوریتم‌های ناوبری پیش از تست‌های واقعی پرواز ایفا خواهد نمود. در این تحقیق، طراحی و پیاده‌سازی یک سامانه شبیه‌ساز ردیاب ستاره با هدف ناوبری سکوه‌های پرنده صورت گرفت. همچنین، صحت بخش‌های مختلف این سامانه نشان داده شد.

سامانه شبیه‌ساز توسعه یافته، قادر است تا تصاویر شبیه‌سازی شده از آسمان شب را با توجه به ویژگی‌های تعریف شده برای سنجنده و در وضعیت‌های مختلف قرارگیری سکو در فضای اینرشیال تولید نماید.

سامانه شبیه‌سازی، همچنین می‌تواند پیش از ساخت و یا خرید یک ردیاب ستاره برای پیش‌بینی قابلیت‌های آن و انطباق با ویژگی‌های مورد نیاز استفاده گردد. بعنوان مثال، بطوری‌که ملاحظه گردید این نرم‌افزار را می‌توان برای انتخاب میدان دید متناسب با پارامترهای سنجنده مورد استفاده قرار داد.

پیشنهاد می‌گردد در مطالعات آتی دقت و صحت الگوریتم‌های مختلف پردازش داده‌های ردیاب ستاره با استفاده از شبیه‌سازی‌های صورت گرفته با این نرم‌افزار مورد بررسی قرار گیرد. همچنین بعنوان مطالعات آتی پیشنهاد می‌گردد مدل‌های مختلف نویزهای محیطی از قبیل خطاهای انکسار، شرایط جوی و پارامترهای مختلفی که ممکن است در ارتفاعات پایین پرواز وجود آید، مورد بررسی قرار گیرد.



شکل ۱۸- ستارگان ظاهر شده در میدان دید (الف تا ج) و تصاویر متناظر آن‌ها (د تا ه) در سه فریم متوالی

- [1] Swanzy, M. J. (2005). "Analysis and Demonstration: A Proof-of-Concept Compass Star Tracker." Master Thesis, Texas A&M University.
- [2] Belenkii, M., Bruns, D. G., Rye, V. A. and Brinkley, T. (2008). "Daytime Stellar Imager." *United States Patent*, patent No: US 7,349,804 B2.
- [3] Bird, J., Davison, S., Eren, M., Arino, S. H., Meidow, J., Miller, M. and Riondet, A. (2010). "Basic Guide to Advanced Navigation, 2<sup>nd</sup>." *North Atlantic Treaty Organization and Research and Technology Organization*.
- [4] Cannata, R.W., Blask, S. G., Van Workum, J. A. and Shah, M. (2000). "Autonomous video registration using sensor model parameter adjustments." *aipr*, p.215.
- [5] Kim, J. and Sukkarieh, S. (2004). "Autonomous airborne navigation in unknown terrain environments." *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, vol. 40, no. 3, pp. 1031 – 1045.
- [6] Committee on Autonomous Vehicles in Support of Naval Operations, National Research Council (2005). "Autonomous Vehicles in Support of Naval Operations." *National Academies Press*. Technology & Engineering – p. 208.
- [7] Sorensen P. (2008). "Star Tracker Augmented Inertial Navigation System for High Altitude, UAV Navy SBIR FY2008.1." [http://www.navysbir.com/08\\_1/188.htm](http://www.navysbir.com/08_1/188.htm) visited at 8/6/2013.
- [8] Conte, G. and Doherty, P. (2009). "Vision-based unmanned aerial vehicle navigation using geo-referenced information." *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*, p.10.
- [9] Saeedi, S., Samadzadegan, F. & El-Sheimy, N. (2009). "Vision-aided inertial navigation for pose estimation of aerial vehicles." In *Proceedings of the 22nd International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2009)*. pp. 453–459.
- [10] Kamel, B., Santana, M.C.S. and De Almeida, T.C. (2010). "Position estimation of autonomous aerial navigation based on Hough transform and Harris corners detection." In *Proceedings of the 9th WSEAS international conference on Circuits, systems, electronics, control & signal processing*. pp. 148–153.
- [11] Samadzadegan, F. and Abdi, Gh. (2012). "Automatic Navigation of Aerial Vehicles Based on a Vision Aided Navigation System." In *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, vol 5, no. 1, pp. 1-14.
- [12] Skeen, M. (2011). "DayStar – Diurnal Star Tracking for Balloon-borne Attitude Determination." Project Definition Document (PDD), University of Colorado, Department of Aerospace Engineering Sciences ASEN 4018.
- [13] Hirt C., Bürki, B., Somieski, A. and Seeber, S. (2010). "Modern determination of vertical deflections using digital zenith cameras." *Journal Surveying Engineering* 136(1), Feb 2010, 1-12. DOI: 10.1061/\_ASCE\_SU.1943-5428.0000009.
- [14] Huffman, K. M. (2006). "Designing Star Trackers to Meet Microsatellite Requirements." Master Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics. Massachusetts Institute of Technology.
- [15] Tappe, J. A. (2009). "Development of Star Tracker System for Accurate Estimation of Spacecraft Attitude." Master Thesis. Naval Postgraduate School.
- [16] Jalabert, E., Fabacher, E., Guy, N., Lizy-Destrez, S., Rappin, W. and Rivier, G. (2011). "Optimization of Star Research Algorithm for ESMO Star Tracker." In *8<sup>th</sup> International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*. 5-10 June.
- [17] Padro, J. (2012). "Development of a star tracker-based reference system for accurate attitude determination of a simulated spacecraft." Master Thesis. Department of the Air Force, Air University, Ohio.
- [18] ESA. (1997). "The Hipparcos and Tycho catalogues, Section 1.1 Introduction to the Hipparcos and Tycho Catalogues." ESA SP-1200.
- [19] Hog, E., Fabricius, C., Makarov, V. V., Urban, S., Corbin, T., Wycoff, G., Bastian, U., Schewekendiek, P., and Wicenc, A. (2000). "Guide to the Tycho-2 Catalogue."
- [20] Samaan, M. A. (2003). "Toward Faster and More Accurate Star Sensors Using Recursive Centroiding and Star Identification." PHD Thesis. Office of Graduate Studies of Texas A&M University.
- [21] Kandiyil, R. (2009). "Attitude Determination Software for a Star Sensor." Master Thesis, Department of Robotics and Telematics, *JMUW Germany*.