



## بررسی اثر پارامترهای هندسی و محیطی بر پاسخ معادلات حاکم بر حسگر پوششی افق زمین و آنالیز خطای محاسبه وضعیت ماهواره

فاطمه حیران<sup>۱</sup>، بهروز رئیسی<sup>۲\*</sup>، رامین وطن‌خواه<sup>۳</sup> و سجاد تقوایی<sup>۴</sup>

<sup>۱</sup> کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز، ایران

<sup>۲</sup> استادیار پژوهشکده مکانیک پژوهشگاه فضایی ایران، شیراز، ایران

<sup>۳</sup> دانشیار بخش مکانیک جامدات، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز، ایران

<sup>۴</sup> استادیار بخش مکانیک جامدات، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز، ایران

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۲۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۱/۰۳/۲۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۸/۲۴

### چکیده

این پژوهش جهت تخمین خطای حل معادلات تعیین وضعیت یک حسگر افق زمین پوششی دو مخروطی با در نظر عوامل مختلف هندسی و محیطی نسبت به حالت ساده، انجام شده است. در استخراج معادلات تعیین وضعیت حسگر فوق برای مدل‌سازی زمین از فرم ساده‌سازی شده‌ی آن به عنوان یک کره‌ی بدون اتمسفر استفاده می‌گردد اما در واقعیت عامل هندسی بیضی‌گون بودن زمین و عوامل محیطی همچون محدوده‌ی دید حسگر، اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین موجب بروز خطا در اندازه‌گیری موقعیت ماهواره نسبت به حالت ساده می‌شوند؛ بنابراین در این پژوهش با قراردادی این حسگر بر روی یک ماهواره، شبیه‌سازی حرکت در یک مسیر واقعی و مدل‌سازی در شرایط مختلف هندسی و محیطی مختلف پالس ورودی به حسگر و در نهایت موقعیت ماهواره محاسبه گردید. در ادامه با مقایسه موقعیت محاسبه شده توسط آن‌ها نسبت به حالت ساده، میزان تاثیر هر کدام در بروز خطا تعیین گردید. براساس این پژوهش، بیشترین میزان بروز خطا در زاویه‌ی چرخش به ترتیب مربوط به اثر اتمسفر، بازتابش از سطح زمین، بیضی‌گون بودن زمین و عامل محدوده‌ی دید حسگر و در زاویه‌ی گام، مربوط به عامل زمین بیضی‌گون، اثر اتمسفر، بازتابش از سطح زمین و در نهایت عامل محدوده‌ی دید حسگر تعیین شد.

**کلمات کلیدی:** تحلیل خطا، حسگر پوششی افق زمین دو مخروطی، تعیین وضعیت

### The effects of geometric and environmental parameters on the governing equations of scanning earth horizon sensor and attitude determination error analysis

F. Heiran<sup>1</sup>, B. Raeisy<sup>2\*</sup>, R. Vatankhah<sup>3</sup>, S. Taghvaei<sup>4</sup>

<sup>1</sup> MSc., Mech. Eng., Shiraz Univ., Shiraz, Iran

<sup>2</sup> Assist. Prof., Inst. of Mech., Iranian Space Research Center, Shiraz, Iran

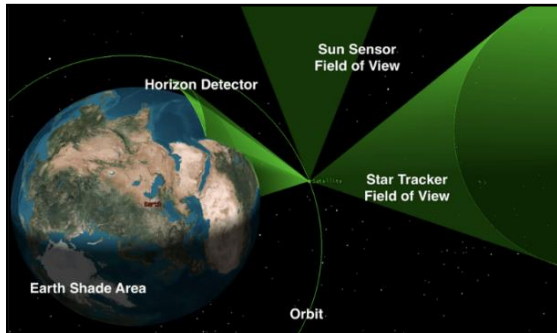
<sup>3</sup> Assoc. Prof., Mech. Eng., Shiraz Univ., Shiraz, Iran

<sup>4</sup> Assist. Prof., Mech. Eng., Shiraz Univ., Shiraz, Iran

### Abstract

This study is performed to estimate the error of solving governing equations of the dual-cone scanning earth horizon sensor, proposed by the Mechanics Institute of Iranian Space Research Center, in presence of geometric and environmental parameters. Typically, the simplified form of the earth as a sphere without atmosphere is used to model the earth. But in reality, the geometric factor of the earth oblateness and environmental factors such as the sensor's field of view, the effect of the atmosphere and its reflection from the earth's surface cause errors in attitude determination of the satellite. Therefore, by assuming that the sensor is mounted on a satellite, simulating motion in a near-earth orbit and modeling the sensor, the sensor's inlet pulse and the amount of roll and pitch angles in different geometric and environmental conditions are calculated. Then, by comparing the calculated attitude with the simplified case, the effect of each in the occurrence of error is obtained. According to the simulation results, the atmosphere radiation and surface reflection, earth oblateness and sensor FOV in roll angle and in pitch angle, earth oblateness, atmosphere radiation and surface reflection and sensor FOV are the most effective factor in revealing error respectively.

**Keywords:** Error analysis, Double-cone scanning earth horizon sensor, Attitude determination.



شکل ۱- مقایسه‌ی افق دید حسگرهای مختلف [۶]

## ۲- پیشینه‌ی پژوهش

حسگرهای افق زمین از نظر عملکرد به دو دسته اصلی تقسیم می‌شوند، حسگرهای ایستا<sup>۱۱</sup> و حسگرهای پوشی<sup>۱۳</sup>. حسگرهای ایستا همان گونه که از اسمشان پیداست، هیچ گونه قطعه متحرک ندارند و برای مشاهده فضا از چند آشکارساز به طور همزمان بهره می‌برند [۷]. به عنوان مثال حسگر ایستا بارنز<sup>۱۴</sup> استفاده شده در ماموریت تی آر ام ام<sup>۱۵</sup> از این نوع حسگرها بوده است و با بهره‌گیری از چهار عدد آشکارساز که هر کدام محدوده دید ۵/۲ درجه دارند فضا را کاوش می‌کند تا به موقعیت‌یابی ماهواره بپردازد و با توجه به اینکه محدوده دید حسگر محدود بوده، سیگنال خروجی حسگر معمولاً نقطه‌ای است [۸]. مدل‌های دیگری از حسگر ایستا نیز وجود داشته که سیگنال را به صورت آرایه‌ای داده‌ها در اختیار قرار می‌دهد. این نوع حسگر از کنار هم قرار گرفتن چندین سر اپتیکی ساخته شده‌است که اصطلاحاً به آن آرایه حسگرها گفته می‌شود [۹]. [۱۰، ۱۱]. نوع دیگر این حسگرها آرایه‌های دو بعدی یا تصویری ایجاد می‌کند و با تکنیک‌های پردازش تصویر امکان تعیین موقعیت فراهم می‌گردد [۱۲]. در این زمینه، رئیسی و غفرانی به طراحی، ساخت و مدل‌سازی یک نوع از حسگر ایستای تصویری در پژوهشکده مکانیک پژوهشگاه فضایی ایران پرداخته‌اند که برخلاف سایر الگوریتم‌های تصویری نیازمند به

## ۱- مقدمه

با شروع ارسال فضاپیماها و ماهواره‌ها به فضا از سال ۱۹۵۷، نیاز به وجود سیستم تعیین موقعیت ماهواره<sup>۱</sup> نسبت به زمین ایجاد شد و از آن زمان تاکنون حسگرهای مختلفی همچون حسگر ستاره<sup>۲</sup> [۱]، حسگر خورشید [۲] و حسگر افق زمین<sup>۳</sup> [۳] طراحی و ساخته شدند. در میان این چهار نوع حسگر، حسگر افق زمین به عنوان یکی از ساده‌ترین و ارزان‌ترین حسگرهای ساخته شده شناخته می‌شود که کاربرد خود را در زمان خورشید گرفتگی از دست نمی‌دهد. این نوع حسگر با استفاده از موقعیت خود نسبت به زمین، فرآیند تعیین وضعیت ماهواره را انجام می‌دهد و به ماهواره کمک می‌کند تا موقعیت خود را در هر لحظه کنترل کند.

دستگاه‌های سنجش موقعیت<sup>۴</sup> در صنایع فضایی به دستگاه‌هایی اطلاق می‌شود که موقعیت زاویه‌ای ماهواره یا فضاپیما را نسبت به یک دستگاه مختصات مرجع همچون زمین اندازه‌گیری نموده و سیگنال خروجی از این دستگاه‌ها معمولاً زوایای اویلر نسبت به دستگاه مرجع است [۴]. حسگر افق زمین به عنوان یک دستگاه سنجش موقعیت، اولین بار در سال ۱۹۵۸، در راستای انجام آزمایش مجدد راکت ژوپیتر<sup>۵</sup> و برنامه جستجوی نیروی هوایی<sup>۶</sup> آمریکا در ناسا<sup>۷</sup> ساخته شد. این حسگر که با نام حسگر افق زمین شناخته می‌شود با استفاده از شدت تابش فرسرخ<sup>۹</sup> دریافتی از سطح زمین به حسگر به تعیین موقعیت ماهواره می‌پردازد. با توجه به اینکه حسگر افق زمین از زمین برای موقعیت‌یابی استفاده می‌کند، باید ماهواره در فاصله‌ای از زمین قرار گرفته باشد که امکان دریافت تابش‌ها فراهم باشد، بنابراین بیشتر برای موقعیت‌یابی در مدار نزدیک به زمین<sup>۱۰</sup> و مدار زمین ایستا<sup>۱۱</sup> کاربردی است [۵]. شکل ۱ نمای کلی از افق دید حسگر افق زمین را به نمایش گذاشته که به مقایسه‌ی بین حسگر افق زمین، حسگر ستاره و حسگر خورشید پرداخته است. همان طور که مشاهده می‌کنیم، هر چه فاصله نسبت به زمین کمتر باشد، محاسبات حسگر دقیق‌تر خواهد بود.

<sup>9</sup> Infrared

<sup>10</sup> Low Earth Orbit (LEO)

<sup>11</sup> Geostationary Orbit (GEO)

<sup>12</sup> Statics Sensor

<sup>13</sup> Scanning Sensor

<sup>14</sup> Barnes Statics Earth Horizon Sensor

<sup>15</sup> Tropical Rainfall Measuring Mission (TRMM)

<sup>1</sup> Satellite attitude determination system

<sup>2</sup> Star Tracker Sensor

<sup>3</sup> Sun Sensor

<sup>4</sup> Earth Horizon Sensor

<sup>5</sup> Attitude Determination Hardware

<sup>6</sup> Jupiter rocket

<sup>7</sup> Air Force Discoverer program

<sup>8</sup> National Aeronautics and Space Administration (NASA)

موتور و یک آشکارساز هر دو مخروط را ایجاد می‌کند. در ساختار اپتیکی حسگر دو آینه‌ی ثابت و رو به زمین به نحوی که تمامی تشعشعات هر دو نیمه کره زمین را دریافت کنند، قرار گرفته است. سپس با بازتاب این امواج به آینه‌ی دوار مرکزی، با یک دور چرخش به دور خود هر دو مخروط را ایجاد می‌کند [۱۷، ۱۸، ۱۹].

مدل‌سازی دقیق محاسبه‌ی وضعیت ماهواره منوط به داشتن اطلاعات ورود و خروج محدوده دید لحظه‌ای حسگر بوده و لذا هر چه مدل‌سازی به واقعیت نزدیک‌تر باشد، خطای تعیین وضعیت کمتر خواهد بود. از عوامل تاثیرگذار در مدل‌سازی می‌توان به شکل زمین<sup>۸</sup>، شدت تابش فروسرخ ساطع شده در فصول مختلف سال، دمای محیط حسگر، اثر اتمسفر، اثر محدوده دید زاویه‌ای و موارد دیگر اشاره کرد. در [۲۰] با در نظر داشتن اثرات شکل زمین، شدت تابش فروسرخ ساطع شده در فصول مختلف سال، دمای محیط حسگر، تغییر دوره زمانی چرخش حسگر، ناهم‌ترازی حسگر و عوامل درونی حسگر بر روی یک ماهواره در ۹۰۰ کیلومتری سطح زمین میزان خطای تعیین موقعیت جمعا از ۰/۴۵۴ درجه به ۰/۰۵۹ درجه تقلیل یافت.

شکل زمین در مدل‌سازی یکی از مولفه‌های مهم تعیین موقعیت بوده و در بیشتر مراجع زمین را کروی فرض کرده‌اند. در حالی که در واقعیت زمین یک بیضی‌گون می‌باشد که قطر آن در استوا نسبت به قطر آن در قطب‌ها بزرگ‌تر است. تکاوی<sup>۹</sup> و دیگران در [۲۱] با در نظر داشتن زمین کروی و زمین بیضی‌گون به بررسی معادلات تعیین موقعیت پرداخته‌اند و نتیجه نشان داد که مدل‌سازی شکل زمین تاثیر به‌سزایی در تعیین موقعیت ماهواره دارد. در این پژوهش با بهره‌گیری از الگوریتم تشخیص موقعیت براساس چهارگان<sup>۱۰</sup> و تنها یک حسگر افق زمین انجام گردیده و زوایای گام و چرخش با دقت نسبتا بالایی محاسبه شده‌اند. گفتنی است که محاسبه‌ی زاویه سمت<sup>۱۱</sup> در این ماموریت با استفاده از معادلات سینماتیکی حسگر در تعیین موقعیت و قطب‌نمای گردش‌سنج محاسبه

داده‌ی ارتفاع نمی‌باشد [۷، ۱۳]. حسگرهای ایستا با توجه به عدم وجود اجزای متحرک سبک‌تر بوده، توان مصرفی پایین‌تری داشته و در نتیجه طول عمر بالاتری دارند [۱۴]. اما میزان خطای آن‌ها در مدار بیضوی قابل توجه می‌گردد [۱۵]. حسگرهای پویایی برخلاف ایستاها مولفه‌ی متحرک دارند و یک موتور در مرکز مکانیزم آن‌ها قرار دارد که با چرخش خود، نواحی مختلف فضا را با سرعت بالا پویایی<sup>۱</sup> می‌کند. مکانیزم اصلی این حسگرها یک آینه‌ی چرخان مرکزی بوده که با دریافت و متمرکز کردن تشعشعات محیط به یک بلومتر<sup>۲</sup> که درواقع یک آشکارساز تابش فروسرخ است، طول موج تشعشعات ورودی را محاسبه می‌کند [۱۵].

این حسگرها با یک دور چرخش به دور خود دو مخروط در فضا ایجاد می‌کنند و با تشخیص نقطه‌ای که محدوده دید لحظه‌ای حسگر از فضا به زمین و از زمین به فضا وارد شده، می‌توان زوایای گام<sup>۳</sup> و چرخش<sup>۴</sup> ماهواره را محاسبه کرد. مدل ساده‌تر حسگر پویایی افق زمین از ترکیب دو حسگر که پشت به پشت هم، با زاویه ۱۸۰ درجه نسبت به یکدیگر قرار گرفته‌اند، ساخته شده که هر کدام به طور مجزا یک آشکارساز و یک موتور دارند. در [۱۶] با استفاده از این نوع حسگر که در ماهواره‌ی میکروماس<sup>۵</sup> استفاده شده به بررسی بردار سمت‌القدم<sup>۶</sup> ماهواره با استفاده از تحلیل‌ها و چارچوب ارائه شده در مقاله، پرداخته شده است. در راستای صحت‌سنجی روش تحلیل، شبیه‌سازی برای یک ماهواره در مدار نزدیک زمین صورت گرفته و نتایج بدست آمده حاکی از میانگین خطای ۰/۱۶ درجه در موقعیت‌یابی ماهواره، ۰/۳ درجه خطا در تعیین موقعیت به علت عدم قطعیت در مکان قرارگیری حسگر بر ماهواره (که این مقدار ۰/۲ درجه در نظر گرفته شده است) و تا ۰/۱۳ درجه خطا در تعیین موقعیت به علت عدم قطعیت اندازه‌گیری ارتفاع ماهواره بوده است (این خطا برای ماهواره در ارتفاع ۱۰ کیلومتری محاسبه شده است).

این نوع حسگر به لحاظ هزینه به صرفه نبود لذا نوعی از این حسگر به نام حسگر پویایی دومخروطی<sup>۷</sup> طراحی شد که با یک

<sup>8</sup> Earth Oblateness

<sup>9</sup> Tekawy

<sup>10</sup> Quaternion

<sup>11</sup> Yaw

<sup>1</sup> Scan

<sup>2</sup> Bolometer

<sup>3</sup> Pitch

<sup>4</sup> Roll

<sup>5</sup> MicroMAS (Micro-sized Microwave Atmosphere Satellite)

<sup>6</sup> Nadir Vector

<sup>7</sup> Dual Cone Scanning Earth Horizon Sensor

شبهه‌ساز که اثر اتمسفر در آن لحاظ شده، به صحت تحلیل پرداخته شده است. نتایج نشان داد که در موقعیت‌های مختلف، خطای جذر میانگین مربعات<sup>۷</sup> این شبهه‌سازی در موقعیت‌های مختلف کمتر از ۰/۰۱ درجه در محاسبه بردار سمت‌القدم می‌باشد. شایان ذکر است که شکل زمین در شبهه‌سازی‌ها بیضی‌گون در نظر گرفته شده است.

یکی دیگر از عوامل تاثیرگذار بر داده‌های حسگر افق زمین، تاثیر تابش خورشید و ماه در پالس خروجی حسگر می‌باشد. به این معنا که اگر خورشید یا ماه در محدوده دید لحظه‌ای حسگر قرار گیرند، مقادیری از تابش به صورت ناخودآگاه توسط حسگر دیده می‌شود. این تابش‌ها عملکرد حسگر را مختل می‌کنند، لذا در [۲۶] با طراحی و آنالیز خطای اشاره شده الگوریتم جدیدی جهت تعیین موقعیت ماهواره با در نظر داشتن این اثر محیطی انجام شده است و نتایج بدست آمده از نرم‌افزار نوشته شده و تست واقعی نشان می‌دهد که الگوریتم به خوبی کار می‌کند.

حسگرهای افق زمین علاوه بر کاربری در تعیین موقعیت ماهواره‌ها، در تعیین ارتفاع سیستم‌های ناوبری فضایی<sup>۸</sup> نیز کاربری دارند. در [۲۷] ابتدا با به کارگیری حسگر افق زمین، محور مشاهده زمین بین فضاپیما و مرکز زمین محاسبه شده و سپس با استفاده از قوانین حاکم بر مثلث ایجاد شده توسط مرکز زمین، فضاپیما و نقطه برخورد زاویه دید حسگر به افق زمین، ارتفاع ماهواره بدست آمده است. شبهه‌سازی‌ها در این پژوهش در نرم‌افزار متلب<sup>۹</sup> انجام شده و اثرات بیضی‌گونی و اتمسفر نیز در شبهه‌سازی‌ها لحاظ شده است. طبق نتایج، بیشینه خطا در محاسبه ارتفاع فضاپیما ۰/۴ درجه است که دقت بالایی است، هر چند میزان خطا با افزایش ارتفاع فضاپیما افزایش پیدا می‌کند. لی<sup>۱۰</sup> و دیگران [۲۸] با بهره‌گیری از حسگر افق زمین و ستاره به صورت همزمان به بررسی اطلاعات ناوبری موشک بالستیک<sup>۱۱</sup> با استفاده از روش حداقل مربعات<sup>۱۲</sup> پرداختند. مدل‌سازی با در نظر گرفتن اثر تغییرات تابش فروسرخ از سطوح مختلف و ارتفاع موشک همراه بوده و نتایج

شده، هر چند که دقت محاسبه چندان بالا نیست. در [۲۲] با بهره‌گیری از یک حسگر پوشی افق زمین سعی در تعیین موقعیت یک ماهواره میکرو اچ آر دی بی<sup>۱</sup> شده است. تحلیل‌ها با توجه به بیضی‌بودن زمین بوده و از طریق داده‌های موقعیت و موقیت زاویه‌ای ماهواره امکان تقریب زدن زاویه سمت ماهواره برقرار می‌شود. این پژوهش نشان می‌دهد که در نظر گرفتن بیضی‌گون بودن زمین نقش به‌سزایی در تعیین موقعیت دقیق ماهواره داشته به طوری که خطای تعیین موقعیت ماهواره از ۰/۵ درجه به ۰/۳ درجه تقلیل یافته است. علاوه بر شکل زمین، طبق گزارش منتشر شده از ناسا از ماهواره‌ی ای آر بی اس<sup>۲</sup> در سال ۱۹۸۹ [۲۳]، خطای قابل توجهی در فصل‌های تابستان و زمستان به علت تفاوت طول موج در تابش‌های دریافتی از حسگر پوشی افق زمین بوجود آمد که نشان‌دهنده تاثیر شدت تابش ساطع شده از سطح زمین بر موقعیت‌یابی ماهواره است. شایان ذکر است که طبق نتایج این تحقیق، با در نظر داشتن این اثر، خطای اندازه‌گیری از عدد ۰/۴۵ درجه به ۰/۳ درجه تقلیل یافته‌است. در کنار اثر تابش ساطع شده، پارامتر اتمسفر نیز داده‌های حسگر را دچار خطا می‌کند، چراکه تابش‌هایی که به حسگر می‌رسد برآیندی از تابش‌های ساطع شده از سطح زمین و اتمسفر هستند. در [۲۴] با استفاده از نرم‌افزار سی او آر پی اس<sup>۳</sup> اطلاعات مناسبی درباره‌ی تابش‌های رسیده به حسگر افق زمین معمول بدست آمده است که با استفاده از آن به مدل‌سازی اتمسفر زمین پرداخته شده و مدل‌سازی قابل قبولی برای حسگر بدست آمده است.

مدنی<sup>۴</sup> و زانونی<sup>۵</sup> [۲۵] با ارائه مدل جدیدی از حسگر افق زمین به کاهش میزان خطای بوجود آمده از اثر اتمسفر پرداخته‌اند. در این پژوهش با بهره‌گیری از چندین سر حسگر فروسرخ و عکس گرفتن از افق زمین با استفاده از آن‌ها به داده‌هایی از افق زمین دست پیدا کردند. سپس با برازش<sup>۶</sup> یک بیضی‌گون بر داده‌های افق زمین و انجام یک سری از تحلیل‌ها، ماتریس موقعیت ماهواره بدست آمد. در انتها با راه‌اندازی یک

<sup>8</sup> Celestial Navigation Systems (CNS)

<sup>9</sup> MATLAB

<sup>10</sup> Li

<sup>11</sup> Ballistic missile

<sup>12</sup> Least Square Method

<sup>1</sup> Micro HRDB Satellite

<sup>2</sup> ERBS Satellite

<sup>3</sup> Comprehensive Radiance Profile Synthesizer

<sup>4</sup> Modenini

<sup>5</sup> Zannoni

<sup>6</sup> Curve Fitting

<sup>7</sup> RMS Error

را محاسبه می‌شود. شکل ۳ نمایی از این نرم‌افزار را به نمایش می‌گذارد. شایان ذکر است که در پژوهش اشاره شده علاوه بر مدل‌سازی حسگر افق زمین پویسی، حسگر افق زمین تصویری نیز مدل‌سازی گردیده است [۱۴].

جدول ۱- مشخصات حسگر افق زمین ساخته شده پژوهشگاه فضایی ایران [۳۰]

شرح	خصوصیات	نوع خصوصیات
پویسی محدوده‌ی گام بین ۱۷- تا ۱۷ درجه محدوده‌ی چرخش بین ۳۳- تا ۳۳ درجه ۰/۱	نوع حسگر محدوده‌ی اندازه‌گیری (درجه) دقت (درجه) فرکانس (هرتز) توان (وات)	کارکردی
۱۸۰×۲۱۰×۳۹۰ ۳۵۰۰	ابعاد (میلی‌متر مکعب) جرم (گرم)	فیزیکی
نزدیک به زمین <sup>۴</sup> ۵ ۵۵- تا ۲۵ ۴۰- تا ۶۰	نوع مدار طول عمر (سال) دمای کارکردی دمای ذخیره	محیطی

در ادامه‌ی آن پژوهش، در پایان‌نامه مشترک انجام شده بین پژوهشکده مکانیک پژوهشگاه فضایی ایران و دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه شیراز، به بررسی عوامل هندسی و محیطی اثرگذار بر محاسبه‌ی موقعیت ماهواره و مدل‌سازی پرداخته شد و در نهایت نرم‌افزاری جهت بررسی تاثیر هم‌کدام از عوامل بر روی پالس حسگر طراحی شد. شکل ۴ نمایی از این نرم‌افزار را به نمایش می‌گذارد. در این نرم‌افزار، ورودی‌ها موقعیت ماهواره، مکان ماهواره، دقت حسگر، مشخصات زاویه‌ای حسگر است. در بخش پارامترها<sup>۵</sup> امکان انتخاب هر عامل وجود داشته و با انتخاب هر کدام می‌توان تغییرات ناشی از آن عامل را در نوع پالس حسگر مشاهده نمود [۳۱]. در این راستا، در [۳۲] با بررسی و شبیه‌سازی دو نوع حسگر افق زمین پویسی و تصویری با در نظر گرفتن پارامتر شدت تابش سطوح

نشان داده که دقت مدل‌سازی در موقعیت ۱۰۰ متر و در سرعت ۰/۱۲ متر بر ثانیه است. آنهلکار<sup>۱</sup> در [۲۹]، به تعیین موقعیت فضاپیما با استفاده از سه نوع سنسور ستاره، افق زمین و ژيروسکوپ در مدار نزدیک زمین پرداخته است تا در سه جهت زاویه‌ای به دقت ۰/۱ درجه دست پیدا کند. در این پژوهش خطاهای اندازه‌گیری ناشی از بیضوی گونی زمین، اثر اتمسفر و الکترونیک سنسور نیز در نظر گرفته شده‌اند و در نهایت شبیه‌سازی‌ها در نرم‌افزار متلب انجام شده‌است.

### ۳- پژوهش‌های گذشته

پژوهش اولیه در این حوزه به سال ۱۳۹۷ بازمی‌گردد که تیم حسگرهای فضایی پژوهشکده مکانیک شیراز (وابسته به پژوهشگاه فضایی ایران) اقدام به طراحی و ساخت حسگر افق زمین پویسی دو مخروطی نمود [۷].



شکل ۲- نمایی از حسگر افق زمین ساخته شده در پژوهشکده مکانیک شیراز [۷]

در طراحی این حسگر از نرم‌افزار زیمکس در بخش طراحی اپتیکی، نرم‌افزار سالیدورکس<sup>۲</sup> در بخش طراحی مکانیک حسگر و متلب<sup>۳</sup> در بخش شبیه‌سازی آن استفاده گردید. مشخصات این حسگر جهت آشنایی بیشتر در جدول ۱ آمده است.

مدل‌سازی اولیه حسگر با فرض زمین کروی و بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی صورت پذیرفت و براساس آن نرم‌افزار مربوط به محاسبه‌ی موقعیت ماهواره در نرم‌افزار متلب طراحی و ساخته شد. در این نرم‌افزار با وارد نمودن زاویه‌ی چرخش و گام، ارتفاع ماهواره و مشخصات زاویه‌ای حسگر، نمای پالس حسگر و نقاط ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به افق زمین

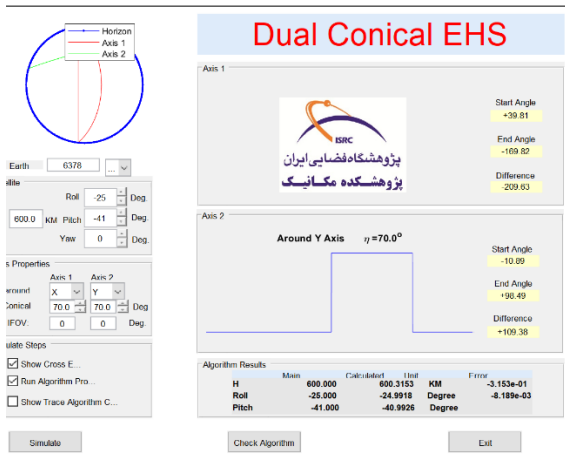
<sup>۴</sup> LEO

<sup>۵</sup> Parameters

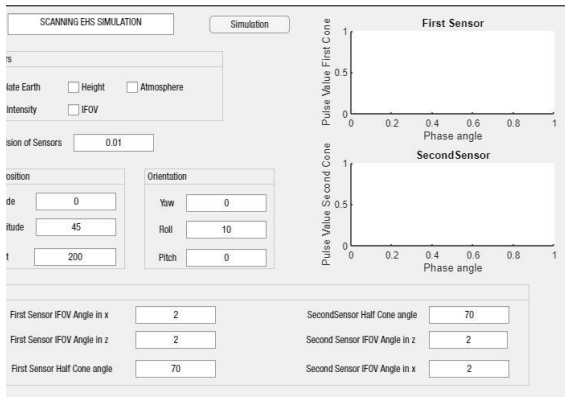
<sup>۱</sup> Unhelkar

<sup>۲</sup> Solidworks

<sup>۳</sup> MATLAB



شکل ۳- نمایی از نرم‌افزار طراحی شده با فرض زمین کروی [۱۴]



شکل ۴- نمایی از نرم‌افزار طراحی شده جهت بررسی تاثیر عوامل محیطی و هندسی بر پالس حسگر [۳۱]

شکل ۵ جزئیات هندسی و دستگاه‌های مختصات در نظر گرفته شده را به نمایش می‌گذارد. محورهای مختصات در چارچوب ماهواره با نمایه  $s$  و محورهای مختصات در چارچوب مدار ماهواره با نمایه  $r$  (در اینجا آن را مختصات مرجع می‌نامیم) نشان داده شده است. بر اساس شکل ۵ (قسمت a)،  $\eta$  نصف زاویه مخروط حسگر با محور چرخش  $Y_s$ ،  $\delta$  زاویه فاز مخروط حسگر به مرجعیت محور  $Z_s$  (در شکل مرجع عمودی ۱ نامگذاری شده است) و زوایای  $\delta_1$  و  $\delta_2$  زوایای فاز نقاط عبور از افق زمین با شماره‌های ۱ و ۲ بوده که نسبت به محور عمودی  $Z_s$  سنجیده می‌شوند.

مختلف، دید عمیقی بر نحوه عملکرد این دو نوع حسگر ایجاد شده است.

در این پژوهش با توجه به اینکه مدل‌سازی بدون صحنه‌سنجی و بررسی خطا غیرقابل استناد بوده، لذا ابتدا با شبیه‌سازی یک ماهواره در مدار دلخواه به بررسی صحت مدل‌سازی ساده شده و سپس با ورود هر کدام از عوامل محیطی و هندسی به بررسی خطای مدل‌سازی نسبت به حالت واقعی پرداخته می‌شود. در بخش اول به بررسی مدل‌سازی زمین با فرض کروی بودن آن به عنوان مدل ساده شده و در بخش دوم عوامل زمین بیضی‌گون، عامل محدوده‌ی دید حسگر و اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین را به مدل‌سازی اضافه نموده و میزان خطای ایجاد شده نسبت به حالت ساده شده را در یک دور چرخش یک ماهواره دلخواه محاسبه می‌نماییم. بخش سوم به ارائه‌ی نتایج شبیه‌سازی در چهار حالت مطرح شده پرداخته می‌شود. تجزیه و تحلیل نتایج و نتیجه‌گیری در دو بخش انتهایی عنوان شده است.

#### ۴- مدل‌سازی حسگر

##### ۴-۱- حالت ساده شده

در ساده‌ترین حالت مدل‌سازی فرض می‌کنیم که زمین یک کره به شعاع  $6378/137$  کیلومتر و بدون اتمسفر است. در کنار آن از محدوده‌ی دید حسگر و اثر تغییرات بازتابش از سطح زمین و اتمسفر را بر روی تابش رسیده به بلومتر صرف نظر می‌نماییم. با این فرضیات، با داشتن نقاط ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به افق زمین و با استفاده از روابط هندسی زوایای گام و چرخش را محاسبه می‌شود. به صورت عمومی، با توجه به بزرگ بودن ابعاد زمین و کم بودن میزان بیضی‌گون بودن آن، محاسبات براساس زمین کروی انجام می‌شود. در این بخش به بررسی نحوه‌ی محاسبه‌ی زوایای چرخش و گام با فرض زمین کروی پرداخته می‌شود [۱۴، ۴].

<sup>1</sup>Vertical Reference

که در آن  $\beta$  زاویه‌ای است که  $V_1$  با محور  $Y_r$  می‌سازد. همچنین اگر بخواهیم این بردار را در دستگاه مختصات ماهواره ( $s$ ) بیان کنیم، رابطه (۳) بیانگر آن است.

$$S_1 = \sin(\delta_1) \sin(\eta) X_s + \cos(\eta) Y_s + \cos(\delta_1) \sin(\eta) Z_s \quad (3)$$

اگر بخواهیم بردار  $S_1$  را در دستگاه  $R$  تعریف کنیم، با استفاده از دو ماتریس تبدیل نسبت به محور  $X$  (به اندازه زاویه چرخش  $(\varphi)$ ) و نسبت به محور  $Y$  (به اندازه زاویه گام  $(\theta)$ ) خواهیم داشت:

$$S_{1r} = \begin{bmatrix} \cos(-\theta) & 0 & -\sin(-\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\theta) & 0 & \cos(-\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\varphi) & \sin(-\varphi) \\ 0 & \sin(-\varphi) & \cos(-\varphi) \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sin(\delta_1) \sin(\eta) \\ \cos(\eta) \\ \cos(\delta_1) \sin(\eta) \end{bmatrix} \quad (4)$$

حال با مساوی قرار دادن  $S_{1r}$  و  $V_1$  به سه معادله (حاصل از معادلات در سه محور مختصات) می‌رسیم که با بررسی تساوی در محور  $Z$  خواهیم داشت:

$$-\sin(\theta) \sin(\delta_1) \sin(\eta) + \sin(\varphi) \cos(\eta) \cos(\theta) + \cos(\theta) \cos(\varphi) \cos(\delta_1) \cos(\eta) = \cos(\rho) \quad (5)$$

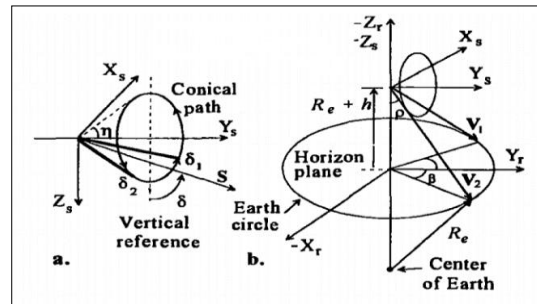
با نوشتن این معادله، برای دو نقطه‌ی برخورد و داشتن داده‌های ارتفاع ماهواره (جهت محاسبه‌ی پارامتر  $\rho$ )، امکان محاسبه‌ی زوایای چرخش و گام ماهواره نسبت به چارچوب مرجع مدار ماهواره قابل محاسبه است. اگر سه نقطه‌ی برخورد داشته باشیم، سه معادله ایجاد شده و امکان محاسبه‌ی ارتفاع نیز فراهم می‌شود. هر چند با حسگر دومخروطی پوششی، چهار نقطه‌ی برخورد ایجاد شده و نقطه‌ی چهارم یک داده‌ی اضافی برای تعیین دقت محاسبه‌ی موقعیت ماهواره است. نقطه‌ی چهارم در مواقعی که خورشید یا ماه افق دید حسگر در نقاط دیگر را پوشانده باشد، یک داده‌ی کمکی است. در نهایت می‌توان اطلاعات موبوط به موقعیت ماهواره را با استفاده از

در شکل ۵ (قسمت b) بردارهای  $V_1$  و  $V_2$ ، بردارهای اتصال مرکز حسگر به نقاط برخورد دید لحظه‌ای مخروط اول حسگر با افق زمین را نشان می‌دهد. صفحه‌ی افق زمین که شامل دو نقطه‌ی ورود و خروج است، بر بردار سمت‌القدم عمود بوده و فاصله‌ی آن از مرکز زمین به اندازه‌ی  $R_e + h$  است ( $h$  ارتفاع مرکز ماهواره تا سطح زمین و  $R_e$  شعاع زمین است). این صفحه، کره‌ی زمین را در یک دایره به نام دیسک زمین قطع می‌کند که شامل همه‌ی نقاط گذر است؛ به این معنا که اگر مخروط نوری دوم را نیز در نظر بگیریم، نقطه‌ی گذر سوم و چهارم بر روی همین دایره قرار دارند. با در نظر گرفتن مخروط دوم، بردارهای  $V_3$  و  $V_4$  نیز ایجاد شده و چهار نقطه‌ی برخورد به دست می‌آید. با توجه به فرض کروی بودن زمین، زاویه‌ی بین همه‌ی چهار بردار و بردار سمت‌القدم زمین با هم برابر بوده و تنها به ارتفاع ماهواره وابسته است. این زاویه  $\rho$  نامیده شده و مقدار آن نصف زاویه‌ی محدوده‌ی دید ماهواره به زمین است. جهت محاسبه‌ی آن از رابطه (۱) استفاده می‌کنیم.

$$\rho = \sin^{-1}(R_e + H_{eq}) / (R_e + h) \quad (1)$$

در این رابطه  $H_{eq}$  ارتفاع تابش‌های فروسرخ ساطع شده از سطح زمین است که معمولاً اندازه‌ی آن را ۴۰ کیلومتر بالای سطح زمین در نظر می‌گیرند. در معادلات، با توجه به اینکه پارامتر اتمسفر به صورت جداگانه بررسی می‌شود، جهت ساده‌سازی از  $H_{eq}$  در معادلات صرف نظر می‌کنیم. در ادامه اندازه‌ی چهار بردار بیان شده در دو دستگاه مختصات مرجع ( $r$ ) و دستگاه مختصات ماهواره ( $s$ ) محاسبه می‌گردد. به عنوان مثال برای بردار  $V_1$  داریم:

$$V_1 = \sin(\rho) \sin(\beta) X_r + \sin(\rho) \cos(\beta) Y_r + \cos(\rho) Z_r \quad (2)$$



شکل ۵- هندسه‌ی پوشش و تعریف بردار عبور از افق زمین در مختصات حسگر [۴]

روش‌های حل معادلات غیرخطی به روش عددی مانند روش حداکثر شیب<sup>۱</sup> محاسبه نمود.

#### ۴-۲- مدل سازی با فرض زمین بیضی گون

زمین در نگاهی کلی یک سیاره کروی به شعاع  $6378/137$  کیلومتر و وزن  $5/97 \times 10^{24}$  تن است؛ اما با نگاهی دقیق‌تر زمین بیشتر شبیه به یک بیضی گون با شعاع  $6378/137$  کیلومتر در استوا و شعاع  $6356/752$  کیلومتر در قطب‌ها می‌باشد. امروزه در مدل زمین WGS84 که در بسیاری از کاربردها از جمله سیستم جی.پی.اس از این نوع مدل سازی استفاده می‌شود؛ هر چند که در حال حاضر مدل‌های دقیق‌تری از زمین همچون کره هامونیک مرتبه چهار و مدل سطح دریا نیز ارائه شده‌اند، اما همچنان مدل زمین بیضی گون بیشترین استفاده را دارد.

بنابر اطلاعات بیان شده، در راستای محاسبه‌ی دقیق‌ی زوایای چرخش و گام ماهواره استفاده از مدل زمین بیضی گون می‌تواند دقت محاسبات را افزایش دهد؛ لذا در ادامه نحوه‌ی انجام محاسبات تعیین موقعیت با در نظر گرفتن زمین بیضی گون بررسی می‌گردد [۳۳، ۳۱].

زمین به عنوان یک بیضی گون از دوران یک بیضی حول محور کوچکش بوجود آمده و در قطب‌هایش دارای پخش‌دگی<sup>۲</sup> است. مقدار پخش‌دگی با استفاده از رابطه‌ی (۶) قابل محاسبه است.

$$f = \frac{R_{\oplus} - R_p}{R_{\oplus}} \approx 0.00335286 \quad (6)$$

معادلات یک جسم بیضی گون به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{x^2 + y^2}{a^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1 \quad (7)$$

که برای زمین  $c$  شعاع در قطب‌ها و  $a$  شعاع در استوا است. حال با اندکی ساده‌سازی معادله‌ی سطح زمین بیضی گون به شکل زیر خواهد بود:

$$x^2 + y^2 + \frac{z^2}{(1-f)^2} = a^2 \quad (8)$$

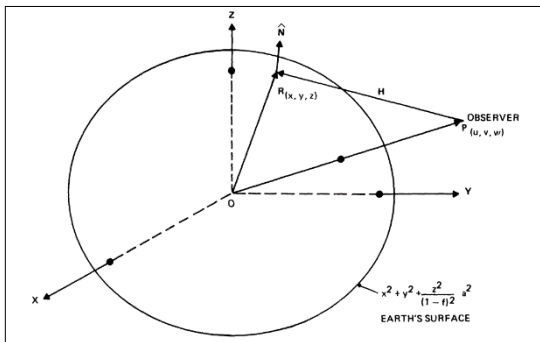
با گردان<sup>۳</sup> گرفتن از معادله‌ی سطح زمین امکان محاسبه‌ی بردار یکه عمود بر سطح زمین در رابطه (۹) فراهم می‌شود.

$$\hat{N} = \left( x^2 + y^2 + \frac{z^2}{(1-f)^2} \right)^{-\frac{1}{2}} (x\hat{x} + y\hat{y} + \frac{z\hat{z}}{(1-f)^2}) \quad (9)$$

تا به اینجا به هندسه‌ی زمین بیضی گون پرداخته شد و در ادامه به بررسی روابط هندسی ایجاد شده با در نظر گرفتن مشاهده‌گر (یا همان ماهواره) و نقاط تلاقی با افق خواهیم پرداخت تا در نهایت رابطه‌ی بین نقاط ورود و خروج و زوایای چرخش و گام مشخص گردد.

با توجه به شکل ۶، مکان مشاهده‌گر با مختصات  $P(u, v, w)$  و نقطه تلاقی با افق را با مختصات  $R(x, y, z)$  نشان می‌دهیم که در چارچوب مرجع سماوی تعریف شده‌اند. بردار  $H$  به عنوان بردار افق زمین تعریف شده و نحوه‌ی محاسبه‌ی آن در رابطه (۱۰) به نمایش گذاشته شده است.

$$H = (x - u)\hat{x} + (y - v)\hat{y} + (z - w)\hat{z} \quad (10)$$



شکل ۶- هندسه‌ی بردار یکه عمود و بردار افق زمین برای زمین بیضی گون [۳۳]

با توجه به اینکه نقطه  $R$ ، نقطه‌ی تلاقی با افق زمین است، لذا بردار افق زمین  $H$  بر بردار عمود یکه سطح زمین  $\hat{N}$  عمود است و لذا داریم:

$$\hat{N} \cdot H = 0 \quad (11)$$

به عبارتی دیگر با جایگذاری مقادیر این بردارها، خواهیم داشت:

$$x(x - u) + y(y - v) + \frac{z(z - w)}{(1-f)^2} = 0 \quad (12)$$

که با اندکی ساده‌سازی خواهیم داشت:

$$\rightarrow x^2 - xu + y^2 - yv + \frac{z^2 - zw}{(1-f)^2} = 0 \rightarrow \quad (13)$$

<sup>3</sup>Gradient

<sup>1</sup>Steepest Decent

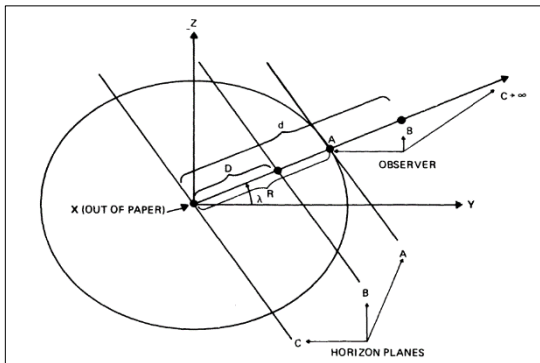
<sup>2</sup>Flattening



$$u = R \cos \lambda \cos \phi, \quad v = R \cos \lambda \sin \phi, \quad w = R \sin \lambda \quad (18)$$

با جایگذاری (۱۸) در (۱۷) برای شعاع زمین در نقطه‌ی زیر ماهواره یا هر نقطه‌ی دیگر داریم:

$$R = \frac{a(1-f)}{\sqrt{1-f(2-f)\cos^2 \lambda}} \quad (19)$$



شکل ۷- نمایش صفحات افق موازی با در نظر گرفتن ارتفاع‌های مختلف مشاهده‌گر [۳۳]

با توجه به این رابطه می‌توان نتیجه گرفت که در این مدل‌سازی شعاع زمین تنها تابعی از طول جغرافیایی جئوسنتریک است. با استفاده از هندسه‌ی زمین بیضی‌گون و مشاهده‌گر، شعاع زاویه‌ای<sup>۳</sup> زمین از رابطه (۲۰) قابل محاسبه است.

$$\rho = \cot^{-1} \left\{ \left[ \frac{(d^2 - R^2)}{a^2} \left( 1 + \frac{(2-f) f R^2 \cos^2 \lambda}{(1-f)^2 a^2} \sin^2 \Psi \right) \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{(2-f) f R^2 \sin 2\lambda}{2(1-f)^2 a^2} \sin \Psi \right\} \quad (20)$$

در این رابطه  $\Psi$ ، زاویه سمت<sup>۴</sup> بردار افق H در دستگاه مختصات محلی مماس و  $\rho$  زاویه‌ی بین بردار سمت‌القدم و بردار افق یا شعاع زاویه‌ای زمین را نشان می‌دهد. حال برای یافتن رابطه‌ی بین موقعیت ماهواره و نقاط ورود و خروج، نیاز به یک صفحه‌ی کمکی هستیم که در اثر برخورد با صفحه‌ی افق زمین نقاط ورود و خروج را برای ما ایجاد کند. به کارگیری بردار موقعیت  $\hat{A}$  (زاویه‌ی چرخش، گام و سمت) و

$$\left(x - \frac{u}{2}\right)^2 + \left(y - \frac{v}{2}\right)^2 + \frac{\left(z - \frac{w}{2}\right)^2}{(1-f)^2} = \left(\frac{u}{2}\right)^2 + \left(\frac{v}{2}\right)^2 + \frac{\left(\frac{w}{2}\right)^2}{(1-f)^2} \quad (14)$$

بر اساس رابطه (۱۴)، در سمت راست معادله، یک بیضی‌گون به مرکزیت  $\left(\frac{u}{2}, \frac{v}{2}, \frac{w}{2}\right)$  با ضریب پخ شدگی f داریم. این بیضی‌گون درواقع سطح افق<sup>۱</sup> است و شامل تمامی نقاط افق ممکن و قابل مشاهده به مختصات (x, y, z) برای مشاهده‌گر در مختصات (u, v, w) است.

حال با قرار دادن رابطه‌ی (۸) در (۱۴) به معادله‌ی صفحه‌ی تلاقی بین سطح زمین و سطح خواهیم رسید.

$$xu + vy + \frac{zw}{(1-f)^2} = a^2 \quad (15)$$

این رابطه نشان‌دهنده‌ی معادله صفحه افق بوده و شامل تمامی نقاط قابل مشاهده برای مشاهده‌گر از سطح زمین است. جهت بردار نرمال این صفحه در راستای  $\left(u, v, \frac{w}{(1-f)^2}\right)$  یا  $\left(\cos \lambda \cos \phi, \cos \lambda \sin \phi, \frac{\sin \lambda}{(1-f)^2}\right)$  است و نشان می‌دهد که بردار نرمال تنها به موقعیت زاویه‌ای مشاهده‌گر یا ماهواره ارتباط دارد (در اینجا  $\lambda$  طول جغرافیایی جئوسنتریک و  $\phi$  عرض جغرافیایی جئوسنتریک ماهواره است)؛ بنابراین اگر فاصله‌ی ماهواره از سطح زمین را تغییر دهیم، بردار نرمال تغییری نخواهد کرد و تنها مساحت صفحه افق که به صورت یک بیضی است تغییر خواهد کرد. هر چه فاصله‌ی بین ماهواره و مرکز زمین بیشتر شود، فاصله‌ی مرکز صفحه افق تا زمین کمتر شده و برعکس این گزاره نیز صحیح می‌باشد. لذا براساس هندسی، برای هر مشاهده‌گر با بردار سمت‌القدم همسان خواهیم داشت:

$$D = \frac{R^2}{d} \quad (16)$$

که در آن D فاصله‌ی بین مرکز صفحه افق با مرکز زمین و d فاصله‌ی بین ماهواره و مرکز زمین است (شکل ۷).

اگر بخواهیم فرمولی جهت محاسبه‌ی شعاع زمین در نقطه‌ی زیر ماهواره<sup>۲</sup> محاسبه کنیم، خواهیم داشت:

$$x = u, \quad y = v, \quad z = w \rightarrow u^2 + v^2 + \frac{w^2}{(1-f)^2} = a^2 \quad (17)$$

<sup>3</sup>Angular Radius

<sup>4</sup>Azimuth Angle

<sup>1</sup>Horizon Surface

<sup>2</sup>Subobserver or Subsatellite Point

مکان‌های نزدیک به افق زمین بخشی از این نقاط با سطح زمین همپوشانی داشته و در بخش‌هایی همپوشانی ندارند. لذا جهت شبیه‌سازی پالس خروجی حسگر با در نظر گرفتن اثر محدوده‌ی دید حسگر، از متغیر درصد همپوشانی محدوده دید با افق زمین استفاده کرده و در نهایت در نظر گرفتن زمانی که میزان همپوشان به ۵۰٪ می‌رسد، نقاط ورود و خروج را تشخیص داده می‌شوند. با استفاده از این نقاط در معادله‌ی زمین بیضی‌گون زوایای چرخش و گام ماهواره و خطا نسبت به حالت ساده شده با در نظر گرفتن محدوده‌ی دید حسگر محاسبه می‌گردد.

#### ۴-۴- در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین

تابش‌های ساطع شده از کره‌ی زمین از دو منبع سطح زمین و اتمسفر بوده که در واقع بازتابی از تابش‌های رسیده از خورشید هستند. شکل ۸ نمایی از زمین را در محدوده‌ی طول موج فرورسرخ که بین ۱۰/۵ میکرومتر تا ۱۷/۶ میکرومتر است را به نمایش می‌گذارد. علت علاقه‌مندی به محدوده‌ی فرورسرخ در حسگرها اولاً تغییرات کم در شدت تابش‌های ساطع شده و ثانیاً عدم تأثیر روز و شب بودن بر روی تابش‌ها در این محدوده‌ی طول موجی است.

تابش‌های رسیده از سطح زمین تابعی از دما، آلبدو، قابلیت انتشار<sup>۱</sup> سطح زمین و ترکیبات سطح زمین و تابش‌های رسیده از اتمسفر تابعی از قابلیت انتشار اتمسفر و ترکیبات اتمسفر می‌باشد. در این قسمت جهت شبیه‌سازی پالس حسگر با در نظر گرفتن شدت تابش ساطع شده از زمین از نرم‌افزار طیف سیاره‌ای پی‌اس‌جی ناسا<sup>۲</sup> و نرم‌افزار اس‌تی‌کی استفاده کرده‌ایم تا با توجه به نقاطی که حسگر در طول زمان می‌بیند تابش<sup>۳</sup> محاسبه گردد. سپس با بدست آوردن میزان تابش در هر دور چرخش حسگر، نقطه‌ی ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر را محاسبه نماییم. در نهایت با بهره‌گیری از داده‌های ورود و خروج حسگر در معادلات با فرض زمین بیضی‌گون زوایای چرخش و گام و خطای محاسبه نسبت به حالت ساده شده معین می‌گردد.

اطلاعات زاویه تعبیه حسگر  $\gamma$  معادله‌ی یک مخروط ایجاد می‌شود.

$$\hat{\mathbf{A}} \cdot \hat{\mathbf{H}} = \cos \gamma \quad (21)$$

$$\hat{\mathbf{A}} = (a_1, a_2, a_3) \quad (22)$$

بردار نقاط ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به افق زمین از حل معادلات (۸)، (۱۵) و (۲۱) بدست خواهد آمد. شایان ذکر است که این معادلات با داشتن سه نقطه‌ی ورود و خروج و داشتن موقعیت مکانی ماهواره قابل حل هستند.

در اینجا با توجه به اینکه مدل‌سازی در نرم‌افزار اس‌تی‌کی با فرض زمین بیضی‌گون در نظر گرفته شده، لذا به صورت مستقیم می‌توان مختصات نقاط ورود و خروج و مختصات قرارگیری ماهواره نسبت به دستگاه مختصات آی.سی.آر.اف را مستقیماً محاسبه نماییم و در نتیجه کفایت با داشتن سه نقطه‌ی ورود و خروج و حل معادله‌ی (۲۱) به اطلاعات موقعیت ماهواره دست یابیم.

پس از حل معادله، بردار جهت‌گیری بردار موقعیت مشخص می‌شود و کفایت با قراردادن اطلاعات در معادلات (۲۳) و (۲۴)، زوایای چرخش  $(\varphi)$  و گام محاسبه گردند.

$$\varphi = \pi/2 + \tan^{-1}(a_3/a_2) \quad (23)$$

$$\theta = \tan^{-1}(a_1/\sqrt{a_2^2 + a_3^2}) \quad (24)$$

#### ۴-۳- در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر به مدل‌سازی

در مدل‌سازی حسگر افق زمین پوشی، یکی عوامل تأثیرگذار محدوده‌ی دید لحظه‌ای حسگر و تأثیر آن بر نقاط ورود و خروج می‌باشد. در ساده‌ترین حالت ممکن از شبیه‌سازی فرض کردیم که محدوده دید حسگر تنها یک نقطه است (محور حسگر) و براساس آن نقاط ورود و خروج محاسبه شد؛ اما در واقعیت محدوده‌ی دید حسگر شامل مجموعه‌ای از نقاط است که در

<sup>3</sup>Radiance

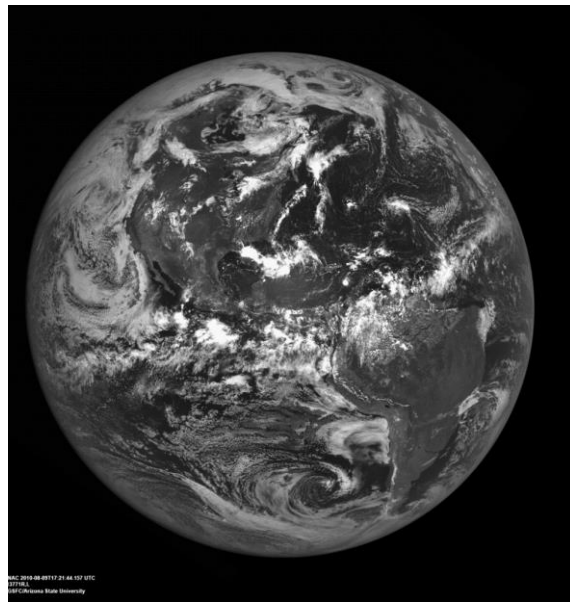
<sup>1</sup>Emisivity

<sup>2</sup>PSG (<https://psg.gsfc.nasa.gov/>)

دوره زمانی	۹۴/۳ دقیقه
حضیض <sup>۵</sup> (نزدیک‌ترین نقطه‌ی مدار ماهواره به زمین)	۴۸۶/۱ کیلومتر
اوج <sup>۶</sup> (دورترین نقطه‌ی مدار ماهواره به زمین)	۴۹۵/۸ کیلومتر
انحراف مداری <sup>۷</sup> (بیانگر زاویه‌ی بین صفحه‌ی مدار ماهواره و صفحه‌ی دایره‌البروج می‌باشد)	۹۷/۴ درجه
شعاع بزرگ مدار <sup>۸</sup>	۶۸۶۱ کیلومتر

حسگر قرار گرفته بر ماهواره از نوع پوششی دومخروطی با نصف زاویه‌ی دید حسگر ۲ درجه و نصف زاویه‌ی دید حسگر کلی ۷۰ درجه است؛ همچنین، محدوده‌ی پوشش‌دهی طول موج حسگر را بین ۱۴ تا ۱۵ میکرومتر در نظر گرفته‌ایم.

لازم به ذکر است که شبیه‌سازی‌ها از ساعت ۷:۳۰ تا ۹:۰۴ دقیقه روز ۱۲ آوریل سال ۲۰۲۰ انجام شده که در واقع معادل با یک دور چرخش ماهواره به دور زمین است. گام‌های زمانی شبیه‌سازی را با توجه به سرعت ۱ دور بر ثانیه‌ی چرخش حسگر و میزان دقت نرم‌افزار اس.تی.کی و نرم‌افزار پی.اس.جی در حالت بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی<sup>۵</sup> ۱۰ ثانیه، با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر<sup>۶</sup> ۱۰ ثانیه و با در نظر گرفتن اثر اتمسفر<sup>۷</sup> ۱۰ ثانیه در نظر گرفته‌ایم تا اطلاعات دقیقی از خطا در اختیارمان قرار گیرد. با توجه به بالا بودن دقت و در نتیجه بالا رفتن زمان شبیه‌سازی، شبیه‌سازی تنها در ده بازه‌ی زمانی ۷:۳۰:۰۰ تا ۷:۴۰:۰۰، ۷:۴۰:۰۰ تا ۷:۵۰:۰۰، ۷:۵۰:۰۰ تا ۸:۰۰:۰۰، ۸:۰۰:۰۰ تا ۸:۱۰:۰۰، ۸:۱۰:۰۰ تا ۸:۲۰:۰۰، ۸:۲۰:۰۰ تا ۸:۳۰:۰۰، ۸:۳۰:۰۰ تا ۸:۴۰:۰۰، ۸:۴۰:۰۰ تا ۸:۵۰:۰۰، ۸:۵۰:۰۰ تا ۹:۰۰:۰۰ تا ۹:۰۰:۰۰ انجام شده است. شایان ذکر است که در شکل‌های مربوط به خطا، محور افقی که با نام زمان<sup>۹</sup> نمایش داده شده، معرف این ۱۰ بازه‌ی زمانی و محور عمودی نشان دهنده‌ی خطا با واحد درجه می‌باشد.



شکل ۸- تصویر زمین در طول موج فروسرخ (تصویر توسط ماهواره LROC گرفته شده است) [۳۴]

## ۵- شبیه‌سازی و نتایج آن

در شبیه‌سازی سناریو حرکت ماهواره، از مدل زمین WGS85 استفاده شده و ماهواره‌ی میکروماس<sup>۱</sup> جهت شبیه‌سازی استفاده شده است. میکروماس-2a یک ماهواره مکعبی است که توسط دانشگاه ام.آی.تی<sup>۲</sup> در آزمایشگاه لینکولن<sup>۳</sup> ساخته و در ژانویه ۲۰۱۸ به فضا پرتاب شد. ماموریت این ماهواره مشاهده‌ی زمین و دریافت اطلاعات هواشناسی همچون رطوبت، دما و فشار است. مدار این ماهواره شبیه به یک دایره است و اختلاف حضیض و اوج آن تنها ۹/۷ کیلومتر است. از طرفی این حرکت در امتداد طول جغرافیایی زمین (از شمال به جنوب) است. جدول ۲ اطلاعات فنی این ماهواره را به نشان می‌دهد.

جدول ۲- خصوصیات ماهواره میکروماس-2a [۳۵]

شرح	خصوصیات
نام ماهواره	MicroMAS-2A
شناسه نورا <sup>۴</sup>	۴۳۱۳۱

<sup>۵</sup>Apogee

<sup>۷</sup>Orbital Inclination

<sup>۸</sup>Semi major axis

<sup>۹</sup>Time

<sup>۱</sup>MicroMAS-2A Satellite

<sup>۲</sup>MIT

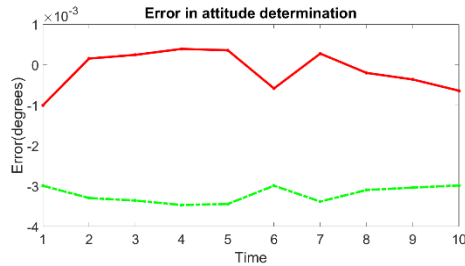
<sup>۳</sup>Lincoln Laboratory (LL)

<sup>۴</sup>NORAD ID

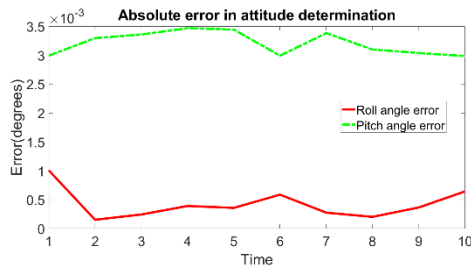
<sup>۵</sup>Perigee

### ۵-۱- شبیه‌سازی حالت ساده

می‌باشد. شکل ۹ و شکل ۱۰ نمایی از خطا و قدرمطلق خطا را در ۱۰ زمان مورد نظر نمایش می‌دهند.



شکل ۹- میزان خطای اندازه‌گیری زاویه‌ی چرخش و گام در حالت ساده



شکل ۱۰- قدرمطلق خطای اندازه‌گیری زاویه‌ی چرخش و گام در حالت ساده

### جدول ۴- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت در حالت ساده

بازه زمانی	زاویه‌ی چرخش و یا خطای زاویه‌ی چرخش (درجه)	زاویه‌ی گام شبیه‌سازی و یا خطای زاویه‌ی گام (درجه)
تا ۰۷:۳۰:۰۰	-۰/۰۰۱۰	-۰/۰۰۳۰
تا ۰۷:۴۰:۰۰	۰/۰۰۱۵۲۰۵	-۰/۰۰۳۳
تا ۰۷:۵۰:۰۰	۰/۰۰۲۴۳۲۱	-۰/۰۰۳۴
تا ۰۸:۰۰:۰۰	۰/۰۰۳۹۰۵۱	-۰/۰۰۳۵
تا ۰۸:۱۰:۰۰	۰/۰۰۳۵۷۴۵	-۰/۰۰۴۵
تا ۰۸:۲۰:۰۰	-۰/۰۰۵۸۶۵۷	-۰/۰۰۳۰
تا ۰۸:۳۰:۰۰	-۰/۰۰۲۷۴۹۴	-۰/۰۰۳۴

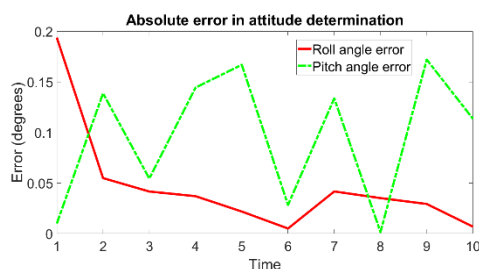
در نرم‌افزار اس.تی.کی با شبیه‌سازی حسگر افق زمین پوشی دو مخروطی امکان تعیین نقاط ورود و خروج حسگر با فرض زمین کروی فراهم گردید. براساس شبیه‌سازی با داشتن اطلاعات نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر به زمین، امکان تشخیص نقاط ورود و خروج براساس طول و عرض جغرافیایی اولین نقطه‌ی تغییر ناگهانی امکان‌پذیر می‌باشد. این تغییر ناگهانی در نرم‌افزار اس.تی.کی برای طول جغرافیایی عدد ۹۹ و برای عرض جغرافیایی عدد ۹۹۹ را به نمایش می‌گذارد و در واقع اولین نقطه پس از تغییر نقطه‌ی ورود و خروج را به نمایش می‌گذارد. جدول ۳ نمایی از داده‌های خروجی از نرم‌افزار را به نمایش می‌گذارد.

### جدول ۳- اطلاعات نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر با فضا در حالت ساده شده برای مخروط اول

ثانیه	طول جغرافیایی (درجه)	عرض جغرافیایی (درجه)
۰/۱۸۴۴۳	۲۰/۵۳۷	-۱۳۲/۳۳۸
۰/۱۸۴۴۴	۲۰/۶۰۳	-۱۳۲/۳۱۹
۰/۱۸۴۴۵	۲۰/۶۷۵	-۱۳۲/۲۹۵
۰/۱۸۴۴۶	۲۰/۷۵۴	-۱۳۲/۲۷۵
۰/۱۸۴۴۷	۲۰/۸۴۲	-۱۳۲/۲۵۰
۰/۱۸۴۴۸	۲۰/۹۴۱	-۱۳۲/۲۲۱
۰/۱۸۴۴۹	۲۱/۰۶۱	-۱۳۲/۱۸۶
۰/۱۸۴۵۰	۲۱/۲۲۰	-۱۳۲/۱۴۰
۰/۱۸۴۵۱	۹۹/۰۰۰	۹۹۹/۰۰۰
۰/۱۸۴۵۲	۹۹/۰۰۰	۹۹۹/۰۰۰

براین اساس، نقاط ورود و خروج حسگر در بازه‌های زمانی مدنظر محاسبه و شکل پالس حسگر با فرض زمین کروی و بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی محاسبه شد. با داشتن نقاط ورود و خروج، زاویه‌ی چرخش و گام ماهواره با فرض زمین کروی و بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی محاسبه و در جدول ۴ آورده شده است.

طبق شبیه‌سازی برای ۱۰ بازه‌ی زمانی انتخابی، میانگین قدرمطلق خطای موقعیت ماهواره در زاویه‌ی چرخش ۰/۰۰۴۲۲۰۴ درجه و در زاویه‌ی گام، ۰/۰۰۳۲ درجه



شکل ۱۲- قدرمطلق خطای اندازه‌گیری زاویه‌ی چرخش و گام با فرض زمین بیضوی نسبت به حالت ساده شده

### ۵-۳- با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون و عامل محدوده‌ی دید حسگر

در این حالت، معیار ما درصد همپوشانی محدوده‌ی دید حسگر با زمین بوده که در نرم‌افزار اس.تی.کی به نام همپوشانی<sup>۱</sup> شناخته می‌شود. نقطه‌ی ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به زمانی تعلق دارد که درصد همپوشانی گزارش شده از نرم‌افزار به پنجاه درصد برسد. با توجه به داده‌ها، هرگاه همپوشانی صفر باشد، محدوده‌ی دید حسگر در فضای خالی قرار دارد و زمانی که همپوشانی از صفر تغییر کند، به این معناست که محدوده‌ی دید حسگر و زمین همپوشانی دارند. لذا نقاطی که همپوشانی از صفر به ۵۰٪ و یا از ۵۰٪ به صفر تغییر می‌کند را تعیین کرده تا زمان و در نتیجه زاویه‌ی فاز مشخص می‌گردد. بر این اساس، زوایای ورود و خروج حسگر در ۱۰ بازه‌ی زمانی بدست آمد.

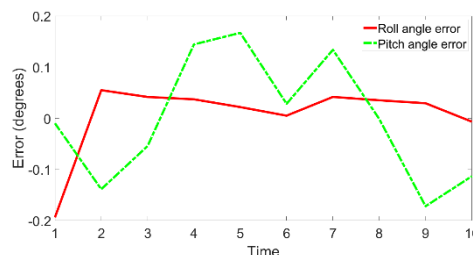
در ادامه با در نظر داشتن زمین بیضی‌گون و نقاط ورود و خروج بدست آمده، زوایای چرخش و گام حسگر در دستگاه مختصات آی.سی.آر.اف بدست آمد. شکل ۱۳ و شکل ۱۴ نمایی از خطا و قدرمطلق خطای محاسبه زوایا را به نمایش می‌گذارد.

با توجه به نتایج بدست آمده از این بخش، میانگین قدرمطلق خطا نسبت به حالت ساده شده در محاسبه‌ی زاویه‌ی چرخش و گام ۰/۰۹۲۶ درجه و زاویه‌ی گام ۰/۰۹۸۵ درجه می‌باشد. با مقایسه‌ی این میزان خطا با حالت قبلی، در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر در شبیه‌سازی‌ها، میزان خطای میانگین در زاویه‌ی چرخش را ۰/۰۴۵۹ درجه و در زاویه‌ی گام ۰/۰۲۲ درجه افزایش داده است.

۰/۰۰۳۱	۰/۰۰۰۲۰۲۱۵	تا ۰۸:۴۰:۰۰
		۰۸:۴۰:۰۱
۰/۰۰۳۰	۰/۰۰۰۳۶۴۶۶	تا ۰۸:۵۰:۰۰
		۰۸:۵۰:۰۱
۰/۰۰۳۰	۰/۰۰۰۶۴۲۵۰	تا ۰۹:۰۰:۰۰
		۰۹:۰۰:۰۱

### ۵-۲- با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون

در این حالت ابتدا نقطه‌ی ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر با فرض زمین بیضی‌گون در نرم‌افزار اس.تی.کی بدست می‌آید. بر این اساس شکل پالس، مقادیر زوایای ورود و خروج و ارتفاع ماهواره برای این سناریو بدست آمد. با داشتن اطلاعات زوایای ورود و خروج در ۱۰ ثانیه‌ی در نظر گرفته شده، زوایای چرخش و گام حسگر در دستگاه مختصات آی.سی.آر.اف در حالت شبیه‌سازی شده با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون بدست آمد و خطای موقعیت نسبت به حالت ساده شده محاسبه گردید. شکل ۱۱ و شکل ۱۲ نمودار خطا و میانگین خطای زوایای چرخش و گام را به تصویر می‌کشند. با توجه به نتایج بدست آمده، میانگین قدرمطلق خطا با فرض زمین بیضی‌گون نسبت به حالت ساده شده در زاویه‌ی چرخش، ۰/۰۴۶۷ درجه و در زاویه‌ی گام ۰/۰۹۶۳ درجه می‌باشد.



شکل ۱۱- میزان خطای اندازه‌گیری زاویه‌ی چرخش و گام با فرض زمین بیضوی نسبت به حالت ساده شده

<sup>۱</sup> Obscuration

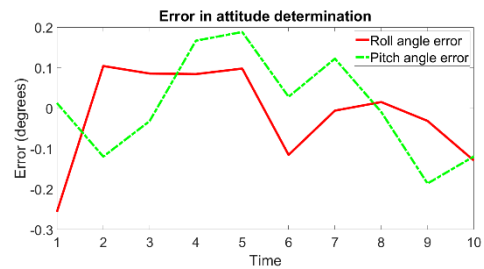
شده، اطلاعات تابش رسیده به حسگرها محاسبه می‌گردد. به عنوان مثال بخشی از اطلاعات تابش رسیده از حسگر در جدول ۵ به نمایش گذاشته شده است. شایان ذکر است که در این بخش گام زمانی  $10^{-4}$  ثانیه در نظر گرفته شد و اطلاعات بدست آمده حاکی از یکی بودن اطلاعات دسته‌های ۱۰۰ تایی است؛ لذا در مراحل بعدی جهت بهبود افزایش سرعت گرفتن اطلاعات گام زمانی را  $10^{-2}$  ثانیه در نظر گرفتیم.

با بدست آمدن میزان تابش رسیده از سطح زمین که نماینده‌ای از پروفایل پالس حسگر است، امکان محاسبه نقاط ورود و خروج نزدیک به واقعیت با استفاده از الگوریتم مکان‌یابی فراهم می‌گردد.

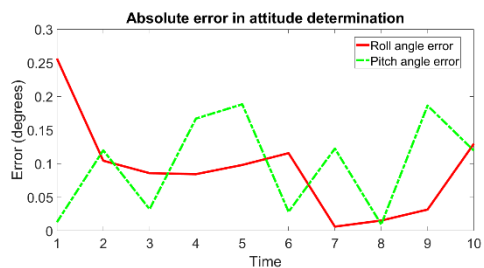
**جدول ۵- اطلاعات تابش رسیده به نقاط برخورد محدوده دید حسگر با فضا با در نظر گرفتن پارامتر اتمسفر برای مخروط اول**

زمان	تابش رسیده در محدوده‌ی طول موجی ۱۴ تا ۱۶ میکرومتر ( $W/sr/m^2$ )
۰/۰۰۰۱	۷۵۳/۶۹۳۴
۰/۱	۷۵۳/۶۹۳۴
۰/۲	۷۵۳/۷۳۹۰
۰/۳	۷۵۳/۷۳۱۸
۰/۴	۷۵۳/۷۳۱۸
۰/۵	۷۵۳/۶۶۹۴
۰/۶	۷۵۳/۶۶۹۴
۰/۷	۷۵۳/۶۲۲۷
۰/۸	۷۵۳/۶۵۰۲
۰/۸	۷۵۳/۶۱۳۱
۰/۱	۷۵۳/۶۰۹۵

براین اساس، شکل پالس، مقادیر زوایای ورود و خروج و ارتفاع ماهواره برای این حالت بدست آمد. شکل و شکل ۱۵ نمایی از پالس رسیده به مخروط اول و مخروط دوم به صورت فیلتر شده را براساس داده‌های خروجی از نرم‌افزار پی.اس.جی را نمایش می‌دهد. در ادامه با استفاده از الگوریتم مکان‌یابی، نقاط ورود و خروج در ۱۰ بازه‌ی زمانی انتخاب شده بدست آمد. با داشتن نقاط ورود و خروج، مقادیر زوایای چرخش و گام و میزان خطا نسبت به حالت ساده شده بدست آمد (شکل ۱۶ و شکل ۱۷). براساس نتایج بدست آمده برای این حالت، میزان



**شکل ۱۳- خطای محاسبه‌ی زوایه چرخش و گام ماهواره با در نظر گرفتن عامل زمین بیضی‌گون و محدوده‌ی دید حسگر نسبت به حالت ساده شده**

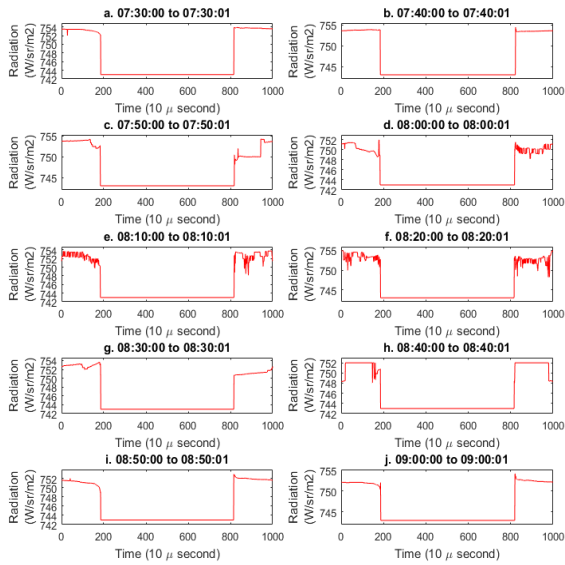


**شکل ۱۴- قدر مطلق خطای محاسبه‌ی زوایه چرخش و گام ماهواره با در نظر گرفتن عامل زمین بیضی‌گون و محدوده‌ی دید حسگر نسبت به حالت ساده شده**

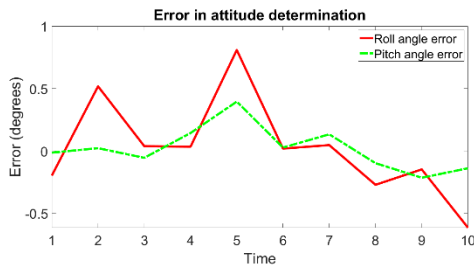
**۵-۴- با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون، عامل محدوده‌ی دید حسگر، پارامتر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین**

با در نظر گرفتن عامل تابش ساطع شده از سطح زمین و اتمسفر، به نزدیکترین حالت به واقعیت دست پیدا می‌کنیم. همان طور که در فصل گذشته توضیح داده شد، برای دسترسی به این اطلاعات از نرم‌افزار اس.تی.کی و پی.اس.جی به صورت همزمان استفاده می‌کنیم. نرم‌افزار اس.تی.کی اطلاعات موقعیتی لازم برای استفاده در نرم‌افزار پی.اس.جی را فراهم و نرم‌افزار پی.اس.جی تابش فرسرخ دریافتی حسگر را در طول موج‌های بین ۱۴ تا ۱۶ میکرومتر را در زمان‌های مختلف تولید می‌کند. در نهایت با استفاده از الگوریتم مکان‌یابی، نقاط ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به دست می‌آید.

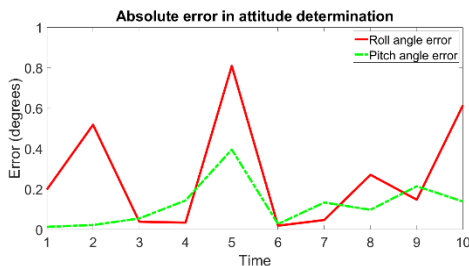
در اینجا ابتدا با گزارش‌گیری از نرم‌افزار اس.تی.کی، داده‌های مورد نیاز جهت ورود به نرم‌افزار پی.اس.جی ناسا را بدست می‌آوریم. در ادامه با استفاده از نرم‌افزار متلب فایل‌های متنی مورد نیاز جهت ارسال به سرور نرم‌افزار پی.اس.جی ساخته



شکل ۱۵- نمایی از تابش ورودی به مخروط دوم حسگر افق زمین با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر در ۱۰ دوره زمانی مختلف فیلتر شده

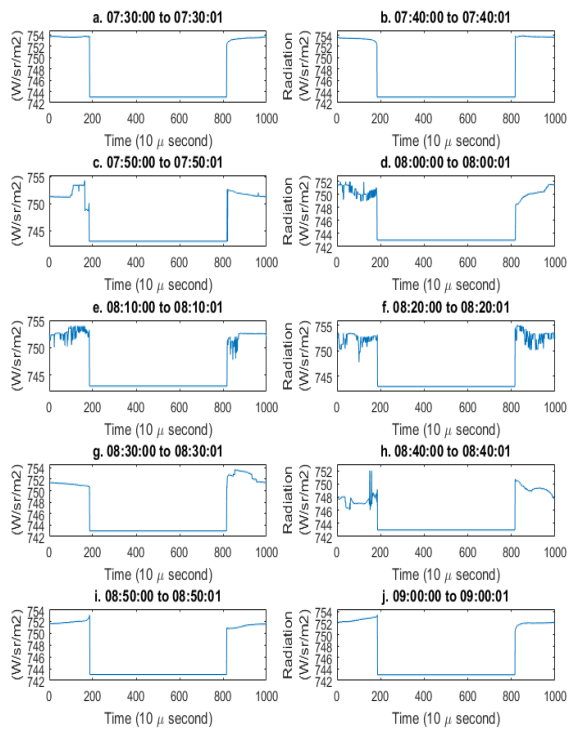


شکل ۱۶- خطای محاسبه‌ی زاویه چرخش و گام ماهواره با در نظر گرفتن عامل زمین بیضی‌گون، محدوده‌ی دید حسگر، اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین نسبت به حالت ساده شده



شکل ۱۷- قدرمطلق خطای محاسبه‌ی زاویه چرخش و گام ماهواره با در نظر گرفتن عامل زمین بیضی‌گون، محدوده‌ی دید حسگر، اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین نسبت به حالت ساده شده

میانگین قدرمطلق خطای زوایای چرخش و گام نسبت به حالت ساده شده به ترتیب ۰/۲۶۹۶ و ۰/۱۲۴۱ درجه می‌باشد. با مقایسه‌ی خطای این حالت با حالت قبلی نتیجه می‌گیریم که با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین میزان خطا در محاسبه‌ی موقعیت ماهواره برای زاویه‌ی چرخش ۰/۱۷۷ درجه و برای زاویه گام ۰/۲۵۵ درجه افزایش می‌یابد.



شکل ۱۵- نمایی از تابش ورودی به مخروط اول حسگر افق زمین با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر در ۱۰ دوره زمانی مختلف فیلتر شده

## ۶- تجزیه و تحلیل

براساس شبیه‌سازی در حالت‌های مختلف، خطا در ده بازه‌ی زمانی دلخواه از حرکت ماهواره در یک دور چرخش به دور زمین در روز ۱۲ آوریل سال ۲۰۲۰ محاسبه گردید. جدول ۶ میزان میانگین خطای اندازه‌گیری با وارد نمودن هر کدام از عوامل نسبت به حالت ساده شده را به نمایش می‌گذارد.

با توجه به خطای تجمیعی، با افزودن هر یک از عوامل هندسی و محیطی به شبیه‌سازی، میزان خطای محاسبه‌ی موقعیت ماهواره نسبت به حالت ساده شده افزایش یافت. با توجه به خطای هر عامل، نتیجه می‌گیریم که اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین بیشترین تاثیر در بروز خطا در زاویه‌ی چرخش و عامل بیضی‌گون بیشترین تاثیر در بروز خطا در زاویه‌ی گام را داشته است. عامل محدوده‌ی دید لحظه‌ای کمترین میزان تاثیر را در بروز خطا در هر دو زاویه‌ی چرخش و گام نشان داده است.

جدول ۶- بررسی خطای میانگین در حالت‌های مختلف

حالت	خطای زاویه چرخش	خطای تجمیعی زاویه چرخش	خطای زاویه گام	خطای تجمیعی زاویه گام
حالت ساده شده (زمین کروی)	۰/۰۰۰۴	۰/۰۰۰۴	۰/۰۰۰۴	۰/۰۰۳۲
با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون	۰/۰۴۶۳	۰/۰۴۶۷	۰/۰۹۳۱	۰/۰۹۶۳
با در نظر گرفتن محدوده دید حسگر	۰/۰۴۵۹	۰/۰۹۲۶	۰/۰۰۲۲	۰/۰۹۸۵
با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین	۰/۱۷۷۰	۰/۲۶۹۶	۰/۰۲۵۵	۰/۱۲۴۰

با بررسی میزان خطا در زاویه‌ی چرخش و گام می‌توان گفت که دامنه‌ی خطای اندازه‌گیری در زاویه‌ی چرخش نسبت به زاویه‌ی گام به صورت قابل توجهی بیشتر است. این موضوع را می‌توان به نوع حرکت ماهواره ربط داد. ماهواره‌ی در نظر گرفته شده حرکتی در امتداد قطب شمال به قطب جنوب را داشته و به طبع بیشترین میزان تغییرات و نوسانات در عرض جغرافیایی افق دید حسگر دیده می‌شود. از دیدگاه هندسی، خطا در

زاویه‌ی چرخش در چنین ماهواره‌ای موجب بروز خطای محسوس در طول جغرافیایی و خطا در زاویه‌ی گام موجب بروز خطای محسوس در عرض جغرافیایی می‌شود. با توجه به اینکه میزان تغییرات در طول جغرافیایی این ماهواره کم است، می‌توان نتیجه گرفت که خطا در زاویه‌ی چرخش محسوس‌تر می‌گردد؛ بنابراین می‌توان پیش‌بینی نمود که برای ماهواره‌ها با حرکتی در امتداد عرض جغرافیایی دامنه خطای محاسبه‌ی زاویه‌ی گام نسبت به زاویه‌ی چرخش بیشتر خواهد بود.

## ۶-۱- نتایج بدست آمده از بررسی مدل‌سازی در زمین

### کروی

زمانی که زمین را به صورت یک کره، بدون حضور عوامل محیطی در نظر می‌گیریم، اگر نوع مدار ماهواره نیز شبیه به دایره باشد، نقاط ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به افق زمین در زمان‌های مختلف بسیار نزدیک به هم است؛ چراکه مدار ماهواره و شکل زمین با هم انطباق می‌یابد و در هر زاویه‌ای که زمین توسط حسگر پوشش شود، همواره یک پروفایل را مشاهده می‌نماید؛ بنابراین می‌توان پیش‌بینی نمود که برای ماهواره با مدار بیضی‌گون نقاط ورود و خروج در زمان‌های مختلف تفاوت قابل توجهی را نشان دهند.

## ۶-۲- نتایج بدست آمده از بررسی مدل‌سازی در زمین

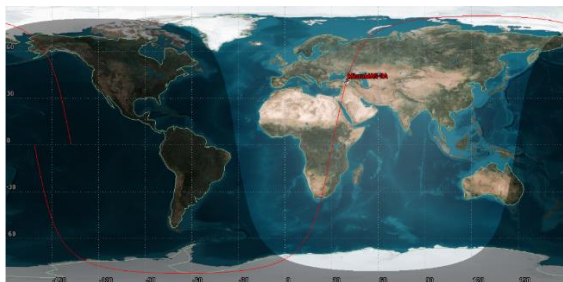
### بیضی‌گون

با بیضی‌گون در نظر گرفتن زمین خطای محاسبه‌ی زوایای چرخش و گام افزایش یافت؛ چراکه با در نظر گرفتن زمین به صورت یک بیضی‌گون با پخش‌شدگی در قطب‌ها، انطباق مدار ماهواره‌های دایره‌ای با شکل زمین کاهش می‌یابد و لذا احتمال بروز خطا در محاسبه‌ی نقاط ورود و خروج و در نهایت زاویه‌ی چرخش و گام افزایش می‌یابد. با فرض زمین بیضی‌گون هر چه نسبت قطر بزرگ به قطر کوچک شکل مدار ماهواره به زمین نزدیک‌تر باشد، میزان خطای اندازه‌گیری نیز کاهش خواهد یافت. بنابراین در بررسی خطا با زمین بیضی‌گون همانند زمین کروی نوع مدار ماهواره نقشی تعیین کننده در بروز خطا ایفا می‌نماید.

همچنین شایان ذکر است که میزان خطای زاویه‌ی گام نسبت به چرخش بیشتر است؛ چراکه فرض زمین بیضی‌گون موجب ایجاد تغییرات بیشتر در عرض جغرافیایی افق زمین دارد و از



زمان ۸:۲۰) شاهد بیشترین اغتشاشات هستیم. در زمان ۸:۳۰ به خاطر قرارگیری محدوده‌ی دید حسگر بر روی اقیانوس در روشنایی، اغتشاشات کاهش یافته تا به نقطه‌ی مرز روشنایی و تاریکی برسد.



شکل ۱۸- نمایی از حرکت ماهواره در یک دوره چرخش به دور زمین

### ۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش با مدل‌سازی و شبیه‌سازی حسگر افق زمین بر یک ماهواره فرضی با در نظر گرفتن عوامل مختلف محیطی و هندسی، تلاش نمودیم تا میزان خطای اندازه‌گیری موقعیت ماهواره را در زوایای چرخش و گام نسبت به حالت ساده شده (زمین کروی) محاسبه و براساس آن میزان تاثیر هر کدام از این عوامل موثر بر محاسبه‌ی موقعیت ماهواره را بسنجیم. ابزارهای به کار گرفته شده، نرم‌افزار ماهواره‌ای اس.تی.کی جهت شبیه‌سازی ماهواره و حسگر و نرم‌افزار طیف سیاره‌ای پی.اس.جی ناسا جهت شبیه‌سازی میزان تابش رسیده به دو مخروط حسگر بوده است. ابتدا با مدل‌سازی زمین کروی، صحنه‌سنجی مدل‌سازی صورت گرفت. پس از آن میزان خطای میانگین با افزودن هر کدام از عوامل هندسی و سپس محیطی صورت گرفت. براساس آن بیشترین میزان بروز خطا به ترتیب مربوط به عامل اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین، بیضی‌گون بودن زمین و عامل محدوده‌ی دید حسگر در زاویه‌ی چرخش و در زاویه‌ی گام، به ترتیب مربوط به عامل زمین بیضی‌گون، اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین و در نهایت عامل محدوده‌ی دید حسگر بوده‌است. خطای تجمعی پس از مدل‌سازی با تمامی عوامل بروز خطا در زاویه‌ی چرخش ۰/۲۶۹۶ درجه و در زاویه‌ی گام ۰/۱۲۴۰ درجه گزارش شده است. بر این اساس در پژوهش‌های آینده با استفاده از ابزارهای محاسباتی کلان،

طرفی با توجه به حرکت از شمال به جنوب ماهواره، خطای بروز داده شده در عرض جغرافیایی و در نتیجه زاویه‌ی گام بیشتر از خطا در زاویه‌ی چرخش می‌شود.

### ۶-۳- نتایج بدست آمده از بررسی مدل‌سازی با در نظر

#### گرفتن محدوده‌ی دید حسگر

با بررسی خطای ایجاد شده در تعیین موقعیت ماهواره، نتیجه می‌گیریم که عامل محدوده‌ی دید حسگر در بروز خطا نقش کم‌رنگی را داشته و علت آن را می‌توان به کم بودن محدوده‌ی دید حسگر (۴ درجه) ارتباط داد؛ چراکه هر چه محدوده‌ی پوشش لحظه‌ای حسگر کوچک‌تر باشد، امکان انحراف داده از نقطه‌ی مرکزی کمتر است.

### ۶-۴- نتایج بدست آمده از بررسی مدل‌سازی با در نظر

#### گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین

ماهواره در زمانی که در نیم کره شمالی قرار دارد (از ساعت ۰۷:۳۰ تا ۰۸:۱۵) در فصل بهار و در زمانی که در نیم کره جنوبی قرار دارد (از ساعت ۰۸:۱۵ تا ۰۹:۰۴)، در فصل پاییز می‌باشد. با بررسی پروفایل تابش (در حالتی که اثر اتمسفر را در نظر گرفته‌ایم)، نتیجه می‌گیریم که میزان تابش در دو نیم کره تفاوت چندانی ندارد که منطقی می‌باشد.

در شبیه‌سازی صورت گرفته بخشی از حرکت ماهواره در روز و بخشی دیگر در شب می‌باشد و لذا می‌توان تاثیر عامل شب و روز را نیز مطالعه نمود. این ماهواره بین ساعات ۷:۳۰ تا نزدیک به ۷:۵۰ در منطقه تاریک زمین و در اقیانوس قرار دارد که در نتیجه پروفایل تابش در این بازه‌ی زمانی اغتشاش کمی را نشان می‌دهد. در زمان ۷:۵۰ تا ۷:۵۰:۰۱ میزان اغتشاش در تابش بالا می‌رود، چرا که در منطقه‌ی روشن و تاریک قرار می‌گیرد هر چند که این نقطه دقیقاً بالای قطب شمال است و تغییرات تابش به علت ثابت بودن بازتابش باید کم باشد. این تغییرات در زمان ۸:۴۰ تا ۸:۴۰:۰۱ که افق دید حسگر در قطب جنوب و در مرز تاریکی و روشنی قرار دارد نیز به وضوح قابل مشاهده است.

در بازه‌های زمانی بین ۸:۰۰ تا ۸:۲۰ ماهواره در خشکی و دریا قرار می‌گیرد، لذا اغتشاشات ناشی از بازتابش از سطوح مختلف خود را نشان می‌دهد، به طوری که در بالای قاره‌ی آفریقا (در

satellite attitude control. *Sens. Actuator A Phys.*, 83: 101-108.

- [11] Soto-Romero G, Bony F, Simonne J, Fourniols J (2001) Micro Infrared Earth Sensor project: an integrated IR camera for Earth remote sensing. *Int. Geosci. Remote Sens. Symp.*
- [12] H. Van Rensburg, "An infrared earth horizon sensor for a LEO satellite," M.S., Electrical Engineering, Stellenbosch: University of Stellenbosch, 2008.

[۱۳] رئیسی ب، غفرانی ف (۲۰۱۸) حسگر افق زمین تصویری مستقل از ارتفاع. شماره ثبت اختراع: ۹۴۰۵۰، ایران.

[۱۴] رئیسی ب، غفرانی ف، ابراهیم ص، عرفان منش و، مهرجو ز (۲۰۱۸) استخراج الگوریتم تعیین وضعیت در برخی از مهم ترین انواع حسگرهای افق زمین و صحنه سنجی آن به کمک شبیه سازی نرم افزاری. همایش ملی فناوری فضایی و کاربردهای آن، دانشگاه علم و صنعت، تهران.

- [15] Pisacane VL (2005) *Spacecraft Attitude Determination and Control: Fundamentals of Space Systems*. New York, Oxford university press.
- [16] Nguyen T, Cahoy K, Marinar A (2018) Attitude Determination for Small Satellites with Infrared Earth Horizon Sensors. *J Spacecr Rockets*, 55(6).
- [17] Bednarek TJ (1992) Dual Cone Scanning Earth Sensor Processing Algorithms. *Int. J. Satell. Commun. Netw.*, 1691: 181-191.
- [18] Desvignes F, Doitau F, Krebs J, Tissot M (1985) Optimal sensors for spacecraft attitude measurement with respect to the earth. *Infrared Phys Technol*, 590: 322-330.
- [19] Falbel G (2004) A Low Weight/Power/Cost Infrared Earth Sensor. *IEEE Aerosp. Conf. Proc.*
- [20] Alex T, Shrivastava S (1989) On-Board Correction of Systematic Errors of Earth Sensors. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst.*, 25(3): 373-379.
- [21] Tekawy J, Wang P, Gray C (1996) Scanning horizon sensor attitude correction for Earth oblateness. *AIAA Journal*, 19: 706-708.
- [22] Ouyang G, Dong X, Li X (2016) Micro-Satellite Attitude Determination with Only A Single Horizon Sensor. *Int. J. Mech. Mechatron. Eng.*

از مدل سازی و روش تحلیل خطای انجام شده، به عنوان معیاری جهت کالیبره نمودن این حسگر در واقعیت استفاده خواهد شد؛ چراکه وجود خطا نسبت به حالت ساده شده در تعیین موقعیت ماهواره، به خصوص در ارتفاع های بالا از سطح زمین موجب بروز خطای تجمیعی در طول زمان و انحراف ماهواره از مدار اصلی خود خواهد شد.

## مراجع

- [1] Lo J (1986) Optimal estimation for the satellite attitude using star tracker measurements. *Automatica*, 22(4): 477-482.
- [2] Psiaki ML (1999) Autonomous Low-Earth-Orbit Determination from Magnetometer and Sun Sensor Data. *J Guid Control Dyn*, 22(2): 296-304.
- [3] Edelstein M, Knoll A (1965) Estimation of local vertical and orbital parameters for an earth satellite using horizon sensor measurement. *AIAA*, 3(2): 338-345.
- [4] Rycroft MJ, Stengel RF (1997) Attitude determination hardware. in *Spacecraft dynamics and control*, Cambridge, Cambridge university press.
- [5] Anderson R, Astheimer R, Beris J, Bohling R, Carroll F, Dodjen J, Earl M, Heatt J, Knight S, Raskin W, Reid R, Thomas J. (1969) Spacecraft earth horizon sensors. NASA.
- [6] Wu J, Shan S (2019) Dot-Product Equality Constrained Attitude Determination from Two Vector Observations: Theory and Astronautical Applications. *Aerospace*, 6(9).
- [۷] رئیسی ب، غفرانی ف (۲۰۲۰) حسگر افق زمین تصویری با الگوریتمی مستقل از ارتفاع. دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، (۱)۱.
- [8] Nastanson G, Glickman J (2000) A study of TRMM statics earth sensor performance using on-orbit sensor data. *AIAA*: 350-360.
- [9] Herwaarden A (2001) Low-Cost Satellite Attitude Control Sensors Based on Integrated Infrared Detector Arrays. *IEEE Trans Instrum Meas.*, 50(6): 1524-1529.
- [10] Herwaarden A, Herwaarden F, Molenaar S, Goudena E, Laros M, Sarro P, Schot C, Vlist WVD, Blarre L, Krebs J (2000) Design and fabrication of infrared detector arrays for

- Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Bombay, 2012.
- [30] <https://www.isrc.ac.ir/fa>.
- [۳۱] وصال م (۲۰۱۶) شبیه سازی حسگر افق زمین با در نظر گرفتن پارامترهای هندسی، محیطی و دینامیکی. دانشکده مهندسی مکانیک بخش مکانیک جامدات دانشگاه شیراز، شیراز.
- [۳۲] وصال م، رئیسی ب، محزون م، تقوایی س (۲۰۱۷) شبیه سازی دو مدل حسگر افق زمین با در نظر گرفتن پارامتر شدت تابش سطوح مختلف. بیست و هفتمین کنفرانس سالانه بین المللی انجمن مهندسان مکانیک ایران، تهران.
- [33] Wertz JR (1978) Spacecraft attitude determination and control. Dordrecht, Holland: D. Reidel Publishing Company.
- [34] L. Team (2010) <http://lroc.sese.asu.edu>. Arizona State University.
- [35] <https://www.n2yo.com/>
- [23] Phenneger MC, Dehen J, Foch D, Harvie E and Viridy M (1989) The effects of seasonal and latitudinal earth infrared radiance variations on ERBS attitude control. Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium, ASA, Goddard Space Flight Center, USA.
- [24] Ward K (1982) Modeling of the atmosphere for analysis of horizon sensor performance. Sen. Des. Using Comp. Tools, 327: 67-78.
- [25] Modenini D, Zannoni M (2019) A High Accuracy Horizon Sensor for Small Satellites. IEEE MetroAeroSpace, Torino.
- [26] Xianbin H, Jianhui Z, Zhijun T (2015) Research on the method of suppressing sun and moon's interference on infrared conical earth sensor. J. Aerosp. Eng., 229(3): 399-406.
- [27] Gou B, Chenga Y, de Ruitera A (2019) Altitude estimation for a celestial navigation system based on infrared Earth measurement. Acta Astronaut., 159: 105-111.
- [28] Li J, Gao C, Feng T, Jing W (2016) Error Correction of Infrared Earth Radiance for Autonomous Navigation. J. Navig., 67: 1427-1437.
- [29] Unhelkar V (2012) Satellite Attitude Estimation using Sun Sensors, Horizon Sensors and Gyros.