



دانشکده مهندسی مکانیک
پایان نامه کارشناسی ارشد در رشته‌ی
مهندسی مکانیک – طراحی کاربردی (دینامیک، کنترل و ارتعاشات)

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

به کوشش
فاطمه حیران

استادان راهنما
دکتر رامین وطن خواه
دکتر بهروز رئیسی

شهریور ۱۴۰۰



به نام خدا

تعهدنامه

اینجانب فاطمه حیران به شماره دانشجویی ۹۷۳۲۱۴۰ دانشجوی مقطع کارشناسی ارشد تأیید می‌کنم که این پایان‌نامه حاصل پژوهش خودم است و در مواردی که از منابع دیگران استفاده شده، نشانی دقیق و مشخصات کامل آن را نوشته‌ام. همچنین اظهار می‌نمایم که تحقیق و موضوع پایان‌نامه تکراری نیست و موارد زیر را نیز تعهد می‌کنم:

۱- بدون کسب مجوز دانشگاه شیراز و اجازه از استادان، تمام یا قسمتی از دستاوردهای پایان‌نامه‌ی خود را در مجامع و رسانه‌های علمی اعم از همایش‌ها و مجلات داخلی و خارجی به صورت مکتوب یا غیرمکتوب منتشر ننمایم.

۲- اسامی افراد خارج از کمیته‌ی پایان‌نامه را بدون اجازه‌ی استادان راهنما به جمع نویسندگان مقاله‌های مستخرج از پایان‌نامه اضافه نکنم.

۳- از درج نشانی یا وابستگی کاری (affiliation) نویسندگان سازمان‌های دیگر (غیر از دانشگاه شیراز) در مقاله‌های مستخرج از پایان‌نامه بدون تأیید استادان راهنما اجتناب نمایم.

همه حقوق مادی و معنوی این اثر مطابق با آیین‌نامه‌ی مالکیت فکری، متعلق به دانشگاه شیراز است. چنانچه مبادرت به عملی خلاف این تعهدنامه محرز گردد، دانشگاه شیراز در هر زمان و به هر نحو مقتضی حق هرگونه اقدام قانونی را در استیفای حقوق خود دارد.

فاطمه حیران

امضا و تاریخ:

به نام خدا

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

به کوشش

فاطمه حیران

پایان نامه

ارائه شده به دانشگاه شیراز به عنوان بخشی از فعالیت‌های تحصیلی لازم
برای اخذ درجه‌ی کارشناسی ارشد

در رشته

مهندسی مکانیک – طراحی کاربردی (دینامیک، ارتعاشات و کنترل)

دانشگاه شیراز

شیراز

جمهوری اسلامی ایران

ارزیابی کمیته پایان نامه، با درجه: عالی

دکتر رامین وطن خواه، دانشیار بخش مهندسی مکانیک جامدات (استاد راهنما).....
دکتر بهروز رئیسی، استادیار پژوهشگاه فضایی ایران (استاد راهنما).....
دکتر سجاد تقوایی، استادیار بخش مهندسی مکانیک جامدات (استاد مشاور).....
دکتر مجتبی محزون، استاد بخش مهندسی مکانیک جامدات (استاد مشاور).....
دکتر حسین محمدی، استادیار بخش مهندسی مکانیک جامدات (داور متخصص داخلی).....

شهریور ۱۴۰۰

سپاس‌گزاری

"زنده آنانند که پیکار می‌کنند، آنان که جان و تنشان از عزمی راسخ آکنده است، آنان که از شیب تند سرنوشت بالا می‌روند، آنان که اندیشمند به سوی هدفی عالی راه می‌سپارند و روز و شب پیوسته در خیال خویش وظیفه‌ای مقدس دارند یا عشقی بزرگ. (ویکتور هوگو)"

بسی شایسته است مراتب سپاس قلبی خود را از تمامی زحمات بی‌دریغ، همراهی‌ها، راهنمایی‌ها و صبوری‌های اساتید محترم، خانواده‌ی عزیزم و دوستانم اعلام نموده و موفقیت روز افزون آن‌ها را از خداوند متعال آرزومندم.

چکیده

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

به کوشش

فاطمه حیران

در این پژوهش با مدل‌سازی و شبیه‌سازی حسگر افق زمین پویشی دو مخروطی بر یک ماهواره فرضی تلاش نمودیم تا میزان خطای اندازه‌گیری موقعیت ماهواره را در زوایای چرخش و گام در شرایط مختلف هندسی و محیطی محاسبه کنیم. در مدل‌سازی حسگر افق زمین، ساده‌ترین حالت ممکن در نظر گرفتن زمین به عنوان یک کره‌ی بدون اتمسفر می‌باشد. در این حالت ساده میزان خطای موقعیت ماهواره نزدیک به صفر است. اما در واقعیت عامل هندسی بیضی‌گون بودن زمین و عوامل محیطی همچون محدوده‌ی دید حسگر، اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین موجب ایجاد خطا در اندازه‌گیری موقعیت ماهواره می‌شوند. بنابراین با بررسی و مدل‌سازی هر کدام از این اثرات و مقایسه‌ی موقعیت محاسبه شده توسط آن‌ها نسبت به حالت ساده میزان تاثیر هر کدام را در بروز خطا محاسبه نمودیم.

ابزارهای به کار گرفته شده، نرم‌افزار ماهواره‌ای اس.تی.کی^۱ جهت شبیه‌سازی ماهواره و حسگر و نرم‌افزار طیف سیاره‌ای پی.اس.جی ناسا^۲ جهت شبیه‌سازی میزان تابش رسیده به دو مخروط حسگر بوده است. شبیه‌سازی‌ها در این پژوهش براساس حسگر افق زمین پویشی ساخته شده در پژوهشگاه مکانیک شیراز بر روی ماهواره‌ی میکروماوس انجام شده و بر اساس آن، 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. بیشترین میزان بروز خطا در زاویه‌ی چرخش به ترتیب مربوط به اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین، بیضی‌گون بودن زمین و عامل محدوده‌ی دید حسگر و در زاویه‌ی گام، بیشترین خطا به ترتیب مربوط به عامل زمین بیضی‌گون، اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین و در نهایت عامل محدوده‌ی دید حسگر محاسبه شده است.

واژگان کلیدی: تحلیل خطا، حسگر پویشی افق زمین دو مخروطی، شکل زمین، اثر اتمسفر، تعیین موقعیت

¹ STK (Satellite Toolkit)

² PSG (NASA Planetary Spectrum Generator)

فهرست مطالب

فصل اول	۱
۱-۱- ضرورت و اهمیت پژوهش	۲
۲-۱- پیشینه‌ی پژوهش	۳
۱-۲-۱- انواع حسگرهای افق زمین از نظر عملکرد	۵
۲-۲-۱- مدل‌سازی حسگر افق زمین و عوامل موثر بر آن	۷
۳-۱- مفاهیم و تعاریف مهم	۱۱
۱-۳-۱- چارچوب‌های مرجع	۱۷
۲-۳-۱- دستگاه‌های مختصات	۱۸
۵-۳-۱- زوایای اولیه موقعیت ماهواره	۱۱
۴-۳-۱- افق زمین	۱۲
۵-۳-۱- بردار سمت‌القدم	۱۲
۶-۳-۱- آلبدو	۱۳
۷-۳-۱- محدوده‌ی دید حسگر	۱۴
۸-۳-۱- مخروط حسگر	۱۶

۲۰	۴-۱- پژوهش‌های گذشته.....
۲۳	۵-۱- اهداف پژوهش.....
۲۴	۶-۱- طرح کلی پایان‌نامه.....
۲۵	فصل دوم
۲۵	۱-۲- اجزای حسگر و عملکرد [۷, ۴, ۶, ۵].....
۲۶	۱-۲-۱- مکانیزم پویش.....
۲۷	۱-۲-۲- سیستم اپتیکی.....
۲۹	۱-۲-۳- آشکارساز تشعشعات.....
۳۰	۱-۲-۴- سیستم پردازش سیگنال.....
۳۰	۲-۲- تعیین افق زمین.....
۳۱	۱-۲-۲- مکان‌یاب تشعشع ثابت نرمال‌سازی شده.....
۳۱	۲-۲-۲- مکان‌یاب تشعشع انتگرالی نرمال‌سازی شده.....
۳۱	۳-۲- تعیین موقعیت با در نظر داشتن زمین کروی [۷, ۶].....
۳۴	۴-۲- عوامل موثر بر تعیین موقعیت ماهواره.....
۳۵	۱-۴-۲- زمین بیضی‌گون [۳۹, ۵].....
۴۱	۲-۴-۲- محدوده دید لحظه‌ای افق دید حسگر.....
۴۲	۳-۴-۲- شدت تابش ساطع شده از زمین.....
۴۴	۴-۴-۲- دیگر عوامل.....
۴۵	فصل سوم

۳-۱- مراحل انجام پژوهش	۴۵
۳-۲- نرم افزار اس.تی.کی	۵۲
۳-۳- نرم افزار طیف سیاره ای پی.اس.جی [۴۱]	۵۲
۳-۴- آنالیز خطا	۵۵
۳-۵- فرضیات شبیه سازی	۵۶
فصل چهارم	۵۹
۴-۱- موقعیت ماهواره در حالت واقعی	۵۹
۴-۲- مدل سازی حالت ساده شده (بدون در نظر گرفتن عوامل هندسی و محیطی)	۶۰
۴-۳- مدل سازی با در نظر گرفتن زمین بیضی گون	۶۴
۴-۴- مدل سازی با در نظر گرفتن زمین بیضی گون و عامل محدوده ی دید حسگر	۶۸
۴-۵- مدل سازی با در نظر گرفتن زمین بیضی گون، عامل محدوده ی دید حسگر، پارامتر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین	۷۳
فصل پنجم	۸۱
۵-۱- بررسی خطا در یک دور چرخش ماهواره به دور زمین	۸۱
۵-۲- نتایج بدست آمده از بررسی مدل سازی در زمین کروی	۸۳
۵-۳- نتایج بدست آمده از بررسی مدل سازی در زمین بیضی گون	۸۳
۵-۴- نتایج بدست آمده از بررسی مدل سازی با در نظر گرفتن محدوده ی دید حسگر	۸۴

۵-۵- نتایج بدست آمده از بررسی مدل سازی با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش	
از سطح زمین.....	۸۴
۵-۳- پیشنهادات و پژوهش های آینده.....	۸۵
پیوست ۱.....	۸۷
۱- شبیه سازی ماهواره.....	۸۷
۲- شبیه سازی حسگر پوشی افق زمین.....	۸۹
۳- تعیین شکل زمین.....	۹۱
۴- گزارش گیری.....	۹۳
۴-۱- تعیین موقعیت و مکان ماهواره.....	۹۴
۴-۱-۱- زوایای چرخش، گام و سمت.....	۹۴
۴-۱-۲- مختصات نقطه ی زیر ماهواره.....	۹۵
۴-۱-۳- مختصات کارتزین ماهواره.....	۹۵
۴-۲- نقاط برخورد محدوده ی دید حسگر با زمین.....	۹۶
۴-۲-۱- بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی.....	۹۶
۴-۲-۲- با در نظر داشتن محدوده ی دید حسگر.....	۹۷
پیوست ۲.....	۹۸
۱- تعریف جسم سماوی (Change Object).....	۹۹
۱-۱- بخش تعیین جسم سماوی.....	۹۹
۱-۲- تعیین نوع مشاهده گر.....	۱۰۰

۱-۲-۱- مشاهده گر Observatory	۱۰۱
۱-۲-۲- مشاهده گر Solar Occultation	۱۰۳
۲- تعریف ترکیبات اتمسفر و جسم سماوی (Change Composition)	۱۰۴
۳- تعریف ابزار مشاهده (Change Instrument)	۱۰۴
۴- نحوه‌ی استفاده به صورت اتوماتیک	۱۰۶
پیوست ۳	۱۱۲
۱- بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی (برای زمین کروی و زمین بیضی‌گون)	۱۱۳
۲- با در نظر گرفتن اثر محدوده‌ی دید حسگر	۱۱۴
۳- با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش سطح زمین	۱۱۴
پیوست ۴	۱۱۵
پیوست ۵	۱۱۶
۱- بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی	۱۱۶
۲- با در نظر گرفتن اثر محدوده‌ی دید حسگر	۱۱۷
۳- با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش سطح زمین	۱۱۷
مراجع	۱۱۹

فهرست جداول

- جدول ۱-۱- مشخصات حسگر افق زمین ساخته شده پژوهشگاه فضایی ایران [۳۶]..... ۲۰
- جدول ۴-۱- موقعیت ماهواره در بازه‌ی زمانی دلخواه در چارچوب مرجع آی.سی.آر.اف.. ۶۰
- جدول ۴-۲- اطلاعات نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر با فضا در حالت ساده شده برای
مخروط اول ۶۱
- جدول ۴-۳- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت در حالت ساده..... ۶۲
- جدول ۴-۴- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت با در نظر داشتن زمین بیضوی و بدون
عوامل محیطی..... ۶۶
- جدول ۴-۵- اطلاعات نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر با فضا با در نظر گرفتن محدوده‌ی
دید حسگر برای مخروط اول..... ۶۸
- جدول ۴-۶- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت با در نظر داشتن زمین بیضوی و عامل
محدوده‌ی دید حسگر..... ۷۰
- جدول ۴-۷- اطلاعات تابش رسیده به نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر با فضا با در نظر
گرفتن پارامتر اتمسفر برای مخروط اول..... ۷۴
- جدول ۴-۸- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت با در نظر داشتن زمین بیضوی و
پارامتر اتمسفر..... ۷۷
- جدول ۵-۱- بررسی خطای میانگین به ازای در نظر گرفتن عوامل موثر در مدل‌سازی... ۸۲

فهرست شکل‌ها

- شکل ۱-۱- حسگر پوششی افق زمین ساخته شده در پژوهشکده مکانیک سازمان فضایی ایران [۴] ۲
- شکل ۱-۲- مقایسه‌ی افق دید حسگرهای مختلف [۹] ۴
- شکل ۱-۴- نمایی از زوایای اوپلر در ماهواره [۳۰] ۱۱
- شکل ۱-۵- نمایی از بردار سمت‌القدم و سمت‌الراس [۳۱] ۱۳
- شکل ۱-۶- آلبدو خشکی‌های زمین در فوریه ۲۰۱۷، مقیاس رنگ‌ها از صفر تا ۰/۹ بوده که در این شکل هر چه رنگ یک منطقه آبی تیره‌تر باشد، آلبدو کمتر و هر چه روشن‌تر آلبدو بیشتر می‌باشد. باید در نظر داشت که در نقاط مشکی داده موجود نمی‌باشد. [۳۳] ۱۴
- شکل ۱-۷- طرح مفهومی محدوده‌ی دید حسگر [۳۴] ۱۵
- شکل ۱-۸- نمایی از عملکرد حسگر افق زمین پوششی [۳۵] ۱۵
- شکل ۱-۳- تفاوت بین عرض جغرافیایی جئودتیک و جئوسنتریک (L_C) جئوسنتریک و L_D جئودتیک است) ۱۹
- شکل ۱-۹- نمایی از نرم‌افزار طراحی شده با فرض زمین کروی [۶] ۲۱
- شکل ۱-۱۰- نمایی از نرم‌افزار طراحی شده جهت بررسی تاثیر عوامل محیطی و هندسی بر پالس حسگر [۵] ۲۲
- شکل ۲-۱- مکانیزم پوشش حسگر در فضا و نقاط ورود و خروج [۳۸] ۲۶
- شکل ۲-۲- نمای کلی عملکرد حسگر پوششی مخروطی افق زمین [۶] ۲۷
- شکل ۲-۳- نمایی کلی از اجزای سیستم اپتیکی [۳۸] ۲۸

- شکل ۵-۴- نمایش از پالس ورودی به مخروط اول حسگر افق زمین با فرض زمین بیضی‌گون در ۱۰ دوره زمانی مختلف..... ۶۵
- شکل ۶-۴- نمایش از پالس ورودی به مخروط دوم حسگر افق زمین با فرض زمین بیضی‌گون در ۱۰ دوره زمانی مختلف..... ۶۵
- شکل ۷-۴- میزان خطای اندازه‌گیری زاویه‌ی چرخش و گام با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون نسبت به حالت ساده شده (محور افقی زمان به ترتیب نشانگر ۱۰ بازه‌ی زمانی انتخابی از ساعت ۷:۳۰:۰۰ تا ۷:۳۰:۰۱، ۷:۴۰:۰۰ تا ۷:۴۰:۰۱، ۷:۴۰:۰۱، ...، ۸:۵۰:۰۰ تا ۸:۵۰:۰۱ و ۹:۰۰:۰۰ تا ۹:۰۰:۰۱ هستند)..... ۶۷
- شکل ۸-۴- قدرمطلق خطای اندازه‌گیری زاویه‌ی چرخش و گام با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون نسبت به حالت ساده شده (محور افقی زمان به ترتیب نشانگر ۱۰ بازه‌ی زمانی انتخابی از ساعت ۷:۳۰:۰۰ تا ۷:۳۰:۰۱، ۷:۴۰:۰۰ تا ۷:۴۰:۰۱، ۷:۴۰:۰۱، ...، ۸:۵۰:۰۰ تا ۸:۵۰:۰۱ و ۹:۰۰:۰۰ تا ۹:۰۰:۰۱ هستند)..... ۶۷
- شکل ۹-۴- نمایش از پالس ورودی به مخروط اول حسگر با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر در ۱۰ دوره زمانی..... ۶۹
- شکل ۱۰-۴- نمایش از پالس ورودی به مخروط دوم حسگر با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر در ۱۰ دوره زمانی..... ۷۰
- شکل ۱۱-۴- میزان خطای ایجاد شده در اثر وارد نمودن عامل محدوده‌ی دید لحظه‌ای حسگر و زمین بیضی‌گون در خطای محاسبه‌ی زاویه چرخش و گام ماهواره نسبت به حالت ساده شده ۷۱
- شکل ۱۲-۴- بررسی اثر محدوده‌ی دید حسگر و زمین بیضی‌گون در قدر مطلق خطای محاسبه‌ی زاویه چرخش و گام ماهواره نسبت به حالت ساده شده ۷۲
- شکل ۱۳-۴- میانگین خطای ناشی از عامل محدوده‌ی دید حسگر بدون عامل زمین بیضی‌گون ۷۲

- شکل ۱۴-۴- نمایی از تابش رسیده به مخروط اول در دور اول چرخش که عملاً نماینده‌ای از پالس حسگر می‌باشد. (شکل اول داده‌های خام خروجی از نرم‌افزار اس.تی.کی و شکل دوم اطلاعات فیلتر شده تابش می‌باشد)..... ۷۵
- شکل ۱۵-۴- 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..... ۷۶
- شکل ۱۶-۴- 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..... ۷۷
- شکل ۱۷-۴- بررسی اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین به همراه عامل محدوده‌ی دید حسگر و زمین بیضی‌گون در خطای محاسبه‌ی زوایه چرخش و گام ماهواره نسبت به حالت ساده شده..... ۷۸
- شکل ۱۸-۴- بررسی اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین به همراه عامل محدوده‌ی دید حسگر و زمین بیضی‌گون در قدرمطلق خطای محاسبه‌ی زوایه چرخش و گام ماهواره نسبت به حالت ساده شده..... ۷۹
- شکل ۱۹-۴- قدرمطلق خطای ناشی از عامل محدوده‌ی دید حسگر بدون عامل زمین بیضی‌گون و عامل محدوده‌ی دی حسگر..... ۷۹
- شکل ۱-۵- نمایی از حرکت ماهواره در یک دوره چرخش به دور زمین..... ۸۵
- شکل ۱-۶- ایجاد سناریو در نرم‌افزار اس.تی.کی..... ۸۷
- شکل ۲-۶- مشخصات مدار ماهواره میکروماوس..... ۸۸
- شکل ۳-۶- نمایی از ماهواره شبیه‌سازی شده..... ۸۹
- شکل ۴-۶- تعریف ویژگی‌های اولیه حسگر ۱ (بخش Definition)..... ۹۰
- شکل ۵-۶- مشخصات قرارگیری حسگر اول نسبت به ماهواره..... ۹۱
- شکل ۶-۶- مشخصات قرارگیری حسگر دوم نسبت به ماهواره..... ۹۱
- شکل ۷-۶- خصوصیات زمانی گزارش‌گیری..... ۹۳

- شکل ۷-۱- نمایی از ظاهر نرم افزار پی.اس.جی..... ۹۸
- شکل ۷-۲- تعریف جسم سماوی و زمان اجرای شبیه سازی در نرم افزار پی.اس.جی ناسا ۹۹
- شکل ۷-۳- خصوصیات زمین براساس زمان انتخاب شده جهت شبیه سازی..... ۱۰۰
- شکل ۷-۴- انواع مشاهده گر در نرم افزار پی.اس.جی ناسا..... ۱۰۱
- شکل ۷-۵- نمایی از مشخصات مورد نیاز در بخش تعریف مشاهده گر از نوع Observatory
..... ۱۰۱
- شکل ۷-۶- نمایی از مفهوم پهنا در نصف مقدار بیشینه..... ۱۰۲
- شکل ۷-۷- نمایی از مشخصات مورد نیاز در بخش تعریف مشاهده گر از نوع Solar
Occultation..... ۱۰۳
- شکل ۷-۸- نمایی از بخش تعریف ابزار مشاهده..... ۱۰۵
- شکل ۷-۹- میزان تابش در یک نقطه خاص مشاهده گر در ارتفاع ۴۰۰ کیلومتری در
محدوده ی طول موج ۱۴ تا ۱۶ میکرومتر..... ۱۰۶

۱. فصل اول

مقدمه

با شروع ارسال فضاپیماها و ماهواره‌ها به فضا از سال ۱۹۵۷، نیاز به وجود سیستم تعیین موقعیت ماهواره^۱ نسبت به زمین ایجاد شد و از آن زمان تاکنون حسگرهای مختلفی همچون حسگر ستاره^۲ [۱]، حسگر خورشید^۳ [۲] و حسگر افق زمین^۴ [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.

امروزه طراحی و تولید حسگرهای افق زمین برای استفاده در ماهواره‌های مختلف به یکی از مباحث مورد علاقه در حوزه‌ی هوافضا تبدیل شده و بسیاری از محققان و صنعت‌گران به توسعه‌ی مدل‌های مختلف آن‌ها پرداخته‌اند. به طبع آن، محققان ایرانی نیز پژوهش‌ها و

¹ Satellite attitude determination system

² Star Tracker Sensor

³ Sun Sensor

⁴ Earth Horizon Sensor

نوآوری‌های زیادی را در این حوزه داشته که یکی از این دستاوردها، حسگر پوششی-دو مخروطی افق زمین^۱ ساخته شده توسط پژوهشکده مکانیک پژوهشگاه فضایی ایران (شکل ۱-۱) می‌باشد. این پژوهش در ادامه‌ی پژوهش پیشین بر این حسگر، با هدف آنالیز خطای شبیه‌سازی حسگر پوششی افق زمین با در نظر گرفتن پارامترهای هندسی، محیطی و دینامیکی صورت گرفته‌است. در پژوهش فعلی سعی کرده‌ایم که با شبیه‌سازی وضعیت واقعی یک ماهواره و حسگر افق زمین پوششی بر مدار زمین، خطای ناشی از پارامترهای هندسی، محیطی و دینامیکی در مدل‌سازی را محاسبه کرده تا بتوانیم به بهترین مدل‌سازی دست یابیم.



شکل ۱-۱- حسگر پوششی افق زمین ساخته شده در پژوهشکده مکانیک سازمان فضایی ایران [۴]

۱-۱- ضرورت و اهمیت پژوهش

طراحی سیستم‌های ناوبری، هدایت و کنترل همواره یکی از مهم‌ترین چالش‌های موجود بر سر راه صنایع فضایی بوده است. یکی از ضروری‌ترین مسائل، ساخت دستگاه‌های اندازه‌گیری و موقعیت‌یابی دقیق می‌باشد چراکه مسافت و سرعت در سیستم‌های فضایی

^۱ Scanning Earth Horizon Sensor

عدد بزرگی دارند و وجود اندکی خطا موجب بروز خطاهای بزرگ می‌شود. بنابراین مدل‌سازی صحیح این دستگاه‌ها با کمترین میزان خطا یک مسئله حیاتی می‌باشد.

در پژوهش‌های گذشته، در مرحله‌ی آغازین حسگر افق زمین پویشی دومخروطی با در نظر داشتن معادلات ساده‌سازی شده در پژوهشکده مکانیک پژوهشگاه فضایی ایران واقع در شیراز ساخته شد [۴]. در ادامه با شبیه‌سازی حسگر پویشی افق زمین ساخته شده و بررسی برخی از اثرات هندسی و محیطی بر اطلاعات حسگر، اطلاعاتی درباره‌ی سیگنال خروجی حسگر بدست آمد [۵، ۶]. در این مطالعات با در نظر گرفتن پارامترهای هندسی و محیطی مختلفی از قبیل بیضوی بودن زمین، اثر اتمسفر، میزان بازتاب سطوح مختلف و فاصله از سطح زمین انجام شد و سیگنال دریافتی توسط حسگر در هر یک از این حالت‌ها در نرم‌افزار شبیه‌ساز تولید شد. بدین ترتیب به جای سیگنال صفر و یک معمول از حسگر، سیگنالی با مقادیر پیوسته بین صفر تا یک، وابسته به شرایط هندسی و محیطی مختلف، بدست آمد.

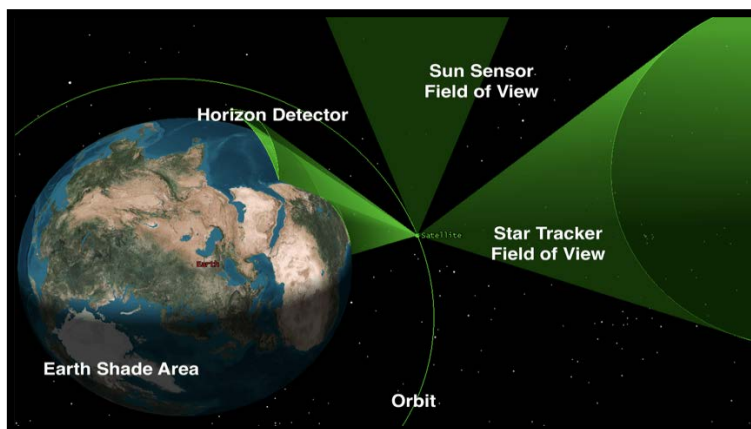
در این پژوهش با توجه به اینکه مدل‌سازی بدون صحنه‌سنجی و بررسی خطا غیرقابل استناد بوده، لذا ابتدا با شبیه‌سازی یک ماهواره در مداری دلخواه به بررسی صحت مدل‌سازی ساده شده پرداخته و سپس با ورود هر کدام از عوامل محیطی و هندسی به بررسی خطای مدل‌سازی نسبت به حالت واقعی می‌پردازیم.

۲-۱- پیشینه‌ی پژوهش

دستگاه‌های سنجش موقعیت^۱ 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 اولیه نسبت به دستگاه مرجع می‌باشد [۷].

¹ Attitude Determination Hardware

حسگر افق زمین به عنوان یک دستگاه سنجش موقعیت، اولین بار در سال ۱۹۵۸، در راستای انجام آزمایش مجدد راکت ژوپیتر^۱ و برنامه جستجوی نیروی هوایی^۲ آمریکا در ناسا^۳ ساخته شد. این حسگر که با نام حسگر افق زمین شناخته می‌شود با استفاده از شدت تابش فروسرخ^۴ 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^۵ و مدار زمین ایستای^۶ کاربردی است [۸]. شکل ۱-۲ 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. در حسگر افق زمین با توجه به اینکه حسگر از افق زمین برای موقعیت‌یابی استفاده می‌نماید لذا هر چه فاصله نسبت به زمین کمتر باشد، محاسبات حسگر دقیق‌تر خواهد بود.



شکل ۱-۲- مقایسه‌ی افق دید حسگرهای مختلف [۹]

¹ Jupiter rocket

² Air Force Discoverer program

³ National Aeronautics and Space Administration (NASA)

⁴ Infrared

⁵ Low Earth Orbit (LEO)

⁶ Geostationary Orbit (GEO)

۱-۲-۱- انواع حسگرهای افق زمین از نظر عملکرد

حسگرهای افق زمین از نظر عملکرد به دو دسته اصلی تقسیم می‌شوند، حسگرهای ایستا^۱ و حسگرهای پویشی^۲. 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 [۴]. به عنوان مثال حسگر ایستا بارنز^۳ استفاده شده در ماموریت تی آر ام^۴ 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 می‌باشد [۱۰]. 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 [۱۱، ۱۲، ۱۳]. نوع دیگر این حسگرها آرایه‌های دو بعدی یا تصویری ایجاد می‌کند و با تکنیک‌های پردازش تصویر امکان تعیین موقعیت فراهم مسمتد [۱۴]. حسگرهای ایستا با توجه به عدم وجود اجزای متحرک سبک‌تر بوده، توان مصرفی پایین‌تری داشته و در نتیجه طول عمر بالاتری دارند [۶] اما میزان خطای آن‌ها در مدار بیضوی قابل توجه می‌گردد و قیمت بالایی دارند [۱۵].

حسگرهای پویشی 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 پویش^۵ می‌کند. مکانیزم اصلی این حسگرها یک آینه‌ی چرخان مرکزی بوده که با دریافت و متمرکز کردن

¹ Statics Sensor

² Scanning Sensor

³ Barnes Statics Earth Horizon Sensor

⁴ Tropical Rainfall Measuring Mission (TRMM)

⁵ Scan

تشعشعات محیط به یک بلومتر^۱ 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^۲ و چرخش^۳ ماهواره را محاسبه کرد. مدل ساده‌تر حسگر پویشی 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^۴ استفاده شده به بررسی بردار سمت‌القدم^۵ ماهواره با استفاده از تحلیل‌ها و چارچوب ارائه شده در مقاله، پرداخته شده است. در راستای صحنه‌سنجی 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 بوده‌است (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 پویشی دومخروطی^۶ طراحی شد که با یک 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

¹ Bolometer

² Pitch

³ Roll

⁴ MicroMAS (Micro-sized Microwave Atmosphere Satellite)

⁵ Nadir Vector

⁶ Dual Cone Scanning Earth Horizon Sensor

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].

حسگر افق زمین ساخته شده در پژوهشکده مکانیک پژوهشگاه فضایی ایران که این پژوهش بر آن صورت گرفته از نوع دو-مخروطی پویشی بوده که مشخصات آن در بخش ۱-۴ آمده است.

۱-۲-۲- مدل‌سازی حسگر افق زمین و عوامل موثر بر آن

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 چگونگی در نظر گرفتن شکل زمین^۱، 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 می‌باشد. تکاوی^۲ 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 به سزایی در تعیین موقعیت ماهواره دارد.

¹ Earth Oblateness

² Tekawy

در این پژوهش با بهره‌گیری از الگوریتم تشخیص موقعیت براساس چهارتایی^۱ و تنها یک حسگر افق زمین انجام گردیده و زوایای گام و چرخش با دقت نسبتاً بالایی محاسبه شده‌اند. گفتنی است که محاسبه‌ی زاویه سمت^۲ در این ماموریت با استفاده از معادلات سینماتیکی حسگر در تعیین موقعیت و قطب‌نمای گردش‌سنگ محاسبه شده، هر چند که دقت محاسبه چندان بالا نیست. در [۲۲] با بهره‌گیری از یک حسگر پوششی افق زمین سعی در تعیین موقعیت یک ماهواره میکرو اچ آر دی بی^۳ شده است. تحلیل‌ها با توجه به بیضوی بودن 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^۴ در سال ۱۹۸۹ [۲۳]، خطای قابل توجهی در فصل‌های تابستان و زمستان به علت تفاوت طول موج در تابش‌های دریافتی از حسگر پوششی افق زمین بوجود آمد که نشان‌دهنده تاثیر شدت تابش ساطع شده از سطح زمین بر موقعیت‌یابی ماهواره می‌باشد. 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^۵ اطلاعات مناسبی درباره‌ی تابش‌های رسیده به حسگر افق زمین معمول بدست آمده است که با

¹ Quaternion

² Yaw

³ Micro HRDB Satellite

⁴ ERBS Satellite

⁵ Comprehensive Radiance Profile Synthesizer

استفاده از آن به مدل‌سازی اتمسفر زمین پرداخته شده و مدل‌سازی قابل قبولی برای حسگر بدست آمده است.

مدینینی^۱ و زانونی^۲ [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^۳ یک بیضی‌گون بر داده‌های افق زمین و بهره‌بری از داده‌های هندسه تصویری زمین، ماتریس موقعیت ماهواره بدست آمد. در انتها با راه‌اندازی یک شبیه‌ساز که اثر اتمسفر در آن لحاظ شده، به صحت تحلیل پرداخته شده است. نتایج نشان داد که در موقعیت‌های مختلف، خطای جذر میانگین مربعات^۴ این شبیه‌سازی در موقعیت‌های مختلف کمتر از ۰.۰۱ درجه در محاسبه بردار سمت‌القدم می‌باشد. شایان ذکر است که شکل زمین در شبیه‌سازی‌ها 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^۵ نیز کاربری دارند. در [۲۷] ابتدا با به کارگیری حسگر افق زمین،

¹ Modenini

² Zannoni

³ Curve Fitting

⁴ RMS Error

⁵ Celestial Navigation Systems (CNS)

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. شبیه‌سازی‌ها در این پژوهش در نرم‌افزار متلب^۱ انجام شده و اثرات بیضوی‌گونی و اتمسفر نیز در شبیه‌سازی‌ها 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^۲ و دیگران [۲۸] با بهره‌گیری از حسگر افق زمین و ستاره به صورت همزمان به بررسی اطلاعات ناوبری موشک بالستیک^۳ با استفاده از روش حداقل مربعات^۴ پرداختند. مدل‌سازی با در نظر گرفتن اثر تغییرات تابش فروسرخ از سطوح مختلف و ارتفاع موشک همراه بوده و نتایج نشان داده که دقت مدل‌سازی در موقعیت ۱۰۰ متر و در سرعت ۰.۱۲ متر بر ثانیه می‌باشد. آنهلکار^۵ در [۲۹]، به تعیین موقعیت فضاپیما با استفاده از سه نوع حسگر 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 بیضوی‌گونی زمین، اثر اتمسفر و الکترونیک سنسور نیز در نظر گرفته شده‌اند و در نهایت شبیه‌سازی‌ها در نرم‌افزار متلب انجام شده‌است.

¹ MATLAB

² Li

³ Ballistic missile

⁴ Least Square Method

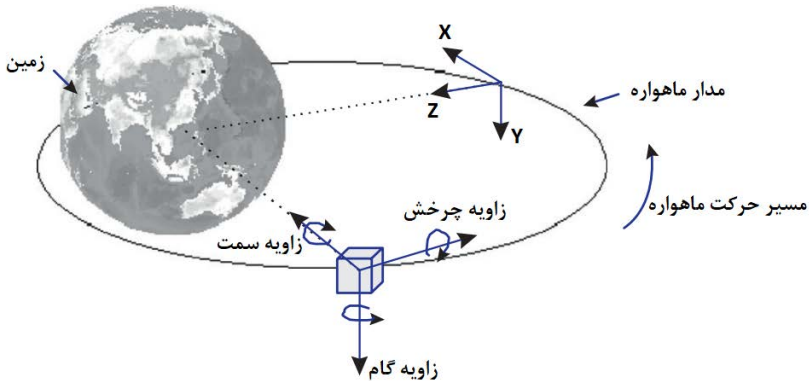
⁵ Unhelkar

۳-۱- مفاهیم و تعاریف مهم

در این بخش به تعریف مفاهیم مهم مورد نیاز در پژوهش می‌پردازیم.

۱-۳-۱- زوایای اوایلر موقعیت ماهواره^۱

زاویه‌های اوایلر سه زاویه‌ای هستند که توسط لئونارد اوایلر برای توصیف جهت‌گیری یک جسم صلب نسبت به یک سیستم مختصات ثابت معرفی شده‌اند. در مسائل مربوط به حرکت ماهواره‌ها در دستگاه مرجع ماهواره، محور x ، در راستای حرکت ماهواره، محور z به سمت زمین و محور y ، محور عمود بر این دو می‌باشد. طبق تعریف زوایای اوایلر چرخش حول محور x ، زاویه‌ی چرخش^۲، چرخش حول محور y ، زاویه‌ی گام^۳ و چرخش حول محور z ، زاویه‌ی سمت^۴ نامیده می‌شود (شکل ۱-۴).



شکل ۱-۳- نمایشی از زوایای اوایلر در ماهواره [۳۰]

¹ Euler Angles

² Roll Angle

³ Pitch Angle

⁴ Yaw Angle

۱-۳-۲- افق زمین^۱

افق زمین در معنای عمومی، خطی است که محدوده‌ی زمین را از آسمان جدا می‌کند. به طور کلی دو نوع افق زمین-زمین-آسمان و افق زمین آسمانی تعریف می‌شود که در علوم هوافضا از افق زمین آسمانی استفاده می‌شود. افق زمین آسمانی جهت اندازه‌گیری مکان زمین نسبت به بقیه‌ی آسمان تعریف شده‌اند. این افق شامل یک صفحه‌ی فرضی بوده که بر بردار سمت‌القدم مشاهده‌گر عمود است و اتصال نقاط لبه‌ی این صفحه که همان خط افق هستند به مکان مشاهده‌گر، مماس بر زمین می‌باشد [۳۰].

۱-۳-۳- بردار سمت‌القدم^۲

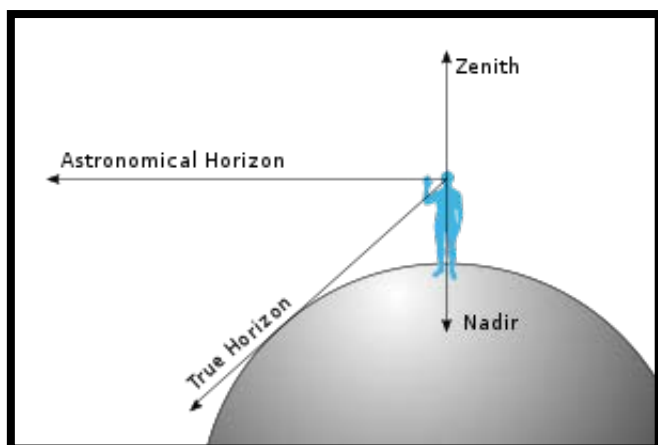
بردار سمت‌القدم به برداری که مکان مشاهده‌گر یا ماهواره را به مرکز زمین متصل می‌نماید، بردار سمت‌القدم گفته می‌شود. بردار سمت‌الراس^۳ بردار معکوس بردار سمت‌القدم می‌باشد. به نقطه‌ی تلاقی بردار سمت‌القدم با سطح زمین، نقطه‌ی زیر مشاهده‌گر^۴ (در اینجا ماهواره) گفته می‌شود [۳۱].

¹ Earth Horizon

² Nadir Vector

³ Zenith

⁴ Sub Observer Point



شکل ۴-۱- نمایی از بردار سمت‌القدم و سمت‌الراس [۳۱]

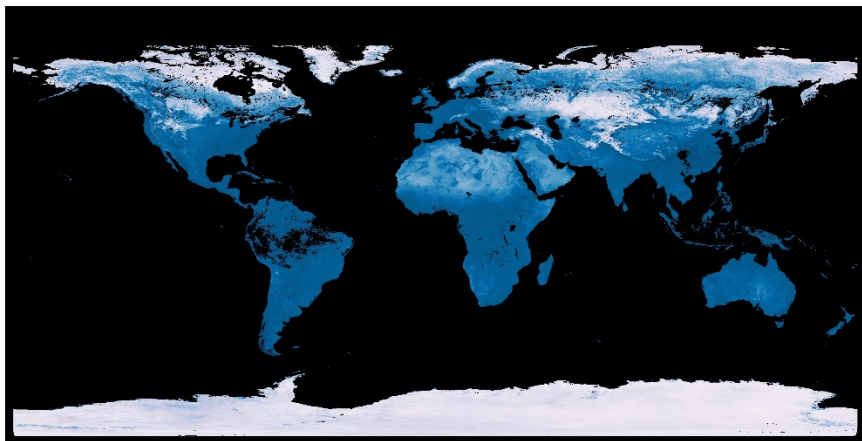
۱-۳-۴- آلبدو^۱

به طور کلی آلبدو نسبت نور رسیده از یک جسم به کل نور تابیده شده از آن جسم می‌باشد. این عدد بین صفر (جسم سیاه) تا ۱ (کاملاً بازتابنده) متغیر است. به عنوان مثال آلبدو ماه^۲ بسیار پایین (۰/۰۷) و آلبدو سیاره‌ی زهره^۳ بالا (۰/۶) می‌باشد. از کاربردهای آلبدو می‌توان به تعیین اندازه‌ی یک جسم سماوی و تعیین تابش ساطع شده از اتمسفر و سطح سیارات استفاده کرد [۳۲].

¹ Albedo

² Moon

³ Venus



شکل ۵-۱- آلبدو خشکی‌های زمین در فوریه ۲۰۱۷، مقیاس رنگ‌ها از صفر تا ۰/۹ بوده که در این شکل هر چه رنگ یک منطقه آبی تیره‌تر باشد، آلبدو کمتر و هر چه روشن‌تر آلبدو بیشتر می‌باشد. باید در نظر داشت که در نقاط مشکی داده موجود نمی‌باشد. [۳۳]

آلبدو زمین به طور میانگین ۰/۳ می‌باشد. در شکل ۵-۱ تصویر آلبدو خشکی‌های زمین ارائه شده در وبگاه مشاهدات زمین ناسا^۱ در فوریه ۲۰۱۷ نشان داده شده‌است (اطلاعات اقیانوس و دریا در این شکل موجود نیست). بر این اساس، آلبدو زمین معمولاً بین ۰/۱ تا ۰/۴ متغیر بوده و در اقیانوس و دریاها میانگین آلبدو به طور تقریبی ۰/۰۶ می‌باشد [۳۳].

۱-۳-۵- محدوده‌ی دید حسگر^۲

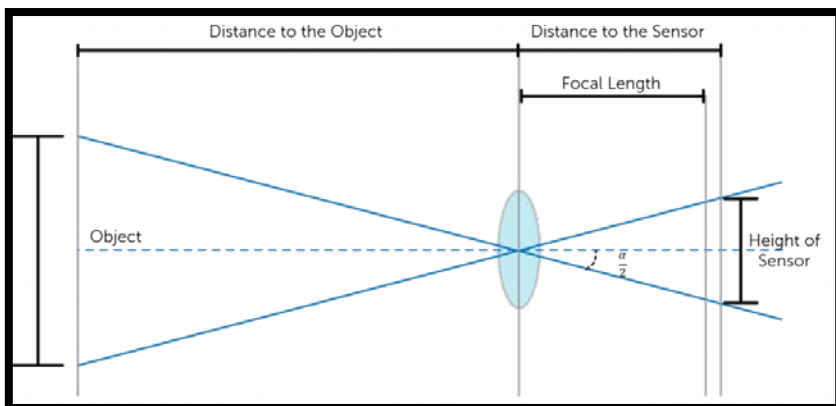
بیشترین فضایی که یک حسگر می‌تواند رصد کند را محدوده‌ی دید حسگر می‌نامند که به فاصله‌ی کانونی^۳ و ابعاد حسگر وابسته می‌باشد. فاصله‌ی بین حسگر و لنز، فاصله‌ی کانونی می‌باشد. به محور مرکزی با توجه به شکل ۶-۱ که ارتفاع دو مثلث متساوی‌الساقین محسوب می‌شود، محور دید^۴ و به زاویه‌ی ایجاد شده (α)، زاویه‌ی دید حسگر می‌گویند.

^۱ Nasa Earth Observations (NEO)

^۲ Field of View (FOV)

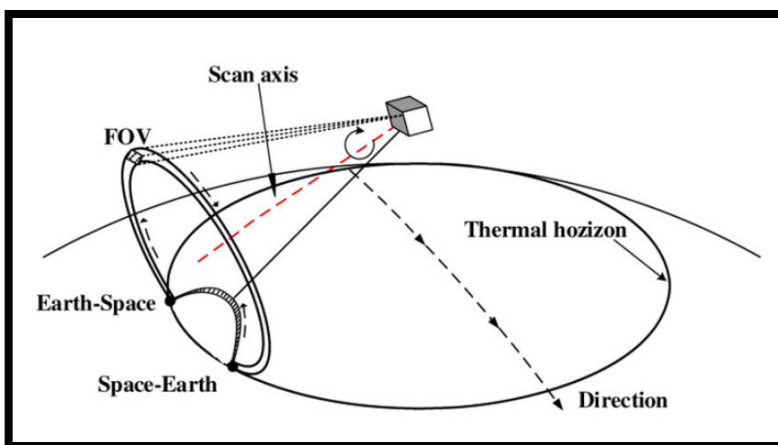
^۳ Focal Distance

^۴ Boresight



شکل ۶-۱- طرح مفهومی محدوده دید حسگر [۳۴]

در حسگر افق زمین اگر سطح مقطع منفذ ورود بازتابش نور از زمین به صورت دایره باشد، محدوده دید حسگر یک مخروط می‌باشد که در زوایای فاز^۱ خاصی بر روی افق زمین قرار می‌گیرد. در انجام محاسبات تعیین زوایای چرخش و گام معمولاً از نصف زاویه مخروط^۲ که همان نصف زاویه دید حسگر است، استفاده می‌شود.



شکل ۷-۱- نمایش از عملکرد حسگر افق زمین پوشی [۳۵]

^۱ Phase Angle

^۲ Half Coin Angle

۱-۳-۶- مخروط حسگر

هر حسگر با توجه به زاویه‌ی دید در مشاهده‌ی محیط خود یک مخروط ایجاد نموده که محیط قابل رؤیت آن را نشان می‌دهد. با توجه به سطح مقطع منفذ ممکن است مخروط حسگر شکل‌های مختلفی به خود بگیرد. در حسگرهای دینامیک با توجه به قرارگیری سر نوری بر یک موتور، درواقع دو مخروط حسگر داریم. مخروط اول حاصل از دید لحظه‌ای و کوچک سر نوری و مخروط دوم حاصل از یک دور چرخش موتور حسگر ایجاد می‌شود. در شکل ۸-۱، نمایی از عملکرد حسگر پویشی افق زمین به نمایش گذاشته شده است. دید لحظه‌ای حسگر^۱ باعث ایجاد مخروط اول و چرخش حول محور پویش^۲ باعث ایجاد مخروط دوم شده است.

۱-۳-۷- پخش‌شدگی زمین

زمین به عنوان یک بیضی‌گون از دوران یک بیضی حول محور کوچکش بوجود آمده و در قطب‌هایش دارای پخش‌شدگی^۳ می‌باشد. این مقدار پخش‌شدگی با نماد f نمایش داده شده و با استفاده از رابطه‌ی (۱-۱) قابل محاسبه می‌باشد.

$$f = \frac{R_a - R_c}{R_a} \approx 0.00335286 \quad (1-1)$$

که در این رابطه c شعاع در قطب‌ها و a شعاع در استوا می‌باشد.

¹ FOV

² Scan Axis

³ Flattening

۱-۳-۸ - چارچوب‌های مرجع

در راستای تعیین وضعیت یک ماهواره اولین مسئله، انتخاب چارچوب مرجع مناسب می‌باشد. از چارچوب‌های مهم در زمینه‌ی هوافضا می‌توان به چارچوب مرجع بین‌المللی سماوی، زمین ثابت، ماهواره و حسگر اشاره کرد.

۱-۳-۸-۱ - چارچوب مرجع بین‌المللی سماوی^۱ یا آی.سی.آر.اف

این چارچوب از سیستم مرجع بین‌المللی سماوی^۲ (آی.سی.آر.اف) نشأت گرفته است. آی.سی.آر.اف در راستای یکسان‌سازی مختصات مرجع در فضا میان سازمان‌های بین‌المللی پیشنهاد و توسط اتحادیه‌ی بین‌المللی اخترشناسی^۳ مورد قبول واقع شد. این سیستم در طول زمان تعاریف مختلفی به خود گرفته و امروزه براساس موج رادیویی دریافتی از کیهان تعریف می‌شود. این موج ناشی از منابع خارج از کهکشان‌ها که کوازار^۴ نامیده می‌شوند نشأت گرفته و علت استفاده از آن‌ها به عنوان مرجع فاصله‌ی بسیار دورشان نسبت به کهکشان می‌باشد. این چارچوب با زمین حرکت نمی‌کند، نسبت به کیهان ثابت بوده و معمولاً جهت تعیین موقعیت اجرام سماوی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۱-۳-۸-۲ - چارچوب مرجع زمین ثابت^۵

دستگاه مختصات تعریف شده برای این چارچوب به مرکز ثقل زمین متصل است و درواقع بر روی زمین تمامی محاسباتمان را براساس این چارچوب در نظر می‌گیریم، چراکه حرکت‌های روی زمین به نسبت حرکت خود زمین بسیار ناچیز هستند.

¹ International Celestial Reference Frame (ICRF)

² International Celestial Reference System (ICRS)

³ International Astronomical Union

⁴ Quasar

⁵ Earth-centered, Earth-fixed Reference Frame (ECEF)

۱-۳-۸-۳- چارچوب مرجع مدار ماهواره

به چارچوبی که به مدار ماهواره متصل باشد، گفته می‌شود. محور Z این چارچوب، بردار سمت‌القدم و راستای حرکت ماهواره محور X می‌باشد. در این پژوهش در موارد متعددی زاویه‌ی گام و چرخش نسبت به این چارچوب محاسبه شده است.

۱-۳-۸-۴- چارچوب مرجع ماهواره

به چارچوبی که به ماهواره متصل بوده و نسبت به آن ثابت باشد، چارچوب مرجع ماهواره گفته می‌شود. به طور معمول مرکز دستگاه مختصات تعریف شده در این چارچوب در مرکز ثقل ماهواره بوده، محور X در راستای حرکت ماهواره، محور Z در راستای مرکز زمین (نقطه‌ی زیر ماهواره) و محور Y با تبعیت از قانون دست راست در سمت راست محور X قرار می‌گیرد.

۱-۳-۸-۵- چارچوب مرجع حسگر^۱

به چارچوبی که به حسگر متصل بوده و نسبت به آن ثابت باشد، چارچوب مرجع حسگر گفته می‌شود. معمولاً دستگاه مختصات تعریف در این چارچوب به مرکز جرم حسگر متصل است.

۱-۳-۹- دستگاه‌های مختصات

معمولاً در اخترشناسی و علوم فضایی دو نوع دستگاه مختصات کارتزین^۲، جئودتیک^۳، جئوسنتریک^۴ تعریف می‌شوند.

^۱ Sensor Frame

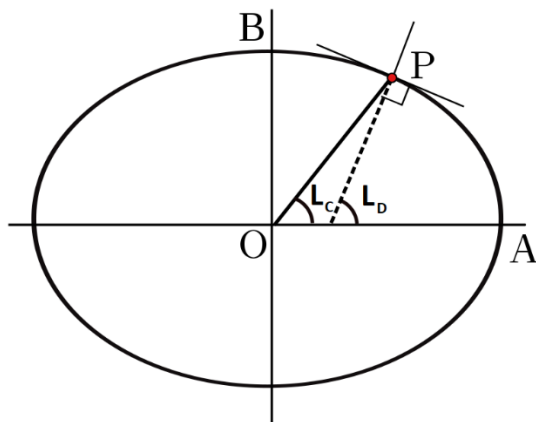
^۲ Cartesian

^۳ Geodetic

^۴ Geocentric

در دستگاه مختصات کارتزین، مبدأ دستگاه در مرکز زمین، محور E_x ، عمود بر محور استوا و نصف النهار مبدأ و محور E_z در راستای قطب شمال تعریف می‌شود. دستگاه مختصات جئودتیک و جئوسنتریک هر دو از نوع دستگاه مختصات کروی بوده که زوایای مختلف در آن با نام‌های عرض^۱ و طول^۲ جغرافیایی شناخته می‌شوند. عرض جغرافیایی جئوسنتریک زوایای بین بردار اتصال مکان مورد نظر با زمین و خط استوا بوده اما عرض جغرافیایی جئودتیک زوایای بین بردار عمود بر سطح مکان مورد نظر و خط استوا می‌باشد. تفاوت این دو نوع عرض جغرافیایی در شکل ۱-۳ قابل مشاهده است. در این شکل L_C نشان‌دهنده‌ی عرض جغرافیایی جئوسنتریک، L_D نشان‌دهنده‌ی عرض جغرافیایی جئودتیک و f ضریب پخ شدگی زمین می‌باشد. با بررسی روابط هندسی، رابطه‌ی بین این دو نوع عرض جغرافیایی در رابطه (۱-۱) قابل مشاهده می‌باشد.

$$L_C(L_D) = \tan^{-1}((1 - f)^2 \tan(L_D)) \quad (1-1)$$



شکل ۱-۸- تفاوت بین عرض جغرافیایی جئودتیک و جئوسنتریک (L_C جئوسنتریک و L_D جئودتیک است)

¹ Longitude

² Latitude

طول جغرافیایی جئودتیک و جئوسنتریک در اجسام بیضی‌گون مانند زمین با هم برابر است؛ چراکه هندسه زمین از دوران بیضی حول شعاع کوچک بوجود آمده است. لذا تعریف هر دو طول جغرافیایی زاویه‌ی بین بردار اتصال مکان مورد نظر و مرکز زمین با نصف النهار مبدا می‌باشد.

۴-۱- 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 پویشی دو مخروطی نمود [۴]. در طراحی این حسگر از نرم‌افزار زیمکس در بخش طراحی اپتیکی، نرم‌افزار سالی‌دورکس^۱ در بخش طراحی مکانیک حسگر و متلب^۲ در بخش شبیه‌سازی آن استفاده گردید. مشخصات این حسگر جهت آشنایی بیشتر در جدول زیر آمده است:

جدول ۱-۱- مشخصات حسگر افق زمین ساخته شده پژوهشگاه فضایی ایران [۳۶]

نوع خصوصیات	خصوصیات	شرح
کارکردی	نوع حسگر	پویشی
	محدوده‌ی اندازه‌گیری (درجه)	محدوده‌ی گام بین ۱۷- تا ۱۷ درجه
		محدوده‌ی چرخش بین ۳۳- تا ۳۳ درجه
	دقت (درجه)	۰.۱
	فرکانس (هرتز)	۱
فیزیکی	توان (وات)	۸
	ابعاد (میلی‌متر مکعب)	۱۸۰×۲۱۰×۳۹۰
	جرم (گرم)	۳۵۰۰
	نوع مدار	نزدیک به زمین ^۳

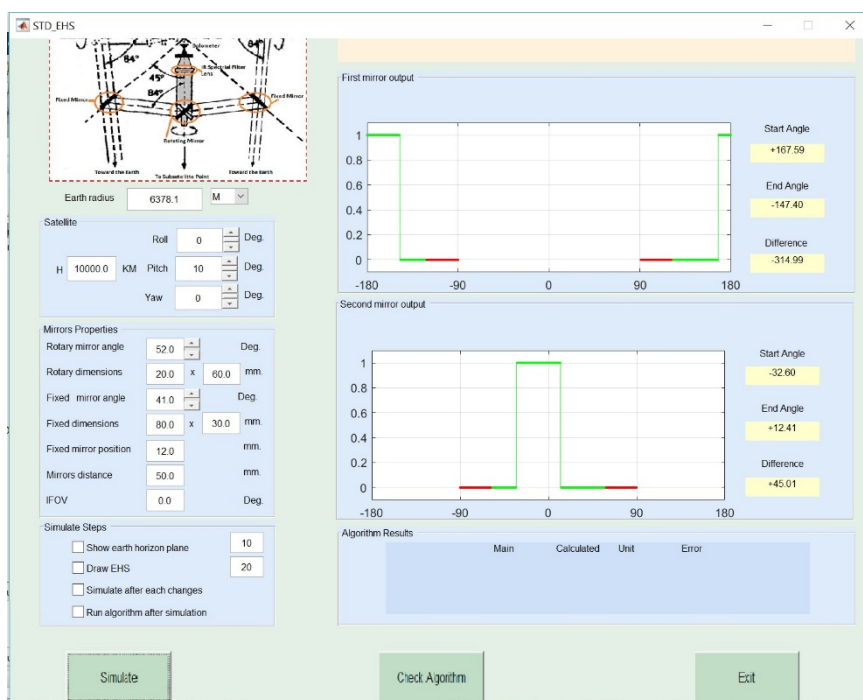
^۱ Solidworks

^۲ MATLAB

^۳ LEO

۵	طول عمر (سال)	محیطی
۲۵- تا ۵۵	دمای کارکردی (درجه سانتیگراد)	
۴۰- تا ۶۰	دمای ذخیره (درجه سانتیگراد)	

مدل سازی اولیه حسگر با فرض زمین کروی و بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی صورت پذیرفت و براساس آن نرم افزار مربوط به محاسبه ی موقعیت ماهواره در نرم افزار متلب طراحی و ساخته شد. در این نرم افزار با وارد نمودن زاویه ی چرخش و گام، ارتفاع ماهواره و مشخصات زاویه ای حسگر، نمای پالس حسگر و نقاط ورود و خروج محدوده ی دید حسگر به افق زمین را محاسبه می شود. جدول ۱-۱ و شکل ۸-۱ نمایی از این نرم افزار را به نمایش می گذارد. شایان ذکر است که در پژوهش اشاره شده علاوه بر مدل سازی حسگر افق زمین پوششی، حسگر افق زمین تصویری نیز مدل سازی گردیده است [۶].



شکل ۹-۱- نمایی از نرم افزار طراحی شده با فرض زمین کروی [۶]

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 هم کدام از عوامل بر روی پالس حسگر طراحی شد. شکل ۹-۱ نمایی از این نرم‌افزار را به نمایش می‌گذارد. ورودی‌های این نرم‌افزار، موقعیت ماهواره، مکان ماهواره، دقت حسگر و مشخصات زاویه‌ای حسگر می‌باشد. در بخش پارامترها^۱ امکان انتخاب هر عامل وجود داشته و با انتخاب هر کدام می‌توان تغییرات ناشی از آن عامل را در نوع پالس حسگر مشاهده نمود [۵].



شکل ۱۰-۱- نمایی از نرم‌افزار طراحی شده جهت بررسی تاثیر عوامل محیطی و هندسی بر پالس حسگر [۵]

^۱ Parameters

۵-۱- اهداف پژوهش

مساله مورد بررسی در این پژوهش، استفاده از سیگنال‌های شبیه‌سازی شده در حل معادلات موقعیت ماهواره و آنالیز خطای ایجاد شده توسط هر یک از پارامترها در محاسبه وضعیت ماهواره است. ورودی معادلات، سیگنال حسگرهای ماهواره و خروجی آن‌ها زوایای گام و چرخش ماهواره است. با در نظر گرفتن هر یک از پارامترهای هندسی و محیطی، معادلات با سیگنال ورودی شبیه‌سازی شده حل شده و خطای موجود بین حالت ساده شده و حالت فعلی بدست خواهد آمد. منظور از حالت ساده شده، شبیه‌سازی حسگر بدون در نظر گرفتن پارامترهای هندسی و محیطی است. در نتیجه اثر هر یک از پارامترهای هندسی و محیطی در میزان خطای محاسبه وضعیت ماهواره بدست خواهد آمد. آنالیز این خطاها تعیین‌کننده میزان اهمیت هر یک از پارامترها در تعیین وضعیت ماهواره است. استفاده از نرم‌افزار ماهواره‌ای اس.تی.کی^۱ نیز کمک خواهد کرد که خطاهای ذکر شده را در یک ماموریت خاص بررسی نمود. اهداف پژوهش عبارت است از:

۱. شبیه‌سازی حرکت ماهواره در مدار و شبیه‌سازی حسگر افق زمین بر ماهواره در

نرم‌افزار اس.تی.کی

۲. جمع‌آوری اطلاعات گام و چرخش ماهواره در نرم‌افزار اس.تی.کی به عنوان

موقعیت واقعی ماهواره

۳. مدل‌سازی ساده‌سازی شده‌ی حسگر با در نظر گرفتن زمین کروی و بدون در نظر

گرفتن عوامل محیطی و صحنه‌سنجی شبیه‌سازی

¹ Satellite Tool Kit (STK)

۴. محاسبه‌ی خطای موقعیت‌یابی با فرض زمین بیضی‌گون

۵. محاسبه‌ی خطای موقعیت‌یابی با فرض زمین بیضی‌گون و در نظر داشتن عامل

محدوده‌ی دید حسگر

۶. محاسبه‌ی خطای موقعیت‌یابی با فرض زمین بیضی‌گون، در نظر داشتن عامل

محدوده‌ی دید حسگر و اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین

۷. بررسی روند بروز خطا و تحلیل میزان خطا در هر عامل

۱-۶- طرح کلی پایان‌نامه

در بخش دوم به معرفی دقیق حسگر افق زمین پویایی به لحاظ اجزاء، نحوه‌ی کارکرد، عوامل موثر بر طراحی و آنالیز آن می‌پردازیم. در ادامه‌ی آن، روش پژوهش و ابزارهای مورد استفاده جهت مدل‌سازی و آنالیز خطای مدل‌سازی آورده شده است. بخش‌های چهارم و پنجم به تجزیه و تحلیل و بیان نتیجه‌گیری اختصاص دارد.

شایان ذکر است که جهت روشن شدن نحوه‌ی پیاده‌سازی به صورت عملی پنج پیوست برای این پژوهش در نظر گرفته شده که به ترتیب در پیوست ۱ به توضیح نحوه‌ی استفاده از نرم‌افزار اس.تی.کی و دریافت گزارش‌های مورد نیاز، پیوست ۲ به توضیح نحوه‌ی اجرای نرم‌افزار پی.اس.جی به صورت آنلاین و با استفاده از پلتفرم داکر^۱، پیوست ۳ به توضیح نحوه‌ی محاسبه‌ی زوایای ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به زمین با فرضیات مختلف و در پیوست‌های ۴ و ۵ به نحوه‌ی اجرای مدل‌سازی با فرض زمین کروی و بیضی‌گون پرداخته شده است.

^۱ Docker

۲. فصل دوم

حسگر پویشی افق زمین

حسگرهای افق زمین در پنج دهه‌ی گذشته در ماموریت‌های فضایی نزدیک به زمین جهت تعیین دو زوایای گام و چرخش مورد استفاده قرار گرفته‌اند. حسگرهای افق زمین پویشی یکی از نمونه‌های دینامیک و پرترفدار خانواده‌ی این حسگرها هستند که در انواع مختلفی ارائه شده‌اند. حسگر افق زمین پویشی به کار رفته در این پژوهش، از نوع دو مخروطی^۱ بوده که میزان هزینه‌ی ساخت آن به نسبت همتای تک مخروطی کاهش یافته است. علت این کاهش هزینه استفاده از مکانیزم اپتیکی خاص و کاهش تعداد موتورها از دو عدد به یک عدد می‌باشد. در ادامه به بررسی اجزا، نحوه‌ی کارکرد، محاسبات شبیه‌سازی و عوامل تاثیرگذار بر دقت شبیه‌سازی خواهیم پرداخت.

۲-۱- اجزای حسگر و عملکرد [۷, ۴, ۶, ۵]

این نوع حسگرها به طور عمومی چهار بخش متفاوت دارند:

۱- مکانیزم پویش^۲

^۱ Dual Cone Scanner (DCS)

^۲ Scanning Mechanism

۲- سیستم اپتیکی^۳

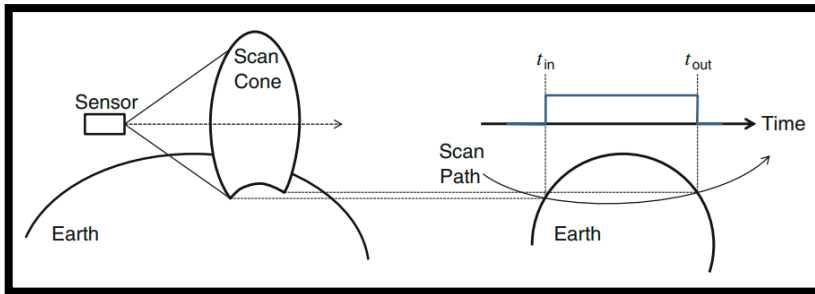
۳- آشکارساز تشعشعات^۴

۴- سیستم پردازش سیگنال^۵

به طور معمول سه قسمت اول را سر اپتیکی حسگر^۶ و قسمت چهارم را جعبه الکترونیکی^۷ حسگر می نامند.

۲-۱-۱- مکانیزم پویش

مکانیزم پویش در حسگرهای کانونی متشکل از یک آینه چرخان متصل به موتور بوده که با یک دور چرخش نقاط مختلف فضا را بوسیله یک آشکارساز با میدان دید لحظه ای کوچک پویش نموده و امکان تعیین نقاط ورود و خروج میدان دید به زمین و در نهایت زوایای گام و چرخش را تعیین می کند. در واقع مسیر آشکارساز مانند یک مخروط می باشد که دو نیمه ی مختلف اما مکمل از تابش های فروسرخ رسیده از زمین را دریافت می کند.



شکل ۲-۱-۲- مکانیزم پویش حسگر در فضا و نقاط ورود و خروج [۳۸]

اگر حسگر کانونی معمولی باشد، دو مکانیزم آینه چرخان پشت به پشت هم با دو موتور مستقل نیاز است اما اگر حسگر کانونی دو مخروطی باشد، مکانیزم تنها با یک آینه چرخان کار

³ Optical System

⁴ Radiance Detector

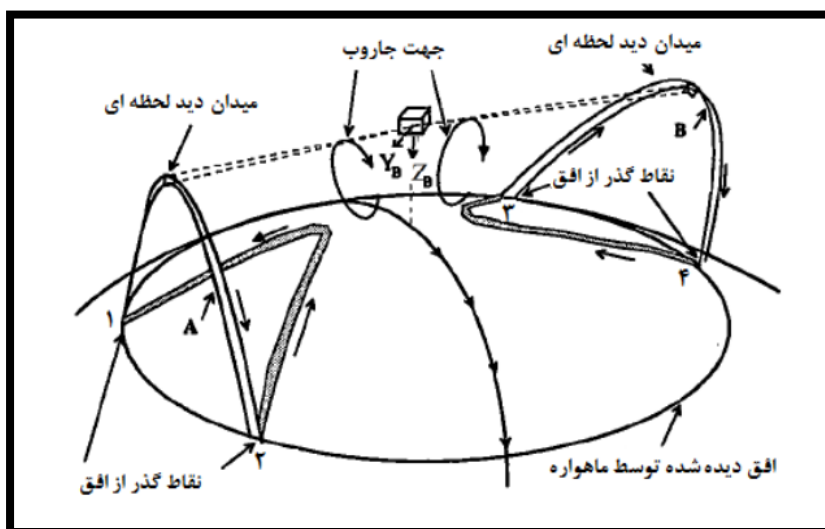
⁵ Signal Processing Electronics

⁶ Optical Sensor Head

⁷ Electronic Box

کرده و دو آینه‌ی ثابت با بازتاب تابش رسیده از سطح زمین به آینه‌ی چرخان باعث ایجاد دو مخروط طی یک دور چرخش موتور می‌شوند.

با استفاده از مکانیزم دو مخروطی، دو مسیر پویش با جمعا چهار نقطه‌ی عبور از افق دید بدست می‌آید. این دو مسیر پویش (که در شکل ۲-۲ با نام‌های A و B نمایش داده شده‌اند) زوایای چرخش و گام در اختیار ما قرار می‌دهند.



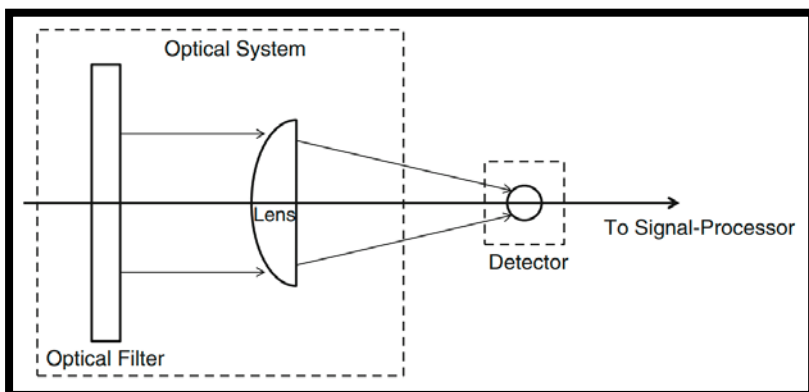
شکل ۲-۲- نمای کلی عملکرد حسگر پویشی مخروطی افق زمین [۶]

۲-۱-۲- سیستم اپتیکی

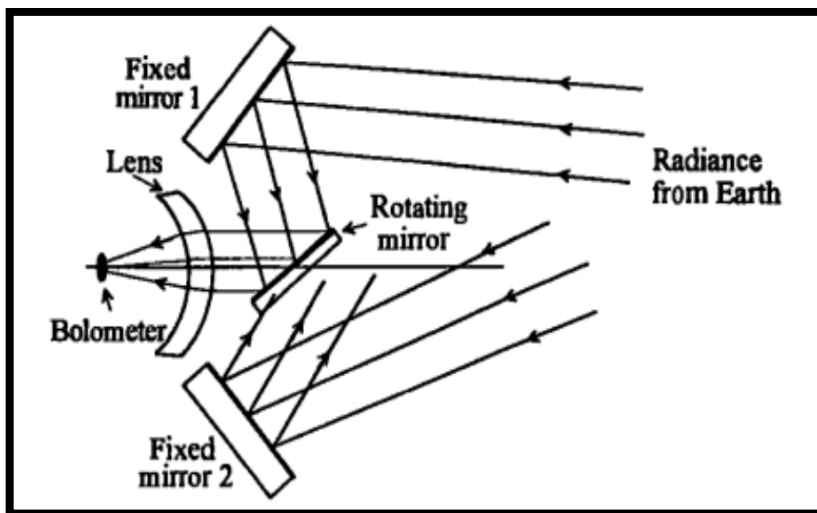
سیستم اپتیکی حسگرهای پویشی دو مخروطی شامل یک فیلتر جهت محدود کردن طیف در بازه‌ی ۱۴ تا ۱۶ میکرومتر به همراه یک لنز جهت متمرکز کردن تصویر زمین بر روی آشکارساز تشعشعات (بلومتر)^۸ می‌باشد. طیف تابش ورودی به حسگرهای افق زمین فروسرخ به طور معمول بین ۱۴ تا ۱۶ میکرومتر انتخاب می‌شود؛ چراکه در این بازه میزان تغییرات تابش از زمین نسبت

⁸ Bolometer

به محدوده‌های طیفی دیگر کمتر می‌باشد. شکل ۲-۳ نمایی کلی از سیستم اپتیکی و اتصال آن به بخش‌های دیگر را نشان می‌دهد.



شکل ۲-۳- نمایی کلی از اجزای سیستم اپتیکی [۳۸]



شکل ۲-۴- عملکرد اپتیکی حسگر پوششی افق زمین دوماخروطی [۶]

در سیستم اپتیکی حسگرهای دوماخروطی، تابش ورودی به آشکارساز ابتدا به دو آینه‌ی ثابت برخورد کرده و پس از برخورد با آینه‌ی چرخان مرکزی به لنز و سپس آشکارساز می‌رسد. مکان

قرارگیری آینه‌ها به گونه‌ای تنظیم می‌شود که با یک دور چرخش آینه چرخان، دو مخروط برای تابش فروسرخ رسیده ایجاد می‌گردد (شکل ۴-۲).

۲-۱-۳- آشکارساز تشعشعات

آشکارسازهای تشعشعات در دو نوع گرمایی^۹ و فوتونیک^{۱۰} ارائه شده‌اند. در نوع گرمایی تاثیرات تابش فروسرخ بر فاکتورهای تاثیرپذیر از تغییرات دما میزان تابش را تعیین می‌کند. به عنوان مثال بلومترها^{۱۱} و میکروبلومترها^{۱۲} براساس تغییرات مقاومت، ترموکوپل‌ها^{۱۳} و ترموپیل‌ها^{۱۴} براساس تغییرات الکتریسیته گرمایی و سلول‌های گولی^{۱۵} براساس انبساط گرمایی کار می‌کنند. در آشکارسازهای فوتونیک، زمان پاسخدهی و حساسیت به مراتب نسبت به آشکارساز گرمایی بالاتر است اما ایراد آن ایجاد اغتشاش حرارتی و نیاز آن به سرد شدن متداوم است. در این نوع از آشکارسازها، گرما باعث برانگیخته شدن الکترون‌ها در ماده‌ی نیمه‌رسانای موجود در آن شده و با اندازه‌گیری میزان مقاومت و ولتاژ ایجاد شده تعیین میزان تابش فراهم شده‌است. فوتودیودها^{۱۶} و فوتومقاومت‌ها^{۱۷} نمونه‌هایی از این نوع آشکارسازها هستند.

⁹ Thermal

¹⁰ Photonic

¹¹ Bolometer

¹² Micro-bolometer

¹³ Thermocouple

¹⁴ Thermopile

¹⁵ Golay Cell

¹⁶ Photo-diode

¹⁷ Photo Transistor

۲-۱-۴- سیستم پردازش سیگنال

سیستم پردازش سیگنال وظیفه‌ی تحلیل پالس ایجاد شده توسط آشکارساز را داشته تا براساس آن بتوان زوایای چرخش و گام را محاسبه نمود. کم بودن میزان پالس نشان‌دهنده‌ی قرارگیری سر نوری حسگر در فضای خالی و بالا رفتن میزان پالس نشان‌دهنده‌ی ورود سر نوری حسگر به زمین می‌باشد. با تشخیص نقطه‌ی افزایش و یا کاهش ناگهانی پالس، چهار نقطه‌ی ورود و خروج به افق زمین ماهواره محاسبه می‌گردد.

۲-۲- تعیین افق زمین^{۱۸}

با توجه به مکانیزم پوشش توضیح داده شده، تعیین موقعیت به یافتن نقاط ورود و خروج افق دید لحظه‌ای حسگر به زمین وابسته است. یکی از بخش‌های چالش برانگیز در تعیین موقعیت ماهواره تعیین دقیق افق زمین است؛ چراکه افق زمین به علت وجود اتمسفر یک مرز مشخص را نداشته و با توجه به ارتفاع اتمسفر و ترکیبات آن در لایه‌های مختلف بازتاب فروسرخ مختلفی دارد. درواقع بازتاب فروسرخ رسیده به حسگر به عوامل جغرافیایی همچون فصل، موقعیت جغرافیایی ماهواره بر زمین و وضعیت ابرها وابسته است. بنابراین در تعیین افق زمین همواره مقادیری خطا وجود داشته که در تعیین خطای کلی حسگر تاثیرگذار می‌باشند.

روش‌ها و الگوریتم‌های مختلفی جهت تعیین افق زمین ارائه شده که به نام الگوریتم مکان‌یابی شناخته می‌شوند. با استفاده از این روش‌ها، نقاط ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به افق زمین تعیین شده و پس از آن امکان انجام محاسبات تعیین موقعیت فراهم می‌شود. در این پژوهش از دو نوع مکان‌یاب تشعشع ثابت نرمال‌سازی شده و تشعشع انتگرالی نرمال‌سازی شده استفاده می‌کنیم. در ادامه به توضیح این دو روش می‌پردازیم. شایان ذکر است که در شبیه‌سازی پالس حسگر محور افقی، زاویه‌ی فاز حسگر (δ) و محور عمودی، تابش (α) را نشان می‌دهد.

¹⁸ Horizon Crossing Determination

۲-۲-۱- مکان یاب تشعشع ثابت نرمال سازی شده

در این مکان یاب، تابش را نسبت به بیشترین مقدار نرمال سازی می کنیم. با داشتن نمودار پالس نرمال سازی شده، به دنبال زاویه ای می گردیم که تابش مقدار ثابت دلخواهی همچون ۰/۵ (یا ۰/۵۰) را داشته باشد.

$$\delta^* = \delta\left(\frac{\alpha}{\alpha_{\max}} = C_1\right) \quad (1-2)$$

۲-۲-۲- مکان یاب تشعشع انتگرالی نرمال سازی شده

در این مکان یاب، تابش را نسبت به بیشترین مقدار نرمال سازی می کنیم. براساس نمودار پالس نرمال سازی شده، بایستی که به دنبال زاویه ای بگردیم که در آن انتگرال تابش نرمال سازی شده برابر با یک مقدار ثابت باشد. این مقدار ثابت براساس نتایج تجربی و یا تحلیلی مشخص می شود.

$$\delta^* = \delta\left(\int \frac{\alpha}{\alpha_{\max}} d\delta = C_2\right) \quad (2-2)$$

۲-۳- تعیین موقعیت با در نظر داشتن زمین کروی^{۱۹} [۷، ۶]

با داشتن نقاط ورود و خروج محدوده ی دید حسگر به افق زمین و با استفاده از روابط هندسی زوایای گام و چرخش را محاسبه می شود. به صورت عمومی، با توجه به بزرگ بودن ابعاد زمین و کم بودن میزان بیضی گون بودن آن، محاسبات براساس زمین کروی انجام می شود. در این بخش به بررسی نحوه ی محاسبه ی زوایای چرخش و گام با فرض زمین کروی می پردازیم.

شکل ۲-۵ جزئیات هندسی و دستگاه های مختصات در نظر گرفته شده را به نمایش می گذارد. محورهای مختصات در چارچوب ماهواره با نمایه S و محورهای مختصات در چارچوب مدار ماهواره

¹⁹ Attitude Determination

با نمایه r (در اینجا آن را مختصات مرجع می‌نامیم) نشان داده شده است. بر اساس شکل ۵-۲ (قسمت a)، γ نصف زاویه‌ی مخروط حسگر با محور چرخش Y_s ، δ زاویه‌ی فاز مخروط حسگر به مرجعیت محور Z_s (در شکل مرجع عمودی^{۲۰} نامگذاری شده است) و δ_1 و δ_2 زوایای فاز نقاط عبور از افق زمین با شماره‌های ۱ و ۲ بوده که نسبت به محور عمودی Z_s سنجیده می‌شوند.

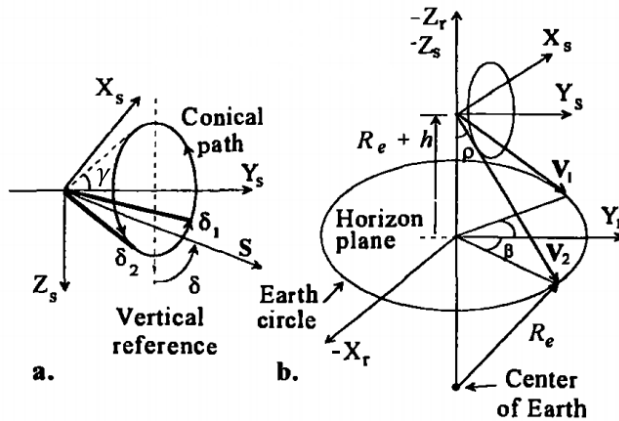
در شکل ۵-۲ (قسمت b) بردارهای V_1 و V_2 ، بردارهای اتصال مرکز حسگر به نقاط برخورد دید لحظه‌ای مخروط اول حسگر با افق زمین را نشان می‌دهد. صفحه‌ی افق زمین شامل دو نقطه‌ی ورود و خروج بوده و بر بردار سمت‌القدم عمود می‌باشد. این صفحه، کره‌ی زمین را در یک دایره به نام دیسک زمین قطع می‌کند که شامل همه‌ی نقاط گذر می‌باشد؛ 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 ρ نامیده شده و مقدار آن نصف زاویه‌ی محدوددهی دید ماهواره به زمین است. جهت محاسبه‌ی آن از رابطه (۲-۳) استفاده می‌کنیم.

$$\rho = \sin^{-1}(R_e + H_{eq}) / (R_e + h) \quad (3-2)$$

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 ما، با توجه به اینکه

²⁰ Vertical Reference

پارامتر اتمسفر به صورت جداگانه بررسی می‌شود، جهت ساده‌سازی از H_{eq} در معادلات صرف نظر می‌کنیم.



شکل ۲-۵- هندسه‌ی پویس و تعریف بردار عبور از افق زمین در مختصات حسگر [۷]

در ادامه به محاسبه‌ی اندازه‌ی چهار بردار بیان شده در دو دستگاه مختصات مرجع (r) و دستگاه مختصات ماهواره (s) می‌پردازیم. به عنوان مثال برای بردار یکه \mathbf{V}_1 داریم:

$$\hat{\mathbf{V}}_1 = \sin(\rho) \sin(\beta) \mathbf{X}_r + \sin(\rho) \cos(\beta) \mathbf{Y}_r + \cos(\rho) \mathbf{Z}_r \quad (۴-۲)$$

که در آن β زاویه‌ای است که \mathbf{V}_1 با محور \mathbf{Y}_r می‌سازد. همچنین اگر بخواهیم این بردار را در دستگاه مختصات ماهواره (s) بیان کنیم، رابطه (۵-۲) بیانگر آن است.

$$\mathbf{S}_1 = \sin(\delta_1) \sin(\gamma) \mathbf{X}_s + \cos(\gamma) \mathbf{Y}_s + \cos(\delta_1) \sin(\gamma) \mathbf{Z}_s \quad (۵-۲)$$

اگر بخواهیم بردار \mathbf{S}_1 را در دستگاه R تعریف کنیم، با استفاده از دو ماتریس تبدیل نسبت به محور X (به اندازه زاویه چرخش φ) و نسبت به محور Y (به اندازه زاویه گام θ) خواهیم داشت:

$$S_{1r} = \begin{bmatrix} \cos(-\theta) & 0 & -\sin(-\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-\theta) & 0 & \cos(-\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\varphi) & \sin(-\varphi) \\ 0 & \sin(-\varphi) & \cos(-\varphi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin(\delta_1) \sin(\gamma) \\ \cos(\gamma) \\ \cos(\delta_1) \sin(\gamma) \end{bmatrix} \quad (6-2)$$

حال با مساوی قرار دادن S_{1r} و \hat{V}_1 به سه معادله (حاصل از معادلات در سه محور مختصات) می‌رسیم که با بررسی تساوی در محور Z خواهیم داشت:

$$-\sin(\theta) \sin(\delta_1) \sin(\gamma) + \sin(\varphi) \cos(\gamma) \cos(\theta) + \cos(\theta) \cos(\varphi) \cos(\delta_1) \cos(\gamma) = \cos(\rho) \quad (7-2)$$

با نوشتن این معادله، برای دو نقطه‌ی برخورد و داشتن داده‌های ارتفاع ماهواره (جهت محاسبه‌ی پارامتر ρ)، امکان محاسبه‌ی زوایای چرخش و گام ماهواره نسبت به چارچوب مرجع مدار ماهواره قابل محاسبه می‌باشد. 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 می‌باشد. نقطه‌ی چهارم در مواقعی که خورشید یا ماه افق دید حسگر در نقاط دیگر را پوشانده باشد، یک داده‌ی کمکی می‌باشد.

در نهایت می‌توان اطلاعات مربوط به موقعیت ماهواره را با استفاده از روش‌های حل معادلات غیرخطی به روش عددی مانند روش حداکثر شیب^{۲۱} محاسبه نمود.

۲-۴- عوامل موثر بر تعیین موقعیت ماهواره

عوامل متعددی بر تعیین موقعیت ماهواره موثر هستند که در زمان شبیه‌سازی حرکت یک ماهواره باید به آن‌ها توجه نمود. این عوامل به دو دسته‌ی هندسی و محیطی تقسیم می‌شوند.

²¹ Steepest Decent

عوامل هندسی در نحوه‌ی انجام محاسبات تعیین زاویه گام و چرخش و عوامل محیطی در تعیین نقاط ورود و خروج موثرند. به بیان دیگر، عوامل محیطی در فرمول‌بندی و عوامل محیطی در نمای شبیه‌سازی پالس خروجی حسگرها و الگوریتم مکان‌یابی قابل رؤیت هستند. در ادامه به بررسی اثر این عوامل بر مدل‌سازی خواهیم پرداخت.

۲-۴-۱- زمین بیضی‌گون [۳۹، ۵]

زمین در نگاهی کلی یک سیاره کروی به شعاع $۶۳۷۸/۱۳۷$ کیلومتر و وزن $۵/۹۷ \times ۱۰^{۲۴}$ تن است؛ اما با نگاهی دقیق‌تر زمین بیشتر شبیه به یک بیضی‌گون با شعاع $۶۳۷۸/۱۳۷$ کیلومتر در استوا و شعاع $۶۳۵۶/۷۵۲$ کیلومتر در قطب‌ها می‌باشد. امروزه در مدل زمین WGS84 که در بسیاری از کاربردها از جمله سیستم جی.پی.اس از این نوع مدل‌سازی استفاده می‌شود؛ هر چند که در حال حاضر مدل‌های دقیق‌تری از زمین همچون کره هارمونیک مرتبه چهار و مدل سطح دریا نیز ارائه شده‌اند اما همچنان مدل زمین بیضی‌گون بیشترین استفاده را دارد.

بنابر اطلاعات بیان شده، در راستای محاسبه‌ی دقیق زوایای چرخش و گام ماهواره استفاده از مدل زمین بیضی‌گون می‌تواند دقت محاسبات را افزایش دهد. لذا در ادامه به بررسی نحوه‌ی انجام محاسبات تعیین موقعیت با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون می‌پردازیم.

همان‌گونه که در فصل ۱ بیان کردیم، زمین به عنوان یک بیضی‌گون دارای مقدار پخ شدگی f است که با استفاده از رابطه‌ی (۲-۸) قابل محاسبه می‌باشد.

$$f = \frac{R_a - R_c}{R_a} \approx 0.00335286 \quad (۲-۸)$$

معادلات یک جسم بیضی‌گون به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{x^2 + y^2}{a^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1 \quad (۲-۹)$$

که برای زمین c شعاع در قطبها و a شعاع در استوا می‌باشد. حال با اندکی ساده‌سازی معادله‌ی سطح زمین بیضی‌گون به شکل زیر خواهد بود:

$$x^2 + y^2 + \frac{z^2}{(1-f)^2} = a^2 \quad (10-2)$$

با گرادیان^{۲۲} گرفتن از معادله‌ی سطح زمین و تقسیم آن بر اندازه بردار گرادیان، امکان محاسبه‌ی بردار یک‌ه عمود بر سطح زمین در رابطه (۱۱-۲) فراهم می‌شود.

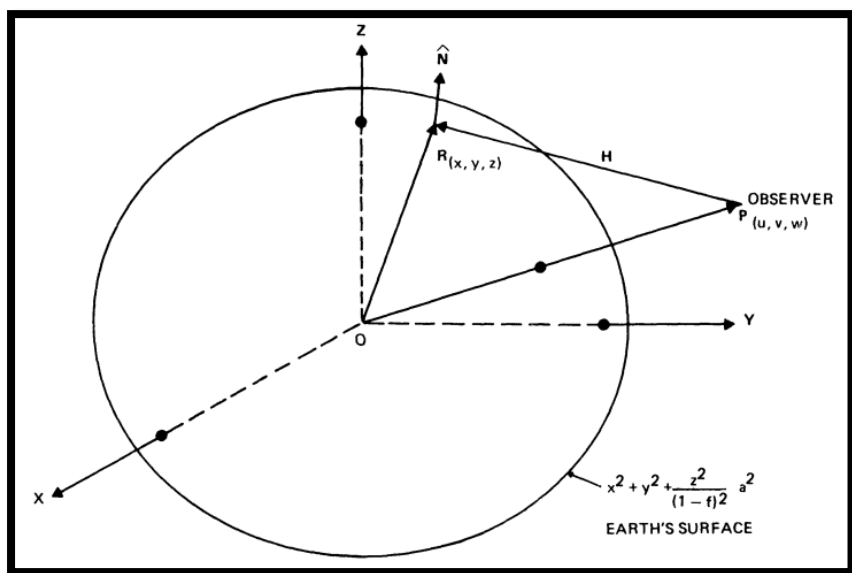
$$\hat{N} = \left(x^2 + y^2 + \frac{z^2}{(1-f)^2} \right)^{-\frac{1}{2}} (x\hat{x} + y\hat{y} + \frac{z\hat{z}}{(1-f)^2}) \quad (11-2)$$

تا به اینجا به هندسه‌ی زمین بیضی‌گون 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 ۶-۲، مکان مشاهده‌گر با مختصات $P(u, v, w)$ و نقطه تلاقی با افق را با مختصات $R(x, y, z)$ که در چارچوب مرجع سماوی تعریف شده‌اند، نشان می‌دهیم. بردار \mathbf{H} به عنوان بردار افق زمین تعریف شده و نحوه‌ی محاسبه‌ی آن در رابطه (۱۲-۲) به نمایش گذاشته شده است.

$$\mathbf{H} = (x - u)\hat{x} + (y - v)\hat{y} + (z - w)\hat{z} \quad (12-2)$$

²² Gradient



شکل ۶-۲- هندسه‌ی بردار یکه عمود و بردار افق زمین برای زمین بیضی‌گون [۳۹]

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:

$$\hat{N} \cdot H = 0 \quad (۱۳-۲)$$

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

$$x(x-u) + y(y-v) + \frac{z(z-w)}{(1-f)^2} = 0 \quad (۱۴-۲)$$

که با اندکی ساده‌سازی خواهیم داشت:

$$x^2 - xu + y^2 - yv + \frac{z^2 - zw}{(1-f)^2} = 0 \quad (۱۵-۲)$$

$$\left(x - \frac{u}{2}\right)^2 + \left(y - \frac{v}{2}\right)^2 + \frac{\left(\frac{z-w}{2}\right)^2}{(1-f)^2} = \left(\frac{u}{2}\right)^2 + \left(\frac{v}{2}\right)^2 + \frac{\left(\frac{w}{2}\right)^2}{(1-f)^2} \quad (۱۶-۲)$$

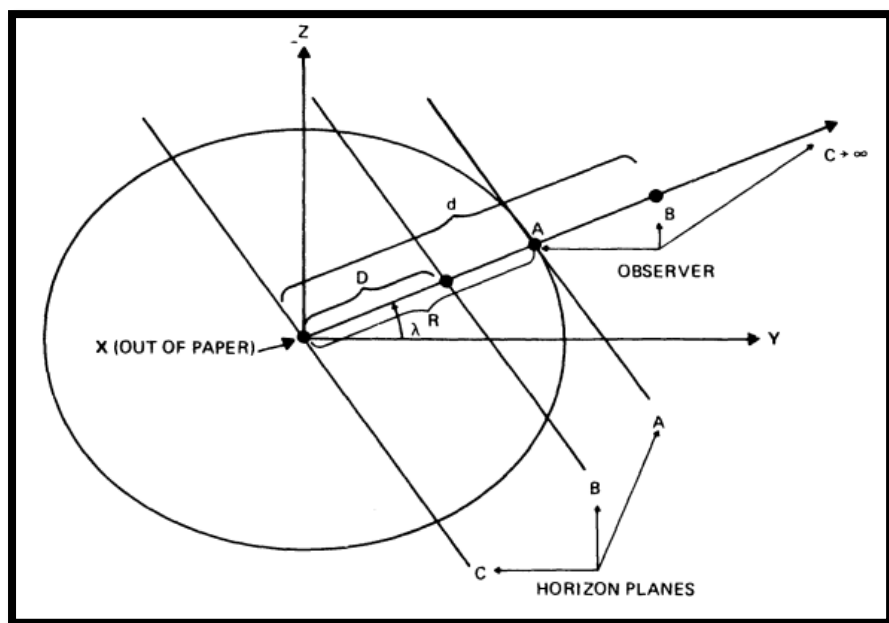
بر اساس معادله (۲-۱۶)، مبین یک بیضی گون به مرکزیت $(\frac{u}{2}, \frac{v}{2}, \frac{w}{2})$ است که تقاطع این بیضی گون با رابطه (۲-۱۰) سطح افق^{۲۳} را بدست می‌آورد (رابطه (۲-۱۷)). این صفحه شامل تمامی نقاط افق ممکن و قابل مشاهده به مختصات (x, y, z) برای مشاهده‌گر در مختصات (u, v, w) می‌باشد.

$$xu + vy + \frac{zw}{(1-f)^2} = a^2 \quad (2-17)$$

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 $(u, v, \frac{w}{(1-f)^2})$ یا $(\cos\lambda\cos\phi, \cos\lambda\sin\phi, \frac{\sin\lambda}{(1-f)^2})$ است و نشان می‌دهد که بردار نرمال تنها به موقعیت زاویه‌ای مشاهده‌گر یا ماهواره ارتباط دارد (در اینجا λ طول جغرافیایی جئوسنتریک و ϕ عرض جغرافیایی جئوسنتریک ماهواره می‌باشد). 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 هندسه، برای هر مشاهده‌گر با بردار سمت‌القدم همسان خواهیم داشت:

$$D = \frac{R^2}{d} \quad (2-18)$$

که در آن D فاصله‌ی بین مرکز صفحه افق با مرکز زمین و d فاصله‌ی بین ماهواره و مرکز زمین می‌باشد (شکل ۷-۲).



شکل ۷-۲- نمایش صفحات افق موازی با در نظر گرفتن ارتفاع‌های مختلف مشاهده‌گر [۳۹]

اگر بخواهیم فرمولی جهت محاسبه‌ی شعاع زمین در نقطه‌ی زیر ماهواره^{۲۴} محاسبه کنیم، خواهیم داشت:

$$x = u, y = v, z = w \rightarrow u^2 + v^2 + \frac{w^2}{(1-f)^2} = a^2 \quad (۱۹-۲)$$

$$u = R \cos \lambda \cos \phi, v = R \cos \lambda \sin \phi, w = R \sin \lambda \quad (۲۰-۲)$$

با جایگذاری (۱۸-۲) در (۱۹-۲) برای شعاع زمین در نقطه‌ی زیر ماهواره یا هر نقطه‌ی دیگر داریم:

$$R = \frac{a(1-f)}{\sqrt{1-f(2-f)\cos^2 \lambda}} \quad (۲۱-۲)$$

²⁴ Subobserver or Subsattellite Point

با توجه به این رابطه می‌توان نتیجه گرفت که در این مدل‌سازی شعاع زمین تنها تابعی از طول جغرافیایی جئوسنتریک می‌باشد.

با استفاده از هندسه‌ی زمین بیضی‌گون و مشاهده‌گر، شعاع زاویه‌ای^{۲۵} زمین از رابطه (۲۲-۲) قابل محاسبه می‌باشد.

$$\rho = \cot^{-1} \left\{ \left[\frac{(d^2 - R^2)}{a^2} \left(1 + \frac{(2-f) f R^2 \cos^2 \lambda}{(1-f)^2 a^2} \sin^2 \Psi \right) \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{(2-f) f R^2 \sin 2\lambda}{2(1-f)^2 a^2} \sin \Psi \right\} \quad (22-2)$$

در این رابطه Ψ ، زاویه سمت^{۲۶} بردار افق \mathbf{H} در دستگاه مختصات محلی مماس و ρ 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. با به کارگیری بردار موقعیت $\hat{\mathbf{A}}$ (زوایای چرخش، گام و سمت) و اطلاعات زاویه تعبیه حسگر γ معادله‌ی یک مخروط ایجاد می‌شود.

$$\hat{\mathbf{A}} \cdot \hat{\mathbf{H}} = \cos \gamma \quad (23-2)$$

$$\hat{\mathbf{A}} = (a_1, a_2, a_3) \quad (24-2)$$

بردار نقاط ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به افق زمین از حل معادلات (۲-۱۰)، (۲-۲) و (۲۳-۲) بدست خواهد آمد. شایان ذکر است که این معادلات با داشتن سه نقطه‌ی ورود و خروج و داشتن موقعیت مکانی ماهواره قابل حل هستند.

²⁵ Angular Radius

²⁶ Azimuth Angle

در اینجا با توجه به اینکه مدل سازی در نرم افزار اس.تی.کی با فرض زمین بیضی گون در نظر گرفته شده، لذا به صورت مستقیم می توان مختصات نقاط ورود و خروج و مختصات قرارگیری ماهواره نسبت به دستگاه مختصات آی.سی.آر.اف را مستقیماً محاسبه نماییم و در نتیجه کافیسیت با داشتن سه نقطه ی ورود و خروج و حل معادله ی (۲-۲۳) به اطلاعات موقعیت ماهواره دست یابیم.

پس از حل معادله، بردار جهت گیری بردار موقعیت مشخص می شود و کافیسیت با قراردادن اطلاعات در معادلات (۲-۲۵) و (۲-۲۶)، زوایای چرخش (φ) و گام (θ) محاسبه گردند.

$$\varphi = \pi/2 + \tan^{-1}(a_3/a_2) \quad (2-25)$$

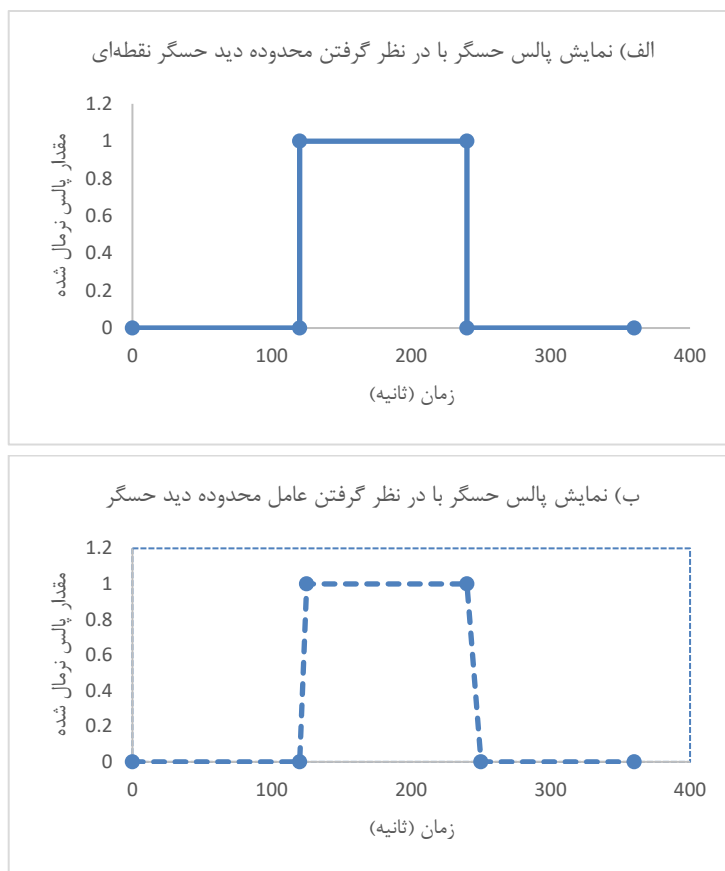
$$\theta = \tan^{-1}(a_1/\sqrt{a_2^2 + a_3^2}) \quad (2-26)$$

۲-۴-۲- محدوده دید لحظه ای افق دید حسگر

در مدل سازی حسگر افق زمین پوشی، یکی از عوامل تاثیرگذار محدوده ی دید لحظه ای حسگر و تاثیر آن بر نقاط ورود و خروج می باشد. در ساده ترین حالت ممکن فرض کردیم که محدوده دید حسگر تنها یک نقطه است (محور حسگر) و براساس آن نقاط ورود و خروج محاسبه شد. اما در واقعیت محدوده ی دید حسگر شامل مجموعه ای از نقاط می باشد که در مکان های نزدیک به افق زمین بخشی از این نقاط با سطح زمین همپوشانی داشته و در بخش هایی همپوشانی ندارند.

لذا جهت شبیه سازی پالس خروجی حسگر با در نظر گرفتن اثر محدوده ی دید حسگر، از متغیر درصد همپوشانی محدوده دید با افق زمین استفاده کرده و در نهایت با استفاده از الگوریتم های مکان یابی، نقاط ورود و خروج را تشخیص داده می شوند.

شکل ۸-۲ تفاوت ظاهری پالس حسگر با محدوده‌ی دید نقطه‌ای و حالتی که اثر محدوده‌ی دید حسگر را در نظر گرفته‌ایم نشان می‌دهد. با در نظر گرفتن این اثر پالس حسگر اندکی ملایم‌تر می‌شود.

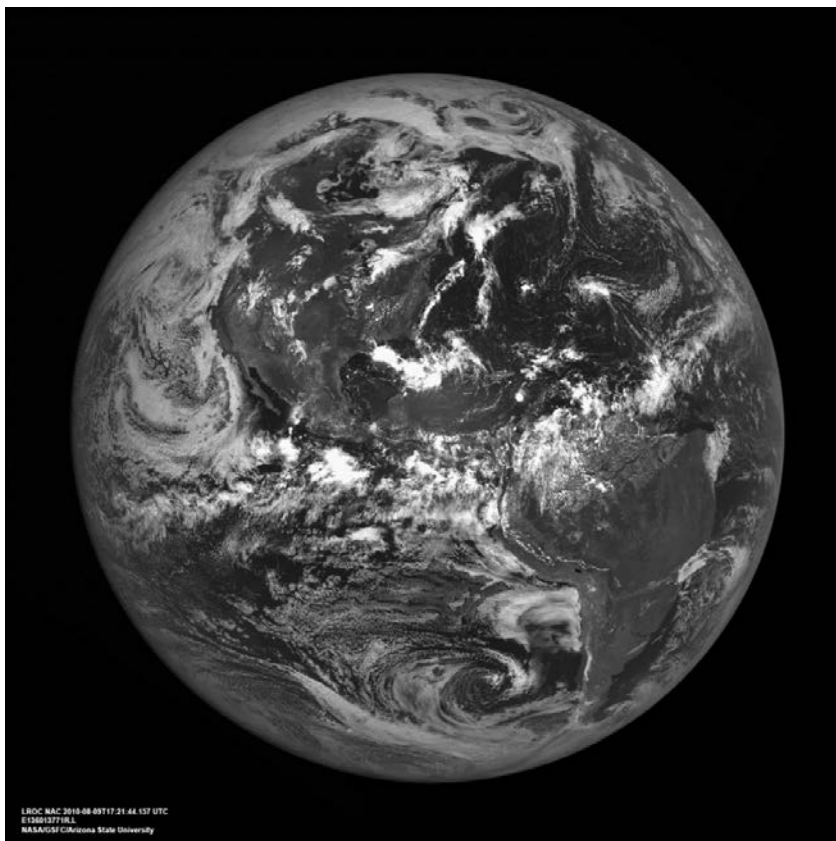


شکل ۸-۲- نمایشی از تفاوت پالس‌های خروجی حسگر بدون در نظر گرفتن و با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید

۲-۴-۳- شدت تابش ساطع شده از زمین

تابش‌های ساطع شده از کره‌ی زمین از دو منبع سطح زمین و اتمسفر بوده که درواقع بازتابی از تابش‌های رسیده از خورشید هستند. شکل ۹-۲ نمایی از زمین را در محدوده‌ی طول موج فرورسرخ که بین ۵/۱۰ میکرومتر تا ۶/۱۷ میکرومتر است را به نمایش می‌گذارد. علت علاقه‌مندی

به محدوده‌ی فروسرخ در حسگرها اولاً تغییرات کم در شدت تابش‌های ساطع شده و ثانیاً عدم تاثیر روز و شب بودن بر روی تابش‌ها در این محدوده‌ی طول موجی می‌باشد.



شکل ۹-۲- تصویر زمین در طول موج فروسرخ (تصویر توسط ماهواره LRO گرفته شده است) [۴۰]

تابش‌های رسیده از سطح زمین تابعی از دما، آلوده، قابلیت انتشار^{۲۷} 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

²⁷ Emissivity

از زمین از نرم افزار طیف سیاره‌ای پی.اس.جی ناسا^{۲۸} و نرم افزار اس.تی.کی استفاده کرده‌ایم تا با توجه به نقاطی که حسگر در طول زمان می‌بیند تابش^{۲۹} محاسبه گردد.

۲-۴-۴- دیگر عوامل

عواملی همچون فصل، نوع مدار ماهواره، سرعت چرخش موتور حسگر، نوع الگوریتم مکان‌یاب، محدوده‌ی طیفی حسگر، محدوده‌ی دید حسگر، سرعت داده‌برداری حسگر، همپوشانی محدوده‌ی دید حسگر با ماه، خورشید و یا ستارگان نیز می‌توانند تاثیرات قابل توجهی بر شبیه‌سازی و در نهایت آنالیز خطای شبیه‌سازی ایجاد کنند.

²⁸ PSG (<https://psg.gsfc.nasa.gov/>)

²⁹ Radiance

۳. فصل سوم

روش پژوهش

در این بخش به مراحل اجرا، ابزارهای به کار رفته و نحوه‌ی پیاده‌سازی در اجرای پژوهش خواهیم پرداخت.

۳-۱- مراحل انجام پژوهش

پیاده‌سازی در پنج بخش عمده به شرح زیر صورت می‌پذیرد:

الف. شبیه‌سازی ماهواره و حسگر در مدار

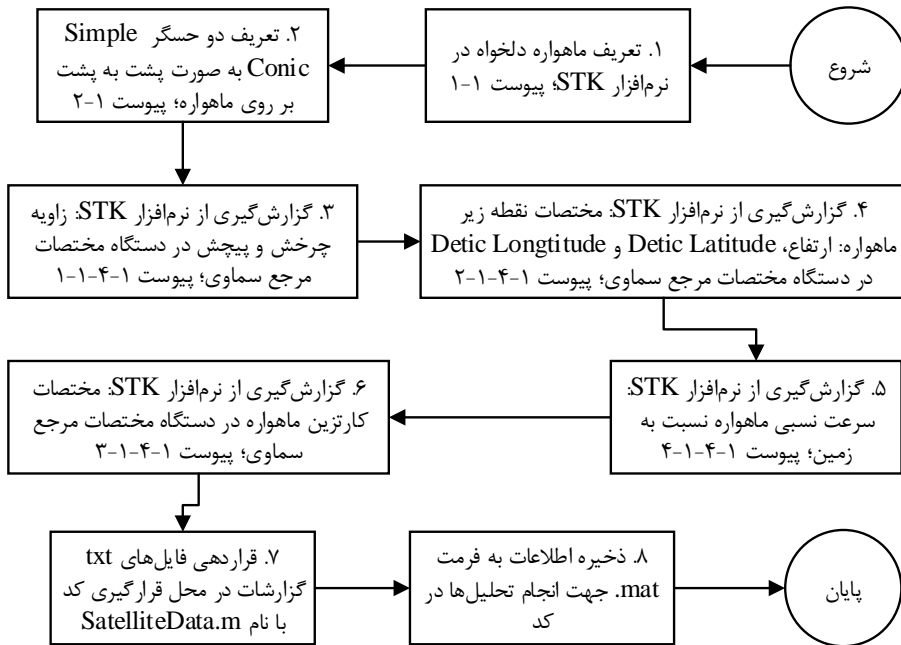
۱. شبیه‌سازی حرکت یک ماهواره در مدار و شبیه‌سازی حسگر افق زمین بر ماهواره در

نرم‌افزار اس.تی.کی (پیوست ۱)

۲. جمع‌آوری اطلاعات زوایای گام و چرخش ماهواره در چرخش به دور زمین در نرم‌افزار

اس.تی.کی به عنوان اطلاعات مرجع و دقیق جهت اندازه‌گیری خطا (پیوست ۱)

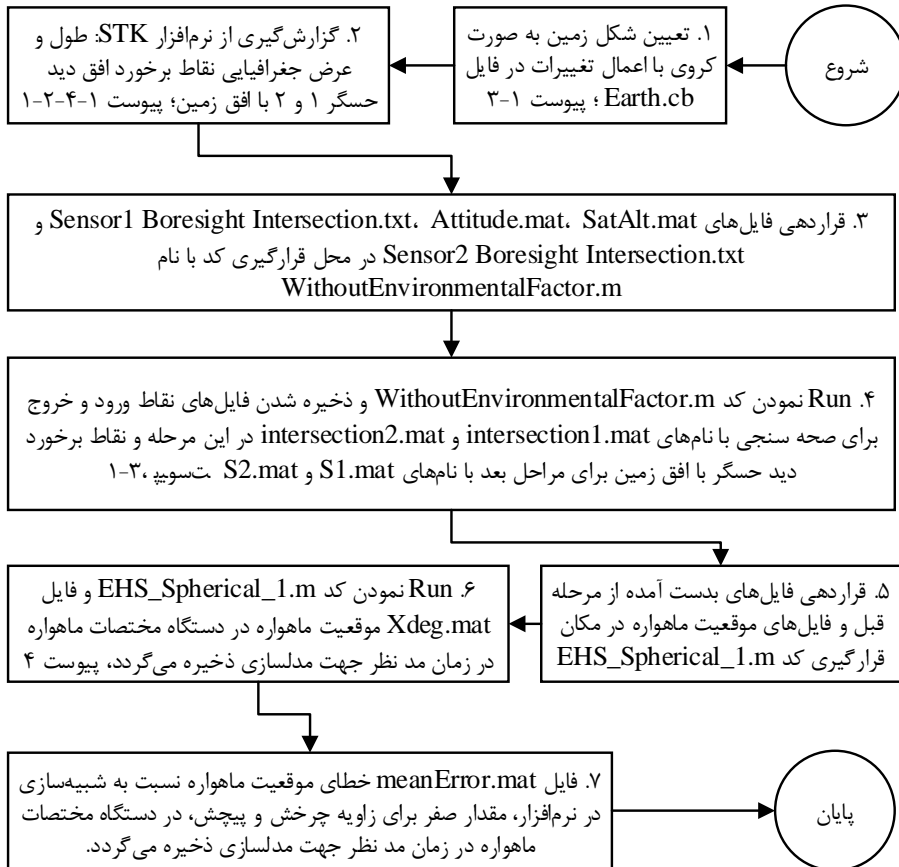
بلاک دیاگرام ۱- شبیه‌سازی ماهواره و حسگر در مدار



ب. مدل‌سازی ساده‌شده‌ی حسگر و صحنه‌سنجی (بدون در نظر گرفتن عوامل هندسی و محیطی)

۱. جمع‌آوری اطلاعات نقاط تماس افق دید حسگر با افق زمین با فرض زمین کروی از نرم‌افزار اس.تی.کی (پیوست ۱)
۲. تحلیل داده‌های خام خروجی از اس.تی.کی و تعیین نقاط ورود و خروج (پیوست ۳)
۳. تعیین موقعیت ماهواره با استفاده از داده‌های مرحله قبل با فرض زمین کروی (پیوست ۴)
۴. بررسی خطا و صحت شبیه‌سازی

بلاک دیاگرام ۲- مدل سازی ساده شده ی حسگر و صحنه سنجی (بدون در نظر گرفتن عوامل هندسی و محیطی)



ج. مدل سازی حسگر با فرض زمین بیضی گون و بررسی خطا

۱. جمع آوری اطلاعات نقاط تماس افق دید حسگر با افق زمین با فرض زمین بیضی گون

از نرم افزار اس.تی.کی (پیوست ۱)

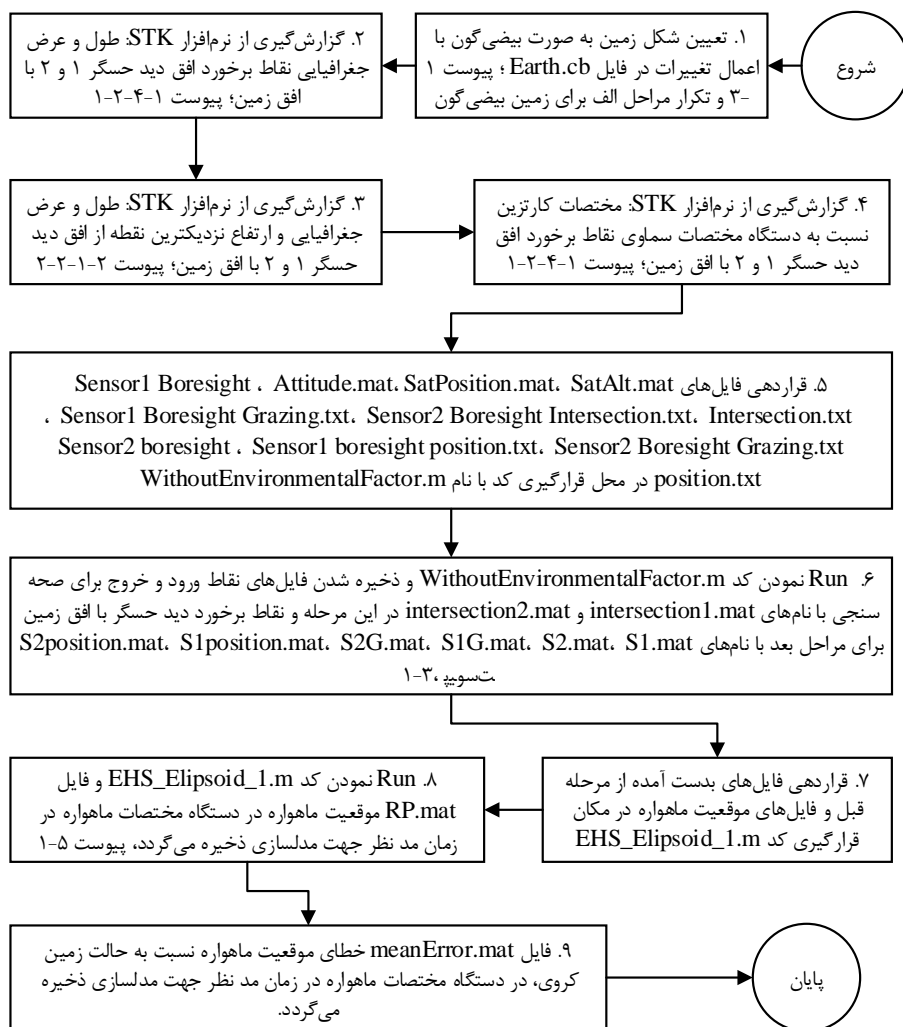
۲. تحلیل داده های خام خروجی از اس.تی.کی و تعیین نقاط ورود و خروج (پیوست ۳)

۳. تعیین موقعیت ماهواره با استفاده از داده‌های مرحله قبل با فرض زمین بیضی‌گون

(پیوست ۵)

۴. بررسی خطای موقعیت ماهواره و مقایسه‌ی آن با مدل ساده

بلاک دیاگرام ۳- مدل‌سازی حسگر با فرض زمین بیضی‌گون و بررسی خطا



د. مدل سازی حسگر با فرض زمین بیضی گون و عامل محدوده ی دید حسگر و بررسی

خطا

۱. جمع آوری اطلاعات درصد همپوشانی نقاط تماس افق دید حسگر با افق زمین از

نرم افزار اس.تی.کی (پیوست ۱)

۲. تحلیل داده های خام خروجی از اس.تی.کی و تعیین نقاط ورود و خروج با فرض نقطه

ورود و خروج با ۵۰٪ همپوشانی (پیوست ۳)

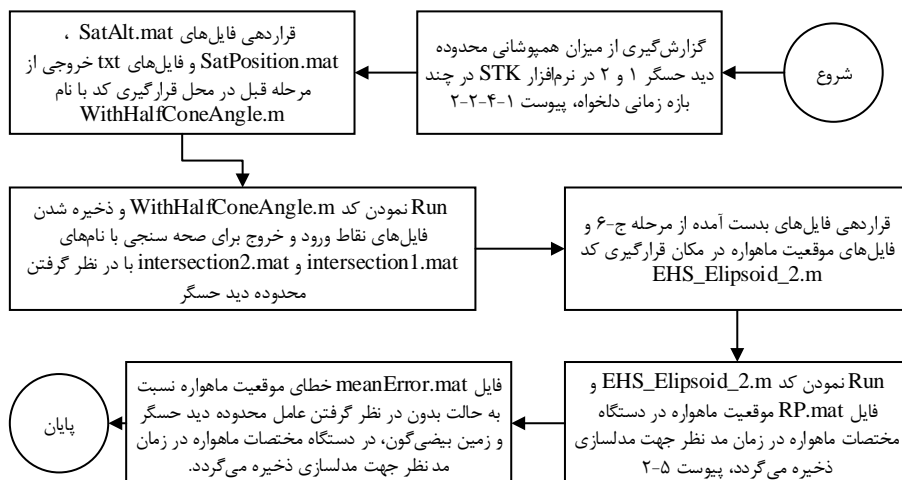
۳. تعیین موقعیت ماهواره با استفاده از داده های مرحله قبل با فرض زمین بیضی گون

(پیوست ۵)

۴. بررسی خطای تجمیعی و خطای تکی موقعیت ماهواره و مقایسه ی آن با مدل قبلی و

مدل ساده شده

بلاک دیاگرام ۴- مدل سازی حسگر با فرض زمین بیضی گون و عامل محدوده ی دید حسگر و بررسی خطا



ه. مدل سازی حسگر با فرض زمین بیضی گون، عامل محدوده‌ی دید حسگر، اثر اتمسفر

و بازتابش از سطح زمین و بررسی خطا

۱. جمع‌آوری اطلاعات میزان تابش دریافت شده توسط حسگر از طریق نرم‌افزار

پی.اس.جی (پیوست ۲)

۲. تحلیل و فیلتر داده‌های بازتابش اتمسفر با استفاده از الگوریتم مکان‌یاب^۱ جهت بدست

آوردن نقاط ورود و خروج به زمین (پیوست ۳)

۳. تعیین موقعیت ماهواره با استفاده از داده‌های مرحله قبل با فرض زمین بیضی گون

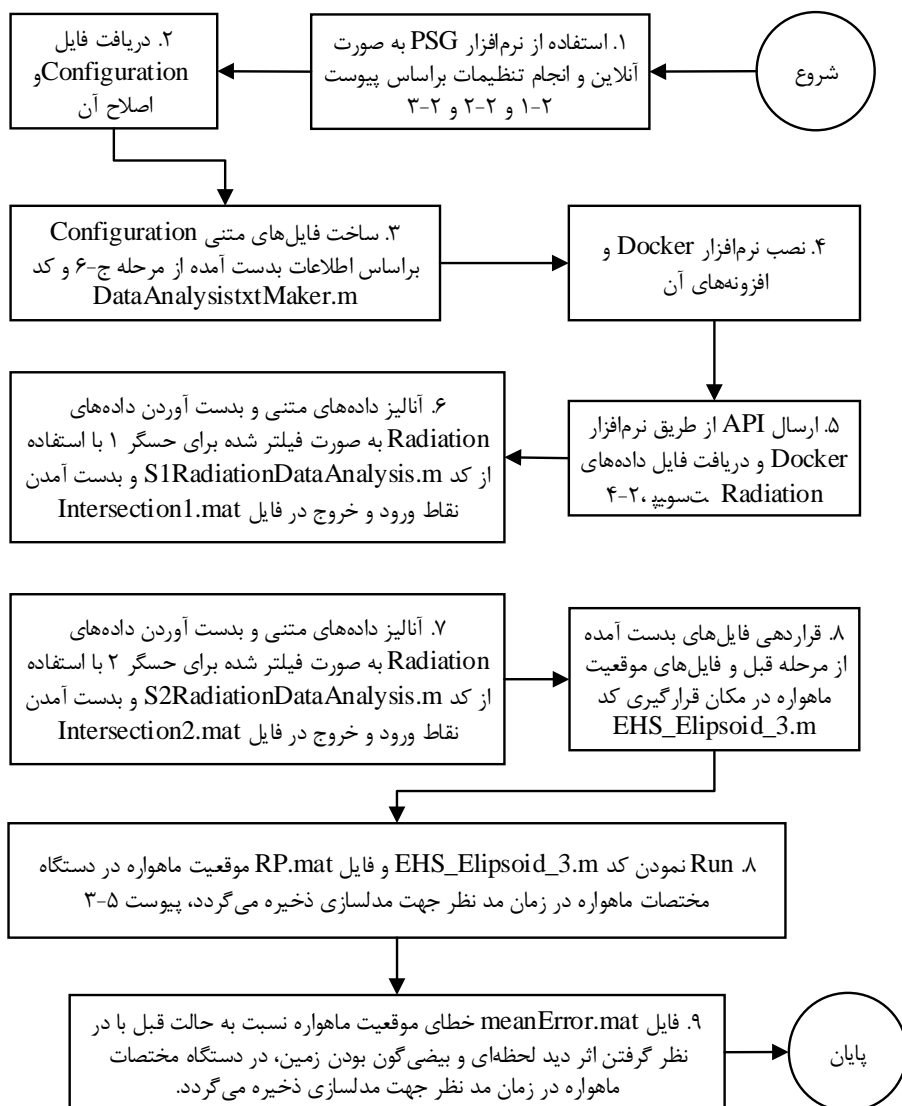
(پیوست ۵)

۴. بررسی خطای تجمیعی و خطای تکی موقعیت ماهواره و مقایسه‌ی آن با مدل قبلی و

مدل ساده شده

¹ Locator

بلاک دیاگرام ۵- مدل سازی حسگر با فرض زمین بیضی گون، عامل محدوده‌ی دید حسگر، اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین و بررسی خطا



۳-۲- نرم افزار اس.تی.کی^۲

اس.تی.کی یک نرم افزار تخصصی در تحلیل مسائل در حوزه ی صنایع هوافضا و نظامی است که بوسیله ی آن امکان شبیه سازی سفرهای فضایی، دریایی و نظامی فراهم شده است. نرم افزار اس.تی.کی در این پژوهش نقشی اساسی را برعهده داشته و بیشتر شبیه سازی ها همان گونه که در بخش قبل عنوان شد در آن انجام می شود. شایان ذکر است که مدل زمین استفاده شده در شبیه سازی ها از نوع WGS84 (این مدل درواقع همان مدل زمین بیضی گون است) است که به عنوان حالت ایده آل در محاسبات ما استفاده می شود. پیوست های ۱ و ۵ شامل اطلاعات لازم جهت استفاده از نرم افزار اس.تی.کی در روند اجرای پروژه می باشد. گفتنی است که امکان استفاده از افزونه هایی همچون EOIR که توانایی تعیین میزان تابش های دریافتی از سطح زمین را دارد، به علت هزینه های بالای خرید لایسنس و تحریم بودن ایران امکان پذیر نبوده و جهت اجرای برخی از بخش های پژوهش نیازمند به استفاده از نرم افزارهای دیگر که به صورت دسترسی باز وجود دارند، شدیم.

۳-۳- نرم افزار طیف سیاره ای پی.اس.جی^۳ [41]

در پژوهش پیشین [۵]، تاثیر عامل اتمسفر و بازتابش از سطح زمین از طریق نمودارهای تشعشع ترکیبات اتمسفر در طول موج حسگر و تصویر زمین در موج فروسرخ محاسبه گردید. این درحالیست که در واقعیت مدل اتمسفر و میزان بازتابش از سطح زمین بسیار پیچیده و وابسته به یکدیگر می باشد. لذا در این پژوهش جهت بررسی خطا در این حالت، مدل سازی را با استفاده از داده های بدست آمده از نرم افزار پی.اس.جی استفاده نمودیم.

² STK (Satellite Tool Kit)

³ PSG (Planetary Spectrum Generator)

در زمینه‌ی تحلیل تابش‌های تشعشع شده از سطح زمین مدل‌سازی‌های مختلفی وجود دارد که به نام کدهای انتقال تابشی اتمسفر^۴ شناخته می‌شوند. نرم‌افزار طیف سیاره‌ای پی.اس.جی یک نرم‌افزار آنلاین جهت تعیین تابش‌های ساطع شده از سطح و اتمسفر سیارات بوده که توسط ناسا ایجاد شده است. این نرم‌افزار در طیف وسیعی از طول موج‌ها از ۵۰ نانومتر تا ۱۰۰ میلی‌متر میزان تابش از هر نوع جسم و در هر نوع مداری را پاسخگو می‌باشد. این قابلیت باعث شده که این نرم‌افزار قابل استفاده برای تحلیل و مدل‌سازی در بسیاری از پژوهش‌ها باشد. اطلاعات ایجاد شده توسط این نرم‌افزار حاصل از اجتماع چندین مدل انتقال تابشی اتمسفر و پایگاه داده ایجاد شده توسط ماهواره‌ها بدست می‌آید. نرم‌افزار پی.اس.جی به صورت کاملاً رایگان عرضه شده و امکان استفاده از برای کاربران ایرانی نیز فراهم است. از قابلیت‌های این نرم‌افزار می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

۱. محاسبه‌گر مدار برای اکثر اجرام منظومه‌ی خورشیدی و تمامی سیاره‌های کشف شده تا به امروز: در این نرم‌افزار امکان تعریف ویژگی‌های هندسی تمامی سیاره‌ها فراهم است و با توجه به هندسه تابش تشعشع شده محاسبه می‌گردد.

۲. این برنامه می‌تواند میلیاردها خط طیفی از تقریباً ۱۰۰۰ گونه منبع طیف‌سنجی مانند JPL، HITRAN، CDMS و موارد دیگر را به صورت همزمان پیاده سازی کند. برای طیف‌سنجی جرمی، پی.اس.جی با یک پایگاه داده الگوی پراکندگی با وضوح بیش از ۲۰۰۰ گونه که بوسیله‌ی کتابخانه عمومی NIST کالیبره شده، کار می‌کند.

۳. امکان تعریف اتمسفر جدید برای سیاره‌های منظومه‌ی شمسی فراهم است.

۴. آنالیز انتقال تابشی با استفاده از مدل‌های زیر امکان‌پذیر است:

- خط به خط و پراکنده (PUMAS)^۵

^۴ Atmospheric Radiance Transfer Codes

^۵ Line-by-line and scattering

- وابستگی k و پراکنده (PUMAS)^۶
 - مدل رادیویی خط به خط (LTE)^۷
 - مدل فلورسانس دنباله‌ای خط به خط (non-LTE)^۸
 - مدل پیوسته تعمیم یافته^۹
۵. کد در هر واحد تابشی دلخواه (مانند تابش طیفی، شدت تابش، شار طیفی، چگالی انرژی تابشی) خروجی را با واحدهای مختلف ایجاد می‌کند.

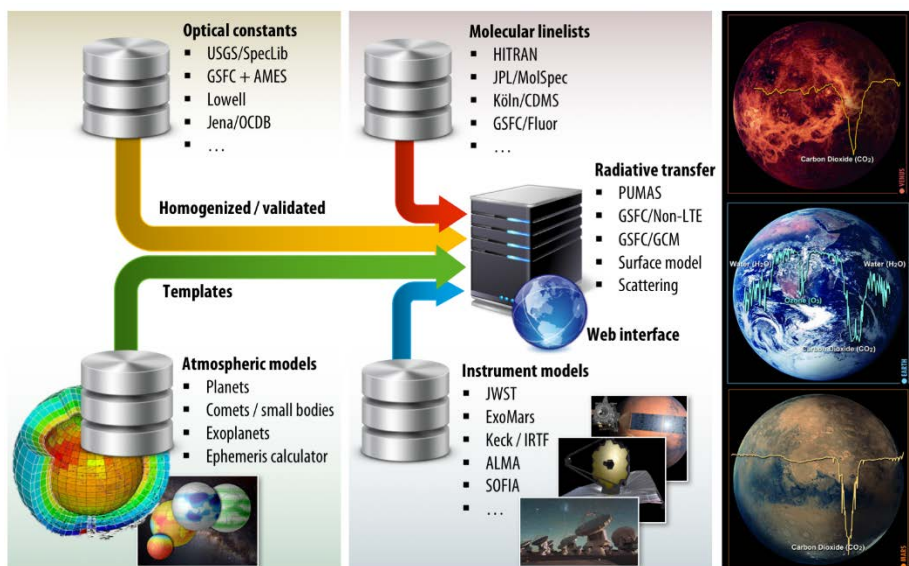
شکل ۱-۳ نمایی از پایگاه داده نرم‌افزار را نشان داده که ترکیبی از چهار بخش مدل تجهیزات، ثابت‌های اپتیکی، ترکیبات مولکولی و مدل‌های اتمسفر بوده که ترکیب این چهار بخش منجر به ایجاد مدل انتقال تابشی جهت انجام محاسبات تابش ساطع شده از سطح و اتمسفر می‌شود. اطلاعات بیشتر درباره‌ی نحوه‌ی کار با نرم‌افزار و روش اجرای آن در پیوست ۲ آورده شده است.

⁶ Correlated-k and scattering

⁷ Line-by-Line (LTE) Cometary Radio Model

⁸ Line-by-Line (non-LTE) Cometary Fluorescence Model

⁹ Generalized Continuum Model



شکل ۳-۱ نمایی از پایگاه داده نرم افزار پی.اس.جی ناسا [۴۲]

۳-۴- آنالیز خطا

در آنالیز خطای تعیین موقعیت ماهواره با فرضیات مختلف بیان شده، در حالت های زیر به بررسی خطا خواهیم پرداخت:

۱. اندازه گیری خطا در ۱۰ موقعیت مختلف قرارگیری ماهواره و محاسبه ی میزان

خطای میانگین

۲. اندازه گیری انحراف معیار

فرمول محاسبه ی خطای میانگین با فرض اینکه تعداد دفعات اندازه گیری موقعیت ماهواره را n ، مقدار واقعی و مقدار اندازه گیری شده در هر دفعه ی تکرار را به ترتیب \hat{x}_i و x_i و مقدار میانگین خطا را \bar{x} بنامیم به شرح زیر می باشد:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |x_i - \hat{x}_i| \quad (۱-۳)$$

انحراف معیار، یکی از شاخص های پراکندگی است که نشان می‌دهد به‌طور میانگین داده‌ها چه مقدار از مقدار متوسط فاصله دارند. اگر انحراف معیار مجموعه‌ای از داده‌ها نزدیک به صفر باشد، نشانه آن است که داده‌ها نزدیک به میانگین هستند و پراکندگی اندکی دارند؛ در حالی که انحراف معیار بزرگ بیانگر پراکندگی قابل توجه داده‌ها می‌باشد. انحراف معیار برابر ریشه دوم واریانس است و برتری آن نسبت به واریانس، هم مرتبه بودن آن با داده‌ها می‌باشد. انحراف معیار از فرمول (۲-۳) قابل محاسبه است.

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \quad (2-3)$$

۳-۵- فرضیات شبیه‌سازی

در شبیه‌سازی سناریو حرکت ماهواره، از مدل زمین WGS85 استفاده شده و ماهواره‌ی میکروماس-2a^{۱۰} جهت شبیه‌سازی استفاده شده است. میکروماس-2a یک ماهواره مکعبی است که توسط دانشگاه ام.آی.تی^{۱۱} در آزمایشگاه لینکولن^{۱۲} ساخته و در ژانویه ۲۰۱۸ به فضا پرتاب شد. مأموریت 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) می‌باشد. جدول ۱-۳ اطلاعات فنی این ماهواره را به نشان می‌دهد.

¹⁰ MicroMAS-2A Satellite

¹¹ MIT

¹² Lincoln Laboratory (LL)

جدول ۱-۳- خصوصیات ماهواره میکروماس-2a [۴۳]

شرح	خصوصیات
MicroMAS-2A	نام ماهواره
۴۳۱۳۱	شناسه نورات ^{۱۳}
۹۴/۳ دقیقه	دوره زمانی
۴۸۶/۱ کیلومتر	حضیض ^{۱۴} (نزدیک‌ترین نقطه‌ی مدار ماهواره به زمین)
۴۹۵/۸ کیلومتر	اوج ^{۱۵} (دورترین نقطه‌ی مدار ماهواره به زمین)
۹۷/۴ درجه	انحراف مداری ^{۱۶} (بیانگر زاویه‌ی بین صفحه‌ی مدار ماهواره و صفحه‌ی دایره‌البروج می‌باشد)
۶۸۶۱ کیلومتر	شعاع بزرگ مدار ^{۱۷}

حسگر قرار گرفته بر ماهواره از نوع پویشی دومخروطی با نصف زاویه‌ی دید حسگر ۲ درجه و نصف زاویه‌ی دید حسگر کلی ۷۰ درجه می‌باشد. 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^{۱۵-۱۰} ثانیه، با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر^{۱۰-۴} ثانیه و با در نظر گرفتن اثر اتمسفر^{۱۰-۳} 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 ۷:۳۰:۰۱، ۷:۳۰:۰۰ تا ۷:۴۰:۰۰ تا

¹³ NORAD ID

¹⁴ Perigee

¹⁵ Apogee

¹⁶ Orbital Inclination

¹⁷ Semi major axis

۷:۴۰:۰۱، ۷:۵۰:۰۰ تا ۷:۵۰:۰۱، ۸:۰۰:۰۰ تا ۸:۰۰:۰۱، ۸:۱۰:۰۰ تا ۸:۱۰:۰۱، ۸:۱۰:۰۱ تا ۸:۲۰:۰۰ تا ۸:۲۰:۰۰، ۸:۳۰:۰۱ تا ۸:۳۰:۰۱، ۸:۴۰:۰۰ تا ۸:۴۰:۰۱، ۸:۴۰:۰۱ تا ۸:۵۰:۰۰، ۸:۵۰:۰۱ تا ۹:۰۰:۰۰ تا ۹:۰۰:۰۱ انجام شده و جهت پوشش‌دهی تمامی این بازه زمانی نیازمند به استفاده از مرکز پردازش خواهیم بود که در این پژوهش استفاده از آن میسر نبوده است.

۴. فصل چهارم

تجزیه و تحلیل

در این بخش با توجه به روش پژوهش بیان شده و مفروضات شبیه‌سازی، نتایج تعیین زوایای چرخش و گام با در نظر گرفتن عوامل هندسی و محیطی نسبت به حالت واقعی آورده شده و میزان خطا در هر حالت نسبت به حالت ساده شده محاسبه گردیده است.

۴-۱- موقعیت ماهواره در حالت واقعی

با شبیه‌سازی ماهواره میکروماوس براساس اطلاعات موجود از این ماهواره در نرم‌افزار اس.تی.کی (پیوست ۱)، داده‌های موقعیت ماهواره در تاریخ ۱۲ آوریل سال ۲۰۲۰ از ساعت ۷:۳۰ تا ۹:۰۴ (به اندازه‌ی یک دور چرخش ماهواره به دور زمین) محاسبه گردید. به عنوان نمونه‌ای از این داده‌ها، زوایای چرخش، گام و هدینگ ماهواره و طول و عرض جغرافیایی نقطه‌ی زیر ماهواره در دستگاه مختصات جئودتیک تعریف شده در چارچوب مرجع آی.سی.آر.اف و ارتفاع ماهواره نسبت به زمین در جدول ۴-۱ آورده شده است.

جدول ۱-۴- موقعیت ماهواره در بازه‌ی زمانی دلخواه در چارچوب مرجع آی.سی.آر.اف

عرض جغرافیایی نقطه زیر ماهواره (درجه)	طول جغرافیایی نقطه زیر ماهواره (درجه)	زاویه سمت (درجه)	زاویه گام (درجه)	زاویه چرخش (درجه)	ارتفاع ماهواره (کیلومتر)	زمان
۱۷۵/۴۵۸	۰/۳۲۰	۷۸/۵۷۶	۸۵/۴۴۷	۹۴/۰۳۶	۵۰۴/۶۵۲۰	۷:۳۰:۰۰
۱۶۹/۶۹۶	۳۷/۹۰۰	۷/۰۸۸	۵۰/۹۲۸	۱۶۷/۰۵۹	۵۲۳/۹۷۶۳	۷:۴۰:۰۰
۱۴۷/۹۸۲	۷۴/۲۸۵	۴/۵۷۳	۱۳/۲۷۷	۱۷۱/۵۱۵	۵۴۲/۲۰۳۵	۷:۵۰:۰۰
۱۱/۷۶۷	۶۵/۰۶۷	۴/۸۷۴	-۲۴/۳۷۵	۱۷۴/۵۸۴	۵۴۰/۸۸۰۰	۸:۰۰:۰۰
-۰/۴۹۹	۲۸/۰۵۰	۹/۴۵۷	-۶۱/۹۴۵	-۱۷۹/۰۶۳	۵۲۲/۵۵۱۸	۸:۱۰:۰۰
-۵/۷۲۰	-۹/۵۴۹	۱۵۶/۳۸	-۷۸/۸۸۲	-۳۰/۶۴۸	۵۰۶/۷۴۰۳	۸:۲۰:۰۰
-۱۲/۵۲۹	-۴۷/۱۸۰	۱۷۴/۰۷۷	-۴۱/۵۶۸	-۱۱/۳۶۷	۵۰۴/۱۳۳۷	۸:۳۰:۰۰
-۶۵/۲۲۹	-۸۱/۵۲۲	۱۷۵/۵۷۵	-۳/۵۴۱	-۷/۷۰۷	۵۰۵/۶۶۴۸	۸:۴۰:۰۰
-۱۷۳/۶۴۶	-۵۵/۲۳۱	۱۷۴/۶۵۲	۳۴/۵۲۵	-۴/۳۹۳	۵۰۱/۹۲۹۵	۸:۵۰:۰۰
۱۷۷/۹۳۱	-۱۷/۶۳۸	۱۶۵/۴۳۲	۷۲/۲۴۵	۶/۴۷۷	۵۰۰/۵۰۳۴	۹:۰۰:۰۰

۴-۲- مدل‌سازی حالت ساده‌شده (بدون در نظر گرفتن عوامل هندسی و محیطی)

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 درواقع اولین نقطه پس از تغییر نقطه‌ی ورود و خروج را به نمایش می‌گذارد. جدول ۲-۴ نمایی از داده‌های خروجی از نرم‌افزار را به نمایش می‌گذارد.

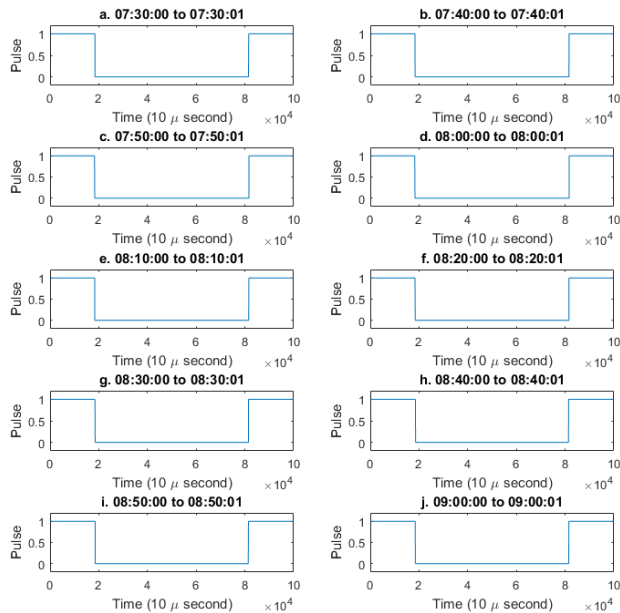
جدول ۴-۲- اطلاعات نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر با فضا در حالت ساده شده برای مخروط اول

بازه زمانی	ثانیه ورود افق دید حسگر به افق زمین	طول جغرافیایی (درجه)	عرض جغرافیایی (درجه)
۷:۳۰:۰۰ تا ۷:۳۰:۰۱	۰.۱۸۴۴۳	۲۰.۵۳۷	-۱۳۲.۳۳۸
۷:۴۰:۰۰ تا ۷:۴۰:۰۱	۰.۱۸۴۴۴	۲۰.۶۰۳	-۱۳۲.۳۱۹
۷:۵۰:۰۰ تا ۷:۵۰:۰۱	۰.۱۸۴۴۵	۲۰.۶۷۵	-۱۳۲.۲۹۵
۸:۰۰:۰۰ تا ۸:۰۰:۰۱	۰.۱۸۴۴۶	۲۰.۷۵۴	-۱۳۲.۲۷۵
۸:۱۰:۰۰ تا ۸:۱۰:۰۱	۰.۱۸۴۴۷	۲۰.۸۴۲	-۱۳۲.۲۵۰
۸:۲۰:۰۰ تا ۸:۲۰:۰۱	۰.۱۸۴۴۸	۲۰.۹۴۱	-۱۳۲.۲۲۱
۸:۳۰:۰۰ تا ۸:۳۰:۰۱	۰.۱۸۴۴۹	۲۱.۰۶۱	-۱۳۲.۱۸۶
۸:۴۰:۰۰ تا ۸:۴۰:۰۱	۰.۱۸۴۵۰	۲۱.۲۲۰	-۱۳۲.۱۴۰
۸:۵۰:۰۰ تا ۸:۵۰:۰۱	۰.۱۸۴۵۱	۹۹.۰۰۰	۹۹۹.۰۰۰
۹:۰۰:۰۰ تا ۹:۰۰:۰۱	۰.۱۸۴۵۲	۹۹.۰۰۰	۹۹۹.۰۰۰

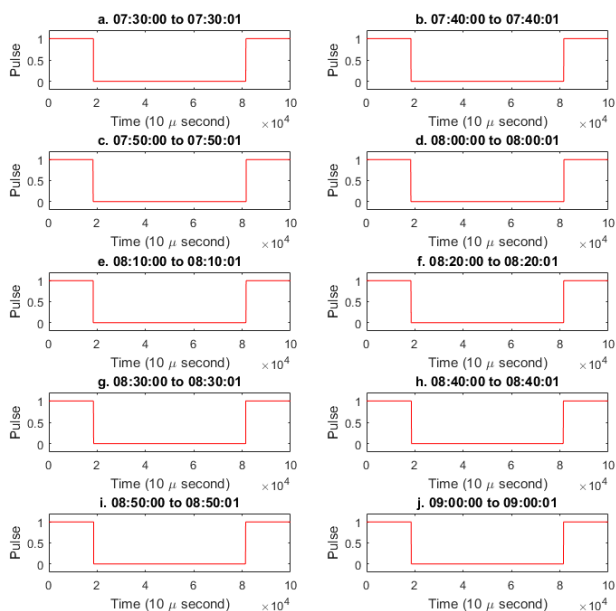
براین اساس، نقاط ورود و خروج حسگر در بازه‌های زمانی مدنظر محاسبه و شکل پالس حسگر با فرض زمین کروی و بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی محاسبه گردید. شکل ۴-۱ و شکل ۴-۲ نمایی از پالس حسگر را به نمایش می‌گذارد. با داشتن نقاط ورود و خروج، زوایای چرخش و گام ماهواره با فرض زمین کروی و بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی محاسبه و در جدول ۴-۳ آورده شده است.

جدول ۳-۴- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت در حالت ساده

بازه زمانی	زاویه چرخش شبیه سازی و یا خطای زاویه چرخش (درجه)	زاویه گام شبیه سازی و یا خطای زاویه گام (درجه)
۰۷:۳۰:۰۰ تا ۰۷:۳۰:۰۱	-۰.۰۰۱۰	-۰.۰۰۳۰
۰۷:۴۰:۰۰ تا ۰۷:۴۰:۰۱	۰.۰۰۰۱۵۲۰۵	-۰.۰۰۳۳
۰۷:۵۰:۰۰ تا ۰۷:۵۰:۰۱	۰.۰۰۰۲۴۳۲۱	-۰.۰۰۳۴
۰۸:۰۰:۰۰ تا ۰۸:۰۰:۰۱	۰.۰۰۰۳۹۰۵۱	-۰.۰۰۳۵
۰۸:۱۰:۰۰ تا ۰۸:۱۰:۰۱	۰.۰۰۰۳۵۷۴۵	-۰.۰۰۴۵
۰۸:۲۰:۰۰ تا ۰۸:۲۰:۰۱	-۰.۰۰۰۵۸۶۵۷	-۰.۰۰۳۰
۰۸:۳۰:۰۰ تا ۰۸:۳۰:۰۱	۰.۰۰۰۲۷۴۹۴	-۰.۰۰۳۴
۰۸:۴۰:۰۰ تا ۰۸:۴۰:۰۱	-۰.۰۰۰۲۰۲۱۵	-۰.۰۰۳۱
۰۸:۵۰:۰۰ تا ۰۸:۵۰:۰۱	-۰.۰۰۰۳۶۴۶۶	-۰.۰۰۳۰
۰۹:۰۰:۰۰ تا ۰۹:۰۰:۰۱	-۰.۰۰۰۶۴۲۵۰	-۰.۰۰۳۰

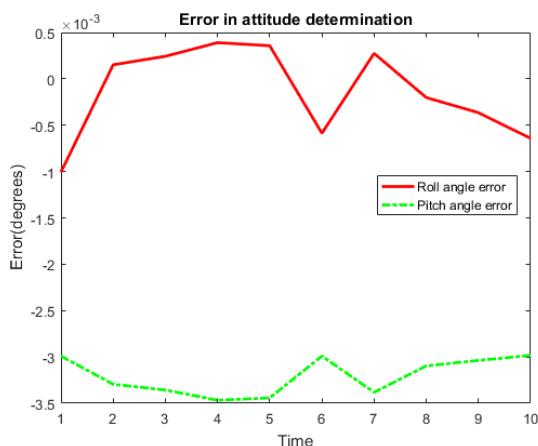


شکل ۴-۱- نمایی از پالس ورودی به مخروط اول حسگر افق زمین در حالت ساده در ۱۰ دوره زمانی مختلف

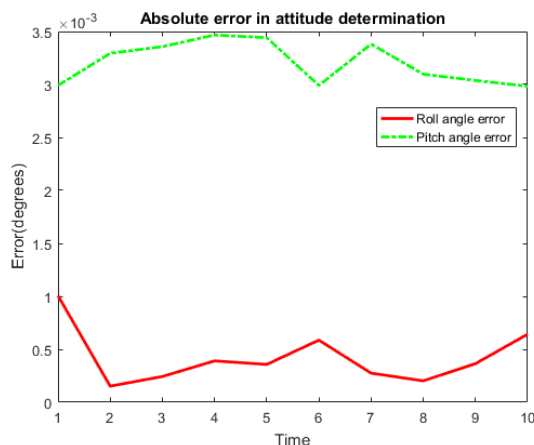


شکل ۴-۲- نمایی از پالس ورودی به مخروط دوم حسگر افق زمین در حالت ساده در ۱۰ دوره زمانی مختلف

طبق شبیه‌سازی برای ۱۰ بازه‌ی زمانی انتخابی، میانگین قدرمطلق خطای موقعیت ماهواره در زاویه‌ی چرخش 0.00042204 درجه و در زاویه‌ی گام، 0.0032 درجه می‌باشد.



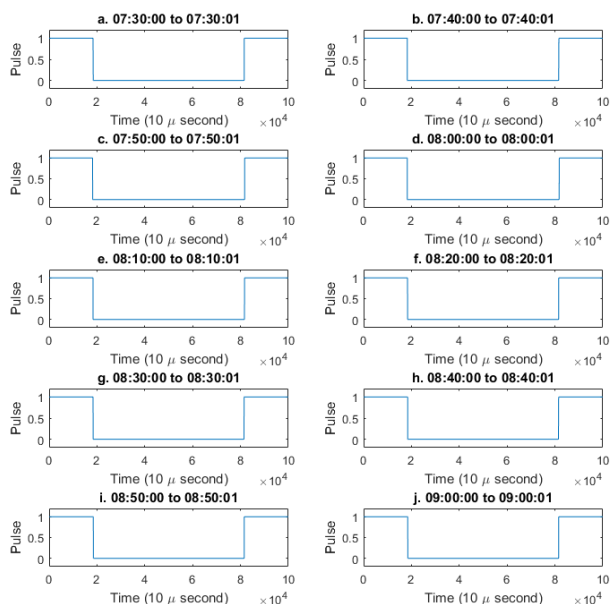
شکل ۴-۳- میزان خطای اندازه‌گیری زاویه‌ی چرخش و گام در حالت ساده نسبت به شبیه‌سازی در نرم‌افزار اس.تی.کی (محور افقی زمان به ترتیب نشانگر ۱۰ بازه‌ی زمانی انتخابی از ساعت ۷:۳۰:۰۰ تا ۷:۴۰:۰۰، ۷:۴۰:۰۰ تا ۷:۵۰:۰۰، ۷:۵۰:۰۰ تا ۸:۰۰:۰۰ و ۸:۰۰:۰۰ تا ۹:۰۰:۰۰ هستند)



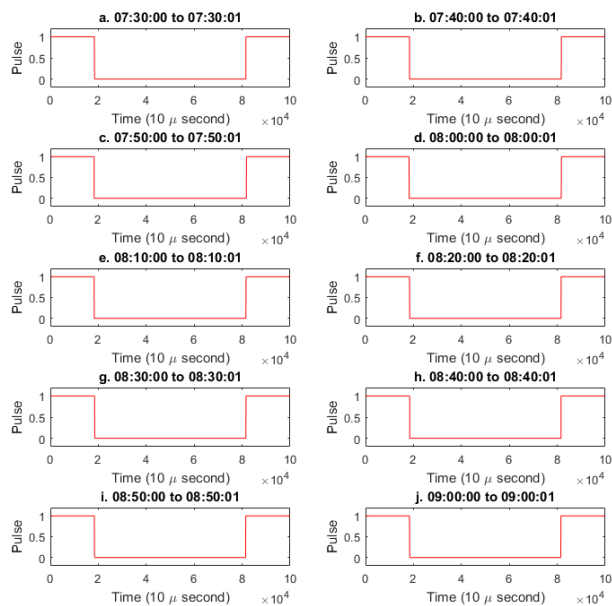
شکل ۴-۴- قدرمطلق خطای اندازه‌گیری زاویه‌ی چرخش و گام در حالت ساده نسبت به شبیه‌سازی در نرم‌افزار اس.تی.کی (محور افقی زمان به ترتیب نشانگر ۱۰ بازه‌ی زمانی انتخابی از ساعت ۷:۳۰:۰۰ تا ۷:۳۰:۰۱، ۷:۳۰:۰۱ تا ۷:۴۰:۰۰، ۷:۴۰:۰۱ تا ۷:۴۰:۰۲، ...، ۸:۵۰:۰۱ تا ۸:۵۰:۰۲ و ۹:۰۰:۰۰ تا ۹:۰۰:۰۱ هستند)

۴-۳- مدل‌سازی با در نظر گرفتن زمین بیضی‌گون

در این حالت ابتدا نقطه‌ی ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر با فرض زمین بیضی‌گون بدست می‌آید. با توجه به پیوست ۳، شکل پالس، مقادیر زوایای ورود و خروج و ارتفاع ماهواره برای این سناریو بدست آمد. شکل ۴-۵ و شکل ۴-۶ نمایی از پالس رسیده به مخروط اول و مخروط دوم را نمایش می‌دهد.



شکل ۴-۵- نمایی از پالس ورودی به مخروط اول حسگر افق زمین با فرض زمین بیضی گون در ۱۰ دوره زمانی مختلف



شکل ۴-۶- نمایی از پالس ورودی به مخروط دوم حسگر افق زمین با فرض زمین بیضی گون در ۱۰ دوره زمانی مختلف

با داشتن اطلاعات زوایای ورود و خروج در ۱۰ ثانیه‌ی در نظر گرفته شده، زوایای چرخش و گام حسگر در دستگاه مختصات آی.سی.آراف در حالت شبیه‌سازی شده با در نظر گرفتن زمین بیضوی و در حالت ساده شده براساس پیوست ۵ در جدول ۴-۴ محاسبه گردیده است. شکل ۴-۷ و شکل ۴-۸ نمودار میزان تاثیر عامل زمین بیضی‌گون بر خطای زوایای چرخش و گام را به تصویر می‌کشند.

جدول ۴-۴- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت با در نظر داشتن زمین بیضوی و بدون عوامل محیطی

خطای زوایای چرخش (درجه)	خطای زوایای چرخش (درجه)	زاویه واقعی (درجه)	زاویه چرخش واقعی (درجه)	زاویه گام شبیه‌سازی (درجه)	زاویه چرخش شبیه‌سازی (درجه)	بازه زمانی
-۰.۰۰۹۹	-۰.۱۹۳۷	۸۵.۴۴۰۸	۹۴.۴۲۶۹	۸۵.۴۳۰۸	۹۴.۲۳۳۲	تا ۰۷:۳۰:۰۰ ۰۷:۳۰:۰۱
-۰.۱۳۸۷	۰.۰۵۴۸	۵۰.۸۹۷۰	۱۶۷.۰۶۵۵	۵۰.۷۵۸۳	۱۶۷.۱۲۰۴	تا ۰۷:۴۰:۰۰ ۰۷:۴۰:۰۱
-۰.۰۵۴۴	۰.۰۴۱۵	۱۳.۲۴۵۴	۱۷۱.۵۱۷۵	۱۳.۱۹۱۰	۱۷۱.۵۵۹۱	تا ۰۷:۵۰:۰۰ ۰۷:۵۰:۰۱
۰.۱۴۴۳	۰.۰۳۷۰	-۲۴.۴۰۶۲	۱۷۴.۵۸۷۰	-۲۴.۲۶۱۹	۱۷۴.۶۲۳۹	تا ۰۸:۰۰:۰۰ ۰۸:۰۰:۰۱
۰.۱۶۶۹	۰.۰۲۱۸	-۶۱.۹۷۶۶	-۱۷۹.۰۵۲۴	-۶۱.۸۰۹۷	-۱۷۹.۰۳۰۶	تا ۰۸:۱۰:۰۰ ۰۸:۱۰:۰۱
۰.۰۲۸۲	۰.۰۰۵۰	-۷۸.۸۵۳۳	-۳۰.۵۸۲۳	-۷۸.۸۲۵۱	-۳۰.۵۷۷۳	تا ۰۸:۲۰:۰۰ ۰۸:۲۰:۰۱
۰.۱۳۳۷	۰.۰۴۱۶	-۴۱.۵۳۶۷	-۱۱.۳۶۲۳	-۴۱.۴۰۳۰	-۱۱.۳۲۰۷	تا ۰۸:۳۰:۰۰ ۰۸:۳۰:۰۱
-۰.۰۰۱۵	۰.۰۳۵۰	-۳.۵۰۹۷	-۷.۷۰۵۰	-۳.۵۱۱۲	-۷.۶۶۹۹	تا ۰۸:۴۰:۰۰ ۰۸:۴۰:۰۱
-۰.۱۷۲۰	۰.۰۲۹۳	۳۴.۵۵۶۷	-۴.۳۸۹۶	۳۴.۳۸۴۷	-۴.۳۶۰۴	تا ۰۸:۵۰:۰۰ ۰۸:۵۰:۰۱
-۰.۱۱۳۴	-۰.۰۰۶۸	۷۲.۲۷۵۸	۶.۵۰۳۵	۷۲.۱۶۲۴	۶.۴۹۶۷	تا ۰۹:۰۰:۰۰ ۰۹:۰۰:۰۱

با توجه به نتایج بدست آمده، میانگین قدرمطلق خطا با فرض زمین بیضی گون نسبت به حالت ساده شده در زاویه‌ی چرخش، 0.0467 درجه و در زاویه‌ی گام 0.0963 درجه می‌باشد.

۴-۴- مدل سازی با در نظر گرفتن زمین بیضی گون و عامل محدوده‌ی دید حسگر

در این حالت، معیار ما درصد همپوشانی محدوده‌ی دید حسگر با زمین بوده که در نرم افزار اس.تی.کی به نام همپوشانی^۱ شناخته می‌شود. نقطه‌ی ورود و خروج محدوده‌ی دید حسگر به زمانی تعلق دارد که درصد همپوشانی گزارش شده از نرم افزار به پنجاه درصد برسد.

به عنوان مثال نمونه‌ای از گزارشات ایجاد شده توسط نرم افزار اس.تی.کی در یک بازه‌ی زمانی دلخواه آورده شده است (جدول ۴-۵).

جدول ۴-۵- اطلاعات نقاط ورود محدوده‌ی دید حسگر با فضا با در نظر گرفتن محدوده‌ی دید حسگر برای مخروط اول در بازه زمانی $07:30:00$ تا $07:30:10$ روز ۱۲ آوریل

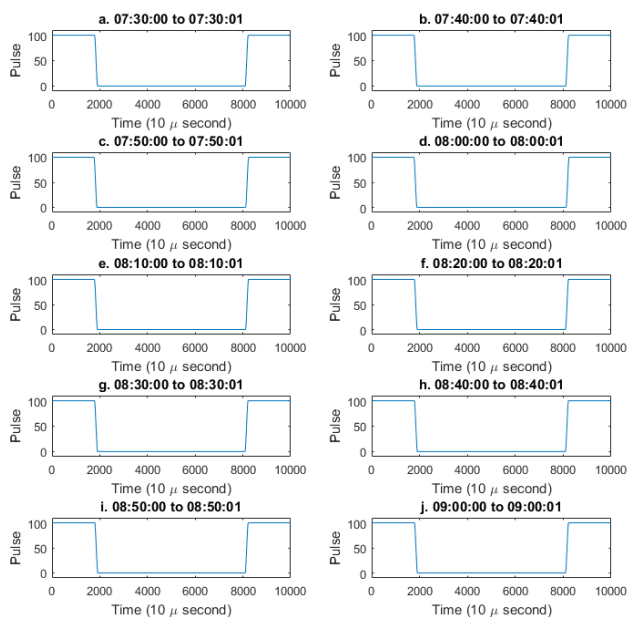
زمان (ثانیه)	ارتفاع ماهواره (کیلومتر)	همپوشانی (درصد)
۰۰:۱۸۹۵	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۳.۲۸۷۰۸۱
۰۰:۱۸۹۶	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۲.۷۵۲۶۱۴
۰۰:۱۸۹۷	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۲.۲۴۳۳۸
۰۰:۱۸۹۸	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۱.۷۶۷۲۵۹
۰۰:۱۸۹۹	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۱.۳۴۰۸۰۵
۰۰:۱۹۰۰	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۰.۹۴۴۳۱۱
۰۰:۱۹۰۱	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۰.۵۹۹۰۵۷
۰۰:۱۹۰۲	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۰.۳۰۸۹۸۵
۰۰:۱۹۰۳	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۰.۰۹۰۶۴۵
۰۰:۱۹۰۴	۵۰۴۶۵۲۴۲۷	۰

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

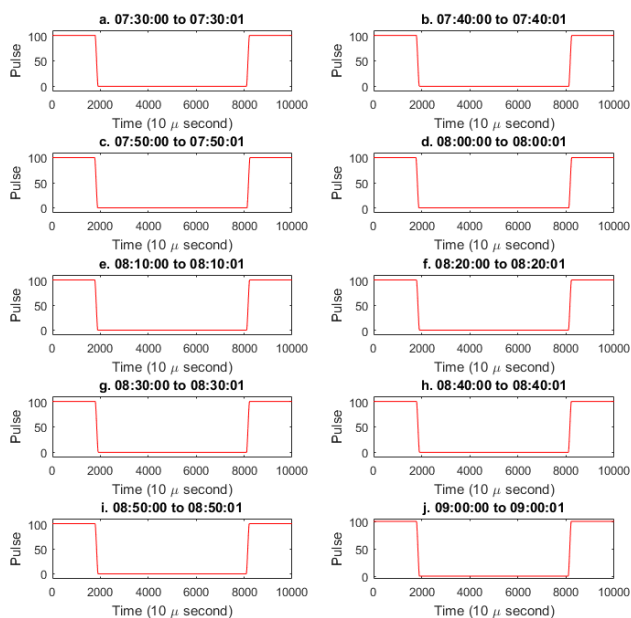
^۱ Obscuration

همپوشانی دارند. لذا با استفاده از الگوریتم مکان‌یابی ثابت، 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. براین اساس و با توجه به پیوست ۳، زوایای ورود و خروج حسگر در ۱۰ بازه‌ی زمانی بدست آمد. شکل ۹-۴ و شکل ۱۰-۴ به ترتیب نمایی از پالس رسیده به مخروط اول و دوم به نمایش می‌گذارد.

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. جدول ۶-۴ اطلاعات نقاط ورود و خروج، زاویه‌ی چرخش و گام و خطای اندازه‌گیری این زوایا را نسبت به حالت ساده شده و شکل ۱۱-۴ و شکل ۱۲-۴ نمایی از خطا و قدرمطلق خطای محاسبه زوایا را به نمایش می‌گذارد.



شکل ۹-۴- نمایی از پالس ورودی به مخروط اول حسگر با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر در ۱۰ دوره زمانی



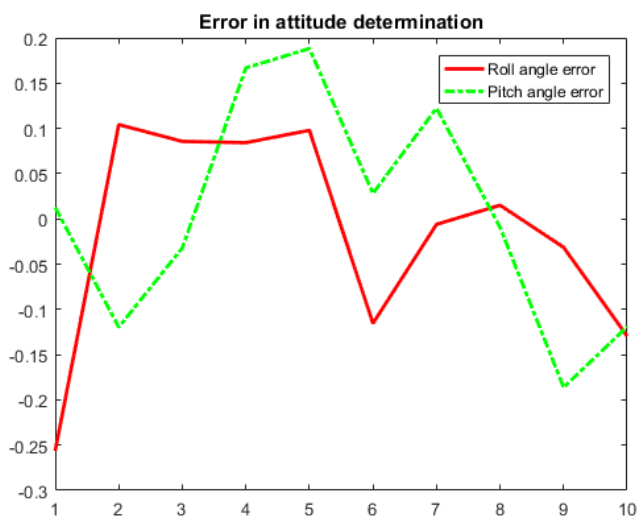
شکل ۱۰-۴- نمایی از پالس ورودی به مخروط دوم حسگر با در نظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر در ۱۰ دوره زمانی

جدول ۶-۴- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت با در نظر داشتن زمین بیضوی و عامل محدوده‌ی دید حسگر

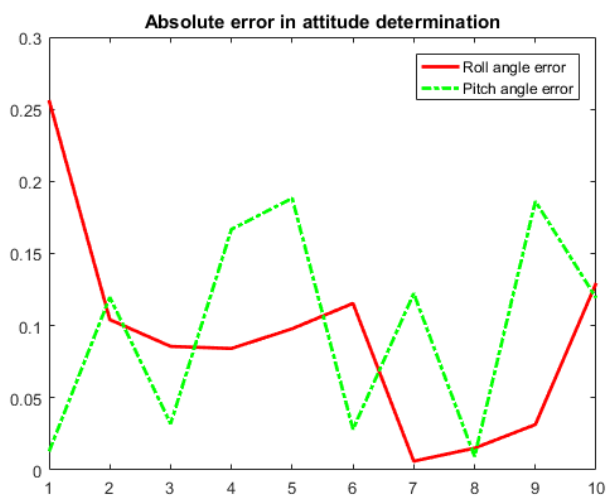
خطای زاویه گام (درجه)	خطای زاویه چرخش (درجه)	زاویه گام واقعی (درجه)	زاویه چرخش واقعی (درجه)	زاویه شبیه‌سازی (درجه)	زاویه چرخش شبیه‌سازی (درجه)	بازه زمانی
۰.۱۲۷	-۰.۲۵۶۳	۸۵.۴۴۰۸	۹۴.۴۲۶۹	۸۵.۴۵۳۴	۹۴.۱۷۰۶	۰۷:۳۰:۰۰ تا ۰۷:۳۰:۰۱
-۰.۱۱۹۷	۰.۱۰۴۲	۵۰.۸۹۷۰	۱۶۷.۰۶۵۵	۵۰.۷۷۷۳	۱۶۷.۱۶۹۷	۰۷:۴۰:۰۰ تا ۰۷:۴۰:۰۱
-۰.۰۳۲۰	۰.۰۸۵۶	۱۳.۲۴۵۴	۱۷۱.۵۱۷۵	۱۳.۲۱۳۴	۱۷۱.۶۰۳۲	۰۷:۵۰:۰۰ تا ۰۷:۵۰:۰۱
۰.۱۶۶۸	۰.۰۸۴۲	-۲۴.۴۰۶۲	۱۷۴.۵۸۷۰	-۲۴.۲۳۹۴	۱۷۴.۶۷۱۱	۰۸:۰۰:۰۰ تا ۰۸:۰۰:۰۱
۰.۱۸۸۲	۰.۰۹۷۹	-۶۱.۹۷۶۶	-۱۷۹.۰۵۲۴	-۶۱.۷۸۸۳	-۱۷۸.۹۵۴۵	۰۸:۱۰:۰۰ تا ۰۸:۱۰:۰۱

۰.۰۲۸۲	-۰.۱۱۵۵	-۷۸.۸۵۳۳	-۳۰.۵۸۲۳	-۷۸.۸۲۵۱	-۳۰.۶۹۷۸	تا ۰۸:۲۰:۰۰ ۰۸:۲۰:۰۱
۰.۱۲۲۳	-۰.۰۰۶۱	-۴۱.۵۳۶۷	-۱۱.۳۶۲۳	-۴۱.۴۱۴۲	-۱۱.۳۶۸۴	تا ۰۸:۳۰:۰۰ ۰۸:۳۰:۰۱
-۰.۰۰۹۳	۰.۰۱۵۱	-۳.۵۰۹۷	-۷.۷۰۵۰	-۳.۵۱۹۰	-۷.۶۸۹۹	تا ۰۸:۴۰:۰۰ ۰۸:۴۰:۰۱
-۰.۱۸۶۲	-۰.۰۳۱۴	۳۴.۵۵۶۷	-۴.۳۸۹۶	۳۴.۳۷۰۵	-۴.۴۲۱۱	تا ۰۸:۵۰:۰۰ ۰۸:۵۰:۰۱
-۰.۱۱۹۲	-۰.۱۲۹۵	۷۲.۲۷۵۸	۶.۵۰۳۵	۷۲.۱۵۶۶	۶.۳۷۳۹	تا ۰۹:۰۰:۰۰ ۰۹:۰۰:۰۱

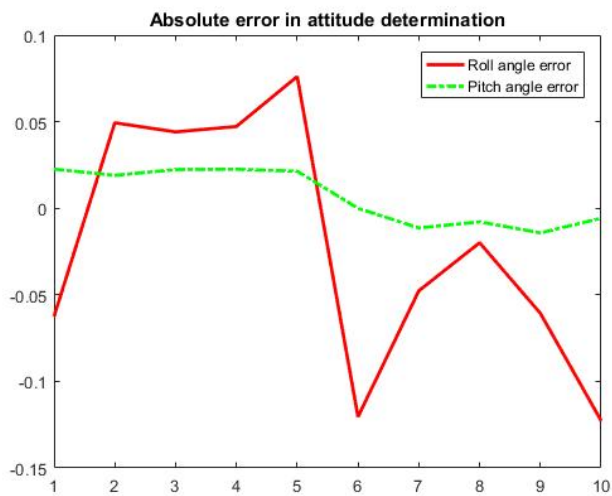
با توجه به نتایج بدست آمده از این بخش، میانگین قدرمطلق خطا نسبت به حالت ساده شده در محاسبه‌ی زوایه‌ی چرخش ۰.۰۹۲۶ درجه و زوایه‌ی گام ۰.۰۹۸۵ درجه می‌باشد. با مقایسه‌ی این میزان خطا با حالت قبلی، درنظر گرفتن عامل محدوده‌ی دید حسگر در شبیه‌سازی‌ها، میزان خطای میانگین در زوایه‌ی چرخش را ۰.۰۴۵۹ درجه و در زوایه‌ی گام ۰.۰۰۲۲ درجه افزایش داده است (شکل ۱۲-۴).



شکل ۱۱-۴- میزان خطای ایجاد شده در اثر وارد نمودن عامل محدوده‌ی دید لحظه‌ای حسگر و زمین بیضی‌گون در خطای محاسبه‌ی زوایه چرخش و گام ماهواره نسبت به حالت ساده شده



شکل ۴-۱۲- بررسی اثر محدوددهی دید حسگر و زمین بیضی گون در قدر مطلق خطای محاسبه‌ی زوایه چرخش و گام ماهواره نسبت به حالت ساده شده



شکل ۴-۱۳- میانگین خطای ناشی از عامل محدوددهی دید حسگر بدون عامل زمین بیضی گون

۴-۵- مدل سازی با در نظر گرفتن زمین بیضی گون، عامل محدوده‌ی دید حسگر، پارامتر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین

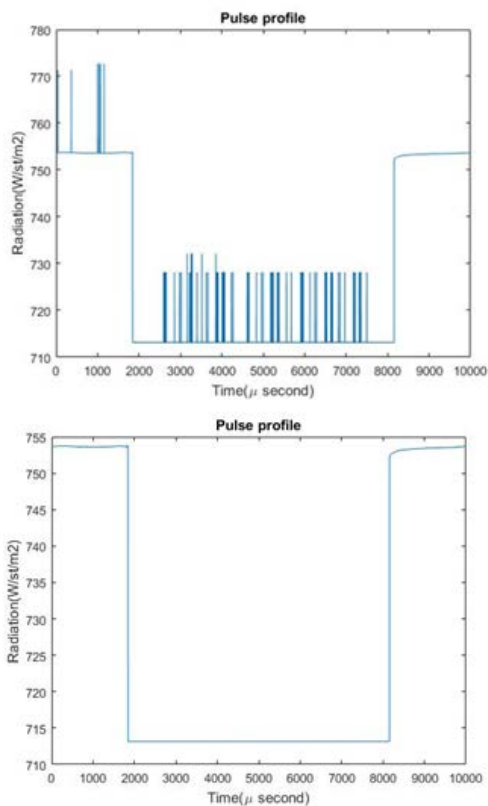
با در نظر گرفتن عامل تابش ساطع شده از سطح زمین و اتمسفر، به نزدیکترین حالت به واقعیت دست پیدا می‌کنیم. همان طور که در فصل گذشته توضیح داده شد برای دسترسی به این اطلاعات از نرم افزار اس.تی.کی و پی.اس.جی به صورت همزمان استفاده می‌کنیم. نرم افزار اس.تی.کی اطلاعات موقعیتی لازم برای استفاده در نرم افزار پی.اس.جی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

در اینجا ابتدا با گزارش گیری از نرم افزار اس.تی.کی، داده‌های مورد نیاز جهت ورود به نرم افزار پی.اس.جی ناسا را بدست می‌آوریم. در ادامه با استفاده از نرم افزار متلب فایل‌های متنی مورد نیاز جهت ارسال به سرور نرم افزار پی.اس.جی (طبق پیوست ۲) ساخته شده و با استفاده از بخش کامند ویندوز طبق مراحل عنوان شده در پیوست، اطلاعات تابش رسیده به حسگرها محاسبه می‌گردد. به عنوان مثال بخشی از اطلاعات تابش رسیده از حسگر در جدول ۷-۴ 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 می‌باشد. لذا در مراحل بعدی جهت بهبود افزایش سرعت گرفتن اطلاعات گام زمانی را 10^{-2} ثانیه در نظر گرفتیم.

جدول ۷-۴- اطلاعات تابش رسیده به نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر با فضا با در نظر گرفتن پارامتر اتمسفر برای مخروط اول

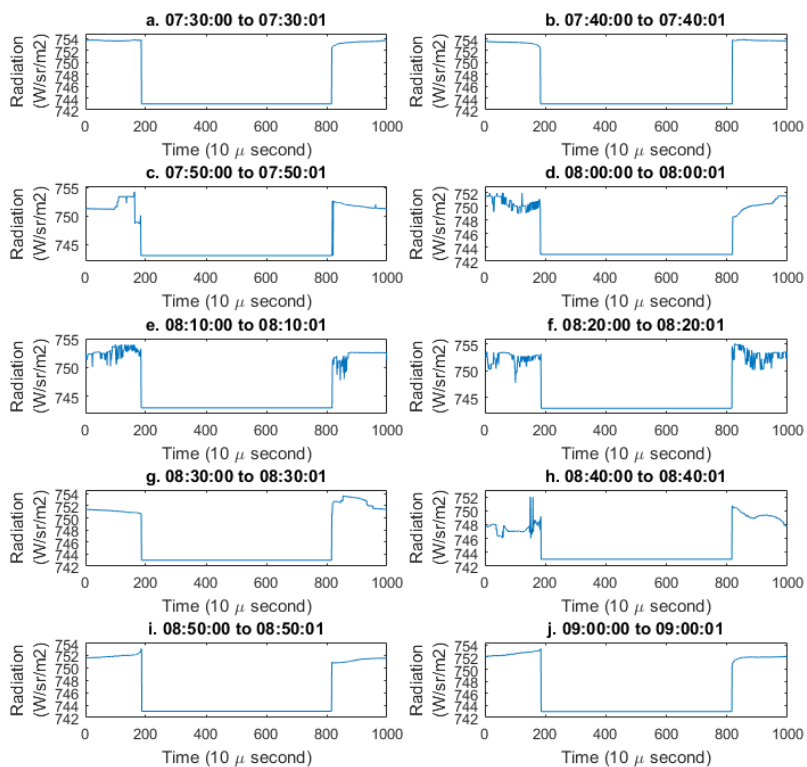
زمان (ثانیه)	تابش رسیده در محدوده‌ی طول موجی ۱۴ تا ۱۶ میکرومتر ($W/sr/m^2$)
۰.۰۰۰۱	۷۵۳.۶۹۳۴
۰.۱	۷۵۳.۶۹۳۴
۰.۲	۷۵۳.۷۳۹۰
۰.۳	۷۵۳.۷۳۱۸
۰.۴	۷۵۳.۷۳۱۸
۰.۵	۷۵۳.۶۶۹۴
۰.۶	۷۵۳.۶۶۹۴
۰.۷	۷۵۳.۶۲۲۷
۰.۸	۷۵۳.۶۵۰۲
۰.۸	۷۵۳.۶۱۳۱
۰.۱	۷۵۳.۶۰۹۵

با بدست آمدن میزان تابش رسیده از سطح زمین که نماینده‌ای از پروفایل پالس حسگر است، امکان محاسبه‌ی نقاط ورود و خروج نزدیک به واقعیت با استفاده از الگوریتم مکان‌یابی فراهم می‌گردد. نمودار پالس ورودی فیلتر نشده و فیلتر شده به مخروط اول در ثانیه اول در شکل ۱۴-۴ به نمایش گذاشته شده و براساس آن نقاط ورود و خروج در ثانیه اول در زمان‌های ۰.۱۸۴۴ و ۰.۸۱۵۷ و زاوایای فاز ۶۶.۳۸۴۰ و ۲۹۳.۶۵۲ درجه رخ می‌دهد.

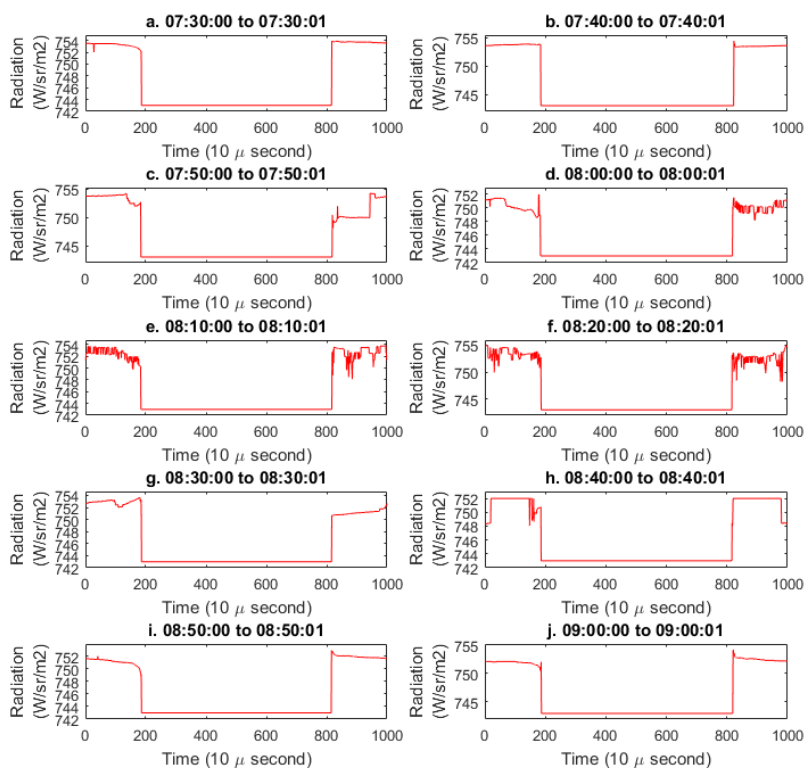


شکل ۱۴-۴- نمایی از تابش رسیده به مخروط اول در دور اول چرخش که عملاً نماینده‌ای از پالس حسگر می‌باشد.
(شکل اول داده‌های خام خروجی از نرم‌افزار اس.تی.کی و شکل دوم اطلاعات فیلتر شده تابش می‌باشد).

براین اساس و با توجه به پیوست ۳، شکل پالس، مقادیر زوایای ورود و خروج و ارتفاع ماهواره برای این حالت بدست آمد. شکل ۱۵-۴ و شکل ۱۶-۴ 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 مکان‌یاب، نقاط ورود و خروج در ۱۰ بازه‌ی زمانی انتخاب شده بدست آمد. جدول ۸-۴ مقادیر مربوط زوایای چرخش و گام شبیه‌سازی شده و و میزان خطای اندازه‌گیری نسبت به حالت ساده شده را نمایش می‌دهد.



شکل ۱۵-۴- نمایی از تابش ورودی به مخروط اول حسگر افق زمین با در نظر گرفتن عامل محدودی دید حسگر در ۱۰ دوره زمانی مختلف فیلتر شده

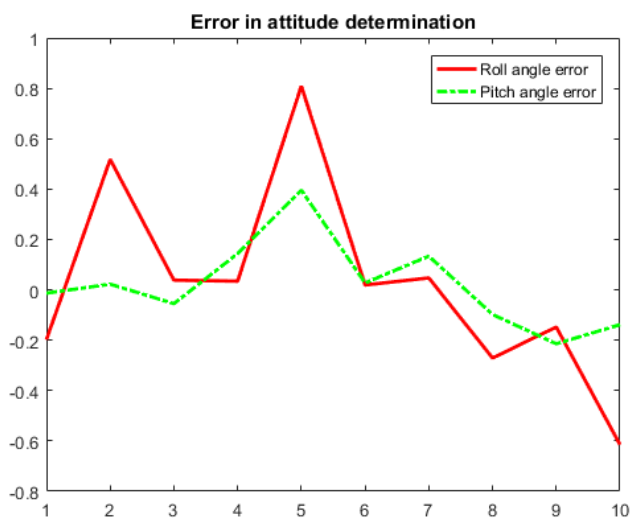


شکل ۱۶-۴- نمایی از تابش ورودی به مخروط دوم حسگر افق زمین با در نظر گرفتن عامل محدودی دید حسگر در ۱۰ دوره زمانی مختلف فیلتر شده

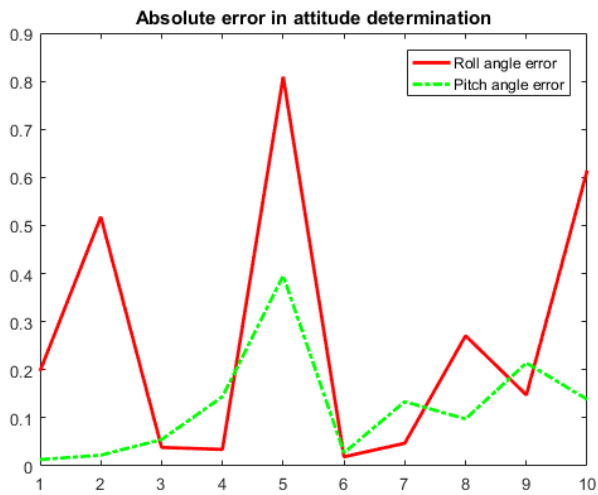
جدول ۸-۴- آنالیز موقعیت ماهواره و خطای موقعیت با در نظر داشتن زمین بیضوی و پارامتر اتمسفر

خطای زاویه گام (درجه)	خطای زاویه چرخش (درجه)	زاویه گام واقعی (درجه)	زاویه چرخش واقعی (درجه)	زاویه گام شبیه سازی (درجه)	زاویه چرخش شبیه سازی (درجه)	بازه زمانی
-۰.۰۱۳۲	-۰.۱۹۷۲	۸۵.۴۴۰۸	۹۴.۴۲۶۹	۸۵.۴۲۷۶	۹۴.۲۲۹۷	تا ۰۷:۳۰:۰۰ ۰۷:۳۰:۰۱
۰.۰۲۲۵	۰.۵۱۷۹	۵۰.۸۹۷۰	۱۶۷.۰۶۵۵	۵۰.۹۱۹۵	۱۶۷.۵۸۳۴	تا ۰۷:۴۰:۰۰ ۰۷:۴۰:۰۱
-۰.۰۵۴۸	۰.۰۳۸۵	۱۳.۲۴۵۴	۱۷۱.۵۱۷۵	۱۳.۱۹۰۶	۱۷۱.۵۵۶۰	تا ۰۷:۵۰:۰۰ ۰۷:۵۰:۰۱

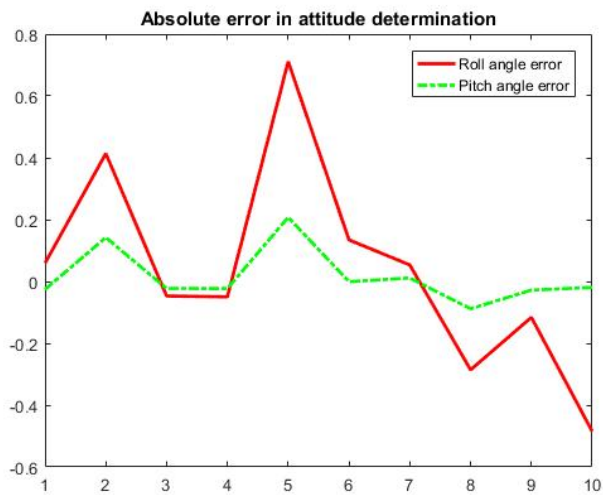
۰.۱۴۳۹	۰.۰۳۴۴	-۲۴.۴۰۶۲	۱۷۴.۵۸۷۰	-۲۴.۲۶۲۳	۱۷۴.۶۲۱۳	تا ۰.۸:۰:۰:۰ ۰.۸:۰:۰:۱
۰.۳۹۵۶	۰.۸۰۹۱	-۶۱.۹۷۶۶	-۱۷۹.۰۵۲۴	-۶۱.۵۸۱۰	-۱۷۸.۲۴۳۳	تا ۰.۸:۱۰:۰:۰ ۰.۸:۱۰:۰:۱
۰.۰۲۷۴	۰.۰۱۹۱	-۷۸.۸۵۳۳	-۳۰.۵۸۲۳	-۷۸.۸۲۵۹	-۳۰.۵۶۳۲	تا ۰.۸:۲۰:۰:۰ ۰.۸:۲۰:۰:۱
۰.۱۳۳۷	۰.۰۴۷۲	-۴۱.۵۳۶۷	-۱۱.۳۶۲۳	-۴۱.۴۰۳۰	-۱۱.۳۱۵۱	تا ۰.۸:۳۰:۰:۰ ۰.۸:۳۰:۰:۱
-۰.۰۹۷۷	-۰.۲۷۰۸	-۳.۵۰۹۷	-۷.۷۰۵۰	-۳.۶۰۷۴	-۷.۹۷۵۸	تا ۰.۸:۴۰:۰:۰ ۰.۸:۴۰:۰:۱
-۰.۲۱۴۲	-۰.۱۴۷۶	۳۴.۵۵۶۷	-۴.۳۸۹۶	۳۴.۳۴۲۴	-۴.۵۳۷۲	تا ۰.۸:۵۰:۰:۰ ۰.۸:۵۰:۰:۱
-۰.۱۳۸۴	-۰.۶۱۴۶	۷۲.۲۷۵۸	۶.۵۰۳۵	۷۲.۱۳۷۴	۵.۸۸۸۹	تا ۰.۹:۰:۰:۰ ۰.۹:۰:۰:۱



شکل ۱۷-۴- بررسی اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین به همراه عامل محدودی دید حسگر و زمین بیضی گون در خطای محاسبه‌ی زوایه چرخش و گام ماهواره نسبت به حالت ساده شده



شکل ۴-۱۸- بررسی اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین به همراه عامل محدوده‌ی دید حسگر و زمین بیضی‌گون در قدرمطلق خطای محاسبه‌ی زاویه چرخش و گام ماهواره نسبت به حالت ساده شده



شکل ۴-۱۹- قدرمطلق خطای ناشی از عامل محدوده‌ی دید حسگر بدون عامل زمین بیضی‌گون و عامل محدوده‌ی دی حسگر

براساس نتایج بدست آمده برای این حالت، میزان 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 ۰.۰۲۵۵ درجه افزایش می‌یابد (شکل ۱۹-۴).

۵. فصل پنجم

نتیجه‌گیری

۵-۱- بررسی خطا در یک دور چرخش ماهواره به دور زمین

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 واقعی محاسبه و براساس آن میزان تاثیر هر کدام از این عوامل بر محاسبه‌ی موقعیت ماهواره نسبت به حالت ساده شده بسنجیم. براین اساس 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 ۱-۵ میزان میانگین خطای اندازه‌گیری با وارد نمودن هر کدام از عوامل نسبت به حالت ساده شده را به نمایش می‌گذارد.

جدول ۵-۱- بررسی خطای میانگین به ازای در نظر گرفتن عوامل موثر در مدل سازی

حالت	خطای زاویه چرخش	خطای تجمیعی زاویه چرخش	خطای زاویه گام	خطای تجمیعی زاویه گام
حالت ساده شده (زمین کروی)	۰.۰۰۰۴	۰.۰۰۰۴	۰.۰۰۳۲	۰.۰۰۳۲
با در نظر گرفتن زمین بیضی گون نسبت به حالت ساده شده	۰.۰۴۶۳	۰.۰۴۶۷	۰.۰۹۳۱	۰.۰۹۶۳
با در نظر گرفتن محدوده دید حسگر نسبت به حالت قبل	۰.۰۴۵۹	۰.۰۹۲۶	۰.۰۰۲۲	۰.۰۹۸۵
با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین نسبت به حالت قبل	۰.۱۷۷۰	۰.۲۶۹۶	۰.۰۲۵۵	۰.۱۲۴۰

با توجه به خطای تجمیعی، با افزودن هر یک از عوامل هندسی و محیطی به شبیه سازی، میزان خطای محاسبه‌ی موقعیت ماهواره نسبت به حالت ساده شده افزایش یافت. با توجه به خطای هر عامل، نتیجه می گیریم که اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین بیشترین تاثیر در بروز خطا در زاویه‌ی چرخش و عامل زمین بیضی گون 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.

با بررسی میزان خطا در زاویه‌ی چرخش و گام می توان گفت که دامنه‌ی خطای اندازه گیری در زاویه‌ی چرخش نسبت به زاویه‌ی گام به صورت قابل توجهی بیشتر می باشد. این موضوع را می توان 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 می شود. 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 می شود. با توجه به اینکه میزان تغییرات در طول جغرافیایی این ماهواره کم است، می توان نتیجه گرفت که خطا در زاویه‌ی چرخش محسوس تر می گردد. 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.

۵-۲- نتایج بدست آمده از بررسی مدل‌سازی در زمین کروی

چنانچه 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 می‌باشد؛ چراکه مدار ماهواره و شکل زمین با هم انطباق می‌یابد و در هر زاویه‌ای که زمین توسط حسگر پویش 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.

۵-۳- 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 پخش‌دگی 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 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.

۵-۴- نتایج بدست آمده از بررسی مدل سازی با در نظر گرفتن محدوده‌ی دید حسگر

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

۵-۵- نتایج بدست آمده از بررسی مدل سازی با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش از

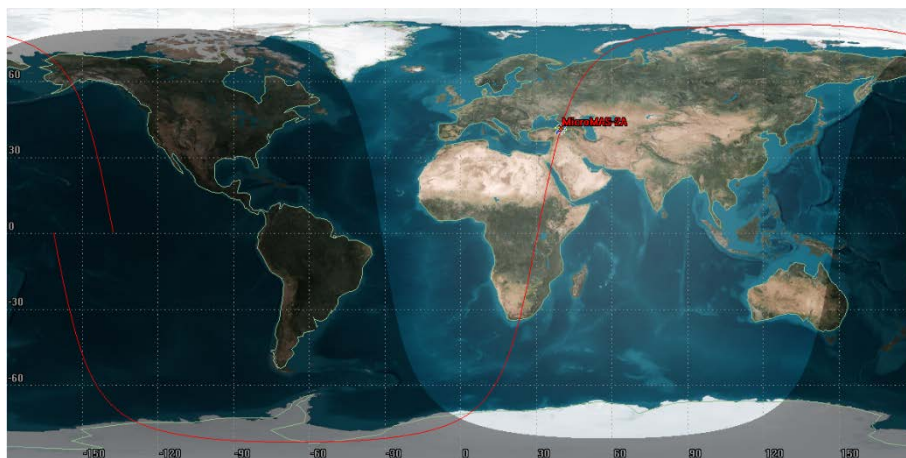
سطح زمین

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 می باشد. با بررسی پروفایل تابش (در حالتی که اثر اتمسفر را در نظر گرفته ایم)، نتیجه می گیریم که میزان تابش در دو نیم کره تفاوت چندانی ندارد که منطقی می باشد.

در شبیه سازی صورت گرفته بخشی از حرکت ماهواره در روز و بخشی دیگر در شب می باشد و لذا می توان 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 می دهد. در زمان ۷:۵۰ تا ۷:۵۰:۰۱ میزان اغتشاش در تابش بالا می رود، چرا که در منطقه‌ی روشن و تاریک قرار می گیرد 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 بازه های زمانی بین ۸:۰۰ تا ۸:۲۰ ماهواره در خشکی و دریا قرار می گیرد، لذا اغتشاشات ناشی از بازتابش از سطوح مختلف خود را نشان می دهد، به طوری که در بالای قاره‌ی آفریقا (در

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 ۱-۵- نمایشی از حرکت ماهواره در یک دوره چرخش به دور زمین

۵-۳- پیشنهادات و پژوهش‌های آینده

۱. شبیه‌سازی کل مسیر حرکت ماهواره با استفاده از مرکز پردازش در فصول مختلف سال و بررسی میزان خطای مدل‌سازی
۲. در نظر گرفتن همپوشانی محدوده دید حسگر با کره ماه و خورشید و سپس مدل‌سازی آن
۳. بهبود الگوریتم مکان‌یابی در راستای کاهش خطای مدل‌سازی با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش از سطح زمین
۴. شبیه‌سازی حسگر با محدوده‌های دید مختلف و یافتن بهترین محدوده با کمترین خطا در مدل‌سازی

۵. شبیه‌سازی حسگر با طیف‌های مختلف فروسرخ و یافتن بهترین محدوده با کمترین خطا در مدل‌سازی
۶. شبیه‌سازی حسگر با سرعت‌های مختلف موتور حسگر
۷. طراحی کنترلر برای کاهش و از بین بردن خطای تعیین موقعیت با استفاده از یک حسگر دیگر به عنوان مرجع و یا شبیه‌سازی
۸. شبیه‌سازی حسگر در مدارهای ماهواره‌ای دیگر و تعیین میزان خطای اندازه‌گیری براساس نوع مدار ماهواره
۹. شبیه‌سازی حسگر برای سیاره‌های دیگر

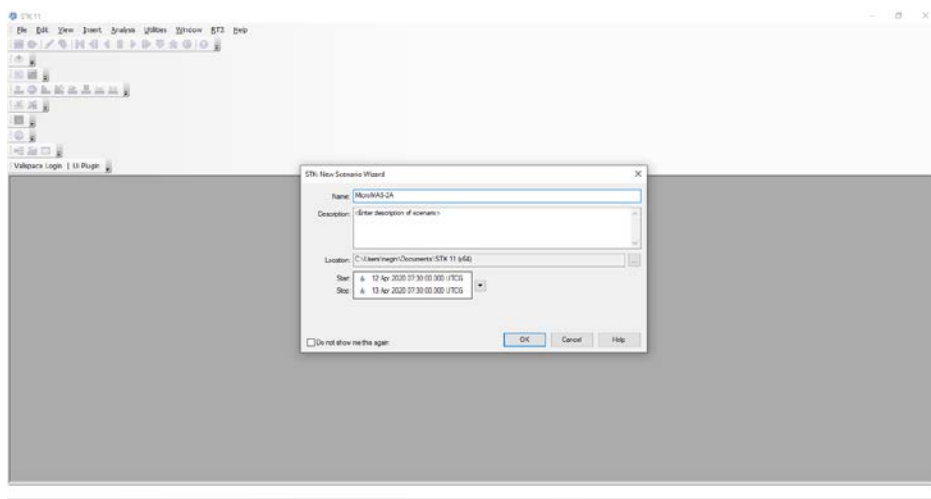
۶. پیوست ۱

راهنمای نرم افزار ماهواره ای اس.تی.کی

۱- شبیه سازی ماهواره

با وارد شدن به نرم افزار اس.تی.کی، یک سناریو^۱ با مشخصات دلخواه ایجاد می کنیم

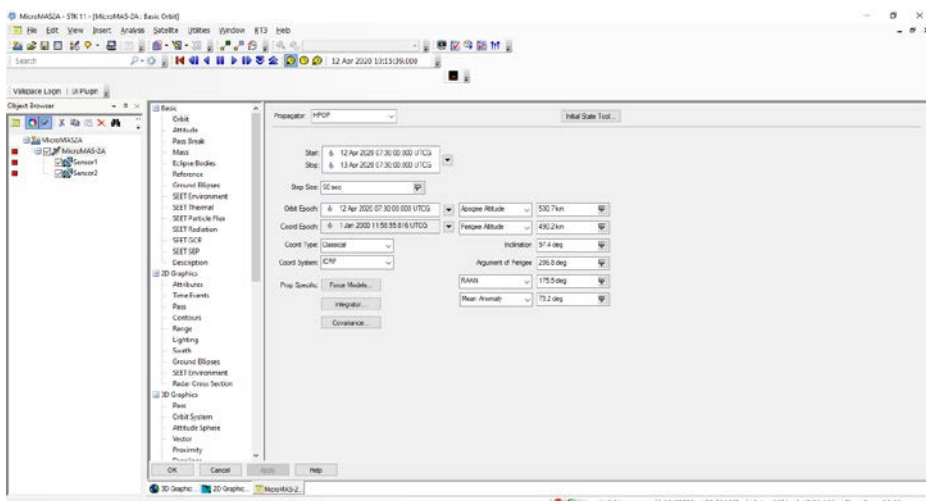
(شکل ۶-۱).



شکل ۶-۱- ایجاد سناریو در نرم افزار اس.تی.کی

¹ Scenario

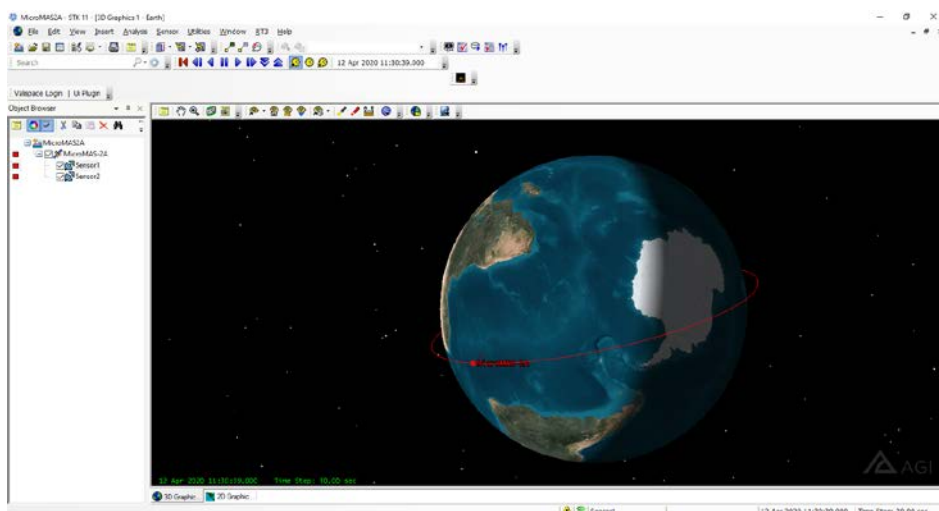
برای شبیه‌سازی ماهواره از منوی بالای نرم‌افزار، با کلیک کردن بر گزینه پنجم (Insert Object) به منو اجسام قابل شبیه‌سازی وارد می‌شویم. با انتخاب ماهواره (Satellite) در منو سمت چپ و انتخاب روش تعریف ویژگی‌ها (Define Properties) در منو سمت راست، بر دکمه insert کلیک می‌نماییم. پس از آن صفحه ویژگی‌های ماهواره باز می‌شود که از طریق آن می‌توان ویژگی‌های ماهواره را تعریف کرد. با توجه به فرضیات پروژه و مشخصات ماهواره میکروماوس بخش مدار^۲ را با توجه به شکل ۲-۶ پر می‌کنیم.



شکل ۲-۶- مشخصات مدار ماهواره میکروماوس

با تعیین مشخصات ماهواره در نرم‌افزار و تایید آن، شبیه‌سازی ماهواره انجام شده و در بخش 3D Graphic و 2D Graphic قابل نمایش خواهد بود.

² Orbit

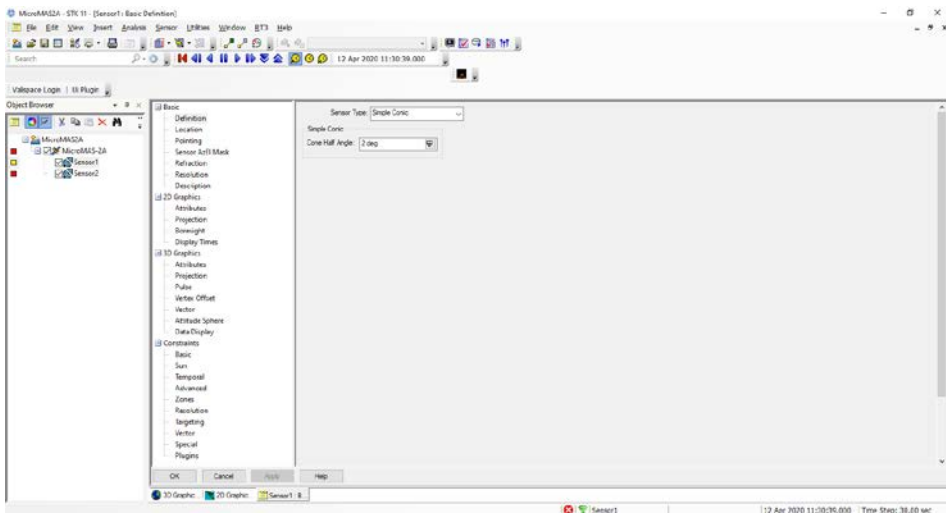


شکل ۳-۶- نمایی از ماهواره شبیه‌سازی شده

۲- شبیه‌سازی حسگر پویشی افق زمین

در شبیه‌سازی حسگر پویشی دومیخروطی از دو حسگر پشت به پشت با اختلاف فاز ۱۸۰ درجه استفاده کرده‌ایم. برای شبیه‌سازی هر کدام از این دو حسگر، با کلیک کردن بر گزینه پنجم (Insert Object) به منو اجسام قابل شبیه‌سازی وارد شده و با انتخاب حسگر (Sensor) در منو سمت چپ و انتخاب روش تعریف ویژگی‌ها (Define Properties) در منو سمت راست، بر دکمه insert کلیک می‌نماییم. پس از آن با باز شدن صفحه‌ی انتخاب مکان قرارگیری حسگر، ماهواره میکروماوس را انتخاب کرده و وارد صفحه‌ی تعریف ویژگی‌های حسگر می‌شویم.

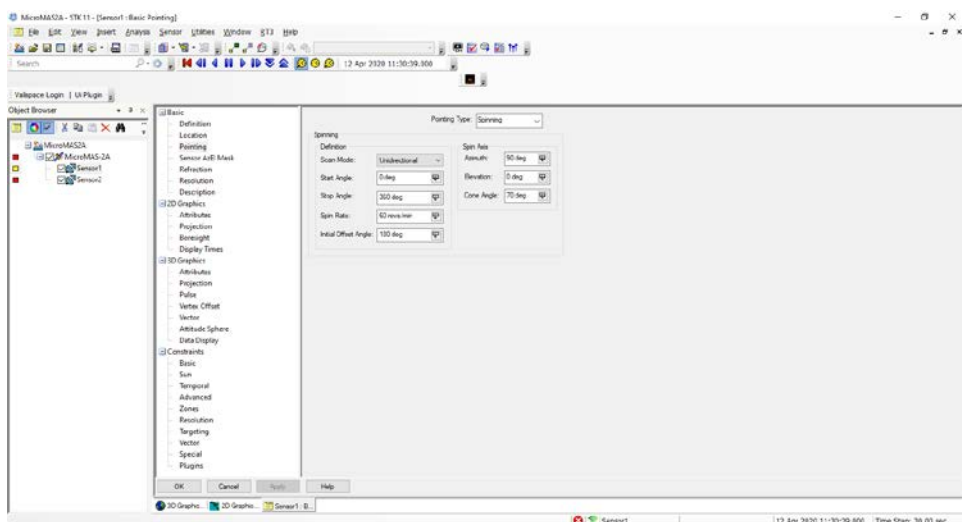
در این مرحله با انتخاب بخش Definition نوع سنسور را Simple Conic با Cone Half Angle (نصف زاویه‌ی دید حسگر) برابر با ۲ درجه در نظر می‌گیریم (شکل ۴-۶).



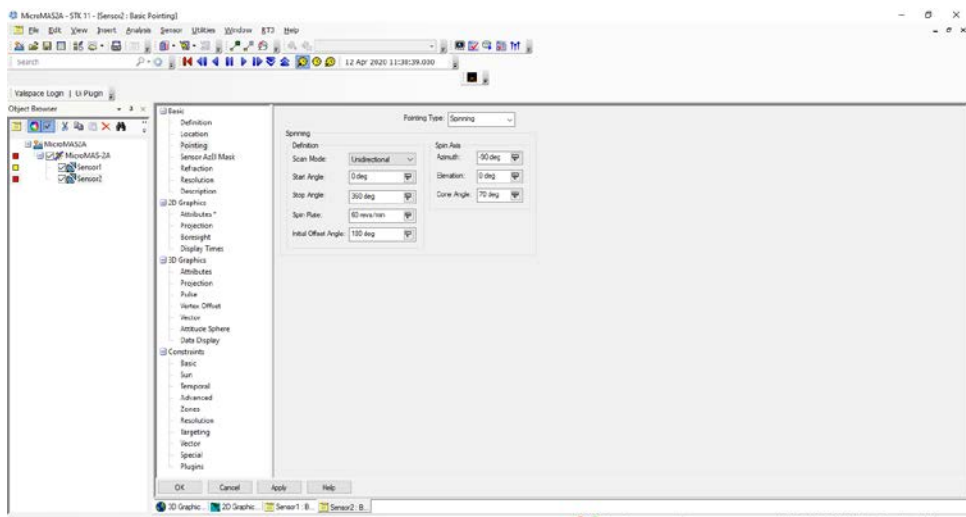
شکل ۴-۶- تعریف ویژگی‌های اولیه حسگر ۱ (بخش Definition)

در بخش location ، مکان قرارگیری حسگر بر ماهواره را در مرکز (Center) قرار داده و در بخش Pointing نوع قرارگیری حسگر بر ماهواره را تعیین می‌کنیم. مکان قرارگیری را در حالت Spinning قرار داده، تا موتور حسگر شبیه‌سازی شود. در ادامه، بقیه‌ی مشخصات حسگر را بر اساس شکل ۵-۶ تکمیل نموده و کلید تایید را می‌زنیم.

یکی از نکات بسیار مهم در این بخش تعیین محور چرخش برای دو حسگر است که تعیین کننده‌ی زوایه‌ی قرارگیری آنها نسبت به هم می‌باشد. برای دو حسگر پشت به پشت همانطور که گفته شد ۱۸۰ درجه اختلاف فاز در زوایه‌ی سمت باید در نظر گرفته شود و تنها مشخصه‌ی متفاوت برای شبیه‌سازی حسگر دوم زوایه‌ی سمت است. زوایه‌ی سمت برای حسگر اول ۹۰ درجه و برای حسگر دوم ۹۰- درجه در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۵-۶- مشخصات قرارگیری حسگر اول نسبت به ماهواره



شکل ۶-۶- مشخصات قرارگیری حسگر دوم نسبت به ماهواره

۳- تعیین شکل زمین

در اولین بخش تجزیه و تحلیل پژوهش فعلی به صحنه‌سنجی مدل‌سازی زمین کروی پرداخته می‌شود و لذا نیاز به تغییر شکل زمین در نرم‌افزار اس.تی.کی داریم. این نرم‌افزار با

توجه به جامع بودن، امکان تغییر هندسه‌ی زمین در شبیه‌سازی‌ها را فراهم نموده است. برای اجرای این حالت از شبیه‌سازی، ابتدا به زیر در درایو C رایانه می‌رویم:

C:\Program Files\AGI\STK 11\STKData\CentralBodies\Earth

این پوشه مکان قرارگیری هندسه‌ی اجرام سماوی قابل تعریف در اس.تی.کی می‌باشد و وابسته به پروژه قابلیت تعریف هندسه فراهم شده است. با انتخاب فایل Earth.cb (اطلاعات به فرمت text قابل مشاهده می‌باشد) جزئیات هندسی زمین نمایش داده می‌شود. در نرم‌افزار به صورت پیش فرض هندسه‌ی زمین به صورت بیضی‌گون است. به منظور تغییر هندسه‌ی بیضی‌گون به کروی کافیت تا بخش زیر را در فایل Earth.cb را کامنت کنیم: (کدنویسی به زبان C# است، لذا برای کامنت کردن هر بخش کافیت در ابتدای آن یک # بگذاریم)

ShapeName	WGS84
Shape	OblateSpheroid
MajorAxis	6.378137E6
MinorAxis	6.35675231424E6

سپس بخش مربوط به هندسه‌ی کروی ساده را از حالت کامنت خارج نماییم:

ShapeName	SphericalEarth
Shape	Sphere
Radius	6.378137E6

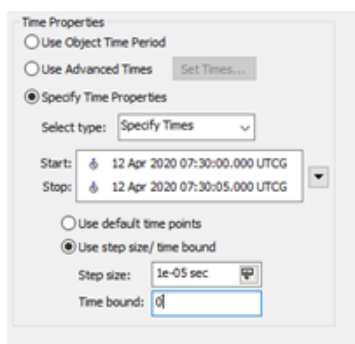
تذکر ۱: فایل Earth.cb در مسیر نرم‌افزار قابل تغییر نیست، لذا جهت اعمال تغییرات ابتدا فایل را در مسیری دیگر کپی نموده، تغییرات لازمه را اجرا و در مسیر گفته شده جایگزین فایل قبلی نمایید.

تذکر ۲: در پژوهش فعلی، صحنه‌سنجی مدل‌سازی با هندسه کروی زمین و بقیه حالت‌ها با در نظر داشتن هندسه بیضی‌گون زمین شبیه‌سازی شده است.

۴- گزارش گیری

بخش وسیعی از فرآیند تحلیل به گزارش گیری و گرفتن داده در نرم افزار اس.تی.کی مربوط است. برای گزارش گیری برای هر جسم، ابتدا با کلیک سمت راست روی جسم در منو سمت چپ (به عنوان مثال ماهواره) گزینه Report & Graph Manager را انتخاب کرده تا وارد بخش گزارش گیری شویم.

به طور عمومی بخش ویژگی های زمانی گزارش ها در قسمت پایین سمت چپ قابل دسترسی است. دقیق ترین میزان دقت در زمان اجرای سناریو و تهیه ی گزارش 10^{-5} ثانیه بوده که ما از این مقدار استفاده می کنیم. شکل ۶-۷ نمونه ای از نحوه ی تعیین ویژگی های زمانی را نشان می دهد.



شکل ۶-۷- خصوصیات زمانی گزارش گیری





اس.تی.کی، قابلیت این را دارد که با تعریف بازه های زمانی، داده های گسسته باشیم. لذا برای بدست آوردن داده ها در ۱۰ بازه زمانی تعریف شده، گزینه ی Use Advanced Times را فعال می کنیم و بر Set Time کلیک می کنیم. پس از آن دیالوگ باکس جدیدی باز می شود که در آن می توان بازه های زمانی را وارد و گام زمان را وارد نمود.

در ادامه گزارش گیری در بخش های مختلف را شرح می دهیم.

۴-۱- تعیین موقعیت و مکان ماهواره

۴-۱-۱- زوایای چرخش، گام و سمت





روند ساختن گزارش:

Create New Report Style → Right Click → Rename to Yaw Pitch Roll
Alternative Coordinate → Right Click → Properties → (From left side)
Axes Choose Axes → Body → Time →  → YPR321 Yaw → 
→ YPR321 Pitch →  → YPR321 Roll →  → Apply

با اجرای این روند، گزارش مربوط به زمان، زوایای سمت، زوایای گام و زوایای چرخش در هر دستگاه مختصات دلخواه قابل دریافت خواهد بود. این گزارش با نام Yaw Pitch Roll Alternative Coordinate ذخیره شده و با کلیک بر آن و کلیک بر کلید Generate صفحه ای باز می شود که در آن امکان انتخاب دستگاه مختصات فراهم است. با توجه به فرضیات، ما نیازمند به داشتن اطلاعات ماهواره در دستگاه مختصات بین المللی سماوی و دستگاه مختصات مدار ماهواره هستیم. لذا در دو مرحله، یک بار زوایا را در دستگاه ICRF و بار دیگر در دستگاه Body (مدار ماهواره) بدست مسمتیریم. همان گونه که قابل حدس است، موقعیت ماهواره در دستگاه Body در صورت عدم وجود خطا و لغزش همواره ثابت و برابر با صفر خواهد بود. پس از انتخاب دستگاه، شبیه سازی صورت گرفته و اطلاعات مورد نیاز در صفحه ای جدید به نمایش گذاشته می شود. این اطلاعات با فشردن کلید ذخیره به صورت فایل متنی در دایرکتوری سناریو یا هر دایرکتوری دیگر ذخیره می گردد.

۴-۱-۲- مختصات نقطه‌ی زیر ماهواره





روند ساختن گزارش:

Create New Report Style → Right Click → Rename to LL → Right Click
→ Properties → (From left side) → Points (ICRF) → Sub point (Centric)
→ Time →  → Detic Altitude →  → Detic Latitude → 
→ Detic Longitude →  → Apply

با اجرای این روند، گزارش مربوط به طول و عرض جغرافیایی نقطه‌ی زیر ماهواره بدست آمده و کافیسیت با انتخاب این گزارش و تایید کلید Generate اطلاعات مورد نیاز توسط نرم‌افزار تولید شود. شایان ذکر است که مختصات بدست آمده از نوع جئوسنتریک می‌باشد.

۴-۱-۳- مختصات کارتزین ماهواره


روند ساخت گزارش:

Create New Report Style → Right Click → Rename to position cartesian
→ Right Click → Properties → (From left side) → Cartesian Position →
ICRF → Time →  → x →  → y →  → z → 
→ Apply

این گزارش موقعیت مکانی ماهواره را نسبت به دستگاه مختصات آی.سی.آر.اف می‌دهد.

۴-۱-۴- سرعت نسبی ماهواره نسبت به زمین




روند ساخت گزارش:

Create New Report Style → Right Click → Rename to Relative velocity
→ Right Click → Properties → Cartesian velocity → Fixed → speed → 
→ Apply

۴-۲- نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر با زمین





۴-۲-۱- بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی

این گزارش مربوط به دو حسگر می‌باشد که برای هر کدام به صورت مجزا قابل انجام است. در این حالت فرض کرده‌ایم که افق دید حسگر در محور حسگر خلاصه شده است و لذا با بدست آوردن مختصات نقطه برخورد محور حسگر با زمین، نقاط برخورد محدوده‌ی دید حسگر محاسبه می‌شود. در این راستا به روش زیر عمل می‌کنیم:

Create New Report Style → Right Click → Rename to Boresight Intersection → Right Click → Properties → Boresight Intersection → Time →  → Boresight Intersection Latitude →  → Boresight Intersection Longitude →  → Apply

براساس روندی که در گزارشات دیگر داشتیم، با گرفتن این گزارش به اعداد طول و عرض جغرافیایی جئودتیک نقاط برخورد محور حسگر با زمین دستیابی پیدا خواهیم کرد. شایان ذکر است که در نقاطی که محور دید و زمین برخوردی ندارند، برای طول جغرافیایی مقدار ۹۹ و برای عرض جغرافیایی ۹۹۹ نمایش داده می‌شود و لذا براساس آن می‌توان زمان برخورد محور حسگر با زمین را پیدا و در نهایت به زاویه‌ی ورود و خروج دست یافت. در نظر داشته باشید که برای یافتن مختصات جئوسنتریک نقاط برخورد همچون بخش قبل عمل می‌نماییم.

برای بدست آوردن نقطه برخورد در دستگاه کارتزین (مختصات نقطه برخورد) برای محاسبات زمین بیضی‌گون از مسیر زیر عمل می‌نماییم:

Create New Report Style → Right Click → Rename to boresight position → Right Click → Properties → Points (ICRF) → BoresightIntersection → Time →  → x →  → y →  → z →  → Apply

۴-۲-۲- با در نظر داشتن محدوده‌ی دید حسگر

یکی از قابلیت‌های نرم‌افزار اس.تی.کی ارائه‌ی میزان هم پوشانی محدوده‌ی دید حسگر با زمین می‌باشد. برای محاسبه‌ی درصد همپوشانی از مسیر زیر اقدام می‌کنیم:

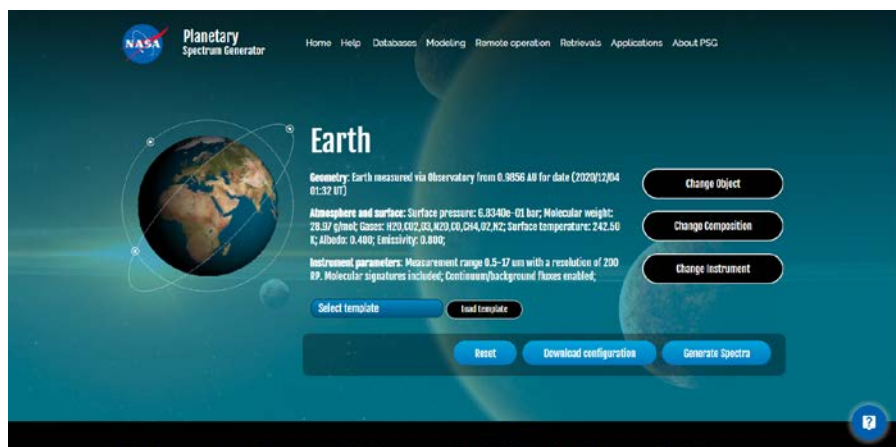
۱. در نوار ابزار اصلی نرم‌افزار وارد بخش sensor می‌شویم.
۲. در زیر منو باز شده گزینه Obscuration را انتخاب می‌کنیم.
۳. در صفحه‌ی باز شده Obscuring object را زمین انتخاب می‌کنیم.
۴. مشخصات زمان را مشابه با قبل انتخاب می‌کنیم. باید توجه داشت که اس.تی.کی در این بخش 10^{-4} ثانیه دقت دارد.
۵. بر دکمه Compute کلیک نموده و صبر می‌کنیم تا شبیه‌سازی صورت پذیرد.
۶. در نهایت بر دکمه Generate کلیک می‌نماییم و اطلاعات را به صورت فایل متنی با نام Obscuration1 و Obscuration2 برای هر دو مخروط حسگر ذخیره می‌کنیم.

تذکر: در نرم‌افزار اس.تی.کی، امکان تعریف بازه‌های زمانی برای بدست آوردن همپوشانی وجود ندارد و لذا برای هر بازه به صورت مجزا آنالیز انجام شده است.

۷. پیوست ۲

راهنمای نرم افزار پی.اس.جی [۴۲]

نرم افزار پی.اس.جی ناسا یک اپلیکیشن رایگان و تحت وب بوده که دارای سه بخش عمده‌ی تعریف جسم سماوی، تعریف ترکیبات اتمسفر و جسم سماوی و تعریف ابزار مشاهده می‌باشد. لینک دسترسی به نرم افزار <https://psg.gsfc.nasa.gov> بوده و امکان وارد کردن اطلاعات به صورت دستی و از طریق ارسال API به پایگاه داده امکان پذیر است. در این نرم افزار امکان شبیه سازی هر نوع سیاره چه شناخته و چه ناشناخته فراهم شده و آن را به یک نرم افزار بسیار کاربردی در علوم هوافضا و هواشناسی تبدیل کرده است.



شکل ۷-۱- نمایشی از ظاهر نرم افزار پی.اس.جی

در این پژوهش با توجه به حجم بالای اطلاعات و دقت بالای شبیه‌سازی‌ها تمامی فرآیندهای دریافت اطلاعات از طریق ارسال API و کدنویسی انجام شده است و این امکان فراهم شده تا بتوانیم در نزدیک‌ترین حالت ممکن پالس خروجی حسگر را شبیه‌سازی کنیم. در ادامه به نحوه‌ی اجرا و روند کار می‌پردازیم.

۱- تعریف جسم سماوی (Change Object)

۱-۱- بخش تعیین جسم سماوی

در بخش Change Object از نرم‌افزار، امکان تعریف هر نوع سیاره وجود دارد. با وارد شدن به صفحه‌ی تعریف سیاره، با توجه به شکل ۲-۷ در اولین جایگاه نشان‌گذاری شده (مستطیل قرمز رنگ) نوع جسم سماوی را به سیاره (Planet) تغییر داده و در منو فعال شده‌ی جلوی آن زمین (Earth) را انتخاب می‌نماییم. در جایگاه دوم (مستطیل زرد رنگ) امکان تعیین زمان انجام شبیه‌سازی با دقت یک دقیقه وجود دارد و با انتخاب زمان ۱۲ آوریل ۲۰۲۱ در ساعت ۷:۳۰ صبح اولین بخش را می‌توان شبیه‌سازی نمود.



شکل ۲-۷- تعریف جسم سماوی و زمان اجرای شبیه‌سازی در نرم‌افزار پی‌اس‌جی ناسا

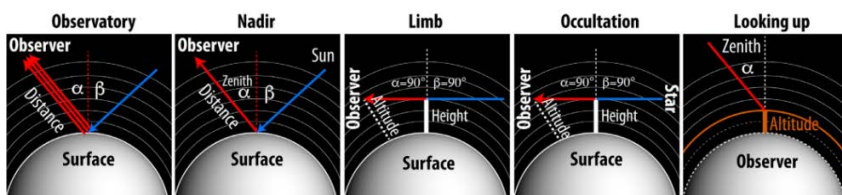
پس از اجرای این دو مرحله، مشخصات زمین به صورت اتوماتیک در زیر این بخش نمایش داده می‌شود (شکل ۳-۷). این مشخصات با توجه به زمان اجرای شبیه‌سازی مشخص شده‌اند و در صورتی که زمان را تغییر دهیم، آن‌ها نیز تغییر پیدا خواهند کرد.



شکل ۳-۷- خصوصیات زمین براساس زمان انتخاب شده جهت شبیه‌سازی

۲-۱- تعیین نوع مشاهده‌گر

در قسمت بعدی از تعیین مشخصات، نوع مشاهده‌گر مشخص می‌گردد. در این نرم‌افزار، چندین نوع مشاهده‌گر از جمله Observatory، Nadir، Limb، Occultation و Looking up تعریف شده که در این پژوهش از مورد Observatory در زمان‌هایی که محدوده‌ی دید حسگر با زمین همپوشانی دارد و از مورد Solar Occultation در زمان‌هایی که حسگر فضای خارج از زمین را می‌بیند استفاده می‌نماییم. در ادامه به بررسی اطلاعات ورودی و نحوه‌ی استخراج آن از نرم‌افزار اس.تی.کی برای این دو نوع مشاهده‌گر می‌پردازیم (شکل ۴-۷).



شکل ۴-۷- انواع مشاهده گر در نرم افزار پی.اس.جی ناسا

۱-۲-۱- مشاهده گر Observatory

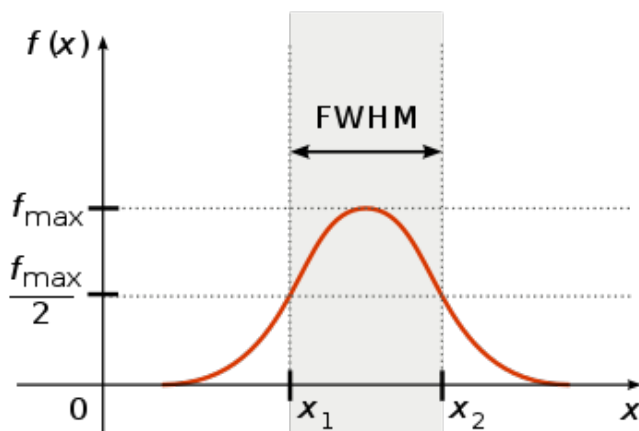
در این نوع، مشاهده گر در نقطه‌ی بالای Sub-observer قرار گرفته و میزان Offset آن نسبت به نقطه‌ی Sub-observer با واحدهای مختلف وارد می‌شود. شکل ۵-۷-۷ نمایشی از بخش تعیین مشاهده گر از نوع Observatory را به نمایش می‌گذارد.



شکل ۵-۷-۷- نمایشی از مشخصات مورد نیاز در بخش تعریف مشاهده گر از نوع Observatory

پهنای در نصف مقدار بیشینه‌ی پرتو (Beam FWHM) یکی از پارامترهای مورد نیاز برای ورود به نرم افزار بوده که در واقع به زاویه محدوددهی دید حسگر مربوط می‌باشد. در علوم اپتیک با توجه به اینکه عرض پرتوها به صورت تفکیک شده مشخص نیست، لذا برای اندازه‌گیری عرض پرتو و یا به عبارتی دیگر محدوددهی یک پرتو از روش‌های مختلفی از جمله روش پهنای در نصف مقدار بیشینه استفاده می‌شود. این روش به معنای اندازه‌گیری پهنای طول موج نمودار پهنای پالس - شدت پالس در نقاطی که شدت پالس بیش از نصف پالس ماکزیمم است، می‌باشد (شکل ۶-۷) که نشانگر همان محدوددهی دید حسگر در این پژوهش

می‌باشد. با توجه به فرضیات، مقدار پهنا در نصف مقدار بیشینه‌ی پرتو در این پژوهش ۴ درجه می‌باشد.




شکل ۶-۷- نمایشی از مفهوم پهنا در نصف مقدار بیشینه

پارامتر بعدی خواسته شده میزان انحراف^۱ مشاهده‌گر نسبت به نقطه‌ی زیر آن بوده که به صورت طول و عرض جغرافیایی جئوسنتریک در واحدهای دلخواه خواسته شده است. در پژوهش ما، با توجه به اینکه جنس اطلاعات مدنظر ما در نرم‌افزار اس.تی.کی از نوع درجه بوده، در اینجا نیز از واحد درجه استفاده می‌کنیم. جهت محاسبه‌ی این مقدار کافیت تا اطلاعات طول و عرض جغرافیایی جئودتیک بدست آمده در بخش ۳-۱-۲ را از اطلاعات بدست آمده در بخش ۳-۲-۱ در پیوست ۱ کم کنیم.

دو فیلد بعدی این بخش، اطلاعات نقطه‌ی sub-observer است که همان طول و عرض جغرافیایی جئودتیک نقطه‌ی برخورد محور حسگر با سطح زمین (در پیوست ۱) می‌باشد. داده‌ی بعدی مربوط به سرعت نسبی مشاهده‌گر (در اینجا ماهواره) نسبت به جسم سماوی (در اینجا زمین) است که از روش زیر در بخش گزارش‌گیری از ماهواره در نرم‌افزار اس.تی.کی قابل دستیابی است:

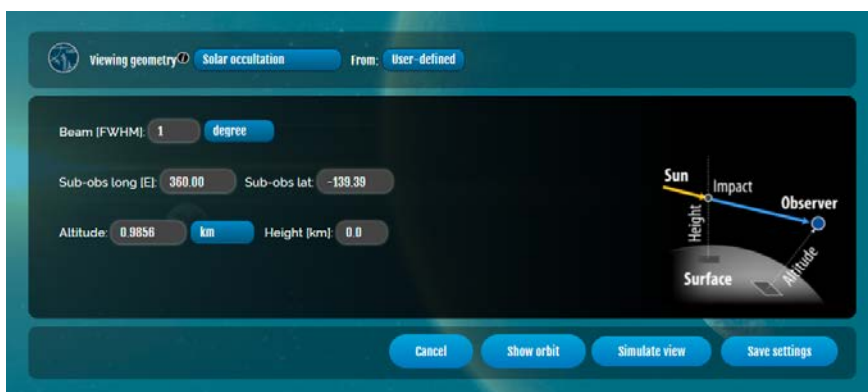
¹¹ Offset

Create New Report Style → Right Click → Rename to Relative velocity
 → Right Click → Properties → Cartesian velocity → Fixed → speed → 
 → Apply

شایان ذکر است که با توجه به کم بودن سرعت زوایه‌ای حسگر نسبت به سرعت ماهواره نسبت به زمین از مقدار آن صرف نظر کرده‌ایم. آخرین فیلد مورد نیاز این بخش، ارتفاع مشاهده‌گر (در اینجا ماهواره) بوده که از بخش ۳-۱-۲ پیوست ۲ قابل دسترسی می‌باشد.

۲-۲-۱- مشاهده‌گر Solar Occultation





از این نوع مشاهده‌گر در نقاطی که محدوده‌ی دید حسگر با افق زمین تلاقی ندارد، استفاده می‌کنیم. در نرم‌افزار با انتخاب این نوع مشاهده‌گر، فیلدها همانند شکل ۷-۷ نمایش داده می‌شوند.



شکل ۷-۷- نمایشی از مشخصات مورد نیاز در بخش تعریف مشاهده‌گر از نوع Solar Occultation

فیلد اول همانند مشاهده‌گر دیگر بوده و دو فیلد بعدی طول و عرض جغرافیایی نزدیک‌ترین نقطه‌ی قابل رؤیت نزدیک به زمین توسط مشاهده‌گر را نشان می‌دهد. فیلد چهارم نمایانگر ارتفاع نزدیک‌ترین نقطه به افق دید حسگر و فیلد پنجم همان ارتفاع مشاهده‌گر مشابه با قبل می‌باشد. برای بدست آوردن اطلاعات طول و عرض جغرافیایی و

ارتفاع نزدیک‌ترین نقطه، در بخش گزارش‌گیری نرم‌افزار اس.تی.کی از مسیر زیر اقدام می‌نماییم:

Create New Report Style → Right Click → Rename to Boresight grazing
→ Right Click → Properties → Boresight grazing LLA → Time → 
→ Latitude →  → Longitude →  → Altitude →  →
Apply

در نهایت با انتخاب دکمه ذخیره اطلاعات به صفحه‌ی اصلی نرم‌افزار بازمی‌گردیم.

۲- تعریف ترکیبات اتمسفر و جسم سماوی (Change Composition)

نرم‌افزار پی.اس.جی با توجه به پایگاه داده‌ی قوی ناسا از ماهواره‌های مختلف اطلاعات دقیق و معتبری را از ترکیبات اتمسفر و سطح اجسام سماوی دارد. در این بخش امکان تعریف نوع اتمسفر، ترکیبات اتمسفر و نوع سطح فراهم شده است. در پژوهش حاضر از اطلاعاتی که توسط خود نرم‌افزار پس از تعیین مشخصات جسم سماوی و موقعیت مشاهده‌گر جمع‌آوری و تعیین شده استفاده می‌نماییم و هیچ گونه تغییری در این بخش اعمال نمی‌کنیم چراکه اعمال تغییرات در این بخش بیشتر در زمان‌هایی که بخواهیم یک سیاره‌ی ناشناخته را شبیه‌سازی کنیم، کاربری دارد.

۳- تعریف ابزار مشاهده (Change Instrument)

این بخش برای تعریف ویژگی‌های حسگر مشاهده‌گر از جمله طول موج قابل رؤیت، رزولوشن، میزان نویز و اطلاعات خروجی مدنظر ما در نرم‌افزار در نظر گرفته شده است. شکل ۷-۸ نمایی از رابط کاربری این بخش را به نمایش می‌گذارد.



شکل ۸-۷- نمایش از بخش تعریف ابزار مشاهده

در نرم‌افزار امکان تعریف ابزارهای اندازه‌گیری دیده شده و در پژوهش ما از نوع Single Telescope که یکی از متداول‌ترین ابزارها می‌باشد، استفاده می‌نماییم. در ادامه به تعریف و نحوه‌ی تعیین هر پارامتر می‌پردازیم:

۱. محدوده‌ی طول موج^۲: محدوده‌ی طول موج با واحدهای مختلف برای حسگر قابل تعیین است. در این پژوهش محدوده طول موج بین ۱۴ تا ۱۶ میکرومتر می‌باشد.
۲. رزولوشن^۳: این بخش برای تعیین میزان دقت اطلاعات مورد نیاز در بازه‌ی طول موجی تعیین شده می‌باشد. در کنار آن، می‌توان پروفایل طول موج را به دو شکل بوکسکار^۴ و گوسی^۵ انتخاب کرد. در این پژوهش رزولوشن را یک میکرومتر و نوع پروفایل طول موج را گوسی در نظر می‌گیریم.
۳. تعیین واحد شدت تابش^۶: در این پژوهش واحد را W/sr/m^2 (Radiance) در نظر می‌گیریم.

² Spectral Range

³ Resolution

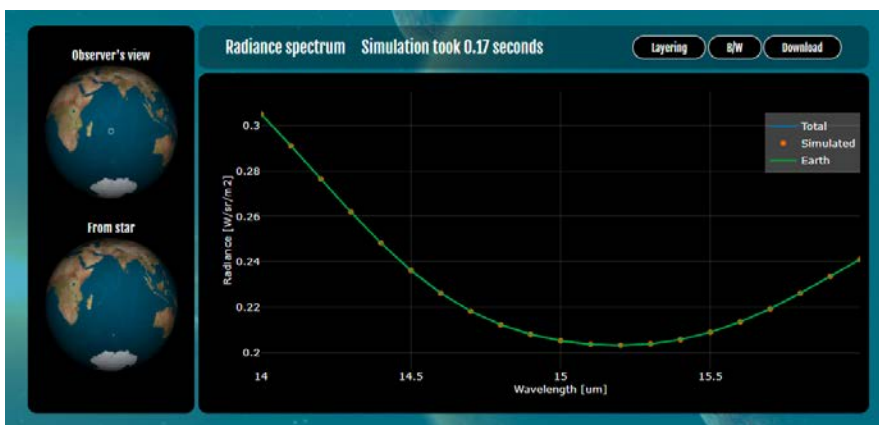
⁴ Boxcar

⁵ Gaussian

⁶ Spectrum intensity unit

۴. تنظیم محدوده‌ی دید: این قسمت با توجه به بخش تعریف جسم سماوی به صورت اتوماتیک پر می‌شود.

در نهایت با ذخیره‌ی تغییرات به صفحه‌ی اول نرم‌افزار باز می‌گردیم و با فشردن جمع‌آوری طیف^۷ نرم‌افزار شروع به شبیه‌سازی و جمع‌آوری نتایج می‌نماید. در شکل ۹-۷ نمایی از نتایج شبیه‌سازی به عنوان نمونه آورده شده است.



شکل ۹-۷- میزان تابش در یک نقطه خاص مشاهده گر در ارتفاع ۴۰۰ کیلومتری در محدوده‌ی طول موج ۱۴ تا ۱۶ میکرومتر

۴- نحوه‌ی استفاده به صورت اتوماتیک

با توجه به زیاد بودن اطلاعات مورد نیاز ما جهت تشکیل پروفایل پالس در پژوهش ما استفاده از نرم‌افزار به صورت آنلاین و دستی عملاً غیرممکن است اما پی.اس.جی ناسا جهت حل این مشکل برای کاربران امکان شبیه‌سازی اتوماتیک و غیردستی را با ارسال API به سرورهایش را فراهم نموده است. مراحل استفاده از نرم‌افزار به صورت غیرآنلاین به شرح زیر می‌باشد:

⁷ Generate Spectra

۱. دانلود فایل Configuration و اصلاح آن:

در رابط کاربری صفحه‌ی اول نرم‌افزار در کنار دکمه جمع‌آوری طیف می‌توان فایل Configuration را دانلود کرد. این فایل شامل تمامی اطلاعاتی که در بخش‌های ۱، ۲ و ۳ به صورت فایل متنی می‌باشد و تنها کافیست تا با استفاده از نرم‌افزاری مثل متلب مقادیر مورد نیاز در داخل فایل را تغییر دهیم و فایل را جهت ارسال به سرورهای پی.اس.جی در یک آدرس دلخواه ذخیره نماییم.

۲. بخش command prompt را در رایانه باز کنیم و متن زیر را در آن بگذاریم:

آدرس محل ذخیره فایل cd

```
curl -d type=all -d wgeo=y -d watm=y --data-urlencode  
file@نام فایل https://psg.gsfc.nasa.gov/api.php > ans
```

با اجرای این کد، یک فایل به نام ans در آدرس محل ذخیره فایل ایجاد شده و پاسخ تابش رسیده و اطلاعات دیگر در آن قرار گرفته و کافیست با استفاده از نرم‌افزار متلب اطلاعات مورد نیاز را از آن استخراج نماییم.

برای سریع‌تر شدن فرآیند با استفاده از کد متلب به نام DataAnalysistxtMaker.m ابتدا فایل‌های متنی استخراج شده از نرم‌افزار اس.تی.کی را خوانده و اطلاعات مورد نیاز را از آن‌ها استخراج و مورد تحلیل قرار می‌دهیم. در نهایت با توجه به فایل نمونه configuration فایل‌های متنی مورد نیاز برای ارسال به سرورهای ناسا برای دو حسگر ساخته شده و در مسیرهای مشخصی ذخیره می‌گردد. در اجرای کد متلب DataAnalysistxtMaker.m باید در نظر داشت که:

➤ تمامی فایل‌های متنی مورد نیاز باید در پوشه مسیر متلب وجود داشته باشند.

- تعداد داده‌ها در خط ۳۱ به عنوان پارامتر d باید وارد شود.
 - در خط ۶۰ و ۱۶۱ مسیر قرارگیری فایل متنی جهت ارسال به نرم‌افزار پی.اس.جی باید ذکر شود.
 - برای بهینه‌سازی زمان گرفتن اطلاعات از پی.اس.جی، در نقاطی که محدوده‌ی دید حسگر با افق دید زمین تلاقی ندارد و ارتفاع دید بیش از ۱۰۰ کیلومتر است، فرض کرده‌ایم که تابش رسیده صفر است.
- پس از ساختن فایل‌ها که به ترتیب براساس شماره‌ی داده نام‌گذاری شده‌اند، کد زیر را که تعمیم یافته‌ی کد قبل است را در Command prompt اجرا می‌کنیم:

آدرس محل ذخیره فایل‌های متنی cd

```
curl -d type=all -d wgeo=y -d watm=y --data-urlencode
file@%i https://psg.gsfc.nasa.gov/api.php >> ans%i
```

با اجرای این کد پاسخ‌ها به ترتیب در فایل‌های ans1, ans2 و در همان محل ذخیره می‌شوند. با استفاده از این کد امکان دریافت تابش رسیده به حسگر به صورت یک فایل متنی فراهم می‌شود اما استفاده از این روش تنها برای تعداد محدودی داده جوابگو است و برای بیش از ۱۰۰ داده باید از نرم‌افزار داکر^۸ استفاده کنیم.

داکر برنامه‌ای رایانه‌ای و ابزاری است که ایجاد، توسعه و اجرای اپلیکیشن‌ها را با استفاده از کانتینر (container) آسان می‌کند. کانتینر به توسعه‌دهندگان این امکان را می‌دهد که تمام پیش‌نیازها و نیازمندی‌های اپلیکیشن خود مانند کتابخانه‌ها (Libraries) و زیرساخت‌های لازم را برای استفاده و اجرا جمع‌آوری کنند.

⁸ Docker

می‌توان گفت که داکر به توسعه‌دهندگان این اطمینان را می‌دهد که می‌توانند اپلیکیشن خود را بدون نگرانی از سیستم‌های میزبان برنامه خود در مرحله توسعه و تست و بر روی سیستم‌های مختلف، بدون هیچ‌گونه اشکال و به صورت کاملاً مشابه اجرا کنند و مشکلی از بابت تغییر سیستم‌عامل‌های اجراکننده برنامه خود نخواهند داشت.

داکر تا حدی شبیه به ماشین مجازی (Virtual Machine) است با این تفاوت که در ماشین مجازی، قسمتی از سخت‌افزار سیستم به ماشین مجازی اختصاص داده می‌شود و روی آن یک سیستم‌عامل کامل نظیر ویندوز یا لینوکس نصب می‌شود. در واقع می‌توان گفت در ماشین مجازی امکانات سخت‌افزاری سیستم تقسیم می‌شود و بر روی هر قسمت، سیستم‌عامل بخصوصی بالا می‌آید اما در داکر این طور نیست. در داکر امکانات سخت‌افزاری به تناسب نیاز هر کانتینر به صورت موقت اختصاص داده می‌شود و داکر این امکان را فراهم می‌سازد که اپلیکیشن‌ها برای مثال روی کرنل لینوکس اجرا شوند. در این حالت دیگر نیازی به نصب پیش‌نیازها و نیازمندی‌هایی که اپلیکیشن ما می‌خواهد و به طور پیش‌فرض روی سیستم وجود ندارد، نیست.

کتابخانه‌های نرم‌افزار پی.اس.جی در داکر موجود هستند و با اجرای چند مرحله‌ی زیر به جای کدهای گفته شده در بخش قبل می‌توان با استفاده از داکر و بدون محدودیت به اطلاعات مورد نیاز دست یافت. مراحل به شرح زیر می‌باشد [44]:

۱. نرم‌افزار داکر را از سایت www.docker.com دانلود و نصب کنید (در زمان نصب و کار با نرم‌افزار حتما فیلتر شکن روشن باشد و فرآیند نصب چندین ساعت زمان نیاز دارد).

۲. یک صفحه command prompt باز کرده و مسیر قرارگیری فایل‌های متنی را مسیر اجرا قرار دهید:

آدرس محل ذخیره فایل‌های متنی cd

۳. پس از آن، دستورات زیر را به ترتیب در command prompt وارد نمایید:

```
docker logout
```

```
docker pull nasapsg/psg
```

```
docker tag nasapsg/psg psg
```

```
docker run -d --name psg -p 3000:80 psg
```

تذکر: در صورت بستن صفحه‌ی command prompt می‌توان به جای اجرای کدهای بالا، کد زیر را وارد می‌کنیم:

```
docker start psg
```

۴. در ادامه، با باز کردن آدرس `http://localhost:3000` در جستجوگر، صفحه‌ی کتابخانه‌های پی.اس.جی باز می‌شود. کتابخانه‌های Program و Base به صورت پیش فرض نصب هستند و کتابخانه‌های SURFACE، ATMOSPHERE، EPHM، TELLURIC و XCROSS باید نصب شوند.

۵. پس از نصب کتابخانه‌ها، در command prompt، کد زیر را بنویسید:

```
for /F %i in ('dir /b *.txt') do curl -d type=all -  
d wgeo=y -d watm=y --data-urlencode file@%i  
http://localhost:3000/api.php >> ans%i
```

با اجرای این کد بدون نیاز به اتصال به سرورهای ناسا و به صورت محلی در نرم‌افزار داکر، اطلاعات مورد نیاز بدون محدودیت بدست خواهد آمد.

در گام آخر با اجرای کد متلب به نام S1RadiationDataAnalysis.m برای مخروط اول و S2RadiationDataAnalysis.m داده‌های تابش رسیده به هر مخروط مشخص و

در نهایت پروفایل پالس حسگر تشکیل می‌شود. این کد اطلاعات ورود و خروج را نیز پس از انجام فیلتر بر روی داده‌ها در `intersection1` و `intersection2` ذخیره می‌کند.

تذکر ۱: برای استفاده از فایل `Generator` ابتدا از اولین داده استفاده نمایید و تمامی مراحل گفته شده در بخش ۱، ۲ و ۳ را اجرا نمایید و در نهایت فایل را دانلود کنید و تغییرات لازمه را بر آن اعمال نمایید.

تذکر ۲: مقدار `Solar lat` و `Solar long` به ازاء هر دقیقه تغییر می‌کند و باید در دقیقه‌های متفاوت از مقادیر بدست آمده از نرم‌افزار آنلاین استفاده کرد.

تذکر ۳: گاهی میزان پیکسل و زمان داده‌برداری در بخش نویز برای مکان و طول موج ارسال شده مناسب نیست و می‌توان با تغییر آن شبیه‌سازی را بهتر نمود.

تذکر ۴: در کد `RadiationDataAnalysis.m` برای مرتب‌سازی فایل‌های خروجی از نرم‌افزار پی‌اس‌جی و خواندن آن‌ها از یک کد آماده و نوشته شده توسط استفن کوبلدیک^۹ استفاده شده است. برای اجرای صحیح کد باید فایل با نام‌های `natsort.m` و `natsortfiles.m` در مسیر قرارگیری کد اصلی قرار گیرند.

^۹ Stephen Cobeldick

۸. پیوست ۳

راهنمای بدست آوردن داده‌های ورود و خروج

داده‌های ورود و خروج در هر چهار حالت قابل محاسبه هستند. ابتدا برای تمامی چهار حالت، داده‌های خام بدست آمده از نرم‌افزار اس.تی.کی را آنالیز می‌نماییم و در فایل‌های mat. قرار می‌دهیم. به این منظور برای حالت اول (زمین کروی) وارد فایل Spherical و برای سه حالت بعدی وارد فایل Ellipsoidal شده و سپس فایل با نام 1-Satellite را باز می‌نماییم. در این پوشه، فایل‌های متنی MicroMAS-2A LL.txt ، MicroMAS-2A ، position cartesian.txt ، MicroMAS-2A Relative Velocity.txt و MicroMAS-2A Yaw Pitch Roll Alternative Coordinate.txt را در این پوشه قرار می‌دهیم. با اجرای کد SatelliteData.m ، ماتریس‌های SatAlt.mat (ارتفاع ماهواره با گام زمانی ^۵-۱۰ ثانیه در ۱۰ بازه‌ی زمانی عنوان شده)، SatPosition.mat (مختصات کارتزین ماهواره)، Attitude.mat (موقعیت ماهواره در دستگاه آی.سی.آر.اف) و SatVelocity.mat (سرعت نسبی ماهواره) را ذخیره می‌نماییم.

۱- بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی (برای زمین کروی و زمین بیضی‌گون)

در این حالت داده‌های ورود و خروج مربوط به لحظه‌ای می‌شوند که محور دید حسگر به افق زمین برخورد دارد. به این منظور با استفاده از کد متلب به نام WithoutEnvironmentalFactor.m در فایل 2-WithoutEnvironmentalFactor (برای زمین کروی در فایل Spherical و برای زمین بیضی‌گون در فایل Ellipsoidal) و قراردادی فایل‌های متنی مربوطه (برای زمین کروی فایل‌های Sensor1 Boresight Intersection.txt ، Intersection.txt و برای زمین بیضی‌گون فایل‌های Sensor2 Boresight Intersection.txt ، Sensor1 Boresight Intersection.txt ، Sensor2 Boresight Intersection.txt ، Sensor1 boresight position.txt ، Sensor2 boresight position.txt ، Sensor1 boresight Grazing.txt ، position.txt ، Sensor2 boresight Grazing.txt) و فایل‌های موقعیت ماهواره (Attitude.mat ، SatAlt.mat ، SatPosition.mat) در مسیر متلب، اطلاعات زمانی و اختلاف فاز ورود و خروج حسگر در متغیرهای intersction1.mat و intersction2.mat ایجاد می‌شود و این فایل‌ها را ذخیره نمایید.

شایان ذکر است که با اجرای این کد دو متغیر با نام‌های S1 و S2 برای زمین کروی و S1، S2، S1G و S2G برای زمین بیضی‌گون ایجاد می‌شود که برای بخش‌های بعدی آن‌ها را ذخیره نمایید. فایل‌های S1.mat و S2.mat، اطلاعات نقاط برخورد با زمین مخروط اول و دوم و فایل‌های S1G.mat و S2G.mat اطلاعات نقاط خارج از افق دید زمین را نمایش می‌دهد.

تذکر: در خط ۴۶، d تعداد کل داده‌ها و خط ۴۷، step گام‌های زمانی به ازاء ۱ ثانیه را مشخص می‌نماید. در صورت تمایل به اجرای این کدها حتما این مقادیر به روز رسانی شود.

۲- با در نظر گرفتن اثر محدوده‌ی دید حسگر

در این حالت معیار تعیین زاویه‌ی ورود و خروج، پوشش دهی ۵۰٪ از مساحت محدوده‌ی دید حسگر توسط زمین است. برای محاسبه‌ی این مقادیر از کد متلب `WithHalfConeAngle.m` در فایل `3-WithHalfConeAngle` و قراردادی فایل‌های `Sensor1 Obscuration1.txt` و `Sensor1 Obscuration2.txt` تا `Sensor2 Obscuration1.txt` و `Sensor2 Obscuration10.txt` و `SatAlt.mat` و فایل‌های `Sensor2 Obscuration10.txt` تا `Obscuration2.txt` و `SatPosition.mat` در مسیر نرم‌افزار، اطلاعات زمان و زاویه‌ی فاز در متغیرهای `intersection1` و `intersection2` ذخیره می‌شود. در واقع در این بخش از الگوریتم مکان‌یاب تشعشع ثابت نرمال‌سازی شده استفاده نموده‌ایم.

تذکر ۱: در خط ۹۴، تعداد کل داده‌ها، و در خط ۹۶ `d` تعداد گام در ۱ ثانیه می‌باشد.

۳- با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش سطح زمین

این اطلاعات در بخش ۴ پیوست ۲ در فایل‌های `intersection1` و `intersection2` محاسبه شده است.

۹. پیوست ۴

راهنمای تحلیل موقعیت ماهواره با فرض زمین کروی

برای تحلیل موقعیت ماهواره با فرض زمین کروی، همان گونه که در فصل ۲ توضیح داده شد، از روش دوران بردارها و روش تندترین فرود استفاده می‌نماییم. جهت اجرای آن از کد متلب به نام EHS_Spherical_1.m استفاده می‌نماییم تا موقعیت ماهواره و صحت مدل‌سازی را با توجه به خطا اندازه‌گیری نماییم. مراحل اجرا به شرح زیر می‌باشد:

گام ۱: در مکان قرارگیری کد، فایل‌های خروجی از کد intersection1.mat ، intersection2.mat WithoutEnvironmentalFactor.m و SatAlt.mat ، S1.mat ، S2.mat ، Attitude.mat (خروجی از SatelliteAttitude.m) قرار می‌دهیم.

گام ۲: فایل EHS_Spherical_1.m را اجرا می‌نماییم. جواب نهایی در متغیری به نام Xdeg ذخیره می‌شود که هر سطر آن نماینده‌ی موقعیت ماهواره در یک لحظه می‌باشد. داده‌ی ستون اول نماینده‌ی زاویه چرخش، ستون دوم نماینده‌ی زاویه‌ی گام و ستون سوم نماینده‌ی ارتفاع ماهواره می‌باشد. داده‌ی Xdeg همان خطای مدل‌سازی موقعیت ماهواره می‌باشد، چراکه موقعیت واقعی ماهواره در مختصات مدار ماهواره صفر می‌باشد.

۱۰. پیوست ۵

راهنمای تحلیل موقعیت ماهواره با فرض زمین بیضی‌گون

برای تحلیل موقعیت ماهواره با فرض زمین بیضی‌گون، همان گونه که در فصل ۲ توضیح داده شد، از روش دوران بردارها و روش تندترین فرود استفاده می‌نماییم. جهت اجرای آن در حالت‌های مختلف از کد متلب به نام `EHS_Ellipsoid_1.m` ، `EHS_Ellipsoid_2.m` و `EHS_Ellipsoid_3.m` استفاده می‌نماییم تا موقعیت ماهواره و در نتیجه‌ی خطای مدل‌سازی را اندازه‌گیری نماییم. در ادامه روش استفاده از کد در حالت‌های مختلف حضور و عدم حضور عوامل محیطی بررسی می‌نماییم.

۱- بدون در نظر گرفتن عوامل محیطی

گام ۱: در مکان قرارگیری کد، فایل‌های خروجی از کد `WithoutEnvironmentalFactor.m`، شامل `intersection1.mat` ، `intersection2.mat` و `SatAlt.mat` ، `S1.mat` ، `S2.mat` ، `Attitude.mat` (خروجی از `SatelliteAttitude.m`) را قرار می‌دهیم.

گام ۲: فایل `EHS_Ellipsoid_1.m` را اجرا می‌نماییم. جواب نهایی در متغیری به نام `RP` ذخیره می‌شود که هر سطر آن نماینده‌ی موقعیت ماهواره در یک لحظه می‌باشد. داده‌ی ستون

اول و دوم نماینده‌ی زاویه چرخش و گام شبیه‌سازی، ستون سوم و چهارم نماینده‌ی زاویه‌ی چرخش و گام واقعی و ستون پنجم و ششم نماینده‌ی خطای اندازه‌گیری موقعیت ماهواره می‌باشد.

۲- با در نظر گرفتن اثر محدوده‌ی دید حسگر

گام ۱: در مکان قرارگیری کد، فایل‌های خروجی از کد WithHalfConeAngle.m با نام‌های intersection1.mat ، intersection2.mat و SatAlt.mat ، S1.mat ، S2.mat ، S1G.mat ، S2G.mat ، Attitude.mat (خروجی از SatelliteAttitude.m) قرار می‌دهیم.

گام ۲: فایل EHS_Ellipsoid_2.m را اجرا می‌نماییم. جواب نهایی در متغیری به نام RP ذخیره می‌شود که هر سطر آن نماینده‌ی موقعیت ماهواره در یک لحظه می‌باشد. داده‌ی ستون اول و دوم نماینده‌ی زاویه چرخش و گام شبیه‌سازی، ستون سوم و چهارم نماینده‌ی زاویه‌ی چرخش و گام واقعی و ستون پنجم و ششم نماینده‌ی خطای اندازه‌گیری موقعیت ماهواره می‌باشد.

۳- با در نظر گرفتن اثر اتمسفر و بازتابش سطح زمین

گام ۱: در مکان قرارگیری کد، فایل‌های خروجی از کد با نام‌های intersection1.mat ، intersection2.mat و SatAlt.mat ، S1.mat ، S2.mat ، S1G.mat ، S2G.mat ، Attitude.mat (خروجی از SatelliteAttitude.m) قرار می‌دهیم.

گام ۲: فایل EHS_Ellipsoid_3.m را اجرا می‌نماییم. جواب نهایی در متغیری به نام RP ذخیره می‌شود که هر سطر آن نماینده‌ی موقعیت ماهواره در یک لحظه می‌باشد. داده‌ی ستون اول و دوم نماینده‌ی زاویه چرخش و گام شبیه‌سازی، ستون سوم و چهارم نماینده‌ی زاویه‌ی

چرخش و گام واقعی و ستون پنجم و ششم نماینده‌ی خطای اندازه‌گیری موقعیت ماهواره می‌باشد.

تذکر: در این بخش با توجه به اینکه زوایای ورود و خروج ممکن است که در جایی قرار گیرند که اس.تی.کی به ما داده‌ای نداده باشد، لذا از فایل‌های S1G و S2G استفاده می‌نماییم. فرمول به کار گرفته شده برای محاسبه‌ی موقعیت نقاط برخورد استفاده از ارتفاع آن نقطه نسبت به زمین و آخرین نقطه‌ای که با زمین برخورد داشته می‌باشد.

ابتدا با بدست آوردن نسبت سه مولفه‌ی x ، y و z نسبت به شعاع $(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2})$ زوایای α ، β و δ را برای نزدیکترین نقطه دارای داده بدست می‌آوریم (۷-۱). سپس با جمع کردن ارتفاع آن نقطه نسبت به زمین با شعاع زمین در نزدیکترین نقطه دارای داده، شعاع جدید محاسبه می‌شود. در نهایت مختصات نقطه‌ی مورد نظر ما با استفاده از نسبت‌ها بدست می‌آید.

$$\alpha = x_{\text{lastPoint}}/r, \quad \beta = y_{\text{lastPoint}}/r, \quad \delta = z_{\text{lastPoint}}/r \quad (۱-۷)$$

$$(r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2})$$

$$R = r + h \quad (۲-۷)$$

$$x = \alpha \times R, \quad y = \beta \times R, \quad z = \delta \times R \quad (۳-۷)$$

۱۱. مراجع

- [1] J. Lo, "Optimal estimation for the satellite attitude using star tracker measurements," *Automatica*, vol. 22, no. 4, pp. 477-482, 1986.
- [2] M. L. Psiaki, "Autonomous Low-Earth-Orbit Determination from Magnetometer and Sun Sensor Data," *Journal of guidance, control and dynamics*, vol. 22, no. 2, pp. 296-304, 1999.
- [3] M. Edelstein and A. Knoll, "Estimation of local vertical and orbital parameters for an earth satellite using horizon sensor measurement," *AIAA journal*, vol. 3, no. 2, pp. 338-345, 1965.
- [۴] ص. ابراهه، و. عرفان منش، م. ا. خضری، پ. غرق، ز. بزرگ اصل، س. رضایی و ب. رئیسی، "طراحی، شبیه سازی و ساخت سنسور افق زمین اسکیننگ دوتایی"، *همایش ملی فناوری فضایی و کاربردهای آن*، تهران، ۱۳۹۷.
- [۵] م. وصال، "شبیه سازی حسگر افق زمین با در نظر گرفتن پارامترهای هندسی، محیطی و دینامیکی"، *دانشکده مهندسی مکانیک بخش مکانیک جامدات دانشگاه شیراز*، شیراز، ۱۳۹۷.
- [۶] ب. رئیسی، ف. غفرانی، ص. ابراهه، و. عرفان منش و ز. مهرجو، "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*، تهران، ۲۰۱۸.
- [7] M. J. Rycroft and R. F. Stengel, "Attitude determination hardware," in *Spacecraft dynamics and control*, Cambridge, Cambridge university press, 1997, pp. 329-343.
- [8] R. Anderson, R. Astheimer, J. Beris, R. Bohling, F. Carroll, J. Dodjen, M. Earl, J. Hieatt, S. Knight, W. Raskin, R. Reid and J. Thomas, *Spacecraft earth horizon sensors*, NASA, 1969.

- [9] J. Wu and S. Shan, "Dot-Product Equality Constrained Attitude Determination from Two Vector Observations: Theory and Astronautical Applications," *Aerospace*, vol. 6, no. 9, 2019.
- [10] G. Nastanson and J. Glickman, "A study of TRMM statics earth sensor preformance using on-orbit sensor data," *American Institute of Aeronautics & Astronautics*, pp. 350-360, 2000.
- [11] A. Herwaarden, "Low-Cost Satellite Attitude Control Sensors Based on Integrated Infrared Detector Arrays," *IEEE transaction on instrumentation and measurement*, vol. 50, no. 6, pp. 1524-1529, 2001.
- [12] A. Herwaarden, F. Herwaarden, S. Molenaar, E. Goudena, M. Laros, P. Sarro, C. Schot, W. v. d. Vlist, L. Blarre and J. Krebs, "Design and fabrication of infrared detector arrays for satellite attitude control," *Sensors and Actuators*, vol. 83, pp. 101-108, 2000.
- [13] G. Soto-Romero, F. Bony, J. Simonne and J. Fourniols, "Micro Infrared Earth Sensor project: an integrated IR camera for Earth remote sensing," in *International Symposium on Remote Sensing*, Toulouse, 2001.
- [14] H. Van Rensburg, "An infrared earth horizon sensor for a LEO satellite," M.S., Electrical Engineering, Stellenbosch: University of Stellenbosch, 2008.
- [15] V. L. Pisacane, "Spacecraft Attitude Determination and Control," in *Fundamentals of Space Systems*, New York, Oxford university press, 2005, pp. 261-262.
- [16] T. Nguyen, K. Cahoy and A. Marinan, "Attitude Determination for Small Satellites with Infrared Earth Horizon Sensors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 55, no. 6, 2018.
- [17] T. J. Bednarek, "Dual Cone Scanning Earth Sensor Processing Algorithms," *Small Satellite Technologies and Applications*, vol. 1691, pp. 181-191, 1992.
- [18] F. Desvignes, F. Doitau, J. Krebs and M. Tissot, "Optimal sensors for spacecraft attitude measurement with respect to the earth," *Infrared Technology and Applications*, vol. 590, pp. 322-330, 1985.
- [19] G. Falbel, "A Low Weight/Power/Cost Infrared Earth Sensor," in *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, 2004.

- [20] T. Alex and S. Shrivastava, "On-Board Correction of Systematic Errors of Earth Sensors," *IEEE TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS*, vol. 25, no. 3, pp. 373-379, 1989.
- [21] J. Tekawy, P. Wang and C. Gray, "Scanning horizon sensor attitude correction for Earth oblateness," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, vol. 19, pp. 706-708, 1996.
- [22] G. Ouyang, X. Dong and X. Li, "Micro-Satellite Attitude Determination with Only A Single Horizon Sensor," in *International Conference on Mechanical, Manufacturing, Modeling and Mechatronics*, 2016.
- [23] M. C. Phenneger, J. Dehen, D. Foch, E. Harvie and M. Viridy, "The effects of seasonal and latitudinal earth infrared radiance variations on ERBS attitude control," in *ASA, Goddard Space Flight Center, Flight Mechanics(Estimation Theory Symposium)*, USA, 1989.
- [24] K. Ward, "Modeling of the atmosphere for analysis of horizon sensor performance," *Sensor Design Using Computer Tools*, vol. 327, pp. 67-78, 1982.
- [25] D. Modenini and M. Zannoni, "A High Accuracy Horizon Sensor for Small Satellites," in *IEEE 5th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)*, Torino, 2019.
- [26] H. Xianbin, Z. Jianhui and T. Zhijun, "Research on the method of suppressing sun and moon's interference on infrared conical earth sensor," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 3, pp. 399-406, 2015.
- [27] B. Gou, Y. Chenga and A. de Ruiterb, "Altitude estimation for a celestial navigation system based on infrared Earth measurement," *Acta Astronautica*, vol. 159, pp. 105-111, 2019.
- [28] J. Li, C. Gao, T. Feng and W. Jing, "Error Correction of Infrared Earth Radiance for Autonomous Navigation," *The journal of navigation*, vol. 67, pp. 1427-1437, 2016.
- [29] V. Unhelkar, "Satellite Attitude Estimation using Sun Sensors, Horizon Sensors and Gyros," Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Bombay, 2012.
- [30] A. Si Mohammed, M. Benyettoub, Y. Bentoutoua, A. Boudjemaia, Y. Hashida and M. Sweeting, "Three-axis active control system for gravity gradient stabilised microsatellite," *Acta Astronautica*, vol. 64, pp. 796-809, 2009.

- [31] "Encyclopedia: Horizon," National Geographic , [Online]. Available: <https://www.nationalgeographic.org/encyclopedia/horizon/#:~:text=The%20horizon%20is%20the%20line%20that%20separates%20the%20Earth%20from%20the%20sky.&text=The%20astronomical%20horizon%20and%20true,between%20the%20Earth%20and%20sky..>
- [32] Wikipedia, "Wiki: Nadir," Wikipedia, [Online]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Nadir>.
- [33] Nasa, "Glossary: Albedo," Nasa, [Online]. Available: [https://cneos.jpl.nasa.gov/glossary/albedo.html#:~:text=Definition,to%201%20\(perfect%20reflector\)..](https://cneos.jpl.nasa.gov/glossary/albedo.html#:~:text=Definition,to%201%20(perfect%20reflector)..)
- [34] Nasa, "Dataset," Nasa, [Online]. Available: https://neo.sci.gsfc.nasa.gov/view.php?datasetId=MCD43C3_M_BSA.
- [35] T. P. Intruments, "learn: camera fundamentals," Teledyne Princeton Intruments, [Online]. Available: <https://www.princetoninstruments.com/learn/camera-fundamentals/field-of-view-and-angular-field-of-view>.
- [36] X. Hu, J. Zhao, Y. Zhao and Z. Tu, "Moon/Sun interference analysis, identification and suppression on Dual Cone Earth Sensor," vol. 127, no. 4, 2016.
- [37] پ. ف. ایران, "https://www.isrc.ac.ir/fa," [Online].
- [38] B. Wie, V. Lappas and J. Gil-Fernandez, Attitude and Orbit Control Systems, Berlin, Heidelberg: Springer, 2014.
- [39] J. R. Wertz, Spacecraft attitude determination and control, Dordrecht, Holland: D. Reidel Publishing Company, 1978.
- [40] L. Team, "http://lroc.sese.asu.edu," Arizona State University, 2010. [Online].
- [41] G. Villanueva, M. Smith, S. Protopapa, S. Faggi and A. Mandell, "Planetary Spectrum Generator: An accurate online radiative transfer suite for atmospheres, comets, small bodies and exoplanets," *Journal of quantitative spectroscopy & radiative transfer*, vol. 217, pp. 86-104, 2018.
- [42] NASA, "https://psg.gsfc.nasa.gov/," [Online].
- [43] "https://www.n2yo.com/," [Online].
- [44] NASA, "https://psg.gsfc.nasa.gov/helpapi.php#installation," [Online].

- [45] R. A. Gontin and K. A. Ward, "Horizon sensor accuracy improvement using earth horizon profile phenomenology," *American Institute of Aeronautics and astronautics* , pp. 1495-1502, 1987.
- [46] L. Baohua, L. Wenjie, C. Yun and L. Zongming, "An Autonomous Navigation Algorithm for High Orbit Satellite Using Star Sensor and Ultraviolet Earth Sensor," *The scientific world journal*, 2013.
- [47] T. P. Instruments, "Learn: Camera Fundamentals: Field of View," Teledyne Princeton Instruments, [Online]. Available: <https://www.princetoninstruments.com/learn/camera-fundamentals/field-of-view-and-angular-field-of-view>.
- [48] Vectornav, "https://www.vectornav.com/resources/reference-frames," Vectornav. [Online].
- [49] N. P. S. G. Team, "https://psg.gsfc.nasa.gov/about.php," NASA. [Online].

Abstract

Investigating the effects of geometric and environmental parameters on the governing equations of scanning earth horizon sensor and error analysis of computing satellite orientation

By
Fatemeh Heiran

In the present study, error analysis on satellite attitude determination using double-cone scanning earth horizon sensor (EHS) has been developed in various situations. Considering earth as a spherical planet without atmosphere is the simplest model and by that, the attitude determination error is near to zero. However, in reality the accuracy of EHS sensor depends on geometric factors like earth oblateness and environmental factors like sensor field of view, atmosphere radiation and surface reflection. Therefore in this study by modeling the simplest model and adding these factors and comparing the error with the simple case, the effects of each factor on attitude determination have been exceeded.

The instruments used in this study were STK satellite software to simulate satellites and sensors, and NASA PSG planet spectrum software to simulate the amount of radiation reaching the two sensor's cones. Based on the simulation with considering spherical earth, the error of attitude is near to zero. By adding the three mentioned factors to the model, the cumulative error increase drastically and it is 0.2696 degrees in roll angle and 0.1240 degrees in pitch angle. 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, Earth oblateness, Atmosphere parameter, Attitude determination

In the Name of God

**The effect of geometric and environmental parameters on
scanning earth horizon sensor modeling and error analysis in
satellite attitude determination**

By
Fatemeh Heiran

Thesis
Submitted to Shiraz University in Partial Fulfillment of the Requirements for the
Degree of Master of Science (M.Sc.)

In
Mechanical Engineering-Applied Design (Dynamics, Vibration and Control)

Shiraz University
Shiraz
Islamic Republic of Iran

Evaluated and Approved by the Thesis Committee as: Excellent

.....	R. Vatankeh (Ph.D.), Associate Prof. of Solid Mechanics Engineering (Supervisor)
.....	B. Raeisy (Ph.D.), Assistant Prof. in Iranian Space Research center (Supervisor)
.....	S. Taghvaei (Ph.D.), Assistant Prof. of Solid Mechanics Engineering (Advisor)
.....	M. Mahzoon (Ph.D.), Prof. of Solid Mechanics Engineering (Advisor)
.....	H. Mohammadi, Assistant Prof. of Solid Mechanics Engineering (Internal Examiner)

September 2021



School of Mechanical Engineering
M.Sc. Thesis in
,Mechanical Engineering-Applied Design (Dynamic
Vibration and Control)

The effect of geometric and environmental parameters
on scanning earth horizon sensor modeling and error
analysis in satellite attitude determination

By
Fatemeh Heiran

Supervised by
Ramin Vatankhah (Ph.D.)
Behrooz Raeisy (Ph.D.)

September 2021