

طراحی و ساخت یک سامانه ردیابی اپتیکی زمین پایه ماهواره‌ها

سیدمحمد موسوی^{۱*} رضا اسماعیل زاده^۲

۱- کارشناس ارشد هوافضا، دانشگاه مالک اشتر، mousaviseyedmohammad44@gmail.com

۲- دکتری هوافضا، دانشگاه مالک اشتر، rsmal@gmail.com

*نویسنده مخاطب

چکیده

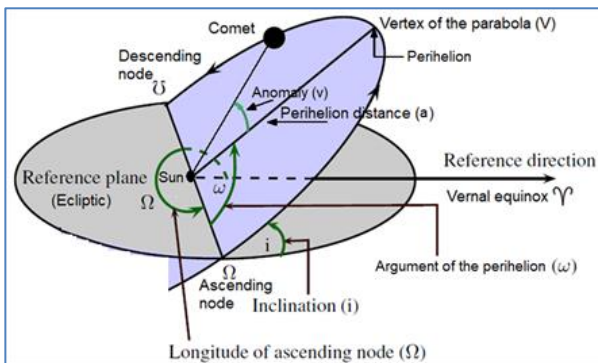
این مقاله در باره طراحی و ساخت یک سامانه ردیابی اپتیکی زمین پایه ماهواره‌ها است. در این سامانه، ابتدا مشخصات مداری ماهواره هدف، در یک مبدأ زمانی مشخص، توسط دریافت فایل‌های TLE^۱ از یکی از سایت‌های معتبر همانند NORAD^۲ یا CELESTRACK تهیه گردید. سپس با استفاده از انتشارگر SGP4^۳ که در آن از معادلات و مدل ریاضی اغتشاشات مدارهای نزدیک زمین استفاده شده، به روزرسانی مشخصه‌های مدار انجام شد و در نهایت بردار حالت ماهواره، و از روی آن سمت و ارتفاع ماهواره تعیین گشت. بردارهای حالت پس از تبدیلات مرجع مختصاتی لازم، به صورت فرمان به سامانه کنترلر و درایورهای موتورهای ردیاب سامانه استقرار تلسکوپ ارسال گردید تا تلسکوپ در خط دید تقریبی ماهواره قرار گرفته و پس از آن ماهواره را تعقیب نماید. از کاربردهای دقیق این سامانه می‌توان به امکان بررسی وضعیت مداری ماهواره‌های موجود و یا زباله‌های فضایی و شناسایی تغییرات مداری آنها نام برد. پیکربندی سامانه، از یک تلسکوپ انعکاسی نیوتنی، سه پایه مدل EQ8-Pro اسکای واچر با توانایی Go-To، دوربین دیجیتال، یک دستگاه رایانه حاوی برنامه متلب و برنامه الگوریتم‌های انتشارگر و برنامه‌های مرتبط دیگر جهت نمایش فضا و ستارگان و ارتباط با سخت‌افزارها، استفاده شده است.

در حوزه نرم، این پروژه کدهای رایانه‌ای انتشارگر SGP4، جهت به کارگیری در فرآیند ردیابی، توسعه داده شد. این توسعه‌ها شامل فرآیندهای دریافت اطلاعات، سنکرون‌سازی و استخراج بردار حالت، استفاده از پروتکل از کام ریموت و تبدیل این متغیرها به متغیرهای مورد نیاز جهت کنترل مقر تلسکوپ می‌گردید. همچنین طراحی و ساخت سامانه اپتیکی یا تلسکوپ مورد نیاز ردیابی، از فعالیت‌های این پروژه بود. امکان‌سنجی و ظرفیت‌سنجی دوربین‌های دیجیتال در دسترس و انتخاب نوع مناسب برای پروژه از فعالیت‌های دیگر پروژه بود. عملکرد و تست‌های کدهای تهیه شده با استفاده از مقر خودکار رصدخانه دارآباد انجام پذیرفت. در این پروژه، عملکرد الگوریتم‌ها و کدهای کامپیوتری عملیاتی، در فعالیت‌های ردیابی ماهواره‌ها، تهیه و صحنه‌گذاری گردید. داده‌های بدست آمده از این روش با نتایج نرم‌افزارهای تجاری مقایسه شده و همخوانی قابل قبولی را نشان داده است.

واژه‌های کلیدی: ردیابی - اپتیکی - تلسکوپ - ماهواره - انتشارگر

۱- مقدمه

در مدارات کپلری، شکل (۱)، از در نظر گرفتن اغتشاشات در معادلات حرکت صرف نظر شده، و البته بدین جهت جواب نهایی بدست آمده به صورت پارامترهای مداری، با دینامیک واقعی مدار متفاوت است. آنچه در مباحث تعیین مدار آموزش داده می‌شود، پس از ورود به مباحث اغتشاشات مداری صورت واقعی پیدا می‌کند، بنابراین فقط در حالت ایده‌آل است که شش پارامتر مدار به عنوان ثوابت حرکت به شمار می‌روند. شناسایی اغتشاشات مداری ناشی از عوامل مختلف، موضوعی بود که باعث گردید تا روش‌هایی برای تعیین مقادیر انحراف از حالت ایده‌آل در پارامترهای مدار ابداع گردند، شکل (۲).



شکل ۱- پارامترهای کپلری مدار ماهواره [11]

۲- معرفی اغتشاشات مداری

در شکل (۳) ترتیب و نحوه تأثیر نیروهای اغتشاشی روی پارامترهای مدار نشان داده شده است. معادله مدار یک جسم به دور جسم مرکزی را می‌توان به صورت رابطه زیر نوشت:

$$\ddot{\vec{r}} + \mu \frac{\vec{r}}{r^3} = 0 \quad (1)$$

که در آن μ جرم کاهش یافته مداری و \vec{r} بردار واصل از ماهواره به مرکز زمین می‌باشد. در حضور نیروی اختلالی F ، معادله فوق به شکل رابطه زیر نوشته می‌شود:

$$\ddot{\vec{r}} + \mu \frac{\vec{r}}{r^3} = \vec{F} \quad (2)$$

مؤلفه‌های این نیرو در دستگاه RSW به شکل زیر خواهد بود:

$$\vec{F} = F_R \vec{r} + F_S \vec{s} + F_W \vec{w} \quad (3)$$

² North American Aerospace Defense Command

³ Simplified perturbations models

^۱ Two Line Element



شکل ۳- مراحل تأثیر نیروی اغتشاشی بر پارامترهای کپلری مدار

در روابط بدست آمده (۱۰) تا (۱۵)، تغییرات پارامترهای مداری نسبت به مؤلفه‌های نیروهای اغتشاشی نشان داده شده و مشاهده می‌شود، که مؤلفه‌های نیروهای اغتشاشی به صورت تأثیرات پربودیک کوتاه و بلند مدت و خالص، قابل شناسایی است.

۳- انتشارگر SGP4

۱-۳- انتشارگرها

انتشارگرهای مدار به عنوان ابزاری تکنیکی و محاسباتی برای پیش‌بینی ویژگی‌های مدار در هر لحظه آینده، از روی اطلاعات فعلی مدار است. جهت به کارگیری یک انتشارگر، در ابتدا نیاز به ویژگی‌های فعلی مدار به عنوان ورودی انتشارگر داریم، سپس روابط ریاضی‌ای که این ویژگی‌ها را نسبت به زمان تغییر داده و تبدیل به ویژگی‌های بروز شده در یک زمان دلخواه کند. روابط ریاضی مورد اشاره در بدنه یک انتشارگر مدار، عبارت است از معادلاتی که تغییرات پارامترهای مختلف و مورد نظر مداری را نسبت به زمان در برداشته و می‌بایست در فاصله زمانی مشخصی حل شده و میزان تغییرات را به پارامترهای مداری، در فاصله زمانی مورد نظر اضافه کنند. بخشی دیگری از روابط ریاضی درون بدنه محاسباتی انتشارگرها، وظیفه تبدیل پارامترهای مداری را به بردارهای حالت به عهده دارند، که هم اکنون این روابط طی الگوریتم‌های شناخته شده استروپنایمیک توسعه داده شده‌اند. همچنین جهت افزایش سرعت حل عددی در رایانه، روابط محاسباتی درون انتشارگرها توسط پارامترسازی‌های مختلفی ساده‌سازی شده‌اند. در این پروژه نیز جهت انتشار و توسعه مشخصات اولیه مدار از انتشارگر SGP4 استفاده شده است.

۲-۳- انتشارگر SGP4

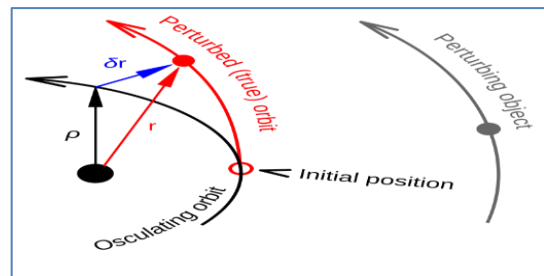
انتشارگر SGP4، به عنوان یک مدل ریاضی تحلیلی ساده، برای اغتشاشات مداری در فرماندهی دفاع هوافضای آمریکای شمالی که به صورت مخفف نوراد یا NORAD نامیده می‌شود، شناخته شده است. این مدل اولین بار در سال ۱۹۶۶ بر اساس تئوری تحلیلی آقای کوزای^۴ توسعه یافت [1]. انتشارگر SGP4 به عنوان یک مدل ریاضی تحلیلی برای مدارات لثو در سال ۱۹۷۹ نیز، توسط بروور^۵ بهبود داده شد. این انتشارگر، پیش‌بینی‌هایی غیربرخط را، در دوره‌های زمانی میان مدت و بلندمدت (تا چند روز) البته با کمی کاهش دقت در کوتاه‌مدت (کمتر از ۱ چرخش) در دسترس قرار می‌دهد. در انتشارگر SGP4، تأثیرات جسم سوم، فشار تابش خورشیدی،

در حقیقت نیروهای اغتشاشی از طریق تأثیر بر بردارهای موقعیت و سرعت یا بردار حالت مدار کپلری عمل می‌کنند، بنابراین برای بدست آوردن تغییرات پارامترهای مدار می‌بایست از روابط انرژی و اندازه حرکت مدار استفاده کنیم، زیرا از طریق این روابط اغتشاش در مدار تأثیر خواهد گذاشت. معادله اندازه حرکت یک جرم مداری عبارت است از:

$$r^2 \dot{\theta} = \text{constant} = h \quad (۴)$$

در رابطه (۵) شکل برداری این معادله آورده شده است:

$$\vec{h} = \vec{r} \times \dot{\vec{r}} = \sqrt{\mu p} \vec{n} \quad (۵)$$



شکل ۲- نمایی مفهومی از مدار ایده آل و متأثر از نیروهای اغتشاشی [12] با استفاده از روابط مکانیک مداری ذیل:

$$p = \frac{h^2}{\mu} = a(1 - e^2) \quad (۶)$$

$$v^2 = \dot{r}^2 + r^2 \dot{\theta}^2 = \frac{\mu}{p} (1 + e^2 + 2e \cos \theta) \quad (۷)$$

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (۸)$$

$$\frac{1}{2} \dot{\vec{r}} \cdot \dot{\vec{r}} = v^2 = \left(\frac{1}{|r|^3} - \frac{1}{2a} \right) \quad (۹)$$

با استفاده از روابط فوق و انجام برخی عملیات جبری پارامترهای متغیر با زمان مدار، طبق روش گاوس، به شکل زیر بدست خواهد آمد:

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n(1 - e^2)^{1/2}} [e \sin(\theta) F_R + \frac{p}{r} F_S] \quad (۱۰)$$

$$\frac{dM_0}{dt} = \frac{1}{na^2 e} \{ (p \cos(\theta) - 2er) F_R - (p + r) \sin(\theta) F_S \} - \frac{dn}{dt} (t - t_0) \quad (۱۱)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{(1 - e^2)^{1/2}}{na} \{ \sin(\theta) F_R + \left(\cos(\theta) + \frac{e + \cos(\theta)}{1 + e \cos(\theta)} \right) F_S \} \quad (۱۲)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{(1 - e^2)^{1/2}}{nae} \left\{ -\cos(\theta) F_R + \sin(\theta) \left(1 + \frac{r}{p} \right) F_S \right\} - \frac{r \cot(i) \sin(\omega + \theta)}{h} F_W \quad (۱۵)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r \cos(\omega + \theta) F_W}{na^2 (1 - e^2)^{1/2}} \quad (۱۳)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r \sin(\omega + \theta)}{na^2 (1 - e^2)^{1/2} \sin(i)} F_W \quad (۱۴)$$

^۵ Brouwer

^۴ kozai

نزدیک تر باشد، دقت تعیین مشخصات مداری توسط انتشارگر بالاتر خواهد بود. مشخصات مداری در هر لحظه مبدأ توسط سامانه‌های رصدی بسیار دقیق و همچنین تصحیح و پردازش اطلاعات خام بدست آمده، تعیین می‌گردد، بنابراین معمولاً در لحظه T_{epoch} دقیق‌ترین وضعیت بردار حالت ماهواره را شاهد هستیم و هر چه مدت زمان بیشتری از لحظه T_{epoch} بگذرد، با به کار بردن اطلاعات آن، واگرایی نتایج بدست آمده در یک فرآیند ردیابی، بیشتر خواهد بود. مقادیر اولیه شش مشخصه مداری کیپلری ماهواره، که از فایل‌های دوخطی در مبدأ زمانی T_{epoch} بدست آمده، می‌توان به صورت X_0 نوشت:

$$X_0 = (e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0, n_0) \quad (17)$$

در رابطه (17)، e_0 برابر با خروج از مرکز مدار، i_0 برابر با زاویه میل مدار، Ω_0 برابر با طول گره صعودی مدار، ω_0 آرگومان نقطه حضیض مدار، M_0 آنومالی متوسط مدار و n_0 حرکت متوسط یا دوران متوسط ماهواره در مدار، می‌باشد. با اعمال این مقادیر به ورودی انتشارگر SGP4، در هر زمان T_{now} می‌توان نوشت:

$$S(T_{now} - T_{epoch}) = SGP4(X_0, B^*, T_{now} - T_{epoch}) \quad (18)$$

با عملکرد انتشارگر برای مدت زمان $T_{now} - T_{epoch}$ ، بردارهای حالت ماهواره یا S برای لحظات زمانی مذکور بدست خواهد آمد، لازم به ذکر است چنانچه به جای T_{now} هر زمانی دلخواه بعد یا قبل از آن قرار داده شود، مقادیر بردارهای حالت برای فاصله زمانی از زمان مبدأ تا این زمان دلخواه، قابل محاسبه خواهند بود. در رابطه B^* به شکل رابطه زیر به ضریب بالستیک مربوط می‌گردد.

$$B^* = \frac{1}{2} B \rho_0 \quad (19)$$

که در رابطه فوق، B ضریب بالستیک نامیده شده و عبارت است از:

$$B = CD \frac{A}{m} \quad (20)$$

که در آن CD ضریب درگ اتمسفر در مدار، A سطح مقطع مؤثر ماهواره در جهت سرعت مداری و m جرم ماهواره می‌باشد. اگر در لحظه T_1 داده‌های مداری را X_1 در نظر بگیریم، می‌توان برای مشخصه‌های مداری این لحظه نوشت:

$$X_1 = (e_1, i_1, \Omega_1, \omega_1, M_1, n_1) \quad (21)$$

این اطلاعات مداری در مدت زمان $T_1 - T_{epoch}$ بدست آمده است، در لازم یادآوری است شود که، در لحظه T_{epoch} ، فرض می‌شود هنوز اطلاعات مداری دستخوش اغتشاشات نشده‌اند و اغتشاشات تنها در زمان‌هایی پس از لحظه مبدأ اعمال خواهد گشت. فرض انجام شده، فرض درستی می‌باشد، زیرا اطلاعات مداری لحظه مبدأ، از طریق رصد و تعیین مدار استخراج و تعیین شده است. تفاوت بین اطلاعات مداری X_0 و X_1 این است که اطلاعات X یا لحظه T_1 در فاصله زمانی $T_1 - T_{epoch}$ دچار اغتشاشات مداری این مدت زمان شده‌اند. چنانچه لحظه T_1 را لحظه مبدأ در نظر بگیریم، می‌توان اطلاعات این لحظه را غیرمغشوش در نظر گرفت و اطلاعات لحظه T_2 را بدست آورد. بدین ترتیب اطلاعات لحظه T_2 دچار اغتشاشات فاصله زمانی $T_2 - T_{epoch}$ خواهد شد. بنابراین برای این تحلیل می‌توان نوشت:

$$S(T_2 - T_1) = SGP4(X_1, B^*, T_2 - T_1) \quad (22)$$

جریان‌های جزرومدی و تکتونیک مدلسازی نشده و فقط اثرات اغتشاشات ناشی از ضرایب تابع پتانسیل گرانشی برای J_2, J_3, J_4 و نیروی درگ اتمسفر، در نظر گرفته شده و مدلسازی شده است. این انتشارگر برای مدارات ارتفاع پایین و نزدیک به دایروی، دقت قابل قبولی را ارائه می‌دهد. نیروی درگ از طریق تعریف یک رابطه چگالی توانی، به صورت استاتیک و غیر چرخشی تعریف شده است. در انتشارگر SGP4 از المان‌های مداری متوسط استفاده شده است. در این انتشارگر، اثرات سکولار یا خالص و همچنین پریودیک طولانی مدت نیروهای اغتشاشی، روی پارامترهای مداری تا هارمونیک J_4 و برای پریودیک کوتاه مدت تا درجه دوم محاسبه می‌گردد. جهت بکارگیری این انتشارگر در پروسه ردیابی اپتیکی، نیاز است تا تغییراتی در نحوه دادن اطلاعات اولیه به آن، همزمان سازی محاسبه و پردازش برخی پارامترهای مورد نیاز و خروجی‌سازی آنها جهت ارسال به سخت‌افزار انجام گیرد.

در فرآیند ردیابی، در دو مرحله کد انتشارگر SGP4 اجرا می‌گردد، که یکبار آن برای نشانه‌روی یا Pointing بوده و بار دیگر برای ردیابی یا Tracking این کد اجرا می‌گردد. در مرحله نشانه‌روی، بردار حالت بدست آمده از اطلاعات فایل عنصر دوخطی یا TLE، با استفاده از انتشارگر، مغشوش شده و با اعمال اغتشاشات انتشارگر به آن در یک فاصله زمانی مشخص، بردار حالت مغشوش شده در مدت زمان تعیین شده، بدست می‌آید، که حاصل آن تعیین نقطه‌ای از مدار ماهواره و نشانه‌روی تلسکوپ به سمت آن است. در مرحله ردیابی، ادامه حرکت نقطه دید تلسکوپ در مدار و تعقیب ماهواره مد نظر می‌باشد، که از طریق اجرای مجدد انتشارگر، در زمانی کمی قبل از رسیدن ماهواره به نقطه توقف در مرحله نشانه‌روی تا یک زمان مورد نظر و مشخص پس از آن، حاصل می‌گردد.

۳-۳- فایل‌های TLE

اطلاعات ورودی انتشارگر SGP4 توسط یک فایل با قالب مشخصی به نام TLE یا فایل عنصر دوخطی، به انتشارگر داده می‌شود. فایل‌های TLE ماهواره‌ها، یا فایل‌های عناصر دوخطی، یک روش رمزگذاری و نگهداری و انتقال اطلاعات المان‌های مداری هر جسمی همانند ماهواره‌ها است، که در مدار زمین دوران می‌کند، یا یک فرمت داده یا اطلاعات است که فهرستی از عناصر مداری یک جسم در حال گردش به دور زمین را برای هر لحظه زمانی معین کدگذاری می‌کند. فایل‌های عناصر دوخطی دارای دو خط و ۶۹ ستون می‌باشند که مقادیر عددی اطلاعات مداری در آن گنجانده شده‌اند.

۴-۳- شرح عملکرد انتشارگر SGP4

چنانچه مبدأ زمانی که در آن رصد انجام شده است (زمان مورد اشاره در ستون‌های فایل‌های دوخطی)، T_{epoch} بنامیم، زمان سپری شده از لحظه اندازه‌گیری و دریافت اطلاعات ماهواره عبارت است از:

$$T_{since} = T_{now} - T_{epoch} \quad (16)$$

در این رابطه T_{epoch} و T_{now} به ترتیب لحظه زمانی رصد و زمان حال بر حسب زمان UTC می‌باشند، و T_{since} تفاضل آنها یا مدت زمان سپری شده از آخرین اندازه‌گیری و رصد انجام شده می‌باشد. فایل‌های دوخطی توسط مؤسسه نورد هر ۲۴ ساعت بروزرسانی می‌گردند، بنابراین هرچه زمان ردیابی به زمان بروزرسانی فایل‌های دوخطی یک ماهواره یا T_{epoch}

در صورت عدم تحقق امکان ساخت سازه سه پایه، جهت ردیابی و تعقیب ماهواره، از یک سه پایه استوایی با قابلیت جستجوی خودکار استفاده می شود.

- جهت تعیین بردار حالت ماهواره و بروزرسانی آن در بازه های زمانی مشخص شده، از انتشارگر SGP4، استفاده می گردد، که توابع و الگوریتم های مورد نیاز آن، توسعه داده شده است.
- زمان به کار گرفته شده در اجرای برنامه ردیابی، با زمان UTC بدست آمده از شبکه اینترنت در رایانه و یا دانگل GPS، تنظیم می گردد.

۴-۲- زیرسامانه های اپتیک و دوربین دیجیتال (الکترواپتیک)

اصلی ترین زیرسامانه های سامانه ردیابی اپتیکی را بخش اپتیک و الکترواپتیک تشکیل می دهد. ظرفیت سنجی این زیرسامانه ها با توجه به فرضیات و الزامات در نظر گرفته شده انجام گردید. این مشخصات با توجه به الزام در نظر گرفته شده برای قدر ظاهری +۱۰، انتخاب گردیده است. برای دستیابی به عملکرد الکترواپتیکی مناسب سامانه، نیاز است تا مشخصه های زیرسامانه های اپتیکی و الکترواپتیکی همزمان و مناسب با هم انتخاب گردد.

- تلسکوپ ردیابی

در این سامانه از یک تلسکوپ نیوتنی با مشخصات آینه آورده شده در جدول (۱) استفاده گردید، شکل (۵). تلسکوپ نیوتنی یک تلسکوپ بازتابی بوده که با توجه به تعداد قطعات محدود آن و منابع داخلی تأمین قطعات مذکور، امکان طراحی و ساخت آن سهل تر می باشد.

تلسکوپ مناسب برای ردیابی اپتیکی می بایست مشخصات مناسب این سامانه را داشته باشد و لزوماً تلسکوپ های نجومی موجود در بازار تأمین کننده



شکل ۵- مسیر اپتیکی در یک تلسکوپ نیوتنی [13]

جدول ۱- مشخصات آینه سهموی تلسکوپ

| قطر آینه | کیفیت سطح | فاصله کانونی | عدد کانونی | پوشش سطح اپتیکی |
|-------------|------------------|--------------|------------|-----------------|
| ۱۵۰ میلیمتر | یک چهارم طول موج | ۹۱۰ میلیمتر | ۶ | آلومینیوم |

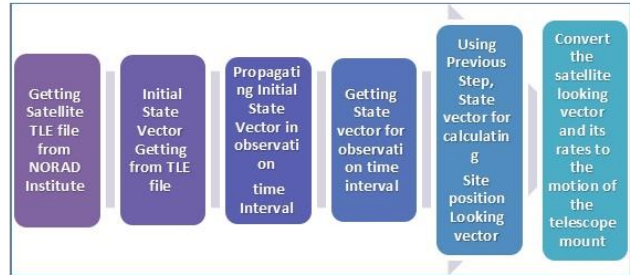
الزامات این سامانه نخواهد بود. شرایط مناسب همان است که در الزامات طراحی سامانه آورده شده است. مشخصاتی همانند موارد ذیل، در طراحی این زیرسامانه می بایست در نظر گرفته شود:

- قدرت تفکیک و توان جذب نور (گشودگی اپتیکی زیاد)
- دارا بودن عدد کانونی کوچک (فاصله کانونی کوچک)

حال از بردار حالت بدست آمده از رابطه (۲۲)، می توان اطلاعات مداری X_2 را بدست آورد. اطلاعات لحظه T_2 از اطلاعات لحظه T_1 ، مغشوش تر خواهد بود.

۴- طراحی سامانه ردیابی

در شکل (۴) ترتیب عملکرد سامانه نشانه داده شده است. هر کدام این مراحل در هنگام پیاده سازی، نیاز به سخت افزارها و نرم افزارهای مربوط به خود است. در ادامه ابتدا به فرضیات طراحی این سامانه اشاره شده است.

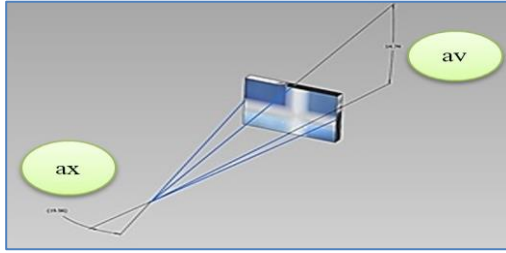


۴- اینفوگراف مراحل عملکرد سامانه ردیابی اپتیکی

۴-۱- فرضیات و الزامات

فرضیات طراحی و ساخت این سامانه ردیابی به صورت ذیل در نظر گرفته شده است:

- مأموریت این سامانه ردیابی ماهواره های مدار نزدیک زمین و برای گستره ۲۰۰ تا ۱۰۰۰ کیلومتری از سطح دریا در نظر گرفته شده است.
- قدر ظاهری مورد انتظار، جهت مشاهده ماهواره های این حوزه، در شرایط آب و هوایی مناسب و آلودگی نوری پایین، قدر +۱۰ است.
- حداکثر سرعت تعقیب و ردیابی مورد انتظار با توجه به اهداف تعریف شده در مدار لثو، می بایست حدود ۳ درجه بر ثانیه یا حدود ۸۰۰ برابر ساید ریل تایم (سرعت نجومی) باشد.
- در این سامانه از یک زیرسامانه اپتیکی متشکل از یک تلسکوپ نیوتنی با گشودگی اپتیکی حداقل ۱۵۰ میلیمتر استفاده می شود.
- در این سامانه از یک دوربین دیجیتالی DSLR (دوربین EOS700D)، با بهره کوانتومی حداقل ۷۰ درصد، جهت دریافت تصاویر دیجیتالی ماهواره ها استفاده می شود، همچنین امکان استفاده از دوربین های نجومی دوربین های دیجیتال موجود در بازار بررسی خواهد شد.
- اطلاعات مداری (افم ری ۶) اولیه این سامانه توسط فایل های بروز شده TLE بدست می آید که از طریق سایت هایی همانند www.celestrak.com که حداکثر هر ۲۴ ساعت به روز می گردد.
- جهت کاهش هزینه های پروژه، ابتدا سعی بر این است که سازه سه پایه استوایی طراحی و ساخته شود، و توسط کیت کنترل "go to" به عنوان یک ماژول در ردیابی، کنترل گردد.



شکل ۶- زوایای میدان دید سنسور تصویر در دو امتداد

$$a_x \times a_y = 1.11 \times 0.84 \text{ Deg}^2 \quad \text{For ZWO-ASI120}$$

$$a_x \times a_y = 1.4 \times 0.94 \text{ Deg}^2 \quad \text{For CANON Eos 700D}$$

با توجه به در دسترس و ارزان تر بودن دوربین کانون و مشخصات الکترواپتیکی مناسب، این دوربین برای سامانه انتخاب گردید.

۴-۳- مقر تلسکوپ

جهت تست عملکرد برنامه ردیابی، نیاز به یک سه پایه گوتو یا خودکار بود. با کسب مجوز از رصدخانه دارآباد و جلب حمایت مدیریت محترم آن مرکز، تصمیم گرفته شد از سه پایه استوایی این مجموعه استفاده شود. سه پایه استوایی رصدخانه دارآباد یک سه پایه یا مقره استوایی مدل EQ8 Pro اسکای واچر^۷ می باشد، جهت ارتباط رایانه سامانه با کنترلر سین اسکن^۸ مقره تلسکوپ، نیاز به کابل و آداپتور سریال به یواس پی بود، که نیز تهیه گردید. لازم به ذکر است هدف اصلی، ارتباط برنامه اصلی ردیابی در نرم افزار متلب با کنترلر سین اسکن مقر تلسکوپ، جهت ارسال فرمان حرکت و تعقیب ماهواره به آن بود (شکل ۷).



۷- مقر استوایی تلسکوپ خودکار، مدل اسکای واچر EQ8 Pro

۴-۴- الگوریتم و برنامه های محاسبات و اجرای عملیات سامانه

در شکل (۸) نمودار الگوریتم و برنامه عملیات سامانه نشان داده شده است. این برنامه به هر تعداد و برای هر مدت زمان دلخواه می تواند اجرا گردد. این برنامه با بدست آوردن بردار حالت زاویه ای ماهواره در هر لحظه در مختصات سایت رصد، در صورت ارسال صحیح داده های زاویه ای به برنامه رابط سخت-افزار، امکان ردیابی ماهواره را فراهم می سازد. محدودیت عملیاتی استفاده از این برنامه در پروسه ردیابی و تعقیب، در ابتدا عدم زمان بندی درست اجرای چنگانه این برنامه بوده، و در مرحله بعدی در نظر نگرفتن استفاده از فرامین صحیح در هر پلتفرم کاربردی می باشد.

- کیفیت سطوح بازتابی بالا (آینه بدون عیوب رایج اپتیکی)
- هم محوری اپتیکی دقیق
- سرعت حداکثر محورهای مقر تلسکوپ
- دقت حداکثر دوران محورهای مقر تلسکوپ
- حداکثر درجه آزادی محورهای مقر تلسکوپ

هدف اصلی تأمین یک تلسکوپ برای آشکارسازی نوری اجسامی در مدار لئو می باشد. اجسام و ماهواره های مدار لئو دارای قدرهای ظاهری مختلفی از ۱۰+ برای ماهواره های کوچک تا ۱۵ سانتی متر و قدر ظاهری ۶- برای ایستگاه فضایی با طول تقریباً ۱۰۰ متر در حوض مدار خود می باشند.

بنابراین مبنای در نظر گرفته شده برای انتخاب قطر آینه می تواند قدر ظاهری اجسام هدف گذاری شده مداری باشد. در اینجا قطر آینه تلسکوپ جهت رضای شرط آشکارسازی اپتیکی ماهواره های مدار لئو تا ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتر، به عنوان معیار طراحی در نظر گرفته می شود. با این مفروضات، رابطه زیر جهت معیار تعیین قطر مناسب آینه در نظر گرفته می شود:

$$m_t - m_e = 5 \log_{10} \left(\frac{D_t}{D_e} \right) \quad (23)$$

که در آن m_t قدر حدی تلسکوپ و m_e قدر حدی چشم انسان، D_t قطر آینه تلسکوپ یا گوشه ای اپتیکی و D_e قطر مردمک چشم انسان می باشد. قدر قابل مشاهده توسط یک تلسکوپ با قطر شیئی ۱۵۰ میلی متر را از رابطه فوق بدست آوریم:

$$m_t = 6.5 + 5 \log_{10} \left(\frac{150}{7} \right) \approx 13 \quad (24)$$

مشاهده می شود، قدر قابل مشاهده توسط یک تلسکوپ با قطر آینه ۱۵۰ میلی متر در شرایط ایده آل، مثبت ۱۳ می باشد، که با معرفی محدودیت های بینایی تلسکوپ در شرایط اتمسفری و آلودگی های نوری، این قدر بالاتر خواهد رفت.

- دوربین دیجیتال

دوربین دیجیتال بخشی مهم از سامانه الکترواپتیک می باشد. ترکیب مناسب مشخصات تلسکوپ و دوربین دیجیتال، منجر به افزایش کارایی آن در فرآیند ثبت تصاویر ماهواره ها خواهد شد. سنسورهای تصویربرداری دیجیتالی با مشخصه تعداد پیکسل در طول و عرض و اندازه هر پیکسل معرفی می گردند. چنانچه یک سنسور تصویربرداری تعداد n_x پیکسل در طول و n_y پیکسل در عرض داشته باشد، و اندازه هر ضلع پیکسل آن l_p در نظر گرفته شود، طبق شکل (۶) زوایای میدان دید باریکه نور ورودی از سامانه اپتیکی به سنسور، در دو جهت طول و عرض عبارتند از:

$$a_x = 2 \tan^{-1} \frac{n_x \cdot l_p}{2f} \quad (25)$$

که زاویه میدان دید در امتداد طول سنسور را نشان می دهد، همچنین:

$$a_y = 2 \tan^{-1} \frac{n_y \cdot l_p}{2f} \quad (26)$$

که زاویه میداد دید در امتداد عرض سنسور را نشان می دهد. این زوایا برای سنسورهای دوربین های در دسترس پروژه محاسبه گردید، که عبارت بودند از دوربین نجومی ZWO-ASI1600 با تعداد پیکسل 4556×3520 و اندازه پیکسل $3.8 \mu m$ و دوربین DSLR با برند CANON-EOS 700D با تعداد پیکسل 5184×3456 و اندازه پیکسل $4.30 \mu m$:

^۸ SynScan

^۷ Sky Watcher EQ8 pro Mount

معادله، بردار حالت لحظه کمین را که به اندازه فاصله زمانی Δt_{ab} از لحظه حال ماهواره جلوتر است بدست می‌دهد. در این معادله، X_0 اطلاعات مشخصات مداری ماهواره در مدار می‌باشد، که عبارت است از:

$$X_0 = (e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0, n_0) \quad (29)$$

اطلاعات X_0 درون پرنتر سمت راست، از چپ به راست شامل خروج از مرکز مدار ماهواره، زاویه میل مدار، طول گره صعودی مدار، آنومالی نقطه حضیض مدار، آنومالی متوسط مدار و حرکت متوسط مدار می‌باشد. این مقادیر مربوط به لحظه مبدأ، مندرج در فایل عناصر دوخطی ماهواره می‌باشد. فرمان صادره به سامانه مقرر تسلسکوپ پس از اجرای برنامه به اندازه مدت زمان $(t_{now} + \Delta t_{ab} - t_{epoch})$ باید ارسال گردد، تا تسلسکوپ از حالت پارک به نقطه تعیین شده مدار نشانه رفته و متوقف شود.

اجرای مرحله ردیابی و تعقیب یا Tracking

پس از اجرای مرحله نشانه روی، باید با یک فاصله زمانی، فرامین مرحله تعقیب آغاز و تا مدت زمان تعیین شده ادامه یابد. مرحله ردیابی نیز با اجرای برنامه اصلی ولی در لحظه متفاوت و ارسال فرمانی متفاوت انجام می‌گردد. در این مرحله نیاز است تا توسط شرطی در درون برنامه اصلی، رسیدن ماهواره به مختصات کمین تشخیص داده شود و فرمان حرکت پیوسته سامانه مقرر تسلسکوپ صادر گردد. لحظه زمانی اجرای برنامه اصلی در این مرحله را می‌توان به شکل رابطه زیر نوشت:

$$t_{tr} = t_{now} + \Delta t_{tr} \quad (30)$$

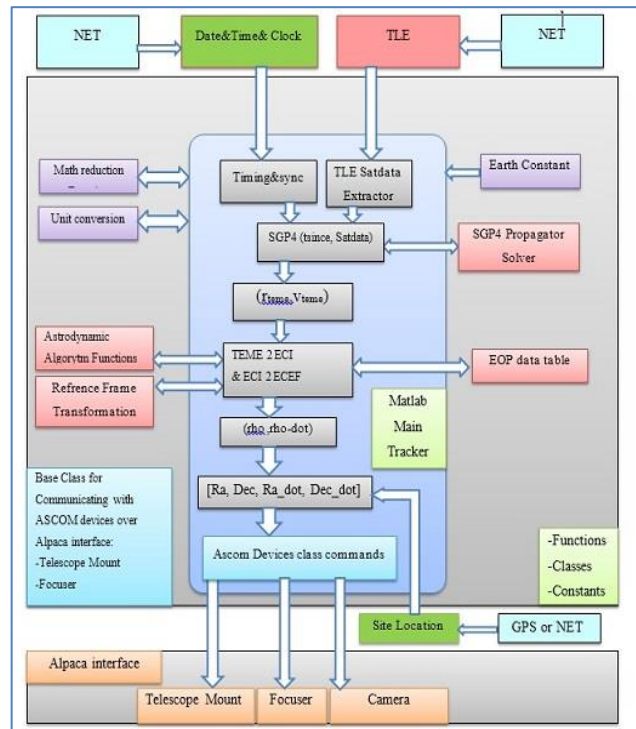
در رابطه فوق، اختلاف زمانی Δt_{tr} به زمان حال اضافه شده تا کمی جلوتر از هدف، به عنوان زمان فعلی در نظر گرفته شود. جهت سنکرون شدن خط دید تسلسکوپ با ماهواره، این فاصله زمانی می‌بایست در مدت چند تکرار مشخص حلقه اجرای برنامه اصلی، مستهکک گردد.

۴-۵- عملکرد برنامه های رایانه ای ردیابی

امکان ایجاد ارتباط برنامه اصلی متلب با سیستم کنترل جستجوی خودکار گو-تو از یک سه پایه EQ8 Pro با برند Sky Watcher بررسی و عملی گردید. این ارتباط از طریق پروتکل Ascom Alpaca که برنامه‌های تحت شبکه و بر مبنای Http و مستقل از سیستم عامل است، برقرار و فرامین کنترلی صادر گردید [14]. فرامین کنترلی شامل دستورات مختصات یابی و ردیابی می‌گردید، که بدین جهت فرامین انجام و پروسه ردیابی توسط سه- پایه مذکور عملی گردید.

۴-۶- تست فرآیند ردیابی

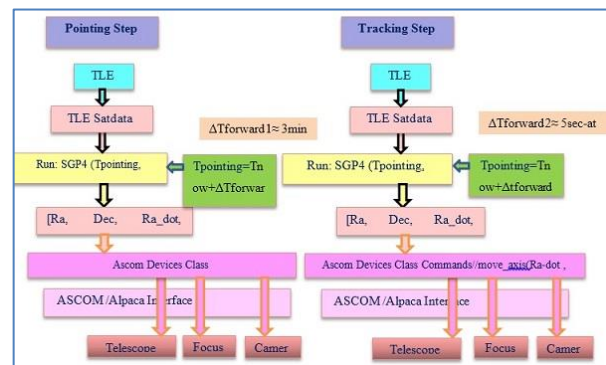
جهت کسب اطمینان از عملکرد کلی سامانه سه پایه در پروسه ردیابی، تست با اجرای کامل برنامه در رصدخانه دارآباد انجام گردید. این تست با استفاده از چند ماهواره مشخص انجام پذیرفت. به دلیل زمانبر بودن فرآیند نصب تسلسکوپ سامانه ردیابی روی سه پایه رصدخانه و مانع بودن این فرآیند برای بازدید کنندگان رصدخانه دارآباد، از این عمل صرف نظر گردید و فقط عملکردهای ارتباط برنامه متلب با سیستم کنترل سه پایه EQ8 pro از طریق پروتکل Ascom بررسی گردید. در این آزمایش، با استفاده از TLE ماهواره‌هایی در موقعیت رصدخانه، فرآیند ردیابی انجام گردید. فرامین ارسالی جهت مراحل نشانه روی و تعقیب و ردیابی اجرا شده و برنامه متلب و توابع



شکل ۸- نمودار اجرای محاسبات و عملیات سامانه ردیابی

اجرای مرحله نشانه روی یا Pointing

ماهواره در مدار خود همانند عقربه‌های یک ساعت در حال دوران می‌باشد، سامانه ردیابی می‌بایست در ابتدا به سمت نقطه‌ای از مدار که ماهواره از آنجا عبور می‌کند، نشانه رود. به عبارتی فرامین اولیه باید به گونه‌ای صادر شود که بردار خط دید تسلسکوپ را به نقطه‌ای از مدار در زمانی به اندازه کافی جلوتر از موقعیت فعلی ماهواره نشانه رود، شکل (۹).



شکل ۹- نمودار اجرای محاسبات و عملیات مراحل

فرمان مرحله اول می‌بایست سامانه دو درجه آزادی مقرر استوایی تسلسکوپ را به گونه‌ای حرکت دهد که تسلسکوپ را از موقعیت مرجع یا نقطه پارک به نقطه‌ای از مدار در لحظه:

$$t_{ap} = t_{now} + \Delta t_{ap} \quad (31)$$

ببرد، که در آن Δt_{ap} مدت زمان پیش افتادگی خط نشانه تسلسکوپ از ماهواره روی مدار است. پس برای بردار حالت لحظه t_{ap} می‌توان نوشت:

$$S(t_{ab}) = P(X_0, B^*, (t_{now} + \Delta t_{ab} - t_{epoch})) \quad (32)$$

جدول ۴- مقایسه نتایج ماهواره ۱۸۱۸۷

| ID | Azimuth | Elevation | Range | D_Az % | D_El % | D_Ra % |
|------------|-------------------------|-----------|----------|--------|--------|--------|
| 18187 | | | | | | |
| STK | 9.749 | 23.709 | 1614.000 | 1.25 | 0.092 | 0.017 |
| Matlab | 9.873 | 23.731 | 1614.278 | | | |
| Time_index | 17:09:03 12 Sep 2022 | | | | | |

۵-۲- مقایسه بردارهای حالت در دستگاه TEME

مقایسه بردارهای حالت چند ماهواره در دستگاه اینرسیال TEME، بین نتایج کد توسعه یافته و نرم افزار STK انجام گرفت. در این مقایسه زمان‌های آغاز اجرای کد و نرم افزار به صورت دقیق تری سنکرون شدند، و نتایج نشان دهنده خطایی بین یک‌دهم تا دو درصد، بودند. بردارهای حالت در دستگاه اینرسی TEME، خروجی اصلی حلگر انتشارگر SGP4 می‌باشد، و پس از آن تبدیلاتی جهت تبدیل این بردار به دستگاه‌های دیگر اینرسی و زمین ثابت انجام می‌پذیرد. در نتیجه این تبدیلات، برخی خطاها ایجاد می‌شود که در حالت نهایی و هنگام استفاده این نتایج در پروسه ردیابی، میزان آنها افزایش می‌یابد، جداول (۵)، (۶)، (۷).

جدول ۵- مقایسه نتایج ماهواره ۱۵۴۹۴

| ID | Xteme | Yteme | Zteme | D_X % | D_Y % | D_Z % |
|------------|-------------------------|-----------|-----------|-------|-------|-------|
| 15494 | | | | | | |
| STK | 3658.9076 | 3338.3289 | 4740.8558 | 0.016 | 0.028 | 0.024 |
| Matlab | 3659.5233 | 3339.2872 | 4739.7090 | | | |
| Time_index | 06:14:17 12 Sep 2022 | | | | | |

جدول ۶- مقایسه نتایج ماهواره ۲۳۰۸۸

| ID | Xteme | Yteme | Zteme | D_Xteme % | D_Yteme % | D_Zteme % |
|------------|-------------------------|---------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| 22219 | | | | | | |
| STK | 5188.5968 | 34.8202 | 5013.3708 | 0.022 | 2.39 | 0.084 |
| Matlab | 5187.4067 | 35.6749 | 5014.5980 | | | |
| Time_index | 10:11:41 12 Sep 2022 | | | | | |

جدول ۷- مقایسه نتایج ماهواره ۲۳۰۸۸

| ID | Xteme | Yteme | Zteme | D_Xteme % | D_Yteme % | D_Zteme % |
|------------|-------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| 23088 | | | | | | |
| STK | 2420.8440 | 4861.9126 | 4752.0443 | 0.003 | 0.002 | 0.003 |
| Matlab | 2420.9991 | 4861.9933 | 4751.8831 | | | |
| Time_index | 13:54:14 12 Sep 2022 | | | | | |

بکاربرده شده که پلتفرم ارتباطی تحت شبکه، عملکرد صحیح خود را داشتند.

۵- نتایج و صحنه‌گذاری

۵-۱- مقایسه نتایج کد توسعه یافته متلب با نرم افزار STK

در اینجا جهت بررسی و صحنه‌گذاری کد ردیابی، مقایسه خروجی‌های آن با نتایج نرم افزار STK ارائه شده است. در این صحنه‌گذاری، امکان مقایسه متغیرهای مختلفی از برنامه‌ریزی و نرم افزار STK وجود دارد. اولین بردار حالت بدست آمده از حل انتشارگر در دستگاه اینرسی، همان بردار حالت در دستگاه مرجع اینرسیال TEME^۹ می‌باشد. این بردار برای فواصل زمانی مختلف، از حل انتشارگر SGP4 در نرم افزار STK با فرمت تکست یا نمودار قابل استخراج است. در نرم افزار STK امکان اضافه نمودن ایستگاه تجهیزات زمینی وجود دارد، و تعریف بردار دسترسی از ایستگاه به ماهواره، توسط متغیرهای آزمایش، الویشن و رنج یا به اختصار AER نیز، به طور مستقیم می‌تواند تعریف گردد. متغیرهای AER در کد توسعه یافته متلب نیز دقیقاً وجود دارد، بنابراین امکان مقایسه این متغیرها نیز در نرم افزار STK و متلب وجود دارد. در این صحنه‌گذاری از این دو روش استفاده شد و متغیرهای AER و بردار حالت در دستگاه TEME، بدست آمده از نرم افزار STK و کد توسعه یافته متلب با یکدیگر مقایسه گردیدند.

- مقایسه داده‌های ماهواره‌ها

نتایج مقایسه داده‌های مداری ماهواره‌های 18187، 38341، 05560 در نرم افزار STK و کد توسعه یافته متلب، در جداول (۲)، (۳)، (۴) نشان داده شده است. لازم به ذکر است که نرم افزار STK از کد انتشارگر SGP4 به طور هوشمندانه‌ای استفاده می‌کند، در واقع این نرم افزار با توجه به مشخصات ارتفاع مداری ماهواره، یکی از انتشارگرهای SGP4 یا SDP4 را استفاده می‌کند. چنانچه جواب‌های نرم افزار STK را دقیق دانسته و آنها را به عنوان مبنا در نظر بگیریم، میزان خطاهای بدست آمده در زوایای سمت و ارتفاع، برای اهداف کاربردی قابل چشم‌پوشی است

جدول ۲- مقایسه نتایج ماهواره ۰۵۵۶۰

| ID | Azimuth | Elevation | Range | D_Az % | D_El % | D_Ra % |
|------------|-------------------------|-----------|----------|--------|--------|--------|
| 05560 | | | | | | |
| STK | 259.654 | 28.968 | 1317.841 | 0.008 | 0.192 | 0.040 |
| Matlab | 259.631 | 29.024 | 1317.304 | | | |
| Time_index | 16:38:47 12 Sep 2022 | | | | | |

جدول ۳- مقایسه نتایج ماهواره ۳۸۳۴۱

| ID | Azimuth | Elevation | Range | D_Az % | D_El % | D_Ra % |
|------------|-------------------------|-----------|---------|--------|--------|--------|
| 38341 | | | | | | |
| STK | 115.606 | 33.106 | 762.589 | 0.173 | 0.400 | 0.432 |
| Matlab | 115.807 | 32.973 | 765.900 | | | |
| Time_index | 16:56:02 12 Sep 2022 | | | | | |

^۹ True Equator Mean Equinox frame

سامانه ردیابی اپتیکی ماهواره، با استفاده از انتشارگرهای SGP خطاهای ذاتی خود را دارد. این خطاها در امتداد بردار فاصله سایت تا ماهواره، به چند کیلومتر می‌رسد (خطای برد)، که این امر البته بستگی زیادی به بروز بودن TLE های به کار برده شده ندارد، بلکه ناشی از تکنیک‌های بکار برده شده است. برخی ماهواره‌های مدار لئو، همانند ماهواره‌های منظومه استارلینک، همیشه جواب‌های دقیق نمی‌دهند، که این امر به انجام مانورهای روزمره و همیشگی اصلاح مدار آنها مربوط می‌گردد.

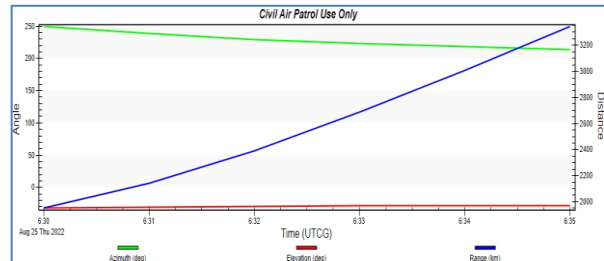
خطاهای مهم روش SGP4 بیشتر از نوع تقاطع با مسیر^{۱۱} وجود اختلاف در امتداد بردار دید می‌باشد [2]. درخصوص خطای زاویه‌ای مسیر ردیابی^{۱۲}، نتایج حاصل از انتشارگر SGP4، بسته به خوب بودن شرایط دیگر، قابل قبول می‌باشد، این امر در مقایسه انجام شده نتایج کدردیابی برای یک ماهواره مشخص، با نتایج نرم‌افزار تجاری SkyTrack نیز به چشم می‌خورد. درخصوص ردیابی ماهواره‌ها، خطای کراس- ترک، مشکل آنچنانی ایجاد نخواهد کرد، زیرا هدف از نظر زاویه‌ای در حال ردیابی بوده و در این حالت، خطاهای پیش‌افتادن یا پس‌افتادن نقطه مرکزی میدان دید تلسکوپ از ماهواره، به صورت دستی با بکارگیری تخمین‌گرهای خطای مناسب، همانند فیلترکالمن، قابل اصلاح است. خطای تقاطع با مسیر، خطای برد یا فاصله ماهواره از سنسور یا تلسکوپ، در مختصات توپوسنتریک است.

همچنین، کدهای نوشته شده برای ارتباط با تجهیزات رصدی و پلتفرم انتخابی، به درستی عمل نموده و این مورد با تست‌های واقعی صحنه‌گذاری گردید. این ارتباط از طریق بستر شبکه مجازی مستقر در پروتکل ارتباط با سخت افزار در پلتفرم Ascom، انجام پذیرفت. در این کاربرد با استفاده از کلاس پایه نوشته شده با استاندارد برنامه‌های کاربردی از کام یا API، و زیرکلاس‌های تجهیزاتی آن، شامل دوربین دیجیتال، سه پایه تلسکوپ و فوکوسر، و فراخوانی آنها در کدردیابی، هر کدام از این تجهیزات یک شیء شناخته شد و در شبکه مجازی از کام، از طریق برنامه متلب شناسایی گردید. پس از شناسایی این تجهیزات، فرامین استاندارد از کام جهت بکارگیری و کنترل آنها از طریق کابل سریال بین رایانه و کنترلر سه پایه تلسکوپ یا سین‌اسکن، ارسال گردید. در فرصت زمانی داده شده از طرف رصدخانه برای تست کد ردیابی، تنها امکان تست تعداد محدودی ماهواره وجود داشت، که تست ردیابی سه ماهواره انجام و با موفقیت همراه گردید.

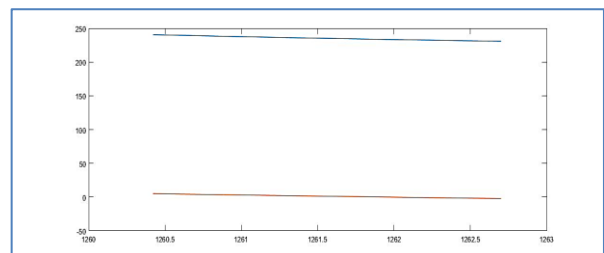
۷- مراجع

- [1] David A. Vallado, *Fundamental of Astrodynamics and Application*, 2013.
- [2] P. F. Easthope, "Examination of SGP4 along-track errors for initially circular orbits" *IMA Journal of Applied Mathematics* (2015) .
- [3] Emilian-Ionut, Croitoru, Gheorghe Oancea, *Satellite Tracking Using Norad Two-Line Element Set Format*, Scientific Research and Education in the Air Force-Afases 2016.
- [4] Samet Aydın, Çağdaş Güzenge, Ahmet Kaya, Önder Kayhan, Eren Can Kovan, Mustafa Kenan Yurtçu

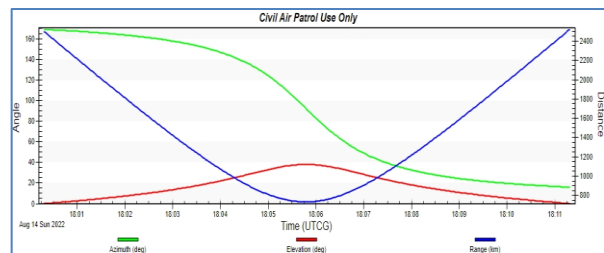
منحنی آزیموت و الویشن دو ماهواره ۲۵۷۳۲ و ۱۴۸۱۹، نیز در نرم‌افزارهای متلب و STK، در شکل های (۱۰)، (۱۱)، (۱۲) و (۱۳) با یکدیگر مقایسه شده اند.



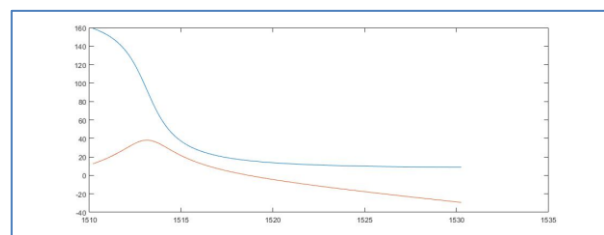
شکل ۱۰- نمودار آزیموت، الویشن و برد، ماهواره ۲۵۷۳۲ در STK



شکل ۱۱- نمودار آزیموت، الویشن و برد، ماهواره ۲۵۷۳۲ با متلب



شکل ۱۲- نمودار آزیموت، الویشن و برد، ماهواره ۱۴۸۱۹ در STK



شکل ۱۳- داده‌های ماهواره ۱۴۸۱۹ با کد توسعه یافته SGP4 با متلب

۶- نتیجه‌گیری

برنامه‌های رایانه‌ای این پروژه، در نرم‌افزار متلب تهیه شدند. برنامه اصلی ردیابی مراحل کاربرپسندی^{۱۰} را هنوز طی نموده و یک نمونه مهندسی می‌باشد، ولی در حال، همه ماژول‌های این برنامه عملکرد خود را به درستی انجام دادند. توابع به کار برده شده بدون خطا فرآیندهای محاسباتی را انجام داده و نتایج نهایی در مقایسه با نرم‌افزارهای تجاری از دقت قابل قبولی برخوردار هستند. در حال روش استفاده شده جهت ایجاد فناوری یک

^{۱۱} Along track error

^{۱۰} User friendly

^{۱۲} Cross track error

Department of Electrical and Electronics Engineering,
Bilkent University 06800 Ankara / Turkey” Tracking of
Low Earth Orbit Satellites by Optical Systems”.

[5] Kathleen Riesing, Hyosang Yoon, and Kerri Cahoy, “A
Portable Optical Ground Station for Low-Earth Orbit
Satellite Communications”, Department of
Aeronautics and Astronautics Massachusetts Institute of
Technology Cambridge, MA, USA.

[6] David A. Vallado Center for Space Standards and
Innovation, Colorado Springs, Colorado, 80920 Paul
Crawford University of Dundee, Dundee, UK,” SGP4
Orbit Determination”.

[7] Xiaozhong Guo a,b, Pengqi Gao a, Ming Shen a,
Datao Yang a, Huanhuan Yu a, Tong Liu a Jiawei Li a,b,
You Zhao “Introduction to APOSOS project: 15 cm
aperture
electro-optical telescopes to track space objects”

[8] Mahooti, Meysam. (2022). SGP4 (MATLAB code).
10.13140/RG.2.2.32545.02401/1.

[9] Mahooti, Meysam. (2022). Satellite Visibility.
10.13140/RG.2.2.35438.08005/2.

[10] Mahooti, Meysam. (2022). High Precision
Orbit Propagator MATLAB code).
10.13140/RG.2.2.23882.44483/3.

[11] Bistafa, S. R. (2021). Revisiting Euler’s Orbital
Calculations for the Comet of 1742. Advances in
Historical Studies, 10, 73-92.

[12] https://en.wikipedia.org/wiki/Perturbation_%28astronomy%29

[13] <https://starizona.com/blogs/tutorials/newtonian-reflectors#site-main>

[14] ASCOM REMOTE- Installation and Configuration
Peter Simpson-peter@peterandjill.co.uk-Abstract
Instructions for installing and configuring ASCOM
Remote