

# Satellite Passes Simulation and Calculating the Satellite Rise and Set Times for the Site

Ehsan Daneshnia<sup>1</sup>, Mehrzad Nasirian<sup>2\*</sup> and S. Mohammad Mahdi Dehghan<sup>3</sup>

1, 2, 3. Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar Uni of Tecnology

\*Lavizan, Tehran, IRAN

[nasirian@mut.ac.ir](mailto:nasirian@mut.ac.ir)

*One of the most important issues in the productivity of the satellites is the mode timing and the automatic writing of the scenario on-board of the satellite with regard environmental conditions. In order to have the capability to make flight scenarios for missions sent from ground stations or missions that are generated automatically, on board timing forecast along with the time to reach the station or the photo target will be necessary.*

on board automatic generation of the scenarios will reduce the dependency of the satellite to ground station. Calculation of the satellite rise and set times, without the satellite passes and orbit disturbances simulation, would not be possible.

This paper presents formula for the satellite passes simulation, algorithm and time prediction computation modeling using keplerian orbital parameters and reduces the size of the calculation utilizing of semimajor axis of the orbit to be used on the board of satellite.

To reduce the volume of calculations, it will be necessary to use numerical methods for finding function minimums or roots. semimajor axis of the orbit will decrease the numerical computation to a great extent using the algorithm presented in this paper.

**Keywords:** Satellite tracking , Satellite rise and set , Optimize calculations, On board calculations, Elevation angle

---

1. M. Sc.

2. Assistant Professor (Coressponding Author)

3. Candident PhD

# شبیه‌سازی رد زمینی و محاسبه زمان‌های طلوع و غروب ماهواره برای نقطه هدف

احسان دانش‌نیا<sup>۱</sup>، مهرزاد نصیریان<sup>۲\*</sup> و سیدمحمد مهدی دهقان<sup>۳</sup>

۱- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

\* تهران، لویزان

[nasirian@mut.ac.ir](mailto:nasirian@mut.ac.ir)

یکی از مسائل مهم در بهره‌وری از ماهواره‌ها، زمان‌بندی مدهای کاری و نوشتن سناریوی عملیات با در نظر گرفتن شرایط محیطی، به صورت خودکار بر روی پردازنده ماهواره است. در راستای ایجاد قابلیت تولید سناریوی پرواز برای ماموریت‌های ارسال شده از ایستگاه زمینی و یا ماموریت‌هایی که به صورت خودکار تولید می‌شود، پیش‌بینی آنبورد زمان و پریرود زمانی رسیدن به ایستگاه یا نقطه‌ی عکسبرداری ضرورت می‌یابد. تولید سناریوی به صورت خودکار در پردازنده ماهواره، وابستگی ماهواره به ایستگاه زمینی را کمتر می‌کند. محاسبه زمان‌های طلوع و غروب ماهواره بدون شبیه‌سازی دقیق مسیر ماهواره با توجه به اغتشاشات مداری امکان‌پذیر نخواهد بود. هدف این مقاله ارائه روابط مورد نیاز برای شبیه‌سازی رد زمینی، الگوریتم و مدل سازی محاسبات پیش‌بینی زمان به کمک پارامترهای کپلری مدار و کاهش حجم این محاسبات برای کاربرد در پردازنده ماهواره به کمک پارامتر نیم قطر اصلی مدار است. برای کاهش حجم محاسبات، استفاده از روش‌های عددی کمینه‌یابی یا ریشه‌یابی توابع ضرورت می‌یابد. نیم قطر اصلی مدار به کمک الگوریتمی که در این مقاله ارائه می‌شود، حجم محاسبات عددی را به نسبت خوبی کاهش می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: ردیابی ماهواره، طلوع و غروب ماهواره، بهینه‌سازی حجم محاسبات، محاسبات آنبورد، زاویه فراز

## علائم و اختصارات

$El$	زاویه فراز (رادیان)		
$M_0$	انحراف متوسط در مبدأ زمان دو خط اطلاعاتی (رادیان)	$a$	نیم قطر اصلی مدار (کیلومتر)
$H$	ارتفاع نقطه هدف از سطح دریا (کیلومتر)	$e$	خروج از مرکزیت مدار
$n$	حرکت متوسط (رادیان بر ثانیه)	$JulianEpoch$	مبدأ زمان وقوع المان‌های مداری در تاریخ جولیان
$N$	حرکت متوسط (revolutions/day)	$E$	انحراف خروج از مرکزیت (رادیان)
$i$	شیب مدار (رادیان)	$LST$	زمان نجومی محلی (رادیان)
$R_{ECI}$	موقعیت ایستگاه در دستگاه اینرسی	$t$	زمان (ثانیه)
$J$	زمان جولیان (روز)	$M$	انحراف متوسط (رادیان)
$r_{ECI}$	موقعیت ماهواره در دستگاه اینرسی		
$J_0$ (روز)	زمان جولیان در ساعت صفر زمان جهانی		
$\overline{r_{xyz}}$	موقعیت ماهواره در دستگاه پیش کانونی		
$T_0$	زمان جولیان در واحد قرن جولیان		

۱. کارشناس ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

۳. مربی و دانشجوی دکتری

دید ماهواره قرار می‌گیرند). این کار کاربر را در مدیریت محل قرارگیری ایستگاه‌ها یاری می‌کند.

۶. تخمین زمان برای زمان‌بندی مودها و نوشتن سناریوی پرواز برای دستیابی به بیشترین ارزش کاری مورد نیاز است.

۷. تخمین زمان و پریود زمانی، برای مدیریت انرژی مصرفی ماهواره از جهت فعالیت‌های کنترل وضعیت، عکس‌برداری و ارتباط مخابراتی اهمیت می‌یابد.

۸. پریود زمانی برای تعیین تعداد عکس‌های گرفته‌شده در یک گذر<sup>۵</sup> از یک نقطه خاص و اثر در کیفیت عکس‌برداری و تهیه فیلم کاربرد دارد.

۹. دوره زمانی برای مدیریت ارتباط با ایستگاه از نظر سالم بودن ارتباط، الویت‌بندی اطلاعات مهم برای ارسال و مشخص شدن حجم اطلاعات انتقال یافته مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۱۰. دوره زمانی و زمان‌بندی به مشخص شدن حجم اطلاعات ذخیره شده، استفاده بهینه از حافظه روی ماهواره از طریق ذخیره‌سازی تصاویر کارآمد یا پردازش آن‌بورد تصاویر، کمک می‌کند.

۱۱. تخمین زمان و پریود به صورت آن‌بورد به کاهش نیروی انسانی به عنوان اپراتور منجر می‌شود.

۱۲. به کمک تخمین زمان و زمان‌بندی، تعداد گذر و فواصل زمانی گذر از نقاط هدف مشخص می‌شود.

پارامترهای ردیابی ماهواره بُرد و زوایای فراز و سمت در ایستگاه‌های زمینی به روش‌های مختلف پیش‌برنامه و خودکار محاسبه می‌شود [۶ و ۵]. بُرد فاصله مکانی ماهواره تا ایستگاه، فراز زاویه ماهواره از سطح افق ایستگاه و سمت زاویه ماهواره به صورت ساعتگرد از سمت شمال ایستگاه است. ردیابی به این روش‌ها به صورت نقطه به نقطه و برای هر لحظه از زمان معادلات مکانیک مدار ماهواره مورد نظر با استفاده از پردازشگرهای قدرتمند به صورت مجزا حل می‌شود [۷]. با توجه به پیش‌بینی آن‌بورد زمان و با در نظر داشتن ناتوانی ماهواره در استفاده از توان الکتریکی زیاد و پردازشگرهای قوی، کاهش حجم عملیات محاسباتی آن‌بورد ماهواره ضرورت دارد. در این مقاله، ابتدا رد زمینی ماهواره شبیه‌سازی، سپس روشی برای نوشتن تابع زاویه فراز با زمان بیان شده است. در ادامه برای دستیابی سریع به ریشه‌های معادله یا همان زمان‌های طلوع و غروب ماهواره، روش جستجوی عددی و به کمک پارامتر نیم قطر اصلی مدار (a) پیشنهاد شده است. قطر اصلی مدار عبارت است از فاصله نقطه حضیض و نقطه اوج از یکدیگر، که نقطه

زمان جهانی (hour)  $ut$   
 مکان نقطه هدف در مختصات متعام بیضی زمین  $X$   
 مکان نقطه هدف در مختصات متعام بیضی زمین  $Z$   
 انحراف واقعی (radian)  $\theta$   
 زمان نجومی گرینویچ (radian)  $\theta_g$   
 زمان نجومی گرینویچ در ساعت صفر جهانی (radian)  $\theta_{g0}$   
 پارامتر جاذبه ( $\text{km}^3 \text{s}^{-2}$ )  $\mu$   
 طول جغرافیایی نقطه هدف (radian)  $\lambda$   
 بردار ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه اینرسی  $\rho_{ECI}$   
 بردار ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه مرکز محلی  $\rho_{sez}$   
 بعد نقطه‌ی اعتدال بهاری (radian)  $\Omega$   
 عرض جغرافیایی نقطه‌ی هدف (radian)  $\varphi$   
 آرگومان حضیض (radian)  $\omega$

### مقدمه

از زمان دستیابی انسان به فضا تحقیقات مختلف و متعددی در شاخه‌های گوناگون این رشته انجام شده است. کاربردی‌تر شدن ماهواره‌ها و به‌خصوص ماهواره‌های سنجش از دور و همچنین اهمیت به حوادث غیرمترقبه و عکس‌برداری بدون وقفه از اتفاقات موجود باعث شده‌است که در سال‌های اخیر مسئله مدیریت آن‌بورد<sup>۴</sup> مودهای کاری ماهواره و در راستای آن زمان‌بندی وظایف ماهواره مورد توجه متخصصان قرار بگیرد [۱].

پیش‌بینی زمان رسیدن به هدف و پریود آن برای انجام زمان‌بندی و مدیریت کارها و مودهای عملیاتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. پیش‌بینی و زمان‌بندی دقیق آن‌بورد مودهای کاری ماهواره با توجه به موارد زیر کاربرد و ضرورت می‌یابد [۴-۲]:

۱. کشورها گرایش به ساخت ماهواره‌های کوچک و استفاده از مدارهای پایین زمین دارند. سرعت ماهواره‌ها در این مدارها بسیار بالاست.
۲. تعداد ایستگاه‌های زمینی محدود و پنجره زمانی دید اهداف زمینی کوچک است.
۳. عکس‌برداری‌های زمان‌بندی شده با تغییرات غیرمنتظره آب و هوا نیاز به تغییر پیدا می‌کنند.
۴. وقوع حوادث طبیعی غیرمترقبه‌ای که باید توسط ماهواره‌ها مورد تحقیق قرار گیرند.
۵. تخمین زمان، پریود و زمان‌بندی برای شبیه‌سازی حرکت زمین از دید ماهواره مورد استفاده قرار می‌گیرد. (نقاط مشخص شده روی زمین، چه زمان، با چه میدان دید و در چندمین گذر در

مثبت محاسبه می‌شود و  $H$  ارتفاع نقطه هدف از سطح دریاست. برای مدل زمین، از مدل زمین بیضی و مختصات عرض جغرافیایی ژئودزی استفاده شده است. در این مدل، زمین به صورت یک شبه کره پخ شده از قطبین<sup>۱۲</sup> تقریب زده می‌شود. در این حالت دیده می‌شود، عرض جغرافیایی می‌تواند به طویلی حالتی که برای مدل کاملاً کروی است، نباشد و شعاع زمین هم تابعی از عرض جغرافیایی خواهد بود. طول جغرافیایی در این مدل همان طول جغرافیایی در مدل کاملاً کروی است. در این مدلی که در نظر گرفته شده است، مقطع عرضی زمین در امتداد خط یک نصف‌النهار، یک بیضی است که نیم قطر اصلی آن شعاع استوایی زمین و نیم قطر کوچک آن شعاع قطبی زمین است. مقطع‌های موازی با استوا همگی دایروی هستند. این بیضی مرجع، تقریب خوبی برای یک سطح فرضی به نام سطح دریای متوسط است. سطح دریای متوسط واقعی، زمین‌واره<sup>۱۳</sup> نامیده می‌شود و کمی از بیضی مرجع مورد نظر به دلیل توزیع ناهمگون جرم داخلی زمین منحرف شده است [۲].

### الگوریتم شبه‌سازی گام به گام معادلات ردیابی

برای این کار ابتدا باید موقعیت ماهواره در دستگاه مختصات مداری به دست آید  $\overline{xyz}$ . سپس با استفاده از یک سری ماتریس‌های انتقال دستگاه‌های مختصات و وارد کردن زمان به معادلات، پارامترهای ردیابی در دستگاه مرکز محلی<sup>۱۴</sup> به دست می‌آید  $\{p_{sez}\}$ .

به منظور شبه‌سازی اثر اغتشاشات مداری در رد زمینی ماهواره، می‌توان از مؤثرترین عامل اغتشاشی یعنی مدل واقعی زمین و ضرایب ژئوپتانسیل<sup>۱۵</sup> استفاده کرد [۲]. ضرایب ژئوپتانسیل، ضرایب بدون بعدی هستند که میزان اثر پخش‌شدگی زمین در قطبین را روی پارامترهای مدار ماهواره نشان می‌دهند.  $J_2$  و  $J_4$  مؤثرترین ضرایب ژئوپتانسیل برای زمین هستند که مقدار آن‌ها به این شرح است  $J_2 = 1.0826262207 \times 10^{-6}$  و  $J_4 = -1.61936355 \times 10^{-6}$  [۲].

شکل (۱) زوایای فراز و سمت و بُرد ماهواره و موقعیت ماهواره نسبت به دستگاه مرکز محلی، زمین مرکز ثابت و اینرسی را نشان می‌دهد.

این ضرایب در طول زمان تغییراتی در پارامترهای انحراف متوسط، بعد گره صعودی و آرگومان حضیض ایجاد می‌کند که چشمگیر است.

حضیض نزدیک‌ترین نقطه مدار به کانون و نقطه اوج دورترین نقطه مدار از کانون است.

### روند کلی شبه‌سازی رد زمینی ماهواره

در این بخش روند کلی شبه‌سازی پارامترهای ردیابی ماهواره معرفی شده است. برای انجام مراحل شبه‌سازی، در ابتدا نیاز است المان‌های مداری در یک لحظه خاص نزدیک به زمان شروع شبه‌سازی به نرم‌افزار معرفی شود.

پس از اینکه المان‌های مداری و پارامترهای ردیابی در یک لحظه خاص مشخص شد از آن پس می‌توان با استفاده از روابطی که معرفی خواهد شد در گام‌های زمانی مختلف المان‌های مداری و پارامترهای ردیابی را به دست آورد.

در (الگوریتم ۱) روند کلی شبه‌سازی پارامترهای ردیابی معرفی شده است.

الگوریتم ۱. الگوریتم کلی شبه‌سازی پارامترهای ردیابی [۲]
۱- تعیین المان‌های مداری در یک مبدأ زمان خاص $(a, e, i, \Omega)$ ( $\omega, \pi, t_{epoch}$ )
۲- تعیین فاصله زمانی ابتدایی و انتهایی و گام‌های زمانی مورد نظر کاربر برای دید یک نقطه خاص $(t_{epoch}, t_{end}, step_{time})$
۳- تعیین مختصات جغرافیایی نقطه خاص مورد نظر (یا ایستگاه) برای نرم‌افزار $(\varphi, \lambda, H)$
۴- حل گام به گام مسئله توسط روابط معرفی شده
۵- ارائه زوایای فراز و سمت و بُرد ماهواره تا ایستگاه در هر لحظه به عنوان خروجی

$a$  نیم قطر اصلی مدار،  $e$  خروج از مرکزیت<sup>۶</sup> که میزان بیضی بودن مدار را تعیین می‌کند،  $i$  شیب صفحه مدار<sup>۷</sup> نسبت به صفحه استوای زمین در نقطه گره صعودی،  $\Omega$  بُعد گره صعودی<sup>۸</sup> زاویه بین محور  $I$  دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز (محور اعتدال بهاری) و گره صعودی ماهواره،  $\omega$  آرگومان حضیض<sup>۹</sup> فاصله زاویه‌ای بین گره صعودی ماهواره و حضیض مدار،  $\pi$  حرکت متوسط ماهواره<sup>۱۰</sup> یعنی تعداد دوران ماهواره در روز و  $t_{epoch}$  زمان وقوع این پارامترهاست.

$\varphi$  عرض جغرافیایی ژئودزی<sup>۱۱</sup> نقطه هدف که از صفحه استوای زمین به سمت دو قطب اندازه‌گیری می‌شود،  $\lambda$  طول جغرافیایی نقطه هدف که از نصف‌النهار گرینویچ به سمت شرق

6. Eccentricity
7. Inclination
8. Right ascension of ascending node
9. Argument of Perigee
10. Mean Motion
11. Geodetic latitude

12. Oblate spheroid
13. geoid
14. topocentric
15. Geopotential Coefficient

## الگوریتم پیش‌بینی زمان‌های طلوع و غروب ماهواره

به‌دست آوردن زمان‌های طلوع و غروب ماهواره برای یک نقطه خاص مستلزم بیان زاویه فراز به صورت تابعی از زمان است. سپس ریشه‌های این تابع به عنوان زمان‌های طلوع و غروب معرفی می‌شود [۱۰]. اما برای تشکیل و حل این تابع دو مسئله وجود دارد. مسئله اول در استفاده از معادله کپلر برای تشکیل این تابع بروز می‌کند. عدم وجود حل تحلیلی برای معادله کپلر مانع از تشکیل تابع زاویه فراز با زمان است. مسئله دوم وجود بی‌نهایت ریشه برای چنین تابعی است [۲].

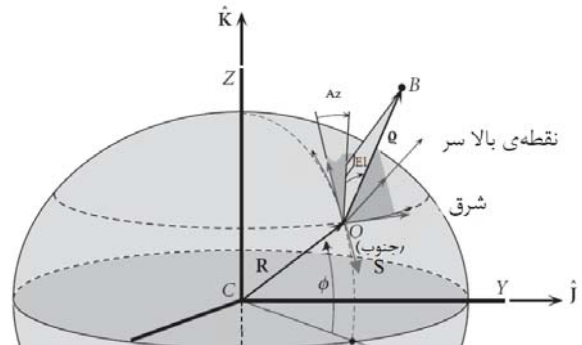
روش مرسوم برای حل این معادله در پردازنده‌های معمول، حل گام به گام زمانی تک تک روابط منتهی به زاویه فراز و استخراج آن بر حسب زمان است. دستیابی به دقت زیاد برای ردیابی ماهواره مستلزم استفاده از گام‌های زمانی کوچک است که این کار حجم محاسبات را بسیار زیاد می‌کند [۷].

روشی که در این مقاله ارائه شده است در واقع تغییر متغیر از فضای زمان به فضای انحراف خروج از مرکز است. این کار به تشکیل تابع زاویه فراز با انحراف خروج از مرکز کمک می‌کند. سپس تابع به‌دست آمده با استفاده از روش بهینه عددی حرکت متوسط در یک بازه خاص حل می‌شود. به این ترتیب حجم عملیات کاهش یافته و مناسب برای پردازش آنبورد می‌شود. همچنین با توجه به محدودیت در پردازش، هیچ کدام از عوامل اغتشاش مداری در تشکیل تابع فراز وارد نشده است. الگوریتم (۳) روند کلی حل مسئله زاویه فراز را به روش بهینه عددی معرفی می‌کند.

الگوریتم ۳- الگوریتم کلی حل مسئله زاویه فراز
۱- تعیین المان‌های مداری توسط سیستم موقعیت‌یاب جهانی یا دریافت بلادرنگ ماهواره از ایستگاه در یک لحظه خاص ( $a, e, i, \Omega, \omega, n, t_{epoch}$ )
۲- تعیین فاصله زمانی ابتدایی و انتهایی مورد نظر کاربر برای دید یک نقطه خاص ( $t_{epoch}, t_{end}$ )
۳- تعیین مختصات جغرافیایی نقطه خاص مورد نظر برای ماهواره ( $\phi, \lambda, H$ )
۴- تشکیل تابع زاویه فراز با انحراف خروج از مرکز $EI = f(E)$
۵- حل معادله کپلر برای زمان‌های ابتدایی و انتهایی به یکی از روش‌های عددی و تبدیل زمان به انحراف خروج از مرکز ( $E_{epoch}, E_{end}$ )
۶- حل تابع $EI = f(E)$ به روش بهینه و محاسبه ریشه‌های مسئله در بازه ( $E_{epoch}, E_{end}$ )
۷- استفاده از معادله کپلر و انتقال ریشه‌ها از فضای انحراف خروج از مرکز $E$ به فضای زمان

## روند تشکیل تابع زاویه فراز بر حسب انحراف خروج از مرکز

به‌منظور تشکیل تابع زاویه فراز با انحراف خروج از مرکز، ابتدا باید زاویه فراز به صورت تابعی از متغیرهای المان‌های مداری و مختصات



شکل ۱- موقعیت ماهواره در دستگاه مرکز محلی، زمین ثابت و اینرسی [۸]

(الگوریتم ۲) روند استفاده از روابط و شبیه‌سازی پارامترهای

ردیابی را بیان می‌کند.

## الگوریتم ۲- روند شبیه‌سازی استپ به استپ پارامترهای ردیابی [۲]

- ۱- محاسبه تغییرات انحراف متوسط ( $\Delta M$ ) ناشی از اختلاف زمان مبدا زمان المان‌های مداری و زمان شروع شبیه‌سازی.
- ۲- محاسبه تغییرات انحراف متوسط ( $\Delta M$ )، بعد نقطه اعتدال بهاری ( $\Delta \Omega$ ) و آرگومان حضیض ( $\Delta \phi$ )، ناشی از مدل واقعی زمین برای اختلاف زمان مبدا، زمان المان‌های مداری و زمان شروع شبیه‌سازی.
- ۳- تعیین تمام المان‌های مداری در زمان شروع شبیه‌سازی
- ۴- برای زمان شروع شبیه‌سازی:
  - (a) حل معادله کپلر و استخراج انحراف خروج از مرکز (E).
  - (b) محاسبه انحراف واقعی ( $\theta$ ) با استفاده از انحراف خروج از مرکز.
  - (c) محاسبه موقعیت ماهواره در دستگاه پیش کانونی  $\{r\}_{xyz}$ .
  - (d) انتقال موقعیت ماهواره به دستگاه اینرسی  $\{r\}_{ECI}$ .
  - (e) محاسبه موقعیت ایستگاه در دستگاه اینرسی  $R_{ECI}$ .
  - (f) موقعیت ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه اینرسی  $P_{ECI}$ .
  - (g) محاسبه زمان نجومی محلی ایستگاه (LST).
  - (h) انتقال بردار  $P_{ECI}$  به دستگاه مرکز محلی  $\{p_{sez}\}$ .
  - (i) محاسبه زوایای فراز (El) و سمت (Az) و اندازه بردار  $\{p_{sez}\}$ .
- ۵- اضافه کردن استپ زمانی به زمان شروع شبیه‌سازی.
- ۶- محاسبه تغییرات انحراف متوسط، بعد نقطه اعتدال بهاری و آرگومان حضیض، موثر از مدل واقعی زمین در اثر گذر استپ‌های زمانی و تعیین المان‌های مداری در زمان جدید.
- ۷- انجام تمام محاسبات مرحله ۴ برای زمان جدید.
- ۸- اضافه کردن استپ‌های زمانی و انجام همان محاسبات تا زمان انتهایی.

$\theta$  انحراف حقیقی<sup>۱۶</sup> فاصله زاویه‌ای بین حضیض مدار و مکان ماهواره، E انحراف خروج از مرکز<sup>۱۷</sup> است که توسط رابطه ریاضی (۱) با انحراف حقیقی وابسته است.

$$\tan \frac{\theta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2} \quad (1)$$

LST زمان نجومی محلی<sup>۱۸</sup> یک نقطه هدف، زمان سپری شده از گذر نصف‌النهار محلی نقطه هدف از روی محور اعتدال بهاری است.

16. True Anomaly

17. Eccentric Anomaly

18. Local Sidereal Time

جولیان در یک قرن جولیان است. زمان جولیان در واحد قرن جولیان تابعی از زمان جولیان در ساعت صفر زمان جهانی است  $T_0$   $(J_0)$   $f =$  زمان جولیان در ساعت صفر زمان جهانی تابعی از زمان جولیان و زمان جهانی است  $[A] J_0 = f(J, u_t)$ .

بردار ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه اینرسی تابعی از موقعیت نقطه هدف و موقعیت ماهواره در دستگاه اینرسی است  $\rho_{ECI} = f(R_{ECI}, I_{ECI})$  از مکان نقطه‌ی هدف در مختصات متعامد بیضی زمین و زمان نجومی محلی است  $R_{ECI} = f(X, Z, LST)$ . مکان هدف در مختصات متعامد بیضی زمین تابعی از شعاع استوایی زمین، خروج از مرکز زمین، عرض جغرافیایی نقطه هدف و ارتفاع نقطه هدف از سطح دریاست  $X = f(a_e, e_e, \varphi, H)$   $Z =$  موقعیت ماهواره در دستگاه اینرسی تابعی از موقعیت ماهواره در دستگاه پیش‌کانونی، شیب مدار، بعد نقطه اعتدال بهاری و آرگومان حضیض است  $[12] I_{ECI} = f(\{\vec{r}\}_{xyz}, i, \Omega, \omega)$ .

موقعیت ماهواره در دستگاه پیش‌کانونی تابعی از نیم قطر اصلی مدار، خروج از مرکزیت مدار، انحراف واقعی و پارامتر جاذبه است  $\{\vec{r}\}_{xyz} = f(a, e, \theta, \mu)$  مرکزیت مدار و انحراف خروج از مرکز است  $[A] \theta = f(e, E)$ .

### شکل ساده تابع زاویه فراز

برای نمایش ساده رابطه زاویه فراز با انحراف خروج از مرکز، این تابع به توابع کوچک‌تر  $A, B, C, D, E, F, G, G', H, I, J, K, L, L', M, N, O, P, Q, R, S, T, U, V, W, X$  شکسته شده است  $[2]$ .

$$A = \left(\frac{1+e}{1-e}\right)^{\frac{1}{2}} \times \tan\left(\frac{1}{2} \times E\right)$$

$$B = (E - e \times \sin(E) - M)$$

$$C = \left(B \times \frac{4.90768988095685 \times 10^{-32}}{\left(\frac{1}{a^3}\right)^{\frac{1}{2}}}\right) + \text{julianEpoch} + \frac{1}{2}$$

$$D = (797200.883 \times e \times \cos A)$$

$$F = \left(H + \frac{428030065377.28}{(4473450223820429 \times \sin(\varphi)^2 + 4503599627370496 \times \cos(\varphi)^2)^{\frac{1}{2}}}\right)$$

$$G = (\cos(\Omega) \times \cos(\omega) - \sin(\Omega) \times \sin(\omega) \times \cos(i)) G' = (-\cos(\Omega) \times \sin(\omega) - \sin(\Omega) \times \cos(i) \times \cos(\omega)) L = (\sin(\Omega) \times \cos(\omega) + \cos(\Omega) \times \cos(i) \times \sin(\omega))$$

$$L' = (-\sin(\Omega) \times \sin(\omega) + \cos(\Omega) \times \cos(i) \times \cos(\omega))$$

$$K = (-67.1196303901437 \times \text{floor}(C))$$

$$S = 398600.44 \times a \times (1 - e^2)$$

$$U = \lambda + 1/180 \times P \times \pi$$

$$V = (S \times \cos A/D \times G + S \times \sin A/D \times G' - F \times \cos(\varphi) \times \cos(U))$$

$$X = S \times \cos A/D \times \sin(\omega) \times \sin(i) + S \times \sin A/D \times \cos(\omega) \times \sin(i) - (W) \times \sin(\varphi)$$

جغرافیایی نقطه هدف نوشته شود. در ادامه، با معلوم‌بودن متغیرها، زاویه فراز تنها تابعی از انحراف خروج از مرکز می‌شود. برای این کار، ابتدا باید موقعیت ماهواره در دستگاه مختصات مداری به دست آید. سپس با استفاده از یک سری ماتریس‌های انتقال دستگاه‌های مختصات و واردکردن زمان به معادلات، زاویه فراز در دستگاه مرکز محلی به دست آید.

توابع زیر تابعیت زاویه فراز با پارامترهای مختلف و تابعیت پارامترهای مختلف با هم‌دیگر را به شیوه‌ای مناسب نشان می‌دهد. هدف از این شیوه مجتمع، نمایش نحوه تابعیت زاویه فراز با انحراف خروج از مرکز است.

زاویه فراز تابعی از اندازه و ترم‌های موقعیت ماهواره در دستگاه مرکز محلی است  $[9] El = f(\rho_{sez})$  موقعیت ماهواره در دستگاه مرکز محلی خود تابعی از زمان نجومی محلی، بردار ماهواره نسبت به ایستگاه در دستگاه اینرسی و عرض جغرافیایی نقطه هدف است  $\rho_{sez} = f(LST, \rho_{ECI}, \varphi)$ .

زمانی که برای بازگشت یک ستاره دور به یک مکان یکسان بالا سر، روی یک نصف‌النهار یکسان، می‌گذرد یک روز نجومی یا ۲۴ ساعت نجومی است. زمان نجومی (وابسته به نصف‌النهار محلی یا نصف‌النهار گرینویچی مرجع خود) به طور معمول به صورت زمان نجومی محلی یا گرینویچی بیان می‌شود. زمان نجومی محلی تابعی از زمان نجومی گرینویچی و طول جغرافیایی نقطه هدف است  $LST = f(\theta_g, \lambda)$ . زمان نجومی گرینویچی تابعی از زمان جهانی و زمان نجومی گرینویچی در ساعت صفر جهانی است  $[8] \theta_g = f(u_t, \theta_{g0})$ . زمان جهانی با گذرهای خورشید از روی نصف‌النهار گرینویچ، اندازه‌گیری می‌شود. ساعت صفر جهانی زمانی است که خورشید به طور دقیق در حال گذر از روی نصف‌النهار گرینویچ است.

زمان جهانی تابعی از زمان جولیان است  $u_t = f(J)$  زمان جولیان، حاصل شمردن روزهای سپری شده از ظهر ۱ ژانویه ۴۷۱۳ سال قبل از میلاد مسیح است. زمان جولیان، خود تابعی از انحراف متوسط<sup>۱۹</sup> در مبدأ زمان وقوع پارامترهای مداری در دست، زمان جولیان در ساعت صفر زمان جهانی، حرکت متوسط و انحراف خروج از مرکز است  $J = f(M_0, J_0, n, E)$   $[2]$ . انحراف متوسط حاصل ضرب حرکت متوسط در زمان است. زمان نجومی گرینویچی در ساعت صفر جهانی تابعی از زمان جولیان در واحد قرن جولیان است  $\theta_{g0} = f(T_0)$  زمان جولیان در واحد قرن جولیان، حاصل تعداد روز سپری شده از ظهر روز ۱ ژانویه سال ۲۰۰۰ تا ساعت صفر جهانی تقسیم بر تعداد روز

مطلق این الگوریتم تنها یکی از آن‌ها را پیدا می‌کند، لازم است برای یافتن تمام ریشه‌ها بازه مورد نظر به شیوه‌ای خاص تقسیم شود.

با توجه به اینکه ماهواره در هر بار چرخش به دور زمین حداکثر می‌تواند یک گذر از روی نقطه هدف داشته باشد، بنابراین اگر بازه زمانی حل مسئله متناسب با حرکت متوسط ماهواره، به بازه‌های مساوی تقسیم شود آنگاه به طور قطعی می‌توان گفت در هر بازه بیش از دو ریشه وجود نخواهد داشت. به عبارتی بازه زمانی حل مسئله به B قسمت مساوی تقسیم شود که B از رابطه (۵) به دست می‌آید [۲].

$$B = \text{floor} \left( (t_{\text{end}} - t_{\text{epoch}})_{\text{julian}} \times N \right) + 1 \quad (5)$$

(Floor) عملگری است که اعداد را به سمت عدد صحیح کوچک‌تر از خود گرد می‌کند. روند الگوریتم به این صورت است که ابتدا بازه به B قسمت مساوی تقسیم می‌شود. ...  $[E_1, E_2], [E_{\text{epoch}}, E_1]$   $E = [E_{\text{epoch}}, E_1], [E_1, E_2], \dots$  سپس تابع  $EL' = EL^2 = g(E)$  تشکیل می‌شود، به این شکل ریشه‌های تابع به کمینه‌های تابع تبدیل می‌شوند. اکنون توسط یک روش عددی، کمینه‌های مطلق در تک تک بازه‌ها یافت می‌شود. اگر در بازه‌ای کمینه مطلق ریشه تابع نباشد  $(g(E_{\text{min}}) \neq 0)$ ، جستجو در بازه‌های بعدی ادامه می‌یابد. اگر در بازه‌ای کمینه مطلق همان ریشه تابع بود  $(g(E_{\text{min}}) = 0)$ ، ممکن است حداکثر یک ریشه دیگر در این بازه وجود داشته باشد بنابراین با استفاده از همان روش، کمینه مطلق در بازه  $[E_{i-1}, E_{\text{min}} - \epsilon]$  یا  $[E_{\text{min}} + \epsilon, E_i]$  یافت شود. به این ترتیب با تعداد محدودی ارزیابی تابع، می‌توان ریشه‌های تابع زاویه فراز را پیدا کرد.

$$W = (4473450223820429 \times \sin(\varphi))^2 + 4503599627370496 \times \cos \varphi 212 + H$$

$$P = (-2416078.411 - \{359.999 \times \text{floor} C\} + \{0.000387933 \times K^2\} - \{(2.583 \times 10^{-8}) \times K^3\} + \{(7.99702567899445 \times 10^{-14}) \times B \times \frac{6847903441654645^{\frac{1}{2}}}{(\frac{1}{a^3})^{\frac{1}{2}}}\} + \{360.986 \times \text{julianEpoch}\})$$

$$Q = \left\{ 398600.44 \times a \times (1 - e^2) \times \frac{\cos A}{D} \times L \right\} + \left\{ 398600.44 \times a \times (1 - e^2) \times \frac{\sin A}{D} \times L' \right\} - F \times \cos(\varphi) \times \sin \left( \lambda + \frac{1}{180} \times P \times \pi \right)$$

$$\rho_s = (V \times \sin(\varphi) \times \cos(U) + Q \times \sin(\varphi) \times \sin(U) - (X) \times \cos(\varphi))$$

$$\rho_E = (-S \times \cos A / D \times G - S \times \sin A / D \times G' + F \times \cos(\varphi) \times \cos(U) \times \sin(U) + Q \times \cos(U))$$

$$\rho_Z = (V \times \cos(\varphi) \times \cos(U) + Q \times \cos(\varphi) \times \sin(U) + (X) \times \sin(\varphi))$$

و پس از ترکیب رابطه (۳) با تمام روابط مذکور که به اختصار با شماره (۲) نمایان شده، تابع زاویه فراز با انحراف خروج از مرکز به دست می‌آید [۲].

$$El = \frac{180}{\pi} \times \text{asin} \left\{ \frac{\rho_Z}{(\rho_s^2 + \rho_E^2 + \rho_Z^2)^{0.5}} \right\} \quad (3)$$

با توجه به روابط (۲) و (۳)، دیده می‌شود زاویه فراز تابعی از پارامترهای مداری  $(a, e, i, \Omega, \omega, n)$  و زمان وقوع این پارامترها به تاریخ جولیانو همچنین تابع مختصات جغرافیایی نقطه هدف  $(\varphi, \lambda, H)$  است. با معلوم شدن این پارامترها، زاویه فراز تنها تابعی از انحراف خروج از مرکز خواهد شد.

## حل معادله زاویه فراز به روش جستجوی عددی

### تعیین بازه ریشه‌ها

بازه زمانی مورد نظر برای حل، بازه بین مبدا زمان المان‌های مداری دریافت شده در یک زمان خاص تا زمان دریافت المان‌های مداری ماهواره در ارتباط بعدی با ایستگاه است. برای حل این معادله ابتدا باید بازه زمانی مورد نظر به پارامتر انحراف خروج از مرکز تغییر متغیر داده شود. با استفاده از حل معادله کپلر به روش نیوتن در زمان‌های  $t_{\text{epoch}}$  و  $t_{\text{end}}$  انحراف خروج از مرکز در این زمان‌ها  $E_{\text{epoch}}$  و  $E_{\text{end}}$  به دست می‌آید [۸].

$$E - e \sin(E) = n(t - t_{\text{epoch}}) + M_0 \quad (4)$$

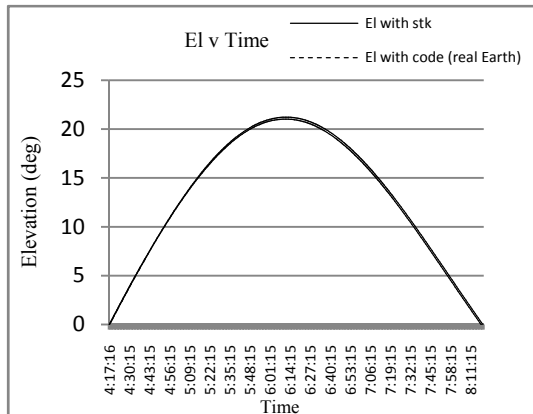
### روش بهینه عددی حرکت متوسط ماهواره برای حل این معادله

در این روش، از الگوریتم یافتن کمترین مقدار مطلق تابع استفاده شده است. با توجه به اینکه در یک بازه خاص در صورت وجود چند کمینه

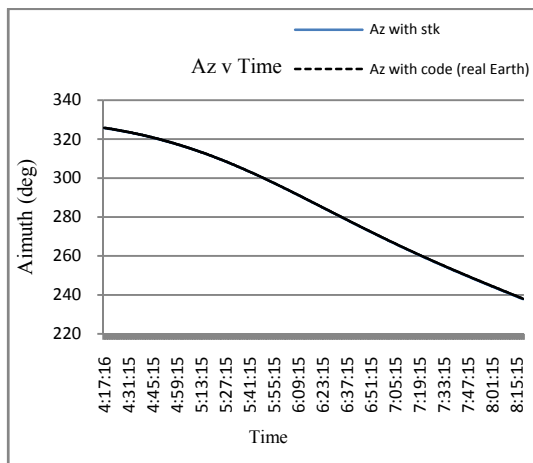
الگوریتم ۴- مرحله اصلی روش حرکت متوسط ماهواره
۱- بازه زمانی مورد نظر به B قسمت مساوی تقسیم شود.
۲- تابع $EL'$ تشکیل شود.
۳- برای $i$ از 1 تا B-1:
به ترتیب در هر یک از بازه‌های تقسیم شده با استفاده از یک روش قطعی کمینه مطلق تابع پیدا شود $E_{\text{min}}$ .
اگر $g(E_{\text{min}}) \neq 0$ ، جستجو در بازه بعدی ادامه یابد.
اگر $g(E_{\text{min}}) = 0$ ، این مقدار به عنوان ریشه ثبت و جستجو در بازه $[E_{i-1}, E_{\text{min}} - \epsilon]$ یا $[E_{\text{min}} + \epsilon, E_i]$ ادامه یابد.

الگوریتم (۴) روند یافتن ریشه‌های تابع زاویه فراز را بیان می‌کند. روش‌های عددی قطعی برای یافتن کمینه‌های مطلق تابع، به دلیل حجم محاسبات بالا، مناسب برای استفاده در پردازنده ماهواره نیستند. در الگوریتم (۴) به عنوان یک روش غیرقطعی برای پیدا کردن کمینه‌ها از روش برنت استفاده شده است. در این روش، از ترکیب دو الگوریتم جستجوی برش طلایی<sup>۲۰</sup> و درون‌یابی درجه دو بهره گرفته شده است [۱۱].

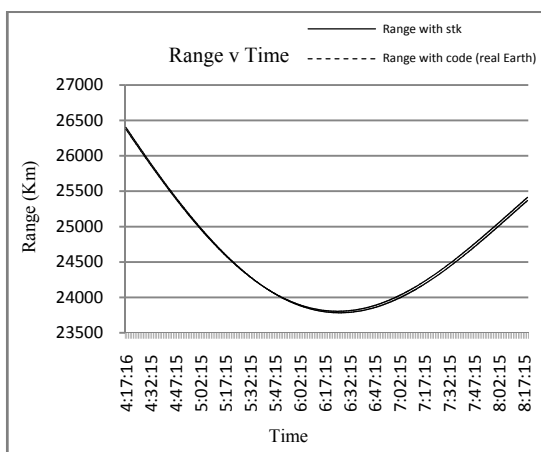
## نتایج شبیه‌سازی مسیر ماهواره



شکل ۲- تغییرات زاویه فراز با زمان در زمان گذر از روی یک نقطه خاص با استفاده از شبیه‌سازی و STK برای مشخصات مداری جدول (۱)



شکل ۳- تغییرات زاویه سمت با زمان در زمان گذر از روی یک نقطه خاص با استفاده از شبیه‌سازی و STK برای مشخصات مداری جدول (۱)



شکل ۴- تغییرات بُرد ماهواره با زمان در زمان گذر از روی یک نقطه خاص با استفاده از شبیه‌سازی و STK برای مشخصات مداری جدول (۱)

برای اثبات صحت نتایج شبیه‌سازی، تغییرات زاویه فراز، سمت و بُرد در زمان گذر نسبت به نقطه هدف، برای دو مدار با ارتفاعات مختلف شبیه‌سازی، و به صورت نمودار رسم و با داده‌های حاصل از نرم‌افزار STK مقایسه شده است. اثر مدل واقعی زمین و ضرائب ژئوپتانسیل نیز در روابط شبیه‌سازی لحاظ شده است.

STK قوی‌ترین نرم‌افزار شبیه‌ساز عملیات‌های فضایی است که به صورت گسترده در سراسر جهان استفاده می‌شود. از این نرم‌افزار برای تحلیل‌های مداری، پوشش‌دهی، برخوردهای فضایی، لینک مخابراتی ماهواره‌ای و غیره استفاده می‌شود. این نرم‌افزار یک موتور هندسی نرم‌افزاری فیزیک پایه است که دینامیک تجهیزات متحرک زمینی، دریایی، و فضایی را با دقت خوبی در حالت بلادرنگ یا شبیه‌ساز، آنالیز کرده و نمایش می‌دهد. کاربران با استفاده از STK می‌توانند معادلات مکان، موقعیت و جهت‌گیری زمان-دینامیکی وسایل متحرک را توسط الگوریتم‌های پیش‌بین یا ورودی‌های خارجی مدل کنند [۱۲].

انتخاب گام‌های حل مسئله بستگی به دقت مورد نیاز برای حل مسئله دارد. همچنین حداقل زمان لازم برای ایجاد ارتباط مخابراتی سالم و ارسال و دریافت داده‌ها، مؤثر در انتخاب گام زمانی است. به عنوان یک انتخاب بهینه برای مدارهای دور زمین، گام زمانی ۶۰ ثانیه در نظر گرفته شده است.

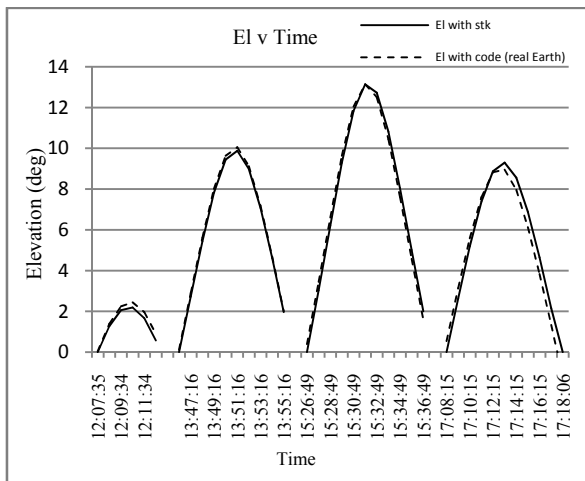
المان‌های مداری مدار اول با ارتفاع مدارهای متوسط زمین (MEO) و مختصات نقطه هدف در جدول (۱) آمده است.

جدول ۱- المان‌های کپلری مدار اول و مختصات نقطه هدف برای استفاده در الگوریتم معرفی شده و STK

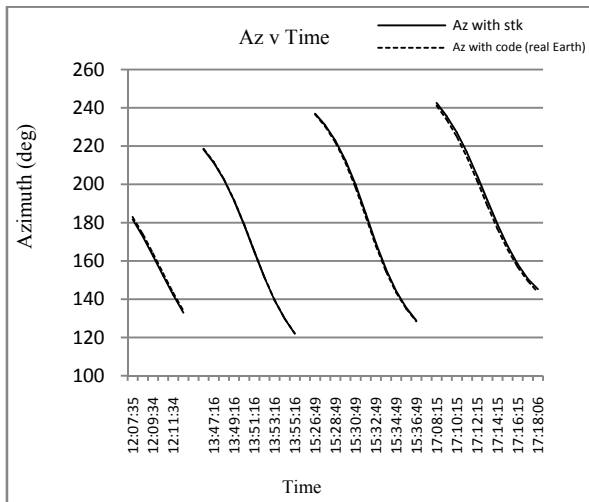
نقطه هدف		M	$\omega$	$\Omega$	i	e	a	T end	T epoch
$\lambda$	$\phi$	(deg)	(deg)	(deg)	(deg)		(km)		
(deg)	(deg)								
51	35	107.7	249.8	195.5	53.4	0.0223	26560.9	23Jun 2002 10:30:16	23Jun 2002 1:30:16

شکل (۲)، شکل (۳) و شکل (۴) به ترتیب تغییرات زاویه فراز، زاویه سمت و بُرد با زمان را در زمان گذر از روی یک نقطه خاص با مختصات داده شده با استفاده از شبیه‌سازی و STK برای مدار اول نشان می‌دهد.

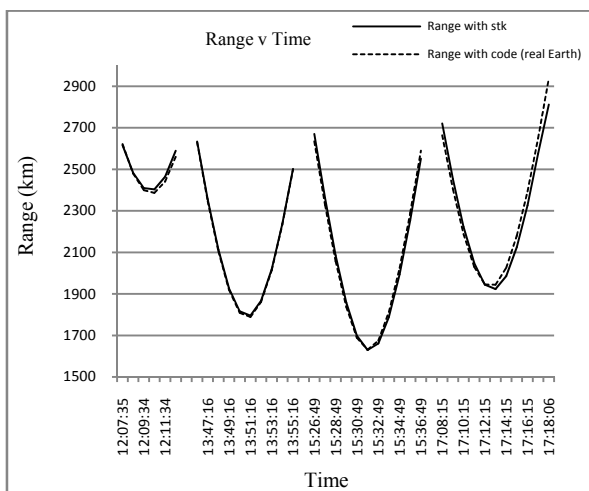




شکل ۵- تغییرات زاویه فراز در زمان چهار گذر متوالی از روی یک نقطه خاص با استفاده از شبیه‌سازی و STK برای مشخصات مداری جدول (۲)



شکل ۶- تغییرات زاویه سمت در زمان چهار گذر متوالی از روی یک نقطه خاص با استفاده از شبیه‌سازی و STK برای مشخصات مداری جدول (۲)



شکل ۷- تغییرات بُرد ماهواره در زمان چهار گذر متوالی از روی یک نقطه خاص با استفاده از شبیه‌سازی و STK برای مشخصات مداری جدول (۲)

المان‌های مداری مدار دوم با ارتفاع مدارهای پایین زمین (LEO) و مختصات نقطه هدف در (جدول ۲) آمده است:

جدول ۲- المان‌های کپلری مدار دوم و مختصات نقطه هدف برای استفاده در الگوریتم معرفی شده و STK

نقطه هدف		M	$\omega$	$\Omega$	i	e	a	T end	T epoch
$\lambda$	$\phi$	(deg)	(deg)	(deg)	(deg)	e	(km)		
(deg)	(deg)								
12.5	41.9	353.8	21.2	319.4	28.4	0.00899	6951.107	8Mar 2010 18:00:00	8Mar 2010 12:00:00

شکل (۵)، شکل (۶) و شکل (۷) به ترتیب تغییرات زاویه فراز، زاویه سمت و بُرد با زمان را در زمان چهار گذر متوالی از روی یک نقطه خاص با مختصات داده شده با استفاده از تابع به‌دست آمده و STK برای مدار دوم نشان می‌دهد.

برای مقایسه بهتر نتایج تعدادی از داده‌های شبیه‌سازی، در زمان‌های مختلف برای STK و مدل شبیه‌سازی شده در جدول‌های (۳) و (۴) بیان شده است.

جدول ۳- مقایسه داده‌های ردیابی اطلاعات مداری جدول (۱) در اوایل و اواخر زمان گذر به‌دست آمده توسط الگوریتم شبیه‌سازی رد زمینی و نرم‌افزار STK

23/06/2002 8:00:15		23/06/2002 5:00:15		
الگوریتم شبیه‌سازی	STK	الگوریتم شبیه‌سازی	STK	
4.0694	4.334	11.809	11.892	زاویه فراز و میزان خطا (درجه)
0.26		0.083		
244.91	244.71	317.14	317.079	زاویه آزیموت و میزان خطا (درجه)
0.2		0.061		
24998.9	24974.5	25046	25034.2	رنج ماهواره و میزان خطا (کیلومتر)
24.4		11.8		

جدول ۴- مقایسه داده‌های ردیابی اطلاعات مداری جدول (۲) در اوایل و اواخر زمان گذر به‌دست آمده توسط الگوریتم شبیه‌سازی رد زمینی و نرم‌افزار STK

03/08/2010 17:15:15		03/08/2010 12:10:34		
الگوریتم شبیه‌سازی	STK	الگوریتم شبیه‌سازی	STK	
6.132	6.888	2.441	2.194	زاویه فراز و میزان خطا (درجه)
0.75		0.24		
165.977	167.936	153.616	152.384	زاویه آزیموت و میزان خطا (درجه)
1.9		1.2		
2180.28	2125.09	2386.43	2403.31	رنج ماهواره و میزان خطا (کیلومتر)
55		16.8		

## نتایج حاصل از الگوریتم جستجوی عددی ریشه‌های تابع فراز

در این قسمت مقایسه‌ای از حجم محاسبات انجام شده برای یافتن ریشه‌های تابع زاویه فراز به دو روش گام به گام و بهینه ارائه شده است. به همین جهت تعداد ارزیابی این تابع با استفاده از الگوریتم بهینه معرفی شده، به دست آمده است. این تعداد با تعداد ارزیابی با استفاده از حل گام به گام مسئله برای چند مدار مختلف نسبت به یک نقطه هدف با مختصات  $\varphi=35^\circ$  و  $\lambda=51^\circ$  و  $H=0$  و برای مدت ۲۴ ساعت مقایسه شده است. جدول (۵) المان‌های مداری هشت مدار مختلف را برای استفاده به دو روش گام به گام و الگوریتم جستجوی بهینه ارائه می‌دهد.

**جدول ۵-** المان‌های مداری مدارهای مورد استفاده به دو روش گام به گام و الگوریتم‌های جستجوی بهینه

مدار	T epoch	T end	a (km)	e	i (deg)	$\Omega$ (deg)	$\omega$ (deg)	M (deg)
اول	8Mar 2010 12:00:0	9Mar 2010 12:00:0	6951.10	0.0089	28.47	319.43	21.26	353.84
دوم	1Jan 2011 12:00:0	2Jan 2011 12:00:0	7075.71	0.00012	98.19	302.35	197.30	350.25
سوم	1Jan 2011 12:00:0	2Jan 2011 12:00:0	7180.97	0.00002	98.66	86.73	247.77	345.66
چهارم	20Sep 2004 07:19:15	21Sep 2004 07:19:15	15352.36	0.56689	31.29	305.66	120.89	306.72
پنجم	4Oct 2004 14:34:48	5Oct 2004 14:34:48	19988.18	0.00792	124.85	123.94	337.433	22.26
ششم	1Jun 2004 12:00:0	2Jun 2004 12:00:0	24410.09	0.65810	31.07	216.03	102.36	103.58
هفتم	4Oct 2004 20:00:17	5Oct 2004 20:00:17	25996.21	0.74657	62.03	177.33	255.92	18.4
هشتم	23Jun 2002 01:30:16	24Jun 2002 01:30:16	26560.9	0.02231	53.4	195.55	249.79	107.77

جدول (۶) مقایسه‌ای از حجم محاسبات انجام شده برای یافتن ریشه‌های هشت مدار مختلف به دو روش گام به گام و الگوریتم جستجوی بهینه است. به کمک الگوریتم معرفی شده حجم عملیات محاسبات برای پیش‌بینی زمان در دید قرار گرفتن ایستگاه زمینی یا نقطه مورد عکس‌برداری توسط ماهواره برای فاصله زمانی ۲۴ ساعت، با توجه به تعداد ریشه‌ها بین ۸۰٪ تا ۹۲٪ کاهش یافته است.

با توجه به شکل‌های (۲) تا (۷) و جدول‌های (۳) و (۴) نتایج زیر حاصل می‌شود:

- مقایسه نمودارهای دو مدار نشان می‌دهد، پارامترهای ردیابی به دست آمده توسط شبیه‌سازی در مقایسه با نرم‌افزار STK در مدار دوم اختلاف بیشتری نسبت به مدار اول دارد. مدار اول ارتفاع بالاتری نسبت به مدار دوم و به مراتب سرعت مداری کمتری نسبت به مدار دوم دارد. هر چه سرعت مداری کمتر و ارتفاع ماهواره بیشتر باشد، خطای محاسبات ردیابی کاهش می‌یابد.
- با توجه به نمودارها، بزرگی مقدار خطای شبیه‌سازی متناسب با واحد پارامتر مورد نظر است. به عنوان مثال خطای رنج ماهواره محسوس‌تر از خطای زوایای فراز و آزیموت است.
- با توجه به جدول داده‌ها با گذر زمان میزان خطای افزایش می‌یابد.
- خطای زمان‌های طلوع و غروب کمتر از گام زمانی حل مسئله بوده است.
- خطای زاویه فراز برای مدار اول از ابتدای زمان گذر تا انتها بین  $0/1$  تا  $0/3$  درجه است. این خطا برای مدار دوم از ابتدای زمان گذر تا انتها بین  $0/1$  تا  $2$  درجه است.
- خطای زاویه آزیموت برای مدار اول از ابتدای زمان گذر تا انتها بین  $0/1$  تا  $0/2$  درجه است. این خطا برای مدار دوم از ابتدای زمان گذر تا انتها بین  $1/2$  تا  $4$  درجه است.
- خطای رنج ماهواره برای مدار اول از ابتدای زمان گذر تا انتها بین  $4$  تا  $30$  کیلومتر است. این خطا برای مدار دوم از ابتدای زمان گذر تا انتها بین  $3$  تا  $57$  کیلومتر است.

اختلاف بین نمودارهای حاصل از شبیه‌سازی با نمودارهای حاصل از نرم‌افزار STK ناشی از در نظر گرفتن اثرات اغتشاشاتی غیر از مدل واقعی زمین در محاسبات نرم‌افزار STK است. گذر زمان نیز باعث افزایش اثر اغتشاشات و افزایش خطا در شبیه‌سازی است.

با در نظر گرفتن میزان خطا، برای مدارهای با ارتفاع متوسط و بالا مدل شبیه‌سازی شده، مدل قابل قبولی است. به جهت کاهش خطا در محاسبه پارامترهای ردیابی، نیاز است اطلاعات مداری تصحیح شده، هر روز برای نرم‌افزار به روز شده و شبیه‌سازی از مبدأ زمان جدید شروع شود.

زمان‌بندی خود مستلزم پیش‌بینی زمان‌های طلوع و غروب ماهواره برای نقطه هدف است. الگوریتم ارائه شده در این مقاله، در راستای کاهش حجم محاسبات برای استفاده در پردازنده ماهواره بود. نتایج الگوریتم نشان از کاهش ۸۰ درصدی حجم محاسبات می‌دهد.

## مراجع

- [1] A. Morris, R., Dungan, J., Frank, J., Khatib, L. and E. Smith, D., "An Integrated Approach to Earth Science Observation Scheduling", *NASA Ames Research Center*, 2003.
- [2] Daneshnia, E., On Board Required Time Predicting to Reach the Satellites to Ground Stations or Targets and Passes, (M. Sc. Thesis) Malek Ashtar University of Technology, Department of Aerospace, 2011, (In Persian)
- [3] M. Sauer, B., "Autonomous Mission Scheduling for Satellite Operation", (M. Sc. Thesis) Massachusetts Institute of Technology, 1993.
- [4] Bester, M., "SatTrack (V4.0) --A Real-time Satellite Tracking and Orbit Prediction Program", Space Sciences Laboratory University of California at Berkeley, *IEEE Aerospace Applications Conference*, Vol. 4, 1996, pp.177-191.
- [5] Hawkins, G. J., Edwards, D. J. and McGeehan, J. P., "Tracking Systems for Satellite Communications", *IEE Proceedings*, Vol. 135, No. 5, October 1988, pp. 393-407.
- [6] Vuckovic, D., Rajkovic, P. and Jankovic, D., "Guidelines for Satellite Tracking (NAVSTAR Software)", *IEEE Workshop on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems: Technology and Applications*, 5-7 September 2005, Sofia, Bulgaria, pp 713-716.
- [7] Analytical Graphics, Incorporated (AGI), *STK User's Manual*, Version 4.0.5 for Engineering Workstations, 1998.
- [8] Curtis, H. D., *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Embry-Riddle Aeronautical University, Daytona Beach, Florida, Elsevier Aerospace Engineering Series, 2005.
- [9] Bate, R., Mueller, D. and White, J., *Fundamentals of Astrodynamics*, Department of Astronautics and Computer Science United States Air Force Academy, 1971.
- [10] Irfan, A., Naofal, A. D. and Hershey, J. E. "Predicting the Visibility of LEO Satellites", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 35, No. 4, 1999, pp.1183-1190.
- [11] Kiusalaas, J., *Numerical Methods in Engineering with MATLAB®*, The Pennsylvania State University, Cambridge University Press, 2005.
- [12] "STK Version 9.2.0.", © Analytical Graphics Inc, Available, [on line]: www.agi.com, info@agi.com, April 2010.

**جدول ۶-** تعداد ارزیابی تابع برای یافتن ریشه‌ها به دو روش گام به گام و الگوریتم جستجوی بهینه

مدار	روش گام به گام		روش الگوریتم حرکت متوسط	
	ارزیابی تابع	ریشه‌های یافت شده	ارزیابی تابع	ریشه‌های واقعی
اول	۱۲	۱۴۴۰	۲۸۳	۱۲
دوم	۸	۱۴۴۰	۲۶۱	۶
سوم	۱۲	۱۴۴۰	۲۳۶	۱۲
چهارم	۸	۱۴۴۰	۱۶۷	۶
پنجم	۶	۱۴۴۰	۱۱۴	۶
ششم	۲	۱۴۴۰	۳۷	۰
هفتم	۴	۱۴۴۰	۱۰۹	۴
هشتم	۴	۱۴۴۰	۱۰۸	۴

## نتیجه‌گیری

ردیابی ماهواره مستلزم شبیه‌سازی مسیر ماهواره برای ایستگاه زمینی است. با توجه به دقت بالای مورد نیاز حرکت آنتن، برای برقراری ارتباط سالم با ماهواره نیاز است عوامل اغتشاشی مدار در شبیه‌سازی لحاظ شود. در مدل شبیه‌سازی که در این مقاله ارائه شده است، اثر شکل واقعی زمین که مؤثرترین عامل اغتشاش بر روی مدارهای نزدیک زمین است، لحاظ شده است. مقایسه نتایج، اختلاف کم شبیه‌سازی به روش الگوریتم معرفی شده در این مقاله با نرم‌افزار STK را برای زمان‌های نزدیک به مبدأ زمان المان‌های مداری نشان می‌دهد. با به‌روزرکردن اطلاعات المان‌های مداری ماهواره‌های مورد ردیابی برای نرم‌افزار، با قابلیت اطمینان خوبی می‌توان به نتایج حاصل از الگوریتم اعتماد کرد.

نتایج نشان می‌دهد، خطای زاویه فراز برای مداری با ارتفاع متوسط، از ابتدای زمان گذر تا انتها بین ۰/۱ تا ۰/۳ درجه است. این خطا برای مداری با ارتفاع پایین، از ابتدای زمان گذر تا انتها بین ۰/۱ تا ۲ درجه است. خطای زاویه آزیموت برای مداری با ارتفاع متوسط، از ابتدای زمان گذر تا انتها بین ۰/۱ تا ۰/۲ درجه است. این خطا برای مداری با ارتفاع پایین، از ابتدای زمان گذر تا انتها بین ۱/۲ تا ۴ درجه است. خطای رنج ماهواره برای مداری با ارتفاع متوسط، از ابتدای زمان گذر تا انتها بین ۴ تا ۳۰ کیلومتر است. این خطا برای مداری با ارتفاع پایین، از ابتدای زمان گذر تا انتها بین ۳ تا ۵۷ کیلومتر است.

همچنین خودکارکردن ماهواره‌ها مستلزم زمان‌بندی مدهای کاری و نوشتن سناریوی عملیات بر روی پردازنده ماهواره بود.