

برآورد امکان پایش اهداف زمینی توسط ماهواره‌های تصویربرداری اپتیکی

محسن فیضی^۱، صفا خزائی^{۲*}

۱- کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی ۲- استادیار، دانشگاه جامع امام حسین (ع)

(دریافت: ۹۴/۱۰/۱۵، پذیرش: ۹۵/۰۶/۲۸)

چکیده

برآورد امکان پایش اهداف زمینی توسط ماهواره‌های تصویربرداری همواره یکی از دغدغه‌های اصلی پدافند غیرعامل بوده است. در این تحقیق، با استفاده از اطلاعات دوخطی و الگوریتم مدل اغتشاشات ساده شده (SGP4) مدار ماهواره‌های ارتفاع پایین در یک بازه زمانی مشخص مدل‌سازی شده است. توانایی SGP4 برای پایش اهداف زمینی از طریق بررسی دقت پیش‌بینی موقعیت ماهواره با استفاده از اطلاعات دوخطی در روزهای بعد مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین، یک روش بر اساس هندسه دید ماهواره‌های تصویربرداری اپتیکی و الگوریتم برداری چندضلعی جهت امکان پایش اهداف زمینی در بازه زمانی مورد نظر در دو وضعیت بحرانی و عادی ارائه و در قالب یک ابزار کاربردی در محیط MATLAB پیاده‌سازی شده است. به منظور نمایش کارایی این ابزار، یک مطالعه موردی برای سه ماهواره EROS B، IKONOS و SPOT5 جهت پایش یک هدف زمینی فرضی انجام شده و نتایج حاصل با استفاده از پارامترهای فاصله، زاویه ارتفاعی و زاویه آزیموت نقطه هدف از ماهواره‌ها مورد بررسی قرار گرفته است.

کلیدواژه‌ها: برآورد امکان پایش، اهداف زمینی، اطلاعات دوخطی، ماهواره‌های تصویربرداری، SGP4

Estimating the Possibility of Ground Target Monitoring by Optical Imaging Satellites

M. Feizi, S. Khazaei*

Imam Hossein University

(Received: 05/01/2016; Accepted: 18/09/2016)

Abstract

Estimating the possibility of ground targets monitoring by imaging satellites is of the most challenging concerns in passive defense. In this research, two-line elements (TLE) data and SGP4 method which considers orbital perturbations have been used for modelling the orbits of low-altitude satellites in a specific period of time. The ability of SPG4 model for ground targets monitoring has been evaluated by using TLE data for estimating the accuracy of satellites' position prediction in the next days. The ability of SPG4 for ground targets monitoring is appraised as well. Furthermore, a method has been proposed for estimating the possibility of ground targets monitoring based on based on the view geometry of optical imagery satellites in ordinary and critical situations and in-polygon algorithm. The proposed method has been presented as a MATLAB toolbox. For illustrating the applications of this toolbox, an investigation case study for three satellites EROS B, IKONOS, and SPOT 5 has been carried out as a case study, and then the results had been analyzed by using parameters such as range, angle of elevation and azimuth angles of target point from satellites.

Keywords: Estimating the Possibility of Monitoring, Ground Targets, TLE, Imaging Satellites, SGP4

*Corresponding Author E-mail: skhazai@ihu.ac.ir

۱. مقدمه

مدل بعدی SGP4 [۳] است که اثرات اتمسفری و بی‌نظمی‌های میدان ثقل نیز در آن لحاظ شده است. مدل SDP4^۳ [۴] توسعه یافته برای ماهواره‌های ژرف مدار می‌باشد که در آن اثرات ثقلی ماه و خورشید نیز لحاظ شده است. مدل SGP8 [۵] نیز مشابه مدل SGP4 است با این تفاوت که در آن روش حل معادلات دیفرانسیلی تغییر کرده است. در این تحقیق برای ماهواره‌های در مدار نزدیک از مدل SGP4 استفاده شده است. جهت بررسی امکان شناسایی نقطه هدف توسط ماهواره‌های تصویربرداری نیازمند مدل‌سازی مدار و پیش‌بینی موقعیت ماهواره می‌باشید. مدار ماهواره‌های تصویربرداری به طور معمول دارای مدار قطبی، خورشید آهنگ و در ارتفاع پایین هستند تا امکان تصویربرداری با پوشش زمینی سراسری، تکرار شونده و زمان گذر معین فراهم شود.

از جمله تحقیقات مرتبط می‌توان به تحقیق انجام شده توسط دانش‌نیا و همکارانش [۶] اشاره کرد که شبیه‌سازی رد زمینی و محاسبه زمان‌های طلوع و غروب ماهواره برای نقطه هدف را مورد مطالعه قرار داده‌اند. هدف این تحقیق ارائه روابط مورد نیاز برای شبیه‌سازی رد زمینی و مدل‌سازی محاسبات پیش‌بینی زمان رسیدن به ایستگاه یا نقطه عکس‌برداری (هدف) به کمک پارامترهای کپلری مدار و کاهش حجم محاسبات بوده است. همچنین دانش‌نیا و همکاران [۷] به مطالعه مدل انتشار SGP4 پرداختند و با استفاده از این مدل در زمان ردیابی ماهواره‌ها، تحلیل خطا و پیش‌بینی موقعیت ماهواره را انجام دادند. در همین مبحث نوایی و همکاران [۸] از مدل انتشار SGP4 برای مدل‌سازی انتشار اشیای فضای، پیش‌بینی تقریب‌های بحرانی ماهواره‌ها و تخمین بیشینه احتمال تصادم فضایی استفاده کردند. همچنین، زنون و همکارانش [۹] به بررسی روش‌ها و مدل‌های پیش‌بینی و تعیین موقعیت ماهواره در فضا و همچنین بررسی هندسه برداشت ماهواره‌ها و تأثیر آن بر تعیین زمان برداشت ماهواره و تعیین زمان گذر ماهواره‌های تجاری از یک منطقه پرداخته است.

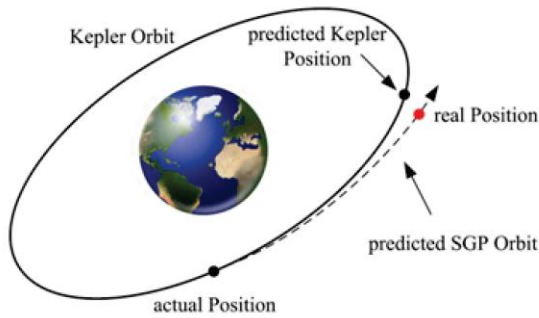
در زمینه طراحی منظومه‌ای (صورت فلکی) و مدار ماهواره‌ای برای بهینه‌سازی نرخ ملاقات مجدد تحقیقات زیادی انجام شده است که از جمله آن‌ها می‌توان به تحقیق انجام شده توسط بارلو و همکارانش [۱۰] با موضوع طراحی مدار منظومه ماهواره‌های Eros رژیم اسرائیل اشاره کرد. همچنین، بارک [۱۱] به موضوعی

برای مقابله با آسیب‌پذیری‌های ناشی از تهدیدات شناسایی به ویژه از طریق ماهواره‌های تصویربرداری، شناخت دقیق این پدیده و تأثیرات مؤلفه‌های آن بر روی امنیت جهت تدوین راه کارهای مقابله با آن از ضروری‌ترین اولویت‌های حوزه پدافند غیرعامل است. بنابراین از گام‌های مؤثر برای اقدام عملی در خصوص این موضوع، تخمین امکان پایش این ماهواره‌ها در کسب اطلاعات نظامی می‌باشد. برای کشور ما که در معرض تهدید دائمی قرار گرفته است، برآورد احتمال شناسایی و پایش اهداف مهم، حساس و حیاتی توسط ماهواره‌های تصویربرداری از حساسیت ویژه‌ای برخوردار است و طبیعی است که دشمن با صرف هزینه‌های گزاف به طور پیوسته مشغول جمع‌آوری، پردازش و تجزیه و تحلیل اطلاعاتی کشور به ویژه در بعد توانمندی‌های نظامی و استراتژیک است.

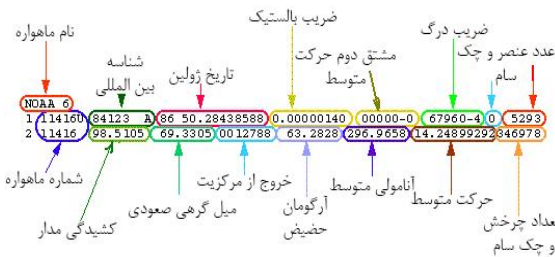
سازمان نوراد (NORAD)^۱ که توسط ایالات متحده آمریکا و کانادا برای مشاهده فضا تأسیس شده است، اولین وظیفه آن ایجاد پدافند دفاعی در مقابل موشک‌های بالستیک بین‌قاره‌ای بود. به منظور تشخیص موشک‌ها از ماهواره‌ها، تمام حرکت‌های اجرام در مدار زمین، به طور متناوب توسط شبکه‌ای بزرگی از ایستگاه‌های زمینی ردیابی و محاسبات و اندازه‌گیری‌ها توسط اطلاعات دوخطی در فهرست اجرام نوراد نگهداری و ذخیره می‌شود [۱]. با توجه به اینکه ایستگاه‌های زمینی پایش، قادر نبودند به طور ادامه‌دار اجرام را ردیابی کنند، الگوریتمی با نام مدل اغتشاشات کلی ساده شده به منظور پیش‌بینی حرکت اجرام تهیه شد. این الگوریتم از اطلاعات دوخطی ماهواره به عنوان ورودی استفاده می‌کند. با استفاده از ترکیب این الگوریتم با فهرست اجرام نوراد، تمام حرکت اجرام دور زمین قابل ردیابی است. این پیش‌بینی متناسب با مدار ماهواره و دقت ایستگاه‌های زمینی تا مدت زمان چند ساعت یا چند روز معتبر بوده و نیاز است اطلاعات دوخطی به صورت مرتب برای الگوریتم به‌روز شود.

همچنین، نوراد [۲] پنج مدل ریاضی جهت پیش‌بینی موقعیت و سرعت ماهواره با اعمال اغتشاشات مداری ایجاد کرده است که اولین مدل SGP^۲ (مدل اغتشاشات ساده شده) است. در SGP اثر کشش را بر روی حرکت متوسط، خطی فرض می‌شد و برای ماهواره‌های نزدیک زمینی (ارتفاع پائین) به‌کار می‌رفت.

^۱ North American Aerospace Defense Command^۲ Simplified General Perturbations Models^۳ Simplified Deep Space Perturbations Models



شکل ۱. مسیر پیش‌بینی‌شده توسط الگوریتم SGP4 [۲]



شکل ۲. فرمت داده‌های اطلاعات دوخطی ماهواره [۱۴]

جدول ۱. توصیف پارامترهای فرمت اطلاعات دوخطی

پارامتر	عنوان
t_0	مبدأ اطلاعات دوخطی (روز)
n_0	حرکت متوسط (تعداد دوران کامل در روز)
B°	ترم کشش اتمسفری
i_0	میل مدار (درجه)
Ω_0	بعد نقطه گرهی صعودی (درجه)
e_0	خروج از مرکزیت
ω_0	آرگومان حضیض (درجه)
M_0	آنامولی متوسط (درجه)

ردیابی در ایستگاه زمینی به کمک دو خط اطلاعاتی ماهواره صورت می‌پذیرد. برای دستیابی به مدل پیش‌بینی مسیر ماهواره جهت پایش اهداف زمینی، اطلاعات دوخطی باید با یکی از مدل‌های ساده شده اغتشاشات مورد استفاده قرار گیرد. اگر بخواهید پارامترهای ردیابی یعنی زوایای فراز^۲ و سمت^۳ و پارامتر فاصله را در زمانی غیر از مبدأ زمان دوخطی به‌دست آورید، به دلیل وجود اغتشاشات مداری بعضی از پارامترهای مداری دستخوش تغییراتی می‌شود. این تغییرات در یک دور چرخش ماهواره به دور زمین آنچنان قابل ملاحظه نیست اما با گذر زمان به طور یکنواخت آنقدر افزایش یافته که به‌راحتی بعد از گذر چند

با عنوان تخمین دقیق نرخ ملاقات مجدد فضاپیماها در ارتفاع پایین پرداخته است. در تحقیق وی، یک شکل دقیق، مستمر و هوشمند که به صورت تابع قابل دیفرانسیل‌گیری است ارائه می‌شود و تعداد ملاقات‌های مجدد در هر روز را به صورت تابعی از ارتفاع، مدار گردش، میزان تمایل یا کجی مدار، ارتفاع هدف، عرض جغرافیایی و کمینه ارتفاع مورد نیاز بیان می‌کند.

همچنین، هادسون و کار [۱۲] به موضوعی با عنوان مدل‌سازی پوشش زمینی سامانه‌های تصویربرداری ماهواره‌ای سنجش از راه دور و قابل ردیابی Nadir و Off-Nadir پرداخته‌اند. هدف این پژوهش ارائه روشی برای مدل‌سازی فرصت‌های جمع‌آوری اطلاعات در سنجنده‌های ماهواره‌ای آینده است. در این پژوهش فرمول‌هایی برای محاسبه پوشش زمینی باند مداری ارائه شده و الگوریتمی نیز برای تعیین مساحت این پوشش مداری شده است.

۲. مدل‌سازی مدار ماهواره‌های ارتفاع پائین

۲-۱. مدل SGP4

مدل اغتشاشات ساده‌شده شماره ۴ (SGP4) مدلی بسط داده شده از مدل اصلی اغتشاشات کلی ساده شده است. محاسبات مداری توسط این مدل، با اضافه کردن اثرات زیر به محاسبات کپلری معمول، کامل شده است [۱۳]:

- اثرات کشش اتمسفری و کشش‌های قطبی محاسبه و به آنامولی اولیه اضافه شده است.
- تغییرات مداری ناشی از دوره‌های کوتاه‌مدت و بلندمدت مداری به محاسبات اضافه شده است.
- ترم‌های هارمونیک منطقه‌ای ناشی از میدان نامنظم جاذبه زمین در مدل دیده شده است.

این الگوریتم برای مدارهای نزدیک زمین با دوره زمانی کمتر از ۲۲۵ دقیقه مناسب می‌باشد. شکل (۱) مسیر پیش‌بینی به کمک مدل ساده شده اغتشاشات را نشان می‌دهد.

۲-۲. TLE

اطلاعات دوخطی ماهواره‌ها را می‌توان از سایت‌های اینترنتی تهیه کرد. فرمت اطلاعات دوخطی که در الگوریتم‌های اغتشاشات ساده شده استفاده می‌شود، در شکل (۲) نشان داده شده است. جدول (۱) نیز پارامترهای مختلف فرمت اطلاعات دوخطی را توصیف می‌کند.

^۲ Elevation

^۳ Azimuth

^۱ Two-Line Element

$$U = (\mu/r)[U_0 + U_{J_2}] = \frac{\mu}{r} \quad (5)$$

$$*[-1 + (R_e/r)^n J_n \frac{1}{2}(3\sin^2 \beta - 1)]$$

$$\sin \beta = \frac{z}{r} = \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \quad (6)$$

در رابطه فوق، (x, y, z) موقعیت ماهواره در سامانه مختصات فضا چسب است. با استفاده از رابطه $F = -gradU(x, y, z)$ نیروی وارده به ماهواره در سه راستا ناشی از بیضویت زمین به صورت زیر خواهند بود:

$$\begin{cases} F_x = -\frac{\partial U}{\partial x} = \mu[-\frac{x}{r^3} + A_{J_2}(15\frac{xz^2}{r^7} - 3\frac{x}{r^5})] \\ F_y = -\frac{\partial U}{\partial y} = \mu[-\frac{y}{r^3} + A_{J_2}(15\frac{yz^2}{r^7} - 3\frac{y}{r^5})] \\ F_z = -\frac{\partial U}{\partial z} = \mu[-\frac{z}{r^3} + A_{J_2}(15\frac{z^3}{r^7} - 3\frac{z}{r^5})] \end{cases} \quad (10)$$

$$که در آن، $A_{J_2} = \frac{1}{2}J_2R_e^2$ و $J_2 = 1082.6 * 10^{-06}$$$

۴-۲. معادلات مدل انتشار SGP4

این مدل از استخراج معادلات حاکم بر حرکت ماهواره با در نظر گرفتن هارمونیک‌های جاذبه، به دست می‌آید و ابتدا با بررسی تابع پتانسیل شروع می‌شود [۱۴]:

$$\frac{\partial^2 x}{\partial t^2} = \frac{\partial U}{\partial x}, \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = \frac{\partial U}{\partial y}, \frac{\partial^2 z}{\partial t^2} = \frac{\partial U}{\partial z} \quad (11)$$

که U تابع پتانسیل به صورت زیر است:

$$U = \frac{\mu}{r} + \frac{\mu k_2}{r^3}(1 - 3\sin^2 \beta) + \frac{\mu k_4}{r^5}(1 - 10\sin^2 \beta + \frac{35}{3}\sin^4 \beta) + \frac{\mu A_{3,0}}{r^6}(-\frac{3}{2}\sin \beta + \frac{5}{2}\sin^3 \beta) + \frac{\mu A_{5,0}}{r^6}(\frac{15}{8}\sin \beta - \frac{35}{4}\sin^3 \beta - \frac{35}{8}\sin^5 \beta) \quad (12)$$

و در آن،

$$k_2 = \frac{1}{2}J_2R_e^2, A_{3,0} = -\frac{3}{8}J_4R_e^4, k_4 = \frac{3}{8}J_4R_e^4, A_{5,0} = -J_5R_e^4, J_3 = -2.53 \times 10^{-6}, J_4 = -1.61 \times 10^{-6} \quad (13)$$

مدل جاذبه در این مدل انتشار، اثرات هارمونیک زونال تا درجه ۵ را در نظر گرفته است [۱۷ و ۱۸]. بعد از اثر پارامتر J_2 بیشترین اثر اغتشاشی را نیروی کشش اتمسفری ایجاد می‌کند که یکی از علت‌های سقوط ماهواره‌های در ارتفاع پایین باشد.

روز قابل تشخیص است. این تغییرات رفته‌رفته المان‌های مداری را از مقادیر اولیه خود منحرف می‌کند.

اغتشاشات مداری ناشی از دو عامل اصلی زیر است [۱۵]:

- زمین به صورت دقیق کروی نیست و نزدیک به بیضوی می‌باشد (که عمده این اغتشاشات در پارامتر J_2 است).

- ماهواره‌ها به جز شتاب گرانش نیروهای دیگری را در اطراف زمین حس می‌کند، همچون نیروهای ناشی از سایر اجرام سماوی و نیروهای پایستار می‌توان نام برد.

۳-۲. مدل اغتشاشات J_2

مهم‌ترین نیروی اغتشاشی وارد بر ماهواره‌های در حال گردش به دور زمین، از ناهمگنی زمین ناشی می‌شود. کره زمین یک کره کامل نیست و به شکل بیضوی نزدیک‌تر می‌باشد. از این‌رو زمین دارای پخی در استوا است که با اعمال این تصحیح به میدان ثقل نرمال خواهیم داشت [۱۶]:

$$U(r, \beta, \lambda) = -\frac{\mu}{r} + B(r, \beta, \lambda) \quad (1)$$

که در آن،

$$B(r, \beta, \lambda) = (\mu/r) * \left\{ \sum_{n=2}^{\infty} \left[(R_e/r)^n (C_{n,m} \cos m\lambda + S_{n,m} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \beta) \right] \right\} \quad (2)$$

در رابطه فوق، $C_{n,m}$ و $S_{n,m}$ ضرایب هارمونیک کروی، μ ثابت جهانی جاذبه در جرم زمین، P_{nm} چندجمله‌ای لژاندر مرتبه m و درجه n ، m مرتبه بست هارمونیک، λ طول جغرافیایی، β عرض جغرافیایی r شعاع نقطه مورد نظر از مرکز ثقل زمین و R_e شعاع زمین است. همچنین، در رابطه (۲) مشاهده می‌شود که هارمونیک زونال، تنها به عرض جغرافیایی بستگی دارد. این هارمونیک یکی از نتایج پخی زمین است. با در نظر گرفتن اثر هارمونیک دوم زونال، $U(r, \beta, \lambda)$ ساده شده و به صورت زیر در می‌آید:

$$U(r, \beta, \lambda) = -(\mu/r) \left[1 - \sum (R_e/r)^n J_n P_n(\sin \beta) \right] = (\mu/r) [U_0 + U_{J_2}] \quad (3)$$

که در آن، J_n ضرایب هارمونیک زونال و P_n چندجمله‌ای لژاندر مرتبه صفر و درجه n می‌باشد. همچنین:

$$U_0 = -1, U_{J_2} = (R_e/r)^2 J_2 \frac{1}{2}(3\sin^2 \beta - 1) \quad (4)$$

صورت دیگر تابع پتانسیل در رابطه (۳) را به صورت زیر می‌توان بیان کرد:

$$N = \begin{cases} N_x = \cos \Omega_k \\ N_y = \sin \Omega_k \\ N_z = 0 \end{cases} \quad (۱۸)$$

$$M = \begin{cases} M_x = -\sin \Omega_k \cos i_k \\ M_y = \cos \Omega_k \cos i_k \\ M_z = \sin i_k \end{cases}$$

در نهایت بردار موقعیت به صورت زیر حاصل می‌گردد [۱۱]:

$$\vec{r} = r_k U \quad (۱۹)$$

۳. برآورد امکان پایش اهداف توسط ماهواره‌های تصویربرداری

تعیین این موضوع که آیا موقعیت زمینی تعریف شده به عنوان یک نقطه در منطقه پوشش زمینی قرار دارد یا خیر، هدف اصلی این تحقیق می‌باشد. مسئله موجود آن است که روش‌های تحلیلی در ساختارهای سامانه اطلاعات مکانی مدرن همواره نیازمند تبدیل مختصات طول و عرض کروی یا بیضوی به مختصات تصویر نقشه می‌باشد. در این مقاله تمرکز ما بر ساخت دقیق چندضلعی پوشش باند مدار ماهواره است. در فرایند ترسیم پوشش زمینی باند مدار ماهواره می‌بایست از روش تصویر مناسبی برای تصویر کردن مدار ماهواره روی زمین کروی استفاده کرد.

مسئله اصلی، محاسبات پهنای باند بروی زمین کروی شکل می‌باشد (شکل ۳). با فرض داشتن موقعیت ماهواره در هر لحظه (ϕ_1, λ_0) و زاویه جهت ماهواره موقعیت‌های نقاط عمود بر زاویه جهت ماهواره نیز می‌توان به دست آورد.



شکل ۳. نقشه تصویر آزمایش‌های مساوی که هر نقطه ماهواره نشان دهنده مرکز تصویر است. پوشش تصویری و زاویه مسیر ماهواره در شکل مشخص شده است [۲]

مدل اتمسفری که در روش SGP4 در نظر گرفته می‌شود مدل اتمسفر استاتیک می‌باشد. مدل اتمسفر استاتیک، مدلی است که تنها تابع موقعیت می‌باشد و وابسته به زمان نیست بنابراین تأثیر فعالیت‌های خورشیدی و میدان مغناطیس هم در نظر گرفته نمی‌شود. همچنین مدل مورد استفاده، غیر چرخشی است و تنها با دوران زمین می‌چرخد و از نظر کروی متقارن و تعادل هیدروستاتیکی در آن برقرار است. از جمله مدل‌های استاتیک می‌توان به CIRA 65-90, Atmosphere 62, 76 US Standard و Harris-Priester اشاره کرد. چگالی آن با تابع چگالی قانون توانی نیز در ارتباط می‌باشد [۱۸].

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{q_0 - s}{r - s} \right)^{\tau} \quad (۱۴)$$

که در آن، r فاصله از مرکز زمین و q_0 و s پارامترهای ارتفاع تابع چگالی قانون توان هستند که مقادیر آن‌ها توسط مدل اتمسفر بیان شده محاسبه می‌شود و در محاسبه تغییرات سکولار پارامترهای a, Ω, e استفاده می‌گردد. همچنین، τ همواره دارای مقدار ۴ است. در ابتدا حرکت متوسط (n_0'') و محور نیم‌قطر اصلی (a_0'') ، از المان‌های هر لحظه محاسبه می‌شوند [۱۷].

$$n_0'' = \frac{n_0}{1 + \delta_0} \quad (۱۵)$$

$$a_0'' = \frac{a_0}{1 + \delta_0}$$

که در آن،

$$a_0 = a_1 \left(1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3 \right)$$

$$\delta_0 = \frac{3 k}{2 a_0^2} \frac{(3 \cos^2 i_0 - 1)}{(1 - e_0^2)^{1.5}} \quad (۱۶)$$

$$a_1 = \left(\frac{k_e}{n_0} \right)^{2/3}, \delta_1 = \frac{3 k_2}{2 a_1^2} \frac{(3 \cos^2 i_0 - 1)}{(1 - e_0^2)^{1.5}}$$

در روابط فوق، a_0 قطر طول مدار ماهواره، i_0 میل، e_0 خروج از مرکزیت و n_0 متوسط حرکت مدار ماهواره به صورت اولیه است. همچنین، تأثیر سکولار کشش اتمسفری و جاذبه، در مدل لحاظ شده و هر یک از المان‌های مداری تحت تأثیر هارمونیک‌های زونال میدان جاذبه زمین و اثر کشش اتمسفری تغییر می‌کنند.

با توجه به مراحل محاسباتی معادلات مربوط به تأثیرات سکولار و نیز جمله‌های تناوب‌های بلند و پی‌ریود کوتاه بردارهای وضعیت واحد با استفاده از روابط زیر محاسبه خواهند شد:

$$U = M \sin u_k + N \cos u_k \quad (۱۷)$$

$$V = M \cos u_k - N \sin u_k$$

که در آن،

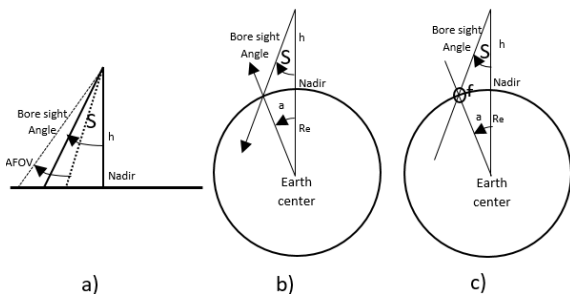
پوشش مداری ماهواره را به‌دست آید. در عمل دو زاویه (منتهی‌الیه طرفین باریکه) مورد استفاده قرار می‌گیرد.

سه روش اساسی برای محاسبه عرض پوششی مدار وجود دارد: ۱- فرض مسطح بودن زمین، ۲- فرض کروی بودن زمین با استفاده از خطوط متقاطع، و ۳- فرض بیضوی بودن با استفاده از یک مثلث غیر از قائم‌الزاویه برای کاربردهایی که به دقت بالایی نیاز دارد. حل مثلث قائم‌الزاویه می‌تواند کافی باشد:

$$SW_m = \tan^{-1}(s_p) * (h) \quad (20)$$

برای بیشتر کاربردها، یک مدل زمین کروی شکل مطلوب می‌باشد. یک راه حل برای محاسبه پوشش زمینی بدین صورت است که خط دید ماهواره به صفحه عمود بر سطح زمین، تصویر کرد و سپس زاویه (α) بین خط حاصل شده از نقطه تقاطع شعاع زمین و خط دید ماهواره با مرکز زمین، و خط بین مرکز زمین و ماهواره (شکل ۴) را به‌دست آورد. فاصله‌ای که در راستای (در امتداد) این کمان بر روی سطح زمین وجود دارد، به سادگی از رابطه (۲۱) به‌دست می‌آید.

$$SW_m = \left(\frac{\alpha}{2\pi}\right) * R_e \quad (21)$$



شکل ۴. تعیین پوشش تصویری ماهواره برای سه حالت، زمین مسطح، زمین کروی با استفاده از تقاطع و زمین کروی با استفاده از [۲]

یک راه حل ریاضی دیگر پیدا کردن زاویه محاطی (f) یک مثلث باز یا تند و سپس زاویه محیطی است. ارتفاع ماهواره (h)، شعاع کره زمین (R_e) و زاویه خارج از نادیر (s) معلومات مسئله هستند. پاسخ برای یافتن f بر اساس قانون سینوس‌ها است که برای این مورد به شرح زیر است:

$$\sin(f) = \frac{\sin(s)(R_e + h)}{R_e} \quad (22)$$

عبارت جبری مزبور را می‌توان به صورت زیر مرتب کرد تا زاویه محاطی f را به‌دست آورد. سه زاویه ϕ و α و S باید در مجموع 180° درجه باشند. از آنجا که $f = 180 - \alpha - s$ است:

$$\sin(\alpha + s) = \frac{\sin(s)(R_e + h)}{R_e} \quad (23)$$

اما در ارتفاعی که ماهواره قرار دارد، نمی‌توان زمین را به صورت مسطح در نظر گرفت. به همین دلیل معادلات لازم برای به‌دست آوردن پهنای باند مدار بر روی زمین کروی ارائه می‌شود.

پارامترهای مربوط برای تصویر پوشش مداری ماهواره عبارتند از: زاویه مسیر ماهواره، ارتفاع، موقعیت لحظه‌ای ماهواره و بیشینه زاویه نشانه‌گیری خارج از نادیر (شکل ۳). برای کاربردهای عمومی، ارتفاع ماهواره را نیز می‌توان مورد استفاده قرار داد. محاسبه این پارامترها در مراجع علمی قابل محاسبه و دستیابی است. در غیر این صورت، ارتفاع را از روی الگوریتم انتشار مداری ماهواره نیز می‌توان محاسبه کرد. همچنین زاویه مسیر^۱ ماهواره با ارتفاع تغییر می‌کند. از این زاویه برای ارتفاع‌های لحظه‌ای ماهواره استفاده می‌شود تا مسیر زمینی در آن لحظه را تصویرسازی کند. از آنجا که تصویرسازی آزمون‌ی با فواصل مساوی دارای خاصیت ایجاد دایره‌های عظیمه به صورت خطوط مستقیم است، بنابراین مسیر ماهواره تصویر یافته بر روی زمین (چرخش زمین در یک دوره مدار ماهواره در نظر گرفته نشده باشد) نیز یک خط مستقیم خواهد بود. به منظور تصویرسازی باند مداری ماهواره در آن موقعیت لحظه‌ای، بیشینه زاویه خارج از نادیر برای محاسبه مختصات راست و چپ ماهواره استفاده می‌شود (شکل ۳).

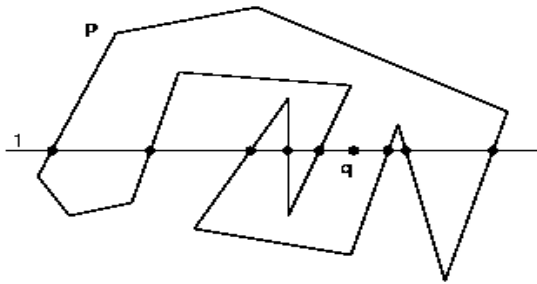
به طور قراردادی می‌توان گفت که مختصات XL, YL پوشش مداری در سمت چپ باند مداری و مسیر حرکت ماهواره قرار دارد. به دلیل اینکه روش تصویر کردن آزمون‌ی با فواصل مساوی، خاصیت‌های فواصل حقیقی و جهت‌های حقیقی از مرکز را دارند، محاسبه منتهی‌الیه چپ و راست هریک از بیشترین زاویه خارج از نادیر به وسیله چرخش یک نقطه در فاصله پهنای باند مداری (مرکز نقشه) به‌دست می‌آید.

محاسبه پهنای باند یا موقعیت‌های باند را می‌توان به وسیله بررسی مسئله به عنوان یک شکل دویبعی انجام داد. از آنجا که مشخصات باند به صورت زاویه قائمه از نادیر هستند (زاویه 90° درجه با سطح زمین تشکیل می‌دهند)، مسئله مورد نظر به صورت دویبعی است. به منظور مدل‌سازی مشخصات باند برای سنجنده‌ای که هر دو حالت خارج از مسیر^۲ و عقب یا جلو^۳ را نشانه می‌گیرد، اگر تصویربرداری به طور دقیق مد نظر باشد یک روش سه‌بعدی نیاز می‌باشد. در هر مورد نمونه که در ادامه توضیح داده می‌شود، از زاویه بیشترین زاویه خارج از نادیر استفاده می‌شود تا پهنای

¹ Heading

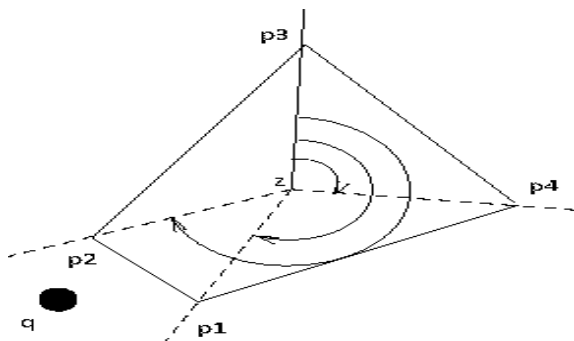
² Off-Track

³ Fore/Aft



شکل ۵. تعیین در برداری نقطه q در چندضلعی p. خط ۱ سه تقاطع با چندضلعی p از طرف راست و پنج تقاطع در سمت چپ دارد و در نتیجه داخل چندضلعی است

پرپاراتا [۲۳] الگوریتمی به منظور تعیین وضعیت نقطه نسبت به یک چندضلعی محدب بیان کرده است. در این الگوریتم یک نقطه اختیاری مانند z در داخل چندضلعی در نظر گرفته می‌شود و سپس صفحه با خطوطی که از نقطه z به هر رأس چندضلعی رسم می‌شود به ناحیه‌های مختلفی تقسیم می‌شود. سپس برای هر نقطه مورد جست‌وجو مانند q با استفاده از جست‌وجوی باینری ناحیه‌ای که نقطه مورد نظر در آن قرار دارد مشخص می‌شود. اگر نقطه q در طرف چپ ضلع $P_i P_{i+1}$ (که این ضلع در داخل ناحیه پیدا شده واقع است) قرار داشته باشد، نقطه داخلی P قرار دارد و در غیر این صورت در خارج چندضلعی P قرار دارد (شکل ۶).



شکل ۶. تقسیم محیط به ناحیه‌هایی برای مسئله در برداری محدب (۱) با استفاده از جست‌وجوی باینری مشخص می‌شود که q در داخل گوه $p_1 p_2 p_3$ قرار دارد (۲) با رسم خطی بین نقطه z و q مشخص می‌شود که با خط $p_1 p_2$ تقاطع وجود دارد پس نقطه در خارج چندضلعی واقع است

در الگوریتم ارائه شده توسط ارورک [۲۳]، مجموعه رأس‌ها به دو قسمت تقسیم می‌شود. برای چندضلعی محدب دو رأس با بیشترین و کمترین مقدار y به دست می‌آیند. مجموعه رأس‌ها به دو قسمت رأس‌هایی از رأس با کمترین y تا رأس با بیشترین y و رأس‌هایی از رأس با بیشترین y تا رأس با کمترین y تقسیم می‌شوند. سپس با استفاده از جست‌وجوی باینری (دودویی) در هر قسمت ضلعی که خط $Y=y(q)$ را قطع می‌کند پیدا می‌شود.

بنابراین در نهایت رابطه (۲۴) به دست می‌آید.

$$\alpha = \sin^{-1} \left(\frac{\sin(s)(R_e + h)}{R_e} \right) - s \quad (24)$$

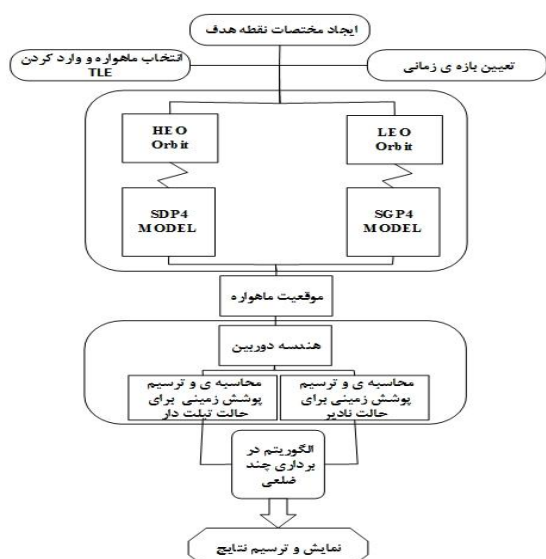
هنگامی که پهناى باند مدار محاسبه شد موقعیت‌های چپ و راست بر روی نقشه‌های آزیموتی در زاویه‌های عمود بر مسیر حرکت ماهواره به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} x_{right} &= \cos(\text{heading} - 180) * (-SW) \\ y_{right} &= -\sin(\text{heading} - 180) * (-SW) \\ x_{left} &= \cos(\text{heading} - 180) * (SW) \\ y_{left} &= -\sin(\text{heading} - 180) * (SW) \end{aligned} \quad (25)$$

اما یکی از مسائل مهم در این مقاله تعیین نقطه هدف در داخل پوشش مداری ماهواره است. تعیین موقعیت نقطه نسبت به یک چندضلعی یکی از ابتدایی‌ترین مسائل در هندسه محاسباتی است که کاربردهای فراوانی در حوزه‌های مختلفی همچون گرافیک کامپیوتری و سامانه‌های اطلاعاتی جغرافیایی دارد. این مسئله مطابق قرارداد "در برداری چندضلعی" نامیده می‌شود. مطالعات گسترده‌ای بر روی مسئله در برداری چند ضلعی انجام شده و روش‌های مختلف با کارایی گوناگون برای این مسئله پیشنهاد شده است. این روش‌ها به طور کلی به دو گروه تقسیم می‌شوند [۱۹]. گروه اول شامل روش‌هایی است که به وسیله محاسبه و ارزیابی یک پارامتر خاص، وضعیت نقطه را مشخص می‌کند. این روش‌ها بر اساس تقاطع پرتو [۲۰ و ۲۱]، مثلث [۲۲ و ۲۳]، جمع زاویه [۲۴ و ۲۵] و انحراف [۲۶] می‌باشند. گروه دوم روش‌هایی را شامل می‌شود که سعی در حل مسئله با استفاده از تجزیه کردن چند ضلعی در داخل توری‌ها، یا مؤلفه‌های ساده مانند مثلث، دوزنقه چندضلعی ستاره‌ای و چندضلعی محدب دارند. یکی از اولین الگوریتم‌ها برای تعیین وضعیت نقطه در داخل چندضلعی بدین صورت بود که در این الگوریتم یک نیم خط از نقطه مورد جست‌وجو به طرف بیرون چندضلعی رسم می‌شود. به ازای هر ضلع چند ضلعی، تقاطع خط مورد نظر با آن‌ها بررسی می‌شود. اگر تعداد تقاطع‌های ایجاد شده فرد بود نقطه در داخل چندضلعی قرار دارد و در صورت زوج بودن تعداد تقاطع‌ها، نقطه در خارج چندضلعی قرار دارد. شکل (۵) نشان دهنده چندضلعی p و نقطه q است. همان‌گونه که در این شکل دیده می‌شود، خط ۱ ایجاد شده با چندضلعی p سه نقطه تقاطع دارد در نتیجه نقطه q در داخل چندضلعی p قرار دارد.

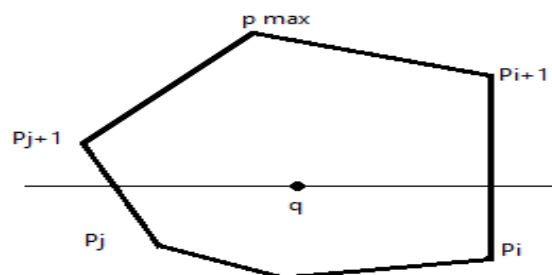
¹ In Polygon

طول جغرافیایی در نظر گرفته شد. بررسی پایش اهداف زمینی توسط ماهواره‌های تصویربرداری همچون SPOT5، EROS_B و IKONOS2 در بازه زمان فرضی بین ۸ ژانویه سال ۲۰۱۶ تا ۱۳ ژانویه ۲۰۱۶ با استفاده از اطلاعات دوخطی تاریخ ۸ ژانویه ۲۰۱۶ صورت گرفت. تصویر پوشش زمینی هر یک از این ماهواره‌ها در دو مأموریت تهدید عادی و بحرانی به صورت شکل‌های (۹) تا (۱۱) نشان داده شده است. جهت بررسی دقت مدل SGP4، اختلاف موقعیت حاصل شده از اطلاعات دوخطی روز ۵ ژانویه ماهواره SPOT5 با موقعیت حاصل شده از اطلاعات دوخطی در روزهای بعدی برای زمان‌های اپک‌های TLE محاسبه می‌شود و نتایج به صورت جدول (۲) ارائه می‌شود. جهت بررسی بهتر دقت روش SGP4 در امکان پایش اهداف زمینی، اختلاف موقعیت به‌دست آمده از TLE ۲۰۱۶/۳/۸ با TLE پنج روز بعد (که دارای بیشترین اختلاف می‌باشد)، بر روی مسیر حرکت ماهواره تصویر می‌شود و به صورت جدول (۳) ارائه می‌شود.



شکل ۸. نمودار مراحل محاسبه تعیین زمان شناسایی اهداف زمینی توسط ماهواره‌های تصویربرداری

اگر نقطه q بین دو ضلع پیدا شده بود q داخل چندضلعی است در غیر این صورت خارج آن چندضلعی است (شکل (۷)).



شکل ۷. چندضلعی محدب p و نقطه q ، با توجه به قرار داشتن نقطه q بین دو ضلعی که با استفاده از جست‌وجوی باینری به‌دست می‌آیند نقطه q داخل چندضلعی محدب P قرار دارد

۴. نتایج و بحث

۴-۱. پیاده‌سازی

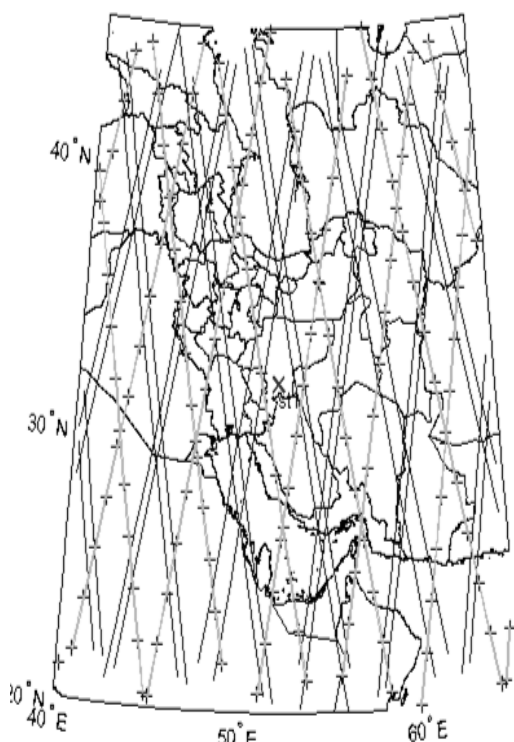
با استفاده از مبانی مطرح شده برای مدل‌سازی مدار ماهواره و مدل اغتشاشی SGP4 با اعمال اغتشاشات جاذبی و اصطکاک جو، مدار ماهواره و موقعیت ماهواره با استفاده از اطلاعات دوخطی محاسبه می‌شود. با استفاده از روش تعیین و ترسیم پوشش زمینی تصاویر ماهواره که در بخش قبل ذکر شد و با توجه به هندسه تصویربرداری ماهواره‌های سنجنش از دور، پوشش زمینی تصاویر ماهواره‌ای برای دو حالت زاویه‌ای نرمال و تیلت‌دار، محاسبه می‌شود. با استفاده از الگوریتم در برداری چندضلعی، قرارگیری نقطه هدف درون پوشش تصویر زمینی ماهواره‌های سنجنش از دور در دو حالت تصویربرداری نرمال و تیلت‌دار محاسبه می‌گردد. شکل (۸) مراحل پیاده‌سازی را به صورت یک نمودار نشان می‌دهد.

۴-۲. مطالعه موردی

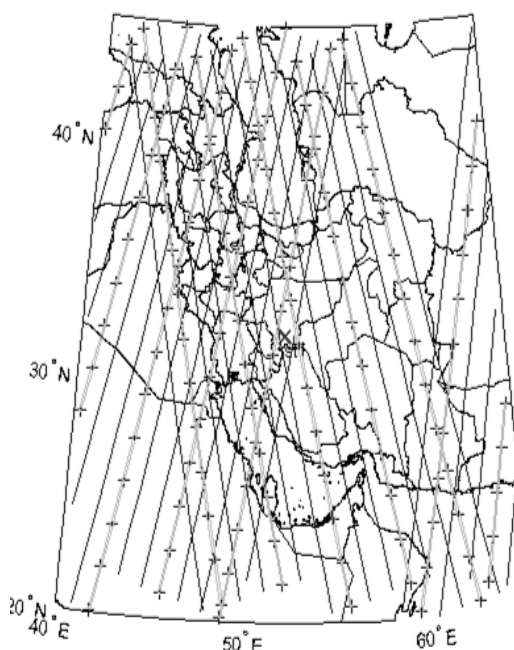
نتایج حاصل شده از به‌کارگیری الگوریتم ارائه شده، برای یک نقطه هدف با موقعیت ۳۲ درجه عرض جغرافیایی و ۵۲ درجه

جدول ۲. اختلاف مختصات موقعیت ماهواره SPOT 5 حاصل از TLE ۸ ژانویه با TLE بعدی در زمان‌های اپک‌های TLE

۲۰۱۶/۳/۱۳	۲۰۱۶/۳/۱۲	۲۰۱۶/۳/۱۱	۲۰۱۶/۳/۱۰	۲۰۱۶/۳/۹		
۵:۶:۵۲	۱۶:۱۸:۱۰	۱:۲۴:۵۷	۱۶:۲۰:۲	۰۵:۱۰:۳۵		
۹۷۴,۶۴۸۵	۸۱۶,۳۹۴۳	-۶۶۹,۴۶۸۲	۳۶۳,۸۹۹۲۶	-۷۸,۳۹۷۵۳	ΔX	۴ ۷۸۳/۸ ۲۰۱۶/۳/۹ ۱۶:۲۰:۲
۱۷۵۷,۷۱۹۹	۱۹۳۶,۱۰۸۴	۱۶۱۸,۹۵۰۷	۹۰۳,۸۲۶۲۵	۲۶۹,۳۹۲۵	ΔY	
۲۱۰۱,۴۸۵۷	۳۵,۰۲۲۱۱۹	۱۴۲,۷۹۴۲۷	۲۴,۸۰۲۷۳۴	-۲۵۸,۲۶۴۶۹	ΔZ	
۲۷۴۸,۷۹۲۸	۲۱۰۱,۴۸۵۷	۱۷۵۷,۷۱۹۹	۹۷۴,۶۴۸۵۲	۳۸۱,۳۳۸۶۸	NORM	



شکل ۹. پوشش تصویری ماهواره Eros_B برای دو حالت تصویربرداری نادیر و تیلت‌دار، با پوشش زمینی ۷۰۰۰ کیلومتر و زاویه تیلت ۴۵ درجه. این ماهواره در دو زمان از نقطه هدف امکان تصویربرداری دارد. در شکل خط به رنگ روشن نشان‌دهنده پوشش زمینی ماهواره در حالت نادیر، خط به رنگ تیره نشان‌دهنده پوشش زمینی ماهواره در حالت تیلت‌دار، علامت + نشان‌دهنده مسیر طی‌شده توسط ماهواره و علامت ضربدر بیانگر نقطه هدف است



شکل ۱۰. پوشش تصویری ماهواره IKONOS2 برای دو حالت تصویربرداری نادیر و تیلت‌دار. با پوشش زمینی ۱۱۳۰۰ کیلومتر و زاویه تیلت ۳۰ درجه. این ماهواره در دو زمان امکان تصویربرداری از نقطه هدف را دارد

جدول ۳. تصویر اختلاف موقعیت بین TLE‌های ۲۰۱۶/۳/۸ و ۲۰۱۶/۳/۱۳ در زمان ایک TLE ۲۰۱۶/۳/۱۳، بر روی مسیر حرکت ماهواره

راستا	قدرمطلق اختلاف
X	۴۱۹,۱۲۲
Y	۳۶۸,۱۱۱
Z	۲۳۸۴,۷۴
NORM	۲۴۴۹,۱۱۴

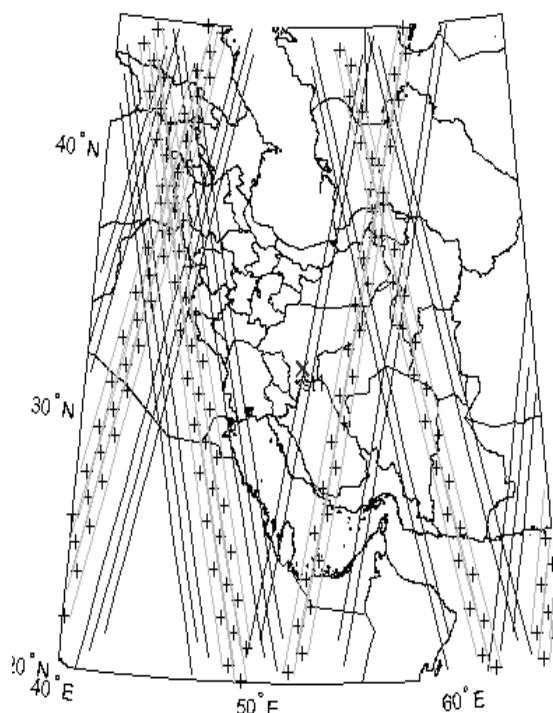
در مورد اختلاف در راستای شعاعی با در نظر گرفتن اینکه تغییرات شعاعی در تعیین طول پوشش زمینی تأثیر دارند این تغییر موجب ایجاد حدود ۲۳۴ متر در طول پوشش زمینی می‌شود که این اختلاف و اختلاف در جهت محور Y مسیر حرکت ماهواره در مقابل پوشش تصویری در حالت نادیر (۶۰ کیلومتر) و پوشش تصویری در حالت تیلت‌دار (حدود ۴۵۰ کیلومتر) با توجه به هدف از مدل‌سازی مدار ماهواره در این تحقیق (پایش اهداف زمینی و بررسی قرارگیری نقطه هدف در این پوشش)، قابل اغماض می‌باشند. برای اختلاف در جهت مسیر حرکت ماهواره با توجه به اینکه سرعت حرکت ماهواره فرضی ۷ کیلومتر بر ثانیه است، بنابراین با در نظر گرفتن یک ثانیه خطای شناسایی اهداف زمینی این خطای اندک نیز قابل اغماض می‌شود. البته این اختلاف به سبب استفاده از TLE‌های ۵ روز قبل می‌باشد و با توجه به اینکه این اطلاعات به صورت روزانه انتشار می‌یابد مطمئناً استفاده از TLE روزهای قبل‌تر جهت پایش اهداف موجب کمتر شدن این اختلاف‌ها و افزایش دقت در برآورد پایش اهداف زمینی می‌شود. اما نتیجه‌ای که در این بررسی حاصل می‌گردد این است که روش SGP4 را می‌توان به عنوان روشی مناسب جهت پیش‌بینی مدار ماهواره‌های تصویربرداری در پایش اهداف زمینی مطرح کرد.

نتایج حاصل از بررسی قرارگیری نقطه‌ی هدف در پوشش تصویری ماهواره‌های ذکر شده، در حالت تهدید عادی به صورت جدول (۴) ارائه شده است. جهت درک بهتر، نتایج به صورت شکل (۱۲) نیز ارائه گردیده است. همانطور که در جدول و شکل مذکور قابل مشاهده است، نقطه‌ی هدف در سه تاریخ و ساعت مشخص از بازه‌ی زمانی مورد مطالعه توسط ماهواره‌های IKONOS2 و EROS-B قابل تصویربرداری (پایش) خواهد بود. اما بررسی نتایج به دست آمده در حالت تهدید بحرانی حاکی از آن است که امکان تصویربرداری از نقطه‌ی هدف در بازه‌ی زمانی مذکور توسط هیچ-یک از ماهواره‌ها وجود نخواهد داشت.

هدف قرار گیرد به‌عنوان خروجی Orbitron مورد استفاده قرار گرفت (جدول ۵).

جدول ۵. نتایج به‌دست آمده از نرم‌افزار Orbitron برای زمان‌هایی که زاویه ارتفاعی ماهواره از ۴۵ درجه بیشتر است

تاریخ	ساعت	نام ماهواره	آزیموت	زاویه ارتفاعی	فاصله (کیلومتر)
۱۶/۳/۸	۱۱:۳۵:۱۶	*IKN2	۷۷,۳	۸۵,۳	۶۱۴
۱۶/۳/۸	۱۳:۴۰:۰۴	*ERB	۱۰۱,۳	۷۳,۵	۵۲۹
۱۶/۳/۸	۹:۲۱:۵۰	SPT5	۱۰۲,۵	۷۳,۳	۸۴۷
۱۶/۳/۹	۱۱:۴۸:۴۹	IKN2	۷۴,۶	۵۶,۹	۷۱۸
۱۶/۳/۹	۲۰:۲۴:۲۸	SPT5	۷۳,۲	۴۷,۸	۹۲۶
۱۶/۳/۹	۲۲:۳۶:۳۴	IKN2	۷۵,۴	۵۵,۲	۷۳۶
۱۶/۳/۱۰	۲۱:۱۲:۳۲	SPT5	۹۹,۶	۴۸	۹۲۴
۱۶/۳/۱۰	۲۲:۵۰:۰۷	*IKN2	۷۹,۴	۸۲,۷	۶۲۱
۱۶/۳/۱۱	۱:۱۲:۲۰	*ERB	۱۰۳,۱	۷۹,۶	۵۲۴
۱۶/۳/۱۱	۹:۲۰:۰۴	SPT5	۱۰۲,۳	۶۹,۹	۸۵۸
۱۶/۳/۱۱	۲۳:۳:۴۲	IKN2	۱۰۱,۳	۶۶,۵	۶۶۷
۱۶/۳/۱۲	۰:۵۴:۴۲	ERB	۷۶,۱	۵۵,۳	۶۱۷
۱۶/۳/۱۲	۱۴:۳:۱۳	ERB	۲۸۴	۴۹	۶۵۵
۱۶/۳/۱۲	۲۱:۱۰:۴۳	SPT5	۹۹,۷	۵۱,۱	۹۰۲



شکل ۱۱. پوشش تصویری ماهواره SPOT5 با پوشش زمینی ۶۰۰۰۰ کیلومتر و زاویه تیلت ۳۰ درجه برای دو حالت تصویربرداری نادیر و تیلت‌دار. این ماهواره در این بازه زمانی هیچ امکان تصویربرداری از نقطه هدف نداشته است

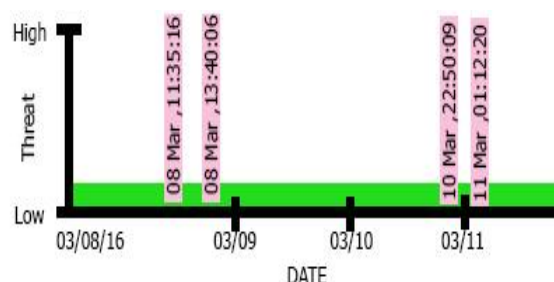
در جدول (۵) ردیف‌هایی که با علامت * مشخص شده‌اند، زاویه ارتفاعی آن‌ها بیش‌ترین مقدار و فاصله آن‌ها با نقطه هدف کمترین مقدار و همچنین آزیموت برای هر ماهواره در یک رنج مشخص در بین نتایج دیگر می‌باشند و زمان‌هایی هستند که کاملاً با نتایج به‌دست آمده از نرم‌افزار ارائه شده مطابقت دارند. البته مقدار بالای زاویه ارتفاعی دلیل برقراری نقطه هدف درون پوشش زمینی تصاویر ماهواره ای نیست، زیرا هر ماهواره دارای عرض باند مداری و زاویه بیشترین انحراف متفاوت می‌باشد. بنابراین بهترین راه برای محاسبه زمان قرارگیری نقطه هدف درون تصاویر ماهواره‌ای همان الگوریتم ارائه شده می‌باشد.

۵. نتیجه‌گیری

در این تحقیق برآورد امکان پایش اهداف زمینی توسط ماهواره‌های تصویربرداری، در دو سناریوی تهدید مدل‌سازی شد. در سناریوی حالت تهدید بحرانی، به بررسی قرارگیری نقطه هدف درون پوشش تصویربرداری نادیر پرداخته شد. همچنین، در سناریو حالت تهدید معمولی: قرارگیری نقطه هدف درون پوشش تصویربرداری خارج از نادیر سنجنده بررسی و مدل‌سازی شد. روش به‌کارگیری شده در این تحقیق برای مدل‌سازی مدار ماهواره، بر پایه استفاده از مدل SGP4 انجام گرفت SGP4 به دلیل اینکه اغتشاشات مداری را به مدار ماهواره اعمال می‌کند،

جدول ۴. نتایج به‌دست آمده از مأموریت با تهدید معمولی

ماهواره	تاریخ تصویربرداری	ساعت تصویربرداری
IKONOS2	۲۰۱۶/۸/۳	۱۱:۳۵:۱۶
IKONOS2	۲۰۱۶/۱۰/۳	۲۲:۵۰:۰۸
EROS_B	۲۰۱۶/۸/۳	۱۳:۴۰:۰۵
EROS_B	۲۰۱۶/۱۱/۳	۰۱:۱۲:۱۹



شکل ۱۲. نتایج ایجاد شده از مأموریت با تهدید معمولی؛ تاریخ و ساعت امکان تصویربرداری از نقطه هدف در محور زمان مشخص شده است

جهت ارزیابی نتایج حاصل شده به دلیل اینکه نرم‌افزار مشابه داخلی و خارجی وجود ندارد، از نرم‌افزار Orbitron3.71 استفاده شد. در این نرم‌افزار تنها زمان‌هایی که زاویه ارتفاعی بین ماهواره و نقطه هدف بزرگ‌تر از ۴۵ درجه شود و ماهواره در دید نقطه

- [8] Navabi, M.; Hamrah, R. "Modeling of Space Objects Propagation, Prediction of Closet Approaches Among Satellite, and Assessment of Maximum Collision Probability"; *J. Space Sci. Tech.* 2013, 14, 57-67 (In Persian).
- [9] Zonouzi, S. Y. M. "Design And Implementation of a Software for Determination of the Looking Time of Different Types of RS Satellite for Specific Location"; M.Sc. Thesis, K. N. Toosi University, Tehran, 2009 (In Persian).
- [10] Bar-Lev, M.; Shcherbina, L.; Levin, V. "Eros System – Satellite Orbit and Constellation Design"; *Proc. of 22nd Asian Conf. of Remote Sensing*, 2001.
- [11] Burk, R. C. "A Closed-Form Approximation of Revisit Rate for Low-Altitude Spacecraft"; *J. Spacecraft Rockets* 2013, 50, 872-883.
- [12] Hodgson, M. E.; Kar, B. "Modeling the Potential Swath Coverage of Nadir and Off-Nadir Pointable Remote Sensing Satellite-Sensor Systems"; *Cartography and Geographic Inf. Sci.* 2008, 35, 147-156.
- [13] Hoots, F.; Roehrich, R. "Models for Propagation of Norad Eement Sets"; *Spacetrack Report No. 3*, Department of Commerce, National Technical Information Service, 1980.
- [14] Hasanzade, A. "Two Line Element (TLE)"; <http://www.haftaseman.ir/webdb/article.asp?id=1349>, 2016.
- [15] Capderou, M. "Satellites: Orbits and Missions"; Springer Science & Business Media, 2006.
- [16] Vallado, D. A.; Crawford, P.; Hujsak, R. "Revisiting Spacetrack Report No. 3"; *Proc. of Astrodynamics Specialist Conf. and Exhibit*, 2006, 21-24.
- [17] Hoots, F. R.; Schumacher, P. W.; Glover, R. A. "History of Analytical Orbit Modeling in the US Space Surveillance System"; *J. Guid. Control Dyn.* 2004, 27, 174-185.
- [18] Wang, W.; Li, J.; Wu, E. "2D Point-In-Polygon Test by Classifying Edges into Layers"; *Comput. Graph.* 2005, 29, 427-439.
- [19] Manber, U. "Introduction to Algorithms: A Creative Approach"; Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc, 2005.
- [20] Foley, J. D. "Computer Graphics: Principles and Practice in C"; Addison-Wesley Publishing Company, 1996.
- [21] Feito, F.; Torres, J. C.; Urena, A. "Orientation, Simplicity, and Inclusion Test for Planar Polygons"; *Comput. Graph.* 1995, 19, 595-600.
- [22] Feito, F. R.; Torres, J. C. "Inclusion Test For General Polyhedra"; *Comput. Graph.* 1997, 21, 23-30.
- [23] Preparata, F. P.; Shamos, M. I. "Computational Geometry. Texts and Monographs in Computer Science"; Springer-Verlag, 1985.
- [24] Hormann, K.; Agathos, A. "The Point in Polygon Problem for Arbitrary Polygons"; *Comp. Geom.* 2001, 20, 131-144.
- [25] Taylor, G. "Point in Polygon Test"; *Survey Review* 1994, 32, 479-484.
- [26] O'Rourke, J. "Computational Geometry in C"; Cambridge University Press: Cambridge, 1998.

توانایی مناسبی در پیش‌بینی موقعیت ماهواره‌های مدار پایین در به‌کارگیری در پایش اهداف را دارد. در بخش دیگری از تحقیق، پوشش زمینی ماهواره در عرض‌های مختلف جغرافیایی با توجه به ارتفاع ماهواره برای حالت زمین‌کروی محاسبه و ترسیم شد. در نهایت با توجه به موقعیت نقطه هدف و الگوریتم در برداری چندضلعی، قرارگیری نقطه هدف بررسی شد. جهت کاربردی نمودن این تحقیق، الگوریتم مورد نظر به صورت یک ابزار تحت متلب ارائه شد. همچنین، در قالب یک مطالعه موردی، برای یک هدف فرضی با موقعیت معلوم و در یک بازه زمانی مشخص، امکان تصویربرداری سه ماهواره تصویربرداری اپتیکی از منطقه هدف مورد نظر محاسبه شد و نتایج به‌دست آمده با نتایج نرم‌افزار تجاری Orbitron مقایسه شد. بر اساس نتایج به‌دست آمده ابزار تهیه شده از کارایی مناسبی برخوردار است. ابزار ارائه‌شده مزیت‌های فراوانی در مدل‌سازی مدار ماهواره و همچنین پایش اهداف زمینی دارا است، که از جمله آن‌ها می‌توان به عدم وجود مشابه خارجی، قابلیت اضافه‌کردن و به‌روز کردن داده‌های دوخطی، نمایش برخط نتایج و نمودارها و امکان ذخیره اطلاعات اشاره کرد. در پایان پیشنهاد می‌شود در تحقیقات بعدی به موضوع تحلیل توان شناسایی اهداف زمینی توسط ماهواره‌های تصویربرداری با توجه به مشخصات فیزیکی اهداف زمینی و قدرت تفکیک‌های مکانی و طیفی سنجنده‌های تصویربرداری مختلف پرداخته شود.

۶. مراجع

- [1] Lewandowski, A; Burda, R.; Wietfeld, C. "A Multiscale Real-Time Navigation and Communication Satellite Simulation Model for OMNeT"; *Proc. of the 1st Int. Conf. on Simulation Tools and Techniques for Communications, Networks and Systems*, 2008.
- [2] Hilton, C.; Kuhlman, J. "Mathematical Models for the Space Defense Center"; Philco-Ford Publication, 1966.
- [3] Lane, M. H.; Cranford, K. H. "An Improved Analytical Drag Theory for the Artificial Satellite Problem"; *Proc. of the Astrodynamics Conf.* 1969, 22-28.
- [4] Hujsak, E. J.; Siden, L. E. "Docking System For Space Structures"; US Patent 4,177,964, 1979.
- [5] Hoots, F. R. "A Short Efficient Analytical Satellite Theory"; *J. Guid. Control Dyn.* 1982, 5, 194-199.
- [6] Daneshnia, E.; Nasiran, M.; Dehghan, M. M. "Satellite Passes Simulation and Calculating The Satellite Rise and Set Times for The Site"; *J. Space Sci. Tech.* 2013, 13, 29-38 (In Persian).
- [7] Daneshnia, E.; Nasiran, M. "Satellite Tracking Parameters Calculation Using SGP4 Models"; *Electronic Industries* 2011, 7, 37-52 (In Persian).

