

تعیین مشخصات مداری برای ماهواره‌هایی با رد زمینی تکراری

پیمان ترابی^{۱*} و ابوالقاسم نقاش^۲

۱ و ۲- دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه صنعتی امیرکبیر

* تهران، حافظ، کدپستی: ۱۵۹۱۶۳۴۳۱۱

peyman.torabi@aut.ac.ir

برای برخی ماهواره‌های رصدزمین، مدار ایده‌آل مداری است که رد زمینی تکرار شود تا این امکان را به وجود آورد که منطقه خاصی از زمین به‌طور دوره‌ای تحت نظر یا سنجش قرار گیرد. این مقاله، روشی سریع برای تعیین پارامترهای مداری ماهواره‌هایی با چنین مأموریتی است. این روش نیم قطر اصلی مدار را با توجه به زاویه میل مدار و همچنین دوره چرخش مدار به‌دست می‌آورد. سپس تغییرات نیم قطر اصلی را براساس خروج از مرکز مدار محاسبه می‌کند. همچنین روش دیگری نیز پیشنهاد می‌گردد که اصلاح شده و بهبود یافته روش پیشین به حساب می‌آید. از مزایای روش ارائه شده می‌توان به عملکرد سریع و سهولت در محاسبات اشاره کرد. در پایان نیز، به‌منظور تصدیق و اطمینان از نحوه عملکرد برنامه از نرم‌افزار *satellite tool kit* کمک گرفته شده و نتایج مقایسه خواهد شد.

واژه‌های کلیدی: مکانیک مدار، طراحی مدار ماهواره، تکرار مسیر زمینی

i زاویه میل
 h ارتفاع
 J_2, J_4 ضرائب اغتشاش غیرکروی بودن زمین

مقدمه

مدارهایی با قابلیت تکرار رد زمینی^۳ به مدارهایی اطلاق می‌گردد که رد زمینی آنها پس از مدت زمان مشخصی تکرار گردد. این گونه از مدار برای بسیاری از ماهواره‌های رصد زمین، مداری ایده‌آل محسوب می‌شود تا این امکان را به وجود آورد که منطقه یا مناطقی خاص از زمین به‌طور دوره‌ای تحت نظر و یا سنجش قرار گیرد [۱]. هدف از این پژوهش، تعیین مشخصات مداری^۴ برای ماهواره‌هایی با چنین مأموریتی است. مدار ایده‌آل طراحی شده، مداری است که در حضور آشفتگی‌ها و اغتشاشات رد زمینی تکراری

علائم و اختصارات

T_r	دوره زمانی تکرار
T_Ω	نسبت به دوره گردش گره‌ای ماهواره
$T_{\Omega G}$	دوره زمانی گرینویچ
$T_{\Omega G}$	تعداد گردش ماهواره در مدار در یک دوره تکرار
$T_{\Omega G}$	تعداد روز نجومی است طی دوره زمانی تکرار
ω	آرگومان حضیض
n	حرکت متوسط
M	آنومالی متوسط
T	دوره گردش
Ω	طول گره صعودی
e	خروج از مرکز
a	نیم قطر اصلی
μ	پارامتر گرانش زمین

3. Repeating Ground Track
4. Orbital Elements

۱. دانشجوی کارشناسی ارشد (نویسنده مخاطب)
۲. دانشیار

هندسه این شرایط در شکل (۱) نشان داده شده است [۴]. دوره زمانی گره‌ای T_{Ω} نسبت به دوره زمانی آنومالی ماهواره T با توجه به رابطه (۲) محاسبه می‌شود که \dot{M} نرخ تغییرات آنومالی متوسط به دلیل حرکت اسمی و اغتشاشات و $\dot{\omega}$ نرخ تغییرات آرگومان حضیض است.

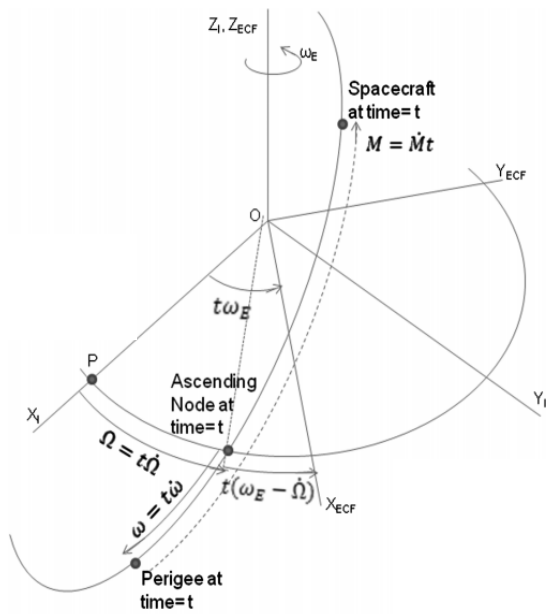
$$T_{\Omega} = \frac{2\pi}{\dot{M} + \dot{\omega}} \quad (2)$$

آنومالی متوسط با توجه به آنومالی ابتدایی M_0 و رابطه (۳) محاسبه می‌شود [۱]:

$$M = M_0 + nt \quad (3)$$

که n حرکت متوسط ماهواره است. نرخ تغییرات آنومالی متوسط نسبت به آنومالی متوسط ابتدایی با توجه به رابطه (۴) به دست می‌آید [۱]:

$$\dot{M} = \dot{M}_0 + n \quad (4)$$



شکل ۱- پارامترهای اغتشاشی برای تکرار رد زمینی [۴]

دوره گردش آنومالی با توجه به حرکت متوسط از رابطه (۵) به دست می‌آید [۱]:

$$T = \frac{2\pi}{n} \quad (5)$$

با توجه به رابطه (۲) ترم‌های دوره زمانی آنومالی به صورت رابطه (۶) است:

$$T_{\Omega} = \frac{2\pi}{n + \dot{M} + \dot{\omega}} = T \left(1 + \frac{\dot{M} + \dot{\omega}}{n} \right)^{-1} \quad (6)$$

دوره زمانی گرینویچ از رابطه (۷) محاسبه می‌شود:

داشته باشد تا در زمان‌های طولانی قادر به انجام مأموریت خود باشد. در این تحقیق برای پیدا کردن مشخصات مداری خروج از مرکز^۵ برای زاویه میل^۶ دلخواه ماهواره، تغییرات نیم قطر اصلی و دوره تکرار برای مدارهای بیضی مورد مطالعه قرار گرفته است [۲].

پارامترهای مداری تعیین شده توسط این پژوهش در الگوریتم‌های بزرگ‌تر به کار گرفته می‌شود، در نتیجه برای محاسبه آنها نیاز به یک راه حل کارآمد و دقیق است [۳]. برای تعیین یک روش کارآمد و قابل اعتماد، دو روش برای پیدا کردن یک مسیر زمین تکرار مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته است. روش دوم که در اینجا پیشنهاد می‌گردد اصلاح شده و بهبود یافته روش اول به حساب می‌آید.

روش اول برای تولید آهنگ زمین تکرار رد منظومه گل^۷ که توسط مورتاری و همکاران ارائه شده است [۲]. روش منظومه گل بر اساس عناصر مداری کپلر شامل نیم قطر اصلی، خروج از مرکز، زاویه میل، طول جغرافیایی گره صعودی، آرگومان حضیض، و آنومالی متوسط بیان شده است. در این روش خروج از مرکز بیضی بر اساس ارتفاع حضیض مشخص شده است که مزیت اصلی آن محسوب می‌گردد. ضعف این روش این است که تنها مرتبه دوم اغتشاشات که شامل اثرات J_2 می‌شود را در نظر می‌گیرد [۲].

روش دوم اصلاح شده و ارتقا یافته روش منظومه گل است که علاوه بر اغتشاشات J_2 ، اغتشاشات مرتبه بالاتر یعنی J_4 نیز، وارد معادلات شده که سبب افزایش دقت محاسبات شده است. اغتشاشات ذکر شده مربوط به عدم کرویت زمین است [۳]. در بخش‌های بعدی روابط ریاضی حاکم بر تکرار رد زمینی برای روش منظومه گل و روش اصلاح شده ارائه خواهد شد و با ارائه چند نمونه از نتایج استخراج شده و مقایسه آنها و همچنین در انتها با شبیه‌سازی چند مورد از نتایج در نرم‌افزار stk روش اصلاح شده مورد تصدیق قرار می‌گیرد.

شرایط جهت تکرار مسیر زمینی

در مداری که تکرار رد زمینی دارد، دوره زمانی تکرار (T_r)، نسبت به دوره گردش گره‌ای ماهواره (T_{Ω}) و دوره زمانی گرینویچ ($T_{\Omega G}$)، از رابطه (۱) به دست می‌آید [۲]:

$$T_r = N_p T_{\Omega} = N_d T_{\Omega G} \quad (1)$$

که N_p تعداد گردش ماهواره در مدار در یک دوره تکرار و N_d تعداد روز نجومی است که طی دوره زمانی تکرار کامل می‌شود. N_d و N_p اعداد صحیح هستند [۲].

5. Eccentricity
6. Inclination
7. Flower constellation

$$\dot{M} = -\frac{3nR_E^2 J_2 \sqrt{1-e^2}}{4p^2} (3\sin^2 i - 2) \quad (11)$$

روابط (۹) تا (۱۱) با توجه به تغییرات استاندارد پارامترهای مربوط به المان‌های مداری، استخراج شده‌اند. خروج از مرکزیت، سمی پارمتر^۱ و حرکت متوسط در ترم‌های نیم قطر بزرگ مدار و ارتفاع حضيض بالای سطح زمین در روابط (۱۲) تا (۱۴) نشان داده شده است [۱].

$$e = 1 - \frac{R_E + h_p}{a} \quad (12)$$

$$p = a(1 - e^2) \quad (13)$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (14)$$

که در آن: $\mu = 3.986004415 \times 10^5 \frac{\text{Km}^3}{\text{s}^2}$ برای میدان جاذبه زمین است. با توجه به روابط (۹) تا (۱۴) رابطه (۱۵) به صورت رابطه (۱۵) به دست می‌آید [۳]:

$$\tau = \frac{\omega_E - 2A(a)\cos i}{\sqrt{\frac{\mu}{a^3} + A(a) \left[\sqrt{1 - \left(1 - \frac{R_E + h_p}{a}\right)^2} (2 - 3\sin^2 i) + (4 - 5\sin^2 i) \right]}} \quad (15)$$

که در آن:

$$A(a) = \frac{3\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} R_E^2 J_2}{4 \left(2(R_E + h_p) - \frac{(R_E + h_p)^2}{a} \right)^2}$$

رابطه (۱۵) برای محاسبه نیم قطر بزرگ برای شیب و ارتفاع حضيض خاص به کار می‌رود. همچنین در موارد محاسباتی رابطه (۱۵) به رابطه (۱۶) که معادله‌ای چند جمله‌ای است، تبدیل می‌شود [۴ و ۵].

$$4\mu\phi a^2 y(a)^2 x(a) - (\omega_E^2 a^3 x(a)^4 - \phi a^2 x(a) - \mu y(a)^2)^2 = 0 \quad (16)$$

که در آن:

$$x(a) = ap \quad y(a) = \tau [x(a)^2 + \delta a^2] - 2\delta a^2 \cos i$$

$$\beta = -(3\sin^2 i - 2), \quad \phi = \mu \tau^2 \delta^2 \beta^2$$

$$\delta = \frac{3R_E^2 J_2}{4}, \quad \gamma = 4 - 5\sin^2 i$$

روش اصلاح شده

روش اصلاح شده همانند نگرش منظومه گل ابتدایی توسعه یافته است. تنها تفاوت این است که در روش اصلاح شده، شامل ترم‌های اضافی اغتشاشات عدم کرویت زمین در تغییرات

$$T_{\Omega G} = \frac{2\pi}{\omega_E - \dot{\Omega}} \quad (7)$$

که در رابطه (۷) $\dot{\Omega}$ بازگشت گره‌ای صفحه مداری است. با توجه به $\dot{\Omega}$ و دوره زمانی گریونیچ و جایگذاری در رابطه (۱) و همچنین در نظر گرفتن $\tau = \frac{N_d}{N_p}$ رابطه (۸) استخراج می‌شود:

$$\tau = \frac{\omega_E - \dot{\Omega}}{n + \dot{M}_0 + \dot{\omega}} \quad (8)$$

رابطه (۸) از الزامات ضروری ابتدایی در زمینه ردهای زمینی تکراری و طراحی هر مأموریت منظومه گل و ردهای تکرار زمینی است.

روش منظومه گل

طرح منظومه گل توسط مورتاریو همکارانش توسعه یافته است. [۲] منظومه‌ها و مدارها با توجه به سه مشخصه دسته‌بندی می‌شوند. اولین مشخصه، شکل مداری یکسان است. دوره زمانی آنومالی، آرگومان حضيض، ارتفاع حضيض از ویژگی‌های مدارهاست. دومین مشخصه، بازه زمانی است. بازه زمانی مداری با توجه به تکرار کامل مسیر بر روی زمین ارزیابی می‌شود. مشخصه سوم و پایانی تغییر مکان یکسان گره‌هاست. مسیر هر ماهواره در صفحه استوا در گره‌ها برای منظومه گل، دارای تغییر مکان برابر هستند. در طرح متداول امکان توسعه منظومه جدید با این مشخصه‌ها وجود دارد. مشخصه‌های اول و سوم در این پژوهش بررسی نمی‌شوند. توسعه طرح در این گزارش برای منظومه ناکامل، زمانی که فقط یک ماهواره در یک مدار آدرس‌دهی شده است، انجام می‌شود و برای چند مدار و چند ماهواره صدق نمی‌کند. منظومه گل بر اساس المان‌های کپلری مدار است: نیم قطر بزرگ مدار، خروج از مرکز، شیب، طول جغرافیایی گره صعودی، آرگومان حضيض و آنومالی. مزیت اصلی این روش، کاربرد عمومی برای هر خروج از مرکز است که ارتفاع حضيض خاصی را شامل می‌شود. متأسفانه در روش منظومه گل فقط تأثیرات مرتبه دوم اغتشاشات عدم کرویت زمین که تأثیرات [۲] است [۱]، در نظر گرفته شده است. طرح منظومه گل تئوری اغتشاشات ژئوپتانسیل را به کار گرفته است؛ اما تأثیرات مرتبه دوم اغتشاشات عدم کرویت زمین فقط آرگومان حضيض، طول گره صعودی و آنومالی متوسط را تغییر می‌دهد که در روابط (۹) تا (۱۱) نشان داده شده است [۲].

$$\dot{\omega} = \frac{3nR_E^2 J_2}{4p^2} (4 - 5\sin^2 i) \quad (9)$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{3nR_E^2 J_2}{2p^2} \cos^2 i \quad (10)$$

$$\begin{aligned} g &= 4 \cos i (12 - 2 \sin^2 i), \quad f = 4 \cos i (8 - 14 \sin^2 i) \\ j &= 4 - 5 \sin^2 i, \quad h = 2 - 3 \sin^2 i \\ k &= 3(1600 \sin^2 i - 2096 \sin^4 i) \\ m &= 3(320 - 1568 \sin^2 i + 1072 \sin^4 i) \\ q &= 3(-280 + 328 \sin^2 i + 79 \sin^4 i) \\ s &= 3(8 - 40 \sin i + 35 \sin^2 i) \\ t &= (-64 + 248 \sin^2 i - 196 \sin^4 i) \\ u &= (-72 + 252 \sin^2 i + 196 \sin^4 i) \\ v &= 12(760 \sin^2 i - 890 \sin^4 i) \\ w &= 12(56 - 36 \sin^2 i - 45 \sin^4 i) \end{aligned}$$

و با حل معادلات اصلاح شده به صورت چندجمله‌ای مورد استفاده قرار دادن روشی بهبود یافته جهت طراحی مدار با رد زمینی تکراری به دست خواهد آمد.

بررسی چند نمونه و ارزیابی نتایج

در این بخش چند نمونه از نتایج استخراج شده آورده شده است که در شکل‌های (۲) تا (۷) می‌توان دید. نمونه‌های مورد مطالعه با تمرکز بر ارزیابی کارایی دو روش منظومه گل و روش اصلاح شده ارائه شده است. محاسبات به منظور به دست آوردن نیم قطر اصلی برای زاویه میل و خروج از مرکز است. در شکل‌های (۲) تا (۴) نتایج مربوط به روش منظومه گل و شکل‌های (۵) تا (۷) مربوط به روش اصلاح شده است. در شکل (۲) تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/2$ یعنی دوره گردش ۱۲ ساعته در خروج از مرکزهای ۰/۰۱، ۰/۳، ۰/۵، ۰/۷ و دیده می‌شود. می‌توان مشاهده کرد که نیم قطر اصلی برای خروج از مرکزهای مختلف در زاویه میل ۹۰ درجه یکی می‌شود. این رفتار به احتمال زیاد مرتبط با $\cos i$ در صورت معادله ۱۵ است. که زاویه میل ۹۰ درجه را به زاویه میل بحرانی تبدیل می‌کند که در مدارهایی با رد زمینی تکراری زاویه‌ای با اهمیت است. البته در زاویه ۳۰ درجه نیز این مشکل دیده می‌شود که اهمیت کمتری در مدارهای با رد زمینی تکراری دارد. در شکل (۳) تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/4$ یعنی دوره گردش ۶ ساعته در خروج از مرکزهای ۰/۰۱، ۰/۳، ۰/۵، ۰/۷ و قابل مشاهده است. همانند شکل (۲) اینجا نیز نیم قطر اصلی برای خروج از مرکزهای مختلف در زاویه میل ۹۰ درجه یکی می‌شود و همان‌طور که بیان شد به دلیل اهمیت زاویه ۹۰ درجه مشکل ساز خواهد بود. در شکل (۴) تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/16$ یعنی دوره گردش ۹۰ دقیقه در خروج از مرکزهای ذکر شده دیده می‌شود. در این شکل نیز زاویه ۹۰ درجه بحرانی است. همچنین با مقایسه هر سه شکل به روشنی واضح است با کاهش

آرگومان حضیض، طول گره صعودی و انومالی متوسط نیز وجود دارد. با اضافه شدن ترم‌های J_2 و J_4 روابط به شکل رابطه (۱۷) تا (۱۹) خواهد بود [۱].

$$\begin{aligned} \dot{\omega} &= \frac{3nR_E^2 J_2}{4p^2} (4 - 5 \sin^2 i) \\ &+ \frac{9nR_E^4 J_2^2}{384p^4} \left\{ \begin{aligned} &56e^2 \\ &+ (760 - 36e^2) \sin^2 i \\ &- (890 + 45e^2) \sin^4 i \end{aligned} \right\} \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \dot{\Omega} &= -\frac{15nR_E^2 J_2 \cos i}{2p^2} \\ &+ \frac{3nR_E^4 J_2^2 \cos i}{32p^4} \left\{ \begin{aligned} &12 - 4e^2 \\ &- (80 - 5e^2) \sin^2 i \end{aligned} \right\} \end{aligned} \quad (18)$$

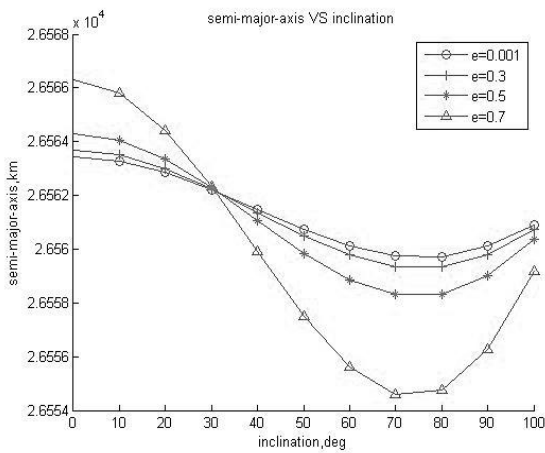
$$\begin{aligned} \dot{M} &= -\frac{3nR_E^2 J_2 \sqrt{1-e^2}}{4p^2} (3 \sin^2 i - 2) \\ &+ \frac{3nR_E^4 J_2^2}{512p^4 \sqrt{1-e^2}} \left\{ \begin{aligned} &320e^2 - 280e^4 \\ &+ (1600 - 1568e^2 + 328e^4) \sin^2 i \\ &- (2096 - 1072e^2 + 79e^4) \sin^4 i \end{aligned} \right\} \\ &+ \frac{45nR_E^4 J_4 \sqrt{1-e^2}}{128p^4} \{-8 + 40 \sin i - 35 \sin^2 i\} \end{aligned} \quad (19)$$

شرایط روش اصلاح شده در رابطه (۲۰) ارائه شده است:

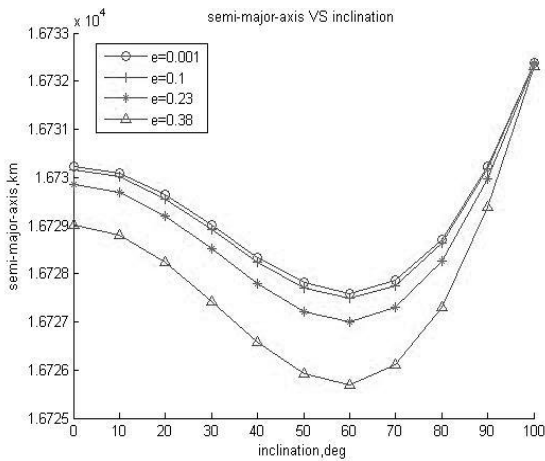
$$\begin{aligned} \tau &= \left\{ \omega_E - \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \left[\begin{aligned} &2\delta \frac{a}{x(a)^2} \cos i \\ &- \varepsilon \frac{a^3}{x(a)^4} \\ &+ \zeta \frac{a}{x(a)^3} \end{aligned} \right] \right\} / \\ &\left[\begin{aligned} &\frac{1}{a} + h\delta \frac{\sqrt{x(a)}}{x(a)^2} + s\gamma \frac{\sqrt{x(a)}}{x(a)^3} \left(\frac{a^2}{x(a)} - 1 \right) \\ &\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} + \left[\begin{aligned} &j\delta \frac{a}{x(a)^2} + \eta \frac{a^3}{x(a)^4} - \varphi \frac{a}{x(a)^3} + \lambda \frac{a^4}{x(a)^4 \sqrt{x(a)}} \\ &- \nu \frac{a^2}{x(a)^3 \sqrt{x(a)}} + q\beta \frac{1}{x(a)^2 \sqrt{x(a)}} \end{aligned} \right] \end{aligned} \right] \end{aligned} \quad (20)$$

که در آن:

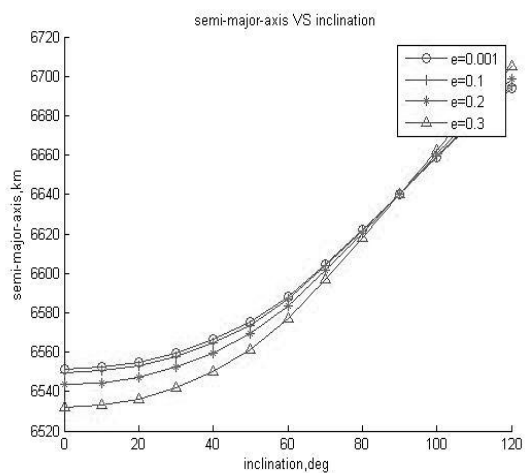
$$\begin{aligned} \beta &= \frac{3R_E^4 J_2^2}{1536}, \quad \delta = \frac{3R_E^2 J_2}{4}, \quad x(a) = ap \\ \varepsilon &= (b+d)\beta + (f+g)\gamma, \quad \gamma = \frac{15R_E^4 J_4}{128} \\ \eta &= (v+w)\beta + (t+u)\gamma, \quad \zeta = d\beta + g\gamma \\ v &= (2q+m)\beta, \quad \lambda = (q+k+m)\beta, \quad \varphi = w\beta + u\gamma \\ d &= 48 \cos i (-4 - 5 \sin^2 i), \quad b = 48 \cos i (12 - 80 \sin^2 i) \end{aligned}$$



شکل ۵- تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/2$ در روش اصلاح شده

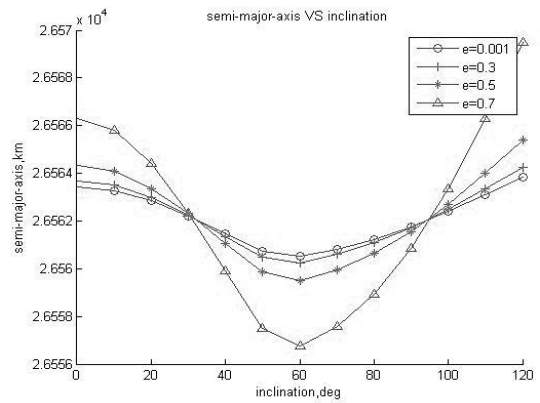


شکل ۶- تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/4$ در روش اصلاح شده

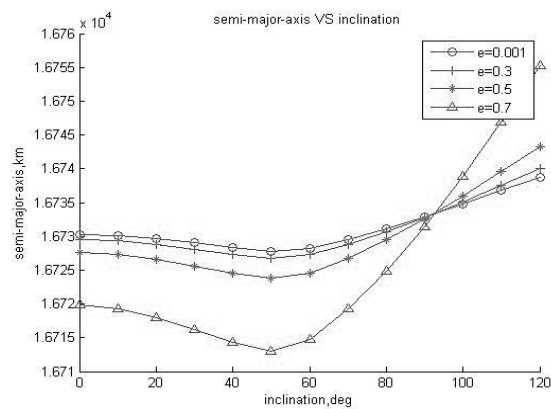


شکل ۷- تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/16$ در روش اصلاح شده

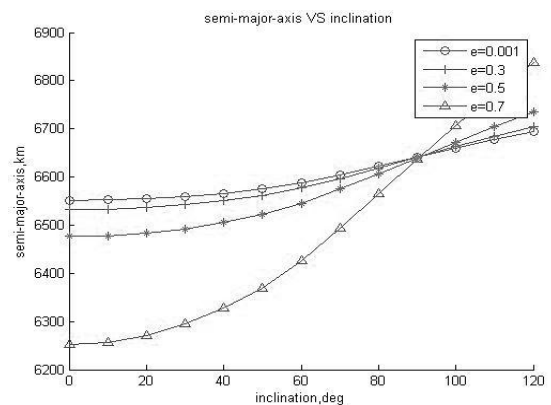
دوره گردش ماهواره ارتفاع کاهش می‌یابد. به طور کلی و با توجه به نتایج به‌دست آمده می‌توان گفت در روش منظومه گل زاویه ۹۰ درجه را که یک نقطه بحرانی است و در طراحی مشکل ایجاد می‌کند.



شکل ۲- تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/2$ در روش منظومه گل



شکل ۳- تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/4$ در روش منظومه گل

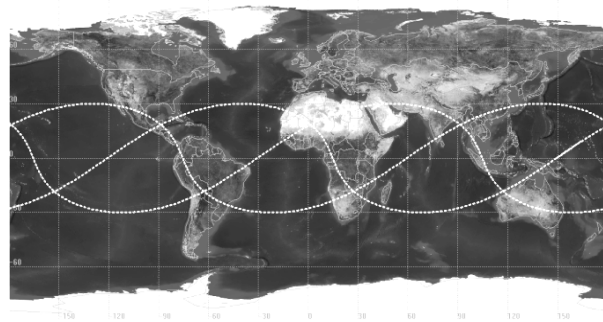


شکل ۴- تغییرات نیم قطر اصلی بر حسب زاویه میل در $\tau=1/16$ در روش منظومه گل

اصلاح شده و شبیه‌سازی دو روش و مقایسه آن با حالت ایده‌آل می‌توان گفت روش اصلاح شده علاوه بر مزایای گفته شده دقت بالاتری نسبت به روش منظومه گل دارد. روش ارائه شده سبب می‌شود تا روند و مراحل طراحی مدار ماهواره‌ها با مأموریت‌هایی که الزام به تکرار مسیر زمینی دارند روشمند شود.

مراجع

- [1] Vallado, D., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 2nd Edition, McGraw – Hill, New York, 2001, pp. 623, 646– 649.
- [2] Mortari, D., Wilkins, M. and Bruccoleri, C., “The Flower Constellations,” *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 52. No. 1 and 2, 2004, pp. 107 – 127
- [3] Aorpimai, M. and Palmer, P., “Repeat-Groundtrack Orbit Acquisition and Maintenance for Earth-Observation Satellites,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 3, 2007, pp. 654 – 659.
- [4] Vtipil, S. and Newman, B., “Determining an Efficient Repeat Ground Track Method for Earth Observation Satellites: For Use in Optimization Algorithms,” *AIAA Paper 2010-8266*, Aug. 2010.
- [5] Collins, S.K., *Computationally Efficient Modelling for Long Term Prediction of Global Positioning System Orbits*, (M Sc Thesis), Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 1977.



شکل ۱۰- شبیه‌سازی در نرم‌افزار stk برای $i=30^\circ, e=.5, a=16726.6\text{km}$

نتیجه‌گیری

این تحقیق چگونگی تعیین مشخصه‌های شکل مدار جهت تکرار رد زمینی در شیب، ارتفاع اوج و دوره زمانی تکرار در یک روش ارتقاء یافته را نشان داده است. ابتداء معادله چندجمله‌ای روش منظومه گل بر اساس تکرار زمانی و شیب جهت‌یافتن نیم قطر اصلی استفاده می‌شود. معادله چند جمله‌ای دارای یک ریشه است که نسبت به یک حلگر عددی سریع‌تر محاسبه می‌شود. سپس حل در روش اصلاح شده مجدداً برای زاویه میل و نیم قطر اصلی با دقت بالا محاسبه می‌شود. این روش، یک الگوریتم ارتقاء یافته برای تعیین پارامترهای مداری در مدارهای با رد زمینی تکراری ارائه می‌کند. با مقایسه دو روش منظومه گل و روش