

Investigation and analysis of phase change orbital maneuver in different anomalies in orbital rendezvous mission

Morteza Mousavi¹, Amirhossein Adami^{2*}, Mehdi Jafari³, Alireza Molavi⁴

¹ Malek Ashtar University of Technology, Aerospace Department, Tehran, Iran
mousavi7morteza@gmail.com

^{2*} Malek Ashtar University of Technology, Aerospace Department, Tehran, Iran
adami_amir@mut.ac.ir

³ Malek Ashtar University of Technology, Aerospace Department, Tehran, Iran
m.jafari.h@mut.ac.ir

⁴ Malek Ashtar University of Technology, Aerospace Department, Tehran, Iran
alirezamolavi2933@gmail.com

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)
Vol. 4, No. 2, pp.:81-90
2025

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

DOI:
10.22034/jssta.2024.467223.1193

Article Info

Received: 2024-07-10
Accepted: 2025-01-04

Keywords

Orbital maneuver , Orbital rendezvous, Phase change maneuver Orbit adjustment

How to Cite this article

Morteza Mousavi, et al. ” Investigation and analysis of phase change orbital maneuver in different anomalies in orbital rendezvous mission”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 4 (2), p.: 81-90, 2025.

Abstract

Phase orbital maneuvers with the goal of rendezvous are a series of orbital adjustments made by a spacecraft to align its orbit with another object, such as another spacecraft or space station. These maneuvers usually involve adjusting the speed and trajectory of the spacecraft to gradually decrease the distance and match the target orbit at a certain time. If the orbital phase adjustment is without regard to specific time (non-orbital rendezvous), the problem is greatly simplified, but in the case of specific time (phase change in a specific period of time), the problem becomes complicated and can be analyzed by two objectives including, fuel consumption and elapsed time. In this research, the influence of the location of performing the phase change maneuver in a circular orbit has been investigated by various true anomalies. Based on the results, from 0 to 10 degree true anomaly, the duration of the maneuver increases with a very large slope, and after that, the duration of the maneuver decreases until the anomaly of 270 degrees.

بررسی و تحلیل مانور مداری تغییر فاز در آنومالی حقیقی های مختلف در ماموریت ملاقات مداری

سید مرتضی موسوی^۱، امیرحسین آدمی*^۲، مهدی جعفری^۳، علیرضا مولوی^۴

۱- دانشگاه صنعتی مالک اشتر - mousavi7morteza@gmail.com

۲- دانشگاه صنعتی مالک اشتر - adami_amir@mut.ac.ir

۳- دانشگاه صنعتی مالک اشتر - m.jafari.h@mut.ac.ir

۴- دانشگاه صنعتی مالک اشتر - alirezamolavi2933@gmail.com

* نویسنده مسئول



دوفصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال چهارم، شماره ۲، صفحه ۸۱-۹۰
پاییز و زمستان ۱۴۰۳

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

DOI:

10.22034/jssta.2024.467223.1193

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۲۰

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۱۵

واژه‌های کلیدی

مانور مداری، قرار ملاقات مداری،
مانور تغییر فاز، تنظیم مدار

نحوه استناد به مقاله

سید مرتضی موسوی و همکاران، "بررسی و تحلیل مانور مداری تغییر فاز در آنومالی حقیقی های مختلف در ماموریت ملاقات مداری"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد چهارم، شماره دوم، صفحات ۸۱-۹۰، ۱۴۰۳.

چکیده

مانورهای تغییر فاز با هدف ملاقات مداری، مجموعه‌ای از تنظیمات مداری هستند که توسط یک فضاپیما برای همسو کردن مدار خود با جسم دیگری، مانند فضاپیماهای دیگر یا ایستگاه فضایی، انجام می‌شود. این مانورها معمولاً شامل تنظیم سرعت و مسیر فضاپیما برای کاهش تدریجی فاصله و مطابقت با مدار هدف در زمان خاص است. اگر تنظیم فاز مداری بدون لحاظ زمان مشخص (غیر ملاقات مداری) باشد، مسئله به شدت ساده شده ولی در حالت زمان مشخص (تغییر فاز در مدت زمان مشخص) مسئله پیچیده گشته و از دو منظر مقدار سوخت مصرفی و مدت زمان انجام مانور نیازمند مصالحه است. در این تحقیق به بررسی تاثیر مکان انجام مانور تغییر فاز در یک مدار دایروی پرداخته شده و با بررسی آنومالی حقیقی‌های مختلف برای انجام این مانور و بررسی نتایج، به تحلیل تاثیر زمانی انجام مانور پرداخته شده است. بر اساس نتایج استخراج شده، از آنومالی حقیقی صفر تا ۱۰ درجه مدت زمان انجام مانور با شیب بسیار زیادی رو به افزایش است و بعد از آن تا آنومالی حقیقی ۲۷۰ درجه مدت زمان انجام مانور رو به کاهش می‌رود.

۱- مقدمه

اتوماسیون و عملیات خودکار: بسیاری از فضاپیماهای

مدرن به سیستم‌های اتوماتیک مجهز شده‌اند که می‌توانند مانورهای ملاقات مداری برای هماهنگی مکانیکی را به‌طور خودکار انجام دهند. این قابلیت به کاهش وابستگی کنترل زمینی کمک می‌کند و تنظیمات لحظه‌ای بر اساس حسگرها و الگوریتم‌های داخلی را فراهم می‌آورد.

مانورهای ملاقات مداری برای موفقیت ماموریت‌های فضایی امری اساسی هستند که دقت، ایمنی و کارایی در مانورهای مداری و فعالیت‌های همکاری در محیط گسترده و چالش برانگیز فضا را تضمین می‌کنند [۱].

۲- مروری بر ادبیات موضوع

در سال ۲۰۲۳، کاکي و آکلا [۲] روشی تحلیلی برای تعیین ملاقات فضاپیماها در مدارهای کپلری بسته ارائه کردند. این روش فرض می‌کند که فضاپیماها در مدارهای بسته با زاویه میل مداری دلخواه شروع می‌کنند و فضاپیمای هدف در مدار اولیه خود باقی می‌ماند. در سال ۲۰۲۳، تایلر [۳] روشی برای ملاقات مداری با کمینه کردن تغییر سرعت (Δv) ارائه داد و نشان داد که این روش می‌تواند مصرف سوخت را ۴۲.۲٪ تا ۶۳.۰٪ کمتر از مسیر حدس اولیه کاهش دهد. در سال ۲۰۲۲، کاستیگلیولا و لورنزو کازالینو [۴] روشی برای بهینه‌سازی پیکربندی مجدد ایمپالسی در مدارهای تقریباً دایره‌ای ارائه دادند که مصرف سوخت را کاهش داده و زمان و مقادیر ضربه را تعیین می‌کند. نتایج نشان داد که اختلاف δv در ۹۵.۳٪ موارد تنها ۱٪ از مقدار بهینه است و همیشه کمتر از ۴.۵٪ باقی می‌ماند. در سال ۲۰۲۰، ناردوچی [۵] در پایان‌نامه خود بر روی مسئله مانور تغییر فاز برای یک پلتفرم خورشیدی الکتریکی تحقیق نمود. در سال ۲۰۱۵، هیبین شانگ و همکاران [۶] روش‌های طراحی برای مانور تغییر فاز با حداقل زمان را برای فضاپیماهای با پیشران الکتریکی ارائه دادند و دو استراتژی فازبندی بیرونی و درونی، بر اساس ویژگی‌های ماموریت پیشنهاد کردند. در سال ۲۰۱۰، لی بو لیانگ و همکاران [۷] روش جدیدی برای تحلیل خطاهای مانور تغییر فاز در ملاقات مداری ارائه دادند که مدل دینامیکی غیرخطی را با اغتشاشات ژئوپتانسیل و خطاهای مختلف در نظر می‌گیرد. در سال ۲۰۰۷، یازونگ لو و همکاران [۸] رویکرد جدیدی برای بهینه‌سازی استراتژی ملاقات-فازبندی با مانورهای ترکیبی پیشنهاد کردند

مانورهای ملاقات مداری در مرحله‌ی تجسمی بسیار مهم در اکتشاف فضا و عملیات ماهواره‌ای هستند. این مانورها نقش بحرانی در دستیابی به تطابق‌های مداری دقیق و موقعیت‌های نسبی بین فضاپیماها یا ماهواره‌ها ایفا می‌کنند و از روی این امر ملاقات، الصاق یا سایر فعالیت‌های همکاری در فضا را تسهیل می‌کنند. در زیر چند دلیل کلیدی برجسته بر اهمیت مانورهای قرار ملاقات را مطرح شده است.

دقت در تنظیم مداری: مانورهای ملاقات مداری برای هماهنگی جهت اطمینان از تنظیم دقیق مدار فضاپیما با شیء هدف را فراهم می‌کنند. این دقت برای جلوگیری از برخورد، به خصوص در طول عملیات الصاق، که حتی خطاهای کوچک در تنظیم می‌تواند پیامدهای قابل توجهی داشته باشد، بسیار حیاتی است.

نزدیکی‌های ایمن و کنترل شده: این مانورها امکان نزدیکی ایمن و کنترل شده بین فضاپیماها را فراهم می‌کنند. با تنظیم موقعیت‌های نسبی و سرعت مانورهای ملاقات مداری برای هماهنگی مکانیکی به جلوگیری از حرکات ناپیوسته و اطمینان از یک فرآیند ملاقات یا الصاق دقیق و کنترل شده کمک می‌کنند. [۵]

استفاده کارآمد از منابع: مانورهای ملاقات مداری برای هماهنگی مکانیکی به بهره‌وری کاربرد منابع نظیر سوخت یا پیشران انرژی کمک می‌کنند. با برنامه‌ریزی و اجرای دقیق این مانورها، برنامه‌ریزان ماموریت می‌توانند مصرف سوخت را بهینه‌سازی کنند و عمر عملیاتی فضاپیما را افزایش دهند.

انعطاف در مأموریت: قابلیت انجام مانورهای ملاقات مداری برای هماهنگی انعطاف مأموریت را افزایش می‌دهد. فضاپیماها می‌توانند با تغییر به نیازهای مأموریت، پاسخ به وقایع غیرمنتظره، یا تنظیم مسیر خود برای هماهنگی با اهداف یا هدف‌های جدید، سازگار شوند.

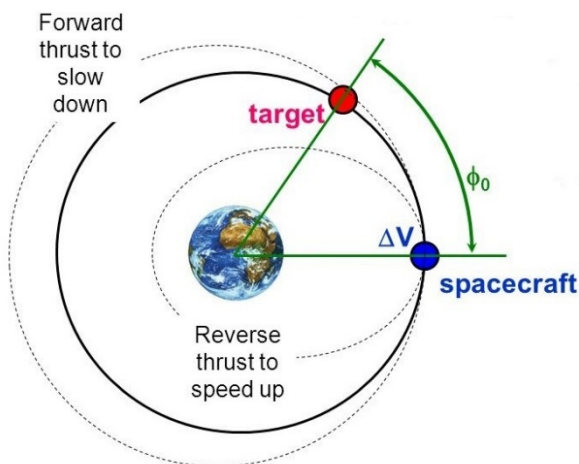
الصاق و مأموریت‌های همکاری: برای مأموریت‌هایی که الصاق یا فعالیت‌های همکارانه در فضا را در بر دارند، مانورهای ملاقات مداری برای هماهنگی ضروری هستند. این مانورها مرحله‌ای را برای یک فرآیند الصاق موفق فراهم می‌سازند و اجازه می‌دهند تا فضاپیماها در فضا به یکدیگر ملحق یا وظایف همکاری را انجام دهند.

آرایش ماهواره‌ها: در برخی مأموریت‌ها، چندین ماهواره در نزدیکی یکدیگر فعالیت می‌کنند. مانورهای فازی به حفظ فواصل و جهت‌های نسبی بین ماهواره‌ها کمک می‌کنند.

ملاقات و الصاق: برای مأموریت‌های مرتبط با ملاقات و الصاق ماهواره‌ها یا فضاپیما، مانورهای فازی حیاتی هستند. این تنظیمات اطمینان حاصل می‌کنند که فضاپیمای نزدیک که به هدف خود می‌رود به درستی هماهنگ شود تا به طور امن و کنترل شده الصاق شود.

تنظیمات مداری برای سنجش از دور: ماهواره‌های مشاهده زمین ممکن است از مانورهای فازی برای بهینه‌سازی پارامترهای مداری خود برای وظایف مشاهده خاص استفاده کنند، مانند بازدید منظم از یک منطقه مشخص یا تنظیم زاویه دید ماهواره.

جزئیات یک مانور فازی وابسته به نیازهای مأموریت، ویژگی‌های مکانیک مداری، و توانایی سیستم پیشرانش ماهواره است. این مانورها معمولاً توسط تیم‌های کنترل زمینی برای دستیابی به اهداف دقیق مداری و مأموریت، برنامه‌ریزی و اجرا می‌شوند. بنابراین تنظیم فاز، تنظیم زمان-موقعیت فضاپیما در مدار است که معمولاً به عنوان تنظیم آنومالی حقیقی فضاپیما در مدار توصیف می‌شود. تنظیم مدار اصولاً در حالت‌هایی استفاده می‌شود که یک فضاپیما در یک مدار داده شده باید به یک مکان دیگر در همان مدار منتقل شود. تغییر مکان در مدار معمولاً به عنوان زاویه فاز ϕ ، تعریف می‌شود و تغییر در آنومالی حقیقی مورد نیاز بین موقعیت فعلی فضاپیما تا موقعیت نهایی است. زاویه فاز می‌تواند با استفاده از معادله کپلر به صورت یک تابع زمانی ارائه شود.



شکل ۱- نمایی از چگونگی مانور تغییر فاز

که به عنوان مسئله‌ای غیرخطی چند-تکانه در نظر گرفته می‌شود. در سال ۲۰۰۶، ژونگ لو و ژین [۹] طراحی مانورهای نقطه ویژه قرار ملاقات را به صورت مسئله متغیرهای گسسته، عدد صحیح و پیوسته فرمول‌بندی کردند و رویکرد ترکیبی شبه‌سازی شده و روش نیوتن را برای حل آن پیشنهاد کردند. در سال ۲۰۰۳، کریستوفر دی هال و همکاران [۱۰] مانور مداری تغییر فاز با حداقل زمان را با نیروی پیشران بررسی کردند و با نرمال‌سازی، مسئله را به پارامترهای نیروی پیشران و زاویه فاز محدود کردند. در مقالات داخلی نیز در سال ۲۰۲۲، طائی و شکرالهی [۱۱] به بهینه‌سازی موقعیت فضاپیمای تعقیب‌کننده برای ملاقات با فضاپیمای هدف، با کمترین مصرف انرژی و سریع‌ترین زمان می‌پردازند. از معادلات کلوزی ویلشایر خطی، الگوریتم‌های ژنتیک و ازدحام ذرات برای بهینه‌سازی استفاده شده و روش LQR برای کنترل به کار رفته است. در سال ۲۰۱۸، کیانی و همکاران [۱۲] روشی جامع برای مسیرهای انتقال مداری بهینه بین دو مدار بیضوی غیرصفحه‌ای با استفاده از چند ضربه و تکه مسیرهای لمبرت متوالی ارائه می‌دهند. هدف، حداقل کردن مصرف سوخت است. مکان و زمان ضربه‌ها به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی در نظر گرفته شده و از روش شبه‌نیوتن برای تسریع بهینه‌سازی استفاده شده است. در سال ۲۰۲۴، موسوی [۱۳] و همکاران در پایان نامه خود به موضوع اصلاح مدار ماهواره‌های یک منظومه در مدار پایین زمین پرداختند که از معادلات اصلاح مدار ماهواره موجود در این پایان نامه در این مقاله استفاده شد.

۳- مانور تغییر فاز

مانورهای فازی به دسته‌ای از تغییرات مداری اطلاق می‌شوند که به منظور همگام‌سازی ماهواره با یک موقعیت مداری خاص یا انطباق آن با یک شیء دیگر مانند ماهواره یا ایستگاه فضایی صورت می‌گیرد. این تغییرات برای مأموریت‌های فضایی مختلف از جمله پرتاب ماهواره، عملیات ملاقات و آرایش ماهواره‌ها بسیار حیاتی است. در ادامه به چند سناریوی مانور فازی اشاره شده است:

پرتاب ماهواره: پس از پرتاب، ممکن است چندین ماهواره از یک حامل فضایی پرتاب شوند. مانورهای فازی برای تنظیم موقعیت نسبی این ماهواره‌ها استفاده می‌شود تا اطمینان حاصل شود که به موقعیت‌های مداری مشخص خود می‌رسند.

پریود P مدار تغییر فاز باید برابر با زمانی باشد که طول می کشد هدف در نقطه θ مدنظر (زاویه تغییر فاز) به نقطه حضیض در مدار ۱ برسد. مدت زمان این پرواز را می توان با محاسبه زمان از حضیض تا θ و کم کردن آن از پریود T مدار ۱ تعیین نمود، لذا خواهیم داشت.

$$P_2 = P_1 - p \quad (3)$$

مدت زمان پرواز از حضیض مدار ۱ به نقطه مورد نظر در مدار انتقالی، از معادله کپلر مطابق رابطه (۴) به دست می آید.

$$p = \frac{P_1}{2\pi} (E - e_1 \sin E) \quad (4)$$

آنومالی حقیقی خروج از مرکز برابر است با :

$$E = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1-e_1}{1+e_1}} \tan \frac{\phi}{2} \right) \quad (5)$$

از آنجا که در حضیض مدار، سرعت مولفه شعاعی ندارد و تماماً در جهت مماسی است و از فرمول مومنوم زاویه های محاسبه می شود، بنابراین محاسبه بصورت زیر امکان پذیر است. تغییر سرعت اولیه و ثانویه جهت شروع و اتمام مانور تغییر فاز از رابطه (۶) استخراج می شود.

$$\Delta v_1 = |v_{elliptical} - v_{circular}| = \left| \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} - \sqrt{\frac{\mu}{r}} \right| \quad (6)$$

$$\Delta v_2 = |v_{elliptical} - v_{circular}|$$

در نهایت تغییر سرعت کل از رابطه (۷) استخراج می گردد. [۱]

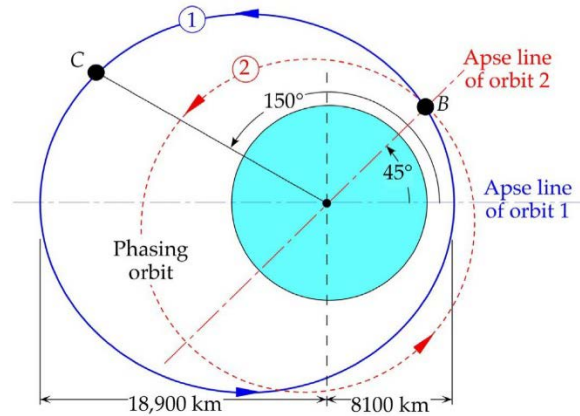
$$\Delta v_{total} = \Delta v_1 + \Delta v_2 \quad (7)$$

۵- بررسی مانور تغییر فاز بهینه

هدف این پژوهش بهینه سازی مانورهای انتقال است. در این مطالعه، بیضی های مانور انتقال در آنومالی های مختلف مدار اصلی بررسی شده اند. از آنجا که مدار انتقال ثابت است و تنها نقطه شروع آن تغییر می کند، ایمپالس و انرژی مورد نیاز برای مانور ثابت خواهد بود. این پژوهش به تحلیل این موضوع می پردازد که چه نقطه ای برای شروع مانور تغییر فاز بهینه ترین نقطه از نظر زمانی برای انجام ماموریت است.

فرض مسئله یک مدار دایروی با ارتفاع ۷۰۰ کیلومتر است و ماموریت خواسته شده انجام مانور تغییر فاز مثبت ۳۰ درجه برای ماهواره است. برای انجام این مهم با تشکیل مدار اصلی و مدار انتقال که یک بیضی با حضیض ۵۰۰ کیلومتر و اوج ۷۰۰

مانور تغییر فاز همان گونه که در شکل (۱) نشان داده شده است یک انتقال هاهمن دو ضربه ای از یک مدار و بازگشت به همان مدار است. بیضی انتقال هاهمن نیز یک مدار تغییر فاز است که پریود آن برای بازگرداندن فضاپیما به مدار اصلی طی یک زمان معین انتخاب می گردد. مانورهای تغییر فاز برای تغییر موقعیت فضاپیما در مدار خویش استفاده می شوند. اگر دو فضاپیما که برای ملاقات انتخاب شده اند در موقعیتهای مکانی متفاوتی از یک مدار باشند، برای رسیدن به دیگری یکی از آنها می تواند همانند شکل (۲) مانور تغییر فاز را انجام دهد. ماهواره های مخابراتی و هواشناسی در مدار زمین ایستا از مانورهای تغییر فاز استفاده می کنند تا به سمت موقعیت جدیدی در بالای استوا حرکت کنند. در این حالت به جای ملاقات با یک هدف فیزیکی ملاقات با یک نقطه خالی در فضا انجام می شود.



شکل ۲- نمایی از تغییر فاز جهت انجام ملاقات مداری

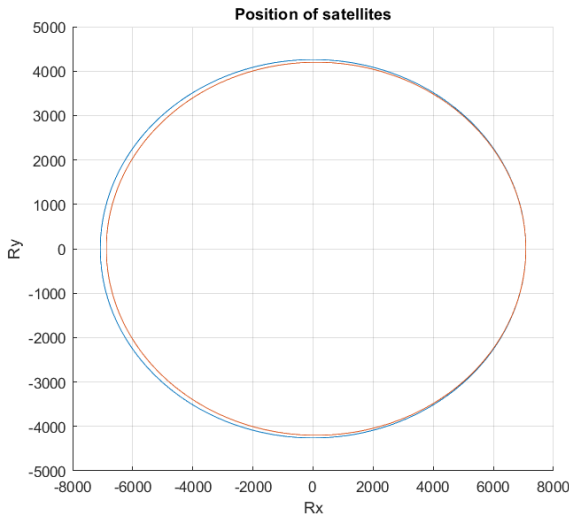
۴- روابط حاکم بر مسئله مانور تغییر فاز

هنگامی که P ، پریود مدار تغییر فاز مشخص باشد می توان از رابطه (۱) برای تعیین نیم قطر اصلی بیضی تغییر فاز استفاده نمود.

$$a = \left(\frac{P\sqrt{\mu}}{2\pi} \right)^{2/3} \quad (1)$$

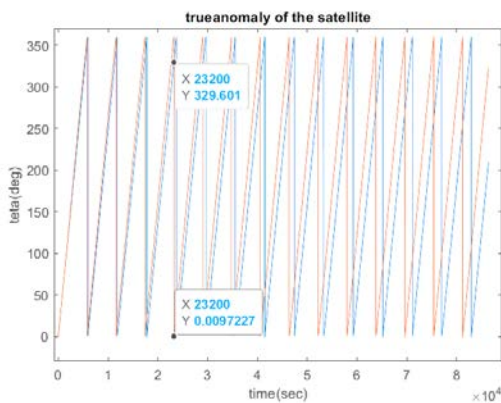
با معلوم شدن نیم قطر اصلی، مومنوم زاویه ای از رابطه (۲) محاسبه می شود.

$$h_2 = \sqrt{2\mu} \sqrt{\frac{r_a r_p}{r_a + r_p}} \quad (2)$$



شکل ۴- نمای دو بعدی از مدار اصلی و مدار انتقالی

برای استخراج مانور تغییر فاز به صورت بهینه، با استفاده از کد شبیه سازی و روابط ارایه شده، کمترین مقدار زمان ممکن برای هر مانور با دقت 0.01 درجه استخراج و صحت سنجی می شود. در شکل (۵) الی شکل (۱۸) تغییرات آنومالی حقیقی بر حسب زمان برای مدار اصلی و هر یک از مدارهای انتقال، به ترتیب از آنومالی حقیقی 0 درجه الی 330 درجه استخراج و ارایه شده است:

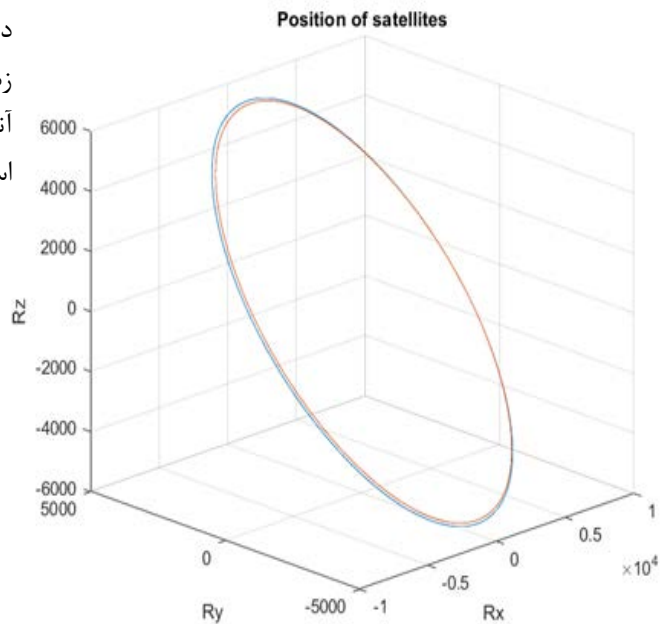
شکل ۵- تغییرات آنومالی حقیقی مدار اصلی و مدار انتقالی ایجاد شده در $\theta=0$

همانطور که در شکل (۵) مشاهده می شود با اعمال v_1 در $\theta=0$ و تشکیل مدار انتقالی، در ثانیه 23200 در حالی که مدار اصلی در $\theta=330^\circ$ قرار دارد، مدار انتقالی پس از 4 دور مداری به $\theta=0$ و نقطه حضیض خود می رسد و با اعمال v_2 به مدار اصلی باز می گردد و اینگونه تغییر فاز $+30$ درجه انجام خواهد شد.

کیلومتر در نظر گرفته شد، با استفاده از یک کد شبیه سازی مدار با محاسبه تغییر سرعت مورد نیاز جهت اجرای مانور مداری، مانور در θ های مختلف شبیه سازی شده و با رسم نمودار تغییرات آنومالی حقیقی بر حسب زمان برای مدار اصلی و هر یک از مدارهای انتقالی، مدت زمان و تعداد دور مورد نیاز برای اینکه ملاقات مداری (تغییر فاز 30 درجه) انجام شود استخراج می گردد. رزولیشن موقعیت ماهواره در مدار اصلی معادل 10 درجه در آنومالی حقیقی در نظر گرفته شده است.

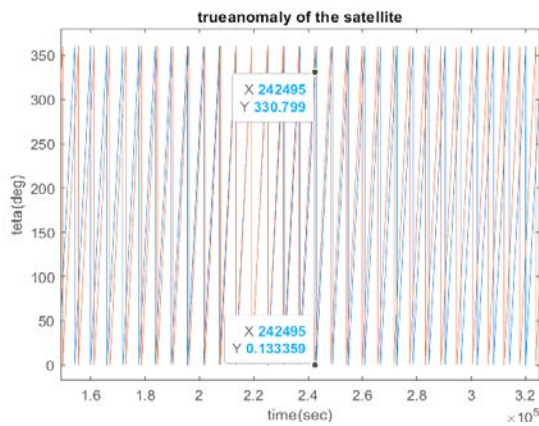
کد شبیه سازی مدار با استفاده از نرم افزار STK صحت سنجی شده است و برای خلاصه شدن و تمرکز بر موضوع اصلی پژوهش از ارایه معادلات شبیه سازی مدار و صحت سنجی نرم افزار صرف نظر شده است. برای اطلاعات بیشتر میتوان به مرجع [۱۳] مراجعه نمود.

در ابتدا در شکل (۳) و شکل (۴) نمایی از مدار اصلی و مدار انتقالی تشکیل شده مشاهده می شود.

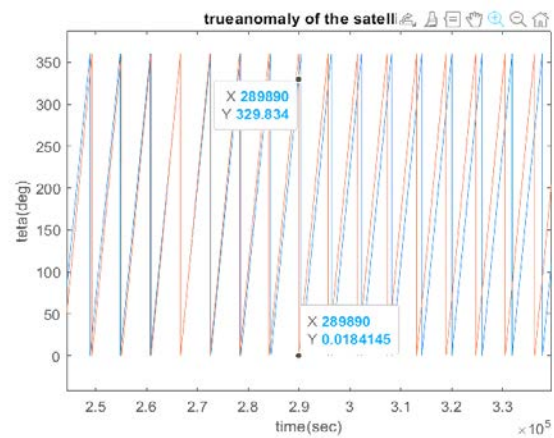


شکل ۳- نمایی از مدار اصلی و مدار انتقالی

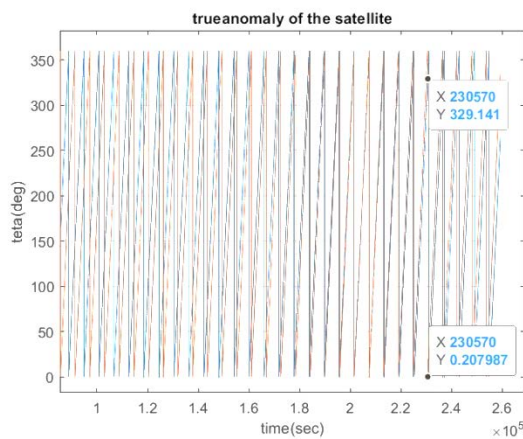
به همین ترتیب در نمودار های بعدی در شکل های (۶) الی (۱۸) نیز این تغییرات در آنومالی حقیقی اعمال شده است.



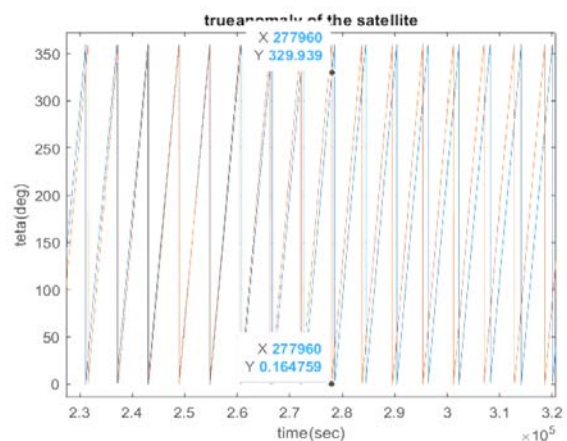
شکل ۹- تغییرات آنومالی حقیقی مدار اصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=70$



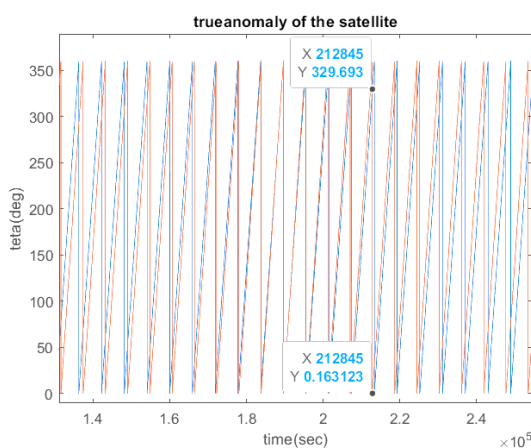
شکل ۶- تغییرات آنومالی حقیقی مدار اصلی و مدار انتقالی ایجاد شده در $\theta=10$



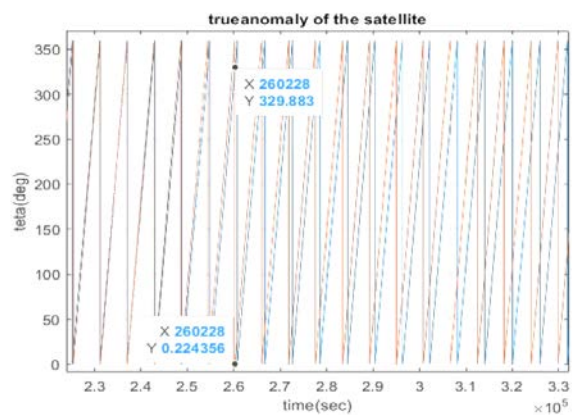
شکل ۱۰- تغییرات آنومالی حقیقی مدار اصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=90$



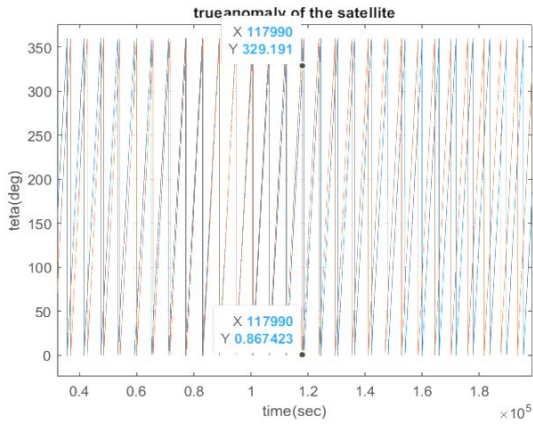
شکل ۷- تغییرات آنومالی حقیقی مدار اصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=30$



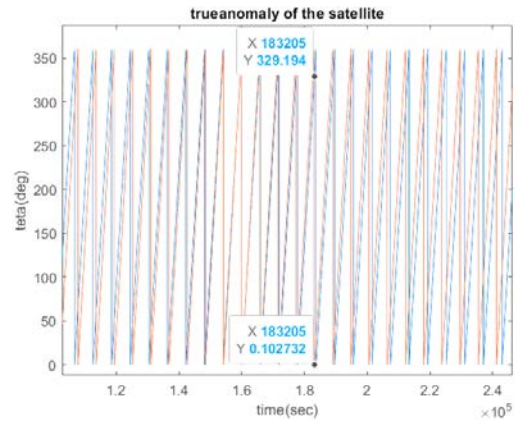
شکل ۱۱- تغییرات آنومالی حقیقی مدار اصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=110$



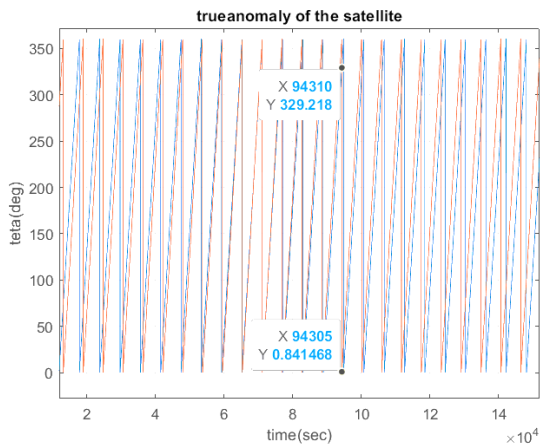
شکل ۸- تغییرات آنومالی حقیقی مدار اصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=50$



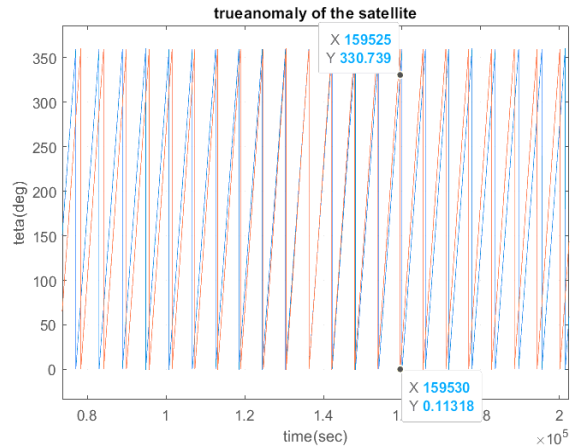
شکل ۱۵- تغییرات آنومالی حقیقی مداراصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=240$



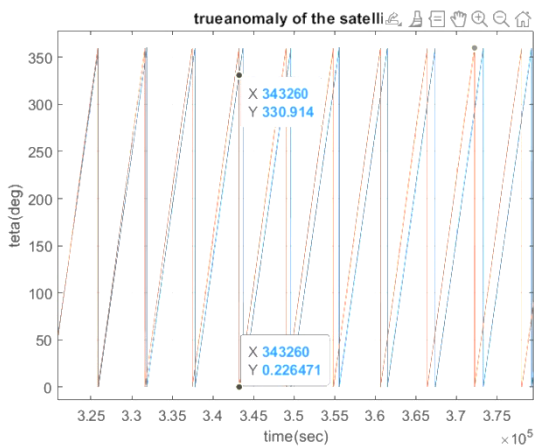
شکل ۱۲- تغییرات آنومالی حقیقی مداراصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=150$



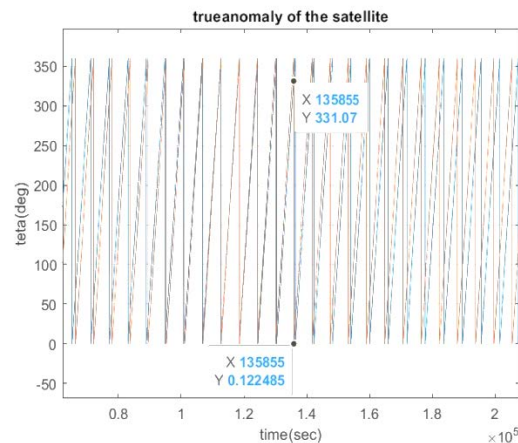
شکل ۱۶- تغییرات آنومالی حقیقی مداراصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=270$



شکل ۱۳- تغییرات آنومالی حقیقی مداراصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=180$

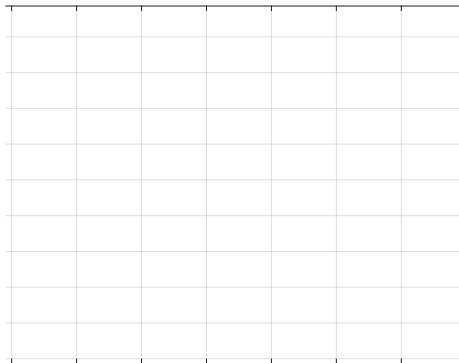


شکل ۱۷- تغییرات آنومالی حقیقی مداراصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=300$



شکل ۱۴- تغییرات آنومالی حقیقی مداراصلی و مدارانتقالی ایجاد شده در $\theta=210$

بصورت شکل (۱۹) نیز به تصویر کشیده شده است تا نقاط مینیمم و ماکزیمم تغییرات زمان را با توجه به آنومالی حقیقی یا نقطه شروع مدار انتقالی مشاهده نمود.

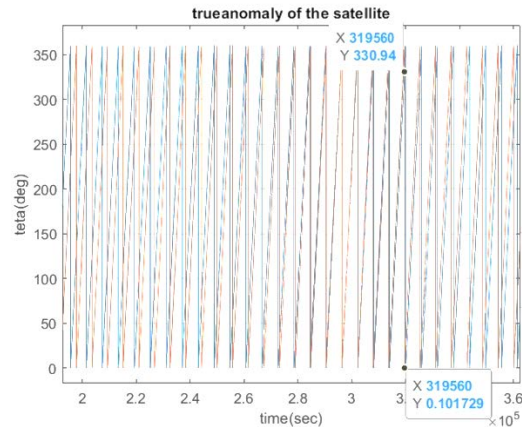


شکل ۱۹ - نمودار تغییرات زمان مانور تغییر فاز در آنومالی حقیقی های مختلف

بر اساس نتایج استخراج شده، زمان انجام مانور تغییر فاز از آنومالی حقیقی صفر تا ۱۰ درجه زمان با شیب بسیار زیادی رو به افزایش است و بعد از آن تا آنومالی حقیقی ۲۷۰ با شیب کمتر رو به کاهش می‌رود. از آنومالی ۲۷۰ درجه تا ۳۰۰ درجه مجدداً شیب نمودار افزایش داشته و زمان مورد نیاز انجام مانور جهش چشمگیری خواهد داشت. در مجموع میتوان گفت که تغییرات مدت زمان انجام مانور، رابطه خاص و قابل پیش بینی با محل انجام مانور (θ) ندارد و برای هر ماموریت ملاقات مداری این تحلیل به طور مستقل باید صورت پذیرد.

۶- جمع بندی و نتیجه گیری

در این پژوهش مدارهای انتقالی در آنومالی های حقیقی مختلف مدار اصلی تشکیل داده شد و به بررسی اینکه چه نقطه ای برای شروع مانور تغییر فاز بهینه ترین موقعیت برای انجام ماموریت دارد استخراج گردید. برای انجام این مهم، مدار اصلی و مدار انتقالی که یک بیضی با حضیض ۵۰۰ کیلومتر و اوج ۷۰۰ کیلومتر بود شبیه سازی شد. با توجه به پارامترها و پیروی هر یک از مدارهای انتقالی، با محاسبه تغییر سرعت مورد نیاز در آنومالی های حقیقی مختلف، مانور در θ های مختلف شبیه سازی گردید. برای مدار اصلی و هر یک از مدارهای انتقالی، مدت زمان و تعداد دور مورد نیاز انجام مانور استخراج و ارایه گردید. بر اساس نتایج استخراج شده، زمان انجام مانور تغییر فاز از آنومالی حقیقی صفر تا ۱۰ درجه با شیب بسیار زیادی رو به



شکل ۱۸ - تغییرات آنومالی حقیقی مدار اصلی و مدار انتقالی ایجاد شده در $\theta=330$

این نکته شایان ذکر است که در زمان اعمال Δv_1 با توجه به تغییر مدار، مقدار θ در مدار جدید با مقدار θ در مدار اصلی متفاوت بوده و لذا یک جهش از این منظر در نمودارها دیده میشود. به طور مشابه این موضوع برای زمان اعمال Δv_2 نیز صادق است. نتایج به دست آمده از مراحل قبل در جدول (۱) خلاصه شده است.

جدول ۱- مقایسه نتایج بدست آمده از شبیه سازی

Δv_{total} (m/sec)	t sec	n	θ deg
۳۲۵.۳	۲۳۲۰۰	۴	۰
۳۲۵.۳	۲۸۶۸۹۰	۵۰	۱۰
۳۲۵.۳	۲۷۷۹۶۰	۴۸	۳۰
۳۲۵.۳	۲۶۰۲۲۸	۴۵	۵۰
۳۲۵.۳	۲۴۲۴۹۵	۴۲	۷۰
۳۲۵.۳	۲۳۰۵۷۰	۴۰	۹۰
۳۲۵.۳	۲۱۲۸۴۵	۳۷	۱۱۰
۳۲۵.۳	۱۸۳۲۰۵	۳۲	۱۵۰
۳۲۵.۳	۱۵۹۵۳۰	۲۸	۱۸۰
۳۲۵.۳	۱۳۵۸۵۵	۲۴	۲۱۰
۳۲۵.۳	۱۱۷۹۹۰	۲۱	۲۴۰
۳۲۵.۳	۹۴۳۰۵	۱۷	۲۷۰
۳۲۵.۳	۳۴۳۲۶۰	۶۰	۳۰۰
۳۲۵.۳	۳۱۹۵۶۰	۵۶	۳۳۰

در جدول (۱) Δv تغییر سرعت کل مورد نیاز، t زمان مورد نیاز، n تعداد دور مدار انتقالی و θ زاویه تزریق ماهواره به مدار انتقالی است. برای درک بهتر، نتایج بدست آمده در جدول (۱)

گرفتن دینامیک عملگرها و مقایسه نتایج. علوم و فناوری فضایی. Jun ۲۰۲۰. 21;13(2):87-96

[۱۲] کیانی م، شکوری ا، پورتاکدوست سح، سینجلی م. بهینه‌سازی انتقال مداری چندضربه ای با استفاده از روش شبه نیوتن. علوم و فناوری فضایی. May 22;11(1):49-57 ۲۰۱۸

[۱۳] موسوی م، جعفری م، دلالت م "طراحی الگوریتم اصلاح مداری یک منظومه ماهواره‌ای منطقه‌ای مدار پایین زمین" پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، زمستان ۱۴۰۲.

افزایش است و بعد از آن تا آنومالی حقیقی ۲۷۰ رو به کاهش می‌رود. تغییرات مدت زمان انجام مانور، رابطه خاص و قابل پیش بینی با محل انجام مانور (θ) ندارد و برای هر ماموریت ملاقات مداری این تحلیل به طور مستقل باید صورت پذیرد.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

- [1] H. D. Curtis, *Orbital Mechanics: For Engineering Students*, United Kingdom. Oxford: Butterworth-Heinemann, First Edition 2010.
- [2] A. M. Kaki S, "Spacecraft rendezvous in closed keplerian orbits using constant radial thrust acceleration.," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.*, 2023 Jun;46(6):1112-25..
- [3] M. Tyler-Rodrigue, "Spacecraft Orbital Rendezvous using Convex Optimization. Diss.," *ResearchSpace@ Auckland*, , 2023..
- [4] L. C. Davide Costigliola, "Autonomous Phasing Maneuvers in Near Circular Earth Orbits," *Conference: 2022 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, Carolina, USA, August 2022.
- [5] P. N. V. Giuseppe Narducci, "Analysis of phasing maneuver performed by a solar electric platform," *Politecnico di Torino*, April 2020.
- [6] W. S. W. W. Shang H, "Design and optimization of low-thrust orbital phasing maneuver.," *Aerospace Science and Technology.*, 2015.
- [7] Y.-z. L. , J. Z. , H.-y. L. , G.-j. T. Li-bo Liang1, "Rendezvous-Phasing Errors Propagation Using Quasi-linearization Method," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Changsha, China., August 2010,.
- [8] T. G.-J. L. Y.-J. L. H.-Y. Luo Y-Z, "Optimization of multiple-impulse, multiple-revolution, rendezvous-phasing maneuvers.," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.* , 2007.
- [9] G.-J. T. Ya-Zhong Luo, "Rendezvous phasing special-point maneuvers mixed discrete-continuous optimization using simulated annealing," *Aerospace Science and Technology.*, vol. Volume 10, no. Issue 7, pp. Pages 652-658, 2006.
- [10] C.-P. V. Hall CD, "Minimum-time orbital phasing maneuvers.," *Journal of guidance, control, and dynamics.*, 2003.

[۱۱] طائی ح، حجت، شکرالهی، پوریا. بکارگیری رویکردهای بهینه‌سازی چندهدفه در طراحی کنترل‌کننده بهینه برای عملیات الحاق مداری با در نظر



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)