



Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 49-65
2022

Available in:
Journal.isrc.ac.ir/article_146953.html

DOI:

10.22034/jssta.2022.327321.1056

Article Info

Received: 2022-2-3
Accepted: 2022-2-19

Keywords

Satellite, Environmental
disturbances, Geo-
synchronous orbit,
Station-keeping, Fuzzy
logic-optimization

How to cite this article

Hossein Maghsoudi
Dehaghani, Amirreza
Kosari, "Improving the
Method of Satellite Station
Keeping in Geostationary
Orbit with Considerations
of fuel Consumption
Restrictions" *Journal of
Space Science, Technology
and Applications*, vol 1 (2),
p.: 49-65, 2022.

Improving the Method of Satellite Station Keeping in Geostationary Orbit with Considerations of fuel Consumption Restrictions

Hossein Maghsoudi Dehaghani¹ Amirreza Kosari^{*2},
Mehdi Fakoorsaghieh³, Masoud Khoshsim⁴

1. University of Tehran, Faculty of New Sciences and Technologies, Iran, maghsoudi.h@ut.ac.ir
- 2,*. University of Tehran, Faculty of New Sciences and Technologies, Iran, Kosari_a@ut.ac.ir, Corresponding author
3. University of Tehran, Faculty of New Sciences and Technologies, Iran, mfakoor@ut.ac.ir
4. Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, m.khoshsim@isrc.ac.ir

Abstract

Due to the unique characteristics of the geostationary orbit and the importance of establishing a satellite in this flying corridor it is necessary to investigate the effect of environmental disturbances on the orbital elements and to maintain the satellite orbital elements in order to increase the longevity and operation of a satellite in this orbit. A satellite in earth orbit is always exposed to various environmental disturbances such as earth gravity gradient force, gravity of the moon and sun, solar radiation pressure, and so on. For this reason, it is constantly deviating from its original path and needs to study the effect of environmental disturbances on the orbital elements in order to properly correct the disturbed orbital parameters. To achieve the above goals, in this paper, we try to investigate the effect of the environmental perturbations on the orbital characteristics by simulating the satellite translational dynamic behavior in the presence of environmental disturbances. Then, utilizing the genetic algorithm and fuzzy logic approach, an attempt was made to modify the compensation logic of the orbital elements correction, so that the satellite may be forced to remain in its limited operational orbital window during the mission lifetime. The proposed method could improve the problem-solving operational effectiveness to maintain the position of the satellite with the criterion of minimizing fuel consumption. The case study simulation results may indicate the capability of the proposed approach in satisfying the performance requirements of the satellite station-keeping maneuver.



بهبود روش حفظ جایگاه مداری یک ماهواره در مدار زمین آهنگ با ملاحظات محدودیت مصرف سوخت

حسین مقصودی دهاقانی^۱، امیررضا کوثری^{۲*}، مهدی فکور ثقیه^۳، مسعود خوش سیما^۴

۱. دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، magsoudi.h@ut.ac.ir

۲.*: دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، email_kosari_a@ut.ac.ir (نویسنده مسئول)

۳. دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، mfakoor@ut.ac.ir

۴. پژوهشگاه فضایی ایران، m.khoshsima@isrc.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۶۵-۴۹
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

دسترسی پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir/article_146953.html

DOI:

10.22034/jssta.2022.327321.1056

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۴

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۳۰

واژه‌های کلیدی

ماهواره، اغتشاشات محیطی، مدار
زمین آهنگ، حفظ موقعیت، منطق
فازی-بهبود سازی

نحوه استناد به این مقاله

حسین مقصودی دهاقانی، امیررضا
کوثری، "بهبود روش حفظ جایگاه
مداری یک ماهواره در مدار
زمین آهنگ با ملاحظات محدودیت
مصرف سوخت"، دو فصلنامه علوم،
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول،
شماره دوم، صفحات ۴۹-۶۵، ۱۴۰۰.

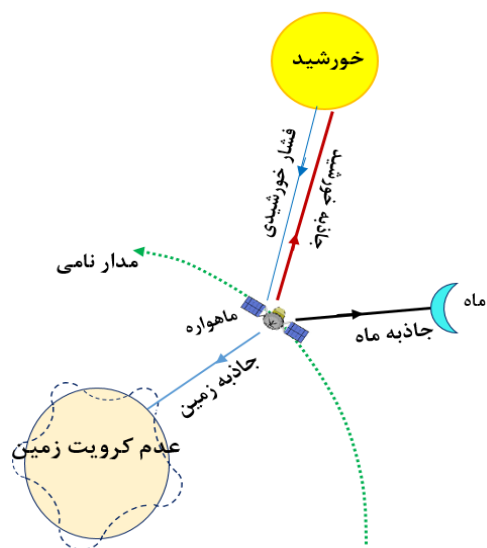
چکیده

با توجه به ویژگی های منحصر به فرد مدار زمین آهنگ و اهمیت استقرار یک ماهواره در این کریدور پروازی، بررسی تاثیر اغتشاشات محیطی بر المان های مداری و اصلاح المان های مداری اغتشاش یافته در راستای افزایش طول عمر و عملکرد یک ماهواره در مدار مذکور امری ضروری است. یک ماهواره در مدار زمین آهنگ همواره در معرض نیروهای اغتشاشی محیطی متعددی نظیر نیروی گرادیان گرانشی زمین، جاذبه ماه و خورشید، فشار تشعشعات خورشیدی و غیره قرار دارد. به همین دلیل دائما از مسیر اصلی خود منحرف شده و نیاز به بررسی تاثیر اغتشاشات محیطی بر المان های مداری داشته تا بتوان به درستی اصلاح پارامترهای مداری اغتشاش یافته را انجام داد. برای دستیابی به اهداف فوق، در این مقاله سعی شده تا با شبیه سازی رفتار دینامیک انتقالی ماهواره در حضور اغتشاشات محیطی، تاثیر هر یک از شتاب های اغتشاشی بر ویژگی های مداری بررسی شود. سپس با بهره گیری از الگوریتم ژنتیک و منطق فازی سعی شده تا منطق اصلاح المان های مداری به نحوی اصلاح شود که ماهواره در طی طول عمر ماموریتی خود در پنجره مداری محدود خود باقی بماند. راهکار پیشنهادی، موجب بهبود اثربخشی عملیاتی حل مسئله به منظور حفظ موقعیت ماهواره با معیار کمینه سازی مصرف سوخت شده است. نتایج مطالعات موردی طی شبیه سازی های انجام شده، در تایید توانمندی رویکرد پیشنهادی در برآورده سازی قیود و الزامات عملکردی مانور حفظ موقعیت مورد نظر است.

۱- مقدمه

در خصوص مسائل مرتبط با کنترل و نگاهداشت موقعیت یک ماهواره در پنجره مداری خاص خود (مدار زمین‌آهنگ)، نیروهای محیطی اغتشاشی مانند فشار تشعشعات خورشیدی، جاذبه ماه و خورشید، پخی و عدم کرویت زمین به عنوان اغتشاشات با ماهیت آمیخته قطعی- تصادفی بر مقدار و شدت خروج از موقعیت ماهواره از مدار نامی‌اش تاثیر گذارند. در چنین مواردی، زمانی که موقعیت ماهواره به مرزهای پنجره مداری تعیین شده برسد، ماهواره وارد مود حفظ موقعیت می‌شود و باید موقعیت ماهواره متناسب با الزامات سیستمی، محیطی و الزامات متاثر از قوانین بین‌المللی نظیر سازمان ITU^۱ اصلاح و به حالت مطلوب بازگردانده شود.

پیشرفت‌های صورت گرفته در زمینه فناوری‌های فضایی و تکامل جوامع بشری، نیاز به توسعه شیوه‌های نوین ارتباطی را ضروری ساخته است. استفاده از ماهواره‌ها را می‌توان یکی از کارآمدترین و گاهی تنها راه ایجاد ارتباط بین دو نقطه از کره زمین دانست. مزایای بی‌شمار این فناوری، از جمله سرعت عمل بالا، پوشش‌دهی مناسب، امکان ارتباط با دورترین و غیرقابل دسترس‌ترین مناطق، استفاده از ماهواره‌ها را امری اجتناب‌ناپذیر کرده است. از سویی دیگر، با توجه به ویژگی‌ها و خصوصیات منحصر به فرد مدار زمین‌آهنگ و اهمیت استقرار یک ماهواره در این مدار، بررسی و ارائه راهکارهایی در راستای افزایش طول عمر و عملکرد یک ماهواره در مدار مذکور را امری ضروری جلوه داده است [۱].



شکل ۱. شماتیکی از نیروهای محیطی اغتشاشی وارد بر ماهواره

مأموریت یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ یا هر مدار دیگری، متشکل از فازها و مودهای مختلفی است. برای یک ماهواره‌ی زمین‌آهنگ، این مودها شامل مود مانور، مود آرام‌سازی، مود نشانه‌روی به سمت خورشید، مود نشانه‌روی به سمت زمین، مود نرمال، مود حفظ وضعیت، مود حفظ موقعیت، و غیره می‌شود. مودهای مختلف مأموریت یک ماهواره در حقیقت وقایعی هستند که ممکن است در هر یک از فازهای مأموریت به وقوع بپیوندند. هر یک از مودها دارای جایگاه و اهمیت خاصی از دیدگاه هستند. در این بین، در مود حفظ موقعیت، اغتشاشات و نیروهای محیطی موجود در فضا بر موقعیت و وضعیت ماهواره تاثیر گذاشته و سبب انحراف آن از وضعیت و موقعیت مطلوبش می‌شوند [۹-۳] (شکل ۱). با توجه به اهمیت تاثیر اغتشاشات محیطی بر عملکرد یک ماهواره، لازم است تا در برنامه‌ریزی استراتژی حفظ موقعیت، تاثیر پارامترهای محیطی لحاظ شود تا مسیر اصلاح‌مداری طرح‌ریزی شده، در یک منطقه پروازی مجاز و ایمن (پنجره مداری) قرار گیرد.

برای نگه داشتن یک ماهواره زمین‌آهنگ در پنجره مداری، باید یک استراتژی حفظ موقعیت مناسب اعمال شود، به بیان دیگر در اینجا لازم است تا اصلاحات دوره‌ای با هدف نگاهداشت ماهواره با ملاحظات کمترین سوخت مصرفی و بیشترین زمان بلندگاری در این کریدور طرح‌ریزی و اعمال شود [۱۰].

بهینه ترکیبی استفاده شد که با استفاده از یک الگوریتم برنامه‌ریزی غیرخطی، تلورانس دقتی^۵ در برآورده نمودن قیود لحاظ شد. همچنین در کار ارائه شده توسط مارتینز گومز و پرادو ماهواره تنها تحت تاثیر اغتشاشاتی ناشی از خود رانشگرهای روشن- خاموش قرار دارد.

ویس^۶ و همکاران [۱۴]، از سیاست کنترل پیش‌بین مبتنی بر مدل^۷ برای مانور حفظ موقعیت و مدیریت مومنوم یک ماهواره تراسست پایین نشلنه‌رو بر روی زمین^۸ در مدار زمین‌آهنگ بهره گرفتند. ماهواره‌ای که در پژوهش ایشان مطالعه شد دارای شش رانشگر تحریک‌شونده^۹ و سه چرخ واکنشی^{۱۰} است. این سیاست کنترل پیش‌بینانه با اعمال یک سری قیود، ماهواره را در یک پنجره در طی مانورهای طولی و عرضی کاملاً مشخص حفظ می‌کند. همچنین این سیاست، تغییر سرعت لازم (ΔV)، ناشی از رانشگرها را نیز کمینه می‌کند. این کار به کمک یک مدل که اثر نیروهای اغتشاشی محیطی را پیش‌بینی می‌کرد صورت گرفت.

گزینو^{۱۱} و همکاران [۱۵]، برای طرح‌ریزی مانور حفظ موقعیت یک ماهواره‌ی زمین‌آهنگ مجهز به رانشگرهای الکتریکی و نیز کمینه کردن مصرف سوخت آن، یک رویکرد کنترلی پیشنهاد دادند. نکته حائز اهمیت این است که استفاده از رانشگرهای الکتریکی [۱۶] با در نظر گرفتن برخی قیود عملکردی باعث می‌شود که حل کردن کل مساله کنترل بهینه حفظ موقعیت به صورت مستقیم دشوار باشد. ایشان برای غلبه بر این چالش، مساله حفظ موقعیت را به سه مساله کنترل مجزا ولی مرتبط به هم تجزیه کردند.

در فرایند اصلاح مداری، تعیین لحظات روشن شدن هر یک از رانشگرها و مدت زمان روشن باقی ماندن رانشگرها تاثیر به‌سزایی در میزان مصرف سوخت، نرخ اصلاح پارامترهای مداری و دقت اصلاح دارد. در تدوین استراتژی کنترلی، توجه به عواملی نظیر شرایط مداری، خصوصیات

در اکثر پژوهش‌های صورت گرفته، استراتژی حفظ موقعیت با پیش‌بینی تغییرات پارامترهای مداری^۱، بر مبنای مدل‌های ارائه شده برای دینامیک انتقالی ماهواره و نیروهای اغتشاشی محیطی، فرایند اصلاحی مورد نیاز را تعیین می‌کنند.

در دو دهه اخیر با رشد دانش و تکنولوژی، استفاده از سیستم‌های پیش‌رانش الکتریکی به عنوان جایگزین قابل اطمینان برای عملگرهای شیمیایی کلاسیک مورد توجه پژوهشگران و مهندسين سیستم‌های فضایی قرار گرفته است و در ساختار ماهواره‌های زمین‌آهنگ جدید به‌کار گرفته شده است. در مقایسه با فناوری شیمیایی، این نوع پیش‌رانش می‌تواند نقش مهمی در بهبود عملکرد ماهواره داشته باشد [۱۰]. البته لازم به‌ذکر است که جایگزینی رانشگرهای شیمیایی با رانشگرهای الکتریکی از نقطه‌نظر کنترلی فاقد عیب و ایراد نیست. به‌دلیل اینکه رانشگرهای الکتریکی تنها قادر هستند مقادیر تراسست بسیار پایین (در گستره چند میلی‌نیوتن) را تامین کنند، از این‌رو، برای دستیابی به همان اهدافی که از رانشگرهای شیمیایی به‌دست می‌آید، ضروری است که رانشگرهای الکتریکی هر روز در بازه‌های زمانی مشخصی فعال شوند. همین مساله چالش‌هایی را پیش روی طراحان و مهندسين سیستم برای استفاده از این عملگرها قرار داده است [۱۱-۱۲].

در راستای اهداف بیان شده، لوسا^۲ و همکاران [۱۰] در پژوهش خود مساله حفظ موقعیت با رانشگرهای الکتریکی برای ماهواره‌های زمین‌آهنگ با رویکرد مبتنی بر روش بهینه‌سازی مستقیم از نوع شمول دیفرانسیل^۳ را به منظور اصلاح پارامترهای مداری ارائه و مورد بحث قرار دادند.

با هدف کمینه کردن مصرف سوخت، مارتینز گومز و پرادو^۴ [۱۳]، یک کنترل تراسست پایین را ارائه کردند. در پژوهش یاد شده برای حل این مساله، از یک رویکرد کنترل

7 Model Predictive Control (MPC)

8 Low-Thrust Nadir-Pointing

9 Powered Thrusters

10 Three axisymmetric reaction wheels

11 Clement Gazzino

1 Orbital Parameters

2 Losa et al

3 Differential Inclusion

4 V. Martins Gomes & A.F.B.A. Prado

5 Accuracy Tolerance

6 A. Weiss et al

راستای بردارهای یک دستگاه مختصات ECI بوده و شتاب در راستای محورهای دستگاه ECI با بردارهای k, j, i یک جهت‌های مثبت و منفی در نظر گرفته شده است. بر اساس مولفه‌های مذکور، دستور شتاب به منظور اصلاح موقعیت و سرعت ماهواره محاسبه خواهد شد. پس از تعیین دستور شتاب‌های مورد نیاز در دستگاه ECI، با استفاده از روابط تبدیل مختصات، شتاب‌های مورد نیاز رانشگرها در دستگاه RNT^2 به دست می‌آید [۱۰].

یکی از مزایای مهم راهکار پیشنهادی این است که روابط دینامیکی مرتبط با دستور شتاب مورد نیاز که در اکثر پژوهش‌های پیشین در دستگاه RNT بیان شده است، (با پیش فرض وجود یک زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ایده‌آل) حال چنانچه در حین ماموریت شرایطی پیش آید که وضعیت ماهواره در زمان فعال شدن مود حفظ موقعیت مطابق الزامات عملکردی این مود، تنظیم نشده باشد و رانشگرها در جهت مناسب قرار نگرفته باشند، کنترل موقعیت با خطا همراه خواهد بود. بدین منظور برای جلوگیری از این مشکل، در راهکار پیشنهادی در این مقاله سعی شده است تا تعیین اولیه دستور شتاب‌های مورد نیاز در دستگاه ECI انجام پذیرفته که با فرض عدم اطلاع از وضعیت ماهواره در هر لحظه نیز منافاتی نداشته باشد.

۲- مدل‌سازی دینامیک حرکتی ماهواره

در این پژوهش، هدف تدوین استراتژی کنترلی به منظور اصلاح پارامترهای مداری در مود حفظ موقعیت برای یک ماهواره زمین‌آهنگ است، بدین منظور، دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز (ECI) برای توصیف موقعیت ماهواره و مدل‌سازی نیروهای اغتشاشی محیطی در نظر گرفته شده است. در اینجا، مرکز دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز ECI بر روی مرکز کره زمین در نظر گرفته می‌شود. محور X با بردار \hat{I} از مرکز زمین به سمت نقطه اعتدال بهاری در J2000.0 اشاره دارد.

فیزیکی ماهواره نظیر جرم، سطح موثر و همچنین خصوصیات سیستم پیشران، امری اجتناب‌ناپذیر است. در این راستا و به منظور تسهیل فرایند حل یکی از راهکارهای پیشنهادی، تجزیه فرایند کنترلی به دو زیرفرایند کنترلی است. به نحوی که، یکی از زیرفرایندها بر اساس مشخصه‌های انتقالی ماهواره نظیر سرعت و موقعیت در هر لحظه و میزان انحراف از مقدار نامی، با بهره‌گیری از منطق فازی زمان روشن شدن تراسترها و راستای اعمال فرامین کنترلی را تعیین نماید. سپس زیرسیستم دیگر با توجه به مواردی نظیر (۱) میزان خطای موقعیت و سرعت از مقدار نامی، (۲) میزان توانایی سیستم پیشران و (۳) پاسخ رفتاری سیستم به فرامین کنترلی، مدت زمان لازم برای روشن ماندن هر تراستر را با استفاده از روش‌های مبتنی بر تئوری کنترل بهینه تعیین نماید. یکی از مزیت‌های راهکار پیشنهادی این است که ضعف روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی به کار گرفته شده در پژوهش‌های پیشین را نداشته زیرا در ابتدای امر، زمان شروع و راستای مناسب فعال‌سازی هر یک از رانشگرها را تعیین می‌نماید که این امر منجر به کاهش متغیرهای مسئله و به تبع آن، کاهش حجم محاسبات برای دستیابی به پاسخ‌های بهینه می‌شود.

تا این جا، برخی از فعالیت‌های صورت گرفته برای حل مسئله حفظ موقعیت و بازگرداندن ماهواره به حالت مطلوب ارائه شد. باید خاطر نشان ساخت که در استراتژی حفظ موقعیت باید وضعیت و موقعیت ماهواره نسبت به دستگاه مختصات مرجع مورد بررسی تعیین شود تا بتوان بر اساس وضعیت و موقعیت موجود فرامین کنترلی روشن و خاموش شدن رانشگرها را تعیین نمود. حال آن‌که، در این پژوهش قصد بر این است تا فقط به مانور حفظ موقعیت در حضور اغتشاشات محیطی پرداخته شود. از این رو، فرض بر اصلاح وضعیت توسط یک سامانه کنترلی مجزا مطابق نیازهای ماموریتی است.

برای نیل به اهداف فوق باید مسئله حفظ موقعیت و روابط مورد نیاز آن در دستگاه ECI^1 فرموله شود. در بخش مدل‌سازی و حل مسئله فرض می‌شود که راستای رانشگرها در

2 Radial Tangent Normal (RTN) reference frame

1 Earth centered inertial coordinate system

ناشی از نیروی رانشگرها (سیستم کنترل) است. a_G بردار شتاب ناشی از نیروی گرانش زمین است که با رابطه (۵) قابل توصیف است [۱۴]:

$$\bar{a}_G = -GM_{Earth} \frac{\bar{r}}{r^3} \quad (5)$$

در در رابطه فوق، GM ضریب جاذبه گرانش زمین است.

در این مقاله، مدار مورد مطالعه مدار زمین‌آهنگ است. بزرگی اغتشاش ناشی از درگ اتمسفری در این مدار در مقابل دیگر شتاب‌های اغتشاشی ناچیز است. بیشترین تأثیرات به ترتیب ناشی از ترم‌های هارمونیک جاذبه زمین، جسم سوم (به ترتیب شامل جاذبه ماه و خورشید) و فشار تشعشعات خورشیدی است.

۱-۲- عدم کرویت زمین

زمین تقریباً به شکل یک بیضی‌گون است که عدم کرویت آن باعث ایجاد نیروهای اغتشاشی جاذبی می‌شود. همچنین پستی بلندی‌های سطح زمین بیان کننده عدم یکسان بودن شتاب گرانشی در نقاط مختلف آن است. برای بررسی نیروهای مذکور باید تابع پتانسیل گرانش زمین را بر حسب ترم‌هایی از هارمونی‌های کروی 2 به دست آورد. در حالت کلی، پتانسیل یک نقطه در طول جغرافیایی (λ) ، عرض δ در فاصله r از مرکز کره زمین به صورت زیر قابل توصیف است [۳]:

$$U_{Earth}(r, \lambda, \delta) = \frac{GM_{\oplus}}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_{\oplus}}{r}\right)^n P_{nm}[\sin(\delta)] \{C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)\} \quad (6)$$

در رابطه (۶)، C_{nm} و S_{nm} ضرایب ژئوپتانسیل و $P_{nm}[\sin]$ ضرایب چندجمله‌ای‌های لژاندر است [۱۰].

در دستگاه مختصات ECI، بردار موقعیت، سرعت و شتاب ماهواره به صورت روابط زیر قابل بیان است [۱۰]:

$$\bar{r} = [x \quad y \quad z]^T \quad (1)$$

$$\frac{d\bar{r}}{dt} = \bar{V} = [V_x \quad V_y \quad V_z]^T \quad (2)$$

$$\frac{d^2\bar{r}}{dt^2} = \bar{a}_G + \bar{a}_p + \bar{a}_t \quad (3)$$

در روابط (۱) و (۲)، x ، y و z به ترتیب بیانگر، موقعیت ماهواره و V_x ، V_y و V_z به ترتیب بیانگر سرعت در سه راستای اصلی i ، j و k در دستگاه ECI است. همچنین، \bar{r} و \bar{V} به ترتیب بردار موقعیت و سرعت ماهواره در دستگاه ECI است. موقعیت و سرعت یک ماهواره در فضا را می‌توان توسط شش المان مداری بیان داشت. یکی از مرسوم‌ترین روش‌های توصیف حرکت مداری ماهواره در فضای سه بعدی استفاده از المان‌های مداری کلاسیک ($COEs^1$) بیان شده در رابطه (۴) است:

$$R = [a, e, i, \Omega, \omega, \theta] \quad (4)$$

نام‌ها و واحدهای $COEs$ بیان شده در رابطه (۴) به ترتیب، a معادل نیم قطر اصلی $[Km]$ ، e شاخص کشیدگی مدار (خروج از مرکزیت)، i زاویه میل مداری (شیب مدار) [رادیان]، Ω زاویه بعد مدار (زاویه گره صعود) [رادیان]، ω آرگومان نقطه حضیض [رادیان] و θ آنومالی حقیقی (زاویه موقعیت ماهواره نسبت به راستای نقطه حضیض در صفحه مدار) است.

در رابطه (۳)، a_p و a_t به ترتیب بردار شتاب ناشی از نیروهای اغتشاشی (برایند شتاب‌های اغتشاشی) و شتاب

۲-۳- فشار تشعشعات خورشیدی

زمانی که فوتون‌هایی با انرژی U به سطح ماهواره برخورد می‌نمایند و جذب می‌شوند، ضربه‌ای با بزرگی $p=U/c$ به بدنه منتقل می‌شود. در نزدیکی سطح زمین یعنی در فاصله 1 AU از خورشید (149.6 میلیون کیلومتر)، شار خورشید (Φ) دارای مقدار متوسط فصلی برابر $1367 \text{ (w/m}^2\text{)}$ است که با توجه به این مقدار و سرعت نور، c ، فشار متوسط به صورت زیر به دست می‌آید:

$$P_o = \frac{\Phi}{c} \approx 4.56 \times 10^{-6} \text{ N / m}^2 \quad (11)$$

مدل‌سازی شتاب ناشی از فشار تشعشعات خورشیدی بسیار پیچیده است. در متون تخصصی برای یک ماهواره با جرم m و سطح موثر A شتاب مذکور با فرض‌های فوق‌الذکر نظیر عدم قرارگیری ماهواره در سایه و عمود بودن تشعشعات بر سطح ماهواره، به صورت رابطه (۱۲) بیان شده است [۳-۵]:

$$a_{SRP} = -P_o \times C_R \times \frac{A}{m} \times \frac{\vec{r}_{sS}}{r_{sS}^2} \quad (12)$$

در رابطه (۱۲)، C_R ضریب جذب تشعشعات است که به ضریب بازتاب‌پذیری (ϵ) وابسته است.

$$C_R = 1 + \epsilon \quad (13)$$

در رابطه (۱۲)، زمانی که سطح ماهواره همه تشعشعات خورشیدی را جذب کند ($\epsilon=1$) است و زمانی که همه تشعشعات خورشیدی را بازتاب کند ($\epsilon=0.5$) خواهد بود.

۲-۴- شتاب حاصل از نیروی پیشران

با در نظر گرفتن تحلیل سامانه پیشران بر اساس حرکت یک بعدی، نیروی حاصل از فعال‌سازی رانشگر، به عنوان تابع زمانی t ، جرم فضاپیما $m(t)$ ، سرعت $v(t)$ و شتاب $a(t)$ در غیاب نیروی گرانشی زمین و نیروهای اغتشاشی محیطی در نظر گرفته می‌شود [۱۶]. تراست $F_{Th}(t)$ مقدار نیرویی است که نیروی محرکه خارج شده با سرعت خروجی نسبت به بدنه

رابطه (۶)، در صورتی که m در ضرایب C_{nm} و S_{nm} برابر صفر باشد داریم:

$$J_n = -C_{n0} \quad (7)$$

$$J_0 = -1$$

$$S_{n0} = 0$$

۲-۲- جاذبه گرانش خورشید و ماه

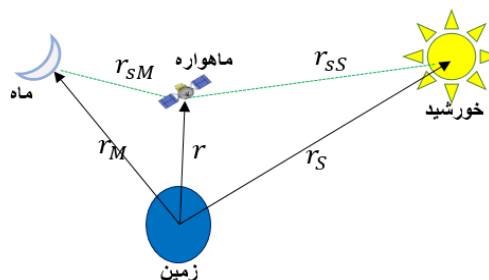
نیروهای اغتشاشی ناشی از جاذبه ماه و خورشید بر روی ماهواره را می‌توان بلیک دقت خوب به صورت اثر نیروهای اغتشاشی جسم سوم مدل کرد. برآیند شتاب ناشی از اثر جاذبه ماه و خورشید بر روی ماهواره به صورت زیر قابل بیان است [۳-۵]:

$$a_{\text{sun-moon}} = a_{\text{sun}} + a_{\text{moon}} \quad (8)$$

$$a_{\text{sun}} = GM_{\text{Sun}} \left(\frac{1}{r_{sS}^3} - \frac{\vec{r}_s \cdot \vec{r}_S}{r_S^3} \right) \quad (9)$$

$$a_{\text{Moon}} = GM_{\text{Moon}} \left(\frac{1}{r_{sM}^3} - \frac{\vec{r}_s \cdot \vec{r}_M}{r_M^3} \right) \quad (10)$$

در عبارت فوق، موقعیت ماهواره، ماه و خورشید در دستگاه مختصات ECI راجه ترتیب با \vec{r}_S ، \vec{r}_M ، و بردار موقعیت ماهواره نسبت به خورشید را r_{sS} با و بردار موقعیت ماهواره نسبت به ماه را با r_{sM} بیان شده است (مطابق شکل ۲).



شکل ۲. موقعیت نسبی ماه، خورشید، زمین و ماهواره

به نزدیکی لبه‌های پنجره مداری خود رسیده، وارد مود فعال‌سازی سیستم کنترل شده و نیاز به اصلاح پارامترهای مداری دارد. در مود دوم یعنی مود فعال‌سازی سیستم کنترل، استراتژی کنترلی باید بر اساس میزان خطای موقعیت زاویه‌ای ماهواره ($\lambda\Delta, \delta\Delta$) و سرعت ماهواره بتولند مناسب‌ترین فرامین کنترلی را استخراج نماید. در ادامه به شبیه‌سازی رفتار ماهواره بر اساس مدل و اغتشاشات بیان شده خواهیم پرداخت تا بتوانیم براساس رفتار ماهواره یک استراتژی مناسب تدوین نماییم.

در راستای دستیابی به اهداف فوق، شبیه‌سازی مسئله حفظ موقعیت با تمامی روش‌های انتگرال‌گیری فوق‌الذکر شامل اویلر^۱، هرمیت سیمسون^۲، رانگ-کوتا^۳، رانگ-کوتا-فلنبرگ^۴ مورد بررسی قرار گرفت [۱۸]. پس از شبیه‌سازی مشاهده شد الگوریتم رانگ-کوتا فلنبرگ کمترین خطای محاسباتی و مناسب‌ترین سرعت حل را نسبت به دیگر روش‌های انتگرال‌گیری از معادلات مداری را دارد.

در ادامه، نتایج شبیه‌سازی و تغییرات المان‌های مداری و میزان انحراف ماهواره در راستای طولی و عرضی برای مدت زمان یک ماه (۳۰ شبانه روز) حرکت ماهواره در مود غیرفعال سیستم کنترل (خاموش بودن رانشگرها) در دو حالت (۱) بدون در نظر گرفتن اغتشاشات محیطی و (۲) با در نظر گرفتن اغتشاشات محیطی نشان داده شده است. در جدول ۱، مشخصات فیزیکی و در جدول ۲ شرایط ابتدایی برای شبیه‌سازی ارائه شده است.

جدول ۱. مشخصات فیزیکی ماهواره

ردیف	پارامتر	مقدار
۱	جرم	$m=4500 \text{ kg}$
۲	سطح موثر	$A=300 \text{ m}^2$
۳	نیروی پیشران (الکتريکی)	$T=100 \text{ mN}$
۴	ضریب بازتاب‌پذیری	$\varepsilon=0.3$

ماهواره c_e ، به رانشگر اعمال می‌کند. مقدار نیروی پیشران را می‌توان به صورت زیر محاسبه نمود:

$$F_{Th} = c_e \dot{m} + A_n (P_g - P_a) = c \dot{m} \quad (14)$$

در اینجا، \dot{m} نرخ دبی جرمی سوخت پیشران، A_n مساحت دهانه خروجی نازل، P_g و P_a به ترتیب فشار گاز و محیط هستند. پارامتر c_e بیانگر سرعت موثر جرم برون رانده شده از رانشگر نسبت به ماهواره است. با توجه به قانون بقای مومنتوم، شتاب حاصل از فعال‌سازی رانشگر با نیروی تراست F_{Th} را به صورت زیر می‌توان محاسبه نمود:

$$a_t = \frac{dv_t}{dt} = \frac{F_{Th}}{m} = \frac{\dot{m}}{m} c_e \quad (15)$$

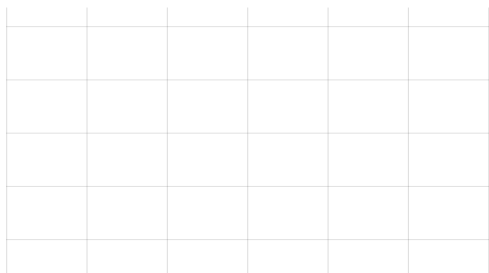
با فعال‌سازی سیستم پیشران با گذشت زمان، به مرور جرم ماهواره کاهش می‌یابد. اگر نرخ دبی جرمی پیشراننده \dot{m} ثابت در نظر گرفته شود، آنگاه جرم ماهواره پس از مدت زمان t به شرح زیر به دست می‌آید:

$$m(t) = m_0 - \dot{m} \times t \quad (16)$$

که m_0 ، جرم اولیه ماهواره است.

۳- بررسی تاثیر اغتشاشات محیطی بر تغییر المان‌های مداری

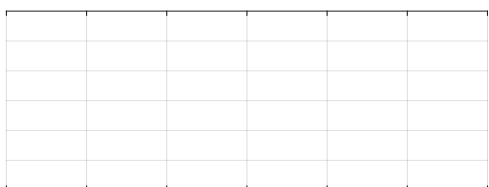
برای یک استراتژی حفظ موقعیت دو مود می‌توان متصور شد، بدین شرح که در مود اول ماهواره فاصله کافی از مرزهای پنجره مدار داشته (ناحیه ایمن) و سیستم کنترلی غیرفعال در نظر گرفته می‌شود. مود خاموش بودن سیستم کنترل تا زمانی که ماهواره تحت تاثیر اغتشاشات محیطی به نزدیکی لبه پنجره مداری برسد ادامه خواهد داشت. زمانی که ماهواره



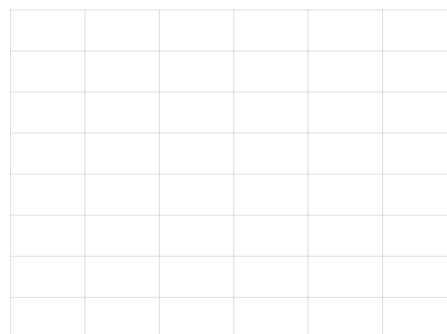
شکل ۷. تاریخچه تغییرات آرگومان نقطه حسیض در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



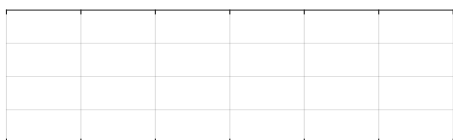
شکل ۴. تاریخچه تغییرات خروج از مرکزیت در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



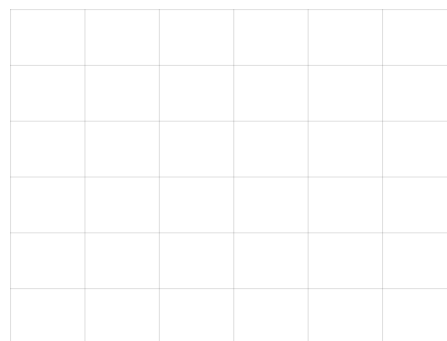
شکل ۸. میزان انحراف راستای شرقی - غربی در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



شکل ۵. تاریخچه تغییرات زاویه انحراف در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز



شکل ۹. میزان انحراف راستای شمالی - جنوبی در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز

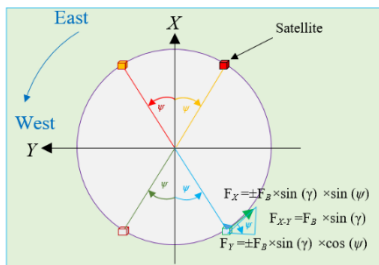


شکل ۶. تاریخچه تغییرات زاویه بعد در ۸ حالت مختلف در بازه زمانی ۳۰ روز

۴- الگوریتم بهینه‌ساز برای مانور حفظ موقعیت

همان‌طور که از نتایج بخش قبل مشاهده شد، نیروهای اغتشاشی محیطی به نوعی بر المان‌های مداری و موقعیت ماهواره تاثیر گذاشته و سبب انحراف ماهواره از موقعیت مطلوبش می‌شود، بنابراین، باید موقعیت و المان‌های اغتشاش یافته را با توجه به اغتشاشات وارده اصلاح نمود. اغتشاشات مذکور باعث می‌شود تا ماهواره از پنجره مداری‌اش به مرور زمان رانده شود. اگر رانده شدن مذکور طی فرایندهای اصلاح مداری جبران نشود، ماهواره از حالت عملیاتی خارج خواهد شد. بنابراین، باید در زمان‌های معینی مانور حفظ موقعیت به منظور باقی ماندن در محدوده‌های طول و عرض جغرافیایی مجاز اجرا شود.

یکی از راه‌حل‌های مناسب برای غلبه بر چالش یاد شده، تجزیه مسئله به چندین زیرمسئله و حل مجزای آنها است. بدین منظور، با شبیه‌سازی رفتار ماهواره و بررسی تاثیر زمان-های فعال‌سازی رانشگر، می‌توان با بهره‌گیری از منطق فازی، زمان‌های مناسب برای فعال‌سازی رانشگرها را تعیین نمود [۹]. در صورتی‌که حرکت یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ در صفحه x-y دستگاه ECI تصویر شود، تصویر حرکت ماهواره بر روی یک شبه دایره خواهد بود که می‌توان آن را به چهار ناحیه تقسیم نمود. اگر زاویه بین راستای محور X دستگاه مختصات ECI و خط گذرنده از مرکز جرم ماهواره و مرکز دستگاه مختصات ECI را با ψ نشان دهیم، آن‌گاه، بر اساس منطق فازی می‌توان رانشگر مورد نظر برای فعال‌سازی را تعیین نمود و مقدار نیروی مورد نیاز در راستای محورهای اصلی دستگاه مختصات ECI محاسبه خواهد شد.



شکل ۱۲. تصویر حرکت یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ بر

صفحه x-y دستگاه مختصات ECI

شکل ۱۰. برآیند شتاب‌های اغتشاشی در بازه زمانی ۳۰ روز

شکل ۱۱. تاریخچه شتاب‌های اغتشاشی: عدم کرویت و پخی زمین، جاذبه ماه و خورشید، فشار تشعشعات خورشیدی

در شکل‌های ۳ تا ۱۱، تغییرات المان‌های مداری و انحراف موقعیت و سرعت ماهواره به ازای ۸ حالت مختلف اعمال و عدم اعمال اغتشاشات محیطی نشان داده شد. مشاهده شد که هر کدام از نیروهای اغتشاشی محیطی به نوعی بر المان‌های مداری و موقعیت ماهواره به نوعی تاثیر گذاشته و سبب انحراف آن از موقعیت مطلوبش می‌شوند.

جدول ۴. قوانین تعیین رانشگر مناسب برای فعال سازی بر اساس موقعیت و راستای تراست مورد نیاز در دستگاه بدنی

موقعیت مرکز جرم ماهواره	تراست مورد نیاز در دستگاه ECI			رانشگر مورد نیاز در دستگاه بدنی
	F_x	F_y	F_z	
$0 < x \ \& \ 0 \leq y$	$F_x < 0$	$F_y > 0$	$F_z > 0$	F_{N-W}
$0 < x \ \& \ 0 \leq y$	$F_x < 0$	$F_y > 0$	$F_z < 0$	F_{S-W}
$0 < x \ \& \ 0 \leq y$	$F_x = 0$	$F_y = 0$	$F_z > 0$	F_N
$0 < x \ \& \ 0 \leq y$	$F_x > 0$	$F_y < 0$	$F_z > 0$	F_{N-E}
$0 < x \ \& \ 0 \leq y$	$F_x > 0$	$F_y < 0$	$F_z < 0$	F_{S-E}
$0 < x \ \& \ 0 \leq y$	$F_x = 0$	$F_y = 0$	$F_z < 0$	F_S
$x \leq 0 \ \& \ 0 < y$	$F_x < 0$	$F_y < 0$	$F_z > 0$	F_{N-W}
$x \leq 0 \ \& \ 0 < y$	$F_x < 0$	$F_y < 0$	$F_z < 0$	F_{S-W}
$x \leq 0 \ \& \ 0 < y$	$F_x = 0$	$F_y = 0$	$F_z > 0$	F_N
$x \leq 0 \ \& \ 0 < y$	$F_x > 0$	$F_y > 0$	$F_z > 0$	F_{N-E}
$x \leq 0 \ \& \ 0 < y$	$F_x > 0$	$F_y > 0$	$F_z < 0$	F_{S-E}
$x \leq 0 \ \& \ 0 < y$	$F_x = 0$	$F_y = 0$	$F_z < 0$	F_S
$x < 0 \ \& \ y \leq 0$	$F_x > 0$	$F_y < 0$	$F_z > 0$	F_{N-W}
$x < 0 \ \& \ y \leq 0$	$F_x > 0$	$F_y < 0$	$F_z < 0$	F_{S-W}
$x < 0 \ \& \ y \leq 0$	$F_x = 0$	$F_y = 0$	$F_z > 0$	F_N
$x < 0 \ \& \ y \leq 0$	$F_x < 0$	$F_y > 0$	$F_z > 0$	F_{N-E}
$x < 0 \ \& \ y \leq 0$	$F_x < 0$	$F_y > 0$	$F_z < 0$	F_{S-E}
$x < 0 \ \& \ y \leq 0$	$F_x = 0$	$F_y = 0$	$F_z < 0$	F_S
$0 \leq x \ \& \ y < 0$	$F_x > 0$	$F_y > 0$	$F_z > 0$	F_{N-W}
$0 \leq x \ \& \ y < 0$	$F_x > 0$	$F_y > 0$	$F_z < 0$	F_{S-W}
$0 \leq x \ \& \ y < 0$	$F_x = 0$	$F_y = 0$	$F_z > 0$	F_N
$0 \leq x \ \& \ y < 0$	$F_x < 0$	$F_y < 0$	$F_z > 0$	F_{N-E}
$0 \leq x \ \& \ y < 0$	$F_x < 0$	$F_y < 0$	$F_z < 0$	F_{S-E}
$0 \leq x \ \& \ y < 0$	$F_x = 0$	$F_y = 0$	$F_z < 0$	F_S

با توجه به آنچه بیان شد، برای یافتن کنترلرهای مناسب برای مسئله حفظ موقعیت با هدف کمینه سازی سوخت مصرفی و برآورده سازی محدودیت های دینامیکی و فیزیکی در فضای گسسته شده از الگوریتم ژنتیک استفاده خواهد شد.

مراحل حل مسئله تعیین مدت زمان روشن ماندن رانشگرها به منظور اصلاح پارامترهای مداری و تبدیل به یک

با استفاده از قوانین بیان شده در جدول ۴ با لحاظ نمودن موقعیت مرکز جرم ماهواره در دستگاه مختصات ECI و همچنین تعیین راستای تراست مورد نیاز در دستگاه مختصات ECI، می توان رانشگر مورد نظر را بر اساس راستاهای نصب در دستگاه بدنی به منظور فعال سازی مشخص نمود.

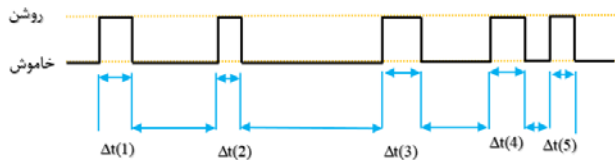
با تعیین زمان فعال سازی رانشگرها، از تعداد متغیرهای مجهول مسئله به میزان قابل توجهی کاسته می شود. این امر موجب افزایش سرعت حل مسئله و دستیابی به پاسخ های مناسب جهت اصلاح پارامترهای اغتشاش یافته با کمینه سازی مصرف سوخت می شود.

پس از تعیین زمان فعال سازی رانشگرها، باید مدت زمان بهینه فعال ماندن رانشگرها تعیین شود. برای تعیین مدت زمان فعال ماندن رانشگرها، اولین معیار، میزان مصرف سوخت است. دومین معیار، برآورده سازی قیود دینامیکی و عملکردی سیستم است. به منظور حل دستگاه معادلات جبری غیرخطی حاصل از گسسته سازی مسئله تعیین مدت زمان بهینه روشن ماندن رانشگرها [۱۹]، از روش های مختلفی نظیر الگوریتم های ابتکاری و فراابتکاری و الگوریتم های گرادیانی می توان بهره جست. از این بین، الگوریتم های ابتکاری و فراابتکاری نظر به اینکه نسبت به الگوریتم های گرادیانی به دانش خاصی از مسئله وابسته نیستند، می توانند گزینه مناسبی برای حل مسئله برنامه ریزی غیرخطی محسوب شوند. امروزه الگوریتم های ابتکاری و فراابتکاری [۲۰] متعددی نظیر الگوریتم ژنتیک^۱، ازدحام ذرات^۲، گرگ های خاکستری^۳، جستجوی جاذبه گرانشی^۴ و غیره ابداع و توسعه داده شده است. در این بین، الگوریتم ژنتیک به عنوان یک الگوریتم بهینه سازی با در نظر گرفتن مجموعه ای از نقاط فضای جواب در هر تکرار محاسباتی به نحو مؤثری نواحی مختلف فضای جواب را جستجو می کند.

3 Grey wolf optimization algorithm
4 Gravitational search algorithm

1 Genetic algorithm
2 Particle swarm optimization algorithm

$$\Delta t_{\min} \leq \Delta t_{\text{Activated}} \leq \Delta t_{\max}, \quad t: \text{time} \quad (17)$$



شکل ۱۳. شماتیکی از مدت زمان فعال ماندن رانشگرها

در مسئله حفظ موقعیت، محدودیت‌ها و الزامات عملکردی متعددی وجود دارد که باید همگی برآورده شود. یکی از مهم‌ترین این محدودیت‌های عملکردی، محدودیت حفظ جایگاه استقرار ماهواره در یک پنجره مداری تعریف شده در طی ماموریت است. اگر موقعیت زاویه‌ای ماهواره در راستای طولی (شرقی - غربی) را با α و در راستای عرضی (شمالی - جنوبی) را با δ نشان دهیم، آن‌گاه، محدودیت حرکت ماهواره در پنجره مداری را می‌توان به صورت زیر بیان داشت:

$$|\Delta \alpha| = |\alpha_{Unp} - \alpha_p| \leq \Delta \alpha_{\text{allowable}} \quad (18)$$

$$|\Delta \delta| = |\delta_{Unp} - \delta_p| \leq \Delta \delta_{\text{allowable}} \quad (19)$$

از دیگر محدودیت‌ها می‌توان به میزان نیروی رانشگرها اشاره داشت. با توجه به این‌که در این پژوهش رفتار شتاب حاصل از نیروهای رانشگرها به فرم ایدآل در نظر گرفته شده است، از این‌رو، این نوع محدودیت به صورت زیر بیان می‌شود:

$$F(i) = F_{T(i)}, \quad i = 1, 2, \dots, N_T \quad (20)$$

در رابطه ۲۰، $F_{T(i)}$ نیروی ایده‌آل در دسترس برای رانشگر نام است.

مسئله بهینه‌سازی غیرخطی را میتوان به صورت زیر در چندین گام بیان کرد:

✱ **گام اول:** گسسته‌سازی زمان اجرای مانور به بازه‌های زمانی کوچک‌تر برای انتگرال‌گیری:

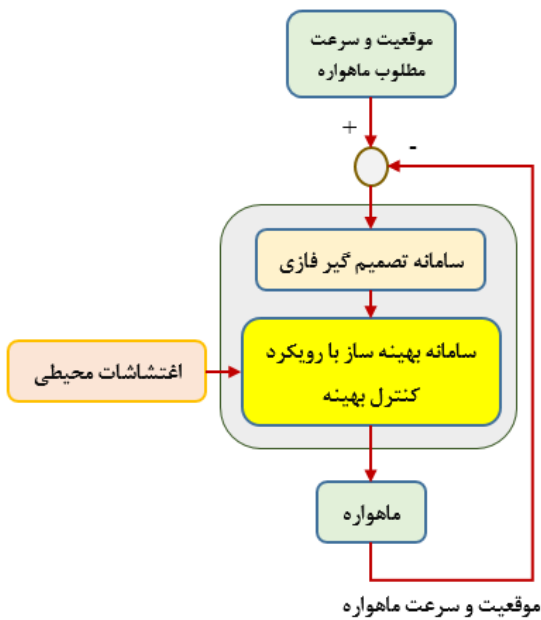
برای این منظور، ابتدا بازه زمانی به زیربازه‌های زمانی کوچک‌تر تقسیم می‌شود که طول این زیربازه‌ها می‌تواند به تناسب شرایط مسئله مساوی یا متفاوت باشد. به نقاط ابتدایی و انتهایی این زیربازه‌ها گره‌های زمانی می‌گویند.

✱ **گام دوم:** فرموله نمودن الزامات عملکردی به محدودیت‌های مساوی و کمتر مساوی صفر:

الزامات عملکردی می‌تواند در قالب محدودیت‌های متغیر با زمان نظیر معادلات دیفرانسیلی فضای حالت، معادلات انتگرالی و غیره توصیف شود. محدودیت‌هایی از این قبیل را باید در قالب محدودیت‌های جبری مستقل از زمان فرموله نمود تا بتوان در بهینه‌سازی استاتیکی به‌کار گرفت. برای تبدیل معادلات حالت، توابع هدف و قیود به فرم گسسته و انتگرال‌گیری از معادلات دیفرانسیلی مبین دینامیک انتقالی سیستم، می‌توان از روش‌های متداول گسسته‌سازی بهره جست. باید متذکر شد، در این مقاله با توجه به نیاز به دقت بالا در محاسبات برای گسسته‌سازی و انتگرال‌گیری معادلات حالت از روش رانگ - کوتا - فلنبرگ استفاده شد.

در بخش حل مسئله بهینه‌سازی، باید برای هر یک از متغیرهای بهینه‌سازی، محدوده مجاز تغییرات را مشخص نمود. در اینجا متغیر بهینه‌سازی، مدت زمان فعال ماندن رانشگرهای فعال شده ($\Delta t_{\text{Activated}}$) است که محدوده مجاز تغییرات شامل حداقل و حداکثر زمان فعال بودن هر یک از رانشگرهای فعال شده در هر یک از مراحل فعالیت خواهد بود (مشابه شکل ۱۳).

در شکل ۱۴، شماتیکی از فلوچارت الگوریتم بهینه‌سازی رویکرد پیشنهادی نشان داده شده است.



شکل ۱۴. شماتیکی از فلوچارت الگوریتم بهینه‌سازی

بیشترین تاثیر اغتشاشات ناشی از عدم کروییت زمین در محدوده طول جغرافیایی 180 ± 120 درجه رخ می‌دهد. از این رو، نتایج رویکرد پیشنهادی برای حفظ موقعیت یک ماهواره با جرم ۲۰۰۰ کیلوگرم و رانشگر با تراست ۷۹ میلی نیوتن در یک پنجره مداری با محدوده تغییرات $0.05 \pm$ درجه برای یک دوره چهار هفته‌ای در شکل ۱۵ نشان داده شده است. در شکل ۱۶، حداقل میزان مصرف سوخت مورد نیاز برای مانور حفظ جایگاه مداری با رویکرد پیشنهادی در این مقاله نشان داده شده است.

* گام سوم: تابع معیار و اثر آن در مسئله حفظ موقعیت:

معیار عملکردی مورد نظر در این پژوهش مبتنی بر کمینه‌سازی میزان سوخت مصرفی است که به نوعی با حداقل نمودن مجموع زمان روشن بودن رانشگرهای با تراست ثابت، در طی ماموریت متناسب است و بر اساس شتاب مورد نیاز برای اصلاح پارامترهای مداری مشخص می‌شود:

$$J(\tau, x; \mathbf{u}^*) = \sum_{k=1}^K \int_{\tau}^{\tau'} T_k(t) dt \quad (21)$$

در رابطه (۲۱)، k نشانگر رانشگر k ام، K تعداد رانشگرها، $T_k(t)$ نیروی تراست رانشگر k ام در زمان t و انتگرال بیان گر میزان تراست مورد نیاز در طی زمان است. تابع هزینه J بیانگر مجموع سطح زیر نمودار زمانی تراست مورد نیاز برای اجرای مانور اصلاح پارامترهای مداری است، که به نوعی نشانگر میزان سوخت مصرفی برای اصلاح پارامترهای مداری نیز تلقی می‌شود.

* گام چهارم: بررسی شرط توقف حل مسئله و اجرای مجدد پروسه محاسباتی تا زمان برقراری شرط توقف:

پس از فرموله کردن مسئله تعیین مدت زمان روشن ماندن رانشگرها برای اصلاح پارامترهای مداری به یک مسئله بهینه‌سازی، فرامین کنترلی در یک حلقه بهینه‌سازی استخراج می‌شود. برای خروج از حلقه بهینه‌ساز، شروط متعددی نظیر تعداد تکرار، واگراشدن روند بهینه‌سازی، قرار گرفتن در بهینه محلی و عدم بهینه شدن مقدار تابع معیار در فرایند بهینه‌سازی در نظر گرفته می‌شود. در هر تکرار از حلقه بهینه‌سازی، باید شرط خروج از حلقه کنترلی بررسی شود. در صورتی که شرط توقف برآورده نشده باشد، مجدداً فرایند محاسبه فرامین تکرار می‌شود و حلقه بهینه‌سازی ادامه می‌یابد.

بنابراین، کیم و همکاران در پژوهش خود با سه روش شامل (۱) MCT^2 ، (۲) $TBCT^3$ و (۳) MFT^4 به اصلاح پارامترهای مداری مربوط به مانور شمالی- جنوبی پرداختند. شرایط اولیه برای شبیه‌سازی و پارامترهای ماهواره صورت گرفته در جدول ۴ و ۵ برگرفته از مرجع [۲۱] ارائه شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی، برای یک دوره یک ساله از ۲۰۰۸/۱۲/۰۱ تا ۲۰۰۹/۱۲/۰۱ در جدول ۶ ارائه شده است. در جدول ۶، میزان تغییر سرعت مورد نیاز برای مانور حفظ موقعیت ماهواره به صورت تجمعی با روش پیشنهادی و سه رویکرد ارائه شده در مرجع [۲۱]، برای یک دوره یک ساله ارائه شده است.

جدول ۴. مشخصات فیزیکی ماهواره مرجع [۲۱]

پارامتر	مقدار
جرم	$m=2497 \text{ kg}$
سطح موثر	$A=200 \text{ m}^2$
نیروی پیشران (الکتریکی)	$T=100 \text{ mN}$
ضریب بازتاب	$\epsilon=0.5$

جدول ۵. مقادیر اولیه پارامترهای مداری مرجع [۲۱]

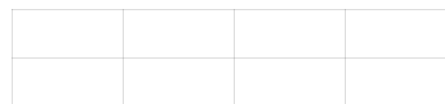
پارامتر	مقدار	
دوره	2008/12/01 00:00:00.00	
طول جغرافیایی	120°E	
مکانی	نیم محور اصلی (a)	42164.8 km
	خروج از مرکز (e)	0.000114
	انحراف مدار (i)	0.02424 °
	آرگومان نقطه حضيض (ω)	54.00507 °
	زاویه بعد (Ω)	198.42 °
	آنومالی متوسط (M)	306°

میزان افزایش سرعت حاصل از مصرف سوخت برای دوره یک ساله از روش‌های MCT ، $TBCT$ و MFT به ترتیب برابر 54.853 ، 50.357 و 49.332 است در حالی که، میزان افزایش سرعت به‌دست آمده با رویکرد سلسه مراتبی فازی- بهینه، برابر 46.750 m/s به‌دست آمده است.



۸

شکل ۱۵. تغییرات موقعیت ماهواره در حالت بدون وجود کنترلر (سبز رنگ) در مقایسه با حالت فعال شدن کنترلر (آبی رنگ)



شکل ۱۶. تاریخچه زمانی میزان مصرف سوخت و ΔV معادل مصرف سوخت برای یک ماهواره در حالت بدون وجود کنترلر (سبز رنگ) در مقایسه با حالت فعال شدن کنترلر (آبی رنگ)

در بحث مقایسه و تحلیل نتایج راهکار پیشنهادی با دیگر روش‌های موجود، باید تمامی شرایط فیزیکی، عملکردی مسئله یکسان فرض شده باشند با توجه به این‌که در مراجع در دسترس تنها در پژوهش صورت گرفته توسط کیم^۱ و همکاران [۲۱]، شرایط لازم ابتدایی و پارامترهای فیزیکی ماهواره ارائه شده است، بنابراین، در این تحقیق نیز این مورد به عنوان مرجع مقایسه روش پیشنهادی و نتایج لحاظ شد.

با توجه به این موضوع که بیشترین میزان مصرف سوخت در فرایند اصلاح مداری مربوط به مانور شمالی- جنوبی است،

3 Track-Back Chord Target (TBCT)
4 Minimum Fuel Target (MFT)

1 Kim
2 Maximum Compensation Target (MCT)

تعداد متغیرهای مجهول مسئله به میزان قابل توجهی کاسته می‌شود. این امر موجب افزایش سرعت حل مسئله شده و همچنین دستیابی به پاسخ‌های مناسب برای اصلاح پارامترهای اغتشاش یافته مداری با کمینه‌سازی مصرف سوخت میسر می‌شود.

باید بار دیگر توجه نمود که راهکار پیشنهادی در این مقاله با فرضیات و محدودیت‌ها زیر طرح و اثبات شد که توسعه آن می‌تواند در آینده مورد توجه محققین این حوزه قرار گیرد:

- ✓ مدل تراستر برای شبیه‌سازی ایده‌آل فرض شده است.
- ✓ عدم قطعیت مدل سیستم و اغتشاشات محیطی در مسئله لحاظ نشده است.
- ✓ در مدل‌سازی نیروی اغتشاشی فشار تشعشعات خورشیدی، این نیرو تابعی از فاصله ماهواره از خورشید لحاظ شده و اثرات تغییر تاریخ زمانی در آن لحاظ نشده است.
- ✓ در توصیف معادلات حرکتی از مدل جرم نقطه‌ای بهره گرفته شده است.
- ✓ کنترل وضعیت به صورت ایده‌آل در نظر گرفته شده که این امر در واقعیت می‌تواند موجب خطا در تولید فرامین مناسب مدار شود.

ها ثابت	مقدار
a	$= 42164 \text{ km}$
g	$= 9.8 \text{ m/s}^2$
GM_{Earth}	$= 398600.4 \text{ km}^3/\text{s}^2$
GM_{Sun}	$= 1.3271 \times 10^{11}$
GM_{Moon}	$= 4902.8$
P_0	$\approx 4.56 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$
R_{Earth}	$= 6378.13 \text{ km}$

جدول ۶. تغییر سرعت معادل میزان مصرف سوخت (ΔV) برای یک دوره یک ساله برای مانور حفظ موقعیت شمالی - جنوبی در مقایسه با مرجع [۲۱]

استراتژی کنترلی	فازی - بهینه	MCT [۲۱]	BCT [۲۱]	MFT [۲۱]
$\Delta V \text{ (m/s)}$	46.7	54.8	50.3	49.3

۵- نتیجه‌گیری

یک ماهواره در مدار زمین‌آهنگ، موقعیتش را با توجه به اغتشاشات وارده باید اصلاح نماید. این اغتشاشات ناشی از نیروهای محیطی نظیر ترم‌های هارمونیک جاذبه زمین، جاذبه جسم سوم (به ترتیب شامل جاذبه ماه و خورشید)، فشار تشعشعات خورشیدی و موارد مشابه دارد. اغتشاشات مذکور باعث می‌شود تا ماهواره از پنجره مداری‌اش به مرور زمان رانده شود. اگر رانده شدن مذکور طی فرایندهای اصلاح مداری جبران نشود، ماهواره از حالت عملیاتی خارج می‌شود. بنابراین، باید در زمان‌های معینی مانور حفظ موقعیت به منظور حفظ محدوده‌های طول و عرض جغرافیایی مجاز اجرا شود.

با بررسی پژوهش‌های پیشین و معیارها و محدودیت‌های ارائه شده برای مسئله حفظ موقعیت مشاهده شد که رویکرد کلی حل مسئله حفظ موقعیت، با توجه به معیار عملکردی کمترین میزان سوخت مصرفی، استفاده از تکنیک‌های مبتنی بر تئوری کنترل بهینه و بهینه‌سازی است. در صورتی که مسئله حفظ موقعیت به صورت یکپارچه به فرم یک مسئله کنترل بهینه فرموله شود، در فرایند حل دشواری‌های متعددی نظیر تعداد متغیرها، زمان‌بر بودن فرایند حل و غیره رخ می‌دهد. زیرا، حل مسئله حفظ موقعیت با کنترلر از نوع روشن - خاموش دشوار است. یکی از راه‌حل‌های مناسب برای غلبه بر چالش یاد شده، تجزیه مسئله به چندین زیرمسئله و حل مجزای آنها است. بدین منظور، با شبیه‌سازی رفتار ماهواره و بررسی تاثیر زمان‌های فعال‌سازی رانشگر، می‌توان با بهره‌گیری از منطق فازی، زمان‌های مناسب برای فعال‌سازی رانشگرها تعیین شود. با تعیین زمان فعال‌سازی رانشگرها،

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

اد

مراجع

- [9] H. Maghsoudi, A. R. Kosari, M. Fakoor, M. Khoshsima. "A Hierarchical Fuzzy-Optimal Strategy for Station-Keeping Maneuver of a GEO Satellite." *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* (2019).
- [10] D. Losa. *High vs low thrust station keeping maneuver planning for geostationary satellites*. Diss. École Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2007.
- [11] S. Borissov, D. Mortari. East–West GEO Satellite Station-Keeping with Degraded Thruster Response. *Aerospace*. 2015; 2(4):581-601.
- [12] M. Navabi, H. Mirzaei, A. Davoodi. Optimum design of robust adaptive controller with actuator constraints. *International Journal of Control, Automation and Systems*. 2020 Nov; 18(11):2734-41.
- [13] VM. Gomes, AF. Prado. Low-thrust out-of-plane orbital station-keeping maneuvers for satellites. *Mathematical Problems in Engineering*. Jan 1; 2012.
- [14] A. Weiss, UV. Kalabić, S. Di Cairano. Station keeping and momentum management of low-thrust satellites using MPC. *Aerospace Science and Technology*. 2018 May 1; 76:229-41.
- [15] C. Gazzino, D. Arzelier, L. Cerri, D. Losa, C. Louembet, C. Pittet. A three-step decomposition method for solving the minimum-fuel geostationary station keeping of satellites equipped with electric propulsion. *Acta Astronautica*. 2019 May 1; 158:12-22.
- [16] D. Hassanpou, N. Asghari. "Introduction to Electric Thrusters", 15th Conference on Iranian Physics Education and 5th Conference on Physics and Laboratory at: Farhangian University of Sanandaj, August 2014.
- [17] W. Ley, K. Wittmann, W. Hallmann, editors. *Handbook of space technology*. John Wiley & Sons; 2009 Mar 18.
- [18] G. Lindfield, J. Penny. *Numerical methods: using MATLAB*. Academic Press; 2018 Oct 10.
- [19] JT. Betts. *Practical methods for optimal control and estimation using nonlinear programming*. Society for Industrial and Applied Mathematics; 2010 Jan 1.
- [20] A. Kaveh, T. Bakhshpoori. *Metaheuristics: outlines, MATLAB codes and examples*. Cham: Springer International Publishing; 2019 Mar 29.
- [1] E. Maani, P. Nikpey, E. Zairian. GEO satellite station keeping mass design based on data mining. *Journal of Space Science and Technology*. 2021 Mar 21; 14(1):23-33.
- [2] M. Navabi and M. Barati, "Mathematical modeling and simulation of the earth's magnetic field: A comparative study of the models on the spacecraft attitude control application", *Applied Mathematical Modelling*, vol. 46, pp. 365-381, 2017.
- [3] V. A. Chobotov. "Orbital Mechanics, American Institute of Aeronautics and Astronautics." Inc., Reston, VA (1996): 20.
- [4] D. A. Vallado. *Fundamentals of astrodynamics and applications*. Vol. 12. Springer Science & Business Media, 2001.
- [5] م.ر. نوایی، پ.پ. زارعی. کنترل وضعیت ماهواره ی کوچک دارای کمبود عملگر با استفاده از کنترل پیشبین مدل، *مجله علمی نسخه ۱۳، صفحات: ۹۹-۱۰۴، ۱۳۹۹*.
- [6] م.ر. نوایی، ح قنبری مزیدی. کنترل وضعیت فضاپیما با استفاده از کنترل تطبیقی در حضور عدم قطعیت و اغتشاش، *علوم و فناوری فضایی، نسخه ۳، صفحات: ۷۷-۸۴، ۱۳۹۹*.
- [7] ح. مقصودی دهاقانی، الف. ر. کوثری، م. فکور، م. خوشسیمی. حفظ بهینه مدار زمین آهنگ در حضور اغتشاشات محیطی با استفاده از منطق فازی، *دانشگاه تهران، دانشکده علوم و فنون نوین، ۱۳۹۸*.
- [8] V. Bohlouri, Z. Khodamoradi, SH. Jalali-Naini. Spacecraft attitude control using model-based disturbance feedback control strategy. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. 2018 Dec; 40(12):1-8.

- [21]HY. Kim, BS. Lee, Y. Hwang, JH. Kim. North-south station keeping maneuver planning for COMS. In25th AIAA International Communications Satellite Systems Conference (organized by APSCC) 2007.



COPYRIGHTS

© 2022 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/>)