Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science, Technology& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:42-52
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.464641.1187

Article Info

Received: 1403-04-08
Accepted: 1403-11-17

Keywords

Geo satellite, Co-location, PSO Algorithm, Differential game theory, Minimum fuel consumption

How to Cite this article

F. Amozegary, A. R. Kosari, and M. Fakoor, "Optimal Co-location of Geo-satellites in the Orbital Slot of 120 Degrees East Using Differential Game Theory", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 42–52, 2025.

Original Article

Optimal Co-location of Geo-satellites in the Orbital Slot of 120 Degrees East Using Differential Game Theory

Fatemeh Amozegary[1], Amirreza Kosari[2*], Mahdi Fakoor

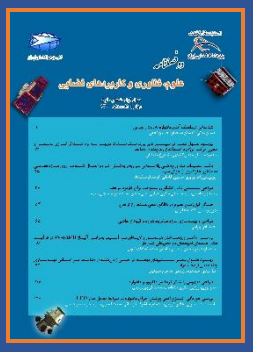
[1] PhD student in Aerospace engineering, Aerospace group, Faculty of New Sciences and Technologies (FNST), University of Tehran, Tehran, Iran, Fatemeamozegary@ut.ac.ir

[2*] Associate Professor of Aerospace Engineering, Aerospace group, Faculty of New Sciences and Technologies (FNST), University of Tehran, Tehran, Iran, kosari_a@ut.ac.ir

[3] Professor of mechanical engineering, Aerospace group, Faculty of New Sciences and Technologies (FNST), University of Tehran, Tehran, Iran, mfakoor@ut.ac.ir

Abstract

Due to the increasing demand for locating satellites in the geostationary orbit and considering the operational limitations in defining the geo-orbital slots, the use of a same location by several satellites is one of the solutions to increase the capacity of using this orbit, which is known as co-location. As the number of geostationary satellites increases, there is great interest in new co-location strategies that increase the degree of satellite automation, primarily because they: 1) increase the number of geosatellites in a slot; 2) Desire to reduce fuel consumption. In this article, the optimal initial position of the satellites is calculated with the aim of minimum relative distance of the satellites and taking into account the co-location requirements and the frequency band used in the inter-satellite link using the particle swarm optimization method. Also, in order to minimize the amount of fuel consumed, the differential game theory optimization method is used to plan satellites' station-keeping maneuvers as an intelligent navigation strategy. According to the proposed method, 20 satellites can be located in the orbital slot of 120 degrees East, which is one of the unstable points of the orbit, so that they do not have any interference and the average velocity increase required for one year is about 70 meters per second.



دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۴۲-۵۲
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:
10.22034/jssta.2025.464641.1187

مقاله پژوهشی

هم‌مکان‌سازی بهینه ماهواره‌های ژئو در بازه مداری ۱۲۰ درجه شرقی با استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی

فاطمه آموزگاری[۱]، امیررضا کوثری*[۲]، مهدی فکور[۳]

۱- دانشجوی دکتری هوافضا، گروه هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران – fatemeamozegary@ut.ac.ir

۲- دانشیار مهندسی هوافضا، گروه هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران – kosari_a@ut.ac.ir

۳- استاد مهندسی مکانیک، گروه هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران – mfakoor@ut.ac.ir

* نویسنده مسئول

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۰۸
پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۱۷

واژه‌های کلیدی

ماهواره ژئو، هم‌مکان‌سازی، الگوریتم PSO، نظریه بازی دیفرانسیلی، کمینه کردن مصرف سوخت

نحوه استناد به مقاله

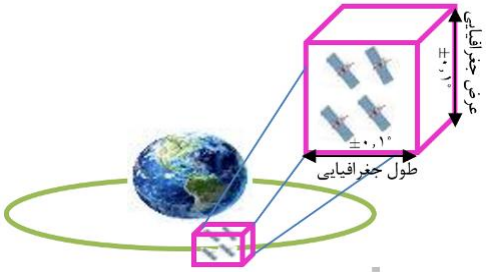
فاطمه آموزگاری، امیررضا کوثری و مهدی فکور، "هم‌مکان‌سازی بهینه ماهواره‌های ژئو در بازه مداری ۱۲۰ درجه شرقی با استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی"، *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۴۲-۵۲، ۱۴۰۴.

چکیده

با توجه به افزایش روزافزون درخواست قراردهی ماهواره‌ها در مدار زمین‌ثابت و نظر به محدودیت‌های عملیاتی در تعریف بازه‌های مداری ژئو، بهره‌گیری از جایگاه مشترک توسط چند ماهواره یکی از راهکارهای افزایش ظرفیت بهره‌برداری از این مدار محسوب می‌شود که این فرایند به هم‌مکان‌سازی موسوم است. با افزایش تعداد ماهواره‌های زمین‌ثابت علاقه زیادی به استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی جدید که میزان خودکاری ماهواره‌ها را افزایش می‌دهند وجود دارد، اساساً به این خاطر که: ۱) تعداد ماهواره‌های ژئو در یک شکاف را افزایش می‌دهند. ۲) تمایل به کاهش مصرف سوخت. در پژوهش حاضر موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها باهدف کمینه‌کردن فاصله نسبی ماهواره‌ها و درنظرگرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی مورداستفاده در لینک بین ماهواره‌ای با استفاده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات محاسبه شده است. همچنین در جهت کمینه‌کردن میزان سوخت مصرفی از روش بهینه‌سازی نظریه بازی دیفرانسیلی برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه ماهواره‌ها به‌عنوان یک استراتژی هوشمند ناوبری استفاده می‌شود. بر اساس روش پیشنهادی می‌توان ۲۰ ماهواره را در بازه مداری ۱۲۰ درجه شرقی که یکی از نقاط ناپایدار مداری است قرار داد به‌طوری‌که هیچ‌گونه تداخلی نداشته باشند و متوسط افزایش سرعت موردنیاز آن‌ها برای یک سال در حدود ۷۰ متر بر ثانیه باشد.

۱- مقدمه

به دلیل رشد تعداد ماهواره‌های ژئو و محدودیت تعداد بازه‌های مداری ژئو، اپراتورها چند ماهواره را در یک بازه مداری یکسان نزدیک یکدیگر قرار می‌دهند که این تکنیک به‌عنوان هم‌مکان‌سازی[۱] شناخته می‌شود (در شکل (۱) نشان داده شده است). موضوع هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها در دهه اخیر به دلیل ازدحام روزافزون ماهواره‌های ژئو موردتوجه محققین قرار گرفته است[۱].



شکل (۱): هم‌مکان‌سازی ماهواره‌های زمین‌ثابت

دونوهو (۲۰۲۱) به کاربرد نظریه بازی در طراحی سامانه‌های فضایی آمریکا پرداخته است. طراحی مبتنی بر نظریه بازی برای بازیکنان غیر همکار که سامانه‌های خود را طراحی می‌کنند و شبیه‌سازی مبتنی بر فیزیک برای تعیین بازده تعمیم داده شده است. سناریوی فرضی دارای آگاهی موقعیت فضایی عملیات هدایت‌کننده آبی از مدار زمین‌آهنگ قطبی و هدایت‌کننده قرمز از مدار نزدیک به زمین‌آهنگ است. اهداف مأموریت همراه با الزامات عملکرد سیستم به‌عنوان نقطه شروع استفاده می‌شود. متغیرهای طراحی انتخاب‌شده بر اساس محدودیت‌های ایجادشده دست‌کاری می‌شوند. معادلات برای ترکیب همه متغیرهای طراحی حل می‌شود و بهترین پاسخ را پیدا می‌کند. استفاده از نظریه بازی اعتبار مدل سیستم را با احتساب اثرات جهان واقعی بر سامانه‌های فضایی به طور قابل‌توجهی افزایش می‌دهد[۲].

ییلماز (۲۰۲۲) تجربه مداری ماهواره ترکست[۲] که برای مدت طولانی از استراتژی جدایش خروج از مرکز/ میل مداری استفاده می‌کند را برای نشان‌دادن فواصل شعاعی بین ماهواره‌ها شرح داده‌اند. انگیزه این تحقیق نشان‌دادن تعداد دفعات فاصله افتادن بین ماهواره‌ها است که می‌تواند برای تجزیه‌وتحلیل فرکانس رادیویی هم‌مکان‌سازی استفاده شود. بدترین حالت برای تجزیه‌وتحلیل تداخل فرکانس رادیویی بین دو ماهواره هم‌مکان زمانی است که فاصله نرمال و مماسی دو ماهواره صفر بوده و تنها فاصله شعاعی داشته باشند. در این تحقیق بر اساس آستانه فاصله شعاعی، دردسترس‌بودن لینک بدون تداخل نیز نشان داده شده است[۳].

ژائو و همکاران (۲۰۲۲) یک روش کنترل هماهنگ وضعیت را در بین ماهواره‌های قابل‌تنظیم مجدد ماژولار پس از پیکربندی خود در مدار را بررسی کرده‌اند. ماژول‌های ماهواره‌ای به‌عنوان بازیکن در بازی دیفرانسیلی در نظر گرفته شده‌اند تا این امکان را برای ماژول‌های فردی فراهم کنند تا استراتژی کنترل خود را در زمان واقعی باتوجه‌به الزامات عملکرد بهینه‌سازی مستقل خود و اطلاعات سایر ماژول‌ها به‌روزرسانی کنند. علاوه بر این، کنترل برنامه‌ریزی پویای تطبیقی[۳] برای طراحی الگوریتم ارزیابی شبکه عصبی یادگیری آنلاین استراتژی کنترلی اعمال شده و یک ناظر شبکه عصبی برای تخمین سرعت زاویه‌ای اتخاذ شده است. سپس، یک رویداد به‌روزرسانی متناوب تنظیم حالت کنترلی همراه با استراتژی نش مجموع غیرصفر به‌منظور صرفه‌جویی در منابع ارتباطی و محاسباتی پیشنهاد شده است. شبیه‌سازی‌ها برای تأیید عملکرد طرح کنترل پیشنهادی تنظیم‌شده‌اند[۴].

لی و همکاران (۲۰۲۳) باهدف حل مشکل هم‌مکان‌سازی ماهواره ژئو بیدو[۴] با سایر ماهواره‌ها تحت محدودیت‌های پیچیده، یک مدل وضعیت ایمن هم‌مکان‌سازی بر اساس پردازش داده‌های تعامل مداری و تجزیه‌وتحلیل شاخص ایمنی هم‌مکان‌سازی طراحی کرده‌اند. یک الگوریتم کنترل بهینه مبتنی بر تخمین مقدار تزویج پیشنهاد داده‌اند تا تأثیر کنترل نگهداری مدار بر روی شاخص‌های ایمنی هم‌مکان‌سازی را کاهش دهند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که الگوریتم کنترل بهینه‌سازی می‌تواند تأثیر کنترل نگهداری مدار بر شاخص‌های ایمنی هم‌مکان‌سازی را به‌صورت چشمگیری کاهش دهد[۵].

آموزگاری و همکاران (۲۰۲۳) در این تحقیق، مسئله حرکت نسبی ماهواره‌ها متناظر با استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی با استفاده از راهکاری مبتنی بر مدل‌سازی هندسی مدار نسبی با استفاده از مفاهیم هندسه کروی مورد بررسی، پیاده‌سازی و مقایسه قرار گرفته است. مطالعات موردی و ارزیابی صورت پذیرفته مؤید این نکته است که استراتژی جدایش زاویه میل مداری و خروج از مرکز به دلیل برآورده‌سازی مناسب‌تر الزامات مصرف سوخت در

---

[۱] Co-location

[۲] Turksat

[۳] Adaptive dynamic programming (ADP)

[۴] Beidou

کنار فراهم‌آوردن فضای آزاد بیشتر برای ماهواره‌های هم‌مکان شده، می‌تواند به‌عنوان گزینه مناسبی برای هم‌مکان‌سازی نسبت به سایر استراتژی‌ها تلقی شود[۶].

وو و همکاران (۲۰۲۳) به طراحی مدار و بهینه‌سازی موقعیت ردیابی ماهواره‌ای پرداخته‌اند که در آن ماهواره هدف قادر است با استفاده از تراست پیوسته با دامنه محدود مانور انجام دهد. این مسئله یک مسئله تعقیب و گریز معمولی در نظریه بازی دیفرانسیلی با استفاده از شرایط مرزی محدود و یک تابع شاخص عملکرد که شامل زمان و مصرف سوخت است فرض شده است. یک روش بهینه‌سازی ترکیبی با استفاده از الگوریتم ژنتیک و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی[۵] برای به‌دست‌آوردن استراتژی کنترل بهینه استخراج شده است. ثابت شده است که مدل و الگوریتم پیشنهادی برای موارد شبیه‌سازی داده شده، امکان‌پذیر است[۷].

ابراهیم اُز (۲۰۲۴) در این تحقیق، یک رویکرد جدید اندازه‌گیری زمان واقعی برای تعیین فواصل بین ماهواره‌های هم‌مکان، باهدف اصلی افزایش ایمنی عملیاتی از طریق حذف خطا ازجمله اختلافات مربوط به انتشار معرفی کرده است. با استفاده از روش اندازه‌گیری زمان واقعی پیشنهادی، محاسبه فاصله بین ماهواره‌ای برای شش ماهواره که در دو موقعیت مداری مجزا کار می‌کنند، انجام شده است. واریانس بین روش پیشنهادی و نرم‌افزاری که عمدتاً در جامعه اپراتورهای ماهواره‌ای مورداستفاده قرار می‌گیرد، تقریباً ۰٫۲ کیلومتر است که موفقیت چشمگیر آن را نشان می‌دهد. استفاده از اندازه‌گیری زمان واقعی اپراتورهای ماهواره‌ای را قادر می‌سازد تا نظارت دقیق‌تری از فواصل بین ماهواره‌های هم‌مکان انجام دهند و درنتیجه قابلیت اطمینان عملیات مداری را افزایش می‌دهد[۸].

آموزگاری و همکاران (۲۰۲۴) در این تحقیق، از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات برای محاسبه موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها بر اساس الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی مورداستفاده در لینک بین ماهواره‌ای استفاده کرده‌اند.

علاوه بر این، از روش نظریه بازی دیفرانسیلی نیز برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه به‌منظور به‌حداقل‌رساندن مصرف شوخت استفاده کرده‌اند. برخلاف استراتژی جدایش خروج از مرکز / میل مداری، نظریه بازی‌های دیفرانسیل به طور قابل‌توجهی مصرف سوخت سه ماهواره هم‌مکان را کاهش داده است. علاوه بر این، نتایج نشان داده‌اند که بسته به زاویه دید موردنیاز، لینک نوری سوخت بیشتری نسبت به لینک رادیویی مصرف می‌کند[۹].

در مطالعه حاضر از الگوریتم جمعیت ذرات، برای یافتن موقعیت بهینه هر ماهواره زمین‌ثابت در بازه مداری موردنظر با درنظرگرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی استفاده می‌شود. برخلاف مدل‌های خطی حرکت نسبی مورداستفاده در تحقیقات پیشین از یک مدل غیرخطی مبتنی بر هندسه کروی برای حرکت نسبی استفاده‌شده و به‌منظور هماهنگی بین ماهواره‌ها از لینک بین ماهواره‌ای استفاده می‌شود. همچنین، در این مقاله به‌منظور به‌حداقل‌رساندن پیشران موردنیاز برای مانورهای نگهداری جایگاه و به حداکثر رساندن طول عمر ماهواره‌ها از روش بهینه‌سازی نظریه بازی دیفرانسیلی که تاکنون برای هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها مورداستفاده قرار نگرفته است برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه ماهواره‌ها استفاده می‌شود.

۲- مدل‌سازی ریاضی مسئله هم‌مکان‌سازی

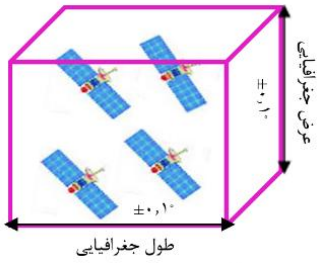
جهت عدم تداخل ماهواره‌ها باید الزامات هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها در نظر گرفته شوند. الزامات هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها به طور ویژه از ملاحظات فراهم‌کردن خدمات موردنظر مشتری، شامل پرهیز از برخورد ماهواره‌ها و کنترل‌پذیری و قابلیت اطمینان استراتژی کنترل مدار سرچشمه می‌گیرد. در مسئله هم‌مکان‌سازی محدودیت‌ها و الزامات عملکردی متعددی وجود دارد که باید همگی برآورده شود[۶]. محدودیت‌های جدیدی نظیر حفظ فاصله جدایی کمینه بین ماهواره‌ها برای جلوگیری از تداخل‌های احتمالی به مسئله نهداری جایگاه افزوده می‌شود. تداخل‌ها می‌توانند علاوه بر تداخل مکانی - زمانی مسیر ماهواره‌ها، ناشی از ورود یک ماهواره به میدان عملکرد محموله یا میدان دید حسگر ماهواره دیگر یا تداخل فرکانسی آنتن ماهواره‌ها باشد.

۲-۱- نگه‌داشتن ماهواره درون بازه مداری مشخص‌شده

قرارگرفتن یک ماهواره زمین‌ثابت در موقعیت مداری صحیح دارای اهمیت فراوان است. زمانی که ماهواره از بازه نگهداری جایگاه خارج شود، احتمال ایجاد تداخل فرکانسی یا حتی برخورد فیزیکی بین ماهواره‌های با جایگاه مجاور هم وجود دارد. موقعیت ماهواره‌ها باید به‌دقت درون محدوده طول جغرافیایی و

[۵] Sequential quadratic programming (SQP)

عرض جغرافیایی تعیین‌شده که در شکل (۲) نشان داده شده است باقی بماند[۱۰].



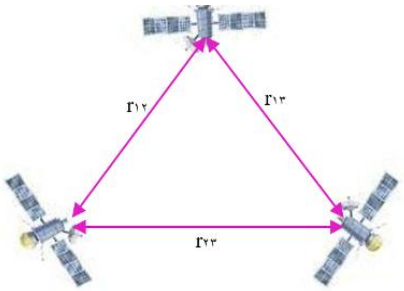
شکل (۲): بازه مداری ماهواره‌های هم‌مکان

محدودیت حرکت ماهواره در بازه مداری در طی مأموریت از رابطه (۱) به دست می‌آید[۱۱].

$$\begin{aligned} &|latitude_{Satellite} - latitude_{Center}| \le 0.1^{\circ} \\ &|longitude_{Satellite} - longitude_{Center}| \le 0.1^{\circ} \end{aligned} \quad (۱)$$

۲-۲- حفظ فاصله کمینه بین ماهواره‌های هم‌مکان درون بازه مداری

هم‌مکان‌سازی چند ماهواره در یک شکاف ژئو خطرات تداخل بین ماهواره‌ها را ایجاد می‌کند. مخرب‌ترین تداخل، برخورد بین دو ماهواره هم‌مکان است. در هم‌مکان‌سازی هر ماهواره به‌منظور جلوگیری از تداخل علاوه بر این‌که باید درون بازه تعیین‌شده باقی بماند باید موقعیت خود را نیز نسبت به ماهواره‌های دیگر حفظ کند[۱۲]. همان‌طور که در شکل (۳) نشان داده شده است در طراحی حرکت نسبی ماهواره‌های هم‌مکان چنین خطراتی با حفظ فاصله کمینه بین ماهواره‌های قرار گرفته در یک بازه مداری کاهش می‌یابد. در این پژوهش تحلیل حرکت نسبی ماهواره‌های هم‌مکان شده با استفاده از مدل‌سازی هندسی مدار نسبی[۶] انجام می‌شود[۱۳].



شکل (۳): پیکربندی ماهواره‌ها جهت حفظ مینیمم فاصله

محدودیت عدم برخورد ماهواره‌ها و حفظ فاصله نسبی کمینه تعیین‌شده از رابطه (۲) به دست می‌آید. برخورد به معنای کمتر شدن فاصله دو ماهواره $(\vec{r})$ از یک حد ایمن $(d_{\min})$ است[۱۴].

$$\vec{r} \le d_{\min} \quad (۲)$$

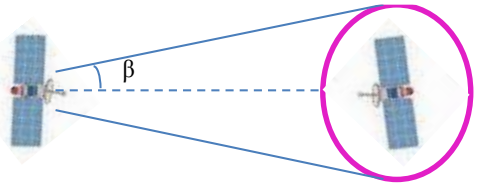
۲-۳- برقراری لینک بین ماهواره‌ای و پرهیز از تداخل فرکانسی

در هم‌مکان‌سازی برای هماهنگی ماهواره‌ها و انتقال اطلاعات بین آن‌ها از لینک بین ماهواره‌ای استفاده می‌شود. باتوجه‌به استفاده از لینک بین ماهواره‌ای امکان تداخل بین لینک‌های دو ماهواره و برخورد سیگنال ردیابی با ماهواره‌های دیگر وجود دارد. فاصله مداری کوچک بین ماهواره‌های مجاور که در فرکانس‌های یکسان عمل می‌کنند منجر به افزایش سطح تداخل شده و این از راه‌اندازی ماهواره‌های جدید جلوگیری می‌کند. حفاظت در قبال تداخل با طراحی باندهای فرکانسی و موقعیت‌های مداری به دست می‌آید. جدول (۱) باندهای فرکانسی اختصاص‌یافته به لینک‌های بین ماهواره‌ای توسط مقررات مخابرات رادیویی را نشان می‌دهد[۱۵].

جدول (1): باندهای فرکانسی لینک بین ماهواره‌ای

سرویس بین ماهواره‌ای	باندهای فرکانسی	نمایش
فرکانس رادیویی	۲۲,۵۵-۲۳,۵۵ GHz	ISL-23
	۲۴,۴۵-۲۴,۷۵ GHz	ISL-24
	۳۲-۳۳ GHz	ISL-32
	۵۴,۲۵-۵۸,۲ GHz	ISL-56
فرکانس نوری	۰,۸-۰,۹ µm	AlGaAs
	۱,۰۶۴ µm	YAG 1.064
	۰,۵۳۲ µm	YAG 0.532
	۱۰,۶ µm	CO2

با توجه به محدودیت تعداد باندهای فرکانسی اختصاص‌یافته برای لینک بین ماهواره‌ای، برای جلوگیری از تداخل لازم است که زاویه دید دو ماهواره اندازه‌گیری شود. زاویه دید دو ماهواره که در شکل (۴) نشان داده شده است تابعی از طول‌موج (λ) و قطر آنتن (D) است.



شکل (۴): زاویه دید دو ماهواره

[۶] Geometric Relative Orbit Modelling (GROM)

زاویه دید دو ماهواره (β) از فرمول (۳) به‌صورت زیر قابل‌محاسبه است[۱۶].

$$\beta = \frac{\lambda}{2D} \quad (۳)$$

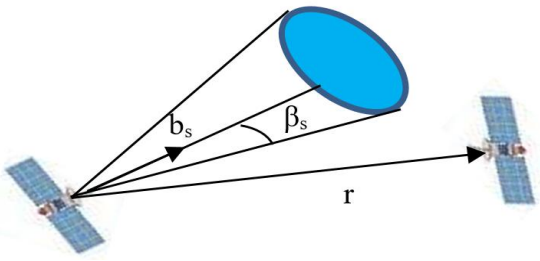
باتوجه‌به زاویه دید موردنیاز برای برقراری لینک بین ماهواره‌ای محدودیتی برای اختلاف بردار میل مداری بین دو ماهواره به وجود می‌آید. محدودیت هندسی برقراری لینک بین ماهواره‌ای از رابطه (۴) به دست می‌آید[۱۷].

$$|\delta i| \leq \Delta\Omega \tan\beta \quad (۴)$$

δi اختلاف بردارهای میل مداری و $\Delta\Omega$ اختلاف راستی گره صعودی دو ماهواره است.

۲-۴- پرهیز از تداخل میدان دید حسگرها با سایر ماهواره‌های موجود در بازه مداری

محموله‌های ماهواره‌های ژئو به طور معمول برای اهداف مخابراتی، مشاهده زمین و ناوبری مورداستفاده قرار می‌گیرند. مشاهده یا انتقال سیگنال زمانی که یک شیء یا ماهواره از میدان دید حسگر عبور می‌کند دچار اختلال می‌شود. آنالیزهای ارائه‌شده نشان می‌دهند که این مسئله برای ماهواره‌های هم‌مکان شده در یک بازه مداری به دلیل تعداد دفعات رخداد آن غیرقابل‌چشم‌پوشی است. در مقاله حاضر برقراری میدان دید دو حسگر زمین و ستاره که در شکل (۵) نشان داده شده است مورد بررسی قرار گرفته است.



شکل (۵): هندسه حسگرهای ماهواره

محدودیت عدم تداخل حسگرها از رابطه (۵) به دست می‌آید[۱۸].

$$\vec{r}^T \vec{b}_s - \|\vec{r}\|_2 \cos\beta_s < 0 \quad (۵)$$

مقادیر متداول بردار واحد بینایی $(\vec{b}_s)$ و زاویه نیم مخروط (β_s) برای دو حسگر زمین و ستاره در جدول (۲) نشان داده شده است[۱۸].

حسگر	بردار واحد بینایی	زاویه نیم مخروط
زمین	$[-۱,۰,۰]^T$	۹°
ستاره	$[۰,\cos30, \sin30]^T$	۲۶°

جدول (۲): مشخصات متداول حسگر زمین و ستاره

۳- استراتژی هم‌مکان‌سازی

برای کاهش خطرات تداخل ماهواره‌های استفاده از یک استراتژی مناسب برای اجرای مانورهای نگهداری جایگاه ماهواره‌های هم‌مکان شده بسیار مهم است[۱۹].

استراتژی هم‌مکان‌سازی مطلوب قواعد زیر را دارد:

- بیشینه‌کردن تعداد ماهواره‌های هم‌مکان شده با حفظ فاصله نسبی کمینه
- کمینه‌کردن تعداد مانورها و بیشینه‌کردن طول چرخه مانورهای نگهداری جایگاه
- نگه داشت ماهواره‌ها درون محدوده کنترلی (در طول و عرض جغرافیایی)

استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی متعددی برای هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها در شکاف‌های زمین‌ثابت مورداستفاده قرار گرفته است[۲۰]. دو موضوع اصلی در استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی ماهواره‌های ژئو به‌صورت زیر است:

در مرحله اول: طراحی مدار با شرایط محدودیت برای ماهواره‌های هم‌مکان شده بر اساس دقت موقعیت هم‌مکانی، ویژگی‌های اغتشاشات مداری و سوخت موردنیاز ماهواره؛

در مرحله دوم: طراحی الگوریتم مانورهای شرق/غرب و جنوب/شمال برای نگه‌داشتن ماهواره‌های هم‌مکان شده تحت شرایط محدودیت‌های مداری مرحله اول در کل طول عمر ماهواره‌ها.

۳-۱- ماکزیمم تعداد ماهواره‌های هم‌مکان در بازه مداری ۱۲۰°E±۰,۱

تعیین موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها باهدف حداقل فاصله نسبی و با درنظرگرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی مورداستفاده در لینک بین ماهواره‌ای انجام شده است. تابع هدف و محدودیت‌ها برای مسئله بهینه‌سازی موقعیت ماهواره‌های هم‌مکان در رابطه (۶) نشان داده شده است.

$$\min\ Z_1 = \|\vec{r}\|$$
$$s.t.$$
$$\left|latitude_{satellite} - 0^{\circ}\right| \le 0.1^{\circ}$$
$$\left|longitude_{satellite} - 120^{\circ}\right| \le 0.1^{\circ} \qquad (۶)$$
$$\vec{r}_{x,y,z} > 0$$
$$|\delta i| \approx \Delta\Omega \tan\beta$$
$$\vec{r}^{\,T}\vec{b}_s < \|\vec{r}\|\cos\beta_s$$

۳-۲- کمینه‌کردن مصرف سوخت ماهواره‌های هم‌مکان با استفاده از نظریه بازی

نظریه بازی‌های دیفرانسیلی شامل ترکیبی از مشخصه‌های تئوری بازی و تئوری کنترل بهینه است. مسئله بازی‌های دیفرانسیلی تعمیمی از تئوری کنترل بهینه را ارائه می‌دهد که در آن بیش از یک کنترل‌کننده یا بازیکن وجود دارد. بازی‌های دیفرانسیلی ازلحاظ مفهومی دارای پیچیدگی بیشتری نسبت به مسئله کنترل بهینه است به‌گونه‌ای که شکل‌گیری جواب راه‌حلی به‌روشنی نمایان نیست. دربازی‌های دیفرانسیلی انواع مختلف راه‌حل‌ها مانند: مینی ماکس، نش، بهینه پارتو با احتمالات از نوع بازی‌های غیر همکارانه، استاکلبرگ، چانه‌زنی و... وجود دارد[۲۱].

نظریه بازی‌های دیفرانسیلی یک نوع از بازی‌های پویای غیرهمکارانه است و این نوع از بازی‌ها ارتباط بسیار نزدیکی با نظریه کنترل بهینه دارد؛ اما در حالت کلی تفاوت‌هایی وجود دارد، ازجمله این‌که برای مسائل بازی دیفرانسیلی الزاماً یک جواب بهینه وجود ندارد و بر اساس کاربرد آن راه‌حل‌های مختلفی وجود دارد. فلوچارت روش نظریه بازی در شکل (۶) نشان داده شده است[۲].

شکل (۶): فلوچارت روش نظریه بازی

در نظریه بازی دیفرانسیلی، فرض می‌کنیم که N بازیکن داریم که $N \ge 2$ است. همچنین، $u_i \in U_i$ نشان‌دهنده متغیر کنترلی بازیکن i-ام است که U_i مجموعه استراتژی‌های کنترلی است که بازیکن i-ام می‌تواند انتخاب کند. معادله حالت به‌صورت رابطه (۷) تعریف می‌شود[۲۱].

$$\dot{x} = f\left(x, u_1, ..., u_N, t\right),\ \ x\left(0\right) = x_0 \qquad (۷)$$

تابع هدف بازیکن i-ام به‌صورت رابطه (۸) تعریف می‌شود. به‌طورکلی برای یک بازی دیفرانسیلی با تعداد N بازیکن، بازیکن i-ام سعی دارد با استفاده از u_i تابع هدف را بهینه کند[۲۱].

$$J_i = S_i\left(x\left(T\right)\right) + \int_0^T F_i\left(x, u_1, ..., u_N, t\right)dt \qquad (۸)$$

در حالت عمومی بازی‌های دیفرانسیلی شامل چندین بازیکن با اهداف نه کاملاً متضاد است. در این مورد، راه‌حل نش با مجموعه‌ای از N استراتژی قابل‌قبول $\{u_1^*, u_2^*, ..., u_N^*\}$ تعریف می‌شود. استراتژی u_i^* یک استراتژی تعادل نش است اگر رابطه (۹) به ازای تمام مقادیر i = 1,…,N برقرار باشد[۲۱].

$$J_i\left(u_1^*, ..., u_N^*\right) = \min_{u_i \in U_i} J_i\left(u_1^*, ..., u_{i-1}^*, u_i, u_{i+1}^*, ..., u_N^*\right) \qquad (۹)$$

در تعادل نش که بهترین انتخاب بازیکن در برابر انتخاب سایر بازیکنان است، هیچ بازیکنی تمایل به تغییر استراتژی خود ندارد؛ چراکه با تغییر استراتژی باعث افزایش هزینه خود یا سایرین می‌شود. هر بازی استراتژیکی که دارای شروط مشخصی باشد حداقل یک نقطه تعادل نش دارد.

باتوجه‌به آنچه در مورد بازی بیان شد در پژوهش حاضر، نظریه بازی دیفرانسیلی برای رفع تداخل بین ماهواره‌های هم‌مکان مورداستفاده قرار خواهد گرفت. از جنبه‌های مهم مسئله هم‌مکان‌سازی، بررسی احتمال تداخل بین دو یا چند ماهواره است. ممکن است بین چند ماهواره به طور هم‌زمان و یا با توالی زمانی تداخل رخ دهد و یا مانور رفع تداخل برای ماهواره‌ها خود باعث ایجاد تداخل‌های بعدی شود. در این مطالعه سعی خواهد شد تا با استفاده از روش نظریه بازی دیفرانسیلی مانورها به نحوی تعیین شود که کلیه محدودیت‌های مسئله حفظ موقعیت و عدم تداخل ماهواره‌ها برآورده گردیده و میزان مصرف سوخت در طی مأموریت کمینه شود.

زمانی که موقعیت هر یک از ماهواره‌ها به نزدیکی مرزهای بازه مداری رسید یا هرگونه تداخل بین ماهواره‌ها رخ داد، سیستم کنترل جهت اصلاح موقعیت فعال می‌شود. با فعال‌شدن سیستم کنترل، سرعت و موقعیت ماهواره‌ها با الزام صرف کمترین میزان مصرف سوخت در کنار رعایت کلیه قیود

عملکردی و محیطی ذکرشده اصلاح می‌شود. معیار موردنظر در این مقاله مبین کمترین میزان مصرف انرژی (سوخت مصرفی) است که بر اساس افزایش سرعت (Δv) موردنیاز جهت اصلاح پارامترهای مداری طبق رابطه (۱۰) مشخص می‌شود[۲۲].

$$J=\int_{t_0}^{t_f}|u(t)|dt=\int_{t_0}^{t_f}\left(|u_R(t)|+|u_T(t)|+|u_N(t)|\right)dt$$
$$=\int_{t_0}^{t_f}\sum_{i=1}^{all\ thrusts}\begin{pmatrix}|\Delta v_R(t_i)\delta(t-t_i)|\\+|\Delta v_T(t_i)\delta(t-t_i)|\\+|\Delta v_N(t_i)\delta(t-t_i)|\end{pmatrix}dt \qquad (۱۰)$$
$$=\int_{t_0}^{t_f}\left(|\Delta V_R(t)|+|\Delta V_T(t)|+|\Delta V_N(t)|\right)dt$$

تابع J بیانگر مجموع تراست موردنیاز جهت اجرای مانور و اصلاح پارامترهای مداری است که بیانگر میزان سوخت مصرفی برای اصلاح پارامترهای مداری است. به‌طورکلی، بودجه افزایش سرعت نشان‌دهنده هزینه سناریو هر مأموریت است. این هزینه به نوع سیستم پیشرانش ماهواره بستگی دارد که در طراحی مدار باید در برابر مطلوبیت به‌دست‌آمده متعادل باشد. زمان مانور و افزایش سرعتی که می‌تواند ماهواره ژئو را در بازه نگهداری جایگاه حفظ کند از معادلات (۱۱) در فریم RTN محاسبه می‌شوند[۲۳].

$$\Delta V_R=V_{geo}\left(\delta e_x\sin\Omega-\delta e_y\cos\Omega\right)$$
$$\Delta V_T=V_{geo}\left(-1.5\frac{\delta a}{a_{geo}}+2\delta e_x\cos\Omega+2\delta e_y\sin\Omega\right) \qquad (۱۱)$$
$$\Delta V_N=V_{geo}\left(\delta i_x\cos\Omega+\delta i_y\sin\Omega\right)$$

δe اختلاف بردارهای خروج از مرکز و δa اختلاف نیم محورهای اصلی است. بردارهای خروج از مرکز و میل مداری از معادلات (۱۲) و (۱۳) محاسبه می‌شوند[۱۸].

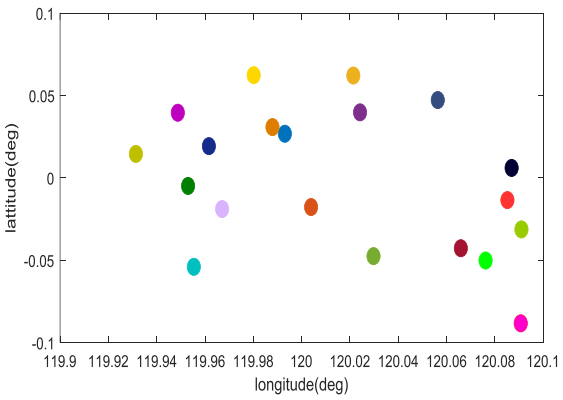
$$\vec{e}=e\begin{bmatrix}\cos(\Omega+\omega)\\\sin(\Omega+\omega)\end{bmatrix} \qquad (۱۲)$$
$$\vec{i}=\tan\left(\frac{i}{2}\right)\begin{bmatrix}\cos\Omega\\\sin\Omega\end{bmatrix} \qquad (۱۳)$$

ω زاویه پریجی ماهواره است.

۴- شبیه‌سازی و نتایج

حداکثر تعداد ماهواره‌هایی که تاکنون به‌صورت عملیاتی هم‌مکان‌سازی شده‌اند هفت ماهواره آسترا[۷] بوده که در بازه مداری ۱۹,۲ درجه شرقی قرار دارند. در ادبیات نظری و تحقیقات پیشین تاکنون حداکثر ۱۶ ماهواره توسط بروجین با استفاده از بهینه‌سازی محدب در بازه مداری ۱۹,۲ درجه شرقی قرار گرفته‌اند که در طرح ارائه‌شده برقراری لینک بین ماهواره‌ای در نظر گرفته نشده است[۱۸].

در این مطالعه، با استفاده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات جهت بهینه‌یابی موقعیت اولیه ماهواره‌ها و پیش‌بینی حرکت نسبی ماهواره‌ها بر اساس مدل‌سازی هندسی مدار نسبی می‌توان تا ۲۰ ماهواره را در بازه مداری ۱۲۰°E±۰,۱ که یکی از دونقطه ناپایدار مدار ژئو است قرار داد به‌طوری‌که هیچ‌گونه تداخلی با یکدیگر نداشته باشند. این ماهواره‌ها تنها درصورتی‌که از محدوده طول و عرض جغرافیایی بازه مداری مشخص‌شده خارج شوند می‌بایست مانور مداری انجام دهند. موقعیت بهینه این ۲۰ ماهواره در بازه مداری ۱۲۰°E±۰,۱ با احتساب باند فرکانسی ISL56 در شکل (۷) نشان داده شده است.



شکل (۷): موقعیت بهینه ۲۰ ماهواره زمین‌ثابت در بازه مداری ۱۲۰°E

اگر یکی از ماهواره‌های هم‌مکان به مرزهای بازه مداری برسد، همه ماهواره‌ها به موقعیت مداری اولیه خود بازمی‌گردند تا در مسیر رفت‌وبرگشت تداخلی ایجاد نشود. ماهواره‌ها به‌صورت جداگانه کنترل می‌شوند و بر اساس اطلاعاتی که از طریق لینک بین ماهواره‌ای مخابره می‌شود، مانورهای نگهداری جایگاه را هم‌زمان با یکدیگر انجام می‌دهند. این مانورها با دوره یک‌روزه انجام می‌شوند و با هماهنگی این مانورها ساختار یکپارچه ماهواره‌ها حفظ می‌شود.

نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان داده‌اند که از بین لینک‌های بین ماهواره‌ای بررسی‌شده استفاده از لینک رادیویی ISL56 جهت هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها با کمترین سوخت مصرفی مناسب‌تر است. افزایش سرعت کل برای ۲۰ ماهواره هم‌مکان با احتساب

[۷] ASTRA

باند فرکانسی ISL56 محاسبه شده و در جدول (۳) نشان داده شده است.

جدول (۳): افزایش سرعت کل ۲۰ ماهواره در باند فرکانسی ISL56

ماهواره	افزایش سرعت $\left(\frac{m}{s}\right)$	ماهواره	افزایش سرعت $\left(\frac{m}{s}\right)$
۱	۷۷,۸۵۳۷	۱۱	۴۲,۶۸۹۷
۲	۸۳,۰۴۳۱	۱۲	۴۵,۳۷۵۷
۳	۸۸,۵۴۹۵	۱۳	۵۳,۱۰۹۶
۴	۷۱,۹۷۴۷	۱۴	۶۶,۳۰۵۸
۵	۸۳,۸۷۱۸	۱۵	۸۶,۲۱۳۳
۶	۷۳,۳۳۴۱	۱۶	۸۹,۸۲۶۵
۷	۷۴,۱۴۳۴	۱۷	۹۲,۳۱۹۳
۸	۸۴,۸۸۶۴	۱۸	۸۸,۷۹۷۸
۹	۵۹,۲۸۵۲	۱۹	۵۰,۳۴۸۸
۱۰	۴۸,۸۸۸۳	۲۰	۴۰,۸۳۹۴

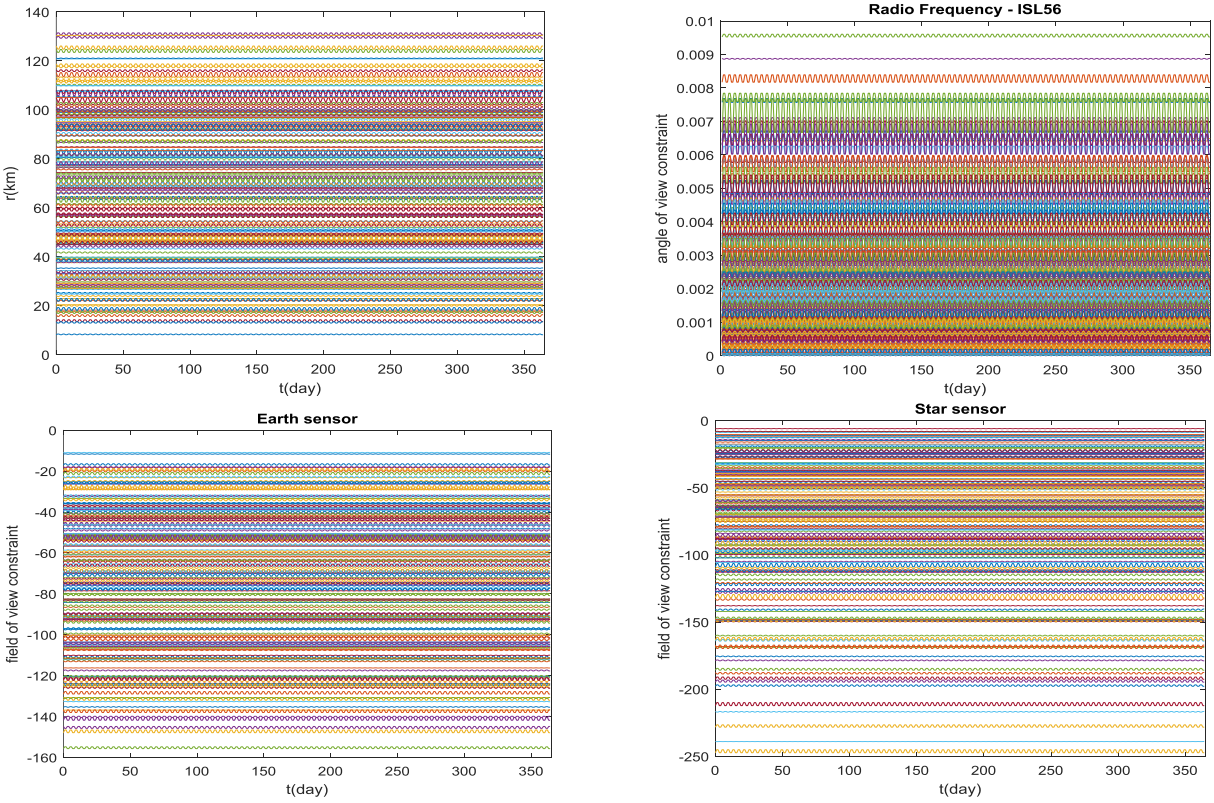
همان‌طور که مشاهده می‌شود، متوسط افزایش سرعت موردنیاز ۲۰ ماهواره هم‌مکان با احتساب باند فرکانسی ISL56 در مدت یک سال در حدود ۷۰ متر بر ثانیه است. این در حالی است که متوسط افزایش سرعت سه ماهواره هم‌مکان کره‌ست[۸] در بازه مداری ۱۱۶ درجه شرقی برابر با ۳۲۶ متر بر ثانیه بوده است.

برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی ازجمله حفظ حداقل فاصله نسبی (عدم برخورد ماهواره‌ها)، برقراری لینک بین ماهواره‌ای، عدم تداخل میدان دید حسگرهای زمین و ستاره برای ۲۰ ماهواره هم‌مکان با احتساب باند فرکانسی ISL56 مورد بررسی قرار گرفته و در شکل (۸) نشان داده شده است.

همان‌طور که در شکل (۸) نشان داده شده است، الزامات هم‌مکان‌سازی ۲۰ ماهواره در طول یک سال برقرار است و ماهواره‌ها با یکدیگر هیچ‌گونه تداخلی ندارند. در دو شکل تداخل سنسور ستاره و زمین تمامی نمودارهای زیر خط صفر قرار دارند و بنابراین تداخل سنسورها رخ نداده است. زاویه دید ماهواره‌ها بین ۰ تا ۰,۰۱ قرار دارد که برای برقراری لینک رادیویی مقدار مناسب است. همچنین، فاصله بین ماهواره‌های هم‌مکان بین ۸ تا ۱۳۰ کیلومتر متغیر است در نتیجه ماهواره‌ها با یکدیگر برخورد نداشته و از بازه مداری نیز خارج نشده‌اند.

۵- نتیجه‌گیری

با توجه به محدودیت منابع مداری ژئو و افزایش تعداد ماهواره‌های ژئو، امروزه برای استفاده مؤثر از منطقه پرازدحام فضا در ارتفاع ژئو نیاز مبرم به هم‌مکان‌سازی وجود دارد. در پژوهش



شکل (۸): برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی ۲۰ ماهواره مجهز به لینک بین ماهواره‌ای ISL56

[۸] Koreasat

حاضر در راستای پیشگیری از تداخل ماهواره‌های هم‌مکان-سازی شده برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی موردبررسی قرار گرفته است و موقعیت بهینه ماهواره‌ها در بازه مداری با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات با درنظرگرفتن الزامات هم-مکان‌سازی بر اساس مدل‌سازی هندسی مدار نسبی استخراج شده است. همچنین مسئله کنترل هماهنگ مدار نسبی ماهواره-های ژئو هم‌مکان با استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی به‌منظور به‌حداقل‌رساندن پیشران موردنیاز برای مانورهای نگهداری جایگاه و به حداکثر رساندن طول عمر ماهواره‌ها موردبررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهند که بر اساس روش پیشنهادی می‌توان تا ۲۰ ماهواره را در بازه مداری $120^{\circ}E\pm0.1$ که یکی از دونقطه ناپایدار مدار ژئو است قرار داد به‌گونه‌ای‌که هیچ‌گونه تداخلی با یکدیگر نداشته باشند. همچنین، استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی منجر به مصرف سوخت کمتر ماهواره‌های هم‌مکان نسبت به تحقیقات پیشین شده است.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

[1] I. Beigelman and P. Gurfil, "Optimal geostationary satellite collocation using relative orbital element corrections," in *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, pp. 141–150. doi: 10.2514/1.35160.

[2] B. C. Donohoo, *Application of Game Theory Based Design to U . S . Space Systems*. Master Thesis, Air Force Institute of Technology, 2021.

[3] U. C. Yilmaz, "On-orbit results for radial distances between collocated GEO satellites for RF analysis," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 40, no. 5, pp. 371–376, 2022, doi: 10.1002/sat.1453.

[4] N. Xiao, Y. Xiao, D. Ye, and Z. Sun, "Adaptive differential game for modular reconfigurable satellites based on neural network observer," *Aerospace Science and Technology*, vol. 128, no. 107759, pp. 1–17, 2022, doi: 10.1016/j.ast.2022.107759.

[5] S. Lei, L. Quanjun, W. Hao, and X. Keqiang, "Research on Collocation Situation Analysis and Control Optimization of the BeiDou GEO Satellites," in *2023 IEEE 6th Information Technology,Networking,Electronic and Automation Control Conference (ITNEC)*, Chongqing, China, 2023, pp. 631–637. doi: 10.1109/ITNEC56291.2023.10081971.

[6] F. Amozegary, A. Kosari, and M. Fakoor, "Investigating the relative motion of two satellites corresponding to the orbital collocation strategy," *Journal of Aerospace Science and Technology Scientific*, vol. 16, no. 1, pp. 101–114, 2023, doi: 10.22034/jast.2023.376290.1142.

[7] W. Wu, J. Chen, and J. Liu, "A hybrid optimisation method for intercepting satellite trajectory based on differential game," *The Aeronautical Journal*, vol. 127, no. 1312, pp. 900–922, 2023, doi: 10.1017/aer.2022.102.

[8] İ. Öz, "Proximity monitoring of collocated satellites based on real time measurement," *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, vol. 39, no. 2, pp. 825–834, 2024, doi: 10.17341/gazimmfd.1181262.

[9] F. Amozegari, A. Kosari, and M. Fakoor, "Co-location of GEO satellites using differential game theory," in *32nd International Conference on Electrical Engineering*, Tehran, 2024. doi: https://doi.org/10.1109/ICEE63041.2024.10667730.

[10] H .Maghsoudi Dehaqani, A.Kowsari, M. Fakourthaghieh, and Masoud Khoshsima, "Improvement of the method for maintaining the orbital position of a satellite in geostationary orbit with consideration of fuel consumption limitations," *Space Science, Technology and Applications*, vol. 1, no. 2, pp. 49–65, 1400.

[11] C.-C. "George" Chao and F. Hoots, *Applied* Orbit Perturbation and Maintenance, Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Virginia, 2018. doi: 10.2514/4.989278.

[12] M. Esmailifar, M. Mousavi, and M. Chiniforoushan, "Time-optimal Control of Spacecraft Rotational and Translational Dynamics in Orbital Rendezvous Maneuver," *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 1, no. 2 , pp. 147–166, 2022.

[13] M. Fakoor, F. Amozegary, M. Bakhtiari, and K. Daneshjou, "Relative tracking control of constellation satellites considering inter-satellite link," *Advances in Space Research*, vol. 60, no. 9, pp. 2021–2046, 2017, doi: 10.1016/j.asr.2017.07.012.

[14] H. Li, Geostationary satellites collocation, vol. 9783642407. Berlin, Germany: Springer, 2014. doi: 10.1007/978-3-642-40799-4.

[15] G. Maral and Michel Bousquet, Satellite communications systems systems techniques and technologies. Wiley, 2009. doi: 10.1002/9781119673811.

[16] F. Amozegary, A. Kosari, and M. Fakoor, "Investigating the effect of the relative motion of satellites on the performance of the inter-satellite link (in persian)," in 21st International Conference On Iranian Aerospace, Tehran, 2023.

[17] R. R. Rausch, "Relative Orbit Control of Collocated Geostationary Spacecraft," Ph.D. dissertation, Purdue University, Department of Flight Dynamics, West Lafayette, Indiana, 2012.

[18] F. De Bruijn, "Guidance control and dynamics of a new generation of geostationary satellites," Delft University of Technology, 2017. doi: 10.4233/uuid:e228623a-7844-48b7-97ed-0beda4d4c293.

[19] J. M. de Juana, H. Meixner, and B. Mullet, "The challenges associated with Meteosat Third Generation collocation strategies," in *SpaceOps 2010 Conference*, 2010. doi: 10.2514/6.2010-2255.

[20] F. Amozegary, A. Kosari, and M. Fakoor, “Investigating the relative motion of two satellites corresponding to the orbital co-location strategy (in persian),” in 19st International Conference On Iranian Aerospace, Tehran, 2021.

[21] S. P. Sethi, Applications to economics. Switzerland: Springer International Publishing, 2019. doi: 10.1007/978-3-319-98237-3.

[22] P. R. Arantes Gilz, “Embedded and validated control algorithms for the spacecraft rendezvous,” Ph.D. dissertation, Université Paul Sabatier-Toulouse III, Department of mathematics, France, 2018.

[23] S. C. Lee, H. D. Kim, and J. Suk, “Collision avoidance maneuver planning using GA for LEO and GEO satellite maintained in keeping area,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 13, no. 4, pp. 474–483, 2012, doi: 10.5139/IJASS.2012.13.4.474

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/)