

Original Research Paper

Investigating the Effect of Sensor and Actuator Error on the Fuel Consumption of Co-Located Geostationary Satellites

Fatemeh Amozegary¹, Amirreza Kosari², and Amir Labibian³

1- School of Aerospace Engineering, College of Interdisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

2- Faculty of New Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

3- Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 10 August 2025

Revised 25 December 2025

Accepted 4 January 2026

Available Online 17 August 2026

Keywords:

Geostationary satellite

Co-location

Co-location strategy

Sensor and actuator error

Fuel consumption

ABSTRACT

Given the increasing demand for geostationary orbital slots and operational limitations in defining them, co-locating multiple satellites in a shared slot has become an essential strategy. This paper investigates the effect of hardware errors—specifically GPS sensor errors and thruster actuator errors—on the fuel consumption of co-located geostationary satellites. First, the optimal initial positions of three satellites in the 120°E orbital slot were determined using a multi-objective particle swarm optimization algorithm, considering co-location constraints and the frequency band of the inter-satellite link. Then, differential game theory was employed to plan station-keeping maneuvers for fuel minimization. Three simulation scenarios were analyzed: an ideal error-free case, a case with simultaneous thruster and GPS sensor errors, and a case with two thruster failures and other thrusters error plus GPS error—each evaluated for two thruster configurations (10 N and 22 N). The results show that both sensor and actuator errors significantly increase the annual velocity increment, with thruster error having a more pronounced impact. Furthermore, the higher-thrust configuration (22 N) and the cooperative control strategy demonstrated greater effectiveness in mitigating error effects and maintaining mission stability.

* Corresponding Author's E-mail: kosari_a@ut.ac.ir

How to Cite this Article:

F. Amozegary, A. Kosari, and A. Labibian, "Investigating the effect of sensor and actuator error on the fuel consumption of co-located geostationary satellites," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. VV, No. V, pp. 1-15, 2026, <https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1566>.



COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. 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/)



مقاله پژوهشی

بررسی تأثیر خطای حسگر و عملگر بر مصرف سوخت ماهواره‌های زمین ثابت هم مکان

فاطمه آموزگاری^۱، امیررضا کوثری^۲، و امیر لبیبیان^۳

۱- دکتر، دانشکده‌گان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران

۲- دانشیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

۳- استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

با توجه به افزایش تقاضا برای قرارگیری ماهواره‌ها در مدار زمین ثابت و محدودیت در تعریف شکاف‌های مداری، هم‌مکان‌سازی چندین ماهواره در یک مکان مشترک به‌عنوان یک راه‌کار ضروری مطرح شده است. در این مقاله، اثر خطاهای سخت‌افزاری حسگر (GPS) و عملگر (تراستر) بر مصرف سوخت ماهواره‌های هم‌مکان مورد بررسی قرار گرفته است. ابتدا موقعیت اولیه بهینه سه ماهواره در شکاف مداری ۱۲۰ درجه شرقی با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات چندهدفه و با در نظر گرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی لینک بین ماهواره‌های محاسبه شده است. سپس، از نظریه بازی دیفرانسیلی برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه به‌منظور کمینه‌سازی مصرف سوخت استفاده شده است. سه سناریوی شبیه‌سازی شامل حالت ایده‌آل (بدون خطا)، حالت با خطای همزمان تراستر و حسگر GPS، و حالت با خرابی دو تراسترو خطای سایر تراسترها به‌همراه خطای حسگر برای دو پیکربندی تراستر (۱۰ نیوتن و ۲۲ نیوتن) مورد تحلیل قرار گرفتند. نتایج نشان می‌دهند که خطاهای تراستر و حسگر هر دو منجر به افزایش معنادار مصرف سوخت می‌شوند و تأثیر خطای تراستر به‌مراتب بیشتر است. همچنین، پیکربندی تراسترهای پرتوان (۲۲ نیوتن) و استراتژی کنترل همکارانه در کاهش اثرات خطاها و حفظ پایداری مأموریت مؤثرتر هستند.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۹ مرداد ۱۴۰۴
بازنگری ۳۰ آذر ۱۴۰۴
پذیرش ۱۴ دی ۱۴۰۴
اولین انتشار ۲۶ مرداد ۱۴۰۵

واژه‌های کلیدی:

ماهواره زمین ثابت
هم‌مکان‌سازی
استراتژی هم‌مکان‌سازی
خطای حسگر و عملگر
مصرف سوخت

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: kosari_a@ut.ac.ir

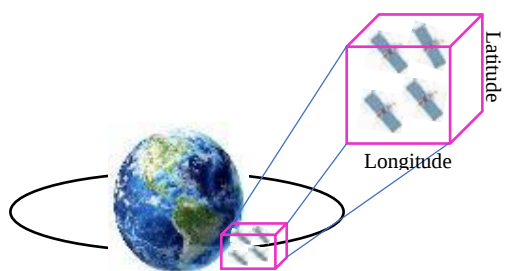
How to Cite this Article:

F. Amozegary, A. Kosari, and A. Labibian, "Investigating the effect of sensor and actuator error on the fuel consumption of co-located geostationary satellites," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. VV, No. V, pp. 1-15, 2026, <https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1566>.

COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. 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/)





شکل ۱- هم مکان‌سازی ماهواره‌های زمین ثابت.

Fig. 1. Co-location of geostationary satellites.

ییلماز (۲۰۲۲) تجربه مداری ماهواره ترکست را که از استراتژی جدایش خروج از مرکز/امیل مداری استفاده می‌کند، بررسی کرده است. هدف، تحلیل تغییرات فاصله شعاعی بین ماهواره‌های هم‌مکان بود. انگیزه این تحقیق تعیین تعداد دفعات کاهش فاصله بین ماهواره‌ها است تا زمینه‌ای برای تحلیل دقیق‌تر تداخل فرکانس رادیویی فراهم آورد. بدترین حالت برای تحلیل تداخل فرکانس رادیویی بین دو ماهواره هم‌مکان زمانی است که فاصله نرمال و مماسی صفر بوده و تنها فاصله شعاعی بین آن‌ها باقی بماند. در این تحقیق با تعیین یک آستانه برای فاصله شعاعی، شرایط برقراری لینک بدون تداخل نیز نشان داده شده است [۲].

ژائو و همکاران (۲۰۲۲) یک روش کنترل هماهنگ وضعیت را برای ماهواره‌های قابل تنظیم مجدد ماژولار پس از پیکربندی خودکار در مدار بررسی کرده‌اند. در این روش، ماژول‌های ماهواره‌ای به‌عنوان بازیکن در یک بازی دیفرانسیلی مدل شده‌اند. این مدل‌سازی به هر ماژول امکان می‌دهد تا استراتژی کنترل خود را در زمان واقعی، با در نظر گرفتن الزامات عملکردی و اطلاعات دریافتی از سایر ماژول‌ها، به‌روزرسانی کند. افزون بر این، یک کنترلر برنامه‌ریزی پویای تطبیقی مبتنی بر ارزیابی شبکه عصبی برای یادگیری برخط استراتژی کنترلی به‌کار گرفته شده و یک ناظر شبکه عصبی نیز برای تخمین سرعت زاویه‌ای استفاده شده است. سپس یک رویداد به‌روزرسانی متناوب به‌همراه استراتژی «نش» با جمع غیرصفر پیشنهاد شده است تا در مصرف منابع ارتباطی و محاسباتی صرفه‌جویی شود. شبیه‌سازی‌های انجام شده، عملکرد مناسب طرح کنترل پیشنهادی را تأیید کرده‌اند [۳].

لی و همکاران (۲۰۲۳) با هدف حل مشکل هم‌مکان‌سازی ماهواره ژئو بیدو با سایر ماهواره‌ها تحت محدودیت‌های پیچیده، یک مدل وضعیت ایمن هم‌مکان‌سازی طراحی کرده‌اند. این مدل بر پایه پردازش داده‌های تعامل مداری و تحلیل شاخص ایمنی هم‌مکان‌سازی استوار است. همچنین یک الگوریتم کنترل بهینه مبتنی بر تخمین مقدار توزیع پیشنهاد داده‌اند تا تأثیر کنترل نگهداری مدار بر شاخص‌های ایمنی هم‌مکان‌سازی را کاهش دهند. نتایج شبیه‌سازی

علائم و اختصارات

$\vec{a}_p$	بردار شتاب اغتشاشی
$\vec{b}_s$	بردار واحد بینایی
$\vec{b}_s$	بردار واحد بینایی
d_{min}	کمینه فاصله ماهواره‌ها
D	قطر آنتن
J	تابع هزینه
J_{error}	تابع هزینه ناشی از خطا
N	تعداد ماهواره‌ها
$\vec{r}$	بردار موقعیت نسبی
r	شعاع مداری ماهواره
t_{rb}	زمان رسیدن به دیواره بازه مداری
u	بردار کنترلی
α	زاویه سمتی نسبی
β	زاویه دید دو ماهواره
β_s	زاویه نیم مخروط
Δl	محدوده طول جغرافیایی
ΔV	افزایش سرعت کل
Δq	محدوده عرض جغرافیایی
$\Delta \Omega$	راستی گره صعودی نسبی
δ	زاویه فراز نسبی
δi	اختلاف بردارهای میل مداری
λ	طول موج
$\bar{\rho}$	بردار وزنی

مقدمه

مدار زمین ثابت به دلیل موقعیت ثابت نسبت به زمین، دارایی‌ای استراتژیک و محدود برای اهداف مخابراتی، نظارتی و ناوبری محسوب می‌شود. با افزایش روزافزون تقاضا برای دسترسی به این مدار و محدودیت ذاتی در تعداد شکاف‌های مداری قابل تعریف، راهبرد هم‌مکان‌سازی چندین ماهواره در یک شکاف مداری مشترک (شکل ۱)، به یک ضرورت عملیاتی تبدیل شده است [۱]. چالش اصلی در این راهبرد، مدیریت ایمن و بهینه حرکت نسبی ماهواره‌هاست به گونه‌ای که از یک سو از برخورد و تداخل‌های فرکانسی یا میدان دید جلوگیری شود و از سوی دیگر، مصرف سوخت که تعیین‌کننده اصلی طول عمر و صرفه اقتصادی مأموریت است به حداقل برسد. در پاسخ به این چالش، پژوهش‌های متعددی بر توسعه الگوریتم‌های بهینه‌سازی برای طراحی آرایش اولیه و کنترل هماهنگ ماهواره‌ها متمرکز شده‌اند.

نشان می‌دهد که این الگوریتم کنترل بهینه می‌تواند تأثیر کنترل نگهداری مدار بر شاخص‌های ایمنی هم‌مکان‌سازی را به صورت چشمگیری کاهش دهد [۴].

آموزگاری و همکاران (۲۰۲۳) در تحقیق خود، مسئله حرکت نسبی ماهواره‌ها متناظر با استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی را بررسی کردند. در این راستا، راه‌کاری مبتنی بر مدل‌سازی هندسی مدار نسبی با استفاده از مفاهیم هندسه کروی پیاده‌سازی و مورد مقایسه قرار گرفت. مطالعات موردی و ارزیابی‌های انجام شده نشان می‌دهد که استراتژی جدایش زاویه میل مداری و خروج از مرکز، به دلیل برآورده‌سازی بهتر الزامات مصرف سوخت و فراهم آوردن فضای عملیاتی بیشتر برای ماهواره‌های هم‌مکان، گزینه مناسب‌تری نسبت به سایر استراتژی‌هاست [۵].

وو و همکاران (۲۰۲۳) به طراحی مدار و بهینه‌سازی موقعیت ردیابی ماهواره‌ای پرداخته‌اند. در این مسئله، ماهواره هدف می‌تواند با استفاده از پیش‌رانه پیوسته و با دامنه محدود، مانور انجام دهد. این سناریو به عنوان یک مسئله تعقیب و گریز در قالب نظریه بازی دیفرانسیلی و با در نظر گرفتن شرایط مرزی محدود و یک تابع شاخص عملکرد (شامل زمان و مصرف سوخت) مدل‌سازی شده است. یک روش بهینه‌سازی ترکیبی با استفاده از الگوریتم ژنتیک و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی برای یافتن استراتژی کنترل بهینه ارائه شده است. اثبات شده که مدل و الگوریتم پیشنهادی برای موارد شبیه‌سازی شده، عملی و کارآمد است [۶].

ابراهیم از (۲۰۲۴) در تحقیق خود، یک رویکرد جدید اندازه‌گیری برخط برای تعیین فواصل بین ماهواره‌های هم‌مکان معرفی کرده است. هدف اصلی این رویکرد، افزایش ایمنی عملیاتی از طریق حذف خطاها، از جمله خطاهای مربوط به انتشار سیگنال بوده است. با به کارگیری روش اندازه‌گیری برخط پیشنهادی، فاصله بین ماهواره‌ای برای شش ماهواره فعال در دو موقعیت مداری مجزا محاسبه شده است. واریانس بین نتایج روش پیشنهادی و نرم‌افزار مرسوم در بین اپراتورهای ماهواره‌ای، حدود ۰/۲ کیلومتر به دست آمده که نشان دهنده دقت و موفقیت چشمگیر این روش است. به کارگیری اندازه‌گیری برخط، اپراتورها را قادر می‌سازد تا نظارت دقیق‌تر و مطمئن‌تری بر فواصل بین ماهواره‌های هم‌مکان داشته باشند و در نتیجه قابلیت اطمینان عملیات مداری را افزایش دهند [۷].

آموزگاری و همکاران (۲۰۲۴) در تحقیق خود، از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات برای محاسبه موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها بر اساس الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی مورد استفاده در لینک بین ماهواره‌ای استفاده کرده‌اند. افزون بر این، از روش نظریه بازی دیفرانسیلی نیز برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه به منظور کمینه کردن مصرف سوخت بهره گرفته‌اند. برخلاف استراتژی مرسوم

جدایش خروج از مرکز/میل مداری، استفاده از نظریه بازی‌های دیفرانسیلی مصرف سوخت سه ماهواره هم‌مکان را به طور قابل توجهی کاهش داد. همچنین نتایج نشان داد که با توجه به زاویه دید مورد نیاز، لینک نوری سوخت بیشتری نسبت به لینک رادیویی مصرف می‌کند [۸].

آموزگاری و همکاران (۲۰۲۵) موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها را با هدف کمینه کردن فاصله نسبی بین آن‌ها و با در نظر گرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی لینک بین ماهواره‌ای، با استفاده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات محاسبه کرده‌اند. همچنین، برای کمینه کردن میزان سوخت مصرفی، از روش بهینه‌سازی مبتنی بر نظریه بازی دیفرانسیلی برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه ماهواره‌ها به عنوان یک راهبرد ناوبری هوشمند بهره برده‌اند. بر پایه روش پیشنهادی، آن‌ها بیست ماهواره را در شکاف مداری ۱۲۰ درجه شرقی، که یکی از نقاط ناپایدار مداری محسوب می‌شود، قرار داده‌اند، به گونه‌ای که هیچ گونه تداخلی رخ ندهد و متوسط افزایش سرعت مورد نیاز آن‌ها برای یک سال حدود ۷۰ متر بر ثانیه باشد [۹].

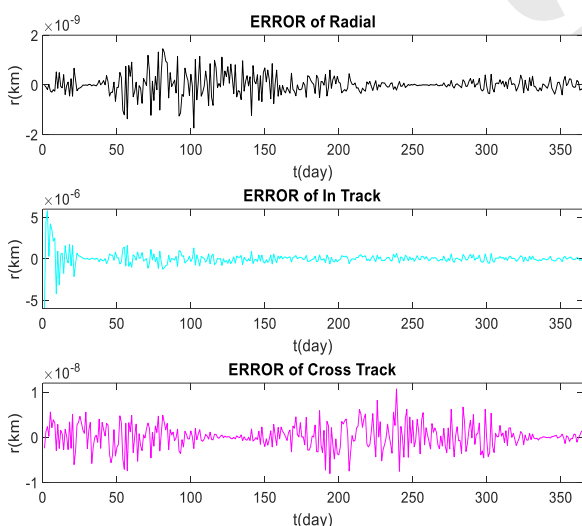
با وجود پیشرفت‌های چشمگیر در الگوریتم‌های کنترل و بهینه‌سازی، یک فرضیه عمده در بیشتر این مطالعات، عملکرد ایده‌آل و عاری از خطای سخت‌افزار ماهواره بوده است. در عمل، ماهواره‌ها تحت تأثیر دو منبع خطای اجتناب‌ناپذیر قرار دارند: (۱) خطای عملگرها (تراسترها) که می‌تواند ناشی از افت عملکرد، ناهمگونی در نیروی رانش یا حتی قطعی موقت باشد؛ و (۲) خطای حسگرها (به ویژه سیستم‌های موقعیت‌یاب مانند GPS) که منجر به تخمین نادرست موقعیت و سرعت نسبی می‌گردد. این خطاها نه تنها باعث انحراف از مسیر برنامه‌ریزی شده می‌شوند، بلکه سیستم کنترل را مجبور به اجرای مانورهای تصحیحی اضافی می‌کنند که در نهایت مصرف سوخت را افزایش و طول عمر مأموریت را کاهش می‌دهند.

تاکنون، تحلیل سیستماتیک و کمی‌سازی میزان تأثیر این خطاهای واقع‌بینانه بر کارایی بلندمدت استراتژی‌های پیشرفته هم‌مکان‌سازی به صورت جامع مورد توجه قرار نگرفته است. نوآوری اصلی مقاله در ادغام صریح و همزمان خطاهای تراستر و حسگر GPS در چارچوب از پیش اثبات‌شده بهینه‌سازی هم‌مکان‌سازی است. در این مقاله، در گام نخست از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات چندهدفه (MOPSO) برای طراحی آرایش اولیه بهینه سه ماهواره در شکاف مداری ۱۲۰ درجه شرقی استفاده می‌کنیم. سپس، استراتژی کنترل مبتنی بر نظریه بازی دیفرانسیلی را برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه به کار می‌گیریم. وجه تمایز و بخش اصلی این تحقیق، شبیه‌سازی و مقایسه سه سناریوی متمایز است: (الف) حالت ایده‌آل بدون خطا (مبنا)، (ب) حالت با خطای همزمان تراستر (۱۰ درصد خطا در هر تراستر) و حسگر

برای استنتاج معادلات حرکت، روش هندسی با استفاده از راه‌حل‌های مثلثات کروی تصویر مدارات کپلری را تفسیر می‌کند. معادلات حاصل به صورت زوایای سمتی و فراز بیان می‌شوند که موقعیت زوایای نسبی ماهواره هدف را نشان می‌دهند. سپس زوایای سمتی و فراز به مختصات متعامد مربوط به بردارهای موقعیت و سرعت نسبی تبدیل می‌شوند. بردار موقعیت نسبی از رابطه (۲) محاسبه می‌شود.

$$\vec{r} = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_2 \cos \delta \cos \alpha - r_1 \\ r_2 \cos \delta \sin \alpha \\ r_2 \sin \delta \end{bmatrix} \quad (2)$$

این معادله راه‌حل تحلیلی دقیقی برای حرکت نسبی ماهواره است. مقدار خطای موقعیت نسبی حاصل از مقایسه معادلات مدل هندسی حرکت نسبی و نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزار STK در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- خطای موقعیت نسبی.

Fig. 3. Relative position error.

همان‌طور که در شکل ۳ نشان داده شده است، مدل حرکت نسبی ارائه شده از دقت بالایی برخوردار است.

الزامات و قیود پایه هم‌مکان‌سازی

جهت جلوگیری از تداخل و برخورد، ماهواره‌های هم‌مکان ملزم به رعایت قیود چندگانه‌ای هستند که همگی باید به‌طور همزمان برآورده شوند. در این پژوهش، به‌منظور مدل‌سازی واقع‌بینانه‌تر، اثر خطاها بر مرزهای این قیود نیز بررسی می‌شود. این قیود که از ملاحظات ایمنی، قابلیت اطمینان و کیفیت خدمات نشأت می‌گیرند [۵]، به شرح زیر هستند:

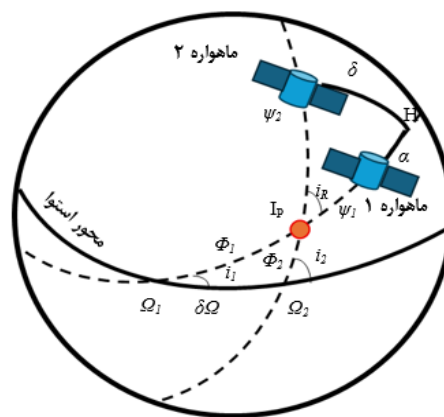
GPS (۱۰ درصد خطای عرضی و ۳۰ درصد خطای شعاعی)، و (ج) حالت با خرابی حاد (از کارافتادگی دو تراستر به‌همراه خطا در تراسترهای باقی‌مانده و خطای حسگر GPS). هر سناریو برای دو پیکربندی مختلف تراستر (۱۰N و ۲۲N) ارزیابی می‌شود. اثرات این شرایط بر شاخص کلیدی افزایش سرعت سالانه که مستقیماً متناسب با مصرف سوخت است، به صورت کمی ارائه و تحلیل می‌گردد.

مدل‌سازی مسئله هم‌مکان‌سازی

مدل‌سازی حاضر با هدف ایجاد یک چارچوب شبیه‌سازی یکپارچه و نزدیک به شرایط عملیاتی صورت گرفته است. این چارچوب نه تنها الزامات پایه هم‌مکان‌سازی را پوشش می‌دهد، بلکه به‌طور صریح ظرفیت تحلیل حساسیت سیستم را در برابر خطاهای سخت‌افزاری (حسگر و عملگر) فراهم می‌کند. مدل مبتنی بر هندسه کروی برای دقت بالا در محاسبات حرکت نسبی در مقیاس مدار زمین ثابت انتخاب شده است. حرکت نسبی ماهواره‌های هم‌مکان در چارچوب مداری محلی (RTN) و با در نظرگیری اغتشاشات محیطی و خطاهای کنترلی مدل می‌شود.

مدل دینامیک مداری نسبی

در این مقاله تحلیل حرکت نسبی ماهواره‌های هم‌مکان شده با استفاده از مدل‌سازی هندسی مدار نسبی انجام می‌شود. در این روش، بردارهای سرعت و موقعیت نسبی دو ماهواره نسبت به یکدیگر به‌صورت هندسی به‌دست می‌آید. زیرنویس ۱ نشان‌دهنده ماهواره پایه و زیرنویس ۲ نشان‌دهنده ماهواره هدف است. همان‌طور که در شکل ۲ دیده می‌شود، مدار کپلری دو ماهواره برای تفسیر هندسی بر روی کره تصویر شده است.



شکل ۲- مدل‌سازی هندسی مدار نسبی.

Fig. 1. Co-location of geostationary satellites.

پرهیز از تداخل میدان دید حسگرها: میدان دید حسگرهای حیاتی مانند حسگر زمین و ستاره یاب نباید توسط ماهواره های هم مکان مسدود شود. این قید هندسی برای حسگر با بردار واحد بینایی و زاویه نیم مخروط به صورت رابطه (۷) بیان می گردد [۱۶].

$$\vec{r}^T \vec{b}_s - \|\vec{r}\|_2 \cos \beta_s < 0 \quad (7)$$

مقادیر متداول بردار واحد بینایی و زاویه نیم مخروط برای دو حسگر زمین و ستاره در جدول ۲ نشان داده شده است [۱۷].
جدول ۲- مشخصات متداول حسگر زمین و ستاره.

Table 2. Common specifications of Earth and Star sensor.

Sensor	Bore-sight unit vector	Half-cone angle (deg)
Earth sensor	$[-1, 0, 0]^T$	9°
Star sensor	$[0, \cos 30^\circ, \sin 30^\circ]^T$	26°

استراتژی هم مکان سازی

استراتژی هم مکان سازی ماهواره های زمین ثابت بر دو محور اصلی استوار است که در دو فاز متوالی و مکمل پیاده سازی می شوند:

فاز اول: طراحی بهینه آرایش مداری: در این مرحله، پارامترهای مداری هر ماهواره (مانند راستای گره صعودی، آنومالی حقیقی، میل مداری و غیره) به گونه ای محاسبه می شوند که ضمن رعایت کلیه قیود هندسی و ارتباطی (شامل حفظ حداقل فاصله، عدم تداخل فرکانسی و میدان دید حسگرها)، تابع هدفی متشکل از حداقل سازی فاصله نسبی بین ماهواره ها و حداکثر سازی دوره تناوب بین مانورهای اصلاحی بهینه گردد. این طراحی با در نظرگیری دینامیک اغتشاشات مداری (نظیر اغتشاشات جسم سوم (خورشید و ماه)، فشار تشعشعات خورشیدی و پخی زمین) و نیز پیش بینی سوخت مورد نیاز برای عمر مأموریت انجام می پذیرد.

در این مقاله، ابتدا از الگوریتم بهینه سازی ازدحام ذرات چند هدفه برای تعیین موقعیت اولیه بهینه ماهواره ها استفاده شده است. هدف این بهینه سازی، حداکثر کردن ایمنی عملیاتی از طریق کمینه سازی فاصله نسبی بین ماهواره ها و همزمان حداکثر کردن بازده مأموریت با افزایش دوره بین مانورهای نگهداری جایگاه است. این اهداف چندگانه، با در نظرگیری همزمان الزامات سخت هم مکان سازی (شامل حفظ حداقل فاصله فیزیکی و پرهیز از تداخل میدان دید حسگرها) و محدودیت های نرم افزاری ارتباطی (مانند

نگهداری جایگاه در شکاف مداری: هر ماهواره باید درون یک کادر مجاز حول نقطه مداری نامی خود باقی بماند [۱۰]. این محدودیت با رابطه (۳) بیان می شود [۱۱].

$$\begin{aligned} |\text{latitude}_{\text{Satellite}} - \text{latitude}_{\text{Center}}| &\leq \Delta q \\ |\text{longitude}_{\text{Satellite}} - \text{longitude}_{\text{Center}}| &\leq \Delta l \end{aligned} \quad (3)$$

حفظ حداقل فاصله نسبی (پرهیز از برخورد): برای حذف خطر برخورد فیزیکی، فاصله بین هر جفت ماهواره باید همواره از یک حداقل ایمن بیشتر باشد [۱۲]. این قید با رابطه (۴) مدل می شود [۱۳].

$$\vec{r} \leq d_{\min} \quad (4)$$

برقراری لینک بین ماهواره ای: امکان ارتباط و هماهنگی بین ماهواره ها منوط به وجود خط دید مستقیم و تداخل فرکانسی ناچیز است. با توجه به باند فرکانسی لینک بین ماهواره ای انتخاب شده (جدول ۱)، زاویه دید بین دو ماهواره که از رابطه (۵) محاسبه می شود [۱۴]، باید از یک حداقل مشخص بزرگ تر باشد. این الزام، یک قید هندسی بر اختلاف بردار میل مداری بین ماهواره ها ایجاد می کند (رابطه (۶)) [۱۴].

$$\beta = \frac{\lambda}{2D} \quad (5)$$

$$|\delta t| \approx \Delta \Omega \tan \beta \quad (6)$$

جدول ۱ باندهای فرکانسی اختصاص یافته به لینک های بین ماهواره ای توسط مقررات مخابرات رادیویی را نشان می دهد [۱۵].

جدول ۱- باندهای فرکانسی لینک بین ماهواره ای [۱۵].

Table 1. Inter-satellite link frequency bands [15].

Inter-satellite Link	Frequency Bands	Display
Radio frequency	22.55 – 23.55 GHz	ISL-23
	24.45 – 24.75 GHz	ISL-24
	32 – 33 GHz	ISL-32
	54.25 – 58.2 GHz	ISL-56
Optical frequency	0.8 – 0.9 μm	AlGaAs
	1.064 μm	YAG 1.064
	0.532 μm	YAG 0.532
	10.6 μm	CO ₂

فائق آمدن بر این چالش، در این مقاله از چارچوب نظریه بازی دیفرانسیلی برای طراحی یک سیستم کنترل هوشمند و پیش‌گیرانه استفاده می‌شود. در این مدل، هر ماهواره به‌عنوان یک عامل تصمیم‌گیرنده نیمه مستقل (عامل هوشمند) در نظر گرفته می‌شود که بر اساس منافع خود (مانند حفظ موقعیت و کمینه‌سازی مصرف سوخت شخصی) و با در نظر گرفتن رفتار سایر عوامل، اقدام به برنامه‌ریزی مانور می‌کند.

با این حال، بر خلاف مدل‌های ایده‌آل، دسترسی کامل و دقیق به اطلاعات حالت در اینجا وجود ندارد. به دلیل وجود خطای اندازه‌گیری حسگر GPS، هر عامل تنها یک برآورد نادقیق از موقعیت خود و دیگران دارد. همچنین، به دلیل خطای اجرایی تراسترها، توانایی هر عامل در اعمال دقیق دستورات کنترلی خود محدود است. بنابراین، مسئله نه به‌صورت یک بازی با اطلاعات کامل، بلکه به‌عنوان یک بازی دیفرانسیلی با اطلاعات ناقص و تحت عدم قطعیت مدل می‌گردد. در رویکرد مرسوم، بازی دیفرانسیلی بین ماهواره‌ها برای یک سیستم دینامیکی قطعی و با اطلاعات کامل فرمول‌بندی می‌شود. در این مقاله، مدل بازی به‌طور اساسی برای انعکاس واقعیت‌های عملیاتی زیر توسعه داده شده است:

• بازی با اطلاعات ناقص: هر بازیکن (ماهواره) دیگر

به حالت واقعی سیستم دسترسی ندارد. در عوض، تنها یک تخمین خطا دار از حالت را در اختیار دارد که تحت تأثیر خطای حسگر GPS است. بنابراین هر ماهواره در حال تصمیم‌گیری بر اساس یک درک ناقص و شخصی از موقعیت خود و دیگران است.

• عملگرهای ناکامل: توانایی هر بازیکن برای اجرای

تاکتیک‌های انتخابی خود (بردار کنترل u_i) توسط خطاهای تراستر محدود شده است. ماهواره قصد اجرای $u_{c,i}$ را دارد، اما در عمل $u_{a,i}$ را اعمال می‌کند.

• اهداف اصلاح‌شده: تابع هزینه هر بازیکن J_i نه تنها

معیارهای مرسوم مانند مصرف سوخت و انحراف از موقعیت مطلوب را شامل می‌شود، بلکه هزینه‌های مرتبط با عدم قطعیت را نیز در بر می‌گیرد. به‌عنوان مثال یک جریمه برای نقض قیود ایمنی تخمین‌زده شده با در نظرگیری حاشیه ایمنی به تابع هزینه اضافه می‌گردد. این امر بازی را به سمت استراتژی‌های محافظه کارانه تر سوق می‌دهد.

کنترلر پیشنهادی در یک چرخه بسته مداوم عمل می‌کند. (۱) هر ماهواره موقعیت و سرعت خود و همسایگانش را (از طریق ISL) با خطای حسگر GPS اندازه می‌گیرد. (۲) از مدل حرکت نسبی برای

زاویه دید لازم برای باند فرکانسی مشخص لینک بین ماهواره‌ای دنبال می‌شوند.

فرمول‌بندی ریاضی این مسئله بهینه‌سازی چند هدفه و چند قیودی در رابطه (۸) ارائه شده است. در این رابطه، تابع هدف اصلی به‌صورت ترکیبی وزن‌دار از معیارهای میانگین فاصله نسبی و معکوس دوره مانور تعریف می‌گردد. مجموعه قیود نیز شامل شرط عدم برخورد (رابطه ۴)، شرط حفظ موقعیت در شکاف مداری (رابطه ۳)، قیود هندسی برقراری لینک (رابطه ۶) و شرط عدم تداخل میدان دید حسگرها (رابطه ۷) می‌باشد. الگوریتم PSO با جستجو در فضای پارامترهای مداری نسبی (مانند تفاضل میل مداری، راستای گره و آنومالی متوسط)، پیکربندی‌ای را می‌یابد که این تابع هدف مرکب را بهینه کرده و همزمان تمامی قیود را ارضا نماید. خروجی این مرحله، آرایش مداری پایه بهینه شده است که به‌عنوان وضعیت مرجع برای فاز کنترل بلندمدت مورد استفاده قرار می‌گیرد.

$$\begin{aligned} \min Z_1 &= |\vec{r}| \\ \max Z_2 &= t_{rb} \\ s.t. \\ |\text{latitude}_{\text{Satellite}} - \text{latitude}_{\text{Center}}| &\leq \Delta q \\ |\text{longitude}_{\text{Satellite}} - \text{longitude}_{\text{Center}}| &\leq \Delta l \\ \vec{r} &\leq d_{\min} \\ |\delta i| &\approx \Delta \Omega \tan \beta \\ \vec{r}^T \vec{b}_s &< \|\vec{r}\|_2 \cos \beta_s \end{aligned} \quad (8)$$

فاز دوم: طراحی الگوریتم کنترل پایدار ساز تطبیقی: پس

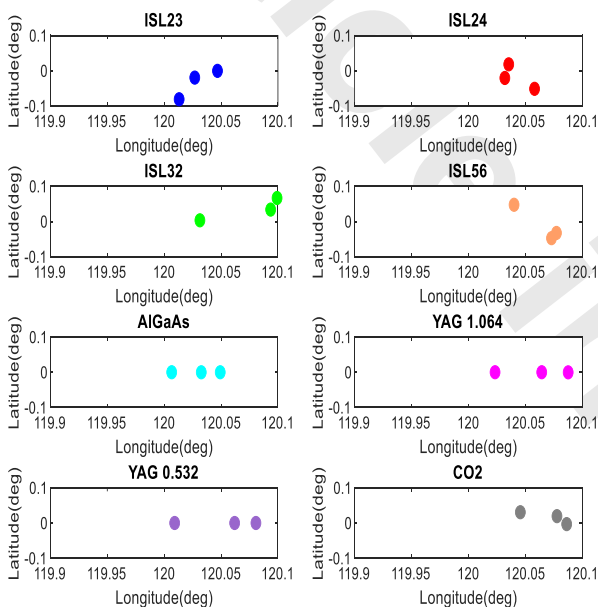
از استقرار ماهواره‌ها در آرایش بهینه، الگوریتم‌های کنترلی برای اجرای مانورهای تصحیحی در راستای شمالی-جنوبی (کنترل میل مداری) و شرقی-غربی (کنترل طول جغرافیایی) طراحی می‌شوند. این الگوریتم‌ها باید قادر باشند ماهواره‌ها را در چارچوب قیود تعریف شده در فاز اول، در طول کل عمر عملیاتی حفظ کنند. عملکرد این سیستم کنترل، مبتنی بر تخمین حالت پویا، پیش‌بینی تداخل‌های آتی و تخصیص بهینه کنترل‌کننده‌ها است تا در عین حفظ دقت موقعیت‌دهی، مصرف سوخت نیز به حداقل برسد. رویکردهای پیشرفته در این فاز، از مفاهیم کنترل چندعامله و نظریه بازی‌های دیفرانسیلی برای هماهنگی هوشمندانه مانورها و مدیریت عدم قطعیت‌های مدل استفاده می‌کنند.

یکی از چالش‌های پیچیده در مدیریت بلندمدت هم‌مکان‌سازی، ماهیت پویا و تعاملی تداخلات است. تداخل ممکن است هم‌زمان بین چندین ماهواره رخ دهد، یا یک زنجیره زمانی از تداخلات را ایجاد کند، به‌طوری‌که مانورهای اصلاحی خود، محرک تداخلات ثانویه شوند. برای

توسعه یافته در بخش بعدی، پاسخ عینی به پرسش‌های پژوهش را فراهم خواهد کرد.

نتایج شبیه‌سازی و مطالعات موردی

با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات چند هدفه، موقعیت اولیه بهینه سه ماهواره در شکاف مداری $120^{\circ}E \pm 0.1$ یکی از دوتقطه مداری ناپایدار، با در نظر گرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی، باند فرکانسی مورد استفاده در لینک بین ماهواره‌ای و عدم قطعیت محاسبه شده است. شکل ۴ موقعیت اولیه بهینه سه ماهواره را در باند فرکانسی مورد استفاده در لینک بین ماهواره‌ای در بازه مداری نشان می‌دهد.



شکل ۴- موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها در بازه مداری $120^{\circ}E \pm 0.1$.

Fig. 4. The optimal initial position of the satellites in the orbital slot $120^{\circ}E \pm 0.1^{\circ}$.

خطای عملکرد تراستر در ماهواره‌ها می‌تواند تأثیرات مهم و چند جانبه‌ای بر عملیات و عمر مفید آن‌ها داشته باشد. تراسترهای ماهواره معمولاً برای اصلاح مسیر، تثبیت وضعیت جهت‌گیری و انجام مانورهای مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند. هرگونه خطا در عملکرد این تراسترها می‌تواند منجر به انحراف در مسیر یا وضعیت ماهواره شود. این انحرافات ممکن است بهره‌برداری‌های معمول را مختل کرده یا نیازمند انجام مانورهای تصحیحی بیشتری شوند که مصرف سوخت را افزایش می‌دهند. در نتیجه، خطای تراستر نه تنها منجر به کاهش دقت در عملیات می‌شود بلکه می‌تواند عمر مفید ماهواره را کاهش دهد، زیرا سوخت مورد نیاز جهت جبران این خطاها سریع‌تر مصرف می‌شود. [۱۷].

کاهش نویز و پیش‌بینی وضعیت آینده بر اساس مدل دینامیکی و تاریخیچه خطاهای مانوری استفاده می‌شود. (۳) حاشیه ایمنی بر اساس دقت حسگر GPS و عملکرد اخیر تراسترها محاسبه می‌شود. (۴) در هر گام زمانی، یک بازی دیفرانسیلی مقاوم با اطلاعات ناقص بین ماهواره‌ها شبیه‌سازی یا به صورت تحلیل حل می‌شود تا بردارهای کنترل بهینه پیدا شوند. (۵) دستورات کنترلی به تراسترها ارسال شده و خروجی واقعی ثبت می‌گردد. انحراف بین خروجی واقعی و مورد انتظار برای به روز رسانی مدل خطای تراستر و بهبود پیش‌بینی‌ها در گام‌های بعدی استفاده می‌شود. تابع هزینه مقاوم برای بازیکن ۱ به صورت رابطه (۹) تعریف می‌شود [۹]:

$$J_i = \int_{t_0}^{t_f} |u(t)| dt + k \cdot J_{error} \quad (9)$$

هزینه اضافی ناشی از خطاها است که می‌تواند به صورت مجازات انحراف از حالت مطلوب یا مجازات تعداد مانورهای تصحیحی اضافی با وزن k تعریف شود و منجر به ایجاد یک تعادل نش مقاوم می‌گردد. این چارچوب امکان بررسی دو پارادایم را فراهم می‌کند:

- **بازی غیرهمکارانه (نش):** هر ماهواره به دنبال کمینه کردن هزینه خودش است. در این حالت، وجود خطا می‌تواند بی‌اعتمادی را افزایش دهد و منجر به مانورهای تهاجمی‌تر و مصرف سوخت بیشتر نسبت به حالت همکارانه شود. تابع هزینه کل از تعادل نش یعنی رابطه (۱۰) محاسبه می‌شود.

$$J_i^* (\Delta V_1^*, \dots, \Delta V_N^*) = \min J_i (\Delta V_1^*, \dots, \Delta V_i, \dots, \Delta V_N^*) \quad (10)$$

- **بازی همکارانه:** ماهواره‌ها برای کمینه کردن مجموع توابع هزینه کل سیستم تحت عدم قطعیت همکاری می‌کنند. این حالت منجر به تخصیص بهینه‌تر منابع و کارایی کلی بالاتر می‌شود. تابع هزینه از ادغام توابع هدف تصمیم‌گیرندگان با یکدیگر به صورت رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود.

$$J^* = \rho_1 J_1 + \dots + \rho_N J_N \quad (11)$$

$$\sum_{i=1}^N \rho_i = 1 \quad \rho_i \geq 0 \quad i = 1, \dots, N$$

استراتژی ارائه شده دیگر یک الگوریتم کنترل ایستا نیست، بلکه یک چارچوب کنترل هوشمند، تطبیقی و مقاوم است که به طور صریح برای مقابله با دو چالش عملیاتی کلیدی خطای حسگر و خطای عملکرد طراحی شده است. این چارچوب نه تنها قادر به حفظ آرایش بهینه اولیه است، بلکه می‌تواند اثرات مخرب خطاها بر مصرف سوخت و ایمنی را به صورت کمی مدیریت و کاهش دهد. شبیه‌سازی این استراتژی

توصیه‌های مهندسی مبتنی بر شواهد را برای طراحی مقاوم‌تر مأموریت‌های هم‌مکان‌سازی آینده فراهم می‌سازد.

مصرف سوخت سه ماهواره هم‌مکان

متوسط افزایش سرعت کل سه ماهواره هم‌مکان در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه در طول یک سال در جدول ۳ نشان داده شده است.

جدول ۳- متوسط افزایش سرعت کل سه ماهواره زمین ثابت هم‌مکان در طول یک سال.

Table 3. The average velocity increment of three co-located geostationary satellites over a year.

Frequency band	Δv (m/s) – 10 N		Δv (m/s) – 22 N	
	Co	Non-Co	Co	Non-Co
ISL-23	55.44	60.15	53.80	58.30
ISL-24	76.81	78.71	74.50	76.30
ISL-32	72.86	77.00	70.70	74.70
ISL-56	47.58	48.24	46.20	46.80
AlGaAs	82.09	82.19	79.60	79.70
YAG 1.064	81.78	80.86	79.30	78.40
YAG 0.532	81.60	80.70	79.20	78.30
CO ₂	67.56	67.34	65.50	65.30

در شرایط ایده‌آل و عاری از خطا، کنترل همکارانه به دلیل حذف مانورهای متعارض و برنامه‌ریزی متمرکز، کاهش محسوسی در Δv نسبت به حالت غیرهمکارانه ایجاد می‌کند. پیکربندی تراستر ۲۲ نیوتنی نیز حتی در نبود خطا، با امکان اجرای مانورهای کوتاه‌مدت و با بازدهی دینامیکی بالاتر، منجر به کاهش جزئی (حدود ۲ تا ۴ درصد) در مصرف سوخت نسبت به پیکربندی ۱۰ نیوتنی می‌شود. در این حالت نیز باند ISL-56 کمترین و باندهای نوری بیشترین Δv را نشان می‌دهند که عمدتاً ناشی از تفاوت در الزامات دقت هندسی و زاویه دید مورد نیاز هر باند است. برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی برای سه ماهواره هم‌مکان در باند فرکانسی ISL56 در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه مورد بررسی قرار گرفته و به ترتیب در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است.

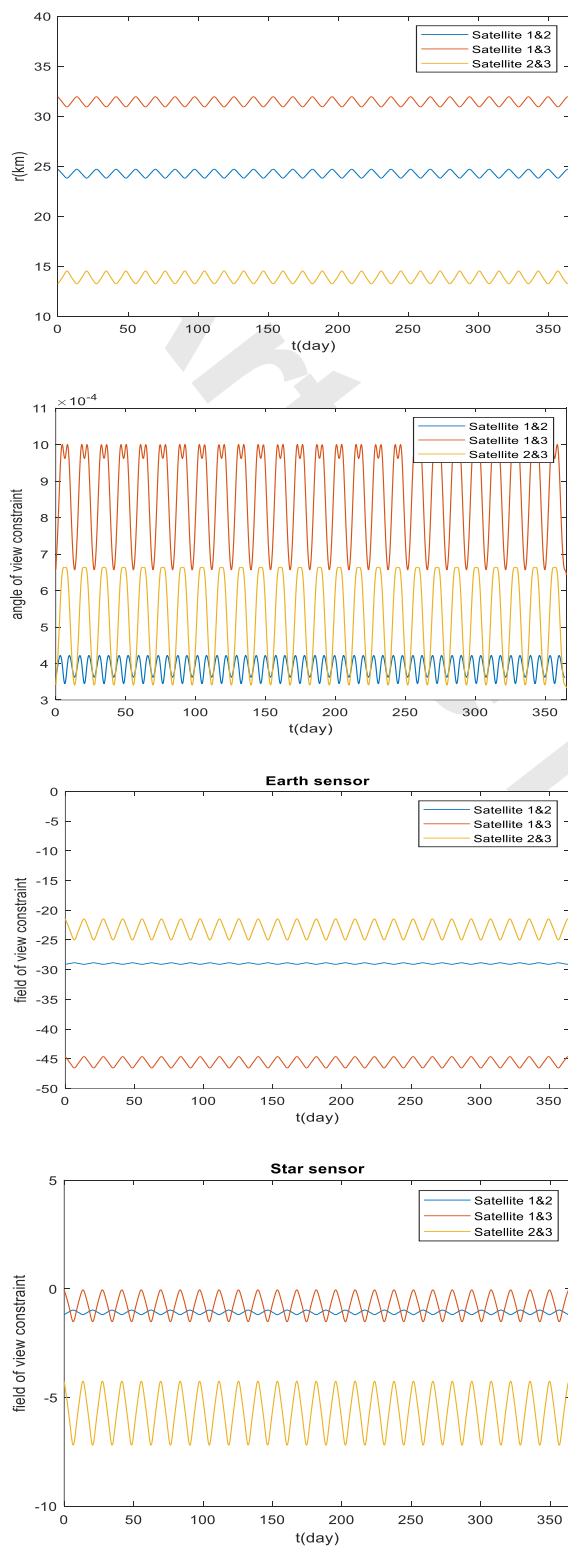
خطای حسگر GPS نیز می‌تواند تأثیر قابل‌توجهی بر مصرف سوخت سیستم‌های ناوبری و کنترل ماهواره داشته باشد. وقتی داده‌های GPS نادرست باشد، سیستم‌های کنترل و هدایت ممکن است نیازمند انجام مانورهای تصحیحی بیشتر جهت اصلاح مسیر شوند. این عملیات اضافی، علاوه بر افزایش خطر خطای بیشتر، مصرف سوخت را به‌صورت غیرضروری بالا می‌برد چون تراسترهای بیشتر فعال می‌شوند تا خطاهای مسیر را جبران کنند [۱۸].

در این مقاله، به‌منظور کمی‌سازی دقیق تأثیر ناهنجاری‌های سخت‌افزاری بر مصرف سوخت و کارایی استراتژی کنترل پیشنهادی، سه سناریوی شبیه‌سازی متمایز طراحی و اجرا شد. این سناریوها به تدریج از شرایط ایده‌آل به شرایط عملیاتی واقع‌بینانه و سپس به وضعیت خرابی جزئی پیشروانه تشدید می‌شوند تا جامعیت تحلیل افزایش یابد. علاوه بر این، برای بررسی نقش ظرفیت پیشران‌ش، هر سناریو برای دو کلاس رایج از ماهواره‌های زمین ثابت با پیکربندی‌های متفاوت تراستر شبیه‌سازی گردید.

سناریوی اول به‌عنوان حالت مینا و عاری از خطا در نظر گرفته شد که در آن تمامی تراسترها و حسگر GPS با حداکثر دقت نظری عمل می‌کنند. سناریوی دوم، شرایط عملیاتی متعارف با در نظرگیری همزمان دو منبع خطای اجتناب‌ناپذیر را شبیه‌سازی می‌کند: الف) وجود ۱۰ درصد خطا در بزرگی نیروی خروجی هر یک از شش تراستر هر ماهواره، و ب) خطای اندازه‌گیری حسگر GPS به میزان ۱۰ درصد در راستاهای عرضی و ۳۰ درصد در راستای شعاعی. سناریوی سوم، یک شرایط خرابی حاد اما محتمل را مدل می‌کند که در آن دو تراستر از هر ماهواره کاملاً از کار افتاده و چهار تراستر باقی‌مانده نیز با ۱۰ درصد خطا عمل می‌کنند. خطای حسگر GPS در این سناریو نیز مشابه سناریوی دوم اعمال گردید.

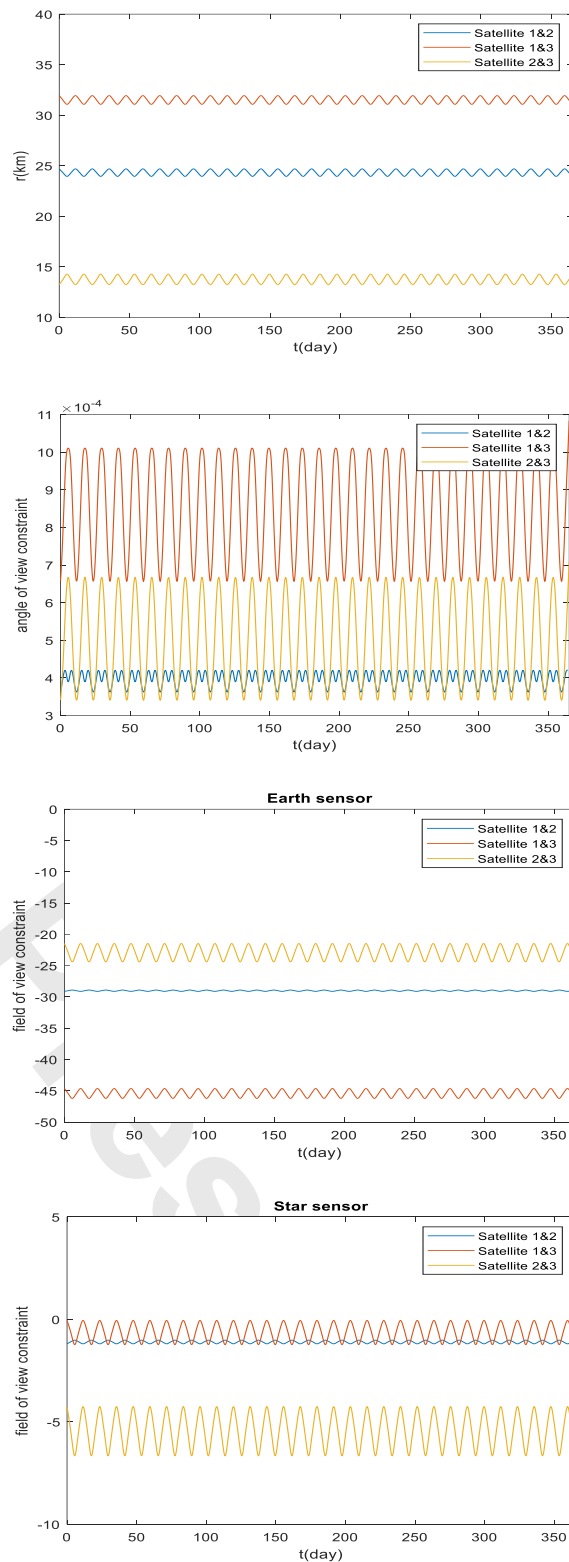
برای تعمیم‌پذیری نتایج، بررسی‌ها بر روی دو پیکربندی متفاوت از سیستم پیشران‌ش انجام پذیرفت. پیکربندی نوع اول شامل شش تراستر ۱۰ نیوتنی در هر ماهواره (مجموع توان رانش: ۶۰ نیوتن) و پیکربندی نوع دوم شامل شش تراستر ۲۲ نیوتنی (مجموع توان رانش: ۱۳۲ نیوتن) بود. این دو پیکربندی نماینده دو رده متداول از ماهواره‌های مخابراتی زمین ثابت از نظر توان مانوری هستند.

خروجی اصلی هر اجرای شبیه‌سازی، شاخص افزایش سرعت کل سالانه (Δv) برای سه ماهواره هم‌مکان بود که مستقیماً با مصرف سوخت ارتباط دارد. مقایسه نتایج حاصل از این سه سناریو و دو پیکربندی، نه تنها درک روشنی از هزینه سوختی ناشی از خطاهای مختلف ارائه می‌دهد، بلکه قابلیت تحمل و انعطاف‌پذیری استراتژی کنترل مبتنی بر بازی دیفرانسیلی را در مواجهه با چالش‌های فزاینده عملیاتی به وضوح نشان می‌دهد. این رویکرد چندلایه، امکان ارائه



شکل ۶- برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی سه ماهواره هم‌مکان در باند فرکانسی ISL56 در بازی غیرهمکارانه.

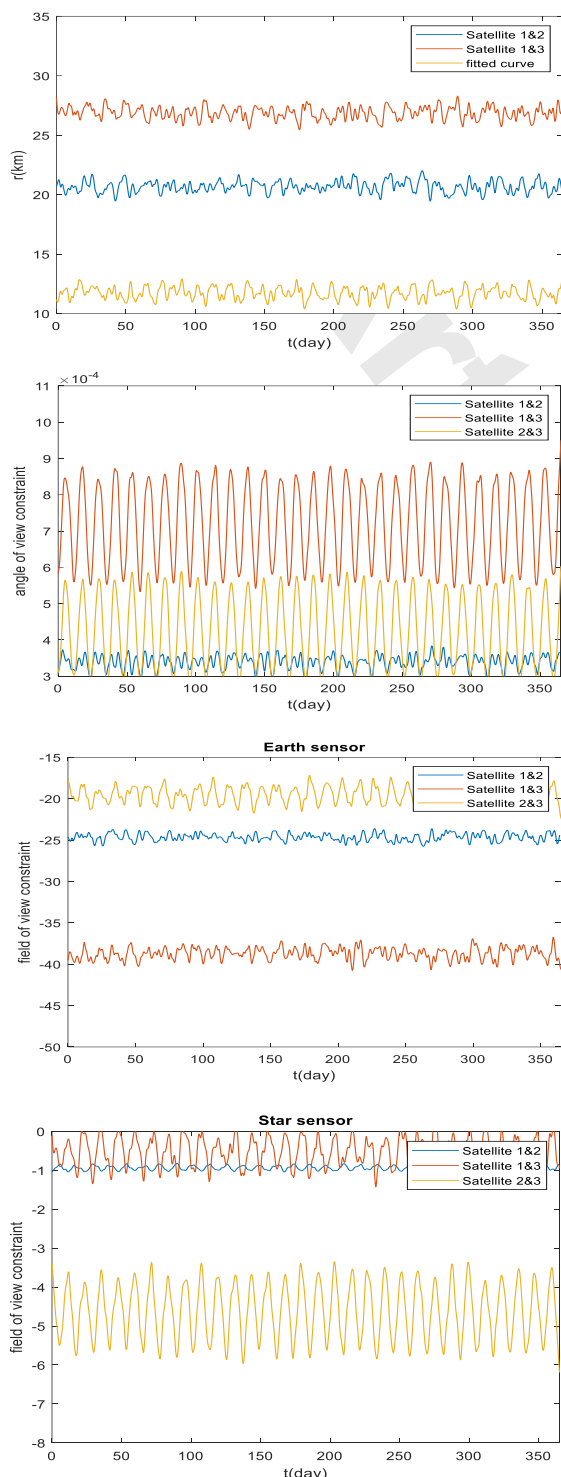
Fig. 6. Establishing the co-location requirements of three satellites in the ISL56 in the non-cooperative game.



شکل ۵- برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی سه ماهواره هم‌مکان در باند فرکانسی ISL56 در بازی همکارانه.

Fig. 5. Establishing the co-location constraints of three satellites in the ISL56 in the cooperative game.

در هر تراستر و خطای حسگر GPS مورد بررسی قرار گرفته و به ترتیب در شکل‌های ۷ و ۸ نشان داده شده است.



شکل ۷- برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی سه ماهواره هم‌مکان در باند فرکانسی ISL56 در بازی همکارانه با احتساب خطای تراستر و حسگر GPS.

Fig. 7. Establishing the co-location constraints of three satellites in the ISL56 in the cooperative game, including thruster error and GPS sensor error.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، الزامات هم‌مکان‌سازی برای سه ماهواره هم‌مکان در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه در باند فرکانسی ISL56 برقرار است و تنها تفاوت آن‌ها در مقدار سوخت مصرفی ماهواره‌ها است. مقدار تفاوت سوخت مصرفی بسته به باند فرکانسی مورد استفاده بین ۳۳ درصد تا ۷/۸۲ درصد متغیر است.

مصرف سوخت با ۱۰ درصد خطا در هر تراستر + خطای حسگر GPS

متوسط افزایش سرعت کل سه ماهواره هم‌مکان در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه در طول یک سال با احتساب ۱۰ درصد خطای تراسترها (۱۰ نیوتون و ۲۲ نیوتون) و خطای حسگر GPS در جدول ۴ نشان داده شده است.

جدول ۴- متوسط افزایش سرعت کل سه ماهواره زمین ثابت هم‌مکان در طول یک سال با احتساب خطای تراستر و حسگر GPS.

Table 4. The average velocity increment of three co-located geostationary satellites over a year, including thruster error and GPS sensor error.

Frequency band	Δv (m/s) – 10 N		Δv (m/s) – 22 N	
	Co	Non-Co	Co	Non-Co
ISL-23	62.80	67.50	59.20	63.50
ISL-24	86.50	88.70	81.50	83.40
ISL-32	82.00	86.50	77.30	81.00
ISL-56	54.00	54.70	51.00	51.60
AlGaAs	92.50	92.70	87.20	87.30
YAG 1.064	92.20	91.20	86.90	85.80
YAG 0.532	92.00	91.00	86.70	85.60
CO ₂	76.50	76.30	72.00	71.80

نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که بازی همکارانه در هر دو پیکربندی پیش‌رانشی به دلیل هماهنگی بهینه مانورها، منجر به کاهش Δv نسبت به حالت غیرهمکارانه می‌شود. پیکربندی تراستر ۲۲ نیوتنی با فراهم آوردن توان عملیاتی بالاتر، اثر خطاها را کارآمدتر جبران کرده و Δv کمتری در مقایسه با پیکربندی ۱۰ نیوتنی ایجاد می‌کند. از میان باندهای فرکانسی، ISL-56 به دلیل محدودیت‌های هندسی کمتر کمترین مصرف سوخت را دارد، در حالی که باندهای نوری به علت نیاز به دقت هدف‌گیری بسیار بالا، حتی تحت شرایط کنترل بهینه نیز بالاترین Δv را نشان می‌دهند. برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی برای سه ماهواره هم‌مکان مجهز به تراستر ۱۰ نیوتنی در باند فرکانسی ISL56 در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه با احتساب ۱۰ درصد خطا

ماهواره هم‌مکان با احتساب ۱۰ درصد خطای تراستر و خطای حسگر GPS در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه در باند فرکانسی ISL56 برقرار است و تنها تفاوت آن‌ها در مقدار سوخت مصرفی ماهواره‌ها است.

مصرف سوخت با ۱۰ درصد خطا در هر تراستر + از کار

افتادگی دو تراستر + خطای حسگر GPS

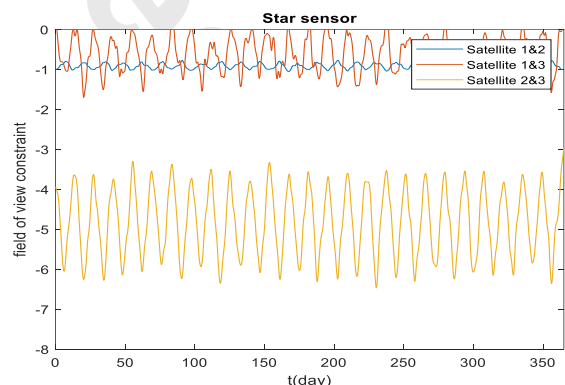
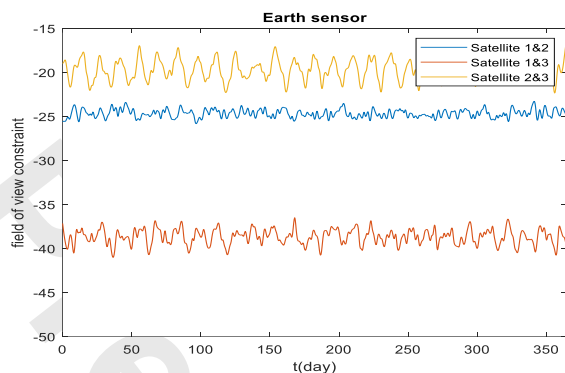
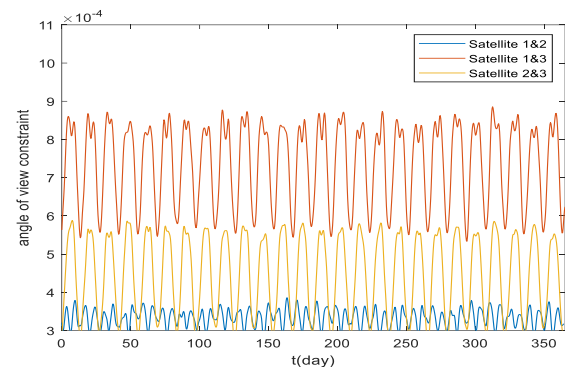
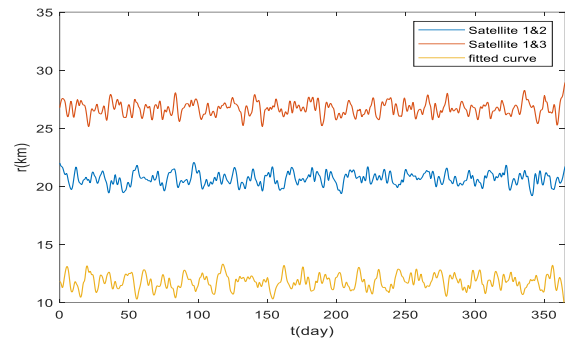
متوسط افزایش سرعت کل سه ماهواره هم‌مکان در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه در طول یک‌سال با احتساب ۱۰ درصد خطای تراسترها (۱۰ نیوتون و ۲۲ نیوتون)، از کارافتادگی دو تراستر و خطای حسگر GPS در جدول ۵ نشان داده شده است.

جدول ۵- متوسط افزایش سرعت کل سه ماهواره زمین‌ثابت هم‌مکان در طول یک‌سال با احتساب ۱۰ درصد خطا در هر تراستر، از کار افتادگی دو تراستر و خطای حسگر GPS.

Table 5. The average velocity increment of three co-located geostationary satellites over a year, including a 10% error in each thruster, the failure of two thrusters, and GPS sensor error.

Frequency band	Δv (m/s) – 10 N		Δv (m/s) – 22 N	
	Co	Non-Co	Co	Non-Co
ISL-23	71.50	76.90	65.80	70.50
ISL-24	98.30	101.00	90.50	92.80
ISL-32	93.20	98.50	85.70	90.00
ISL-56	61.50	62.30	56.60	57.30
AlGaAs	105.20	105.50	96.50	96.70
YAG 1.064	104.80	103.60	96.10	95.00
YAG 0.532	104.50	103.30	95.90	94.80
CO ₂	87.00	86.80	80	79.80

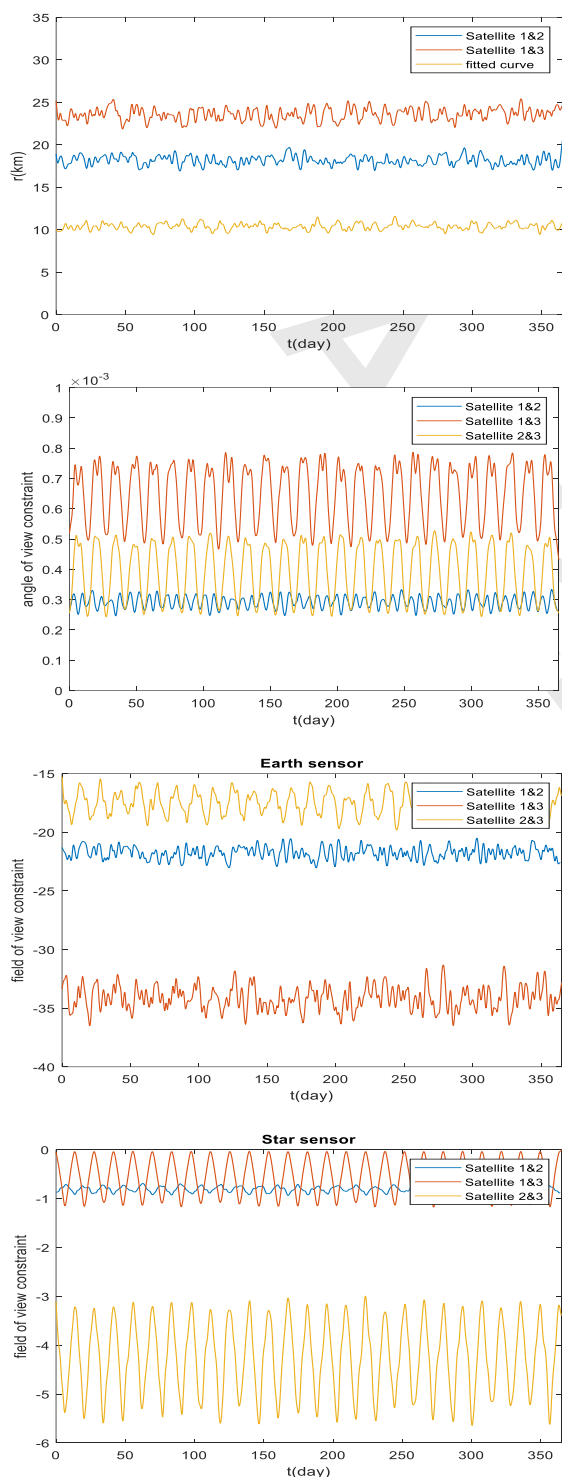
در شرایط خرابی دو تراستر و کاهش توان کنترلی، Δv در هر دو پیکربندی به‌طور قابل توجهی (۱۵ تا ۲۵ درصد نسبت به حالت سالم) افزایش می‌یابد. این امر ناشی از کاهش قدرت مانوری و در نتیجه نیاز به مانورهای طولانی‌تر و مکرر برای حفظ موقعیت است. با این وجود، پیکربندی ۲۲ نیوتنی حتی در حالت خرابی، به دلیل ذخیره توان بالاتر، Δv کم‌تری نسبت به پیکربندی ۱۰ نیوتنی در شرایط سالم نشان می‌دهد که بر مزیت طراحی با حاشیه توان بالا برای تحمل خرابی تأکید می‌کند. کنترل همکارانه در این شرایط نیز اگرچه مؤثر است، اما توانایی آن برای جبران کامل کاهش قدرت کنترلی محدود می‌شود. برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی برای سه ماهواره هم‌مکان در باند فرکانسی ISL56 در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه با احتساب ۱۰ درصد خطا در هر تراستر، از کار افتادگی دو تراستر و خطای حسگر GPS موردبررسی قرار گرفته و به‌ترتیب در شکل‌های ۹ و ۱۰ نشان داده شده است.



شکل ۸- برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی سه ماهواره هم‌مکان در باند فرکانسی ISL56 در بازی غیرهمکارانه با احتساب خطای تراستر و حسگر GPS.

Fig. 8. Establishing the co-location constraints of three satellites in the ISL56 in the non-cooperative game, including thruster error.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، الزامات هم‌مکان‌سازی برای سه



شکل ۱۰- برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی سه ماهواره هم‌مکان در باند فرکانسی ISL56 در بازی غیرهمکارانه با احتساب ۱۰ درصد خطا در هر تراستر، از کار افتادگی دو تراستر و خطای حسگر GPS.

Fig. 10. Establishing the co-location constraints of three satellites in the ISL56 in the non-cooperative game, including a 10% error in each thruster, the failure of two thrusters, and GPS sensor error.

شکل ۹- برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی سه ماهواره هم‌مکان در باند فرکانسی ISL56 در بازی همکارانه با احتساب ۱۰ درصد خطا در هر تراستر، از کار افتادگی دو تراستر و خطای حسگر GPS.

Fig. 9. Establishing the co-location constraints of three satellites in the ISL56 in the cooperative game, including a 10% error in each thruster, the failure of two thrusters, and GPS sensor error.

differential game for modular reconfigurable satellites based on neural network observer," *Aerospace Science and Technology*, vol. 128, 2022, Art. no. 107759, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107759>.

- [4] S. Lei, L. Qunjun, W. Hao, and X. Keqiang, "Research on collocation situation analysis and control optimization of the BeiDou GEO satellites," in *6th Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference (ITNEC)*, Chongqing, China, 2023, <https://doi.org/10.1109/ITNEC56291.2023.10081971>.
- [5] 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*, vol. 16, no. 1, pp. 101–114, 2023, <https://doi.org/10.22034/jast.2023.376290.1142>.
- [6] 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, <https://doi.org/10.1017/aer.2022.102>.
- [7] 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, <https://doi.org/10.17341/gazimmfd.1181262>.
- [8] F. Amozegay, A. Kosari, and M. Fakoor, "Coordinated control of relative orbit of co-location geostationary satellites using game theory," *IEEE Access*, vol. 12, pp. 196118–196132, 2024, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2024.3519273>.
- [9] F. Amozegary, A. Kosari, and M. Fakoor, "Optimal co-location of geo-satellites in the orbital slot of 120 degrees east using differential game theory," *Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 42–52, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jssta.2025.464641.1187>.
- [10] L. Ye, C. Liu, F. Liu, W. Zhang, and H. Baoyin, "The low fuel consumption keeping method of eccentricity under integrated keeping of inclination-longitude," *Aerospace*, vol. 10, no. 2, 2023, Art. no. 135, <https://doi.org/10.3390/aerospace10020135>.
- [11] C. C. "George" Chao and F. Hoots, *Applied Orbit Perturbation and Maintenance*, 2nd ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Virginia, 2018. <https://doi.org/10.2514/4.989278>.
- [12] 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, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.07.012>.
- [13] H. Li, *Geostationary Satellites Collocation*, Berlin, Germany: Springer, 2014, <https://doi.org/10.1007/978-3-642-40799-4>.

همان طور که مشاهده می شود، الزامات هم مکان سازی برای سه ماهواره هم مکان با احتساب ۱۰ درصد خطا در هر تراستر، از کار افتادگی دو تراستر و خطای حسگر GPS در دو بازی همکارانه و غیرهمکارانه در باند فرکانسی ISL56 برقرار است و تنها تفاوت آن ها در مقدار سوخت مصرفی ماهواره ها است.

نتیجه گیری

این پژوهش با هدف بررسی تأثیر سیستماتیک خطاهای سخت افزاری تراستر و حسگر GPS بر مصرف سوخت ماهواره های هم مکان در مدار زمین ثابت انجام شد. در این راستا، از یک چارچوب دو مرحله ای شامل بهینه سازی آرایش اولیه با الگوریتم MOPSO و طراحی استراتژی کنترل مانور با استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی در دو حالت همکارانه و غیرهمکارانه بهره گرفته شد. شبیه سازی های انجام شده بر روی سه سناریوی مختلف خطا (حالت ایده آل، حالت با خطای همزمان تراستر و GPS، و حالت خرابی دو تراستر به همراه خطا) و دو پیکربندی رانش متفاوت (۱۰ نیوتن و ۲۲ نیوتن) نشان داد که خطاهای عملیاتی موجب افزایش قابل توجه (۱۵ تا ۲۵ درصدی) در شاخص سرعت سالانه (Δv) و در نتیجه مصرف سوخت می شوند. در این میان، خطای تراستر اثر مخرب تری نسبت به خطای GPS دارد. همچنین، استراتژی کنترل همکارانه و پیکربندی تراستر قوی تر (۲۲ نیوتن) به طور مؤثری توانستند اثرات منفی خطاها را کاهش داده و پایداری مأموریت را حتی در شرایط خرابی جزئی حفظ کنند. این نتایج بر اهمیت در نظرگیری صریح عدم قطعیت های سخت افزاری در فرآیند طراحی و برنامه ریزی مأموریت های هم مکان سازی، و اولویت دهی به راهبردهای کنترل هماهنگ و سیستم های پیش رانش با قابلیت اطمینان بالا برای دستیابی به عملیاتی پایدار و مقرون به صرفه در مدار زمین ثابت تأکید می کنند.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] S. G. Satpute, "Guidance and control for multiple spacecraft formation," Ph.D. dissertation, Luleå University of Technology, Norrbotten, Sweden, 2021.
- [2] 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, <https://doi.org/10.1002/sat.1453>.
- [3] N. Xiao, Y. Xiao, D. Ye, and Z. Sun, "Adaptive

- [17] M. Navabi and N. Safaei, "Optimal adaptive control of satellite attitude in presence of uncertainty in moment of inertia using markov parameters," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 25–35, 2020, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2021.1199>.
- [18] M. Shamirzaei and M. Mir Shams, "Inertial navigation position error estimation, using vision system," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 14, no. 3, pp. 75–90, 2021, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2020.1270>.
- [14] R. R. Rausch, "Relative orbit control of collocated geostationary spacecraft," Ph.D. dissertation, Purdue University, Department of Flight Dynamics, West Lafayette, Indiana, 2012.
- [15] G. Maral and M. Bousquet, *Satellite Communications Systems Systems Techniques and Technologies*. 5nd ed. John Wiley & Sons, 2009 .
- [16] F. J. De Bruijn, "Guidance control and dynamics of a new generation of geostationary satellites," Ph.D. dissertation, Technische Universiteit Delft, Nederland, Geboren te Werkendam, Nederland, 2017.