



GA-SQP Based Optimization for LEO Constellations Considering Both GDOP and Communication-Constrained 4-Satellite Visibility

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 103-116
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2026.537292.1256](https://doi.org/10.22034/jssta.2026.537292.1256)

Article Info

Received: 2025-07-26
Accepted: 2025-12-04

Keywords

GA-SQP, LEO
Constellations, satellite
GDOP, Communication-
Constrained

How to Cite this article

A. Kosari, M. Jafari, A. H. Admi, A. R. Fathi, "GA-SQP Based Optimization for LEO Constellations Considering Both GDOP and Communication-Constrained 4-Satellite Visibility", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 103-116, 2026.

Arash Kosari^{1*}, Mehdi Jafari², Amir Hossain Admi³, Amir Reza Fathi⁴

^{1*} Assistant Professor Department of Electrical Engineering and Information Technology, Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST), e-mail: a.kosari@irost.ir

² Associate Professor, aerospace complex, Malek Ashtar University, Tehran, Iran
Email: M.jafari.h@mut.ac.ir

³ Assistant Professor, aerospace complex, Malek Ashtar University, Tehran, Iran
Email: adami_amir@mut.ac.ir

⁴ Ph.D. student, Department of Aerospace Engineering, University of Tehran
amirfr357@gmail.com

Abstract

Designing Low Earth Orbit (LEO) navigation constellations necessitates a critical trade-off analysis between service quality (e.g., GDOP), availability, and physical constraints. This paper challenges the paradigm of traditional symmetric configurations by introducing an optimization-based framework for an asymmetric 28-satellite constellation tailored for regional navigation over Tehran. We aim to quantify the inherent conflict between navigation performance, service uptime, and the operational limitations of communication hardware. The design is cast as a large-scale, 84-variable optimization problem, solved via a hybrid Genetic Algorithm-Sequential Quadratic Programming (GA-SQP) optimizer to determine the optimal orbital elements. Performance was benchmarked across three scenarios: a highly constrained case (GDOP < 5 and 1200 km antenna range) yielded only 560 seconds (0.65%) of daily service. Relaxing these constraints to only four-satellite visibility boosted availability to 6850 seconds (7.9%). An intermediate scenario, enforcing GDOP and visibility without the range limitation, achieved 3930 seconds (4.5%) of high-quality service. The results unequivocally identify antenna range as the dominant bottleneck for regional LEO navigation services. This quantitative analysis underscores a fundamental performance trade-off, offering crucial insights for architects of next-generation satellite systems to inform decisions on constellation geometry and hardware selection.

تفاوت معیار GDOP و هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره با محدودیت برد آنتن مخابراتی در مدار لئو با طراحی بهینه الگوریتم (GA-SQP)

آرش کوثری^{۱*}، مهدی جعفری^۲، امیرحسین آدمی^۳ و امیررضا فتحي^۴

۱- استادیار، گروه مهندسی برق و فناوری اطلاعات، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران - a.kosari@irost.ir

۲- دانشیار، مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران - M.jafari.h@mut.ac.ir

۳- استادیار، مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران - adami_amir@mut.ac.ir

۴- دانشجوی دکتری، دانشکده‌گان علوم فنون نوین، تهران، ایران - amirfr357@gmail.com

نویسنده مسئول *

دسترس‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۱۱۶-۱۰۳

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2026.537292.1256

چکیده

طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای ناوربری در مدار پایین زمین (LEO) به دلیل کاهش هزینه‌ها و پتانسیل ارائه خدمات با دقت بالا، مورد توجه فزاینده‌ای قرار گرفته است. برخلاف رویکردهای متداول که بر پیکربندی‌های متقارن (مانند واکر) تکیه دارند، طراحی‌های نامتقارن و بهینه‌سازی شده می‌توانند عملکرد بهتری برای پوشش منطقه‌ای ارائه دهند. با این حال، توازن میان کیفیت سرویس (مانند GDOP)، دسترسی بودن مداوم (هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره) و محدودیت‌های فیزیکی (مانند برد آنتن) یک چالش طراحی اساسی باقی‌مانده است. این مقاله یک چارچوب بهینه‌سازی برای طراحی منظومه‌ای نامتقارن متشکل از ۲۸ ماهواره ناوربری در مدار LEO جهت ارائه خدمات برای منطقه تهران ارائه می‌دهد. هدف اصلی، ارزیابی کمی تقابل (trade-off) میان کیفیت ناوربری، زمان در دسترس بودن سرویس و قیود فیزیکی آنتن‌های مخابراتی است. مسئله طراحی به‌عنوان یک مسئله بهینه‌سازی بزرگ مقیاس با ۸۴ متغیر (پارامترهای مداری برای ۲۸ ماهواره) فرمول‌بندی شده است. برای حل این مسئله، از یک بهینه‌ساز هیبریدی الگوریتم ژنتیک-برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی (GA-SQP) استفاده گردید که قابلیت جستجوی گسترده فضای جواب و همگرایی دقیق محلی را ترکیب می‌کند. عملکرد منظومه بهینه در سه سناریوی مجزا شبیه‌سازی و تحلیل شد: (۱) قید سخت‌گیرانه GDOP کمتر از ۵ و محدودیت برد آنتن ۱۲۰۰ کیلومتر، (۲) قید صرفاً هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره، و (۳) قید ترکیبی GDOP و دسترسی چهار ماهواره بدون محدودیت برد آنتن. نتایج تحلیل در یک بازه ۲۴ ساعته نشان داد که در سناریوی اول، زمان سرویس‌دهی قابل قبول تنها ۵۶۰ ثانیه (۰/۶۵٪) است. با حذف قید GDOP و برد آنتن (سناریو دوم)، این زمان به‌طور چشمگیری به ۶۸۵۰ ثانیه (۷/۹٪) افزایش یافت، اما کیفیت ناوربری تضمین نشد. سناریوی سوم، که نمایانگر یک توازن عملی است، زمان سرویس‌دهی باکیفیت بالا ($GDOP < 5$) را به ۳۹۳۰ ثانیه (۴/۵٪) رساند. یافته‌ها به‌وضوح نشان می‌دهد که محدودیت برد آنتن مخابراتی، گلوگاه اصلی در کاهش زمان سرویس‌دهی منظومه‌های ناوربری LEO منطقه‌ای است. طراحی‌های بهینه نامتقارن، هرچند قادر به یافتن راه‌حل‌های کارآمد هستند، اما تقابل شدیدی میان کیفیت سیگنال و در دسترس بودن آن وجود دارد. این نتایج کمی می‌تواند به‌عنوان راهنمایی برای طراحان سیستم‌های ماهواره‌ای آتی در انتخاب معماری منظومه و فناوری آنتن‌ها عمل کند.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۵/۰۴

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۹/۱۳

واژه‌های کلیدی

GA-SQP، صورت‌های فلکی LEO،

GDOP ماهواره، ارتباطات محدود

نحوه استناد به این مقاله

آرش کوثری، مهدی جعفری، امیرحسین آدمی و امیررضا فتحي، "تفاوت معیار GDOP و هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره با محدودیت برد آنتن مخابراتی در مدار لئو با طراحی بهینه الگوریتم GA-SQP"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۱۱۶-۱۰۳، ۱۴۰۵.

۱- مقدمه

کاهش هزینه ساخت و تزریق ماهواره در مدارهای لئو و توانمندی ارائه خدمات بهتر باعث این شده است که طرح‌های فراوانی توسط کمپانی‌های بزرگ اقتصادی برای طراحی و اجرا منظومه ماهواره‌ای ناوبری در مدار لئو ارائه بشود. در معیارهای طراحی در منظومه‌های ناوبری که تاکنون وجود داشته است پارامتر GDOP بوده است دلیل این امر این بوده است که منظومه‌های ماهواره‌ای که طراحی و اجرایی می‌شدند در مدار مئو قرار می‌گرفتند به نحوی که هر ماهواره می‌تواند نیمی از مساحت کره زمین را پوشش بدهد به همین دلیل مسئله هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره اهمیت نداشته است اما آیا زمانی که در مدار لئو به طراحی منظومه ماهواره‌ای پرداخته شود این مسئله نیز صدق می‌کند؟

اولین تلاش‌های برای طراحی منظومه ماهواره‌ای، منظومه ماهواره‌ای INES بوده است این منظومه ماهواره‌ای برای اروپا در مدار لئو طراحی شده است هدف کلی INES دستیابی به الزامات هوانوردی غیرنظامی با اجرای پیشرونده است یکی از جنبه‌های نوآورانه INES ارائه بار کم‌هزینه، جرم کم و کم‌مصرف (۲۰ کیلوگرم، ۵ وات) است. این امر با استفاده از شبکه بیکن زمینی امکان‌پذیر خواهد بود. دومی متشکل از شبکه‌ای از چراغ‌های زمینی، برخی از آن‌ها شامل یک ساعت اتمی است که در سرتاسر زمین پخش شده‌اند و سیگنال زمان‌بندی و برد همه‌جانبه را به ماهواره‌ها می‌دهند. این اجازه می‌دهد تا محموله روی برد در زمان واقعی و روی عرشه گذراندن ماهواره و زمان با دقت بسیار بالایی محاسبه شود [۱]. Alenia Aerospazio، از سال ۱۹۹۰، در حال مطالعه امکان شناسایی منظومه ماهواره‌ای ناوبری جدید است که قادر به تأیید عملکرد ناوبری مورد نیاز (RNP) برای همه کاربران است. توجه ویژه به کاربران فضای هوایی معطوف شده است، زیرا الزامات دقت در مراحل فرود هواپیما بسیار سختگیرانه است و سیستم GPS موجود قادر به تضمین RNP مورد نظر نیست. منظومه ماهواره‌ای جدید با ۷۵ ماهواره در مدار پایین زمین (LEO) در ارتفاع مشترک ۲۷۰۰ کیلومتری و شیب مشترک حدود ۶۶ درجه شناسایی شده است. این می‌تواند با RNP (یعنی دقت، در دسترس بودن، تداوم و یکپارچگی) تا فرود CAT I مطابقت داشته باشد [۲]. کشورهای منطقه خاورمیانه نیز از تحقیق بر روی این موضوع حیاتی غافل نشده‌اند و در حال کار بر روی طراحی‌های منظومه

ناوبری در مدار لئو به صورت منطقه‌ای برای ترکیه هستند آن‌ها با طراحی از طریق نرم‌افزار STK و طراحی والکر سعی در ساخت منظومه ناوبری محلی هستند [۳].

در سال ۲۰۲۳ مسئله ناوبری فضاپایه بیش‌ازپیش موردتوجه قرار گرفته است با توجه به مشکل قطع سرویس GNSS ناشی از تعداد ناکافی ماهواره‌های موجود در محیط‌های پیچیده، ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) می‌توانند GNSS را به طور مؤثر تکمیل کنند. برای از بین بردن خطای ساعت ماهواره‌ای ناشناخته و خطای تأخیر جوی با همبستگی فضایی در مشاهدات LEO، یک چارچوب ناوبری (GNSS-D-LoeGNSS) مدار زمین دیفرانسیل-پایین پیشنهاد شده است [۴]. طراحی منظومه ماهواره‌ای شامل بهینه‌سازی چند پارامتری و چند هدف است و راه‌حل تحلیلی کلاسیک قادر به چنین موضوع پیچیده‌ای نیست. در این منبع یک روش طراحی منظومه ماهواره‌ای LEO چند هدف با الگوریتم ژنتیک (GA) پیشنهاد می‌کند و چارچوبی را برای طراحی دو منظومه ماهواره‌ای GNSS-R LEO ارائه می‌کند که «منظومه ماهواره‌ای عرض جغرافیایی پایین‌تر» برای رصد طوفان‌ها در مناطق استوایی و «منظومه ماهواره‌ای جهانی» نامیده می‌شوند. برای اندازه‌گیری پارامترهای ژئوفیزیک جهانی. سپس، قابلیت رصد هر دو صورت منظومه ماهواره‌ای طراحی شده از نظر تعداد نقاط پرتاب، زمان پوشش فضایی و زمان بازدید مجدد برای بررسی کارایی GA در طراحی منظومه ماهواره‌ای LEO ارزیابی می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که دو منظومه ماهواره‌ای LEO طراحی شده با مقادیر تابع تناسب دارای پیکربندی پارامتر مداری بهینه هستند و در عملکرد رصدی از منظومه ماهواره‌ای CyGNSS موجود بهتر عمل می‌کنند [۵]. عملکرد پایدار منظومه ماهواره ناوبری با اقتصاد ملی و امنیت دفاع ملی مرتبط است. خرابی هر یک یا دو ماهواره تأثیر کمی بر عملکرد کلی مجموعه ماهواره‌های ناوبری جهانی دارد و با افزایش تعداد ماهواره‌های شکست‌خورده، در دسترس بودن منظومه ماهواره‌ای ناوبری کاهش می‌یابد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که شکست ۵ ماهواره ناوبری جهانی در دسترس بودن منظومه ماهواره‌ای ناوبری را به ۷۱ درصد کاهش می‌دهد و منظومه ماهواره‌ای ناوبری ترکیبی می‌تواند در دسترس بودن را به بیش از ۹۷ درصد بازیابی کند. ارتفاع مداری و شیب ماهواره‌های مدار پایین بر عملکرد کلی منظومه ناوبری ترکیبی تأثیر می‌گذارد [۶].

ماهواره‌ای با ۳۲۴ ماهواره انجام شده است. در ۱۸ مدار با ۱۸ ماهواره در هر مدار تشکیل شده است. این طراحی عملکرد ۴/۷ را در DOP نشان می‌دهد [۹].

افزایش سریع تعداد ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) امکان ارسال سیگنال‌های اختصاصی برای موقعیت‌یابی، ناوبری و زمان‌بندی (PNT) توسط مأموریت‌های ماهواره‌ای LEO را ایجاد می‌کند. اگرچه در سال‌های اخیر توجه زیادی به درک مزایای ماهواره‌های LEO برای PNT شده است، منظومه‌های ماهواره‌ای متراکم LEO نیز اندازه‌گیری‌های منحصربه‌فردی از جو فوقانی زمین را ارائه می‌دهند. مزایای منظومه‌های LEO-PNT بسیار متراکم در این کار برای تجزیه و تحلیل دستاوردهای بالقوه استفاده از اندازه‌گیری‌های محتوای الکترون کل (TEC) به دست آمده از منظومه‌های LEO-PNT برای تصویربرداری یونوسفر سه‌بعدی بررسی می‌شود [۱۰]. منظومه‌های LEO برای موقعیت‌یابی، ناوبری و زمان (PNT)، که به طور خلاصه به عنوان LEO-PNT نامیده می‌شود، می‌توانند با استفاده مجدد از منظومه ماهواره‌ای موجود به عنوان سیگنال‌های فرصت (SoO)، یا با ساخت منظومه ماهواره‌ای جدید LEO بهینه‌سازی شده برای هدف موقعیت‌یابی ساخته شوند [۱۱].

منظومه ناوبری ماهواره‌ای در مدارهای متوسط و ژئوسنکرون به دور زمین می‌چرخند. ارتفاع بالای آن‌ها پوشش وسیعی را فراهم می‌کند، که اگر فقط به پوشش منطقه‌ای نیاز باشد، ممکن است اضافی باشد. یک طرح طراحی برای منظومه ماهواره‌ای ناوبری منطقه‌ای در مدار پایین زمین پیشنهاد شده است. این طرح مدت‌های پوشش طولانی را ارائه می‌کند که با رقیق‌سازی هندسی دقیق (GDOP) با توجه به گیرنده‌های از پیش تعریف شده در عرض جغرافیایی میانه مشخص می‌شود. منظومه ماهواره‌ای پیشنهادی برای ترکیب‌های مختلفی از پارامترهای زیر تعریف شده‌اند: قابلیت مقایسه پذیری مسیر زمینی تکرار، عرض جغرافیایی گیرنده، تعداد ماهواره‌ها و آرایش ماهواره‌ای داخلی [۱۲].

راه‌حل‌های تکمیلی برای منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی مدار زمین متوسط (GNSS) (MEO) روز به روز بیشتر مورد تقاضا قرار می‌گیرند تا بتوانند موقعیت‌یابی یکپارچه را در سرتاسر جهان، در فضای باز و همچنین در سناریوهای داخلی، و مقابله با افزایش تهدیدات تداخل در GNSS داشته باشند. باندها دو تا از این منظومه‌های مکمل می‌توانند به صورت‌های فلکی مدار پایین زمین (LEO) و منظومه‌های اینترنت اشیاء دوربرد زمینی (IoT) تکیه کنند

سیستم جهانی ناوبری ماهواره‌ای (GNSS) به سرعت در حال توسعه است و کاربردهای بازار مرتبط و تحقیقات علمی در حال افزایش است. مطالعات بر اساس منظومه ماهواره‌ای بزرگ در مدار پایین زمین (LEO) به کانون تحقیقاتی تبدیل شده‌اند. پوشش جهانی منظومه ماهواره‌ای LEO می‌تواند وابستگی ماهواره‌های ناوبری به ایستگاه‌های نظارت بر زمین را کاهش دهد و دقت تعیین مدار دقیق (POD) ماهواره‌های ناوبری را بهبود بخشد. در این مقاله، ما منظومه ماهواره‌ای LEO (با ۱۲، ۳۰ و ۶۰ ماهواره)، همراه با داده‌های رصد ایستگاه‌های زمینی را شبیه‌سازی می‌شود تا تأثیر ماهواره‌های LEO بر دقت سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی (BDS-3) (BeiDou-3) را بررسی کنند. از نظر دقت POD آن با استفاده از داده‌های مشاهداتی شبیه‌سازی شده از ماهواره‌های LEO و ایستگاه‌های مانیتورینگ زمینی، ما تعیین مدار یکپارچه برای ماهواره‌های LEO و BDS-3 را تجزیه و تحلیل می‌کنیم. یافته‌ها نشان می‌دهد که دقت مداری سه‌بعدی BDS-3 تنها با استفاده از هفت ایستگاه پایش زمینی ۹/۵۱ dm است و پس از اضافه کردن منظومه ماهواره‌ای LEO تا سطح یک سانتی‌متری بهبود یافته است. با افزایش تعداد ماهواره‌های منظومه ماهواره‌ای LEO، تأثیر آن بر بهبود دقت به تدریج کاهش می‌یابد [۷]. منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی چندگانه (چند GNSS) راه‌حل‌های داپلر برای ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) تحلیل می‌شوند. اگر راه‌حل تقریبی موقعیت مکانی موجود باشد، می‌توان جابجایی دقیق ماهواره و تغییر ساعت تغییر ساعت را با استفاده از چهار ماهواره محاسبه کرد. موقعیت را می‌توان با استفاده از هفت ماهواره یا بیشتر در صورت ارائه زمان محاسبه کرد. جابجایی دقیق یا سرعت متوسط در سطح میلی‌متر در ثانیه بر اساس اندازه‌گیری‌های انباشته فاز حامل است [۸].

در حال حاضر در ایران هم با توجه به اهمیت مسئله ناوبری کارهای مختلفی صورت گرفته است طراحی یک صورت فلکی LEO را برای سرویس ناوبری با حداقل تعداد ماهواره هدف دستیابی به رقیق‌سازی دقیق (DOP) کمتر از ۶ این نیاز با استفاده از محدودیت وسایل نقلیه پرتاب از پیش تعریف شده در مدار محقق می‌شود که در ارتفاع مداری دایره‌ای ۵۰۰ کیلومتر و برای شیب مداری ۵۵ درجه است. طراحی انجام شده است بر اساس تجزیه و تحلیل‌های منجر به بهینه‌سازی برای حداقل تعداد ماهواره در این مدار، برای برآورده کردن کلیه الزامات برای عملکرد ناوبری و مطابق با محدودیت‌های مربوط به پرتاب و مدار. تجزیه و تحلیل‌های متعددی به منظومه

برای طراحی دو پیکربندی ترکیبی از ۱۷۷ و ۱۸۶ منظومه ماهواره‌ای در مدار LEO برای تقویت سیستم ناوبری ماهواره‌ای (BeiDou-BDS) استفاده شد. تحت تأثیر افزایش یافته منظومه ماهواره‌ای بهینه‌سازی، میانگین جهانی رقت هندسی دقت (GDOP BDS) به 0.1 ± 0.8 کاهش یافت و حداکثر GDOP از $2/4$ به کمتر از $1/1$ ($2/5$ کاهش) کاهش یافت [۱۶]. تقویت هوانوردی بر اساس ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) در سال‌های اخیر به یک موضوع داغ تبدیل شده است. طراحی مداری منظومه ماهواره‌ای تقویت LEO و تجزیه و تحلیل عملکرد آن‌ها مسائل ضروری برای توسعه منظومه‌های تقویت LEO است. منظومه ماهواره‌ای LEO برای ناوبری با این محدودیت طراحی شده‌اند که سیستم ماهواره‌ای ناوبری (BeiDou) را در حالت‌های مستقل و ترکیبی تقویت کنند. ابتدا، محاسبه مقادیر رقت دقیق (DOP) در حالت‌های مختلف کار افزایش مشتق شده است. دوم، برخی شبیه‌سازی‌های عددی منظومه ماهواره‌ای LEO با ارتفاعات و شیب‌های مختلف انجام می‌شود. بر اساس منظومه طراحی شده، عملکرد پوشش در مناطق معمولی و مقادیر DOP جهانی مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد، منظومه ماهواره‌ای مناسب با ارتفاع مداری ۵۰۰ کیلومتر، ۱۰۰۰ کیلومتر، ۱۵۰۰ کیلومتر و ۲۰۰۰ کیلومتر استخراج می‌شود [۱۷].

اهمیت مسئله ناوبری فضایی به نحوی است که امروزه کمپانی‌های خصوصی نیز در حال وارد شدن به این عرصه برای کسب منافع مالی هستند. کشور ما ایران نیز با توجه به اهمیت استراتژیکی این موضوع در حال سرمایه‌گذاری بر روی طراحی و ایجاد سامانه‌های ناوبری است برای همین موضوع به اهمیت این مسئله پرداخته خواهد و با طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری در مدار لئو از طریق الگوریتم بهینه‌ساز

GA-SQP به بررسی معیارهای GDOP و هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره پرداخته خواهد شد.

۲- پوشش ماهواره

همان‌طور که در بخش قبل گفته شد منظومه‌های ماهواره‌ای در مدارهای مئو می‌توانند تا حتی ۵۰ درصد از مساحت زمین را نیز پوشش دهند اما در مدارهای لئو این مقدار به مراتب کاهش پیدا خواهد کرد.

که هر دو در حال پیشرفت سریع هستند. راه‌حل‌های موقعیتیابی مستقل مبتنی بر چنین دستگاه‌هایی که مکمل GNSS هستند، می‌توانند در شرایطی که سیگنال GNSS به شدت تحت تأثیر تداخل‌ها قرار می‌گیرد، مانند مختل‌کننده‌ها و اسپوفرها، مفید باشد، درحالی‌که راه‌حل‌های ترکیبی GNSS و غیر GNSS از سیگنال‌های LEO و IoT زمینی به عنوان سیگنال‌های فرصت استفاده می‌کنند. می‌تواند دقت موقعیتیابی قابل‌دستیابی را در طیف گسترده‌ای از سناریوها بهبود بخشد [۱۳].

یک سیستم ماهواره‌ای ناوبری منطقه‌ای مبتنی بر نانو ماهواره در مدار پایین زمین (LEO)، با کاهش قابل توجه هزینه‌های پرتاب، ساخت و نگهداری، می‌تواند در نظر گرفته شود. بنابراین، این مقاله باهدف توسعه یک روش بهینه‌سازی و طراحی منظومه ماهواره‌ای LEO با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک انجام شده است. نتایج اولیه این مطالعه شامل ۲۶۸ ماهواره در مدار LEO باهدف ناوبری منطقه‌ای در مسافت تقریبی ۱۰۰۰ کیلومتر است. ۱۰۰ کیلومتر مساحتی با مرکز مختصات جغرافیایی $[30, 30]$ می‌باشد. عملکرد منظومه ماهواره‌ای با استفاده از شبیه‌سازی مورد بررسی قرار می‌گیرد، و ارقامی شامل زمان پوشش کل، زمان بازبینی و دقت هندسی دقیق (GDOP) استخراج می‌شود. GDOP کمیتهی است که دقت راه‌حل موقعیتیابی را تعیین می‌کند و صرفاً به هندسه فضایی ماهواره‌ها بستگی دارد. درحالی‌که روش بهینه‌سازی تنها ضریب هارمونیک ناحیه‌ای دوم زمین را در نظر می‌گیرد، شبیه‌سازی‌ها شامل میدان گرانشی زمین با هارمونیک‌های ناحیه‌ای و فشار تابش خورشیدی، درگ و اغتشاش گرانشی قمری است [۱۴].

در مرجع [۱۵] یک تجزیه و تحلیل GDOP تعمیم‌یافته را توسعه می‌دهد که می‌تواند هم‌زمان با داده‌های شیفت داپلر کاذب و حامل استفاده شود. با پرتاب تعداد زیادی ماهواره LEO در سال‌های آینده، سیگنال‌های زیادی که می‌توانند برای ناوبری استفاده شوند در دسترس خواهند بود. مناسب بودن منظومه‌های ماهواره‌ای مختلف برای جهت‌یابی بررسی شده است. رهنمودهایی تدوین شده است که به تعیین زمان و چگونگی استفاده مؤثر از تجزیه و تحلیل GDOP توسعه‌یافته کمک می‌کند. استفاده از ماهواره‌های مدار پایین زمین (LEO) برای بهبود عملکرد سرویس‌های ناوبری و موقعیتیابی سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی به یک موضوع تحقیقاتی محبوب تبدیل شده است. در این مطالعه، از الگوریتم بهینه‌سازی NSGA-III

از معیارهای مختلفی استفاده می‌کنند یکی از این معیارهای مورد استفاده GDOP است.

۳- معیار GDOP

جیداپ یک مفهوم هندسی است که نشئت گرفته از سیستم ناوبری لورنس است که برای تعیین موقعیت یک نقطه لازم است که حداقل سه ماهواره آن نقاط را پوشش دهند. حال نحوه آرایش این ماهواره‌ها بر روی دقت موقعیت تأثیر می‌گذارد و یک خطایی را ایجاد می‌کند. هرچقدر مقدار GDOP کمتر باشد به این مفهوم است که آرایش موردنظر بهینه است و تعیین موقعیت با دقت مناسبی انجام گرفته است.

$$GDOP = \frac{\Delta(\text{Output} - \text{Location})}{\Delta(\text{Measured} - \text{data})} \quad (1)$$

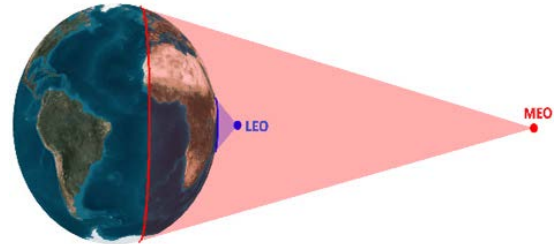
در فرمول شماره (۱) بیان می‌شود که صورت کسر تغییرات مکانی و مخرج آن داده‌های اندازه‌گیری شده هست که به صورت ماتریسی نمایش داده می‌شود. که برای به دست آوردن مقدار GDOP لازم است که یک بردار واحد را از گیرنده تا چهار ماهواره در نظر گرفته و سپس ماتریس در فرمول شماره (۲) را تشکیل داد.

$$A = \begin{bmatrix} \frac{(x_1 - x)}{R_1} & \frac{(y_1 - y)}{R_1} & \frac{(z_1 - z)}{R_1} & -1 \\ \frac{(x_2 - x)}{R_2} & \frac{(y_2 - y)}{R_2} & \frac{(z_2 - z)}{R_2} & -1 \\ \frac{(x_3 - x)}{R_3} & \frac{(y_3 - y)}{R_3} & \frac{(z_3 - z)}{R_3} & -1 \\ \frac{(x_4 - x)}{R_4} & \frac{(y_4 - y)}{R_4} & \frac{(z_4 - z)}{R_4} & -1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

سه مقدار اول در هر ردیف از ماتریس A بردار واحد از گیرنده تا آن ماهواره را نشان می‌دهند. که در این فرمول [x y z] بردار مکان ماهواره و دیگری بردار مکان گیرنده است و R هم اندازه این فواصل است. سپس ماتریس Q با فرمول شماره (۳) تعریف می‌شود:

$$Q = (A^T A)^{-1} \quad (3)$$

ماتریس Q تقریبی از ماتریس کوواریانس نویزهای نامعلوم مقادیر اندازه‌گیری شده است. این تقریب با گشتاور دوم درجه یک (First Order Second Moment FOSM) که روشی برای مقداردهی به عدم قطعیت است به دست آمده است.



شکل (۱): تفاوت سطح پوشش در مدار لئو و مئو

در شکل شماره (۱) می‌توان تفاوت مساحت پوشش دو ماهواره در مدارهای لئو و مئو را دید. به منظور درک اولیه تأثیر پارامترهای مداری بر عملکرد پوشش دهی، یک تحلیل حساسیت بر روی یک ماهواره منفرد از منظومه انجام گرفت. در این تحلیل، تأثیر تغییر ارتفاع مداری و زاویه میل بر زمان دسترسی به ایستگاه زمینی هدف (تهران) مورد بررسی قرار گرفت (از ۲۰۰ تا ۱۲۰۰ کیلومتر از سطح زمین). نتایج نشان داد که با افزایش ارتفاع از ۵۰۰ کیلومتر به ۶۰۰ کیلومتر، زمان دسترسی ماهواره به میزان تقریبی افزایش می‌یابد. این افزایش به دلیل بزرگ‌تر شدن ردپای ماهواره بر سطح زمین است [۱۸].

همچنین در مراجع [۲۴، ۲۳] به طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای به دو پیکربندی واکر و استار پرداخته شده است اما نکته‌ای که وجود دارد این طراحی بر اساس اصل تقارن بوده است و با سناریوهای مختلف و بدون عمل بهینه‌سازی به بررسی و آنالیز حساسیت در صفحه مداری و زاویه میل پرداخته شده است.

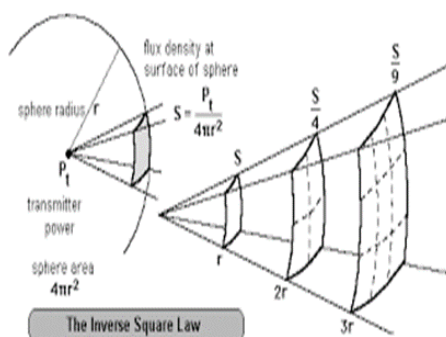
اگرچه این تحلیل برای یک ماهواره منفرد انجام شده است، اما می‌توان انتظار داشت که رفتار مشابهی در مقیاس کل منظومه نیز مشاهده شود. یعنی افزایش ارتفاع مداری، به طور کلی منجر به افزایش هم‌پوشانی و بهبود زمان دسترسی کل منظومه خواهد شد. با این حال، تحلیل جامع و کمی این تأثیرات بر روی کل منظومه (شامل ۲۸ ماهواره) و بررسی موازنات طراحی (Trade-offs) با پارامترهای دیگر، نیازمند شبیه‌سازی‌های گسترده و منابع محاسباتی قابل توجهی است و به عنوان یک مسیر کلیدی برای تحقیقات آتی پیشنهاد می‌گردد. این تحلیل مقدماتی، اهمیت بالای انتخاب پارامترهای مداری را که توسط الگوریتم GA-SQP بهینه شده‌اند، برجسته‌تر می‌سازد.

منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری بر اساس معیارهای مختلفی با توجه به محدودیت‌های پرتاب، میزان هزینه و دسترسی به مدارهای مختلف در نظر گرفته می‌شوند. برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای

همان‌طور که قبلاً گفته شد در زمانی که ماهواره‌ها در مدارهای بالا قرار داشته باشند و بتوانند نصف کره زمین را پوشش بدهند نحوه آرایش است که اهمیت بیشتری خواهد داشت.

۴- هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره

همان‌طور که گفته شد برای حل مسئله ناوبری باید حداقل چهار ماهواره بتواند به‌صورت هم‌زمان به نقطه تارگت دسترسی داشته باشند و دیده شد که معیار GDOP درکی از زمان دسترسی ندارد و تنها شکل آرایش بندی ماهواره‌ها است که چقدر می‌توانند به‌صورت پراکنده نقطه تارگت را پوشش دهند. حال اگر به زمان دسترسی به‌عنوان یک معیار نگاه شود چگونه منظومه ماهواره‌ای می‌تواند تغییر کند. برای این موضوع ابتدا به استخراج روابط پرداخته خواهد شد. اولین مسئله‌ای که وجود دارد پیدا کردن برد آنتن ماهواره‌ای است که به کار می‌رود، بسته به نوع آنتن و ارتفاعی که قرار دارد می‌توان برد آنتن ماهواره‌ای که می‌تواند بیشتر زمان پوشش را به ارمغان آورد را به دست آورد. اگر فرض شود که نوع آنتن در بهترین حالت خود وجود به دلیل کرل زمین و در نقطه‌ای دسترسی ماهواره به ایستگاه موردنظر قطع می‌شود این موضوع فارغ از مسئله نوع آنتن است و به ارتفاع ماهواره بستگی دارد. حال با توجه به ثابت بودن ارتفاع و آنتن بهینه‌ترین زمانی که ماهواره می‌تواند پوشش بدهد به دست می‌آید.



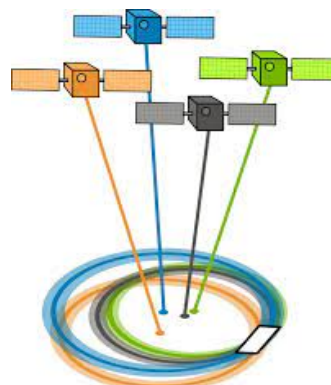
شکل (۴): مساحت پوشش ماهواره نسبت به ارتفاع

در شکل (۴) نیز رابطه‌ی بین مساحت پوشش و ارتفاع ماهواره را می‌توان دید.

$$Q = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} & \sigma_{xt} \\ \sigma_{yx} & \sigma_y^2 & \sigma_{yz} & \sigma_{yt} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_z^2 & \sigma_{zt} \\ \sigma_{tx} & \sigma_{ty} & \sigma_{tz} & \sigma_t^2 \end{bmatrix} \quad (۴)$$

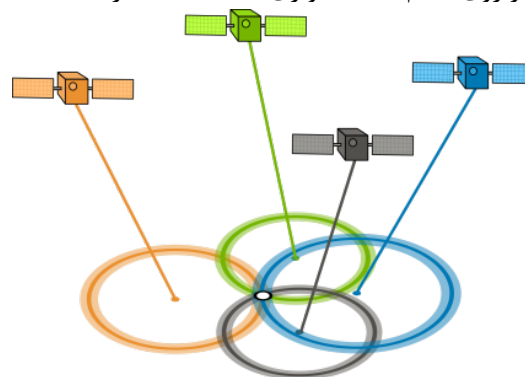
$$GDOP = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_t^2} = \text{trace}(Q) \quad (۵)$$

و در فرمول شماره (۵) درنهایت می‌توان جی‌داپ ماهواره‌ها را به دست آورد. حال می‌توان با تعیین موقعیت ماهواره‌ها در هر لحظه نسبت به نقطه هدف تعدیل هندسی آن‌ها را به دست آورده و مشخص شود این ناوبری به شکل دلخواهی صورت می‌گیرد.



شکل (۲): آرایش هندسی نامناسب که باعث تعدیل هندسی دقت ضعیف می‌شود

همان‌طور که در شکل (۲) مشخص است آرایش چینش ماهواره‌بر روی انجام مسئله ناوبری یک مسئله حائز اهمیت است.



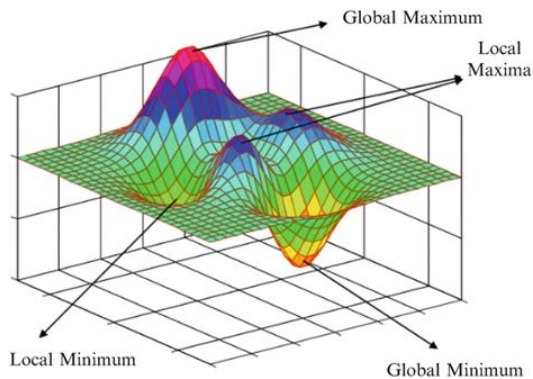
شکل (۳): آرایش هندسی مناسب ماهواره‌ها که می‌تواند تعدیل هندسی مناسبی را ارائه کند.

$$V_{xyz} = Q_I^{orbit} v_{xyz} \quad (12)$$

حال می‌توان با تشکیل دادن یک ماتریس از موقعیت‌های ماهواره به بررسی زمان دسترسی ماهواره‌ها پرداخت در این حال زمانی برای ما مناسب است که حداقل چهار ماهواره نقطه هدف را در دسترس داشته باشند.

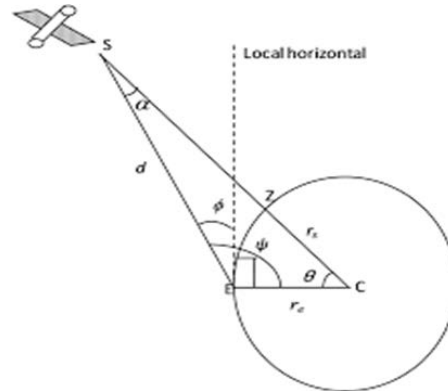
۵- الگوریتم بهینه‌ساز GA-SQP

برای تبدیل یک مسئله طراحی به یک مسئله بهینه‌ساز لازم با تعریف قیود، تابع هزینه متغیرهای طراحی شروع کرد. یک روش بهینه‌سازی مناسب برای حل مسائل مختلف به کار می‌رود این روش علاوه بر استفاده از الگوریتم ژنتیک که برای بهینه‌سازی به کار میرد از روش‌های خطی نیز برای گیر نکردن در نقاط محلی نیز مورد استفاده قرار می‌گیرد. این الگوریتم قدرتمند می‌تواند با استفاده از جهش‌های مختلفی که میزند با سرعت بیشتری مسئله بهینه‌سازی ما حل کند.



شکل (۶): نقاط اکسترمم محلی و جهانی یک تابع که الگوریتم‌های بهینه‌ساز آن‌ها را پیدا می‌کند.

روش‌های کلاسیک ریاضیاتی بهینه‌سازی دارای دو اشکال اساسی هستند. اغلب این روش‌ها نقطه بهینه محلی را به عنوان نقطه بهینه کلی در نظر می‌گیرند و نیز هر یک از این روش‌ها تنها برای مسئله خاصی کاربرد دارند. انتخاب الگوریتم بهینه‌ساز برای مسائل پیچیده طراحی منظومه، نقشی حیاتی در کیفیت جواب نهایی دارد. نویسندگان این پژوهش، در مطالعات پیشین به ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های فرا ابتکاری مختلف برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای مخابراتی پرداخته‌اند [۱۹، ۲۰]. در آن پژوهش‌ها، مشاهده گردید که الگوریتم‌هایی نظیر PSO [۱۹] با وجود سرعت همگرایی



شکل (۵): مساحت پوشش ماهواره نسبت به ارتفاع

و سپس می‌توان با تعیین معادلات حرکت، دسترسی چهار ماهواره و فرمول تعدیل هندسی دقت شبیه‌سازی را انجام داد.

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos(\theta)} \begin{bmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

که در معادله بالا a نیم محور اصلی مدار ماهواره و e بیضویت مدار است و θ نیز آنومالی حقیقی ماهواره است.

با مشتق‌گیری از رابطه (۶) می‌توان سرعت را به دست آورد.

$$v = \frac{na}{\sqrt{1-e^2}} \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ e + \cos \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

که در رابطه (۷) n این چنین به دست می‌آید:

$$n = \frac{2\pi}{T} \quad (8)$$

که در رابطه (۸) T دوره تناوب ماهواره است. که خود از رابطه

(۹) استخراج می‌شود.

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\frac{GM}{a^3}}} \quad (9)$$

که در رابطه شماره (۹) G ثابت جهانی جاذبه است و M هم جرم کره زمین است. حالا روابط در دستگاه مداری ساخته شده است اما باید به دستگاه اینرسی منتقل شود. می‌توان از طریق ماتریس‌های دوران این کار را انجام داد.

$$Q_I^{orbit} = \begin{bmatrix} -s\Omega c i s\omega & -s\Omega c i c\omega - c\Omega s\omega & s\omega s i \\ c\Omega c i s\omega + s\Omega c\omega & c\Omega c i c\omega - s\Omega s & -c\Omega s i \\ s i s\omega & s i c\omega & c i \end{bmatrix} \quad (10)$$

حال با ضرب بردارهای جابه‌جایی و سرعت در ماتریس دوران سرعت و موقعیت در دستگاه اینرسی به دست می‌آید.

$$R_{xyz} = Q_I^{orbit} r_{xyz} \quad (11)$$

معیار توقف برای جستجوی گسترده	۱۰	تعداد نسل
	۰.۵	نرخ تقاطع
	۰.۲	نرخ جهش
	۶-۱۰	تکرار تابع هزینه

برای شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب علاوه بر استفاده از فرمول‌های (۱۲-۱) باید قیود و شرط‌ها را نیز معرفی کرد. در این شبیه‌سازی قید ارتفاع وجود دارد که در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری قرار است شبیه‌سازی شود. همچنین مدار موردنظر دایروی است و تعداد ماهواره نیز با توجه به پرتابگر بومی ۲۸ ماهواره در نظر گرفته می‌شود. شرط دیگری که در اینجا تعریف می‌شود محدودیت برد آنتن مخابراتی است. اگر محدودیت برد مخابراتی در نظر گرفته شود آنتن‌های مخابراتی می‌توانند در ۱۲۰۰ کیلومتری به ایستگاه تهران دسترسی داشته باشند اما اگر برد محدودیت برد مخابراتی در نظر گرفته نشود محدودیتی که در روئیت ایستگاه تارگت با ماهواره وجود خواهد داشت مسئله کرل زمین خواهد بود که در ارتفاع ۵۰۰ این مقدار ۳۲۰۰ خواهد بود. بقیه پارامترهای مداری را بهینه‌ساز مقدار می‌دهد تا بیشترین زمان دسترسی برای ایستگاه تهران مشخص شود. در این مسئله تعداد ۸۴ متغیر وجود دارد که الگوریتم بهینه‌ساز GA-SQP در حال حل یک مسئله بهینه‌سازی حجیم است که برای ده نسل در نظر گرفته شده است.

۶- توابع هدف و شبیه‌سازی با الگوریتم GA-SQP

ابتدای امر به بیان پارامترهای طراحی به‌عنوان ثابت‌های طراحی و متغیرهای طراحی در جدول (۱) پرداخته خواهد شد، و سپس در جدول (۲) به تعریف متغیرهای پایه بهینه‌سازی پرداخته خواهد شد.

جدول (۲): پارامترهای طراحی مدار ماهواره

	e	i	ω	Ω	H	θ
max	0	180	0	0	500	0
min	0	0	0	360	500	360
unit		deg	deg	Deg	Km	deg

جدول (۳): متغیرهای پایه

مقدار	توضیح	نام متغیر
۸۴ متغیر بهینه‌سازی برای ۲۸ ماهواره	بردار متغیرهای حالت	X
۲۴ ساعت	دوره زمانی شبیه‌سازی	Ttotal
$GDOP < 5$ و قید مخابراتی برقرار باشد مقدار یک	یک تابع بولی که در زمان T و منظومه X	C1(X,T)

مناسب، در فضاهای جستجوی بسیار پیچیده و چندوجهی، مستعد همگرایی زودرس هستند. الگوریتم ژنتیک (GA) [۲۰]، انعطاف‌پذیری بیشتری در جستجوی فضای جواب از خود نشان داد اما برای تنظیم دقیق پارامترهای نهایی، نیازمند ترکیب با یک جستجوگر محلی بود، همچنین با الگوریتم بهینه‌ساز اهرام جیزه نیز مقایسه‌ای صورت گرفته است و مشخص شده است علی‌رغم حدس اولیه بهتر الگوریتم بهینه‌ساز اهرام جیزه اما این الگوریتم بهینه‌ساز توانایی عبور از نقاط محلی را همانند الگوریتم بهینه‌ساز ژنتیک ندارد [۲۰].

مسئله حاضر که به طراحی منظومه ناوبری می‌پردازد، به دلیل وجود معیار بسیار حساس و غیرخطی GDOP، پیچیدگی‌های بیشتری نسبت به مسائل پوشش دهی صرفاً مخابراتی دارد. معیار GDOP به‌شدت به هندسه نسبی ماهواره‌ها وابسته است و تابع هزینه را دارای اکسترمم‌های محلی تیز و متعدد می‌کند. از این‌رو، با تکیه بر تجربیات پیشین، یک رویکرد ترکیبی (Hybrid) انتخاب گردید. در این رویکرد، از الگوریتم ژنتیک (GA) برای جستجوی گسترده (Global Exploration) و شناسایی نواحی امیدبخش در فضای جواب استفاده می‌شود. سپس، بهترین جواب یافت‌شده توسط GA به‌عنوان نقطه شروع به الگوریتم بهینه‌سازی درجه دوم متوالی (SQP)، که یک جستجوگر محلی (Local Exploitation) قدرتمند و سریع است، داده می‌شود تا پارامترهای مداری را با دقت بالا تنظیم نماید. این ترکیب، مزایای هر دو الگوریتم را به کار گرفته و ضعف‌های آن‌ها را پوشش می‌دهد و برای طبیعت خاص مسئله طراحی منظومه ناوبری LEO، انتخابی بهینه محسوب می‌شود. هر الگوریتم بهینه‌سازی عملگرهای دارد که بر اساس آن بهینه‌سازی موردنظر را انجام می‌دهد و تعیین آن‌ها نیز اهمیت برخوردار است برای این موضوع با توجه به عملگرهای و مقدار جمعیت اولیه بر اساس یک روش آزمون و خطا سناریوهای مختلفی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. در این روش مطالعه موردی رابطه‌ای بین متغیرهای طراحی و اندازه جمعیت اولیه استخراج شد و همچنین بعد تعیین استخراج جمعیت اولیه مناسب به تعیین نرخ تقاطع و سپس به بررسی نرخ جهش پرداخته شد [۲۰]. در جدول (۱) به معرفی آن‌ها پرداخته خواهد شد.

جدول (۱): تعیین المان‌های بهینه‌ساز

توضیحات	مقدار	پارامتر
تعداد اعضای هر نسل	۲۵۲	تعداد جمعیت

همان‌طور که در شکل شماره (۷) مشاهده می‌شود الگوریتم GA در بهترین تلاش خود توانسته تنها ۵۶۰ ثانیه در طول ۲۴ ساعت دو شرط تعدیل هندسی دقت و برد آنتن مخابراتی ارضا کند. با توجه به اینکه مدت‌زمان این طراحی بسیار کم بوده است و ماهواره‌ها در بهترین حالت طراحی الگوریتم بهینه‌ساز بیشتر از ۵۶۰ ثانیه نتوانستند قیود و الزامات طراحی را پاس کنند برای جلوگیری از اطناب کلام از نمایش پارامترهای مداری این بخش گذر می‌شود. حال اگر به‌جای معیار GDOP و قید برد آنتن مخابراتی تنها شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره به ایستگاه تهران گذاشته شود نحوه تغییرات چگونه خواهد بود؟

$C2(X,T)$	یک تابع بولی که در زمان T و منظومه X	یک تابع بولی که اگر حداقل ۴ ماهواره در دید باشند مقدار آن یک است و در غیر این صورت صفر است.
$C3(X,T)$	یک تابع بولی که در زمان T و منظومه X	یک تابع بولی که اگر $GDOP < 5$ و حداقل ۴ ماهواره در دید باشند، مقدار آن یک است و در غیر این صورت صفر است

حال بعد از تعیین متغیرهای پایه به تعریف سه تابع هدف در جدول شماره دو پرداخته خواهد شد.

جدول (۴): توابع بهینه‌سازی

تابع هدف	هدف بهینه‌سازی	سناریو
$J_1(X) = \int_0^{T_{total}} C_1(X, t) dt$	Max(J1)	$GDOP < 5$ و قید مخابراتی برقرار باشد.
$J_2(X) = \int_0^{T_{total}} C_2(X, t) dt$	Max(J2)	حداقل ۴ ماهواره در دید باشند.
$J_3(X) = \int_0^{T_{total}} C_3(X, t) dt$	Max(J3)	$GDOP < 5$ و حداقل ۴ ماهواره در دید باشند.

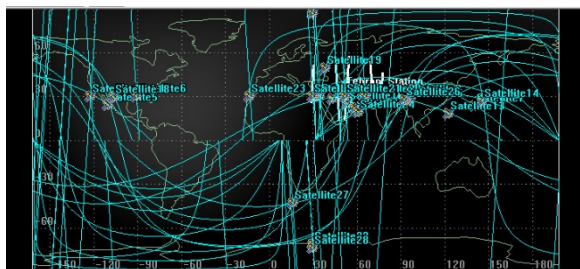
حال با توجه به قیود عنوان‌شده و توابع هدف تعیین‌شده، در گام اول بر اساس معیار GDOP و محدودیت برد مخابراتی عنوان‌شده شبیه‌سازی انجام می‌شود. در این شبیه‌سازی شرط موردنظر این است که GDOP در طول ۲۴ ساعت همواره کمتر از ۵ باشد و برد آنتن مخابراتی ۱۲۰۰ کیلومتر باشد.

شکل (۸): طراحی الگوریتم GA بر اساس معیار دسترسی چهار ماهواره

در شکل شماره (۸) مشاهده می‌شود که با برقراری شرط دسترسی چهار ماهواره منظومه ماهواره‌ای ناوبری تنها می‌تواند ۶۸۵۰ ثانیه از ۲۴ ساعت مأموریت ناوبری را انجام بدهد. و زمان کارکرد مناسب ماهواره به‌شدت کاهش پیدا می‌کند هرچند GDOP در این قسمت از شبیه‌سازی مطرح نیست و تعدیل هندسی دقت نیز می‌تواند مقادیر نامناسبی داشته باشد که باعث می‌شود مأموریت ناوبری با شکست روبه‌رو می‌شود. در جدول شماره (۱) می‌توان پارامترهای و متغیرهای طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری با شرط دسترسی چهار ماهواره را مشاهده کرد.

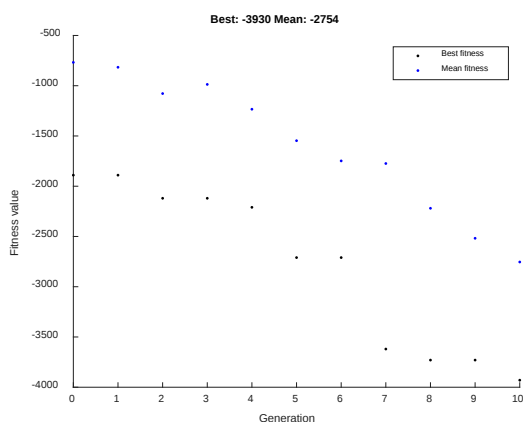
جدول (۴): پارامترهای مداری ماهواره‌های منظومه ماهواره‌ای ناوبری با در نظر گرفتن شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره (محدودیت پهنای زمین برای ارتباط)

شکل (۷): طراحی الگوریتم GA بر اساس معیار GDOP کمتر از ۵ و برد مخابراتی آنتن ۱۲۰۰ کیلومتری



شکل (۱۰): رد زمینی ماهواره‌ها در طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری بر اساس دسترسی چهار ماهواره در نرم‌افزار STK

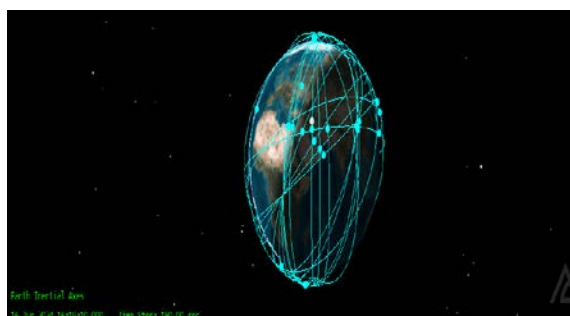
همان‌طور که قبلاً اشاره شد برای انجام مأموریت منظومه ماهواره‌ای ناوبری تنها شرط دسترسی و GDOP کافی نیست بلکه هر دو آن‌ها باید ارضا بشوند در مرحله بعد طراحی منظومه ماهواره‌ای با در نظر گرفتن هر دو شرط بدون در نظر گرفتن برد آنتن مخابراتی و در نظر گرفتن محدودیت کرل زمین انجام می‌پذیرد.



شکل (۱۱): طراحی الگوریتم GA برای منظومه ماهواره‌ای ناوبری با در نظر گرفتن هر دو شرط دسترسی چهار ماهواره و GDOP

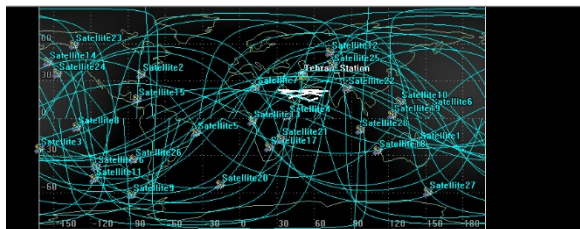
با در نظر گرفتن هر دو شرط، زمانی که منظومه ماهواره‌ای ناوبری می‌تواند مأموریت خود را انجام بدهد به‌شدت کم می‌شود. به‌طوری‌که تنها ۳۹۳۰ ثانیه می‌تواند از ۲۴ ساعت مأموریت خود را انجام بدهد. در این حالت برد مخابراتی به‌عنوان یک پارامتر محدودکننده نیست و تنها کرل زمین به‌عنوان قید محدودکننده در نظر گرفته می‌شود. می‌توان در جدول شماره (۲) نیز پارامترهای مداری استخراج‌شده برای حالت سوم را نیز مشاهده کرد.

انحراف جغرافیایی (deg)	ارتفاع (km)	حقیقت آرگومان (deg)	جغرافیایی (deg)	طول گرید	بیشترین مدار	زاویه میل (deg)
۷۶/۵۳	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۳۳۸	۰	۰	۷۳
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۵	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۶۵/۱۴	۰	۰	۱۳۵/۹
۱۸۰	۵۰۰	۰	۵۹/۲۶	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۳۱۷	۰	۰	۱۳۷
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۶۵/۳۴
۲۳۷	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۳۸/۷۴
۱۸۲	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۸/۲۴	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۳۰۵	۰	۰	۱۴۹
۳۰۱	۵۰۰	۰	۱۲۲	۰	۰	۷۹/۹۴
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۸۸
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۴۷/۷۵
۱۸۸	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۵۳/۶۱	۰	۰	۱۰۸/۷
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۸	۰	۰	۹۰
۳۰۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۸۲/۳۹
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۱۵/۷	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۰۲/۹	۰	۰	۹۰
۷۹/۰۹	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۳۷/۶	۰	۰	۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۳۲/۷۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۲۴	۰	۰	۵۳/۹۰
۱۸۰	۵۰۰	۰	۲۲۶/۵	۰	۰	۶۰/۸۴
۱۰۵	۵۰۰	۰	۱۸۰	۰	۰	۷۵/۹۲



شکل (۹): طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری بر اساس دسترسی چهار ماهواره در نرم‌افزار STK

همان‌طور که از شکل شماره (۱۲) می‌توان متوجه شد که با تاثیر پارامتر تعدیل هندسی دقت به‌عنوان یک قید طراحی منظومه ماهواره‌ای که توسط الگوریتم بهینه‌ساز طراحی شده است نسبت به حالت دسترسی چهار ماهواره، مدارهای پخش تری دارد.



شکل (۱۳): طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری بر اساس دسترسی چهار ماهواره و تعدیل هندسی دقت در نرم‌افزار STK

در شکل شماره (۱۳) نیز معین می‌شود که تعدیل هندسی دقت باعث می‌شود چینی‌شی که الگوریتم بهینه‌ساز طراحی کرده است شبیه پیکربندی والکر است.

جدول (۳): نتایج خلاصه‌شده برای نتایج شبیه‌سازی

مدت زمان برحسب درصد	نتیجه	مدت زمان شبیه‌سازی	شرط موردنظر
۰/۱۶	۵۶۰ ثانیه از ۲۴ ساعت شروط ارضا می‌شود.	۱۸ ساعت	GDOP کمتر از ۵ و محدودیت بر مخابراتی
۷	۶۸۵۰ ثانیه از ۲۴ ساعت شروط ارضا می‌شود	۱۰ ساعت	دسترسی چهار ماهواره
۴	۳۹۳۰ ثانیه از ۲۴ ساعت هر دو شرط ارضا می‌شود.	۱۳ ساعت	GDOP کمتر از پنج و دسترسی چهار ماهواره

در جدول شماره (۳) نتایج کار برای سه سناریوی مختلف از طریق الگوریتم ژنتیک نشانگر آن است که طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری حتی با فرض‌های ساده‌کننده و با قیود مختلف مسئله‌ای چالش برانگیز است.

۷- نتیجه‌گیری

همان‌طور که عنوان شد منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری یکی فناوری‌های مهم در آینده هر کشور است. کشورهای مختلفی همانند

جدول (۲): پارامترهای مداری ماهواره‌های منظومه ماهواره‌ای ناوبری با در نظر گرفتن دو شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره و GDOP کمتر از ۵

انحراف جغرافیایی (deg)	طول گره (deg)	بیشویت مدار (deg)	ارتفاع (km)	انحراف از گرمیان (deg)	انحراف از قطب (deg)
۴۲/۲۸	۱۵۷/۹۴	۰	۵۰۰	۰	۲۲/۴۷
۱۰۸/۴	۱۷۶/۷۱	۰	۵۰۰	۰	۱۹/۱۹
۵/۵۷	۴۹/۱۵	۰	۵۰۰	۰	۴۷/۲۰
۹۱/۷۲	۲۶۲/۸	۰	۵۰۰	۰	۴۸/۴۴
۲۴۶	۳۰۳	۰	۵۰۰	۰	۶۰/۴۴
۲۳۰/۵	۲۳۷/۹	۰	۵۰۰	۰	۵۸/۹۷
۲۴۹/۳	۶۳/۲۴	۰	۵۰۰	۰	۱۴۱/۴۰
۲۵۴/۴	۳۷/۷۴	۰	۵۰۰	۰	۱۴۹/۳۱
۶۶/۳۷	۳۲۱/۹۷	۰	۵۰۰	۰	۱۵۶/۸
۱۷۶/۳	۲۲۱/۹	۰	۵۰۰	۰	۶۹
۲۵۹/۸	۴۹/۸۹	۰	۵۰۰	۰	۱۴۶
۱۱۶/۹	۳۳۶	۰	۵۰۰	۰	۱۰۰/۹۲
۳۳۰	۲۵۰/۳	۰	۵۰۰	۰	۵۴/۳۱
۶۳/۲۹	۹۵/۳۵	۰	۵۰۰	۰	۵۴/۰۳
۳۰۱/۷	۱۴۹/۲	۰	۵۰۰	۰	۱۲۴/۹۹
۲۶۴/۵	۱۷۹/۴	۰	۵۰۰	۰	۸۵/۶۹
۲۰۹/۷	۱۴۱/۴	۰	۵۰۰	۰	۹۷/۷۰
۲۱۵/۷	۲۶۹/۱	۰	۵۰۰	۰	۱۲۲/۵
۱۱۷/۲	۲۵۰/۵	۰	۵۰۰	۰	۱۵۲/۹۵
۲۵۱/۳	۲۶/۴	۰	۵۰۰	۰	۸۹/۷۶
۱۲۴/۷	۹۶/۱۸	۰	۵۰۰	۰	۱۱۱/۲۱
۸۲/۰۶	۱۱۱/۸	۰	۵۰۰	۰	۶۸/۹۱
۲۸۴/۲	۳۰/۷۹	۰	۵۰۰	۰	۱۴۶/۷۸
۳۰۸/۲	۱۳۶/۸	۰	۵۰۰	۰	۹۴/۳۳
۲۵/۳۷	۳۱۵	۰	۵۰۰	۰	۶۸/۲۸
۲۹۲/۶	۳۲۵/۵	۰	۵۰۰	۰	۷۶/۶۸
۱۵۵	۲۵۸/۵	۰	۵۰۰	۰	۳۳/۷۰
۱۲۸/۴	۲۱۵/۳	۰	۵۰۰	۰	۷۸/۶۴



شکل (۱۲): طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری بر اساس دسترسی چهار ماهواره و تعدیل هندسی دقت در نرم‌افزار STK

- navigation,” *J. Phys.: Conf. Ser.*, vol. 2551, no. 1, Art. no. 012012, 2023, doi: 10.1088/1742-6596/2551/1/012012.
- [7] B. Xu, X. Su, Z. Liu, M. Su, J. Cui, Q. Li, Y. Xu, Z. Ma, and T. Geng, “Analysis on BDS-3 autonomous navigation performance based on the LEO constellation and regional stations,” *Remote Sens.*, vol. 15, no. 12, Art. no. 3081, 2023, doi: 10.3390/rs15123081.
- [8] E. Pike, “Multiple global navigation satellite systems Doppler positioning for low-Earth-orbit satellites,” 2023, doi: 10.2514/1.A35392.
- [9] S. Ghazanfarinia, E. Mousivand, M. Khoshshima, and Y. Saffar, “Design of a low Earth orbit constellation for regional navigation mission,” *J. Space Sci. Technol. Appl.*, vol. 2, no. 2, pp. 48–59, 2023. [Online]. Available: <https://sid.ir/paper/1040108/en>
- [10] F. S. Prol, A. Smirnov, S. Kaasalainen, M. M. Hoque, M. Z. H. Bhuiyan, and F. Menzione, “The potential of LEO-PNT mega-constellations for ionospheric 3-D imaging: A simulation study,” *IEEE J. Sel. Topics Appl. Earth Observ. Remote Sens.*, vol. 16, pp. 7559–7571, 2023, doi: 10.1109/JSTARS.2023.3299415.
- [11] R. Morales-Ferre, E. S. Lohan, G. Falco, and E. Falletti, “GDOP-based analysis of suitability of LEO constellations for future satellite-based positioning,” in *Proc. 2020 IEEE Int. Conf. Wireless Space Extreme Environments (WiSEE)*, Vicenza, Italy, 2020, pp. 147–152, doi: 10.1109/WiSEE44079.2020.9262624.
- [12] T. Shtark and P. Gurfil, “Low Earth orbit satellite constellation for regional positioning with prolonged coverage durations,” *Adv. Space Res.*, vol. 63, no. 8, pp. 2469–2494, 2019, doi: 10.1016/j.asr.2019.01.010.
- [13] R. M. Ferre and E. S. Lohan, “Comparison of MEO, LEO, and terrestrial IoT configurations in terms of GDOP and achievable positioning accuracies,” *IEEE J. Radio Freq. Identif.*, vol. 5, no. 3, pp. 287–299, Sep. 2021, doi: 10.1109/JRFID.2021.3079475.
- [14] T. Shtark, “Regional positioning using a low Earth orbit satellite constellation,” *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, vol. 130, Art. no. 14, 2018, doi: 10.1007/s10569-017-9811-7.
- [15] B. McLemore and M. L. Psiaki, “GDOP of navigation using pseudorange and Doppler shift from a LEO constellation,” in *Proc. 34th Int. Tech. Meeting Satellite Division Inst. Navigation (ION GNSS+ 2021)*, St. Louis, MO, USA, Sep. 2021, pp. 2783–2803, doi: 10.33012/2021.18008.
- [16] J. Liu et al., “Design optimisation of low Earth orbit constellation based on BeiDou Satellite Navigation System precise point positioning,” *IET Radar Sonar Navig.*, vol. 16, no. 8, pp. 1241–1252, 2022, doi: 10.1049/rsn2.12257.
- [17] Y. Zhang, Z. Li, R. Li, Z. Wang, H. Yuan, and J. Song, “Orbital design of LEO navigation constellations and assessment of their augmentation to BDS,” *Adv. Space*

ژاپن هند، ترکیه و امارات در حال کار کردن روی این موضوع هستند. اهمیت استراتژیک این موضوع و همین‌طور آورده اقتصادی آن باعث شده است سرمایه‌گذاری‌های مختلفی در این حوزه انجام شود. در این پژوهش با عنوان کردن معیار GDOP که یک معیار اصلی در طراحی منظومه‌های ناوبری است. به تفاوت این معیار در مدار لئو و مئو پرداخته شد. سپس با عنوان قید برد آنتن مخابراتی، GDOP و کرل زمین سه سناریو مختلف در نظر گرفت شد و سپس این سه سناریو در یک مسئله سنگین بهینه سازی با ۲۸ ماهواره با ۸۴ متغیر قرار گرفت. در نهایت مشخص می‌شود در حالتی که با قید برد مخابراتی منظومه طراحی شود ۰/۱۶ درصد از ۲۴ ساعت می‌توان ماموریت ناوبری را انجام داد در صورتی که تنها شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره وجود داشته باشد می‌توان ۷ درصد از ۲۴ ساعت ناوبری را انجام داد و در صورتی که هر دو شرط تعدیل هندسی دقت و شرط هم‌زمانی دسترسی چهار ماهواره بدون محدودیت برد آنتن مخابراتی (۱۲۰۰ کیلومتر) می‌توان ۴ درصد از ۲۴ ساعت ماموریت ناوبری را انجام داد.

تعارض منافع

“هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.”

مراجع

- [1] J. P. Chenebault, “INES: An innovative European navigation system relying on a low Earth orbit constellation,” in *Proc. 1998 Nat. Tech. Meeting Inst. Navigation (ION NTM)*, Long Beach, CA, USA, Jan. 1998, pp. 225–238.
- [2] S. G. Perrotta, “Transition phase for a new navigation system based on a constellation of LEO satellites,” 1990.
- [3] T. Kacena, *Mission Design & Implementation of Satellite Constellations*. Dordrecht, The Netherlands: Springer, 1998. doi: 10.1007/978-94-011-5088-0.
- [4] M. Jiang, H. Qin, Y. Su, F. Li, and J. Mao, “A design of differential-low Earth orbit opportunistically enhanced GNSS (D-LoeGNSS) navigation framework,” *Remote Sens.*, vol. 15, no. 8, Art. no. 2136, 2023, doi: 10.3390/rs15082136.
- [5] C. Tan, Y. Xu, R. Luo, Y. Li, and C. Yuan, “Low Earth orbit constellation design using a multi-objective genetic algorithm for GNSS reflectometry missions,” *Adv. Space Res.*, vol. 71, no. 5, pp. 2357–2369, 2023, doi: 10.1016/j.asr.2022.10.035.
- [6] W. Xue, “Analysis performance of navigation constellation satellite failure and enhancement of LEO

- presented at *23rd Int. Conf. Iranian Aerospace Society*, May 2025. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/2403811/>
- [20] A. Kosari, A. R. Fathi, and P. Mohammadzadeh, "Genetic algorithm parameter optimization for indigenous telecommunication satellite constellation design," presented at *23rd Int. Conf. Iranian Aerospace Society*, May 2025. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/2403811/>
- Res., vol. 66, no. 8, pp. 1911–1923, 2020, doi: 10.1016/j.asr.2020.07.021.
- [18] M. Jafari, A. H. Adami, A. R. Fathi, and A. Ahmadi, "Sensitivity analysis of the orbital parameters of a LEO telecommunication satellite on the access time to the Tehran station," in *Proc. 7th Int. Conf. Mech., Ind. Aerosp. Eng.*, 2023. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/2197910/>
- [19] A. Kosari, A. R. Fathi, and P. Mohammadzadeh, "Design of a LEO satellite constellation for the Tehran region using a hybrid GA-PSO optimization algorithm,"