



Original Research Paper

Optimal Design of Low Earth Altitude Navigation Satellite Constellation Using MOPSO Optimization Algorithm

Majid Bakhtiari^{1*} , Mohammad Bolhassani², Alireza Ebrahimi Hesari³ , and Kamran Daneshjou⁴

1,2. School of New Technologies, University of Science and Technology, Tehran, Iran

3,4. School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**ABSTRACT****Article History:**

Received 03 May 2025

Revised 23 October 2025

Accepted 12 November 2025

Available Online 02 December 2025

Keywords:

Navigation satellite constellation

Multi objective particle swarm

Optimization

GDOP

Cost


In satellite constellation design, system performance and associated costs are key factors driving the design process. In this context, the objective of this study is to develop a design tool for the simultaneous optimization of system performance and cost in low Earth orbit (LEO) navigation satellite constellations. This research presents a satellite constellation design tool by integrating MATLAB and STK software. The proposed tool utilizes a Multi-Objective Particle Swarm Optimization (MOPSO) algorithm to analyze the trade-off between Geometric Dilution of Precision (GDOP) and total system cost. GDOP values are calculated using STK, and to estimate costs, a combination of USCM8 and SSCM cost models was used. The design parameters include Walker constellation characteristics, orbital elements, and transmitter power. The results demonstrate that the proposed tool is capable of generating realistic solutions and ultimately provides a comprehensive analysis for the design of LEO navigation satellite constellations.

* Corresponding Author's E-mail: bakhtiari_m@iust.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Bakhtiari, M. Bolhassani, A. Ebrahimi Hesari, K. Daneshjou, "Optimal design of low earth altitude navigation satellite constellation using MOPSO optimization algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. ??, No. ?, pp. 1-17, 2026, <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1543>.

**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/) 

طراحی بهینه منظومه ماهواره‌های ناوبری ارتفاع پایین زمین با استفاده از روش الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات چند هدفه

مجید بختیاری^{۱*}، محمد بوالحسنی^۲، علیرضا ابراهیمی حساری^۳، و کامران دانشجو^۴

۱- استادیار، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران

۲- کارشناسی ارشد، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران

۳- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران

۴- استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران

چکیده

در طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای، عملکرد سیستم و هزینه‌های مرتبط، عوامل کلیدی در هدایت فرآیند طراحی به‌شمار می‌روند. در این راستا، هدف این پژوهش توسعه یک ابزار طراحی برای بهینه‌سازی همزمان عملکرد و هزینه سیستم در منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری در ارتفاع مدار پایین زمین است. این پژوهش با استفاده از لینک نرم‌افزارهای MATLAB و STK یک ابزار طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری در مدار ارتفاع پایین زمین (LEO) ارائه می‌دهد که با بهره‌گیری از الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه ازدحام ذرات (MOPSO)، به تحلیل مصالحه میان پارامتر دقت هندسی منظومه‌های ناوبری (GDOP) و هزینه کلی سیستم می‌پردازد. در این ابزار، برای محاسبه GDOP از نرم‌افزار STK و برای تخمین هزینه‌ها از ترکیب مدل‌های هزینه‌ی USCM8 و SSCM استفاده شده‌است. پارامترهای طراحی شامل ویژگی‌های منظومه واکر، المان‌های مداری و توان فرستنده هستند. نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهند که ابزار پیشنهادی قادر به تولید پاسخ‌های واقع‌گرایانه بوده و در نهایت، تحلیل جامعی از طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری ارائه می‌دهد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۳ اردیبهشت ۱۴۰۴
بازنگری ۰۱ آبان ۱۴۰۴
پذیرش روز ۲۱ آبان ۱۴۰۴
اولین انتشار ۱۱ آذر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

منظومه‌های ماهواره‌ای ناوبری
الگوریتم ازدحام ذرات چند هدفه
بهینه‌سازی
پارامتر تعدیل دقت هندسی
هزینه

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: bakhtiari_m@iust.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Bakhtiari, M. Bolhassani, A. Ebrahimi Hesari, K. Daneshjou, "Optimal design of low earth altitude navigation satellite constellation using MOPSO optimization algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. ??, No. ?, pp. 1-17, 2026, <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1543>.



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/)

مقدمه

بیشتر هزینه‌های قابل ذکر مربوط به هزینه‌های ساخت ماهواره‌ها می‌باشد اما پرتاب ماهواره‌ها نیز خود هزینه‌های زیادی را در بر دارد. طراحی نامناسب مدار ماهواره‌ها سبب ایجاد تعداد بیشتری ماهواره در سیستم می‌شود که تاثیر مستقیمی بر هزینه دارد. بنابراین فرایند بهینه‌سازی یک ابزار کاربردی در زمینه طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای می‌باشد [۱].

پیشینه پژوهش

توسعه ناوبری با استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای یکی از حوزه‌های اصلی تحقیق و توسعه در دهه‌های اخیر بوده است. به‌خصوص سیستم جهانی ناوبری ماهواره‌ای که به‌طور گسترده توسط برخی کشورها طراحی و اجرا شده‌است. اولین سیستم جهانی ناوبری ماهواره‌ای عملیاتی، GPS بود. پس از آن سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی گلوناس در سال ۱۹۸۲ راه‌اندازی شد و در حال حاضر کاملاً عملیاتی است. در ادامه، سایر سیستم‌های جهانی ناوبری ماهواره‌ای جدید مانند گالیله^۵ و بیدو^۶ مستقر شدند. گالیله اولین سیستم اروپایی است که در سال ۲۰۱۶ راه‌اندازی شد [۲]. در سال ۲۰۱۳، هند اولین ماهواره منظومه ماهواره‌ای ناوبری منطقه‌ای خود را پرتاب کرد، این منظومه در حال حاضر با هفت ماهواره اداره می‌شود که برای ارائه خدمات اطلاعات موقعیت دقیق به کاربران در هند و همسایگان آن طراحی شده‌است. سیستم ماهواره‌ای کوازی زینت ژاپنی یک سیستم ماهواره‌ای ناوبری منطقه‌ای چهار ماهواره‌ای است که هنوز در حال توسعه است. اولین ماهواره آن در سال ۲۰۱۰ به فضا پرتاب شد [۳]. استفاده از منظومه‌های مدار پایین امکان استفاده از فرستنده‌ها، پرتاب‌گرها و طراحی ارزان‌تر را نسبت به هم‌تایان پیشرفته آن‌ها فراهم می‌کند. در زمینه طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای، بسیاری از محققین در طول سالین متمادی اقداماتی را برای ارائه طرح‌ها و مدل‌های پایه و همچنین الگوریتم‌هایی برای بهینه‌سازی سیستم‌ها و انتشار نتایج مطالعات خود انجام داده‌اند. واکر [۴] الگوریتمی را برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای ایجاد کرد که معمولاً به‌عنوان نقطه شروع برای هر طراحی منظومه استفاده می‌شود. علاوه بر این، او در سال ۱۹۸۴ منظومه معروف واکر شامل منظومه‌های دلتا، سیگما و امگا را طراحی کرد. الگوی پوشش خیابانی^۷ که توسط لودرز و گینزبرگ [۵] معرفی شد، مشکل پوشش پیوسته منطقه‌ای و جهانی را با همپوشانی ماهواره‌ها در صفحات مدار مجاور حل می‌کند. مورتاری و همکاران [۶] با تنظیم عملکرد پوشش بر اساس مدل منظومه گل^۸ در مقایسه با مدل‌های شبکه‌بندی شده ارائه شده توسط آوندانو و همکاران

امروزه با توجه به کاربرد گسترده ماهواره‌ها در تبادل اطلاعات، لزوم به‌کارگیری انواع ماهواره احساس می‌شود. تا دهه گذشته در ماموریت‌های فضایی از تک ماهواره استفاده می‌شد سرانجام محققان دریافتند که تک ماهواره‌ها نمی‌توانند اهداف برخی ماموریت‌های فضایی را برآورده کنند. بنابراین، برای حل این مسئله استفاده از چند ماهواره در مدارهای متفاوت برای رسیدن به هدف ماموریت پیشنهاد شد. از طرفی مفهوم منظومه ماهواره‌ای به رویکردی نوین برای دستیابی به کاربردهای فضایی از جمله ارتباطات، ناوبری، سنجش از دور یا کاربردهای مشابه که مستلزم پوشش جهانی کره زمین می‌باشد که دستیابی به آن‌ها از طریق دیگر دشوار است، تبدیل شده‌است. منظومه به گروهی از ماهواره‌ها با عملکرد مشابه گفته می‌شود که در مدارهای مکمل برای تحقق یک هدف مشترک در فضا توزیع شده‌اند. منظومه‌های ماهواره‌ای در مدارهای مختلف برای ناوبری (سیستم موقعیت‌یاب جهانی، گلوناس، بیدو و...)، انتقال داده‌های مخابراتی و مشاهده زمین^۱ استفاده می‌شوند. در میان انواع منظومه‌های ماهواره‌ای، منظومه‌های ناوبری به سبب اهمیت ویژه آن‌ها (تجارت، نقل و انتقال جهانی و...) در جایگاه ویژه‌ای قرار گرفته‌اند. اکثر این منظومه‌ها که در حال حاضر در مدارهای میانی^۲ زمین قرار دارند، با استفاده از ساعت‌های اتمی دقیق، نقش مهم ناوبری و موقعیت‌یابی را برای کاربران خود در سراسر جهان ایفا می‌کند. در سال‌های اخیر به‌کارگیری منظومه‌های ماهواره‌ای ارتفاع پایین زمین^۳ برای موقعیت‌یابی و ناوبری به‌عنوان یک الگوی جایگزین قابل اعتماد برای ناوبری جهانی^۴ در نظر گرفته شده‌است. ماهواره‌های ارتفاع پایین زمین دارای ویژگی‌های مطلوبی برای ناوبری هستند. اول اینکه، ماهواره‌های مدار پایین در مقایسه با نمونه‌های مستقر در مدار میانی زمین، حدود ۲۰ برابر به سطح زمین نزدیک‌تر هستند؛ از این‌رو، سیگنال‌های دریافتی آن‌ها به‌طور قابل توجهی قدرتمندتر است. علاوه بر این، این فضاپیماها با سرعت بسیار بیشتری به دور زمین می‌چرخند، که اندازه‌گیری‌های داپلر را در چنین سامانه‌هایی به‌گزینه‌ای جذاب برای بهره‌برداری تبدیل می‌کند. بدیهی است که با یک ماهواره نمی‌توان بیش از یک ناحیه مشخص از کره زمین را در یک زمان مشاهده کرد. پس زمانی که تعداد مناسبی از ماهواره‌ها در مکان‌های طراحی شده در فضای اطراف زمین قرار داده شوند، بخش‌های بیشتری از زمین پوشش داده می‌شوند. به‌دست آوردن پوشش بیشتر در یک منظومه ماهواره‌ای بدون هزینه امکان‌پذیر نیست اگرچه

5. Galileo constellation
6. Beidou constellation
7. Streer of Coverage (SOC)
8. Flower constellation

1. Planet Lab
2. MEO
3. LEO
4. Global Navigation Satellite System(GNSS) .

رساندن زمان بازبینی پیشنهاد کرد. ژانگ و همکاران [۱۱] منظومه ماهواره‌ای لئو را با استفاده از الگوریتم تکامل تفاضلی^۳ طراحی کردند. اشتارک و گرفیل [۱۲] منظومه ماهواره‌ای ارتفاع پایین را با استفاده از الگوریتم‌های ژنتیک و بهینه‌سازی مبتنی بر گرادیان طراحی کردند. مزیان تی و همکاران [۲۱] از یک الگوریتم ژنتیک چند هدفه برای بهینه‌سازی منظومه‌های ارتفاع پایین برای پوشش منطقه‌ای استفاده کردند. کوان و چائو [۲۲] از الگوریتم سیستم مورچه^۴ برای بهینه‌سازی عملکرد پوشش منظومه استفاده کردند. با توجه به مطالب گفته شده در پیرامون طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای ناوربری، به نظر می‌رسد که در سال‌های آینده به سبب مزایای ذکر شده در بالا که مهم‌ترین آن‌ها کاهش هزینه‌های راه‌اندازی است، شاهد رشد منظومه‌های ناوربری در مدارهای پایین زمین خواهیم بود. در بخش دوم این تحقیق، مراحل و الزامات طراحی یک منظومه ماهواره‌ای به تفصیل بررسی شده و مدل‌های هزینه به‌همراه الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده، تشریح گردیده‌اند. در بخش سوم نیز نتایج حاصل ارائه شده‌اند که در ادامه به صورت کامل توضیح داده خواهند شد.

طراحی منظومه ماهواره‌ای

قرار دادن ماهواره‌ها در یک منظومه خاص لازم به بررسی عوامل گوناگونی مانند اهداف ماموریت، هزینه، پرتابگرهای موجود، الزامات عملیاتی و... برای پشتیبانی از ماموریت می‌باشد. در مورد طراحی منظومه‌ها پاسخ واحدی وجود ندارد، زیرا هر ماموریت به پیکربندی منظومه‌ای متفاوت نیاز دارد. در [۲۳] فرآیند طراحی یک منظومه ماهواره‌ای شامل مراحل تعیین نوع مدارهای مورد استفاده، تعریف الزامات ماموریتی، ارزیابی و تحلیل مدارها، بررسی هزینه‌ها و در نهایت مستندسازی و تکرار این مراحل بیان شده‌است. طراحی یک منظومه ماهواره‌ای مستلزم در نظر گرفتن متغیرهای گوناگونی می‌باشد. به‌منظور اطمینان از کارایی فرآیند طراحی، الگوریتم‌ها و ابزارهای مختلفی توسعه داده شده‌است. این ابزارها می‌توانند جنبه‌های مختلف موجود در یک منظومه را در نظر بگیرند. به‌عنوان مثال، ارتفاع و شیب یک منظومه تأثیر زیادی بر عملکرد پوشش دارد، بنابراین ابزارهای طراحی باید قادر به اندازه‌گیری مقدار بهینه تمام متغیرها باشند. برخی از مقادیری که باید مشخص شوند ممکن است شامل حداقل زاویه فراز، حداقل ارتفاع، حداقل و حداکثر تعداد ماهواره، حداقل و حداکثر شیب صفحه مداری، تعداد صفحات مداری، میزان پوشش مدنظر و... باشند. طراحی یک منظومه ماهواره‌ای یک فرآیند است و از آنجایی که عوامل متعددی در طراحی یک منظومه وجود دارد، ممکن است چالش‌های گوناگونی وجود

[۷] و نیز مدل گردنبد^۱ معرفی شده توسط کازانووا و همکاران [۸] یک منظومه با عملکرد بهتر طراحی کردند همچنین آرناس و کازانووا [۹] منظومه‌هایی با مسیر زمینی تکرارشونده تحت تأثیر اغتشاش J2 را توسعه دادند. ما و همکاران [۱۰] یک منظومه لئو را برای ارتباطات منطقه‌ای ارائه کردند و ساختارهای مقارن و نامتقارن منظومه را در نظر گرفتند. ژانگ و همکاران [۱۱] یک منظومه ارتفاع پایین زمین را برای ایجاد تقویت ناوربری منطقه‌ای در چین با هدف به حداقل رساندن هزینه کلی سیستم طراحی کردند. اشتارک و گرفیل [۱۲] یک روش بهینه‌سازی منظومه ارتفاع پایین را برای سامانه‌های ماهواره‌ای ناوربری رادیویی^۲ معرفی کردند. لی و همکاران [۱۳] یک منظومه ارتفاع پایین را برای بهبود عملکرد یک سرویس موقعیت یابی جهانی چندگانه ارائه کردند. در حال حاضر، منظومه‌های ماهواره‌ای مدار پایین زمین با ایده ارائه خدمات اینترنت پهن‌بند در سطح جهانی که توسط شرکت‌های مشهور بین‌المللی مانند وان وب، اسپیس اکس و... ارائه شده‌است، به کانون تحقیقاتی تبدیل شده‌اند [۱۴، ۱۵]. به طوری که که در سال‌های آینده صدها یا هزاران ماهواره ارتفاع پایین برای تحقق این ایده مستقر خواهند شد. رایبونیوتز و همکاران [۱۶] سیستمی را با استفاده از ماهواره‌های گلوبال استار برای حل ابهامات در سیگنال‌های ارسالی ماهواره‌های GPS ارائه کردند. انگه و همکاران [۱۷] تنوع مداری را با افزودن ماهواره‌هایی در مدار پایین زمین به سیستم ناوربری جهانی بررسی کردند. رید و همکاران [۱۸] تحقیقات کاملی در مورد هندسه کاربر، خطای محدوده سیگنال در فضا و استفاده از ساعت‌های اتمی در مقیاس تراشه برای دستیابی به زمان‌بندی دقیق انجام دادند. آن‌ها همه عناصر و بودجه‌های خطا را کنار هم قرار دادند تا نشان دهند چگونه می‌توان از این منظومه ارتفاع پایین برای ارائه خدمات ناوربری استفاده کرد. ماهواره‌های ارتفاع پایین حرکت زاویه‌ای بسیار بیشتری را در آسمان دارند و در عرض چند دقیقه از بالای سر عبور می‌کنند، که تغییر هندسی سریعی را به‌همراه دارند و در نتیجه زمان همگرایی کوتاه‌تری برای موقعیت‌یابی دقیق به‌همراه دارند. چنین مزایایی از ماهواره‌های ارتفاع پایین علاقه دانشمندان را برای بررسی امکان‌سنجی ارسال سیگنال‌های ناوربری از ماهواره‌های ارتفاع پایین افزایش می‌دهد [۱۹]. از طرف دیگر، بهینه‌سازی یک منظومه به دلیل ماهیت غیرخطی، غیریکتا بودن و ناپیوستگی آن، مشکلی دشوار است. بنابراین، یافتن راه‌حل بهینه با استفاده از رویکردهای تحلیلی دشوار است. برای این منظور، الگوریتم‌های مدرن، مانند رویکردهای مبتنی بر تکامل یا مبتنی بر هوش، برای یافتن راه حل تقریباً بهینه استفاده می‌شود. کراسلی و همکاران [۲۰] یک الگوریتم ژنتیک شبیه‌سازی شده برای به حداقل

3. Differential Evolution (DE)
 4. Ant System Algorithm (ASA)

1. Necklace Constellation
 2. Radio Navigation Satellite System (RNSS)

کنترل هزینه در تمام مراحل پروژه ضروری است و مدل‌های هزینه ابزاری برای دستیابی به این هدف هستند. برآورد هزینه به‌طور کلی سخت است، به‌خصوص برای پروژه‌هایی که:

- شامل فناوری‌های پیچیده باشند.
- شامل طراحی‌های پیچیده باشند.
- برای اولین بار و تجربه قبلی اندکی ساخته شده‌اند.

در این کار از ترکیب مدل‌هایی که در ادامه توضیح داده می‌شود جهت تخمین هزینه استفاده شده‌است. قابل ذکر است که هزینه‌های برآورد شده در این تحقیق شامل هزینه ساخت ماهواره‌ها و هزینه پرتاب می‌باشد. همچنین در این تحقیق هزینه ماهواره‌ها با استفاده از مدل‌های برآوردی با استفاده از صرفاً وزن کلی ماهواره برآورد شده‌است (فرض شده که تمام ماهواره‌ها وزن کمتر از ۷۵۰ کیلوگرم دارند.) و در ادامه هزینه‌های ساخت ماهواره‌ها با استفاده از هزینه‌های زیرسیستم‌های ماهواره‌ها برآورد شده‌است، به‌صورتی که از ترکیب دو مدل ماهواره‌های کوچک و مدل فضاییماهای بدون سرنشین برای برآورد هزینه‌ها استفاده شده‌است.

- مدل هزینه ماهواره‌های کوچک (SSCM)
- مدل هزینه فضاییماهای بدون سرنشین (USCM8)

مدل هزینه ماهواره‌های کوچک (SSCM)

SSCM یک مدل هزینه پارامتری است که هزینه‌های توسعه و ساخت ماهواره‌های کوچک را در مرحله توسعه یک فضاییما تخمین می‌زند. شامل مجموعه‌ای از روابط ریاضی بین پارامترهای فیزیکی، فنی و عملکردی ماهواره‌ها است که بر هزینه‌های ماهواره تأثیر می‌گذارد. SSCM تخمین می‌زند که هزینه یک ماهواره به برخی پارامترهای فنی از جمله توان، وزن، ویژگی‌های عملکردی و داده‌های هزینه ارائه شده توسط تولیدکنندگان ماهواره بستگی دارد. با توجه به SSCM، هنگامی که سایر عوامل در مقادیر اسمی در نظر گرفته شوند، رابطه بین وزن ماهواره و هزینه به‌صورت رابطه (۱) تعریف می‌شود [۲۵]:

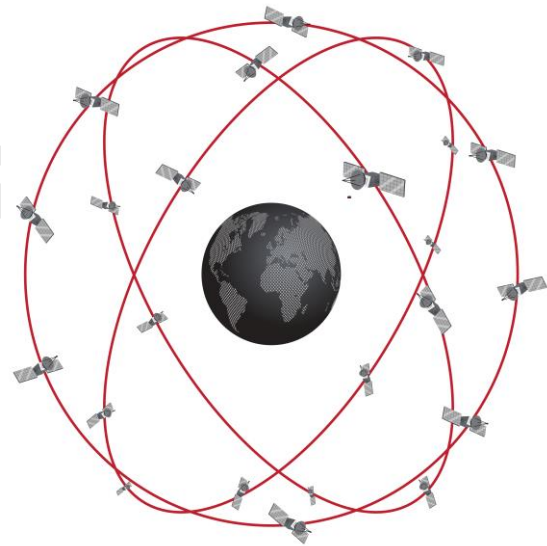
$$y = -1.2 \times 10^{-8}(x^3) - 4 \times 10^{-5}(x^2) + 0.096(x) + 26 \quad (1)$$

که x وزن ماهواره بر حسب کیلوگرم و y هزینه ماهواره به میلیون دلار است.

مدل هزینه فضاییماهای بدون سرنشین (USCM8)

این مدل علاوه بر هزینه‌های غیر تکراری شامل: هزینه‌های طراحی و توسعه، ساخت و تست یک فضاییما به‌عنوان مدل معیار و دستیابی به

داشته باشد. چالش تصمیم‌گیرنده این است که مهم‌ترین عامل را تعریف کند و تصمیم بگیرد که آیا ارزش مواجهه با محدودیت‌های خاص برای دستیابی به هدف را دارد یا خیر. در طراحی منظومه، پوشش معمولاً یک پارامتر کلیدی است زیرا یک عنصر اساسی عملکردی است. چالش دیگر در طراحی منظومه، هزینه است. تخمین هزینه برای یک سیستم ضروری می‌باشد. صرف‌نظر از چالش‌ها، شکل کلی یک مسئله بهینه‌سازی به حداقل رساندن هزینه است که در معرض محدودیت‌ها است. در این پژوهش دو تابع هدف وجود دارد: کیفیت هندسی موقعیت ماهواره‌ها نسبت به گیرنده (GDOP) و هزینه. یک الگوریتم ازدحام ذرات چند هدفه به‌عنوان روال بهینه‌سازی برای این تحقیق انتخاب شده است. در این پژوهش یک ابزار طراحی منظومه با استفاده از نرم‌افزارهای MATLAB و STK ایجاد شده‌است. با استفاده از این ابزار، تحلیل جبهه‌های پرتو جهت طراحی منظومه امکان‌پذیر می‌شود که بیانگر مصالحه بین پارامتر (GDOP) و هزینه سیستم می‌باشد.



شکل ۱- منظومه ماهواره‌ای ناوبری گلوناس.

Fig. 1. GNSS satellite constellation.

مدل هزینه

برآورد هزینه یک مسئله حیاتی در برنامه‌ریزی یک پروژه بزرگ است و ممکن است تعیین‌کننده موفقیت نهایی باشد. معادلات پارامتریک، الگوریتم‌های ریاضی و مدل‌های آماری را می‌توان برای تخمین هزینه یک پروژه استفاده کرد. با استفاده از مدل‌های هزینه، عوامل هزینه‌ای که از فرآیندهای مأموریت ناشی می‌شوند، قابل تحلیل و پایش هستند [۲۴]. مدل‌های هزینه خوب امکان اجرای پروژه‌های بزرگتر، با کیفیت بالاتر و جامع‌تر را در بسیاری از بخش‌های مهندسی فراهم می‌کند.

استفاده شده در این پژوهش را نشان می‌دهد. علاوه بر این، برای استقرار تعداد زیادی ماهواره در فضا، مدل تولید حجمی ماهواره ضروری است. در تولید صنعتی، منحنی توصیف کمی تاثیر تولید حجم بر هزینه به صورت رابطه (۲) تعریف می‌شود [۲۶]:

$$\text{Learn} = 1 - \frac{\ln(1/s)}{\ln(2)} \quad (2)$$

که S در این معادله ضریب یادگیری می‌باشد و مقادیر آن در جدول (۳) نشان داده شده است.

$$\begin{aligned} \text{Total Cost}_{\text{Large-sat}} &= \text{Cost}_{\text{Non-Recurring}} \times N_{\text{dev}} \\ &+ \text{Cost}_{\text{Recurring}} \times N_{\text{prod}} \\ &\times N_t^{\text{Learn}} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \text{Total Cost}_{\text{Small-sat}} &= \text{Cost}_{\text{Non-Recurring}} \times N_{\text{dev}} \\ &+ \text{Cost}_{\text{SSCM}} \times N_{\text{prod}} \times N_t^{\text{Learn}} \end{aligned} \quad (4)$$

$$A = 1 - \exp\left(\frac{\text{Mass}_{\text{sat}} - 750}{500}\right) \quad (5)$$

$$B = -1 + \exp\left(\frac{\text{Mass}_{\text{sat}} - 750}{500}\right) \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \text{Total Cost}_{\text{Constellation}} &= \text{Cost}_{\text{Launch/Plane}} \times N_{\text{Plane}} \\ &+ \text{Total Cost}_{\text{Large-sat}} \\ &\times \left(\frac{B}{A+B}\right) \\ &+ \text{Total Cost}_{\text{Small-sat}} \\ &\times \left(\frac{A}{A+B}\right) \end{aligned} \quad (7)$$

همچنین در روابط (۳ تا ۷)، N_{Plane} نشان دهنده تعداد صفحات مدارى، N_{prod} تعداد کل ماهواره‌ها و N_{dev} تعداد ماهواره‌ها (یا سیستم‌هایی) است که باید به صورت اختصاصی توسعه داده شوند و به هزینه‌های مهندسی غیرقابل تکرار مربوط می‌باشد.

جدول ۳- مقادیر S با توجه به تعداد ماهواره‌های منظومه [۲۶].

Table 3. The values of S according to the number of satellites in the system [26].

N_{prod}	S
$10 >$	95%
$10 < N_{\text{prod}} < 50$	90%
$50 <$	85%

همچنین رابطه (۸) هزینه USCM8 غیرتکرار شونده، رابطه (۹) هزینه USCM8 تکرار شونده و رابطه (۱۰) هزینه SSCM را نشان

تجهیزات پشتیبانی خاص، هزینه‌های تکراری را نیز که شامل: هزینه‌های ساخت، ادغام، مونتاژ و تست نمونه پروازی هستند، پیش‌بینی می‌کند. برای استفاده از این مدل باید برخی از ورودی‌ها و مقادیر طراحی به‌عنوان مثال وزن زیرسیستم‌ها را داشته‌باشیم. جداول (۱) و (۲) نحوه محاسبه هزینه ساخت ماهواره را نشان می‌دهند [۲۳].

جدول ۱- زیر سیستم‌های غیر تکراری مدل USCM8 [۲۳].

Table 1. USCM8 non-recurring subsystem [23].

SME-SMAD WBS Element (Non-recurring subsystem)	CER Y = non-recurring cost in FY2010 thousands of dollars for development plus one qualification unit	Cost Driver(s)	Cost Driver Input Range	SEE
1.1 Spacecraft				
1.1 Spacecraft Bus (alternate CER when no component information is available)	Y = 108 X1	X1 = Spacecraft Weight (kg)	114-5,127 kg	47%
1.1.1/1.1.2 Structure and Thermal Control	Y = 646 X1 ^{0.684}	X1 = Structure + Thermal Weight (kg)	59-501 kg	22%
1.1.3 Attitude Determination & Control System (ADCS)	Y = 324 X1	X1 = ADCS Weight (kg)	35-524 kg	44%
1.1.4 Electrical Power System (EPS)	Y = 64.3 X1	X1 = EPS Weight (kg)	47-1,065 kg	41%
1.1.5 Propulsion (Reaction Control)	Y = 20.0 X1 ^{0.485}	X1 = Total RCS tank volume (cubic centimeters)	Not given	35%
1.1.6 Telemetry, Tracking, & Command (TT&C)	Y = 26,916	Y = Average TT&C Cost (since there is no statistical CER for this element)	CER based on S-Band telemetry	Not given
1.2 Payload				
1.2 Communications Payload (based on weight and number of channels)	Y = 339 X1 + 5,127 X2	X1 = Communications Subsystem Weight (kg) X2 = Number of Communication Channels	160-395 kg 2-32 channels	40%
1.2 Communications Payload (alternate CER based on weight alone)	Y = 618 X1	X1 = Communications Subsystem Weight (kg)	160-395 kg	38%
1.3 Spacecraft Integration, Assembly, and Test				
1.3 Integration, Assembly, & Test (of bus and payload into spacecraft)	Y = 0.195 X1	X1 = Spacecraft Bus + Payload Non-recurring Cost (\$K)	3,600-545,000 \$K	42%
4.0 Program Level				
4.0 Program Level (for a Communications Satellite)	Y = 0.236 X1	X1 = Space Vehicle and IA&T Non-recurring Cost (\$K)	7,850-353,804 \$K	23%
4.0 Program Level (for an other than Communications Satellite)	Y = 0.357 X1	X1 = Space Vehicle and IA&T Non-recurring Cost (\$K)	7,850-353,804 \$K	50%
6.0 Aerospace Ground Equipment (AGE)				
6.0 Aerospace Ground Equipment (AGE)	Y = 0.432 X1 ^{0.967} × 2,244 X2	X1 = Spacecraft Bus Non-recurring Cost (\$K); X2 = 0 for comm sats and X2 = 1 for non-comm sats	7,850-353,804 \$K	37%

جدول ۲- زیر سیستم‌های تکرار شونده مدل USCM8 [۲۳].

Table 2. USCM8 spacecraft recurring subsystem [23].

SME-SMAD WBS Element (Recurring subsystem T1)	CER Y = Recurring T1 cost in FY2010 thousands of dollars	Cost Drivers	Cost Driver Input Range	SEE
1.1 Spacecraft				
1.1 Spacecraft Bus (alternate CER when no component information is available)	Y = 283.5 X1 ^{0.716}	X1 = Spacecraft Weight (kg)	288-7,398 kg	21%
1.1.1/1.1.2 Structure and Thermal Control (a)	Y = 22.6 X1	X1 = Structure + Thermal Weight (kg)	59-501 kg	21%
1.1.3 Attitude Determination & Control System (ADCS)	Y = 795 X1 ^{0.593}	X1 = ADCS Weight (kg)	27-524 kg	36%
1.1.4 Electrical Power Supply (EPS)	Y = 32.4 X1	X1 = EPS Weight (kg)	111-1,479 kg	31%
1.1.5 Propulsion Apogee Kick Motor (AKM)	Y = 29 X1 + 0.024 X2	X1 = AKM Weight (kg) X2 = Burn-time (seconds)	81-966 kg	22%
1.1.6 Telemetry, Tracking, & Command (TT&C)	Y = 883.7 X1 ^{0.491} × 1.13 X2	X1 = TT&C weight (kg) X2 = Geosynchronous Transfer Orbit (1 = yes, 0 = no)	12-76 kg for S-band	18%
1.2 Payload				
1.2 Communications Payload	Y = 189 X1	X1 = Communications Payload Weight (kg)	38-928 kg	39%
1.3 Spacecraft Integration, Assembly, and Test				
1.3 Integration, Assembly, & Test (IA&T) of bus and payload into space vehicle	Y = 0.124 X1	X1 = Spacecraft Bus + Payload Recurring Cost (\$K)	35,367-142,044 \$K	34%
4.0 Program Level				
4.0 Program Level (for a Communication Satellite)	Y = 0.234 X1	X1 = Space Vehicle (Spacecraft Bus + Payload + IA&T) Recurring Cost (\$K)	13,287-268,225 \$K	12%
4.0 Program Level (for an other than communication satellite)	Y = 0.320 X1	X1 = Spacecraft (Spacecraft Bus + Payload + IA&T) Recurring Cost (\$K)	13,287-268,225 \$K	40%
5.0 Flight Support				
5.0 Launch Operations & Orbital Support (LOOS)	Y = 5,850	Y = Average LOOS cost in \$K	Not given	Not given

تابع حالت تخمین هزینه برآورد شده در این پژوهش (SME-) SMAD) به صورت زیر نمایش داده شده‌است: USCM8 غیرتکرار شونده، USCM8 تکرار شونده و SSCM. معادلات زیر، کل هزینه

فرستنده و جرم محموله، یک منحنی نمایی با استفاده از توان انتقال و جرم محموله منظومه‌های GPS، گلوناس، گالیئو و بیدو ایجاد می‌شود. جدول (۵) مقادیر خاص مورد استفاده را نشان می‌دهد. رابطه (۱۱) معادله جرم محموله را نشان می‌دهد و رابطه (۱۲) جرم خشک فضاپیما را نشان می‌دهد. سپس مجموع جرم فضاپیما با استفاده از رابطه (۱۳) محاسبه می‌شود.

جدول ۵- مقادیر جرم محموله و توان فرستنده منظومه‌های ماهواره‌ای عملیاتی.

Table 5. Payload mass and transmitter power values of operational satellite systems.

جرم محموله (kg)	توان فرستنده (Watt)	ماهواره
345	145	GPS
299	135	گلوناس
224	120	گالیئو
256	130	بیدو

$$\text{Mass}_{\text{Payload}} = 15.61 \cdot \exp(0.02154 \cdot \text{Power}_{\text{Transmitter}}) \quad (11)$$

$$\text{Spacecraft}_{\text{dry_mass}} = \frac{\text{Mass}_{\text{Payload}}}{0.32} \quad (12)$$

$$\text{Spacecraft}_{\text{mass}} = \text{Mass}_{\text{Payload}} + \text{Spacecraft}_{\text{dry_mass}} \quad (13)$$

لازم به ذکر است که $\text{Mass}_{\text{Payload}}$ به جرم بار مفید یک ماهواره شامل تجهیزاتاتی که ماهواره برای انجام مأموریت خود به فضا می‌برد (دوربین‌ها، حسگرها، ابزارهای علمی، سیستم‌های ارتباطی و...)، اشاره دارد این جرم، بخشی از کل جرم ماهواره است که وظیفه اصلی را انجام می‌دهد درحالی که Mass_{sat} به کل جرم ماهواره، شامل جرم بار مفید و جرم سایر اجزاء (سازه‌های فیزیکی ماهواره، سیستم‌های انرژی، سیستم‌های حرارتی، تجهیزات ارتباطی و...) اشاره دارد. پس از اینکه جرم فضاپیما و تعداد صفحات مداری محاسبه شد، با استفاده از یکی از سناریوهای زیر هزینه پرتاب محاسبه می‌گردد.

(۱) یک پرتابگر با معیار وزنی انتخاب می‌شود و تمام ماهواره‌ها با آن پرتابگر، پرتاب می‌شوند. فرض می‌شود که پرتابگر در همه شیب‌های مداری توانایی پرتاب دارد.

می‌دهد. که به ترتیب Cost_{s/c_bus} هزینه زیرسیستم‌های عمومی فضاپیما، $\text{Cost}_{\text{Payload}}$ هزینه محموله، $\text{Cost}_{\text{IA\&T}}$ هزینه ادغام، مونتاژ و تست، $\text{Cost}_{\text{Program_Level}}$ هزینه سطح برنامه، Cost_{AGE} هزینه تجهیزات زمینی و در نهایت $\text{Cost}_{\text{flight_support}}$ هزینه پشتیبانی پرواز می‌باشند که هر جزء در جدول (۴) توضیح داده شده‌است.

$$\begin{aligned} \text{Cost}_{\text{Non_Recurring}} = & \text{Cost}_{s/c_bus} + \text{Cost}_{\text{Payload}} \\ & + \text{Cost}_{\text{IA\&T}} \\ & + \text{Cost}_{\text{Program_Level}} \\ & + \text{Cost}_{\text{AGE}} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \text{Cost}_{\text{recurring}} = & \text{Cost}_{s/c_bus} + \text{Cost}_{\text{Payload}} \\ & + \text{Cost}_{\text{IA\&T}} \\ & + \text{Cost}_{\text{Program_Level}} \\ & + \text{Cost}_{\text{flight_support}} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \text{Cost}_{\text{SSCM}} = & \text{Cost}_{s/c_bus} + \text{Cost}_{\text{Payload}} \\ & + \text{Cost}_{\text{IA\&T}} \\ & + \text{Cost}_{\text{Program_Level}} \\ & + \text{Cost}_{\text{flight_support}} \\ & + \text{Cost}_{\text{AGE}} \end{aligned} \quad (10)$$

جدول ۴- ضرایب مدل هزینه SME-SMAD [۲۳].

Table 4. Coefficients of SME-SMAD cost model [23].

SME-SMAD Cost Models, FY2010S			
USCM8 Non-recurring Subsystem CERs in FY2010 Thousands of Dollars			
Element	Equation	Variable	Reference
1 Spacecraft Bus	110.2*X	X=Spacecraft weight (kg)	Table 11-8
2 Payload	618*X	X= Communications subsystem weight (kg)	Table 11-8
3 Integration, Assembly, and Test	0.195*X	X=Spacecraft bus + Payload non-recurring cost (\$K)	Table 11-8
4 Program Level	0.414*X	X=Space vehicle and IA&T non-recurring cost (\$K)	Table 11-8
5 Aerospace Ground Equipment (AGE)	0.421*X ^{1.907} *2.244 ^{X2}	X1=Spacecraft bus non-recurring cost (\$K) X2=0 for comm sats X2=1 for non-comm sats	Table 11-8
USCM8 Spacecraft Bus Recurring T1 CERs in FY2010 Thousands of Dollars			
Element	Equation	Variable	Reference
1 Spacecraft Bus	289.5*X ^{0.776}	X=Spacecraft weight (kg)	Table 11-9
2 Payload	189*X	X= Communications payload weight (kg)	Table 11-9
3 Integration, Assembly, and Test	0.124*X	X=Spacecraft Bus + Payload Recurring Cost (\$K)	Table 11-9
4 Program Level	0.320*X	X=Spacecraft Recurring Cost (\$K)	Table 11-9
5 Flight Support	5850	-	Table 11-9
SSCM Total Non-recurring Cost (development plus one protoflight unit)			
Element	Equation	Variable	Reference
1 Spacecraft Bus	1064+35.5*X ^{1.261}	X=Spacecraft weight (kg)	Table 11-11
2 Payload	0.4*X	X=Spacecraft Bus Total Cost (\$K)	Table 11-11
3 Integration, Assembly, and Test	0.139*X	X=Spacecraft Bus Total Cost (\$K)	Table 11-11
4 Program Level	0.229*X	X=Spacecraft Bus Total Cost (\$K)	Table 11-11
5 Flight Support	0.061*X	X=Spacecraft Bus Total Cost (\$K)	Table 11-11
6 Aerospace Ground Equipment (AGE)	0.066*X	X=Spacecraft Bus Total Cost (\$K)	Table 11-11

هزینه پرتاب

قبل از محاسبه هزینه پرتاب، جرم فضاپیما باید تعیین شود. جرم فضاپیما بر اساس جرم محموله محاسبه می‌شود. برای ایجاد رابطه بین توان

منظومه توانایی ارسال هر سه سیگنال را به صورت همزمان دارا می‌باشند [۲۷]:

$$f_1 = 1525.42 \text{ MHz}, f_2 = 1227.60 \text{ MHz}, f_3 = 1176.45 \text{ MHz} \quad (15)$$

برای این محاسبات از مشخصات بهره و توان ویژه GPS که جداول (۷) و (۸) آن مقادیر را نشان می‌دهد، استفاده شده است.

جدول ۷- مشخصات بهره و توان آنتن‌های سیستم موقعیت یاب جهانی [۲۷].

Table 7. Gain and power specifications of Global Positioning System antennas [27].

	Satellite at 5° Elevation
Power at Satellite Antenna Input, dBW	14.3
Range (km)	25200
Satellite Antenna Gain, dB	12.1
Effective Isotropic Radiated Powe	26.4
Path Loss, dB	-159.4
Atmospheric Loss, dB	0.5
Received Power Density, dBW/m ²	-133.1
Effective Area of an Omnidirectional Antenna, dBm ²	-5.3
Receive Power Available from an Isotropic Antenna, dBW	-158.5
Gain of a Typical Patch Receive Antenna, dBic	4
C/A Code Received Power Available to a Typical Antenna, dBW	-162.5

جدول ۸- کمینه سطح توان سیگنال‌های غیرنظامی سیستم موقعیت یاب جهانی.

Table 8. Minimum power level of civilian global positioning system signals.

Signal	Minimum specified receiver power (dBW)
C/A-code	-158.5
L2C	-160(IIR-M/IIF) , -158.5(III)
L5	-154(III) , -154.9(IIF)
L1C	-157

در نتیجه با استفاده از این مقادیر توان انتقال بر حسب دسی بل (dB) محاسبه می‌شود:

$$P_{Tx} = C - G_{Tx} - L_{Tx} - G_{Rx} + L_s + L_{atm} + L_{Rx} \quad (16)$$

(۲) ماهواره‌ها با ۴ پرتابگری که کم هزینه‌تر هستند پرتاب می‌گردند. Long March 5, Long March 3B, Falcon9, Long March 4B

(۳) ماهواره‌ها با پرتابگری خاص که هزینه کمتری دارد، پرتاب می‌شوند. Falcon9

پس از انتخاب یکی از سناریوهای پرتاب با توجه به داده‌های جدول (۶) هزینه پرتاب هر صفحه مداری محاسبه می‌گردد و مطابق ترم اول رابطه (۷) در نهایت در تعداد صفحات مداری ضرب می‌گردد تا هزینه پرتاب کل ماهواره‌های منظومه به‌عنوان بخشی از رابطه هزینه نهایی محاسبه گردد.

جدول ۶- مشخصات پرتابگرهای استفاده شده در این پژوهش [۲۵].

Table 6. Specifications of the launchers used in this research [25].

نام پرتابگر	هزینه پرتاب (\$/kg)	ظرفیت وزنی به لئو (kg)
Soyuz-2	17900	8200
Falcon9	2600	16700
Long March 4B	7600	4200
Zenit3	8900	7000
Atlas IV	8100	18850
Long March 3B	6200	11500
Long March 2D	9100	3500
Long March 2C	8300	3850
PSLV	8500	3800
H-IIA	10500	10000
Long March 3A	11500	6000
GSLV MK	9400	5000
LVM3	8000	10020
Ariane 5G	10200	21000
Long March 5	7900	25000
Proton-M	8200	23000
Atlas V	25300	8200

محاسبات حاشیه لینک

در این مرحله توان فرستنده با استفاده از تحلیل حاشیه لینک محاسبه می‌شود. با استفاده از ارتفاعات تعریف شده در این پژوهش، رنج برای زاویه فراز ۵ درجه محاسبه می‌گردد. پس از تعیین رنج، تلفات فضای آزاد L_s محاسبه می‌شود، جایی که r شعاع محدوده و f فرکانس حامل است:

$$L_s = 92.45 + 20 \log_{10}(r) + 20 \log_{10}(f) \quad (14)$$

فرکانس‌های سیگنال‌های L_1C ، L_2C و L_5 با استفاده از GPS فعلی استفاده می‌شود (به عبارت دیگر فرض می‌شود که ماهواره‌های این

- (۱) ایجاد جمعیت
- (۲) تعیین مقدار سرعت هر ذره
- (۳) ارزیابی کردن هر یک از ذرات جمعیت
- (۴) ذخیره کردن موقعیت ذرات را که نشان دهنده بردارهای غیر غالب در آرشیو
- (۵) در نظر گرفتن قسمت‌هایی از فضای جست‌وجو که قبلاً بررسی شده‌اند، به صورت بلوک‌های چندبعدی (مثل یک مکعب در فضا، ولی با ابعاد بیشتر). این بلوک‌ها کمک می‌کنند تا یک سیستم مکان‌یابی ساخته شود که در آن، موقعیت هر ذره با توجه به مقدارهایی که از تابع هدف به دست آورده، مشخص می‌شود.
- (۶) مقداردهی اولیه حافظه هر ذره (این حافظه به عنوان راهنمای سفر در فضای جست‌وجو عمل می‌کند. این حافظه نیز در آرشیو ذخیره می‌شود).
- (۷) در حالی که تعداد چرخه‌ها به حداکثر نرسیده است:
- (۸) سرعت هر ذره را با استفاده از رابطه (۱۸) محاسبه می‌شود.

$$VEL(i) = W \times VEL(i) + R_1 \times (P_{BEST}(i) - POP(i)) + R_2 \times (REP(h) - POP(i)) \quad (18)$$

که در آن W (وزن اینرسی) مقدار 0.4 ، R_1 و R_2 اعدادی تصادفی در بازه 0 تا 1 ، P_{BEST} بهترین موقعیت هر ذره، $REP(h)$ یک مقدار است که از آرشیو گرفته می‌شود و اندیس h به صورت ادامه انتخاب می‌شود: به مکعب‌هایی که بیش از یک ذره دارند، نسبت برابر با نتیجه تقسیم هر عددی بزرگتر از 1 بر تعداد ذرات موجود در آن‌ها نسبت داده می‌شود. هدف از این کار کاهش فیتنس مکعبی است که حاوی ذرات بیشتری هستند و می‌توان آن‌را نوعی اشتراک فیتنس دانست. سپس انتخاب چرخ رولت را با استفاده از این مقادیر فیتنس اعمال می‌کنیم تا مکعبی را انتخاب کنیم که ذره مربوطه را از آن می‌گیریم. هنگامی که مکعب انتخاب شد، به طور تصادفی ذره‌ای را در این مکعب انتخاب می‌کنیم و همچنین $POP(i)$ نیز مقدار فعلی ذره است.

- (a) موقعیت ذره را با اضافه کردن سرعت محاسبه شده در گام قبلی مطابق رابطه (۱۹) محاسبه می‌شود.

$$POP(i) = POP(i) + VEL(i) \quad (19)$$

- (b) ذرات در فضای جست‌وجو در صورتی که از مرزهای خود فراتر رفتند نگهداری می‌شوند (از تولید پاسخ‌هایی که در فضای

که به ترتیب C توان گیرنده، G_{TX} بهره فرستنده، تلفات خطی فرستنده، G_{RX} بهره گیرنده، L_S تلفات فضای آزاد، L_{atm} تلفات اتمسفری و L_{RX} تلفات خطی گیرنده می‌باشند. و در نهایت با استفاده از رابطه (۱۷) توان انتقال از dBW به وات تبدیل می‌شود.

$$P_{TX} = 10^{\frac{P_{tx,db}}{10}} \quad (17)$$

الگوریتم ازدحام ذرات چند هدفه

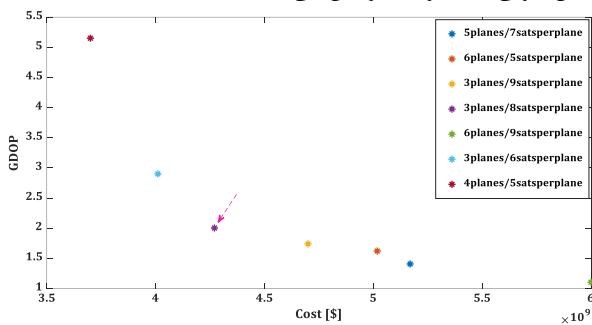
بهینه‌سازی ازدحام ذرات روشی است که می‌تواند در یک مسئله بهینه‌سازی چند هدفه استفاده شود. جمعیت الگوریتم، یک ازدحام در نظر گرفته می‌شود و یک ذره، یکی از اعضای ازدحام است که نشان دهنده پاسخ‌های ممکن برای مسئله است. لیدر، ذره‌ای است که برای هدایت سایر ذرات به سمت مناطق کارآمدتر فضای جست‌وجو استفاده می‌شود. بردار سرعت، برداری است که فرآیند بهینه‌سازی را با تعیین جهت حرکت یک ذره به منظور بهبود موقعیت فعلی خود هدایت می‌کند. برای کنترل تأثیر تاریخچه سرعت‌های قبلی بر سرعت جاری ذره، از وزن اینرسی استفاده می‌شود. عامل یادگیری نشان دهنده جاذبه‌ای است که یک ذره به سمت موفقیت خود یا همسایگان خود دارد [۲۸]. الگوریتم ازدحام ذرات از پارامترهای کمتری در مقایسه با الگوریتم ژنتیک استفاده می‌کند. اجرای آن آسان‌تر است زیرا نیازی به استفاده از رمزگذاری یا رمزگشایی اعداد باینری ندارد. بهینه‌سازی ازدحام ذرات یک اکتشاف نسبتاً جدیدی است که از رقص یک گله پرندگان الهام گرفته شده است. عمده‌تاً به دلیل سرعت بالای همگرایی، برای بهینه‌سازی چند هدفه نیز مناسب به نظر می‌رسد. پیشنهادی در [۲۸] به نام «بهینه‌سازی ازدحام ذرات چند هدفه ۲» ارائه شده است که به الگوریتم اجازه می‌دهد تا بتواند با مسائل بهینه‌سازی چندهدفه مقابله کند. الگوریتم پیشنهاد شده در این تحقیق یک نسخه بهبود یافته است، که در آن یک مکانیزم کنترل محدودیت و یک عملگر جهش اضافه شده است که قابلیت‌های اکتشافی الگوریتم اصلی را به طور قابل توجهی بهبود می‌بخشد. سابقه تاریخی بهترین پاسخ‌های یافت شده توسط یک ذره (به عنوان مثال، یک فرد) می‌تواند برای ذخیره پاسخ‌های نامغلوب تولید شده در گذشته استفاده شود (این شبیه به مفهوم نخبه‌گرایی است که در بهینه‌سازی چند هدفه تکاملی استفاده می‌شود). استفاده از مکانیزم‌های جذب گلوبال همراه با یک آرشیو تاریخی از بردارهای نامغلوب که قبلاً پیدا شده‌اند، همگرایی را به سمت پاسخ‌های نامغلوب گلوبال ایجاد می‌کند. مراحل الگوریتم ازدحام ذرات چند هدفه به شرح زیر می‌باشد.

اعتبارسنجی

در این بخش به اعتبارسنجی مدل پیشنهادی طراحی منظومه پرداخته شده و برای این کار سه حالت از اعتبارسنجی انجام شده است:

- (۱) مقایسه تابع هدف GDOP با یک منظومه ناوبری عملیاتی (گلوناس)
- (۲) اعتبارسنجی هزینه‌های برآورد شده با مدل‌های پیشنهادی
- (۳) اعتبارسنجی الگوریتم بهینه‌سازی پیشنهادی

برای نشان دادن این که ابزار طراحی مورد استفاده در این پژوهش ارزش هزینه و عملکرد معقولی را تولید می‌کند، از منظومه گلوناس فعلی برای مقایسه مقادیر تولید شده توسط MOPSO استفاده شده است. با توجه به شکل (۲) قابل مشاهده است که منظومه بهینه طراحی شده با منظومه گلوناس همخوانی دارد، به گونه‌ای که منظومه بهینه محاسبه شده در ارتفاع ۱۹۱۰۰ کیلومتری دارای ۳ صفحه مداری و ۸ ماهواره در هر صفحه مداری است و همچنین در شیب حدود ۶۴/۵ درجه قرار دارد. از طرفی مقدار GDOP برآورد شده حدود ۲ می‌باشد که دارای خطای اندکی در حدود ۵/۲ درصد در مقایسه با منظومه گلوناس فعلی (۱/۸۹) می‌باشد. قابل ذکر است که هزینه برآورد شده در این مدل در حدود ۴/۳ میلیارد دلار می‌باشد که دارای خطای اندکی با هزینه ۵ میلیارد دلاری منظومه گلوناس است. از طرف دیگر شکل (۳) نشان می‌دهد که GDOP منظومه ارائه شده دارای تطابق خوبی با منظومه گلوناس می‌باشد.



شکل ۲- مقایسه منظومه طراحی شده با منظومه گلوناس.

Fig. 2. Comparison of the designed constellation with the GLONASS constellation.

همچنین جهت اعتبارسنجی الگوریتم بهینه‌سازی استفاده شده، الگوریتم حاضر با الگوریتم ژنتیک چند هدفه برای تابع ریاضیاتی محک ریاضی معروف ZDT4، برای $0 \leq x_1 \leq 1$ و $-30 \leq x_2 \leq 0$ مقایسه شده است. شکل (۴) نشان می‌دهد که الگوریتم ارائه شده در این پژوهش تطابق خوبی با الگوریتم بهینه‌سازی چند هدفه ژنتیک دارد.

جستجو معتبر قرار دارند خودداری کنید). هنگامی که یک متغیر

تصمیم از مرزهای خود فراتر می‌رود آنگاه دو کار انجام می‌شود:

- (۱) متغیر تصمیم مقدار مرز مربوط به خود را می‌گیرد (مرز پایینی یا بالایی) و
- (۲) سرعت آن در (-۱) ضرب می‌شود به طوری که در جهت مخالف جستجو کند.

(c) هر کدام از ذرات در POP ارزیابی می‌شود.

(d) محتوای آرشیو همراه با نمایش جغرافیایی درون مکعب‌ها به روز رسانی می‌شود. این به روز رسانی شامل درج تمام مکان‌های مغلوب نشده فعلی در آرشیو است. هر مکان مغلوب شده از آرشیو در این فرآیند حذف می‌شود. از آنجایی که اندازه آرشیو محدود است، هر زمان که پر شود یک معیار ثانویه را برای نگهداری اعمال می‌شود.

(e) هنگامی که موقعیت فعلی ذره بهتر از موقعیت موجود در حافظه آن باشد، با استفاده از رابطه (۲۰) به روز می‌شود:

$$P_{BESTS}(i) = POP(i) \quad (20)$$

معیار تصمیم‌گیری در مورد اینکه چه موقعیتی از حافظه باید حفظ شود، صرفاً اعمال مغلوب‌پذیری پارتو است (به عنوان مثال اگر موقعیت فعلی مغلوب موقعیت در حافظه باشد، آنگاه موقعیت درون حافظه می‌شود. در غیر این صورت موقعیت فعلی جایگزین موقعیت موجود در حافظه می‌شود. اگر هیچ یک از آن‌ها دیگری را مغلوب نکند، یکی از آن‌ها به صورت تصادفی انتخاب می‌شود).

(f) شمارنده حلقه افزایش می‌یابد.

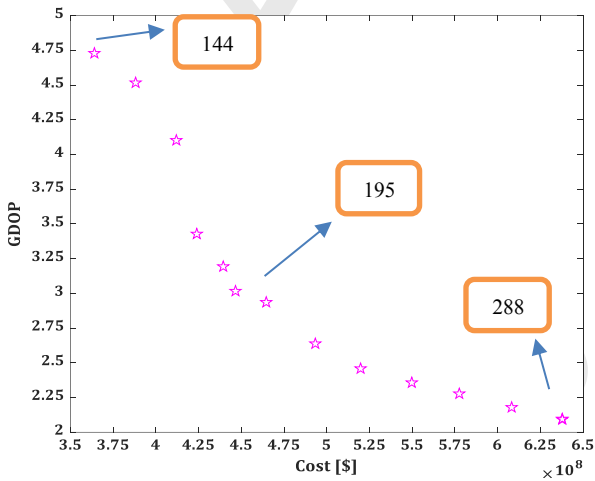
پایان حلقه

همچنین می‌توان برای به دست آوردن درک عمیق‌تر از روش بهینه‌سازی الگوریتم ازدحام ذرات چند هدفه به [۲۸، ۲۹] مراجعه کرد.

نتایج

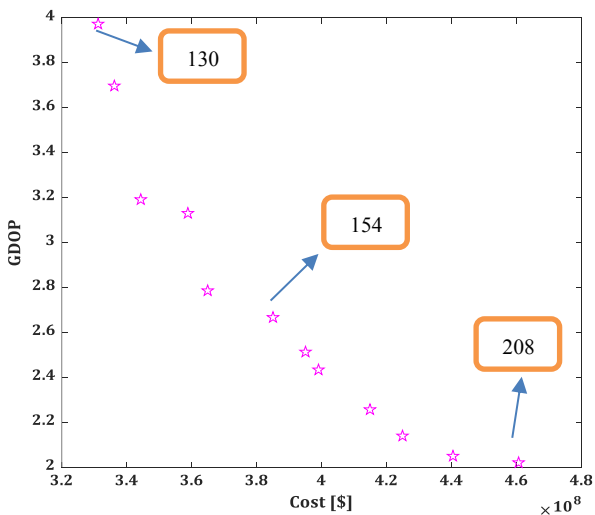
در این بخش، با استفاده از الگوریتم ازدحام ذرات چندهدفه، چند منظومه آزمایشی بر اساس ارتفاع، تجزیه و تحلیل شده‌اند. برای اطمینان از اعتبار نتایج، هر مورد آزمایش چندین بار اجرا شده است. ارتفاعات مختلف لئو، پیکربندی‌های گوناگون، تغییرات نسبی پارامترهای منظومه، و همچنین سناریوهای مختلف پرتاب، به صورت جداگانه مورد بررسی قرار گرفته‌اند. مصالحه‌ها نیز در هر یک از موارد، مورد بحث قرار گرفته و تحلیلی از طرح‌ها ارائه شده است.

داشت که این کاهش هزینه به این دلیل است که ارتفاعات در نظر گرفته شده، تفاوت اندکی با ارتفاع مدار مئو دارند. در صورتی که ارتفاع ماهواره‌ها به سمت مدارهای میانی زمین افزایش یابد، به دلیل افزایش جرم ماهواره، هزینه‌های بالای پرتاب، و نیاز به استفاده از قطعات پیشرفته مقاوم در برابر تشعشعات، هزینه راه‌اندازی به شدت افزایش خواهد یافت.



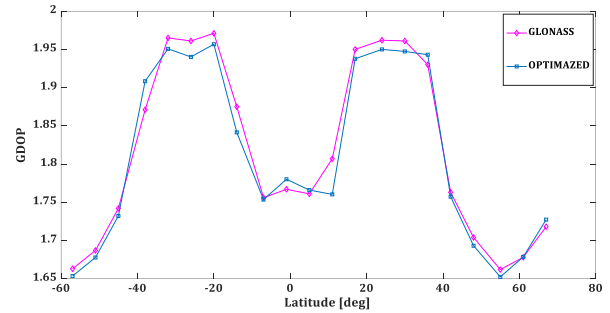
شکل ۵- بهینه منظومه‌های ناوربی لئو در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری با پیکربندی واکر دلتا و تابع هزینه ترکیبی.

Fig. 5. Optimum LEO navigation constellations at 500 km altitude with Walker Delta configuration and the combined cost function.



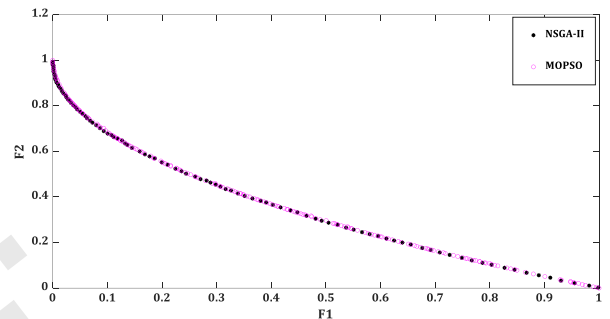
شکل ۶- بهینه منظومه‌های ناوربی لئو در ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری با پیکربندی واکر دلتا و تابع هزینه ترکیبی.

Fig. 6. Optimum LEO navigation constellations at 700 km altitude with Walker Delta configuration and the combined cost function.



شکل ۳- مقایسه GDOP منظومه بهینه محاسبه شده با گلوناس در عرض‌های جغرافیایی مختلف.

Fig. 3. Comparison of GDP of the optimized system calculated with GLONASS at different latitudes.



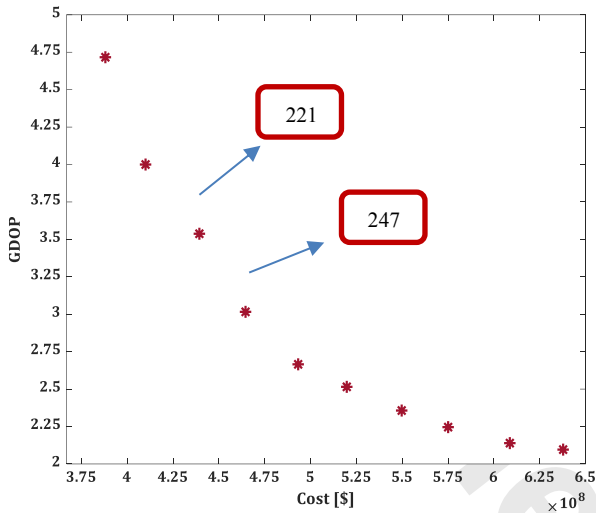
شکل ۴- اعتبار سنجی الگوریتم MOPSO با الگوریتم NSGA-II برای تابع ریاضیاتی محک ZDT4.

Fig. 4. Validation of MOPSO algorithm with NSGA-II algorithm for ZDT4 function.

نتایج شبیه‌سازی

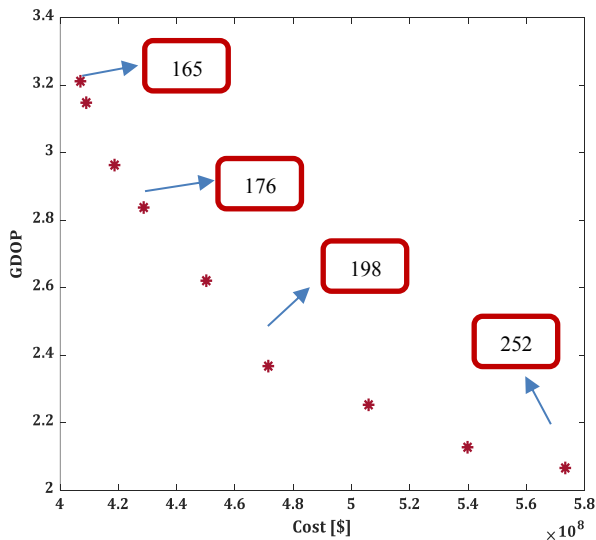
در این بخش، نتایج استخراج شده از شبیه‌سازی منظومه‌های ناوربی لئو با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی چندهدفه ازدحام ذرات ابتدا برای پیکربندی واکر دلتا و سپس برای پیکربندی واکر استار ارائه شده است. در این شبیه‌سازی‌ها، منظومه‌های بهینه در ارتفاعات مختلف لئو تعیین شده‌اند و GDOP هرکدام در عرض‌های جغرافیایی مختلف نمایش داده شده است. همچنین، در این بخش مقایسه‌ای میان سناریوهای مختلف پرتاب انجام شده است. نتایج به دست آمده از ارتفاعات گوناگون لئو برای تعیین پاسخ‌های طراحی با کمترین مقدار GDOP و هزینه، مقایسه شده‌اند. همچنین، در نمودارها تعداد ماهواره‌های مربوط به نقاط منتخب از جبهه پارتو مشخص شده است. شکل‌های (۵ تا ۷) سه جبهه پارتو را به صورت هم‌زمان نمایش می‌دهند. مطلوب‌ترین پاسخ‌ها، مربوط به نقاط اطراف بخش مقعر جبهه پارتو هستند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش ارتفاع مداری منظومه ناوربی لئو و کاهش تعداد ماهواره‌ها، هزینه راه‌اندازی منظومه کاهش می‌یابد. البته باید توجه

عرض‌های جغرافیایی بالاتر (نزدیک قطب) تعداد ماهواره‌ها بیشتر و در عرض‌های جغرافیایی نزدیک به استوا تعداد ماهواره‌های کمتری وجود دارد. پس این نوع پیکربندی جهت استفاده در مناطق نزدیک قطب برای ناوبری مناسب هستند.



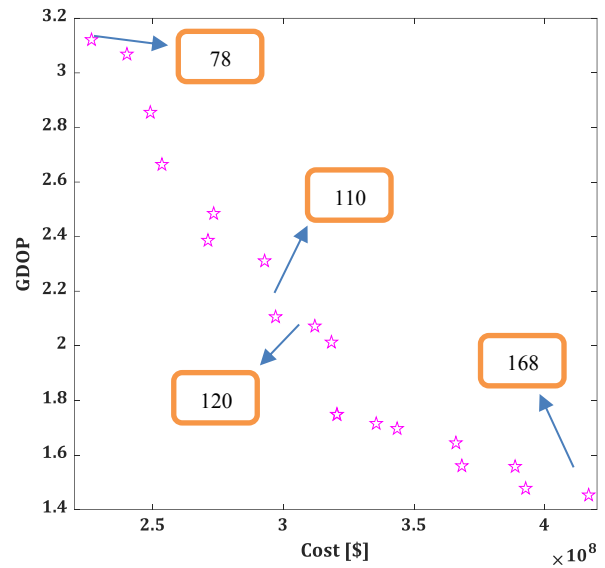
شکل ۹- بهینه منظومه‌های ناوبری لئو در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری با پیکربندی واکر استار و تابع هزینه ترکیبی.

Fig. 9. Optimum LEO navigation constellations at 500 km altitude with Walker Star configuration and the combined cost function.



شکل ۱۰- بهینه منظومه‌های ناوبری لئو در ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری با پیکربندی واکر استار و تابع هزینه ترکیبی.

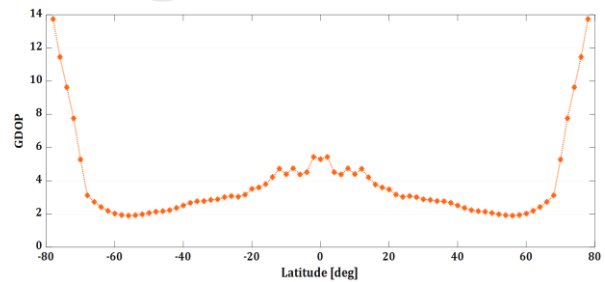
Fig. 10. Optimum LEO navigation constellations at 700 km altitude with Walker Star configuration and the combined cost function.



شکل ۷- بهینه منظومه‌های ناوبری لئو در ارتفاع ۱۲۰۰ کیلومتری با پیکربندی واکر دلتا و تابع هزینه ترکیبی.

Fig. 7. Optimum LEO navigation constellations at 1200 km altitude with Walker Delta configuration and the combined cost function.

شکل (۸) نیز به وضوح نشان می‌دهد که در منظومه با پیکربندی واکر دلتا مقادیر GDOP در عرض‌های جغرافیایی بالاتر، بیشتر هستند، پس جهت استفاده خدمات ناوبری و موقعیت‌یابی از منظومه در عرض‌های جغرافیایی بالاتر، شیب مداری صفحات باید افزایش یابد یا از پیکربندی دیگری مانند واکر استار استفاده شود.

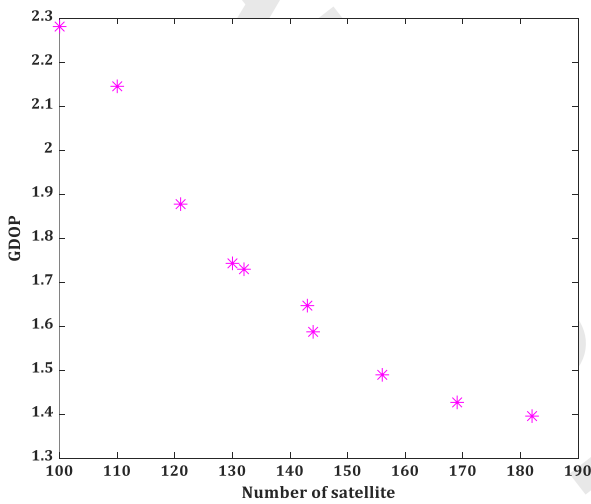


شکل ۸- تغییرات GDOP با عرض جغرافیایی برای یک منظومه واکر دلتا در ارتفاع ۱۲۰۰ کیلومتری با ۱۲۰ ماهواره.

Fig. 8. GDOP variations with latitude for a Walker Delta constellation at an altitude of 1200 km with 120 satellites.

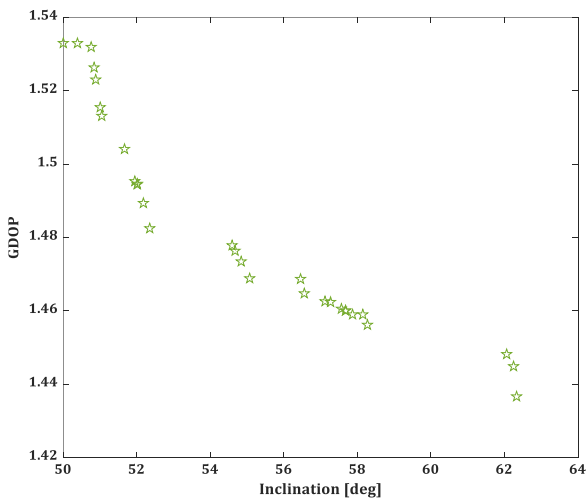
همان‌طور که در شکل‌های (۹ تا ۱۱) مشاهده می‌شود، منظومه‌هایی با پیکربندی واکر استار به سبب اینکه دارای شیب مداری نزدیک قطبی هستند، دارای مقادیر GDOP بیشتری در هزینه‌های برابر نسبت به منظومه‌هایی با پیکربندی واکر دلتا دارند. این به دلیل این‌است که در

با تعداد ماهواره‌های درون منظومه دارد، پس با افزایش تعداد ماهواره‌ها هزینه ساخت نیز افزایش می‌یابد. در شکل (۱۴) یک منظومه با تعداد صفحات ۱۲، تعداد ماهواره‌ها در یک صفحه ۱۴ و ارتفاع ثابت ۱۲۰۰ کیلومتری با پیکربندی واکر دلتا بهینه شده‌است. مشاهده می‌شود که با کاهش شیب مداری مقادیر GDOP کاهش می‌یابند به طوری که بهینه‌ترین شیب مداری برای این منظومه، شیب‌های مداری در محدوده ۶۲ تا ۶۴ درجه می‌باشند.



شکل ۱۳- مقایسه تعداد ماهواره‌ها با تغییرات GDOP.

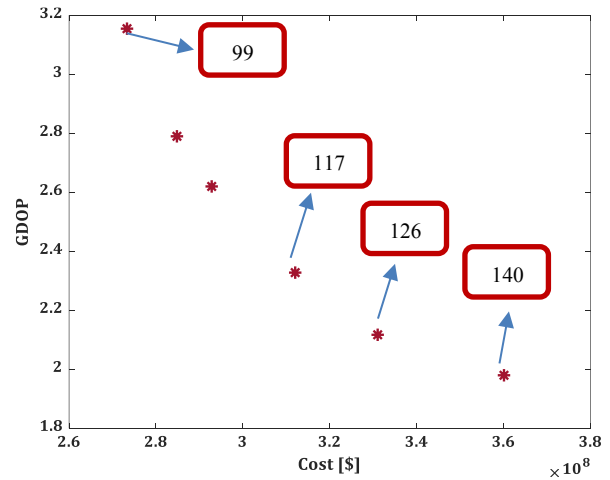
Fig. 13. Comparing the number of satellites with GDOP changes.



شکل ۱۴- تغییرات شیب مداری صفحات با تغییرات GDOP.

Fig. 14. Changes in the orbital inclination of the plane with changes in GDOP.

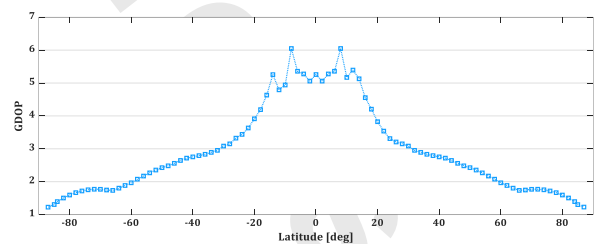
در شکل (۱۵) و شکل (۱۶) تعداد صفحات مداری و تعداد ماهواره‌ها در یک صفحه مداری برای یک منظومه واکر دلتا در ارتفاع ثابت، بهینه



شکل ۱۱- بهینه منظومه‌های ناوربی لئو در ارتفاع ۱۲۰۰ کیلومتری با پیکربندی واکر استار و تابع هزینه ترکیبی.

Fig. 11. Optimum LEO navigation constellations at 1200 km altitude with Walker Star configuration and the combined cost function.

شکل (۱۲) نیز نشان می‌دهد که منظومه‌های با پیکربندی واکر استار با توجه به شیب مداری صفحات (نزدیک قطب)، در مناطق با عرض جغرافیایی نزدیک به استوا دارای GDOP بیشتری هستند. در نتیجه برای ساخت یک منظومه به جهت استفاده از خدمات ناوربی در عرض‌های جغرافیایی نزدیک به استوا بهتر است که از پیکربندی واکر دلتا به جهت کاهش هزینه استفاده شود. اما وقتی هدف ناوربی در عرض‌های جغرافیایی نزدیک قطب باشد، منظومه‌های واکر استار این خدمات را با هزینه راه‌اندازی کمتری ارائه می‌دهند.



شکل ۱۲- تغییرات GDOP با عرض جغرافیایی برای یک منظومه واکر استار در ارتفاع ۱۲۰۰ کیلومتری با ۱۲۰ ماهواره.

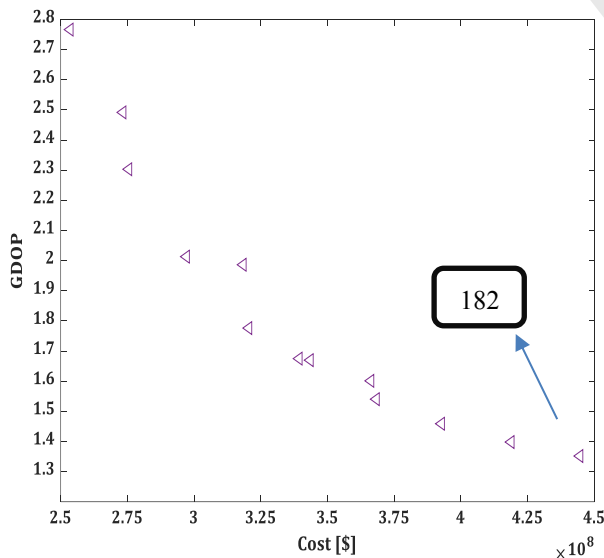
Fig. 12. GDOP variations with latitude for a Walker Star constellation at an altitude of 1200 km with 120 satellites.

شکل (۱۳) میزان تغییرات GDOP با افزایش تعداد کل ماهواره‌ها را نشان می‌دهد. با توجه به شکل مشاهده می‌گردد که با افزایش تعداد ماهواره‌ها مقادیر GDOP کاهش می‌یابند. که این به سبب افزایش تعداد ماهواره‌هایی است که در هر لحظه یک نقطه از زمین را می‌بینند. همچنین با توجه به اینکه هزینه منظومه ماهواره‌ای رابطه مستقیمی

همان طور که ذکر شد برای تخمین هزینه‌های پرتاب سه سناریوی مختلف در نظر گرفته شده است:

- (۱) یک پرتابگر با معیار وزنی انتخاب می‌شود و تمام ماهواره‌ها با آن پرتابگر، پرتاب می‌شوند. فرض می‌شود که پرتابگر در همه شیب‌های مداری توانایی پرتاب دارد.
- (۲) ماهواره‌ها با ۴ پرتابگری که کم هزینه‌تر هستند پرتاب می‌گردند. (Long March 5, Long March 3B, Falcon9, Long March 4B)
- (۳) ماهواره‌ها با پرتابگری خاص که هزینه کمتری دارد، پرتاب می‌شوند. (Falcon9)

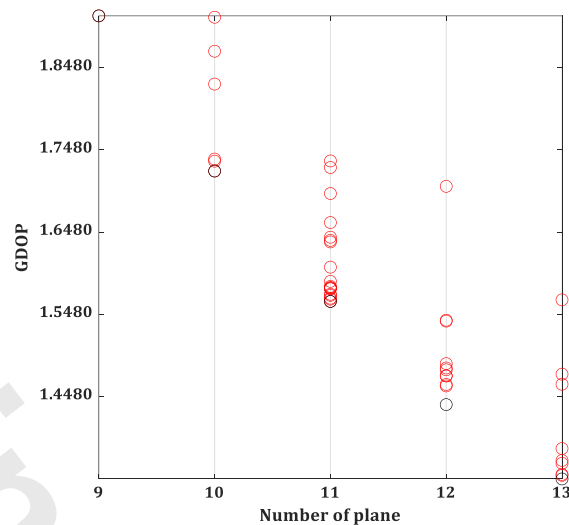
منظومه ناوبری بهینه در ارتفاع ثابت ۱۲۰۰ کیلومتری، با استفاده از هرکدام از این تئوری‌ها طراحی شده است. با توجه به شکل‌های (۱۷ تا ۱۹) به نظر می‌رسد که اگر تمام ماهواره‌ها با استفاده از پرتابگر فالکون ۹ پرتاب شوند هزینه راه‌اندازی کاهش خواهد یافت. همچنین با توجه به شبیه‌سازی‌های انجام گرفته مشاهده شد که هزینه پرتاب حدود یک سوم از هزینه کل پروژه را به خود اختصاص می‌دهد.



شکل ۱۷- بهینه منظومه‌های ناوبری لئو با سناریو پرتاب ۱ و تابع هزینه ترکیبی.

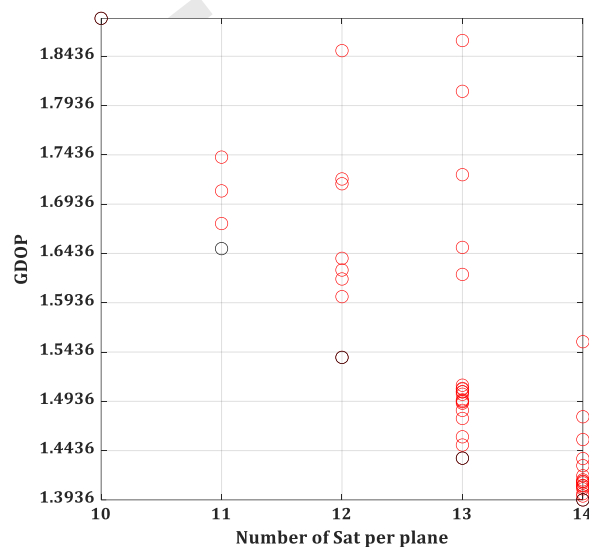
Fig. 17. Optimum LEO navigation constellations with Launch Scenario 1 and the combined cost function.

شده است. با توجه به شکل (۱۵) مشاهده می‌شود که با افزایش این پارامترها مقادیر GDOP کاهش می‌یابد. همان طور که قابل مشاهده است با افزایش تعداد صفحات مداری، با تعداد ماهواره‌های ثابت در یک صفحه و همچنین ارتفاع ثابت ۱۲۰۰ کیلومتری، مقادیر GDOP کاهش می‌یابند. از طرف دیگر شکل (۱۶) چند منظومه با تعداد صفحات ثابت ۱۳ صفحه مداری، در ارتفاع ۱۲۰۰ کیلومتری را نشان می‌دهد، با توجه به این شکل می‌توان دریافت که با افزایش تعداد ماهواره‌ها در هر صفحه مداری، GDOP کل منظومه دچار کاهش محسوسی می‌گردد.



شکل ۱۵- مقایسه تعداد صفحات مداری با تغییرات GDOP.

Fig. 15. Comparison of orbital plane number with GDOP changes.



شکل ۱۶- تغییرات تعداد ماهواره‌ها در هر صفحه با تغییرات GDOP.

Fig. 16. Changes in the number of satellites per plane with changes in GDOP.

گزینه‌هایی را ارزیابی کند که بررسی آن‌ها به صورت دستی ممکن نیست. همچنین، پاسخ‌های بهینه در ارتفاعات و پیکربندی‌های مختلف تحلیل و ارزیابی شدند. برخی از نتایج کلیدی این پژوهش عبارت‌اند از:

- مقایسه با منظومه گلوناس نشان داد که مدل پیشنهادی این پژوهش با این منظومه همخوانی بالایی دارد؛ به گونه‌ای که گلوناس در بخش مقعر جبهه پارتو به عنوان یک طراحی بهینه از نظر GDOP و هزینه ظاهر شده و مقادیر GDOP آن در عرض‌های مختلف جغرافیایی نیز با نتایج به دست آمده از مدل تطابق دارد.

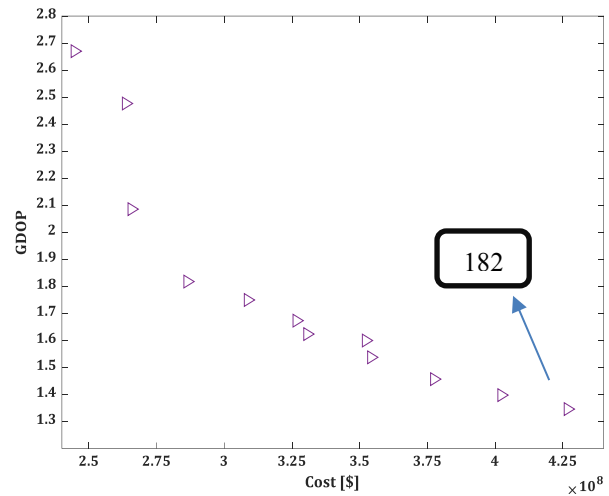
- نتایج شبیه‌سازی در ارتفاعات مختلف لئو با پیکربندی‌های واکر دلتا و واکر استار نشان داد که مدل پیشنهادی قابلیت بالایی در طراحی منظومه‌هایی با ساختارهای مختلف واکر دارد. همچنین، مشخص شد که با افزایش ارتفاع و کاهش تعداد ماهواره‌ها در یک GDOP ثابت، هزینه راه‌اندازی کاهش می‌یابد؛ البته به شرط آن که هزینه پرتاب و جرم ماهواره ثابت فرض شود. این مدل با امکان به‌روزرسانی بر اساس داده‌های دقیق‌تر، پتانسیل توسعه به مدل‌های واقعی‌تر را داراست. از سوی دیگر، تفاوت عملکرد پیکربندی‌های دلتا و استار به خوبی نمایش داده شده‌است، که می‌تواند در انتخاب پیکربندی بهینه متناسب با اهداف خاص، مانند پوشش منطقه‌ای، نقش مؤثری ایفا کند.

- با توجه به نقش کلیدی هزینه پرتاب در طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای، انتخاب پرتابگر مناسب یکی از راهکارهای مؤثر برای کاهش هزینه راه‌اندازی است. در این پژوهش، با بررسی پرتابگرهای مختلف و اجرای چندین سناریوی پرتاب، تلاش شده است بهینه‌ترین گزینه انتخاب شود. البته فرآیند انتخاب پرتابگر به عوامل متعددی مانند صفحه مداری، وزن محموله، ملاحظات بین‌المللی، ارتباطات رادیویی، فرکانس طبیعی و... وابسته است.

- در حالی که مدل ارائه شده توانایی بالایی در تقریب واقع‌گرایانه هزینه و شاخص‌های کلیدی منظومه دارد، محدودیت‌های مرتبط با فرضیات و وابستگی به داده‌های نرم‌افزاری نیز باید در نظر گرفته شود. در پژوهش‌های آتی، می‌توان مدل را با داده‌های واقعی بیشتر و یا نرم‌افزارهای جایگزین اعتبارسنجی کرد تا دامنه کاربرد آن گسترده‌تر گردد.

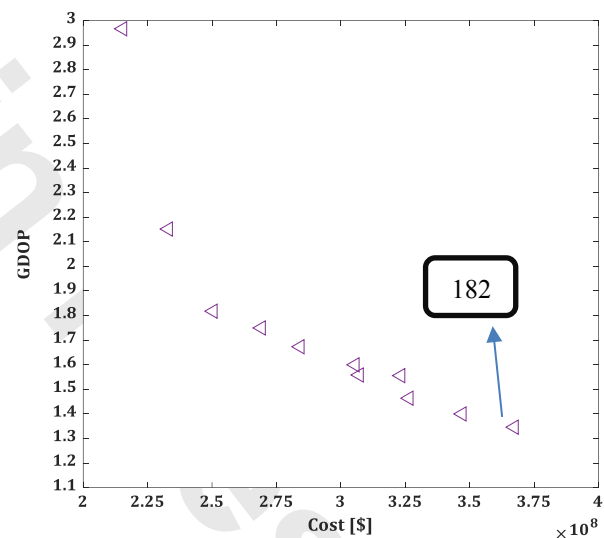
تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.



شکل ۱۸- بهینه منظومه‌های ناوربری لئو با سناریو پرتاب ۲ و تابع هزینه ترکیبی.

Fig. 18. Optimum LEO navigation constellations with Launch Scenario 2 and the combined cost function.



شکل ۱۹- بهینه منظومه‌های ناوربری لئو با سناریو پرتاب ۳ و تابع هزینه ترکیبی.

Fig. 19. Optimum LEO navigation constellations with Launch Scenario 3 and the combined cost function.

نتیجه‌گیری

این پژوهش با هدف طراحی و شبیه‌سازی یک مدل بهینه‌سازی چندهدفه مبتنی بر الگوریتم ازدحام ذرات، با استفاده از نرم‌افزارهای متلب و STK انجام شد. هدف، ارائه طراحی‌های بهینه برای منظومه‌های ناوربری با پوشش جهانی بود. پس از تولید مجموعه‌ای از پاسخ‌ها، مصالحه‌های میان GDOP و هزینه سیستم تحلیل شد. نتایج نشان دادند که مدل پیشنهادی با طراحی منظومه‌های عملیاتی واقعی هم‌خوانی دارد. این مدل به عنوان یک ابزار طراحی چندهدفه قادر است

مراجع

- [12] T. Shtark and P. Gurfil, "Regional positioning using a low Earth orbit satellite constellation," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, vol. 130, no. 1, 2018, Art. no. 14, <https://doi.org/10.1007/s10569-017-9811-7>.
- [13] B. Li, H. Ge, M. Ge, L. Nie, Y. Shen, and H. Schuh, "LEO enhanced global navigation satellite system (LeGNSS) for real-time precise positioning services," *Advances in Space Research*, vol. 63, no. 1, pp. 73–93, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.08.017>.
- [14] W. A. Hanson, "In their own words: OneWeb's internet constellation as described in their FCC form 312 application," *New Space*, vol. 4, no. 3, pp. 153–167, 2016, <https://doi.org/10.1089/space.2016.0018>.
- [15] P. B. De Selding, "SpaceX to build 4000 broadband satellites in Seattle." *Space News*, (19, Jan. 2015). [Online]. Available: <https://spacenews.com/spacex-opening-seattle-plant-to-build-4000-broadband-satellites/>
- [16] M. Rabinowitz, B. W. Parkinson, C. E. Cohen, M. L. O'Connor, and D. G. Lawrence. "A system using LEO telecommunication satellites for rapid acquisition of integer cycle ambiguities," in *Position Location and Navigation Symposium*, Palm Springs, CA, USA, 1996, pp. 137–145, <https://doi.org/10.1109/PLANS.1998.670034>.
- [17] P. Enge, B. Ferrell, J. Bennett, D. Whelan, G. Gutt, and D. Lawrence, "Orbital diversity for satellite navigation," in *25th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2012)*, Nashville, TN, 2012, pp. 3834–3846.
- [18] T. G. Reid, A. M. Neish, t. F. Walter, and P. K. Todd, "Leveraging commercial broadband LEO constellations for navigating," in *29th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2016)*, Portland, Oregon, 2016, pp. 2300–2314, <https://doi.org/10.33012/2016.14729>.
- [19] H. Ge *et al.*, "Initial assessment of precise point positioning with LEO enhanced global navigation satellite systems (LeGNSS)," *Remote Sensing*, vol. 10, no. 7, 2018, Art. no. 984, <https://doi.org/10.3390/rs10070984>.
- [20] W. A. Crossley and E. A. Williams, "Simulated annealing and genetic algorithm approaches for discontinuous coverage satellite constellation design," *Engineering Optimization*, vol. 32, no. 3, pp. 353–371, 2000, <https://doi.org/10.1080/03052150008941304>.
- [21] I. Meziane-Tani, G. Metris, G. Lion, A. Deschamps, F. T. Bendimerad, and M. Bekhti, "Optimization of small satellite constellation design for continuous mutual regional coverage with multi-objective genetic algorithm," *International Journal of Computational*
- [1] J. E. Smith, "Application of optimization techniques to the design and maintenance of satellite constellations," M.S. Thesis, Massachusetts Institute of Technology. Department of Aeronautics and Astronautics, Cambridge, United States, 1999.
- [2] R. Zardashti and Sh. Emami, "Spatial geometry design of a low earth orbit constellation for Iranian regional navigation satellite system," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 13, 2021, Art. no. e3221, <https://doi.org/10.1590/jatm.v13.1215>.
- [3] M. S. Grewal, A. P. Andrews, C. G. Bartone, *Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation, and Integration*, John Wiley & Sons, 2020, <http://doi.org/10.1002/9781119547860>.
- [4] J. G. Walker, "Some circular orbit patterns providing continuous whole earth coverage," *Journal of the British Interplanetary Society*, vol. 24, pp. 369–384, 1971.
- [5] R. Lüders and L. Ginsberg, "Continuous zonal coverage- A generalized analysis," in *Mechanics and Control of Flight Conference*, Anaheim, CA, USA, 1974, p. 842, <https://doi.org/10.2514/6.1974-842>.
- [6] D. Mortari, M. P. Wilkins, and C. Bruccoleri, "The flower constellations," *Journal of Astronautical Sciences*, vol. 52, no. 1, pp. 107–127, 2004, <https://doi.org/10.1007/BF03546424>.
- [7] M. E. Avendaño, J. J. Davis, and D. Mortari, "The 2-D lattice theory of flower Constellations," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, vol. 116, no. 4, pp. 325–337, 2013, <https://doi.org/10.1007/s10569-013-9493-8>.
- [8] D. Casanova, M. Avendaño, and D. Mortari, "Seeking GDOP-optimal flower Constellations for global coverage problems through evolutionary algorithms," *Aerospace Science and Technology*, vol. 39, pp. 331–337, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.09.017>.
- [9] D. Arnas and D. Casanova, "Nominal definition of satellite constellations under the Earth gravitational potential," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, vol. 132, no. 1, 2020, Art. no. 19, <https://doi.org/10.1007/s10569-020-09958-4>.
- [10] D. M. Ma, Z. C. Hong, T. H. Lee, and B. J. Chang, "Design of a micro-satellite constellation for communication," *Acta Astronautica*, vol. 82, no. 1, pp. 54–59, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.04.037>.
- [11] T. J. Zhang *et al.*, "Restricted constellation design for regional navigation augmentation," *Acta Astronautica*, vol. 150, pp. 231–239, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.04.044>.

- Electronic Systems Magazine*, vol. 31, no. 5, pp. 28–35, 2016, <https://doi.org/10.1109/MAES.2016.140210>.
- [26] X. Wang and S. Zhang, "Cost analysis for mass customized production of satellites based on modularity," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 13754–13760, 2021, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2020.3048845>
- [27] P. J. G. Teunissen and O. Montenbruck, *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems*, 1st ed. Springer Cham, 2017, <https://doi.org/10.1007/978-3-319-42928-1>.
- [28] J. Kennedy, R. C. Eberhart, and Y. Shi, *Swarm Intelligence*, 1st ed. Morgan Kaufmann, 2001.
- [29] K. Daneshjou, A. A. Mohammadi-Dehabadi, and M. Bakhtiari, "Mission planning for on-orbit servicing through multiple servicing satellites: A new approach," *Advances in Space Research*, vol. 60, no. 6, pp. 1148–1162, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.05.037>.
- Intelligence Systems*, vol. 9, no. 4, pp. 627–637, 2016, <https://doi.org/10.1080/18756891.2016.1204112>.
- [22] Q. He and C. Han, "Satellite constellation design with adaptively continuous ant system algorithm," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 20, no. 4, pp. 297–303, 2007, [https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(07\)60047-8](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(07)60047-8).
- [23] J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*, 1st ed., Microcosm Press, 2011.
- [24] O. Trivailo, M. Sippel, and Y. A. Şekercioğlu, "Review of hardware cost estimation methods, models and tools applied to early phases of space mission planning," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 53, pp. 1–17, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2012.02.001>.
- [25] Y. Karatas and F. Ince, "Fuzzy expert tool for small satellite cost estimation," *IEEE Aerospace and*