

Original Research Paper

Optimal Configuration of LEO Satellite Constellation for Infrared Early Warning Missions Using Evolutionary Algorithms

Seid Javad Mousavi Torkamani*, Mahdi Jafari, Reza Zardashti, and Seyed Majid Hosseini

Complex of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 23 June 2025

Revised 06 January 2026

Accepted 08 July 2026

Available Online 26 August 2026

Keywords:

Satellite constellations

Early warning system

Coverage

Evolutionary algorithm

Configuration design

ABSTRACT

Satellite Constellations are used today in many missions: communications, navigation and positioning, remote sensing, earth observation, SAR radar, and the Internet of things (IoT). One of the specific applications of the systems is the early warning mission, in which satellites detect threats using infrared radiation. In order to perform this mission, the constellation must be designed to continuously cover the target area. This paper deals with the design of the low altitude (LEO) part of a system with this mission. In these constellations, the LEO part is usually a complement to their high-altitude part, which is placed in high elliptical (HEO) and geosynchronous (GEO) orbits. In this paper, the optimal configuration of the constellation is designed using evolutionary algorithms to perform the mission with the minimum number of satellites. The target area is also considered to be an area of the Earth that encompasses the entire longitude and a 130-degree wide latitude band. By running the optimization algorithm and assuming an elevation angle of 5 degrees from the horizon, an optimal constellation with 42 satellites was obtained, which has a zero-revisit time at all network points, thus ensuring continuous coverage in the target area.

* Corresponding Author's E-mail: seidjmousavi@gmail.com

How to Cite this Article:

S. J. Mousavi Torkamani, M. Jafari, R. Zardashti, and S. M. Hosseini, "Optimal configuration of LEO satellite constellation for infrared early warning missions using evolutionary algorithms," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. VV, N. V, pp. 1-13, 2026, <https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1553>.



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/)



پیکربندی بهینه منظومه ماهواره‌ای لئو برای مأموریت‌های هشدار سریع مادون قرمز با استفاده از الگوریتم‌های تکاملی

سید جواد موسوی ترکمانی^{۱*}، مهدی جعفری^۲، رضا زردشتی^۳، و سیدمجید حسینی^۴

۱- دانشجوی دکترا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۲ و ۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۴- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

امروزه از منظومه‌های ماهواره‌ای در مأموریت‌های بسیاری استفاده می‌شود: ارتباطات، ناوبری و موقعیت‌یابی، سنجش از دور، مشاهده زمین، رادار سار (SAR) و اینترنت اشیا. یکی از کاربردهای خاص منظومه‌ها، مأموریت هشدار زود هنگام است که در آن ماهواره‌ها با استفاده از پرتوهای مادون قرمز تهدیدات را آشکارسازی می‌کنند. به منظور انجام این مأموریت، منظومه بایستی به گونه‌ای طراحی شود که منطقه هدف را به طور پیوسته تحت پوشش داشته باشد. در این مقاله به طراحی بخش ارتفاع پایین (لئو) منظومه‌ای با این مأموریت پرداخته شده است. در این منظومه‌ها معمولاً بخش لئو مکمل بخش ارتفاع بلند آن‌هاست که در مدارهای بیضوی بلند (هئو) و زمین‌آهنگ (ژئو) قرار می‌گیرند. در این مقاله طراحی پیکربندی بهینه منظومه با استفاده از الگوریتم‌های تکاملی ژنتیک و ازدحام ذرات طوری انجام شده است که با حداقل تعداد ماهواره‌ها، مأموریت انجام شود. همچنین منطقه هدف، ناحیه‌ای از کره زمین در نظر گرفته شده است که کل طول جغرافیایی و نواری از عرض جغرافیایی به پهنای ۱۳۰ درجه را در بر می‌گیرد. با اجرای الگوریتم بهینه‌سازی و با فرض زاویه ارتفاع از افق ۵ درجه، یک منظومه بهینه با ۴۲ ماهواره به دست آمد که زمان ملاقات مجدد در کل نقاط شبکه صفر است که در نتیجه پوشش پیوسته در منطقه هدف را تضمین می‌کند.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۲ تیر ۱۴۰۴
بازنگری ۱۶ آذر ۱۴۰۴
پذیرش ۱۷ تیر ۱۴۰۵
اولین انتشار ۴ شهریور ۱۴۰۵

واژه‌های کلیدی:

منظومه‌های ماهواره‌ای
سامانه هشدار زود هنگام
پوشش
الگوریتم ژنتیک
طراحی پیکربندی

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: seidjmousavi@gmail.com

How to Cite this Article:

S. J. Mousavi Torkamani, M. Jafari, R. Zardashti, and S. M. Hosseini, "Optimal configuration of LEO satellite constellation for infrared early warning missions using evolutionary algorithms," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. VV, N. V, pp. 1-13, 2026, <https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1553>.

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/)



علائم و اختصارات

معادل فارسی	معادل انگلیسی	اختصار
هشدار زودهنگام	Early Warning	EW
مدار زمینی پایین	Low Earth Orbit	LEO
مدار متوسط زمینی	Medium Earth Orbit	MEO
مدار بیضوی بلند	Highly Elliptical Orbit	HEO
میدان دید	Field of View	FOV
استاندارد فضایی اتحادیه اروپا	European Cooperation for Space Standardization	ECSS
مادون قرمز با طول موج متوسط	Mid-Wave Infrared	MWIR
مادون قرمز با طول موج بلند	Long-Wave Infrared	LWIR
مادون قرمز با طول موج کوتاه	Short-Wave Infrared	SWIR
ازدحام ذرات	Particle Swarm Optimization	PSO
گره صعودی	Right Ascension of the Ascending Node	RAAN
مسیرهای پوشش	Streets of Coverage	SoC
جذر میانگین مربعات	Root Mean Square	RMS

مقدمه

مزیت اصلی منظومه‌های ماهواره‌ای، نسبت به تک‌ماهواره‌ها توان پوشش زمینی بیشتر آن‌هاست. علاوه بر توان پوشش بیشتر منظومه‌ها، در بسیاری از موارد امکان انجام شدن مأموریت با یک تک‌ماهواره یا وجود ندارد و یا با مشکلات زیادی همراه است. به علاوه امکان ادامه مأموریت در صورت از کار افتادن چند ماهواره با حداقل کاهش عملکرد، قابلیت اطمینان این سیستم‌های فضایی را افزایش می‌دهد. امروزه تعداد منظومه‌های ماهواره‌ای مدارهای زمینی پایین یا لئو در حال افزایش است [۱، ۲]. استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای در صنعت فضایی، در دهه گذشته از مدارهای متوسط زمینی یا مئو و مدارهای زمین‌آهنگ یا ژئو به مدارهای لئو تغییر یافته است. ماهواره‌های لئو در مقایسه با ماهواره‌های مدارهای مئو حدود ۲۰ برابر به زمین نزدیک‌تر هستند. این موضوع باعث می‌شود تا سیگنال‌های دریافتی ماهواره به‌طور قابل توجهی قوی‌تر باشند. به علاوه ماهواره‌های لئو نسبت به ماهواره‌های مئو با سرعت بیشتری حول زمین می‌گردند که در نتیجه از اندازه‌گیری‌های اثر داپلر بهره‌برداری بیشتری می‌کنند. امروزه چندین منظومه ماهواره‌ای لئو با مأموریت‌های مختلف در فازهای متفاوت طراحی، ساخت و بهره‌برداری وجود دارند که در جدول ۱ برخی از آن‌ها به صورت نمونه نمایش داده شده است.

می‌توان گفت که طراحی مفهومی اولین گام در تبدیل ایده‌ها به محصول هستند. تصمیماتی که در فازهای اولیه طراحی گرفته می‌شوند، اثرات زیادی بر محصول نهایی و هزینه‌های پروژه می‌گذارند. بنابراین

جستجوی طرح‌های امکان‌پذیر و رسیدن به یک یا چند طرح بهینه از اهمیت بالایی برخوردار است.

جدول ۱- مأموریت منظومه‌های ماهواره‌ای مدار لئو.

Table 1. LEO orbit satellite constellation missions.

Constellation Name	Mission Title
Starlink, Iridium	Broadband communications
Myriota, Hiber	Internet of things
HawkEye, Iceye	Earth observation and radar
GeeSAT, Pulsar	Navigation and positioning

در عمل، یک الگوی عمومی برای طراحی مفهومی منظومه‌ها وجود ندارد؛ چرا که این فرایند، فرایندی پیچیده همراه با قیود زیاد و چندموضوعی است. به علاوه موضوعات مختلفی طراحی منظومه‌ها را تحت تأثیر قرار می‌دهند که لحاظ نمودن هر یک از آن‌ها در فرایند طراحی به نتایج متفاوتی منجر می‌شود. در اکثر منظومه‌ها هدف حداقل نمودن تعداد ماهواره‌ها و علی‌الخصوص تعداد صفحات ماهواره‌ای و در نتیجه تعداد پرتاب‌های پرتابگر است. از طرف دیگر ترجیح بر این است که ماهواره‌ها همچنان در ارتفاعات پایین‌تر از کمربند تشعشعی ون-آلن^۱ در مدار خود حول زمین بگردند تا هزینه و پیچیدگی ماهواره‌ها کاهش یابد. پرواضح است که این الزامات مختلف و بعضاً متناقض به راه‌حل‌های متفاوتی منجر می‌شوند. به‌طور کلی منظومه‌های با ارتفاع بالاتر می‌توانند صفحه‌های مداری کمتری داشته باشند و یک سری ارتفاعات ثابتی وجود خواهند داشت که پایین‌تر از آن‌ها صفحه‌های اضافه مورد نیاز خواهند بود. موضوعات اصلی حاکم بر طراحی منظومه‌ها در جدول ۲ نمایش داده شده است.

جدول ۲- موضوعات اصلی حاکم بر طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای.

Table 2. Principal issues in the design of satellite constellations.

Issue	Main parameters
Coverage	Altitude, minimum elevation angle, inclination, constellation pattern
Number of Satellites	Altitude, minimum elevation angle, inclination, constellation pattern
Launch Options	Altitude, inclination, satellite mass
Environment	Altitude
Orbital Perturbations	Altitude, inclination, eccentricity
Collision avoidance	Constellation pattern, orbit control
Constellation deployment and End-of-Life (EOL)	Altitude, constellation pattern, spare satellite
Number of orbit planes	Altitude, inclination

1. Van Allen Radiation Belt

بین دهه ۱۹۷۰ تا دهه ۱۹۹۰ روش‌های مختلفی برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای توسعه داده شد. می‌توان گفت پیشرفت قابل توجه در عرصه طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای توسط موزائف و واکر حاصل شد. در سال ۱۹۷۰ واکر مطالعه‌ای بر روی الگوهای مدارهای دایروی برای پوشش کل سطح زمین با حداقل یک ماهواره (یا دو ماهواره برای پوشش دو برابری) انجام داد [۳]. او در سال ۱۹۷۷ مقاله‌ای منتشر کرد که در آن مطالعات پوشش پیوسته زمین با الگوهای ماهواره‌ای توسط مدارهای دایروی با دوره تناوب یکسان را با استفاده از برنامه رایانه‌ای تا ۲۵ ماهواره توسعه داد [۴]. پست در سال ۱۹۷۸ منظومه‌های ماهواره‌ای بهینه‌ای را طراحی کرد که به حداقل تعداد ماهواره‌ها برای پوشش پیوسته تمام سطح زمین (شامل نواحی قطبی) توسط یک و سه ماهواره نیاز داشتند [۵]. بالارد در سال ۱۹۸۰ مدعی شد که منظومه‌های ماهواره‌ای که دارای الگوی مداری به شکل گلبزرگ هستند پوشش بهتری نسبت به منظومه‌های طراحی شده تا آن زمان دارند. او همچنین منظومه‌های به شکل گلبزرگ با ۵ تا ۱۵ ماهواره را مورد بررسی و ارزیابی قرار داد [۶]. مطالعه بر روی حداقل تعداد ماهواره‌ها برای پوشش نواحی با عرض جغرافیایی بیش از ۵۰ درجه با دو ماهواره و در مدارهای قطبی و یا پوشش نوار محدودی از کره زمین در دو مقاله جداگانه در سال‌های ۱۹۸۵ و ۱۹۸۶ توسط ریدر انجام گرفت [۷، ۸]. در سال ۱۹۸۸ لانگ از روش محاسبه زمان‌های ملاقات مجدد برای طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای متقارن با پوشش جهانی استفاده نمود [۹]. بعضاً طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای که مناطقی از زمین را به خوبی پوشش دهند، اهمیت پیدا می‌کند که هانسون و همکارانش در سال ۱۹۹۰ رد زمینی ماهواره‌های دایروی را مورد بررسی قرار دارند و به این نتیجه رسیدند که استفاده از مدارهای دایروی با رد زمینی تکرارشونده برای پوشش بخشی از زمین بهتر است [۱۰]. استفاده از مدارهای بیضوی به جای مدارهای دایروی در منظومه ماهواره‌ای با مأموریت موبایل ماهواره‌ای و به عبارت دیگر بهینه‌سازی پوشش این منظومه در سال ۱۹۹۴ توسط کاستیل انجام شد [۱۱]. فرایسینس در سال ۱۹۹۶ برای بهینه‌سازی پیکربندی یک منظومه‌های ماهواره‌ای با مأموریت جمع‌آوری داده‌ها، از الگوریتم ژنتیک استفاده نمود [۱۲]. از الگوریتم ژنتیک و با تعریف یک مسئله بهینه‌سازی چندهدفه، برای طراحی یک منظومه ماهواره‌ای توسط تادالی در سال ۱۹۹۹ استفاده شد [۱۳]. «درمینگ ما» در سال ۱۹۹۷ با استفاده از فلوچارت‌هایی به جستجوی فضای جستجو به منظور بهینه‌سازی تعداد ماهواره‌های یک منظومه پرداخت [۱۴]. طراحی منظومه‌های ترکیبی (ترکیب

ماهواره‌های لئو، مئو و ژئو) با استفاده از الگوریتم ژنتیک اصلاح شده نیز در سال ۲۰۰۳ توسط آویسال و همکارانش انجام شد. هدف این الگوریتم به دست آوردن پارامترهای طراحی منظومه در هر دو لایه ارتفاع بالا و ارتفاع پائین بود [۱۵]. امروزه با استفاده از ابزارهای بهینه‌سازی نوین و به خصوص الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی فرایند طراحی منظومه‌ها توسعه بیشتری یافته‌اند. همچنین طراحی منظومه‌های هیبریدی نیز از دهه ۱۹۹۰ تاکنون با استفاده از این ابزارهای نوین صورت گرفته است [۱۵، ۱۶]. در نظر گرفتن ملاحظات پرتاب و روانه‌سازی^۱ در فرایند طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای و حل کردن مسئله بهینه‌سازی چندموضوعی در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته است [۱۷-۲۰]. ساده‌ترین الگوی منظومه، منظومه‌های زمین آهنگ هستند که به طور گسترده برای مأموریت‌های مختلف ارتباطات، هواشناسی، ناوبری و ردیابی ماهواره‌های لئو مورد استفاده قرار می‌گیرند. این منظومه‌ها به تعداد بسیار کمی ماهواره نیاز دارند.

الگوهای مختلفی برای منظومه‌های ماهواره‌ای لئو ارائه شده است؛ مانند الگوی ستاره‌ای واکر^۲ یا مسیرهای پوشش، الگوی دلتای واکر و الگوی گلبزرگی^۳. الگوی ستاره‌ای واکر یا مسیرهای پوشش که منظومه‌های ایریدیوم و وانوب^۴ از آن استفاده می‌کنند، از چند ماهواره که در صفحات مداری تقریباً قطبی قرار دارند، برای پوشش استفاده می‌کنند [۲۱-۲۳]. معمول‌ترین الگوی منظومه، دلتا-واکر است که در هر یک از صفحات این الگو، ماهواره‌ها با شیب و ارتفاع مداری یکسان و به طور مساوی توزیع شده‌اند [۲۴]. بنابراین این الگو برای منظومه‌های ناوبری که نیاز به پوشش جهانی دارند، بسیار مناسب است. پترسون الگوی واکر را توسعه داده و مدلی را معرفی کرد که نیازی به اختلاف فاز میان ماهواره‌های در صفحه‌های مجاور نیست [۲۵]. الگوهای گلبزرگی در ابتدا به عنوان جایگزینی برای الگوی واکر معرفی شدند [۲۶]. این الگوها به واسطه حذف برخی قیود طراحی، عملکرد ناوبری بهتری را نسبت به منظومه‌های ناوبری موجود از قبیل جی.پی.اس، گلوناس و گالیله از خود نشان داده‌اند [۲۷، ۲۸]. در سال‌های اخیر از این الگو برای مسئله طراحی منظومه‌هایی با مأموریت ناوبری، سامانه‌های مشاهده زمین فضاپایه، پوشش منطقه‌ای و ماهواره‌های شناسایی استفاده شده است [۲۹].

یکی از مأموریت‌های منظومه‌های ماهواره‌ای، مأموریت هشدار زودهنگام^۵ است. این منظومه‌ها به منظور هشدار زودهنگام تهدیدات دشمن طراحی می‌شوند؛ مانند برنامه میداس^۶ و سامانه مادون قرمز فضاپایه^۷ ایالات متحده و برنامه اس.پی.آران^۸ شوروی سابق. این

5. Early Warning
6. MIDAS
7. SBIRS
8. SPRN

1. Deployment
2. Walker
3. Rosette
4. OneWeb

عملکرد مطلوب، انتخاب باند طیفی مناسب، طراحی حرارتی دقیق و پیاده‌سازی الگوریتم‌های پردازش پیشرفته ضروری است. در مقاله حاضر طرح بهینه‌ای از پیکربندی ماهواره‌ها ارائه شده است که به گونه‌ای در فضا توزیع شوند که با حداقل تعداد ماهواره‌ها بتوانند از عهده این مأموریت برآیند.

الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی

در یک تقسیم‌بندی کلان، روش‌های بهینه‌سازی به دو دسته تقسیم می‌شوند: روش‌های گرادیانی و روش‌های غیرگرادیانی. روش‌های گرادیانی دارای ویژگی مشابه حرکت به سمت محل کمینه از نقطه اولیه با استفاده از محاسبه مشتق تابع هدف هستند. تفاوت این روش‌ها در تعیین جهت جستجو برای رسیدن به محل بهینه است. توسعه و بهبود مداوم این روش‌ها باعث افزایش سرعت آن‌ها در یافتن محل کمینه می‌شود در حالی که قابلیت یافتن نقطه کمینه فراگیر به جای کمینه محلی به آن‌ها افزوده نشد. همچنین از آنجا که محاسبه مشتق تابع هدف در تمامی جهات جستجو فرایندی دشوار، زمان‌بر و حساس به اغتشاشات است، روش‌های جستجوی دیگری توسعه یافتند که برای یافتن محل بهینه به اطلاعات مشتق تابع نیازی ندارند. به این روش‌ها عنوان «جستجوی مستقیم» اطلاق می‌شود و به دو شاخه اصلی تقسیم‌بندی می‌شوند: جستجوی الگوی مستقیم و الگوریتم‌های تکاملی.

در چهار دهه اخیر الگوریتم‌های تکاملی برجسته‌ای ارائه شده‌اند که ضعف‌های اساسی روش‌های قبلی را پوشش داده‌اند. در تمام این روش‌ها نقاط جدیدی در فضای جستجو تولید می‌شوند و با به کار بردن عملگرهایی بر نقاط موجود، آن‌ها به صورت تدریجی به سمت محل‌هایی با بهینگی بهتر در فضای جستجو سوق داده می‌شوند. در حقیقت این روش‌ها براساس استفاده از جستجویی هوشمند در یک فضای جستجوی بزرگ اما محدود با استفاده از روش‌های آماری شکل گرفته‌اند. از آنجایی که این روش‌ها نیازی به مقدار مشتقات توابع هدف ندارند، قادرند تا مسائلی با متغیرهای گسسته و توابع هدف ناپیوسته را حل کنند.

به کارگیری الگوریتم‌های تکاملی در فرایند طراحی بهینه امروزه توسعه زیادی یافته است. چرا که مسئله بهینه‌سازی طراحی بسیار شبیه به فرایند تکامل است و الگوریتم‌های تکاملی نیز الهام گرفته از فرایند تکامل هستند. قابلیت اطمینان بالا در یافتن پاسخ‌های نزدیک به بهینه فراگیر، قابلیت ترکیب با روش‌های بهینه‌سازی محلی به منظور افزایش سرعت همگرایی، قابلیت تطبیق با انواع مسائل بهینه‌سازی مقید و نامقید از مزایای دیگر این الگوریتم‌ها است. در این مقاله از الگوریتم‌های تکاملی

منظومه‌های ماهواره‌ای معمولاً به صورت ترکیبی از مدارهای ارتفاع پایین (لئو) و زمین‌آهنگ (ژئو) هستند. عملکرد این سامانه‌ها به این صورت است که زمان بروز حمله دشمن، ابتدا ماهواره‌های ارتفاع بلند تهدید را توسط یک حسگر جستجوگر^۱ آشکار کرده و سپس توسط ماهواره‌های بخش ارتفاع پایین منظومه و سنسور ردیاب^۲ تعبیه شده در آن‌ها، آن را ردیابی می‌نمایند [۳۰].

در این مقاله فرض شده است که هر یک از ماهواره‌های منظومه دارای دو مجموعه از سیستم‌های الکترواپتیکی است. مجموعه حسگر جستجوگر و مجموعه حسگر ردیاب. اولین مجموعه، یک حسگر با وضوح بالا و میدان دید وسیع است. حسگر از افق تا افق (به علاوه چند درجه بالاتر از افق برای پوشش کامل) را اسکن می‌کند تا موشک‌ها را در طول مرحله پرتاب آن‌ها جستجو، شناسایی و ردیابی کند. بنابراین، در باند مادون قرمز با طول موج کوتاه عمل می‌کند تا شعله با دمای بالای پرتابه‌ها را شناسایی کند.

وقتی هدفی شناسایی می‌شود، حسگر شناسایی، اطلاعات را به مجموعه حسگر ردیابی نصب‌شده روی هر ماهواره، منتقل می‌کند تا مسیر پرتابه‌ها را پس از پرتاب و ورود مجدد به جو، رصد کند. حسگر ردیابی یک سامانه مادون قرمز چند طیفی (باند‌های طول موج متوسط و طول موج بلند) با میدان دید محدود است. کل مساحتی که توسط حسگر ردیابی پوشش داده می‌شود، میدانی استوانه‌ای شکل است که از سطح زمین تا ارتفاع مداری امتداد یافته و ماهواره را به صورت ۳۶۰ درجه احاطه می‌کند [۳۱].

جهت طراحی این دو مجموعه حسگر بایست استانداردهای صنعتی مربوط به حسگرهای مادون قرمز را مورد نظر قرار داد. از نظر الزامات صنعتی، استانداردهای اتحادیه اروپا برای تضمین کیفیت قطعات، سختی تابشی و کنترل حرارتی و استانداردهای نظامی برای آزمون‌های محیطی چارچوب‌های اصلی برای طراحی و آزمون چنین حسگرهایی هستند [۳۲، ۳۳].

عملکرد این حسگرها مانند بسیاری از حسگرها، در محیط‌های عملیاتی به طور قابل توجهی تحت تأثیر عوامل جوی و حرارتی قرار می‌گیرد. ابرناکی موجب جذب و پراکندگی تابش فروسرخ شده و دقت شناسایی اهداف حرارتی را کاهش می‌دهد، به ویژه در باندهای طیفی حساس به بخار آب. شرایط آب‌وهوایی نظیر دما، رطوبت و بارش نیز با تغییر کنتراست حرارتی و ایجاد موانع نوری، کارایی حسگر را محدود می‌سازند. همچنین، نویز حرارتی ناشی از تابش زمینه‌ای محیط یا اجزای داخلی حسگر، نسبت سیگنال به نویز را کاهش داده و نیازمند استفاده از آشکارسازهای سرد شده و فیلترهای طیفی دقیق است. به منظور حفظ

و به صورت مشخص از الگوریتم‌های ژنتیک و ازدحام ذرات به منظور استخراج طرح بهینه شکل منظومه استفاده شده است.

الگوریتم ژنتیک

برای استفاده از الگوریتم ژنتیک، پیش از هر چیز باید مکانیزی برای تبدیل هر جواب مساله به یک کروموزوم تعریف کرد. در الگوریتم ژنتیک هر کروموزوم شامل چند ژن است که در حقیقت داخل این ژن‌ها مقادیر متغیرهای تابع هدف قرار دارد و کاراکترهایی که در هر ژن قرار می‌گیرند از مجموعه مقادیر ممکن متغیرها انتخاب می‌شوند. مثلاً اگر از کدگذاری باینری استفاده شود، در هر ژن فقط مقادیر صفر یا یک می‌تواند قرار گیرد. بنابراین هر کروموزوم نشان‌دهنده یک نقطه در فضای جواب است و در هر تکرار، برای هر یک از کروموزوم‌ها مقدار تابع هدف به دست می‌آید. براساس این مقادیر به هر کروموزوم یک عدد برازندگی نسبت داده می‌شود. این عدد برازندگی احتمال انتخاب را برای هر کروموزوم تعیین خواهد کرد. براساس این احتمال، مجموعه‌ای از کروموزوم‌ها انتخاب شده و با اعمال عملگرهای ژنتیکی روی آن‌ها کروموزوم‌های جدید تولید می‌شوند. این کروموزوم‌های جدید براساس مکانیزم تشکیل نسل جدید جایگزین کروموزوم‌هایی از نسل قبل می‌شوند به طوری که تعداد کروموزوم‌ها در هر تکرار ثابت می‌ماند. مکانیزم‌های انتخاب والد تصادفی که روی کروموزوم‌ها عمل می‌کنند به گونه‌ای هستند که کروموزوم‌هایی که عدد برازندگی بیشتری دارند، شانس بیشتری برای تولید نسل بعد دارند. بدین لحاظ مقدار تابع هدف کروموزوم‌ها در یک رقابت، در طی نسل‌های مختلف، تکامل یافته و متوسط مقدار تابع هدف در جمعیت افزایش می‌یابد.

بنابراین پارامترهای مهم در الگوریتم ژنتیک عبارتند از روش‌های نمایش، اندازه جمعیت و جمعیت اولیه، رتبه‌بندی کروموزوم‌ها (مقیاس‌بندی تابع برازندگی)، مکانیزم انتخاب والد، نرخ تولید مثل، عملگرهای ژنتیکی، جایگزینی و معیارهای توقف الگوریتم.

الگوریتم ازدحام ذرات

ایده اصلی این الگوریتم از رفتار اجتماعی جانوران مانند گروهی از پرندگان و یا دسته‌ای از ماهی‌ها الهام گرفته شده است. بهینه‌ساز جمعیت پرندگان نیز مانند الگوریتم ژنتیک، از یک مجموعه از نقاط تصادفی در فضای جستجو کار خود را آغاز می‌کند. اما برخلاف الگوریتم ژنتیک در این روش عملگرهای تکاملی مانند جهش و باز ترکیب وجود ندارند. هر نقطه در فضای جستجو، یک ذره نامیده می‌شود. هر ذره شامل مقادیر متغیرها می‌باشد و در فضای تابع هدف همراه با یک بردار سرعت حرکت می‌کند. در هر تکرار، ذره‌های موجود در فضای جستجو

می‌توانند مقدار سرعت و موقعیت جدید خود را توسط موقعیت بهترین جواب به دست آمده به وسیله همه ذره‌ها در همان تکرار و بهترین جواب به دست آمده توسط همان ذره از اولین تکرار تغییر دهند.

الگوریتم بهینه‌سازی جمعیت پرندگان مقدار بردار سرعت را برای هر ذره در هر تکرار تغییر داده و آن را با موقعیت قبلی ذره در فضای جستجو جمع می‌کند. مقدار جدید سرعت هر ذره توسط تجربه فردی همان ذره و تجربه موفق‌ترین ذره در گروه تغییر می‌کند. با فرض حل یک مسئله کمینه‌سازی، بهترین موقعیت‌ها برای ذرات در محل‌هایی خواهند بود که کمترین مقدار تابع هدف را به دست آورند. اگر در هر تکرار، موقعیت جدید هر ذره، مقدار کمتری از تابع هدف از بهترین موقعیت قبلی همان ذره در تکرارهای قبلی را به دست آورد، این موقعیت جدید جانشین بهترین موقعیت قبلی خواهند شد. در این الگوریتم‌ها دو ضرایب با نام‌های ضرایب شناختی و ضرایب اجتماعی تعریف می‌شوند و این ضرایب میزان تأثیر تجربیات فردی و گروهی هر ذره میزان سرعت و تغییر موقعیت آن را مشخص می‌نمایند. مهم‌ترین مزیت الگوریتم بهینه‌سازی جمعیت ذرات بر سایر روش‌های تکاملی، سادگی اجرا و تعداد کم پارامترهای موجود در آن می‌باشد که باید تنظیم گردد.

پارامترهای مهم در این الگوریتم‌ها عبارتند از: «ضریب اینرسی» که کنترل‌کننده میزان تأثیر سرعت قبلی ذره بر حرکت فعلی آن است. پارامترهای «وزن تجربه فردی» و «وزن تجربه اجتماعی» که این دو پارامتر تعیین می‌کنند که ذره چه مقدار به سمت بهترین موقعیت شخصی و بهترین موقعیت جمعی حرکت می‌کند. پارامتر «تعداد جمعیت اولیه» که تعداد جمعیت اولیه تأثیر مستقیمی بر دقت و سرعت همگرایی دارد [۳۴، ۳۵].

طراحی پیکربندی منظومه

منظومه‌های ماهواره‌ای از چندین ماهواره تشکیل شده‌اند که در صفحات مداری مختلف مستقر شده‌اند تا پوشش لازم برای انجام مأموریت مورد نظر را تأمین کنند. صفحات مداری یک منظومه با استفاده از ایجاد اختلاف میان زوایای گره صعودی فاصله می‌گیرند. ماهواره‌های هر صفحه نیز با مقدار آرگمان‌های حضیض^۱ متفاوت از یکدیگر جدا می‌شوند. پس از پایان فرایند طراحی، ماهواره‌ها بر مبنای پیکربندی طراحی شده به موقعیت‌های مورد نظر در مدارهای هدف، توسط پرتابگرها پرتاب می‌شوند. پارامترهای اصلی طراحی پیکربندی منظومه عبارتند از: ارتفاع مداری، شیب مداری، خروج از مرکز، تعداد صفحات مداری، تعداد ماهواره‌ها در هر مدار و اختلاف فاز ماهواره‌ها در دو صفحه مجاور.

همانطور که از رابطه (۲) مشخص است، دایره پوشش فقط به ارتفاع مداری ماهواره وابسته است. با توجه به دایره پوشش، زمان ملاقات مجدد را می‌توان به عنوان بخشی از تابع هزینه بهینه‌سازی در نظر گرفت. بنابراین مسئله بهینه‌سازی را می‌توان به شکل زیر نوشت:

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{x}} \quad & J_C = W_1 \cdot N_S + W_2 \cdot N_P + W_3 \cdot \xi(\tau) \\ \text{subject to:} \quad & \begin{cases} \mathbf{x}^L \leq \mathbf{x} \leq \mathbf{x}^U \\ 0 \leq \xi(\tau) \leq 10^{-3} \end{cases} \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن N_S تعداد ماهواره در هر صفحه مداری، N_P تعداد صفحات مداری، W_1 و W_2 و W_3 توابع وزنی و τ زمان ملاقات مجدد هستند و بردار $\mathbf{x}$ بردار متغیرهای طراحی است که الگوریتم بهینه‌سازی در محدوده $[\mathbf{x}^L, \mathbf{x}^U]$ به جستجوی پاسخ می‌پردازد. در معادله (۳) تابع $\xi(\tau)$ نیز برابر است با:

$$\xi(\tau) = \text{Average}_{t \in [t_0, t_f]} \left(\sqrt{\sum_{j=1}^N \tau_{t,j}^2} \right) \quad (4)$$

که در آن N تعداد نقاط هدف زمینی است و این تابع مقدار متوسط زمانی و مکانی را در بازه زمانی $[t_0, t_f]$ و در کل منطقه شبکه‌بندی شده محاسبه می‌کند.

تابع هزینه معادله (۴) به صورت مجموع تعداد صفحات مداری، تعداد ماهواره در هر صفحه و تابعی از زمان ملاقات مجدد بیان شده است که این سه مقدار توسط توابع وزنی، وزن دهی شده‌اند. همچنین قیود متغیرهای طراحی و قید مقدار متوسط ملاقات مجدد به منظور شاخصی برای پوشش مطلوب محدوده موردنظر به مسئله اعمال شده است.

شبیه‌سازی و نتایج

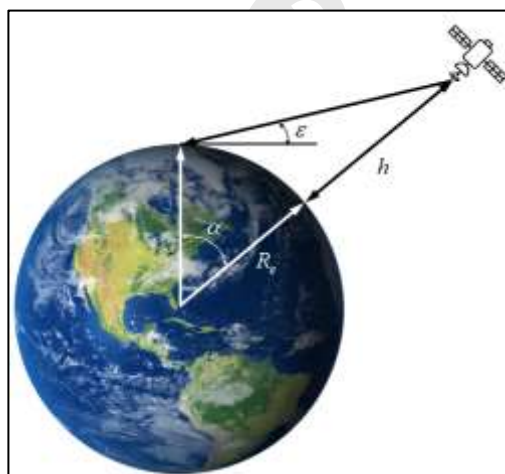
با توجه به تابع هزینه تعریف شده، در این بخش به طراحی پیکربندی بهینه منظومه پرداخته شده است. در فرایند بهینه‌سازی فرضیات اعمال شده بدین صورت است که: (۱) زمین به صورت یک جسم کروی در نظر گرفته شده است. (۲) همه ماهواره‌های منظومه در ارتفاع و شیب مداری یکسان و در الگوی منظومه دلتای واکر قرار دارند. بدین منظور بردار متغیرهای طراحی به صورت $\mathbf{x} = [a, inc, N_S, N_P, F]$ در نظر گرفته شده است. این متغیرها به همراه بازه مجاز آن‌ها در جدول ۳ نمایش داده شده است.

روند طراحی پیکربندی منظومه با بهینه‌سازی الگوهای مختلف انجام می‌شود. این روند با استفاده از تحلیل پوشش ماهواره‌ای که با انتشار مداری ماهواره‌ها و محاسبه پوشش در نقاط مختلف شبکه که در سراسر منطقه هدف ایجاد شده‌اند، صورت می‌گیرد. در این نوشتار با فرض این که هر یک از ماهواره‌ها توانمندی تصحیح مداری و حفظ مدار اولیه را دارند، از اثرات پسای اتمسفری و فشار تشعشعات خورشیدی صرف نظر شده است. همچنین شتاب ناشی از اختلالات جرم سوم ناشی از ماه و خورشید و اثرات اختلالی عدم کرویت زمین، معادله (۱)، بر حرکت مداری ماهواره‌ها در نظر گرفته نشده است؛ چرا که این دو اختلال اثر یکسانی بر میزان تقدم نقطه گره صعودی و چرخش خط محور مدار کل ماهواره‌ها در الگوی منظومه‌ای دلتای واکر دارند [۳۶]. بنابراین میزان اثر دو اختلال اخیر بر تغییر الگوی منظومه و در نتیجه عملکرد کلی منظومه ناچیز است.

$$\begin{aligned} \dot{\Omega} &= -\frac{3J_2 \sqrt{\mu} R_e^2 \cos i}{2a^{7/2} (1-e^2)^2} \\ \dot{\omega} &= -\left[\frac{3}{2} \frac{J_2 R_e^2 \sqrt{\mu}}{(1-e^2)^2 a^{7/2}} \right] \left(\frac{5}{2} \sin^2 i - 2 \right) \end{aligned} \quad (1)$$

شکل ۱ پوشش یک ماهواره نوعی را برای یک هدف زمینی را نشان می‌دهد. ماهواره در ارتفاع h قرار گرفته است و تصویر دایره تحت پوشش آن بر روی سطح زمین، یک دایره پوشش با زاویه α را تعریف می‌کند. رابطه زیر را می‌توان میان زاویه پوشش α ، ارتفاع مداری h و زاویه ارتفاع ε نوشت:

$$\frac{\cos(\alpha + \varepsilon)}{\cos \alpha} = \frac{R_e}{R_e + h} \quad (2)$$



شکل ۱ - دید از ماهواره به سمت مرکز زمین.

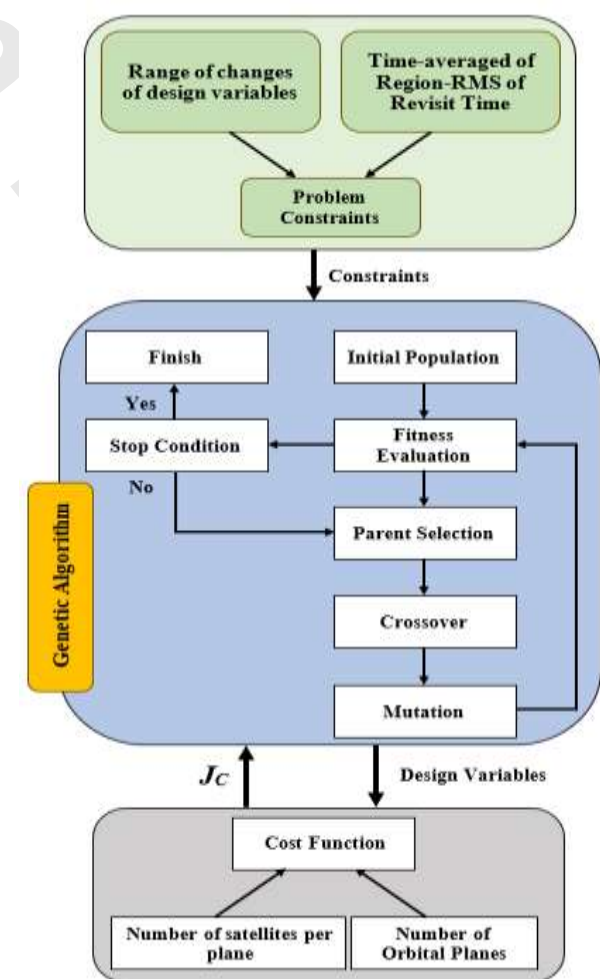
Fig. 1. View from a satellite towards the center of the Earth.

جدول ۳- متغیرهای طراحی منظومه و محدوده تغییرات.

Table 3. Constellation design variables and range of changes.

Title	Variable	Min	Max
Semi-major axis (Altitude), km	a (alt)	6678 (300)	7378 (1000)
Inclination, deg	inc	30°	90°
Number of satellites per plane	N_s	1	10
Number of orbital planes	N_p	1	10
Phasing parameter	F	0	$(N_p - 1)$

لازم به ذکر است که در جدول ۳ بازه ارتفاع مجاز برای مدار تزریق به گونه‌ای انتخاب شده است که ماهواره‌ها در ارتفاعی پایین‌تر از کمربند تشعشعی قرار گیرند تا از خطراتی که در این کمربند فضاپیماها را تهدید می‌کند، در امان باشند. شیب مداری با توجه به محدودیت‌های پرتابگرهای داخلی انتخاب شده است. ساختار الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده و نحوه عملکرد آن برای بررسی فضای جستجو و یافتن نقطه بهینه در شکل ۲ نمایش داده شده است.



شکل ۲- ساختار الگوریتم بهینه‌سازی طراحی منظومه.

Fig. 2. Structure of the constellation design optimization algorithm.

همچنین مقدار پارامترهای مورد استفاده در الگوریتم تکاملی مورد استفاده در جدول ۴ نمایش داده شده است. ارزیابی تابع هزینه، در یک محدوده هدف روی کره زمین صورت می‌گیرد که این محدوده توسط چهار نقطه محدود شده است. نقاطی که این محدوده را محصور کرده‌اند در جدول ۵ نمایش داده شده است. لازم به ذکر است عرض‌های جغرافیایی بالاتر از ۶۵ درجه در محاسبه زمان ملاقات مجدد در نظر گرفته نشده است. محدوده شبکه‌بندی شده نیز در شکل ۳ نمایش داده شده است.

جدول ۴- پارامترهای الگوریتم ژنتیک.

Table 4. Evolutionary algorithm parameters.

Title	Parameter	Amount
Population size	n_{pop}	60
Crossover rate	r_{crs}	0.9
Elite count	n_{elt}	2
Gaussian mutation rate	g_{mut}	0.1

جدول ۵- نقاط محصورکننده منطقه هدف.

Table 5. Boundary points of the target area.

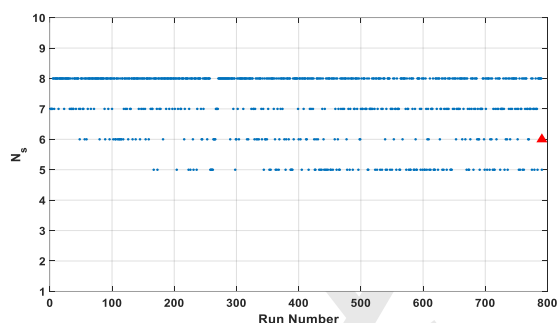
Title	Latitude (deg)	Longitude (deg)
Point 1	(-65)	(-180)
Point 2	65	(-180)
Point 3	(-65)	180
Point 4	65	180



شکل ۳- شبکه‌بندی محدوده موردنظر.

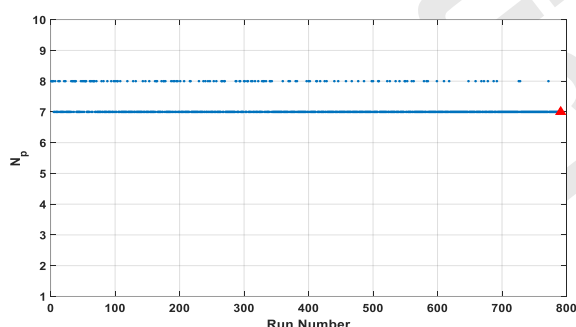
Fig. 3. Target region grids.

پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک با استفاده از یک کد نرم‌افزاری در نرم‌افزار متلب انجام شده است. به این صورت که ابتدا این کد با استفاده از بازه‌های تعریف شده برای هر یک از متغیرهای طراحی، یک جمعیت



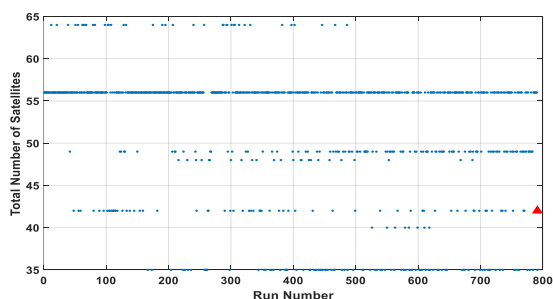
شکل ۶- تغییرات تعداد ماهواره در صفحه برحسب شماره اجرا.

Fig. 6. Number of satellites per plane versus run number.



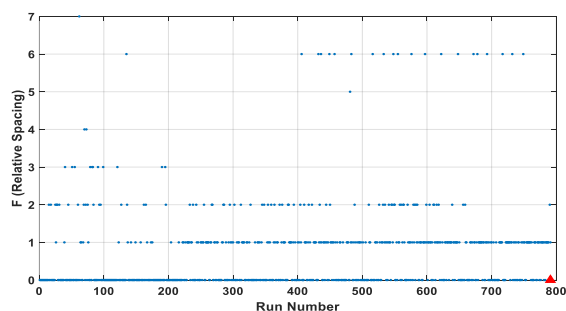
شکل ۷- تغییرات تعداد صفحات مداری برحسب شماره اجرا.

Fig. 7. Number of orbital planes versus run number.



شکل ۸- تغییرات تعداد کل ماهواره‌ها برحسب شماره اجرا.

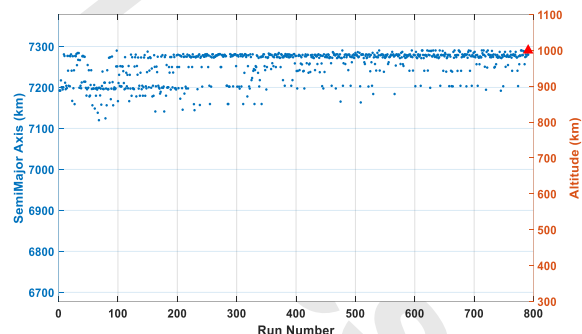
Fig. 8. Total number of satellites versus run number.



شکل ۹- تغییرات اختلاف فاز ماهواره‌ها در دو صفحه مجاور برحسب شماره اجرا.

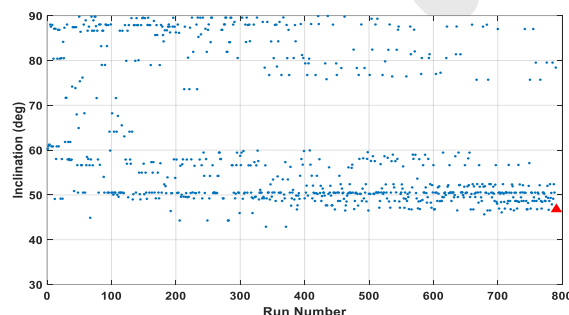
Fig. 9. Relative spacing between adjacent planes versus run number.

اولیه یا کروموزوم را تولید می‌کند. این جمعیت اولیه ورودی یک تابع است که این تابع موظف است تا مقدار تابع هزینه (معادله ۳) را محاسبه نماید. در این تابع برای هر یک از ماهواره‌ها معادله دینامیک مدار کپلری با استفاده از رانگ-کوتای مرتبه چهارم حل می‌شود تا بردارهای موقعیت و سرعت هر یک از ماهواره‌ها به دست آید. سپس با تعریف منطقه هدف بر روی کره زمین، مقدار تابع هزینه محاسبه شده و به کد اصلی بازگردانده می‌شود. سپس با اعمال عمگر باز ترکیب الگوریتم ژنتیک مجدداً جمعیت جدید تولید می‌شود و جمعیت نخبه قبلی حفظ می‌شود. شرط توقف الگوریتم بهینه‌سازی رسیدن به یکی از دو شرط حداکثر تعداد کل نسل (۱۰۰۰ نسل) یا تغییر مقدار تابع هزینه کمتر از تلورانس مشخص شده (10^{-3}) در نظر گرفته شده است. با اجرای الگوریتم با مشخصات ذکر شده و با فرض تابع وزنی $W_1 = W_2 = W_3 = 1$ ، پیکربندی بهینه با فرض مقدار $\varepsilon_{\min} = 5^\circ$ زاویه ارتفاع از افق به دست می‌آید. براین اساس تغییرات متغیرهای طراحی در فرایند بهینه‌سازی را می‌توان ترسیم نمود. تغییرات نیم‌قطر اصلی نسبت به اجرای الگوریتم در شکل ۴ نشان داده شده است. به همین ترتیب شکل ۵ تغییرات شیب مداری، شکل ۶ تعداد ماهواره در صفحه و شکل ۷ تعداد صفحات مداری را برحسب تعداد اجرا نشان می‌دهند.



شکل ۴- تغییرات نیم‌قطر اصلی و ارتفاع برحسب شماره اجرا.

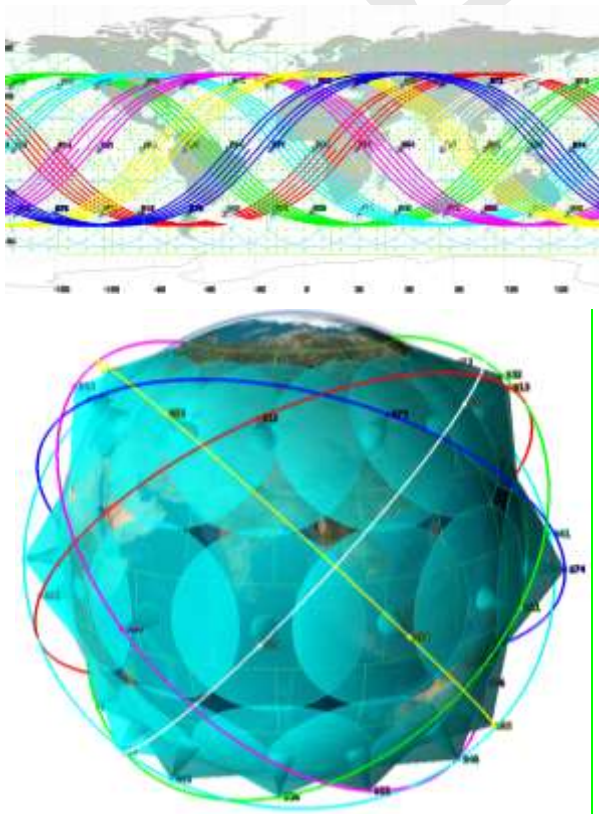
Fig. 4. Semi-major axis and altitude versus run number.



شکل ۵- تغییرات زاویه شیب مداری برحسب شماره اجرا.

Fig. 5. Inclination angle versus run number.

پیکربندی بهینه و دایره‌های پوشش نیز در فضای دوبعدی و سه‌بعدی در شکل ۱۲ نمایش داده شده است. این پیکربندی، پوشش در منطقه هدف را به صورت پیوسته تأمین کرده و تضمین می‌کند که با فرض زاویه ارتفاع از افق ۵ درجه، در هر زمان یک ماهواره منطقه موردنظر را تحت پوشش قرار می‌دهد. البته به منظور انجام مأموریت محوله به ماهواره‌ها، که کشف و رهگیری اشعه مادون قرمز ناشی از حرارت جت خروجی موتور راکت است، لازم است تا محموله آشکارساز مادون قرمز بر روی ماهواره‌ها تعبیه شود که به نوبه خود طراحی زیرسیستم‌های ماهواره را تحت تأثیر قرار می‌دهد. در این مقاله به طراحی مفهومی و سایزینگ ماهواره پرداخته نشده است.

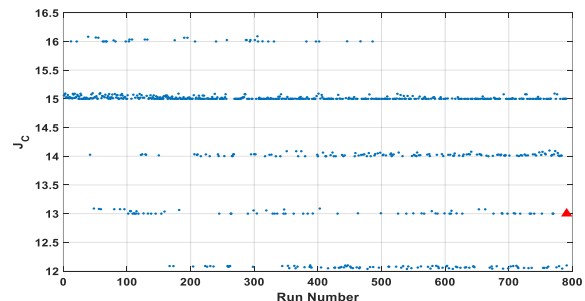


شکل ۱۲- پیکربندی و دایره‌های پوشش منظومه بهینه.

Fig. 12. Configuration and coverage circles of the optimal constellation.

بدیهی است که با توجه به تعریف تابع $\varepsilon(\tau)$ ، مقدار این تابع در نقطه بهینه برابر با صفر است. همچنین چون در تابع هزینه تعداد ماهواره در هر صفحه و تعداد صفحات به عنوان شاخص بهینه‌سازی تعریف شده‌اند، الگوریتم بهینه‌سازی سعی بر حداقل نمودن این دو مقدار داشته است. بنابراین علی‌رغم این که الگوریتم پیشنهاد می‌دهد که ماهواره‌ها در ارتفاع مدار مأموریت بیشینه (برابر با مقدار قید بالا یعنی ۱۰۰۰ کیلومتر) تزریق شوند، اما برای تعداد کل ماهواره‌ها، مقدار حداقلی ۳۲

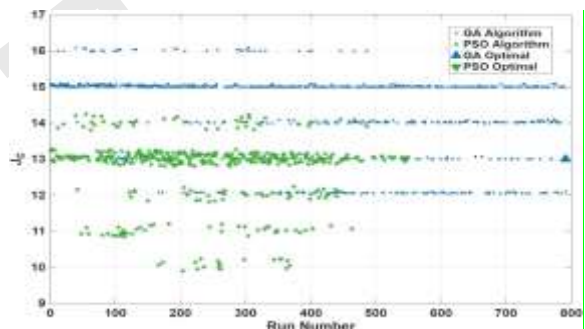
تغییرات مقدار تابع هزینه نیز برحسب شماره اجرا در شکل ۱۰ نشان داده شده است. جهت نمایش بهتر طرح به دست آمده، نقطه طراحی بهینه در اشکال (۴) تا (۹) به شکل مثلث قرمز متمایز شده است.



شکل ۱۰- تغییرات تابع هزینه برحسب شماره اجرا.

Fig. 10. Cost function value versus run number.

همچنین به منظور اعتبارسنجی الگوریتم ژنتیک برای حل مسئله بهینه‌سازی، مسئله با استفاده از الگوریتم ازدحام ذرات و تنظیم پارامترهای آن (مقادیر ضریب اینرسی ۰/۵، وزن تجربه فردی و اجتماعی ۲ و تعداد جمعیت اولیه ۴۰) نیز حل شد که الگوریتم پس از حدود ۵۴۰ تکرار به جواب رسید. نتایج هر دو الگوریتم در شکل ۱۱ مقایسه شده است.



شکل ۱۱- تغییرات تابع هزینه در دو الگوریتم ژنتیک و ازدحام ذرات.

Fig. 11. Cost function changes in GA and PSO algorithms.

به طور خلاصه مقادیر بهینه متغیرهای طراحی و همچنین مقدار تابع هزینه، برای دو فرآیند بهینه‌سازی در جدول ۶ آمده است. همان‌طور که انتظار می‌رفت نتایج به دست آمده از دو الگوریتم تقریباً منطبق هستند.

جدول ۶- مقادیر بهینه متغیرهای طراحی.

Table 6. Optimal values of design variables.

Variable	Optimal value (GA)	Optimal value (PSO)
a (alt), km	7378 (1000)	7376 (998)
inc	47°	47.2°
N_s	6	6
N_p	7	7
F	0	0
Cost Function (J_c)	13.000	13.022

جدول ۸- مقایسه منظومه بهینه با منظومه‌های ماهواره‌ای دیگر.

Table 8. Comparison of the optimized constellation with other satellite constellations.

	Optimal constellation	SPRN	SBIRS	Starlink	Iridium
Mission	EW	EW	EW	Internet coverage	Communication
Number of satellites	42	~10	~30	~12000	66
Orbital inclination	47°	63°	63°	53°	90°
Altitude (km)	1000	HEO: 39000	HEO: 39000 LEO: Below 1000	550	780
Orbit type	LEO	GEO/HEO	GEO/HEO/LEO	LEO	LEO

موضوعی که در رابطه با طراحی این گونه سامانه‌های فضایی حائز اهمیت است، هزینه طراحی، ساخت و بهره‌برداری از آن‌ها است. در رابطه با تحلیل هزینه باید سه مولفه اصلی را در نظر گرفت:

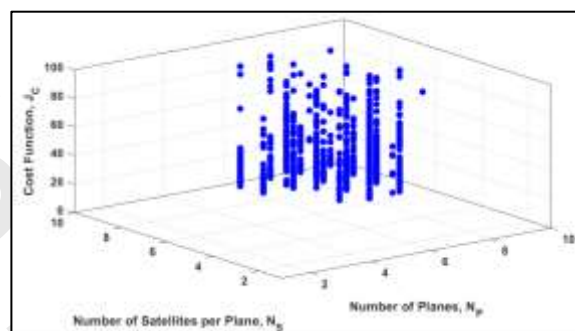
- هزینه ساخت ماهواره‌ها
- هزینه پرتاب
- هزینه‌های جانبی (ایستگاه‌های زمینی، توسعه نرم‌افزار، بیمه)

بدیهی است که افزایش ارتفاع، منجر به کاهش تعداد ماهواره‌ها می‌شود اما این لزوماً به معنای کاهش هزینه ساخت ماهواره‌ها و پرتاب نیست. چرا که ماهواره‌های ارتفاع بلندتر نیازمند حسگرهای با توان و برد بیشتر هستند که به نوبه خود هزینه ساخت ماهواره و جرم آن را افزایش می‌دهد که هزینه پرتاب نیز به تبع آن تحت تأثیر قرار می‌گیرد. به‌علاوه افزایش ارتفاع نیز به‌علت نزدیک شدن به کمربند تشعشعی ون‌آلن محدودیت‌های خود را دارد.

معمولاً حدود ۶۰ درصد هزینه منظومه‌ها مربوط به هزینه پرتاب است که می‌تواند این هزینه را از روش‌های مختلفی کاهش داد. پرتاب ماهواره‌ها به‌صورت کوله‌پشتی (Piggyback)، یا خوشه‌ای (Cluster) یکی از این راه‌حل‌ها است. یعنی برای هر صفحه مداری یک پرتاب انجام شود. همچنین استفاده از پرتابگرهای بین‌المللی از جمله سایوز (با هزینه ۴۰۰۰ الی ۵۰۰۰ دلار به ازای هر کیلوگرم ماهواره) موجب کاهش هزینه پرتاب خواهد شد.

ماهواره را به‌دست آورده است. این نشان می‌دهد که اولویت اول الگوریتم ژنتیک، حداقل کردن تعداد ماهواره‌ها است (شکل ۱۳ را ببینید). در این شکل به‌منظور نمایش روند نزدیک شدن به جواب بهینه، بازه بزرگتری از نمودار عمودی که نمایانگر تابع هزینه است، نمایش داده شده است.

همچنین مقدار زاویه شیب مداری حدود ۴۷ درجه به‌دست آمده است که جهت انجام مأموریت، بایستی ماهواره‌ها در الگوی دلتای واکر با اختلاف فاز ماهواره‌ها در دو صفحه مجاور ($F = 0$) در این شیب مداری توزیع شوند. بنابراین منظومه ماهواره‌ای بهینه را می‌توان با استفاده از نمایش خاص الگوهای دلتای واکر به‌صورت 47:42/7/0 نمایش داد.



شکل ۱۳- تغییرات تابع هزینه با دو متغیر طراحی اصلی، تعداد ماهواره در هر صفحه (N_s) و تعداد صفحات مداری (N_p) در الگوریتم ژنتیک.

Fig. 12. Cost function value versus two main design variables: number of satellites per plane (N_s) and number of orbital planes (N_p) for GA Algorithm.

موضوع آنالیز حساسیت پیکربندی منظومه‌ها به محدودیت‌ها از اهمیت بالایی برخوردار است. به‌همین منظور به‌عنوان نمونه تحلیل حساسیت طراحی پیکربندی منظومه به زاویه ارتفاع مورد توجه قرار گرفت. بنابراین مسئله بهینه‌سازی برای سه زاویه ۰ درجه، ۵ درجه و ۱۰ درجه با استفاده از الگوریتم ژنتیک حل شد و پیکربندی بهینه به‌دست آمد. نتایج این تحلیل حساسیت در جدول ۷ به‌منظور مقایسه آورده شده است.

جدول ۷- تحلیل حساسیت پیکربندی بهینه به زاویه ارتفاع.

Table 7. Sensitivity analysis of the optimal configuration to the elevation angle.

Variable	$\varepsilon_{min}=0^\circ$	$\varepsilon_{min}=5^\circ$	$\varepsilon_{min}=10^\circ$
alt, km	1000	1000	1000
inc	49.3°	47°	44.1°
N_s	4	6	7
N_p	6	7	8
F	0	0	1

همچنین مقایسه میان منظومه طراحی شده با منظومه‌های دیگر در جدول ۸ نمایش داده شده است.

- [2] E. Kulu, "Satellite constellations-2024 survey, trends and economic sustainability," in *75th International Astronautical Congress (IAC 2024)*, milan, Italy, 2024, Paper IAC-24E6.1.13.
- [3] J. G. Walker, "Some circular orbit patterns providing continuous whole earth coverage," *Journal of the British Interplanetary Society*, vol. 24, pp. 369-384, 1971.
- [4] J. G. Walker, "Continuous whole-earth coverage by circular-orbit satellite patterns," Nasa Sti/recon, Tech. Rep. N 78, Art. no. 11669, 1977.
- [5] D. C. Beste, "Design of satellite constellations for optimal continuous coverage," *IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems*, vol. AES-14, no. 3, pp. 466-473, 1978, <https://doi.org/10.1109/TAES.1978.308608>.
- [6] H. A. Ballard, "Rosette constellations of earth satellites," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-16, no. 5, pp. 656-673, 1980, <https://doi.org/10.1109/TAES.1980.308932>.
- [7] L. Rider, "Optimized polar orbit constellations for redundant earth coverage," *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 33, pp. 147-161, 1985.
- [8] L. Rider, "Analytic design of satellite constellations for zonal earth coverage using inclined circular orbits," *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 34, pp. 31-64, 1986.
- [9] T. J. Lang, "Symmetric circular orbit satellite constellations for continuous global coverage," in *Astrodynamics Conference*, Minneapolis, USA. 1988, Paper 1111-1132.
- [10] J. Hanson, M. Evans, and R. Turner, "Designing good partial coverage satellite constellations," in *Astrodynamics Conference*, Portland, OR, USA. 1990, <https://doi.org/10.2514/6.1990-2901>.
- [11] D. Castiel, J. Brosius, and J. Drait, "Ellipso-coverage optimization using elliptic orbits," in *15th International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit*, San Diego, CA, USA. 1994, <https://doi.org/10.2514/6.1994-1098>.
- [12] E. Frayssinhes, "Investigating new satellite constellation geometries with genetic algorithms," in *Astrodynamics Conference*, San Diego, CA, USA. 1996, <https://doi.org/10.2514/6.1996-3636>.
- [13] T. A. Ely, W. A. Crossley, and E. Williams, "Satellite constellation design for zonal coverage using genetic algorithms," *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 47, no. 3, pp. 207-228, 1999, <https://doi.org/10.1007/BF03546200>.
- [14] D. M. Ma and W. C. Hsu, "Exact design of partial coverage satellite constellations over oblate Earth," *Journal of Spacecraft Rockets*, vol. 34, no. 1, pp. 29-35, 1997, <https://doi.org/10.2514/2.3188>.
- [15] M. Asvial, R. Tafazolli, and B. G. Evans, "Genetic

نکته‌ای که حائز اهمیت است در این رابطه می‌توان تحلیل بازگشت سرمایه نیز انجام داد. بدین‌صورت که با انعقاد قراردادهای بهره‌برداری بین‌المللی بخشی از هزینه‌های طراحی و ساخت این سامانه فضایی برگشت خواهد شد. البته به‌عنوان نکته پایانی بایست توجه داشت که معمولاً در این قبیل پروژه‌های امنیتی که مبنای تعریف آن‌ها حاکمیت و امنیت هر کشور است، تحلیل هزینه-فایده کم‌رنگ‌تر است و عملکرد قابل قبول این سامانه‌ها در اولویت قرار دارند.

در این مقاله به پرتاب و روانه‌سازی منظومه در مدار مأموریت و همچنین چگونگی انتقال ماهواره‌ها از مدار پارکینگ به مدار مأموریت و نیز ایجاد فاصله زاویه‌ای میان مدارها (اختلاف زاویه گره صعودی) پرداخته نشده است چرا که این موضوع خارج از حوزه مورد مطالعه بوده است. لازم به‌ذکر است افزودن موضوع طراحی زیرسیستم ماهواره‌ها و نیز ساینزینگ اولیه آن‌ها به تحلیل بهتر طراحی مفهومی کمک می‌کند.

نتیجه‌گیری

در این مقاله به طراحی بخش ارتفاع پایین (لثو) منظومه‌ای با مأموریت هشدار زودهنگام پرداخته شده است. در منظومه‌های با این مأموریت، بخش لثو مکمل بخش ارتفاع بلند آن است که در مدارهای بیضوی بلند (هئو) و زمین‌آهنگ (ژئو) قرار می‌گیرند. با تنظیم پارامترهای الگوریتم بهینه‌سازی تکاملی و با تعیین متغیرهای طراحی و تعریف تابع هزینه‌ای متشکل از تعداد صفحات مداری، تعداد ماهواره در هر صفحه و متوسط زمانی و مکانی زمان ملاقات مجدد فرایند بهینه‌سازی پیکربندی منظومه انجام شد. با فرض زاویه ارتفاع ۵ درجه از افق برای کلیه نقاط شبکه، منظومه بهینه با ۴۲ ماهواره به‌دست آمد. نتیجه به‌دست آمده مؤید این موضوع است که این منظومه به گونه‌ای طراحی شده که در عین حداقل بودن تعداد صفحات مداری و تعداد کل ماهواره‌ها، محدوده موردنظر را به‌طور پیوسته تحت پوشش خود قرار دهد. به‌علاوه ارتفاع مداری ماهواره‌ها ۱۰۰۰ کیلومتر به‌دست آمد که نشان می‌دهد اولویت الگوریتم بهینه‌سازی تعداد ماهواره‌ها و صفحات مداری است و ارتفاع مدار مأموریت اهمیتی ندارد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] F. S. Prol, R. Morales Ferre, Z. Saleem, P. Valisuo, C. Pinell, and E. S. Lohan, "Position, navigation, and timing (PNT) through low earth orbit (LEO) satellites: a survey on current status, challenges, and opportunities," *IEEE Access*, vol. 10, pp. 83971-84002, 2022, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2022.3194050>.

- Orbit and Attitude Systems*. 2011 st ed. Microcosm Press/Springer, 2002.
- [25] D. P. Patterson, "Teledesic: a global broadband network," in *IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No. 98TH8339)*, Snowmass, CO, USA, 1998, <https://doi.org/10.1109/AERO.1998.682221>.
- [26] 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>.
- [27] M. P. Wilkins, "The flower constellations theory, design process, and applications," Ph.D. dissertation, Texas A&M University, 2004.
- [28] K. J. Park, D. Mortari, and M. Ruggieri, "Comparisons between GalileoSat and global navigation flower constellations," in *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2005, <https://doi.org/10.1109/AERO.2005.1559442>.
- [29] C. Bruccoleri, "Flower constellation optimization and implementation," Ph.D. dissertation, Texas A&M University, 2007.
- [30] N. S. Andreas, "Space-based infrared system (SBIRS) system of systems," in *IEEE Aerospace Conference*, Snowmass, CO, USA, 1997, <https://doi.org/10.1109/AERO.1997.577525>.
- [31] H. Budzier and G. Gerlach, *Thermal Infrared Sensors: Theory, Optimisation and Practice*. John Wiley & Sons, 2011.
- [32] *Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests*. MIL-STD-810H, NASA Technical Standards system, 2019.
- [33] *Space Engineering Thermal Control General Requirements*, ECSS-E-ST-31C, European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2008.
- [34] A. P. Engelbrecht, *Computational Intelligence: An Introduction*. 2nd ed. John Wiley & Sons, 2008.
- [35] J. Kennedy and R. Eberhart, "Particle swarm optimization," in *ICNN'95 International Conference On Neural Networks*, Perth, WA, Australia, 1995, <https://doi.org/10.1109/ICNN.1995.488968>.
- [36] H. D. Curtis, *Orbital Mechanics For Engineering Students*. 2nd ed. Butterworth-Heinemann, 2010.
- hybrid satellite constellation design," in *21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit*, Yokohama, Japan, 2003, <https://doi.org/10.2514/6.2003-2283>.
- [16] F. Ma et al., "Hybrid constellation design using a genetic algorithm for a LEO-based navigation augmentation system," *GPS Solutions*, vol. 24, no. 2, 2020, Art. no. 62, <https://doi.org/10.1007/s10291-020-00977-0>.
- [17] S. J. Mousavi Torkamani, M. Jafari, and R. Zardashti, "Deployment of Small Satellite Constellations Using the Effect of the Earth's Oblateness," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 17, no. 2, pp. 69-80, 2024 (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1462>.
- [18] G. Di Pasquale, M. Sanjurjo Rivo, and D. P. Grande, "Optimization of constellation deployment using on-board propulsion and Earth nodal regression," *Advances in Space Research*, vol. 70, no. 11, pp. 3281-3300, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2022.09.019>.
- [19] G. Di Pasquale, B. Brandon Israel Escamilla Estrada, D. González-Arribas, M. Sanjurjo-Rivo, and D. Pérez Grande, "Multi-disciplinary optimization of constellation deployment strategies including launcher selection," *Acta Astronautica*, vol. 223, pp. 389-403, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.07.030>.
- [20] N. H. Crisp, K. L. Smith, and P. M. Hollingsworth, "An integrated design methodology for the deployment of constellations of small satellites," *The Aeronautical Journal*, vol. 123, no. 1266, pp. 1193-1215, 2019, <https://doi.org/10.1017/aer.2019.57>.
- [21] J. G. Walker, "Some circular orbit patterns providing continuous whole earth coverage," *Journal of the British Interplanetary Society*, vol. 24, pp. 369-384, 1971.
- [22] J. G. Walker, "Coverage predictions and selection criteria for satellite constellations," NASA STI / Recon Technical Report N, 1982.
- [23] M. H. Ullock and A. Schoen, "Optimum polar satellite networks for continuous earth coverage," *AIAA Journal*, vol. 1, no. 1, pp. 69-72, 1963, <https://doi.org/10.2514/3.1471>.
- [24] J. R. Wertz, *Mission Geometry: Orbit and Constellation Design and Management: Spacecraft*