



#### Article Info

Received: 2021-10-13  
Accepted: 2022-1-25

#### Keywords

Satellite telephony,  
Walker delta  
Constellation, Orbital  
design, Constellation  
design

#### How to cite this article

Mohammad Haji Jafari ,

Sahar Aminabadi,  
“Investigating Orbital  
Configurations for a LEO  
Satellite Telephony  
Constellation over the  
Territory of Iran”, *Journal  
of Space Science,  
Technology and  
Applications*, vol 1 (2), p.:  
138-146, 2022.

## Investigating Orbital Configurations for a LEO Satellite Telephony Constellation over the Territory of Iran

Mohammad Haji Jafari <sup>\*,1</sup>, Sahar Aminabadi<sup>2</sup>

1,\*. Imam Khomeini International University - Buin Zahra Higher Education Center of  
Engineering and Technology [hajijafari@bzte.ac.ir](mailto:hajijafari@bzte.ac.ir), Corresponding author  
2. Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Iran,  
[sahar.amin2011@gmail.com](mailto:sahar.amin2011@gmail.com)

#### Abstract

In this paper, we investigate the orbital characteristics of a constellation consisting of 24 LEO satellites. All the configurations are based on the Walker Delta model, which include single-regulated (one constellation) and double-regulated (intertwined two constellations) models. For the sake of comparability, it is assumed that the orbital period of all satellites is 127 minutes and regarding the maximum altitude of 2000 km, the three eccentricities of zero (circle), 0.19 (with an apogee of 2000 km) and 0.097 ( $=0.19/2$ ) with the longest presence time on the mission area, are considered. In order to limit the search space, the inclination of all orbits is assumed 40 degrees and three values of 320, 340 and 360 degrees are considered for the argument of perigee in elliptical orbits. Examining the various scenarios, it can be seen that, Assuming the need for at least two observable satellites, basically, it can be found that for the argument of perigee of 320 degrees provides the best coverage beside the least standard deviation. As expected, the higher eccentric orbits perform better regardless of changes in signal strength. on the other hand, Double-regulated configurations can be associated with a larger number of satellites in view, which generally is accompanied by higher standard deviations. In General, a configuration may be chosen according to mission requirements and no one should be regarded as the absolute optimum.



# بررسی پیکربندی‌های مداری برای یک منظومه تلفن ماهواره‌ای نزدیک زمین در محدوده سرزمینی ایران

محمد حاجی جعفری<sup>۱\*</sup>، سحر امین‌آبادی<sup>۲</sup>

<sup>۱\*</sup>، دانشگاه بین‌المللی امام خمینی ره - مرکز آموزش عالی فنی و مهندسی بوئین‌زهره، hajijafari@bzte.ac.ir (نویسنده مسئول)

<sup>۲</sup> دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، sahar.amin2011@gmail.com

دو فصلنامه  
علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۴۶-۱۳۸  
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

دسترسی پذیر در نشانی:  
[Journal.isrc.ac.ir/article\\_146951.html](http://Journal.isrc.ac.ir/article_146951.html)

DOI:  
10.22034/jss.2022.310259.1035

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۷/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۰۵

واژه‌های کلیدی

تلفن ماهواره‌ای، منظومه دلتای واکر،  
طراحی مدار، طراحی منظومه

نحوه استناد به این مقاله

محمد حاجی جعفری، سحر امین‌آبادی، " بررسی پیکربندی‌های مداری برای یک منظومه تلفن ماهواره‌ای نزدیک زمین در محدوده سرزمینی ایران"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره دوم، صفحات ۱۳۸-۱۴۶، ۱۴۰۰.

## چکیده

در این مقاله تلاش شده ویژگی‌های مداری یک منظومه متشکل از ۲۴ ماهواره نزدیک زمین بررسی شود. در این بین، منظومه‌هایی مبتنی بر طرح دلتای واکر در نظر گرفته شده که شامل مدل‌های تک‌منتظم (یک منظومه) و دومنتظم (دو منظومه تودرتو) می‌شوند. به منظور مقایسه‌پذیری فرض شده که دوره مداری تمامی ماهواره‌ها ۱۲۷ دقیقه بوده و با توجه به ارتفاع بیشینه ۲۰۰۰ کیلومتری، سه مقدار خروج از مرکز صفر (دایره)، ۰.۱۹ (با اوج ۲۰۰۰ کیلومتری) و ۰.۰۹۷ (۰.۱۹ ÷ ۲) با بیشترین زمان حضور روی منطقه مأموریت لحاظ شده است. به منظور محدود کردن فضای جستجو، میل تمامی مدارها ۴۰ درجه فرض شده و سه مقدار ۳۲۰، ۳۴۰ و ۳۶۰ درجه برای آرگومان حضیض در مدارهای بیضوی لحاظ شده است. با بررسی سناریوهای مختلف دیده می‌شود که با فرض ضرورت وجود دست‌کم دو ماهواره در دید، اصولاً زاویه آرگومان حضیض ۳۲۰ درجه بهترین پوشش در ازای کم‌ترین انحراف معیار ارائه می‌کند. مدارهای با خروج از مرکز بالاتر با صرف‌نظر از تغییرات در قدرت سیگنال، عملکرد بهتری دارند. این در حالی است که پیکربندی‌های دومنتظم می‌توانند با تعداد ماهواره در دید بیشتری همراه باشند که البته اصولاً با انحراف معیار بیشتری همراه است. در کل، انتخاب از میان طرح‌های مختلف تنها با توجه به نیازمندی‌های مأموریتی امکان‌پذیر است و صرفاً یک طرح را نمی‌توان نسبت به دیگران برتر دانست.

هوایماها با ایستگاه‌های زمینی را فراهم می‌آورد [۶]. به‌کارگیری یک منظومه از ریزماهواره‌ها در کاربری تلفن ماهواره‌ای کمک می‌کند تا علاوه بر برآوردن نیازهای داخلی در تمامی موقعیت‌های جغرافیایی کشور، بتوان این خدمات را به کشورهای همسایه نیز صادر کرد. به‌علاوه، زیرساخت ایجاد شده امکان برقراری ارتباط امن داخلی را فراهم می‌سازد. از معروف‌ترین سامانه‌های تلفن ماهواره‌ای می‌توان به ثریا<sup>۲</sup>، ایریدیوم<sup>۴</sup>، گلوبال‌استار<sup>۵</sup> و اینمارست<sup>۶</sup> و اورب‌کام<sup>۷</sup> اشاره نمود [۷]. درحالی‌که ثریا از یک، و اینمارست از چهار ماهواره در مدار زمین‌آهنگ استفاده می‌کنند، دیگران متکی به منظومه‌های ماهواره‌ای در مدارهای نزدیک زمین هستند.

منظومه‌های ماهواره‌ای با پوشش جهانی و منطقه‌ای اغلب از مدل‌های دلتا<sup>۸</sup> یا قطبی [۹] بهره می‌برند. واکر در سال ۱۹۷۷ دو مدل دلتا<sup>۹</sup> و ستاره‌ای<sup>۱۰</sup> را ارائه داد که می‌توان از هر دو برای پوشش منطقه‌ای و جهانی استفاده نمود [۸]. از سوی دیگر، رایدرا<sup>۱۱</sup> در سال ۱۹۸۵ مدل منظومه مدارهای قطبی دایروی را پیشنهاد داد که می‌توان آن را نسخه خاصی از دلتای واکر تلقی نمود [۹]. علاوه بر دو مدل فوق، مدل‌های دیگری نظیر مدل منظومه گل<sup>۱۲</sup> [۱۰]، و مدل منظومه ماهواره‌ای پس‌گرای نزدیک زمین<sup>۱۳</sup> [۱۱] نیز توسعه یافته‌اند. بهینه‌سازی این مدل‌ها با توجه به نیازمندی‌های عملیاتی موضوع بسیاری از پژوهش‌ها بوده است [۱۴-۱۲]. با این وجود، تقریباً تمامی منظومه‌های عملیاتی کنونی برای کاربری تلفن ماهواره‌ای در مدارهای نزدیک زمین از مدل دلتای واکر یا قطبی استفاده می‌کنند [۷].

علاوه بر مدل‌های سنتی (تک‌منتظم) می‌توان از مدل‌های نامنتظم یا چندمنتظم نیز استفاده کرد. از جمله در پژوهش ژائو<sup>۱۴</sup> و همکاران با هدف بهبود دقت موقعیت‌نسی در منظومه ماهواره‌ای بایدو<sup>۱۵</sup> از مدل نامنتظم (چند ارتفاع و زاویه فراز<sup>۱۶</sup>

با افزایش گستره استفاده از سامانه‌های فضایی در سال‌های اخیر، بسیاری از کشورها به ساخت و توسعه ماهواره در حوزه‌های گوناگون پرداخته‌اند. درحالی‌که پیش‌تر از تک ماهواره‌ها برای برآورده کردن نیازهای عملیاتی استفاده می‌شد، به‌دلیل مشکلاتی نظیر هزینه بالا، وزن پرتاب زیاد و تأخیر در ارسال داده‌ها، این رویه به‌سوی استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای متمایل شده است [۱].

منظومه‌های ماهواره‌ای به گروهی از ماهواره‌ها اطلاق می‌شود که به‌صورت هم‌زمان برای اهداف نظامی، اینترنت، تلفن ماهواره‌ای، ارتباطی، مسیریابی، سنجشی و ... به‌کاربرده شده و می‌توانند پوشش جهانی یا منطقه‌ای داشته باشند. مأموریت‌های علمی، نظامی، مخابراتی و سنجشی قسمتی از مهم‌ترین کاربری‌های فضایی هستند که طی سال‌های گذشته، توسط ماهواره‌ها محقق شده‌اند. استفاده هم‌زمان از چند ماهواره، سبب کوچک و سبک شدن هر سامانه شده و در نتیجه توسعه‌دهندگان می‌توانند برای پرتاب ماهواره‌ها، از ماهواره‌برهای سبک‌تری استفاده کنند که خود باعث کاهش هزینه‌های مربوط به ساخت، پرتاب و تسهیل پوشش می‌شود. تفاوت عمده در استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای و سامانه‌های متمرکز، در افزایش عملکرد، طرح‌های مدولاسیون پیشرفته، آنتن‌های چندپرتویی و طرح‌های استفاده مجدد از بسامد است [۴-۲]. اسپیس‌ایکس، وان‌وب<sup>۱</sup> و تلسنت<sup>۲</sup> سه منظومه ماهواره‌ای فعال در مدار نزدیک زمین به‌شمار می‌آیند [۵].

استفاده از تلفن‌های ماهواره‌ای به‌منزله توسعه و تکمیل فناوری‌ها، نوآوری‌های رادیویی، گسترش پوشش و قابلیت اطمینان، کاهش اندازه، هزینه و مصرف توان دستگاه‌های رادیویی و بهبود کارایی آن‌هاست. استفاده از این وسایل امکانات لازم برای برقراری ارتباط بین کشتی‌ها، وسایل نقلیه زمینی و

9 delta  
10 star  
11 Rider  
12 Flower constellation  
13 Leo retrograde  
14 Zhao  
15 Beidou  
16 Elevation

1 Oneweb  
2 Telesat  
3 Thuraya  
4 Iridium  
5 Globalstar  
6 Inmarsat  
7 Orbcom  
8 Walker

تقریب دو جسم استفاده کرد. بر این اساس، اگر جسم گردنده از جسم مرکزی به اندازه کافی کوچک‌تر باشد، می‌توان حرکت جسم گردنده را توسط معادله ۱ توصیف نمود. با این فرض دوره حرکت جسم گردنده در صورت تشکیل مدار بسته (بیضوی و دایروی) از معادله ۲ پیروی خواهد نمود. به روشنی می‌توان دریافت که با ثابت ماندن نیم‌قطر اصلی، دوره مدار مستقل از میزان خروج از مرکز، ثابت باقی می‌ماند.

$$r = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + e \cos \theta} \quad (1)$$

$$T = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2)$$

برخلاف مدارهای دایروی که سرعت در آنها ثابت است (رابطه ۳)، سرعت در مدارهای بیضوی از رابطه ۴ پیروی می‌کند. همان‌گونه که دیده می‌شود با افزایش ارتفاع مداری، سرعت ماهواره کاهش می‌یابد که به معنای افزایش زمان دید توسط ناظر زمینی است [۱۸].

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (3)$$

$$E = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \quad (4)$$

در صورت به‌کارگیری هم‌زمان چندین ماهواره در مدارهای مختلف، می‌توان موقعیت و سرعت نسبی آنها را نسبت به هم محاسبه نمود. همان‌گونه که در قسمت مقدمه اشاره شد، ابزار اصلی در این پژوهش منظومه دلتای واکر است.

برای دلتای واکر  $t$  تعداد کل ماهواره‌ها،  $p$  تعداد صفحات مداری و  $f \in (0 \dots p-1)$  یا پارامتر فاز تغییر توزیع متغیر آنومالی حقیقی در

متفاوت) استفاده شده است [۱۵]. هم‌چنین هی<sup>۱</sup> و هیوجن تا بلر<sup>۲</sup> در سال ۲۰۱۸ توانستند با به‌کارگیری منظومه‌های نامنتظم و به‌دست آوردن حدود بهینه برای میل مداری، ارتفاع، تعداد منظومه‌های ادغام شده و نسبت تعداد ماهواره در هر منظومه، به توزیع یکنواخت‌تری از ماهواره‌های در دید دست یابند [۱۶]. پژوهش دیگری در سال ۲۰۲۰ به ادغام مدل‌های واکر و قطبی و مدارهای متعامد دایروی و استفاده از بهینه‌سازی برای یافتن تعداد ماهواره برحسب زاویه فراز مناسب در پوشش جهانی پرداخته است. تمامی این پژوهش‌ها با تکیه بر مدل‌های نامنتظم و چندمنتظم و هم‌چنین بهینه‌سازی، سعی در بهبود عملکرد منظومه ماهواره‌ای داشته‌اند. اسپیس‌ایکس<sup>۳</sup> و تلست<sup>۴</sup> دو منظومه ماهواره‌ای نامنتظم هستند که در حال حاضر در مدار نزدیک زمین فعالیت می‌کنند [۱۷].

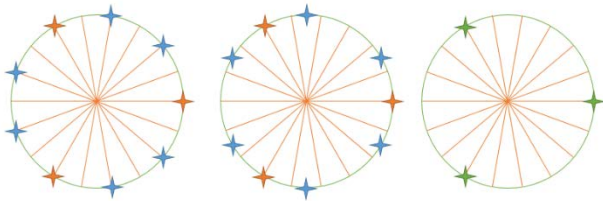
در این مقاله بنا است با بررسی ویژگی‌های عملکردی پیکربندی‌های مختلف برای منظومه‌های ماهواره‌ای در مدار نزدیک به زمین، مزیت آن‌ها برای استفاده در کاربری تلفن ماهواره‌ای در محدوده سرزمینی ایران بررسی شود که مدل دلتای واکر در آن‌ها نقش محوری دارد. با آگاهی از مشکلات ذاتی در این مدل، علاوه بر مدل سنتی (تک‌منتظم) برخی از طرح‌ها از دو مدل تودرتو (دومنتظم) تشکیل شده‌اند تا تأثیر این اقدام نیز به‌شکل نسبی لحاظ شود. از آنجایی که پژوهش پیش رو یک بهینه‌سازی تمام‌عیار با در نظر گرفتن پارامترهای مختلف طراحی در دامنه مجاز را شامل نمی‌شود، تنها چند مقدار گسسته در دامنه برای برخی از پارامترها در نظر گرفته شده است. این در حالی است که تعداد دیگری از پارامترها ثابت فرض شده‌اند که در ادامه به تفصیل بیان خواهد شد.

## ۲- مبانی نظری

در مکانیک مدارهای فضایی اگر از نیروهای گرانشی اجسام به غیر از جسم مرکزی و گردنده، و دیگر نیروهای اغتشاشی چشم‌پوشی شده و دو جسم کاملاً کروی فرض شوند، می‌توان از

پیش از بررسی مدل‌ها لازم است که به شکل شفاف درباره پارامترهای شبیه‌سازی صحبت به میان آید. همان‌گونه که گفته شد، مدل اصلی مورد استفاده، دلتای واکر بوده که به صورت تک‌منتظم و دومنتظم برای تعداد ۲۴ ماهواره لحاظ شده است (شبیه سامانه گلوبال استار [۶]). تمامی ماهواره‌ها (در نقش یک ترانسپوندر) مشابه هم و ایران به عنوان مرکز ناحیه بررسی پوشش انتخاب شده است. ایستگاه زمینی همواره با ماهواره‌ها در ارتباط بوده و سیگنال مورد استفاده در این منظومه ماهواره‌ای همانند سامانه ایریدیوم در باند ال در نظر گرفته شده است [۱۴]. مقدار کمینه زاویه فراز<sup>۱</sup> را نیز به‌مانند بسیاری از منظومه‌های ماهواره‌ای نزدیک زمین، می‌توان برابر با ۵ درجه فرض کرد [۲۰]. با این وجود، به دلیل سرعت نسبی زیاد بین ماهواره‌ها و پدیده جابه‌جایی داپلر<sup>۲</sup>، لینک بین ماهواره‌های لحاظ نشده و فرض شده که دو ایستگاه رله زمینی کار ارتباط بین ماهواره‌های را هنگامی انجام می‌دهند که یک ماهواره در دید مشترک طرفین ارتباط نباشد.

۲۴ ماهواره را می‌توان به دو شکل سنتی و تودرتو در منظومه‌های دلتای واکر جای داد. شکل ۱ طول نقاط گره صعودی را برای پیکربندی‌های سنتی (تک‌منتظم)، و تودرتو (طرح ۱ و طرح ۲) برای سه نمونه (از نمای قطب شمال) نشان می‌دهد.



شکل ۱. طول گره صعودی برای پیکربندی؛ به ترتیب از راست به چپ: دلتای تک‌منتظم (۸×۳)؛ دلتای دومنتظم مستقل (۲×۶)+(۴×۳)؛ دلتای دومنتظم نامستقل (۲×۶)+(۴×۳). هر قطاع در شکل بالا ۲۰ درجه است.

در مدل تک‌منتظم، نقاط گره صعودی دو منظومه به‌گونه‌ای چیده شده‌اند که صرفاً با هم همپوشانی نداشته باشند. در واقع، دو منظومه از هم مستقل بوده و نقاط گره صعودی صرفاً با هم

صفحات مجاور را تعریف می‌کند. در این منظومه‌ها طول گره صعودی و انحراف میانگین به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\Delta\Omega_{kj} = 2\pi \frac{(k-1)}{p} \quad (5)$$

$$\Delta M_{kj} = 2\pi \frac{P}{t}(j-1) + 2\pi \frac{f}{t}(k-1) \quad (6)$$

$\Delta\Omega_{kj}$  و  $\Delta M_{kj}$ ، طول گره صعودی و انحراف میانگین ماهواره‌های منظومه ماهواره‌ای نسبت به ماهواره مرجع  $k$  و  $j$  نیز به ترتیب نشان‌دهنده ماهواره موجود در مدار  $k$  با موقعیت  $j$  است [۱۹].

هر چند که در مدارهای نزدیک زمین به دلیل اثرات غیرکروی بودن نمی‌توان به‌سادگی از فرض دو جسم استفاده نمود، ولی با توجه به منتظم بودن مدارها، بیشتر اغتشاشات اثری مشابه داشته و اصولاً باعث حرکت نقطه گره صعودی و افزایش میل مداری می‌شوند. در حالی که اثر نخستین برای منظومه ماهواره‌ای منتظم مشکل حادی محسوب نمی‌شود، لازم است که زاویه میل مداری کنترل شود. با توجه به این موضوع در این پژوهش از فرض دو جسم استفاده شده و تأثیر اغتشاشات مداری از جمله عدم کرویت زمین چشم‌پوشی شده است.

### ۳- روش کار

در حالی که به‌منظور دستیابی به ویژگی‌های بهینه یک منظومه ماهواره‌ای برای برقراری ارتباطات تلفنی در مدارهای نزدیک به زمین، نیاز به بررسی جامع تمامی پارامترهای تأثیرگذار از جمله جنبه‌های فنی، هزینه‌ای و زمانی برای برقراری یک تعامل و مصالحه سازنده و جدی است؛ این کار در عمل پیچیده بوده و الزامات یک پژوهش چندضابطه‌ای را طلب می‌کند. در مقاله پیش‌رو، نگارندگان تنها روی بخش فنی تمرکز کرده و برای نمایش مفاهیم، بسیاری از پارامترهای مداری را ثابت فرض کرده یا تنها به ازای چند مقدار مشخص بررسی نموده‌اند. این رویکرد به دلیل بررسی حدودی ویژگی‌های عملکردی بوده و راه را برای اعتبارسنجی مدل‌های دقیق‌تر در بستر بهینه‌سازی فراهم می‌سازد.

2 Doppler effect

1 Minimum elevation angle

جدول ۱. عناصر مداری در مدارهای دایروی، بیضوی ۱، و بیضوی ۲

بیضوی ۲	بیضوی ۱	دایروی	
۹۱۸۸	۹۹۵۹	۸۳۷۱	شعاع اوج (km)
۷۵۵۴	۶۷۸۳	۸۳۷۱	شعاع حضیض (km)
۲.۱۲	۲.۱۲	۲.۱۲	دوره (hr)
۴۰	۴۰	۴۰	میل مداری (deg)
۰.۰۹۷	۰.۱۹	۰	خروج از مرکز
۳۲۰/۳۴۰/۳۶۰	۳۲۰/۳۴۰/۳۶۰	۰	آرگومان حضیض (deg)
۰-۳۶۰	۰-۳۶۰	۰-۳۶۰	آنومالی حقیقی
۰-۳۶۰	۰-۳۶۰	۰-۳۶۰	طول گرهِ صعودی

پس از مدل‌سازی سناریوهای مختلف، میزان پوشش‌دهی در کنار تعداد ماهواره‌های در دید آنی توسط کاربر زمینی، در محدوده سرزمینی ایران بررسی شده است. در تمامی سناریوها، زاویه کمینه افق محلی ۵ درجه لحاظ شده که نشانگر اثرات عوارض زمینی است. معیار اصلی در گزینش طرح‌های برتر، ابتدا وجود کم‌ترین تعداد ماهواره در دید در تمامی لحظات (در این جا بازه‌های ۵ دقیقه‌ای در طول یک شبانه‌روز) بوده و سپس به میانگین تعداد ماهواره‌های در دید، در کنار انحراف معیار پرداخته شده است. در مجموع، طرحی بهتر است که حداقل به صورت پیوسته ۲ ماهواره در دید را تضمین کرده [۱۲] و به شکل هم‌زمان بیشترین میانگین ماهواره در دید را در کنار کم‌ترین انحراف معیار ارائه نماید.

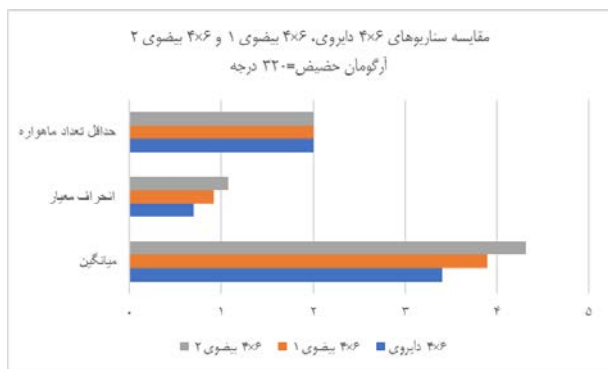
#### ۴- نتایج

در این مقاله، در طرح سنتی ۸ پیکربندی برای ۳ خروج از مرکز و ۳ زاویه آرگومان حضیض (برای دایروی تنها یک زاویه؛ مجموعاً ۵۶ پیکربندی) بررسی شده است. به علاوه، برای دو طرح دومنتظم مستقل و نامستقل، به ازای پیکربندی‌های  $(۴ \times ۳) + (۲ \times ۶)$  و  $(۳ \times ۴) + (۶ \times ۲)$ ، تنها زاویه آرگومان حضیض ۳۲۰ درجه لحاظ شده است. در مجموع، ۶۸ سناریو بررسی شده تا تخمینی از کیفیت پاسخ پوشش در شرایط شبیه‌سازی برای نقاط مشخصی از فضای طراحی حاصل شود. در ادامه، فرایند شبیه‌سازی برای تنها سناریوی  $(۴ \times ۶)$  به عنوان نمونه آورده شده است. نماهای دوبعدی و سه‌بعدی منظومه در شکل‌های ۲ و ۳ آورده شده است.

تلاقی ندارند. در مدل دومنتظم، نقاط گرهِ صعودی در منظومه متناوب و با فاصله‌گذاری زاویه‌ای برابر لحاظ شده‌اند؛ به گونه‌ای که صرف‌نظر از تعداد ماهواره، از منظر طول نقاط گرهِ صعودی در هر مدار گویی یک طرح تک‌منتظم به کار رفته است.

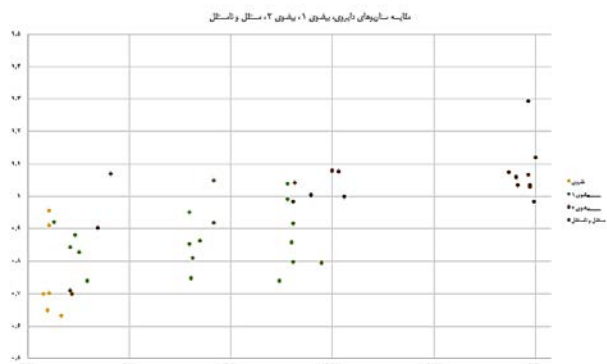
در مدل سنتی، ۸ پیکربندی برای ۲۴ ماهواره قابل تصور است:  $(۱ \times ۲۴)$ ،  $(۲ \times ۱۲)$ ،  $(۳ \times ۸)$ ،  $(۴ \times ۶)$ ،  $(۶ \times ۴)$ ،  $(۸ \times ۳)$ ،  $(۱۲ \times ۲)$  و  $(۲۴ \times ۱)$  که به ترتیب نشانگر تعداد ماهواره در مدار و تعداد مدار هستند. روشن است که در این حالت، طول گرهِ صعودی ( $\Omega$ ) مدارها به صورت یکنواخت در صفحه استوایی تنظیم می‌شود. علاوه بر روش منتظم که از آن تحت عنوان تک‌منتظم یاد می‌شود، می‌توان دو یا چند منظومه ماهواره‌ای را به شکل تودرتو در نظر گرفت. برای دو دسته ۱۲ تایی برای مثال تنها طرح‌های  $(۲ \times ۶) + (۴ \times ۳)$  و  $(۶ \times ۲) + (۳ \times ۴)$  امکان‌پذیر است.

ماهواره‌ها در مدارهایی با میل  $i(40)$  درجه قرار گرفته‌اند که کاملاً اختیاری بوده و صرفاً به دلیل نزدیکی به عرض جغرافیایی محدوده سرزمینی ایران انتخاب شده است. با فرض تاب‌آوری در نقاط کم‌تابش محدوده پایینی کمربند ون‌آلن<sup>۱</sup> تا ارتفاع ۲۰۰۰ کیلومتری و فرض ثابت ماندن دوره مداری به میزان ۲.۱۲ ساعت (با فرض عدم وجود اغتشاشات مداری)، بیشترین خروج از مرکز ( $e$ ) قابل تصور برای مدار ۰.۱۹ است. با توجه به هدف خاص این مقاله، بهینه‌گزینی در فضای پیوسته خروج از مرکز (۰ تا ۰.۱۹) در این مسئله) صرفاً نقاط ابتدا (دایروی  $e=0$ ) انتها (بیضوی ۲  $e=0.19$ ) و میانی (بیضوی ۱  $e=0.097$ ) برای بررسی حدودی نتایج انتخاب شده‌اند. از نظر عملکردی، مدارهای بیضوی امکان دید طولانی‌تر را فراهم می‌کنند، ولی از دید قدرت سیگنال امکان بروز نوسان وجود دارد [۲۱، ۲۲]. رویه‌ای مشابه برای آرگومان حضیض ( $\omega$ ) در پیش گرفته شده است. این پارامتر در سه مقدار ۳۲۰، ۳۴۰ و ۳۶۰ درجه بررسی شده که هدف آن افزایش مدت زمان دید زمینی ماهواره‌های واقع در مدار با قرار دادن نقطه اوج بر فراز نیم‌کره شمالی است. فارغ از طرح مورد استفاده (تک یا دومنتظم)، پارامترهای مداری را می‌توان برای مدارهای دایروی و بیضوی در قالب جدول ۱ جمع‌بندی نمود.

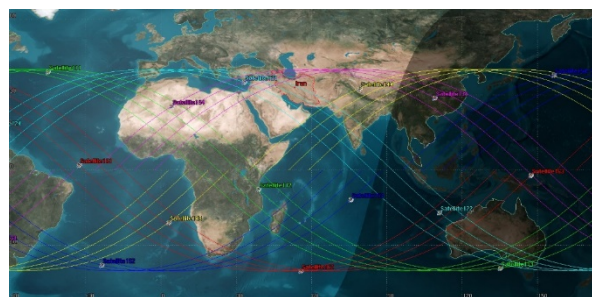


شکل ۵. مقایسه سناریوهای تک‌منتظم (۴×۶):  
( $\Omega=320$  و  $e=0,0.19,0.097$ )

پارامترهای کمینه، میانگین و انحراف معیار تعداد ماهواره‌های در دید در بازه‌های زمانی ۵ دقیقه‌ای در طول یک شبانه‌روز، به‌عنوان سه معیار اصلی عملکرد سامانه انتخاب شده‌اند. در شکل ۶، ۴۴ سناریو (۶۸ سناریو) از منظر میانگین تعداد ماهواره در دید و انحراف معیار با هم مقایسه شده‌اند که در آنها دست کم ۲ ماهواره در دید حضور دارند. این در حالی است که شکل‌های ۷ تا ۱۰ این نتایج را به تفکیک نوع پیکربندی دایروی، بیضوی ۱، بیضوی ۲ و دو منتظم نمایش داده‌اند.



شکل ۶. مجموعه پرتو سناریوهای دایروی، بیضوی ۱، بیضوی ۲ و دو منتظم، از منظر میانگین ماهواره در دید و انحراف معیار

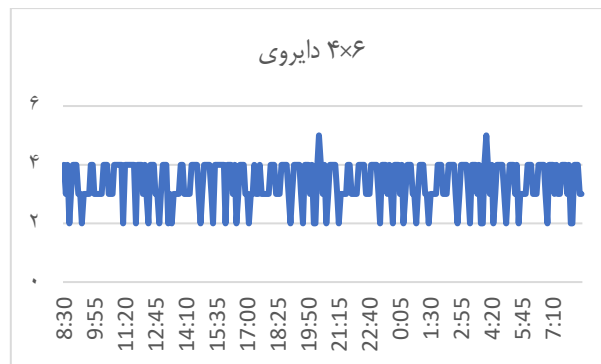


شکل ۲. نمای دوبعدی منظومه (۴×۶)



شکل ۳. نمای سه‌بعدی منظومه (۴×۶)

با بررسی تعداد گذرهای منظومه بر فراز ایران در بازه‌های زمانی ۵ دقیقه‌ای در طول یک شبانه‌روز، میزان و یکنواختی پوشش و همچنین کمینه تعداد ماهواره‌ها بر فراز ایستگاه زمینی به دست می‌آید. برای نمونه، در شکل ۴ و برای منظومه (۴×۶)، کمینه تعداد ماهواره در دید ۲ بوده و میانگین ماهواره در دید ۳.۴۱ با انحراف معیار ۰.۶۹ است. در شکل ۵ سه پارامتر کمینه ماهواره در دید، انحراف معیار ماهواره‌های در دید و میانگین آنها برای منظومه‌های تک‌منتظم (۴×۶) با آرگومان حضیض ۳۲۰ درجه آورده شده است.



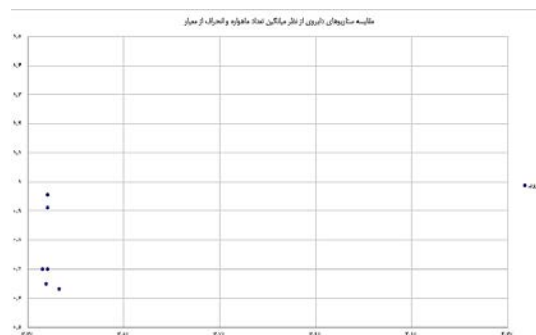
شکل ۴. تعداد گذرهای منظومه (۴×۶) دایروی در یک شبانه‌روز

آنچه از نتایج برمی‌آید، بهبود میانگین ماهواره‌های در دید به‌ازای کشیدگی بیشتر شکل مداری است. این پدیده اصولاً به افزایش انحراف معیار می‌انجامد (شکل‌های ۷ تا ۹). افزایش زاویه آرگومان حضیض از ۳۲۰ تا ۳۶۰ به کاهش تعداد ماهواره در دید می‌انجامد که البته تاثیری نامحسوس روی مقدار انحراف معیار دارد (شکل ۸ و ۹). طرح‌های دومنتظم نسبت به پیکربندی‌های سنتی امکان دستیابی به مقدار میانگین ماهواره در دید در حد نسبت بالایی را فراهم می‌آورند که البته به‌ازای انحراف معیار قابل توجه است (شکل ۱۰). درکل، انتخاب از میان طرح‌های مختلف تنها با توجه به نیازمندی‌های ماموریتی امکان‌پذیر است و صرفاً یک طرح را نمی‌توان نسبت به دیگر طرح‌ها برتری داد.

## ۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله با محدودسازی تغییرات پارامترهای پیکربندی‌های منظومه‌های مداری، یک بررسی حدودی از کیفیت عملکرد آن‌ها در کاربری یک سامانه تلفن ماهواره‌ای انجام پذیرفت. درکل، با ثابت نگاه‌داشتن دوره مداری (T)، میل مداری (i)، آرگومان حضیض ( $\omega$ ) و خروج از مرکز (e) برای سه مقدار مختلف لحاظ شد. برای تمامی این تغییرات، ۸ پیکربندی مختلف برای طرح سنتی شبیه‌سازی و مقایسه شد که ۶۸ سناریو را نتیجه می‌دهد. در تمامی سناریوها زاویه کمینه فراز ۵ درجه در نظر گرفته شد و فرض شد که وجود دست‌کم دو ماهواره در دید در تمامی زمان‌ها کفایت می‌کند.

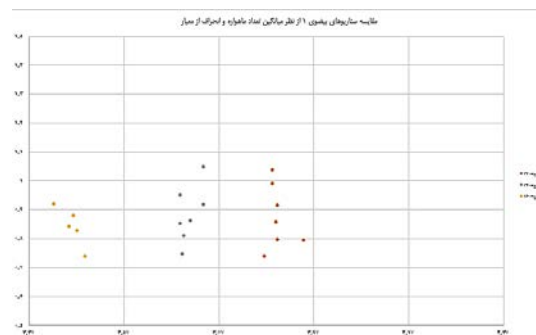
آنچه از سناریوهای تک‌منتظم برمی‌آید، برتری آرگومان حضیض ۳۲۰ درجه بر دیگر مقادیر از منظر میانگین ماهواره در دید و انحراف معیار است. از سوی دیگر، در حالی که خروج از مرکز بیشتر باعث بهبود مقدار میانگین ماهواره در دید می‌شود، انحراف معیار بیشتری را باعث می‌شود. علاوه بر طرح‌های سنتی، بررسی ۶ طرح دومنتظم نشان می‌دهد که می‌توان روی برخی از آن‌ها حساب ویژه‌ای باز کرد. هرچند که در این طرح‌ها از منظر میانگین تعداد ماهواره در دید برتری‌هایی دیده می‌شود، هم‌چنان میزان انحراف معیار ماهواره‌های در دید برای آن‌ها بالاست. در کل، انتخاب از میان طرح‌های مختلف تنها باید با توجه به



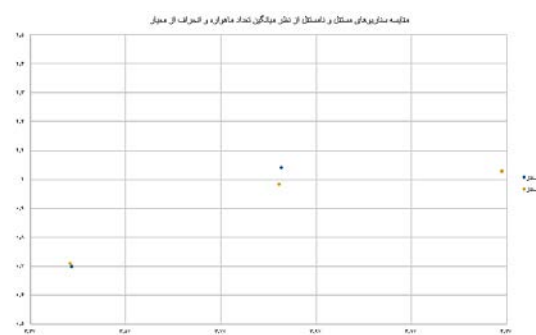
شکل ۷. مجموعه پرتو سناریوهای دایروی، از منظر میانگین ماهواره در دید و انحراف معیار



شکل ۸. مجموعه پرتو سناریوهای بیضوی ۱، از منظر میانگین ماهواره در دید و انحراف معیار



شکل ۹. مجموعه پرتو سناریوهای بیضوی ۲، از منظر میانگین ماهواره در دید و انحراف معیار



شکل ۱۰. مجموعه پرتو سناریوهای دومنتظم، از منظر میانگین ماهواره در دید و انحراف معیار



- [8] J. G. Walker, "Continuous whole-earth coverage by circular-orbit satellite patterns," Royal Aircraft Establishment Farnborough (United Kingdom), 1977.
- [9] L. Rider, "Optimized polar orbit constellations for redundant earth coverage," *J. Astronaut. Sci.*, vol. 33, pp. 147–161, 1985.
- [10] K. Park, M. P. Wilkins, and D. Mortari, "Uniformly distributed flower constellation design study for global navigation system," 2004.
- [11] J. Zhang, F. Deng, X. He, L. Li, and L. Zhang, "Designing LEO retrograde orbit satellite constellation for regional coverage," in *22nd AIAA International Communications Satellite Systems Conference & Exhibit 2004 (ICSSC)*, 2004, p. 3159.
- [12] D.-M. Ma, "Regional positioning system using low earth orbit constellations," *Acta Astronaut.*, vol. 58, no. 8, pp. 387–394, 2006.
- [13] R. L. Galski, "Preliminary Design of Satellite Constellations for a Brazilian Regional Positioning System by Means of an Evolutionary Algorithm," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 4, no. 1, p. 52, 2012.
- [14] D.-M. Ma, Z.-C. Hong, T.-H. Lee, and B.-J. Chang, "Design of a micro-satellite constellation for communication," *Acta Astronaut.*, vol. 82, no. 1, pp. 54–59, 2013.
- [15] S. Wu, X. Zhao, C. Pang, L. Zhang, and Y. Wang, "A new strategy of stochastic modeling aiming at BDS hybrid constellation in precise relative positioning," *Adv. Space Res.*, vol. 63, no. 9, pp. 2757–2770, May 2019, doi: 10.1016/j.asr.2018.04.007.
- [16] X. He and U. Hugentobler, "Design of Mega-Constellations of LEO Satellites for Positioning," in *China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2018 Proceedings*, May 2018, pp. 663–673. doi: 10.1007/978-981-13-0005-9\_54.
- [17] F. Ma *et al.*, "Hybrid constellation design using a genetic algorithm for a LEO-based navigation augmentation system," *GPS Solut.*, vol. 24, no. 2, p. 62, Mar. 2020, doi: 10.1007/s10291-020-00977-0.
- [18] H. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students: Revised Reprint*. Butterworth-Heinemann, 2020.
- [19] D. Arnas and D. Casanova, "Nominal definition of satellite constellations under the Earth gravitational potential," *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, vol. 132, no. 3, pp. 1–20, 2020.
- [20] M. N. Pachery and M. R. Bhatnagar, "Double differential modulation for LEO-based land mobile satellite communication," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 56, no. 4, pp. 3339–3346, 2020.
- [21] G. Maral, J.-J. de Ridder, B. G. Evans, and M. Richharia, "Low earth orbit satellite systems for communications," *Int. J. Satell. Commun.*, vol. 9, no. 4, pp. 209–225, 1991.

نیازمندی‌های ماموریتی صورت گیرد و صرفاً یک طرح را نمی‌توان نسبت به طرح‌های دیگر برتری داد.

نتایج این پژوهش در آینده می‌تواند با پیاده‌سازی در یک ابزار بهینه‌سازی در فضای گسسته- پیوسته و با تعریف دقیق‌تر نیازمندی‌های سامانه، به خروجی‌های ارزشمندتری منجر شود. تعریف محدوده‌های مجاز تغییر پارامترهای مختلف، دخالت دادن محدودیت‌های گیرنده‌های زمینی، مباحث هزینه‌ای و اطمینان‌پذیری و دیگر مسائل می‌تواند سودمندی بیشتری به دنبال داشته باشد.

### تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

### تشکر و قدردانی

اد

### مراجع

- [1] M. Sweeting, "Modern small satellites-changing the economics of space," *Proc. IEEE*, vol. 106, no. 3, pp. 343–361, 2018.
- [2] D. Arnas, D. Casanova, and E. Tresaco, "Time distributions in satellite constellation design," *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, vol. 128, no. 2, pp. 197–219, 2017.
- [3] I. del Portillo, B. G. Cameron, and E. F. Crawley, "A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband," *Acta Astronaut.*, vol. 159, pp. 123–135, Jun. 2019, doi: 10.1016/j.actaastro.2019.03.040.
- [4] T. Wu, S. Wu, and L. Zhu, "Design of common track satellite constellations for optimal regional coverage," in *2006 6th International Conference on ITS Telecommunications*, 2006, pp. 1252–1255.
- [5] N. Pachler, I. del Portillo, E. F. Crawley, and B. G. Cameron, "An Updated Comparison of Four Low Earth Orbit Satellite Constellation Systems to Provide Global Broadband," in *2021 IEEE International Conference on Communications Workshops (ICC Workshops)*, Jun. 2021, pp. 1–7. doi: 10.1109/ICCWorkshops50388.2021.9473799.
- [6] S. D. Ilcev, *Global Mobile Satellite Communications: For Maritime, Land and Aeronautical Applications*. Springer Science & Business Media, 2005.
- [7] D. Martin, P. Anderson, and L. Bartamian, *Communication Satellites*, 5th edition. El Segundo, California: Reston, Virginia: AIAA, 2007.

- [22] S. Cakaj, B. Kamo, A. Lala, and A. Rakipi, "The coverage analysis for low earth orbiting satellites at low elevation," *Int. J. Adv. Comput. Sci. Appl.*, vol. 5, no. 6, 2014.



#### COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)