

Design of a Low Earth Orbit Constellation for Regional Navigation Mission

Sajjad Ghazanfarinia ¹, Ehsan Mousivand ²
Masoud Khoshshima ^{*,3}, Yaser Saffar ⁴

1,*. Satellite Research Institute, Tehran, Iran

2. Satellite Research Institute, Tehran, Iran

3,*. Satellite Research Institute, Tehran, Iran, m.khoshshima@isrc.ac.ir, (Corresponding author)

4. Satellite Research Institute, Tehran, Iran

Abstract

This research is going to present design of a LEO Constellation for Navigation service with minimum number of Satellites. The goal is to achieve Dilution Of Precision (DOP) less than 6. This Requirement is going to be achieved using predefined launch vehicles limitation on orbit which is 500 km in circular orbit altitude and 55 degrees for orbit inclination. Design has been done based on Analyses resulting in Optimization for least number of Satellites in this orbit, to satisfy all requirements for Navigation Performance and in conformance with the constraints related to launch and orbit. Multiple analyses have been done resulted in Constellation with 324 satellites, formed in 18 Orbits with 18 Satellites in each. This design shows the performance of 4.7 in DOP for a User located in Tehran, however, the distribution of DOP over the target area shows that the requirement has been passed through the whole region.

Keywords

LEO Satellite constellation,
Middle east coverage,
Dilution of precision

How to Cite this article

Sajjad Ghazanfarinia, Ehsan Mousivand, Masoud Khoshshima, Yaser Saffar. "Design of a Low Earth Orbit Constellation for Regional Navigation Mission", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 2 (2), p.: 48-59, 2023.



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 2, pp.: 48-59
2022

DOI:

10.22034/jssta.2022.332468.1084

Article Info

Received: 2022-3-4
Accepted: 2022-12-13

طراحی منظومه مدار پایین با ماموریت ناوبری در پوشش منطقه‌ای

سجاد غضنفری نیا^۱، احسان موسیوند^۲، مسعود خوش سیما^۳، یاسر صفر^۴

۱. * پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران

۲. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران

۳. * پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران، m.khoshsima@isrc.ac.ir (نویسنده مسئول)

۴. پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران



دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال دوم، شماره ۲، صفحه ۴۸-۵۹
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

چکیده

پژوهش پیش‌رو با هدف استخراج روند طراحی منظومه ناوبری واقع در مدار LEO، با اهداف منطقه‌ای خاورمیانه و به طور ویژه پوشش دقیق ایران با حداقل تعداد ماهواره و به منظور دستیابی به پارامتر تعدیل دقت (Dilution Of Precision (DOP)) کمتر از ۶ انجام شده است. با توجه به این هدف، طراحی منظومه برای مدار پایین و در مدار مقید به پرتابگر داخلی انجام گرفته است. طراحی به کمک تحلیل‌های منجر به بهینه‌سازی و با رویکرد دستیابی به کمترین تعداد ماهواره برای دستیابی به هدف مدنظر و تطابق بر قیود تعریف شده انجام می‌شود. بر اساس تحلیل‌های صورت گرفته در نرم‌افزار STK و MATLAB، تعداد ۳۲۴ ماهواره در ۱۸ صفحه مداری که هر صفحه دارای ۱۸ ماهواره است، به عنوان طراحی نهایی در نظر گرفته شد. این منظومه ماهواره‌ای دارای مقدار ۴.۷ به عنوان حداکثر مقدار DOP، برای کاربری واقع در ایستگاه تهران خواهد بود، هرچند توزیع حداکثر مقدار پارامتر عملکردی مدنظر، در سرتاسر ناحیه‌ی پوشش حاکی از دستیابی به هدف مطلوب در طراحی است.

DOI:

10.22034/jsssta.2022.332468.1084

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۲/۱۳

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۲

واژه‌های کلیدی

منظومه ناوبری مدار پایین، پوشش خاورمیانه، تعدیل دقت (DOP)، موقعیت-یابی

نحوه استناد به این مقاله

سجاد غضنفری نیا، احسان موسیوند، مسعود خوش سیما، یاسر صفر. "طراحی منظومه مدار پایین با ماموریت ناوبری در پوشش منطقه‌ای"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد دوم، شماره دوم، صفحات ۴۸-۵۹، ۱۴۰۱.

مانند گلوناس و همچنین سیستم ارتباطی سیار ایریدیم، استفاده می‌شود. طرح واکر را با پارامترهای زیر می‌توان بیان کرد:

$$i = t/p/f \quad (1)$$

با توجه به رابطه (۱)، پارامتر i معرف زاویه شیب مداری، t تعداد کل ماهواره‌ها، p تعداد صفحات مداری با فاصله مساوی و f فاصله نسبی بین ماهواره‌ها در صفحات مداری مجاور است. تغییر در آنومالی‌های واقعی (بر حسب درجه) برای ماهواره‌های معادل در صفحات مجاور از رابطه $f * 360/t$ تعیین می‌شود [5].

طراحی منظومه ماهواره‌ای به روش دو بعدی شبکه گل، یک فرمول طراحی منظومه ماهواره‌ای بر اساس ویژگی‌های نظریه اعداد است که توزیع یکنواخت ماهواره‌ها را در گره صعودی^۸ و آنومالی متوسط^۹ مدارها، انجام می‌دهد. مقادیر محور نیمه اصلی^{۱۰} خروج از مرکز^{۱۱}، زاویه شیب مداری^{۱۲} و آرگومان حضیض^{۱۳} برای تمامی ماهواره‌های این منظومه، مشترک است. منظومه ماهواره‌ای و معماری‌های شیار^{۱۴} که در مسیرهای غیر خود متقاطع^{۱۵} توزیع شده‌اند، فرصتی منحصر به فرد برای ارزیابی تحلیلی حداقل فاصله بین ماهواره‌ها برای ساختار کلی را فراهم می‌سازد. علت این است که اگر چگالی ماهواره‌ها در این نوع توزیع، به اندازه کافی بزرگ باشد، می‌توان با محاسبه یکی از زوج‌های منظومه‌ای، حداقل فاصله بین ماهواره‌ها را در منظومه ماهواره‌ای تعیین کرد [4].

قیده‌های مربوط به طراحی منظومه‌ای را به صورت زیر می‌توان در نظر گرفت:

- احراز شرایط ایجاد ایستگاه در داخل محدوده
- ارتباطات جهانی را با سیستم‌هایی که قادر به دستیابی به پوشش جهانی یکپارچه هستند، باید یکپارچه کرد.

طراحی منظومه ماهواره‌ای ناوبری سال‌هاست که مورد توجه قرار گرفته است. اکثر منظومه‌های ناوبری موجود، در مدار ارتفاع متوسط^۱ و زمین‌آهنگ^۲ واقع هستند. تحقیقات اخیر نشان می‌دهد که یک منظومه ماهواره‌ای واقع در مدار پایین زمین^۳، دارای مزایای قابل توجهی از جمله ارتباطات با تاخیر کم، زمان موقعیت-یابی کوتاه‌تر، دقت موقعیت‌یابی بالاتر، هزینه ساخت و نگهداری و پرتاب کمتری نسبت به ماهواره‌های مدار ژئو هستند. بنابراین، تقویت ناوبری مدار پایین، توجه زیادی را به خود جلب کرده است [1]. در مقایسه با یک ماهواره منفرد، یک منظومه ماهواره‌ای ممکن است پوشش بهتر و قابلیت اطمینان بالاتری را در صورت خرابی برخی از ماهواره‌ها فراهم کند و نرخ بقا و موفقیت ماموریت بالاتری را تضمین می‌کند [2].

طراحی مدار منظومه‌های ماهواره‌ای معمولا یا با روش دلتا-واکر^۴ و یا روش مسیرهای پوششی^۵ انجام می‌شود. علاوه بر این، یک رویکرد مبتنی بر مسیر زمینی توسعه یافته است و اخیرا مفهوم مسیر زمینی لغزشی^۶ که برای منظومه‌های ماهواره‌ای متشکل از یک یا چند صفحه مداری اعمال می‌شود، معرفی شده است [2]. همچنین روش طراحی گل^۷ نیز در طراحی منظومه ماهواره‌ای استفاده می‌شود [4].

در طراحی به روش دلتا-واکر، پارامترهای مداری به روشی خاص به یکدیگر وابسته هستند و در نتیجه منجر به کاهش پیچیدگی‌ها خواهند شد. روش واکر، متقارن‌ترین هندسه را در بین تمام روش-های طراحی منظومه ماهواره‌ای ارائه می‌دهد. بنابراین برای منظومه‌هایی که دارای پوشش جهانی هستند، روش واکر، مناسب‌تر است [1]. به دلیل عملکرد پوشش‌دهی خوب، طرح منظومه ماهواره‌ای واکر معمولا در منظومه‌های ماهواره‌ای بزرگ

9 mean anomaly
10 semi-major axis
11 eccentricity
12 Inclination
13 argument of perigee
14 slotting architectures
15 non-self-intersecting trajectories

1 Medium Earth Orbit
2 Geosynchronous orbit
3 Low Earth Orbit
4 Walker
5 Streets of coverage
6 Sliding ground track concept
7 Flower
8 right ascension of the ascending node (RAAN)

خدمات ناوبری ایجاد می‌کند [5]. در جدول (۲) مقایسه شرکت‌هایی که در مدار پایین دارای منظومه هستند ارائه شده است.

جدول ۲. مقایسه منظومه‌های ماهواره‌ای منتخب [12]

Constellation	Region	Orbital height	Quantity	Bands	Services	Est. data rate
Iridium Gen. 1	LEO	781 km	66	L	Voice, data	2.4 Kbps
Globalstar	LEO	1414 km	48	S, L	Voice, data	~9.6 Kbps
Orbcomm Gen.1	LEO	700 - 800 km	36	VHF	IoT & M2M Communication	2.4 Kbps
Skybridge	LEO	1457 km	64	Ku	Broadband Internet	60 Mbps
Teledesic	LEO	1375 km	288 (840)	Ka	Broadband Internet	64 Mbps
Iridium NEXT	LEO	781 km	66	L, Ka	Voice, data	1.5 Mbps, 8 Mbps
Orbcomm Gen. 2	LEO	700 - 800 km	18	VHF	IoT & M2M Communication	4.8 Kbps
O3b	MEO	8063 km	20	Ka	Broadband Internet	500 Mbps
OneWeb	LEO	1200 km	648	Ku	Broadband Internet	400 Mbps
Starlink Gen.1 Starlink Gen.2	LEO	335.9 ~ 328 ~ 61	11926 30000	V Ku, Ka, E	Broadband Internet	100 Mbps
Telesat Phase. 1 Telesat Phase.2	LEO	1015 ~ 1	298 1373	Ku, Ka	Broadband Internet	-
Hongyan	LEO	1100 km	320	L, Ka	Voice, Broadband Internet	100 Mbps
Kuiper	LEO	590 ~ 63	3236	Ka	Broadband Internet	-

۱-۱- سابقه پژوهش

در خصوص طراحی منظومه‌های مدار پایین با ماموریت ناوبری، تحقیقات مشابهی در سطح کشور و دنیا انجام شده است. ساویترا و همکاران، برای به حداکثر رساندن درصد پوشش و به حداقل رساندن زمان بازدید مجدد برای یک منظومه ماهواره‌ای کوچک با پوشش محدود و طبق روش الگوریتم ژنتیک، تمرکز کرده‌اند. منطقه هدف، توسط یک چندضلعی که توسط نقاط شبکه تعریف شده است و جایگزین نقطه هدف شده است. این منظومه ماهواره-ای از ماهواره‌های مدار پایین نامتقارن و دایره‌ای تشکیل شده است [2]. زردشتی و امامی یک منظومه ماهواره‌ای در مدار LEO را برای منطقه ایران به منظور افزایش عملکرد ناوبری منطقه‌ای، طراحی کرده‌اند. طبق این رویه طراحی، پیکربندی بهینه منظومه ماهواره‌ای از طریق یک الگوریتم ژنتیک چند هدفه با استفاده از

- با ماهواره‌های کوچک ارزان قیمت مدار پایین، ساختار ماهواره نباید خیلی پیچیده باشد. بیم ماهواره^۱ و ابعاد آنتن آن نباید خیلی بزرگ باشد.

- رفع نیاز کاربران پهنای باند پرسرعت و کوچک‌سازی پایانه‌های کاربر به‌طور همزمان، انجام شود.

اخیراً رقابت برای ارائه خدمات اینترنتی در مدار لئو است و این مدار روز به روز شلوغ‌تر خواهد شد. به عنوان نمونه اخیراً اسپیس‌ایکس^۲ اعلام کرده است که به دنبال کسب مجوز برای اضافه کردن ۳۰۰۰۰ ماهواره دیگر به منظومه ۱۲۰۰۰ ماهواره‌ای استارلینک خواهد بود. استفاده فراوان از این مدار الزامات مربوط به تدوین قوانین به منظور جلوگیری از تداخلات سیگنال را تشدید کرده است [11].

جدول ۱. مدارهای ماهواره‌ای در تناسب با ماموریت‌ها

عنوان ماموریت	مدار ماهواره‌ای		
	GEO	MEO/HEO	LEO
ارتباطات ثابت	✓	✓	
پخش تلویزیونی	✓		
پخش رادیویی	✓	✓	
ارتباطات موبایلی	✓	✓	✓
ناوبری	✓	✓	✓
جست‌و‌جو و نجات	✓	✓	✓
مشاهدات زمینی			✓
هواشناسی	✓		✓
هوش الکترونیکی	✓		✓
هشدار زود هنگام	✓		✓
رله داده	✓		✓
اثبات تکنولوژی	✓		✓
علوم پایه	✓		✓

در حال حاضر، منظومه‌های ماهواره‌ای واقع در مدار لئو به ایده ارائه خدمات اینترنت پهن باند در سطح جهانی که توسط شرکت‌های مشهور بین‌المللی مانند وان‌وب^۳، اسپیس‌ایکس و همکاران ارائه شده است، به کانون تحقیقاتی تبدیل شده است. صدها یا هزاران ماهواره لئو برای تحقق این ایده مستقر خواهند شد. این تعداد زیاد از ماهواره‌های لئو فرصت‌هایی را برای

3 One Web

1 Satellite beams
2 SpaceX

لیو و همکاران، با بررسی شکاف دیجیتالی در مناطقی که دارای دسترسی ضعیفی هستند، طرح "اتصال غیر متصل"⁴ را برای ادغام ماهواره‌های مدار لئو با شبکه‌های سلولی زمینی به عنوان یک طرح امیدوار کننده در نظر گرفته است. لیو و همکاران ابتدا نقشه‌راه توسعه منظومه ماهواره‌ای SatCons را معرفی کرده‌اند. علاوه بر آن، در مورد فرصت‌های منحصر به فرد SatCons در استفاده از مدار لئو برای ارائه شبکه‌های یکپارچه 5G بحث شده است [12].

داچون⁵ و همکاران نیز، رویکردی را برای بهبود محلی‌سازی با استفاده از فیلتر کالمن بر اساس GNSS ارائه کرده‌اند و اصول محلی‌سازی جی‌پی‌اس و تاثیر پارامتر DOP بر خطای محلی‌سازی به صورت ریاضی تجزیه و تحلیل شده است [14].

۱-۲- مزایای استفاده از مدار پایین

ماهواره‌های واقع در مدار زمین آهنگ به صورت تکی قابل استفاده تجاری و کسب درآمد هستند. این در حالی است که ماهواره‌های مدار پایین در تضاد شدید با ماهواره‌های زمین آهنگ هستند و برای کسب درآمد عمده‌ها باید به صورت منظومه‌ای مورد استفاده قرار گیرند. همچنین، تجهیزات کنترل زمینی مورد نیاز برای حفظ منظومه واقع در مدار پایین، گسترده‌تر از تجهیزات مورد نیاز یک سیستم مدار ژئو است زیرا ایستگاه‌های زمینی باید در چندین نقطه روی زمین مستقر باشند [15].

با این وجود، ماهواره‌های واقع در این مدار، دارای مزایای متعددی هستند که بیشتر برای کاربرانی که به دنبال پوشش جهانی بدون محدودیت‌های ذاتی و تاخیرهای کم و وضوح تصاویر بالا هستند، مورد توجه است. یکی از معایب اصلی این مدار عمر مداری پایین است. در حال حاضر، مدار پایین و توسعه فناوری‌هایی پرتابی با قابلیت استفاده مجدد، منجر به جذابیت بیشتر این مدار شده است. مدارهای پایین زمین⁶ که معمولاً به عنوان مدارهای با ارتفاع کمتر از ۴۵۰ کیلومتر طبقه‌بندی می‌شوند، این پتانسیل را دارند که مزایای قابل توجهی را برای ماهواره‌ها ارائه دهند.

تابع هزینه با ترکیبی از تعدیل دقت هندسی، تعداد ماهواره‌ها و ارتفاع مداری تعیین می‌شود. بر اساس این تحلیل، ۱۳۰ ماهواره که در ۱۳ مدار و با تعداد ۱۰ ماهواره در هر مدار و در ارتفاع ۸۶۸ کیلومتری قرار می‌گیرد، یک انتخاب قابل قبول خواهد بود [19]. همچنین نوایی و همکاران در شبیه‌سازی دینامیکی منظومه ماهواره‌های ارتفاع پایین برای پوشش دهی منطقه‌ای با در نظر گرفتن کیفیت سرویس دهی مطلوب سناریوهای را پیشنهاد کردند. نتایج آنها ضمن لحاظ پوشش کامل برای منطقه ایران مبتنی بر تعداد صفحات آن ناظر بر رعایت ملاحظات هزینه پرتاب به صفحات بیشتر یا تغییر صفحات مداری است. شایان ذکر است که منظومه پیشنهادی علاوه بر پوشش منطقه ایران، دارای پوششی برای تمامی مناطق در عرضهای جغرافیایی $25 \pm$ تا $40 \pm$ درجه، است. [20].

ژانگ و همکاران یک منظومه ماهواره‌ای واقع در مدار لئو را با هدف تجزیه و تحلیل عملکرد سیستم ناوبری ماهواره‌ای منظومه BeiDou (BDS) که در حالت‌های مستقل و ترکیبی، این منظومه را تقویت کند، طراحی کرده‌اند [9].

جی و همکاران، چندین منظومه ماهواره‌ای واقع در مدار لئو را از نظر تعداد صفحات مداری و زاویه شیب مداری مورد تجزیه و تحلیل آماری قرار داده‌اند تا منظومه مناسب برای طراحی LeGNSS مشخص گردد. با استفاده از این طراحی، یک منظومه ماهواره‌ای با زاویه‌های شیب مداری مختلف به منظور توزیع یکنواخت‌تری از تعداد ماهواره‌های مدار لئو قابل مشاهده در طول و عرض جغرافیایی برای تعیین موقعیت دقیق نقطه‌ای^۱ همگرا با سرعت جهانی، بسیار مناسب‌تر است [5].

تهسین^۲ و همکاران، با بررسی رابطه بین دقت موقعیت‌یابی و هندسه ماهواره با موقعیت کاربر، مقایسه‌ای در مورد پارامتر DOP بین منظومه‌های ماهواره‌ای جی‌پی‌اس، گالیله و ایجاد ساختار ترکیبی بین جی‌پی‌اس و گالیله انجام داده است. در سیستم ترکیبی جی‌پی‌اس-گالیله، برای زاویه الویشن برشی^۳ با مقدار ۵ درجه، پارامتر DOP به مقدار ۲.۶ کاهش یافته است که دقت موقعیت‌یابی عالی را ارائه می‌دهد [13].

4 connecting the unconnected
5 duchon
6 Very low Earth orbits (VLEO)

1 Precise Point Positioning (PPP)
2 Tahsin
3 Cut-off elevation angle



شکل ۲. منطقه هدف جهت طراحی منظومه ماهواره‌ای

موقعیت‌یابی کد لحظه‌ای ماهواره‌های سیستم ناوبری GNSS با دقت خوب، مستلزم تخمین‌های خوب مربوط به فاصله ماهواره‌های فرستنده تا آنتن گیرنده است. اما این تخمین‌های خوب، همیشه دقت موقعیت‌یابی خوب را تضمین نمی‌کنند. این به آن دلیل است که کیفیت موقعیت‌یابی تحت تاثیر هندسه منظومه ماهواره‌ای قابل مشاهده و هندسه‌ی ماهواره خواهد بود. تاثیر هندسه ماهواره‌ها در موقعیت‌یابی توسط عوامل تعدیل دقت^۲ قابل تعیین است. به کمک این عوامل می‌توان تاثیر عدم قطعیت‌های سودورنج‌ها^۳ را با راه‌حل‌های پیدا شده برای مشکل موقعیت‌یابی مرتبط با هندسه ماهواره، کاهش داد [17].

گیرنده‌های جی‌پی‌اس، سودورنج‌های اندازه‌گیری شده از ماهواره‌های جی‌پی‌اس قلیل مشاهده را به مقداری تخمینی از موقعیت و تنظیم ساعت گیرنده تبدیل می‌کنند. به دلایل مختلف، گیرنده‌ها ممکن است فقط زیرمجموعه‌ای از ماهواره‌های قابل مشاهده را ردیابی و پردازش کنند. البته بهتر است از بهترین زیرمجموعه‌های ماهواره‌ای برای این کار استفاده شود [18].

مفهوم DOP یک معیار قدرتمند، ساده و پرکاربرد برای ارزیابی اثربخشی اندازه‌گیری‌های بالقوه است. ایده تعدیل دقت با کاربران سیستم ناوبری لوران C، ایجاد شده است. یکی از عوامل مهم در تعیین دقت موقعیت، منظومه ماهواره‌ای یا هندسه گروهی از ماهواره‌ها است که سیگنال‌ها از آنها دریافت می‌شود. آرایش

عملیات ماهواره در ارتفاع پایین از دیدگاه ماموریتی دارای مزایای مختلفی است. همچنین می‌توان گفت با حفظ عملکرد معین، در وزن و حجم محموله صرفه‌جویی می‌شود. مزایای بیشتر عبارتند از بهبود دقت موقعیت جغرافیایی، بهبود بودجه‌های لینک ارتباطی، محیط تشعشعی بهتر و قابلیت‌های بیشتر در پرتابگر که هر کدام می‌توانند عامل محرکه‌ای در یک پروژه باشند. [12,16].

جدول ۳. بررسی مزایا و معایب مدار لئو

چالش‌های مدار LEO	مزایای مدار LEO
اصطکاک با گازهای رقیق لایه‌های بالایی جو که به تدریج منجر به کاهش ارتفاع و سقوط ماهواره می‌شود.	ثبت تصاویر و داده‌های علمی دقیق‌تر
برخلاف اکسیژنی که در نزدیکی سطح و لایه‌های پایین جو زمین به صورت مولکولی وجود دارد، اکسیژن در لایه‌های بالایی جو به دلیل تابش فرابنفش خورشید به صورت اتم‌های آزاد است که بسیار واکنش‌پذیر و خورنده هستند. به همین دلیل برای قرارگیری در مدارهای بسیار کم‌ارتفاع، بدنه ماهواره‌ها باید از مواد و آلیاژهای خاصی ساخته شود که در برابر این خوردگی مقاومت لازم را داشته باشد.	کاهش تاخیر کاهش پارازیت مخابراتی بهبود توان مخابراتی کاهش وزن و حجم ماهواره افزایش دقت مکان‌یابی جغرافیایی کاهش هزینه‌های پرتاب دغدغه کمتر در مورد زباله‌های فضایی کاهش اثرات پرتوهای فضایی و ذرات باردار
توسعه چنین مواد و آلیاژهایی از زمینه‌های پژوهشی مهم برای ماهواره‌های مدارهای بسیار کم‌ارتفاع است.	امکان به‌کارگیری سامانه‌های پیش‌رانش الکترونیکی

۲- مفاهیم اولیه و طرح مساله

سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی^۱، پوشش ماهواره‌ای جهانی بر روی زمین را فراهم می‌سازد. موفقیت سیستم‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی، تا حد زیادی به شناسایی موقعیت یک شیء یا هدف روی زمین وابسته است. به طور کلی، مشکل اصلی در یافتن موقعیت دقیق هدف خواهد بود [13]. در شکل (۲) منطقه هدف (خاورمیانه) جهت بررسی پوشش، نمایش داده شده است.

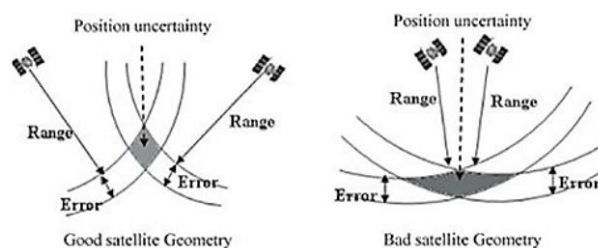
^۳Pseudoranges: فاصله ایجاد شده بین ماهواره و گیرنده ماهواره است.

1 Global Navigation Satellite System (GNSS)
2 Dilution Of Precision (DOP)

جدول ۴. بررسی محدوده DOP

توضیحات	رتبه‌بندی	محدوده DOP
بالاترین سطح اطمینان ممکن برای مصارفی که همواره نیاز به بالاترین دقت را دارند.	ایده‌آل	۱
در این سطح اطمینان، موقعیت‌یابی برای همه کارها به جز حساس‌ترین کارها مناسب است	عالی	۲-۴
حداقل سطح دقت مناسب برای تصمیم‌گیری‌های دقیق می‌باشد. در ناوبری قابل اطمینان برای کاربر قابل استفاده است.	خوب	۴-۶
موقعیت برای محاسبات می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد، اما کیفیت می‌تواند بهبود یابد. نمای بازتر از آسمان توصیه می‌شود.	در حد متوسط	۶-۸
سطح اعتماد پایین را نشان می‌دهد. از اندازه‌گیری‌ها باید صرف نظر کرد و یا فقط برای نشان دادن یک تخمین بسیار غیر دقیق از مکان فعلی از آن استفاده کرد.	مقبول	۸-۲۰
در این سطح اندازه‌گیری‌ها تا ۳۰۰ متر خطا دارند و باید از آن‌ها صرف نظر کرد.	ضعیف	۲۰-۵۰

ایده‌آل، مربوط به حداقل چهار ماهواره که یکی از آنها مستقیماً در دید بالای سر قرار دارد و سه ماهواره دیگر به همان اندازه نزدیک به افق قرار دارند، خواهد بود. در واقع اگر دو یا چند ماهواره به‌گونه‌ای در یک راستا قرار گیرند، دست‌یابی به موقعیت دقیق غیرممکن خواهد بود. اما هنگامی که آنها به یکدیگر نزدیک هستند، منطقه عدم قطعیت بزرگ است و در نتیجه هندسه ضعیفی ایجاد می‌کند. در شکل (۳) موقعیت‌یابی خوب و ضعیف نمایش داده شده است.



شکل ۳. منطقه عدم قطعیت به دلیل داشتن هندسه خوب و

ضعیف [13]

مطابق با این جدول، دستیابی به DOP که کمتر از ۶ باشد، نتیجه‌ی مطلوبی را ارائه خواهد کرد.

۲-۱- مدل‌سازی

منظومه ماهواره‌ای واقع در مدار پایین که به عنوان یک سیستم ناوبری به ارائه خدمات می‌پردازد، باید مانند منظومه GNSS دارای ویژگی‌های زیر باشد.

- دید ماهواره‌های مدار پایین باید تا حد امکان در مقیاس جهانی، به طور مساوی توزیع شود.
- تعدیل دقت نیز باید تا حد ممکن به طور مساوی در سراسر جهان به ویژه در مناطق با عرض جغرافیایی متوسط و پایین که اکثراً دارای جمعیت زیاد و فعالیت‌های صنعتی متمرکز هستند، توزیع شود [5].

در این پژوهش، پارامتر DOP برای توصیف آماری دو اصل ذکر شده در بالا استفاده شده، هرچند که تعدیل هندسی دقت^۱، تعدیل دقت عمودی^۲، تعدیل دقت افقی^۳، تعدیل دقت موقعیتی^۴

3 Horizontal Dilution of Precision
4 Position(3D) Dilution of Precision

1 Geometric Dilution of Precision
2 Vertical Dilution of Precision

$$TDOP = \sqrt{q_{44}}$$

در نهایت می‌توان نوشت:

(۷)

$$PDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2$$

(۸)

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2$$

۲-۲- طراحی منظومه

در ابتدا ضروری است روش مسیرهای پوششی به عنوان روشی که برای پیاده‌سازی در نرم‌افزار MATLAB و استفاده از آن در ایجاد منظومه ماهواره‌ای در نرم‌افزار STK مورد توجه بوده است، مورد بررسی قرار گیرد که با توجه به اینکه روابط این روش طراحی از منبع [6] استخراج شده است. مشخصات کلی طراحی منظومه مورد نظر طبق جدول (۵) قابل ارائه است.

جدول ۵. مشخصات کلی منظومه طراحی شده

پارامتر مداری	مقدار
ارتفاع مداری	۵۰۰ کیلومتر
زاویه شیب مداری	۵۵ درجه
منطقه هدف	خاورمیانه
محدوده RAAN	۱۶۵ تا ۳۶۰ (مقدار ۱۶۵ درجه مربوط به گذر از بالای منطقه ایران است)
محدوده True Anomaly	از صفر تا ۳۶۰

الگوریتم مربوط به طراحی منظومه ماهواره‌ای مورد نظر، به صورت شکل (۴) قابل ارائه است:

و تعدیل دقت زمانی^۱ نیز به صورت آماری ارائه شده است. بر اساس اصول GNSS، گیرنده زمینی باید حداقل چهار سیگنال ماهواره‌ای را برای تعیین موقعیت خود، دریافت کند. دسترسی؛ به معنای درصد دوره زمانی است که می‌توان بیش از چهار ماهواره مدار لئو را در یک روز در مقیاس جهانی مشاهده کرد. علاوه بر این، توزیع هندسی ماهواره بر دقت موقعیتیابی نیز تاثیرگذار است. پارامتر GDOP شاخصی برای توصیف توزیع هندسی ماهواره است که به صورت زیر محاسبه می‌شود:

(۱)

$$A = \begin{pmatrix} a_1 & b_1 & c_1 & 1 \\ a_2 & b_2 & c_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_n & b_n & c_n & 1 \end{pmatrix} Q = (A^T A)^{-1} = \begin{pmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} & q_{14} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} & q_{24} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} & q_{34} \\ q_{41} & q_{42} & q_{43} & q_{44} \end{pmatrix}$$

با توجه به رابطه (۱)، ماتریس A نشلندهنده ماتریس ضرب پارامترهای موقعیت ماهواره‌ای و پارامتر خطای ساعت است. پارامترهای a_i, b_i, c_i کسینوس‌های جهتی از ماهواره به ایستگاه زمینی را نشان می‌دهد. پارامتر Q یک فاکتور کمکی^۲ به منظور تعیین رابطه است. در اینجا یک زاویه الویشن برشی ۷ درجه در نظر گرفته شده است. بنابراین پارامترهای تعدیل دقت را به صورت کلی زیر می‌توان تعیین کرد [5, 13]:

(۲)

$$GDOP = \sqrt{q_{11} + q_{22} + q_{33} + q_{44}}$$

(۳)

$$PDOP = \sqrt{q_{11} + q_{22} + q_{33}}$$

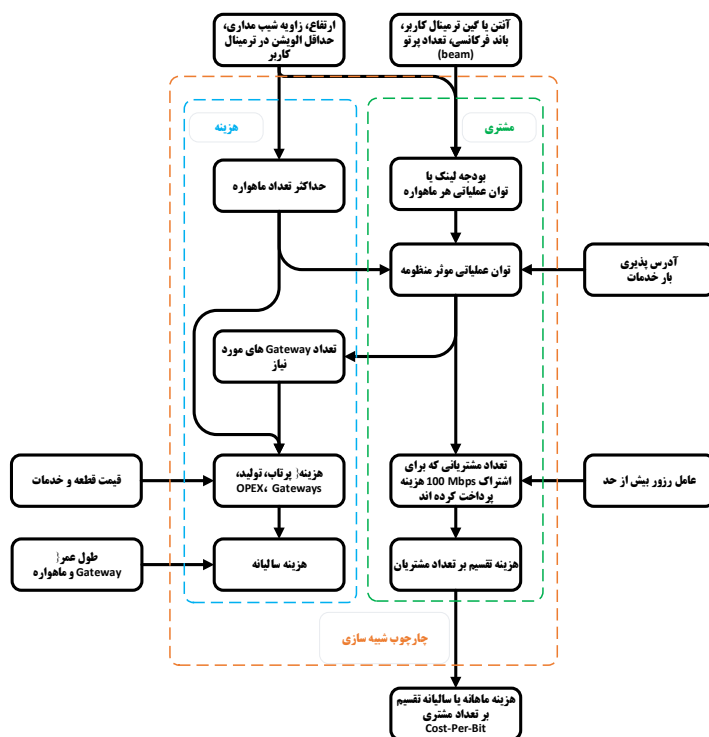
(۴)

$$HDOP = \sqrt{q_{11} + q_{22}}$$

(۵)

$$VDOP = \sqrt{q_{33}}$$

(۶)



شکل ۴. الگوریتم طراحی منظومه ماهواره‌ای

به منظور بررسی دقیق‌تر، نتایج پارامتر تعدیل دقت (DOP) برای برخی از منظومه‌های تحلیل شده به صورت جدول (۶) ارائه شده است.

جدول ۶. بررسی پارامتر DOP متناسب با طراحی‌های مختلف

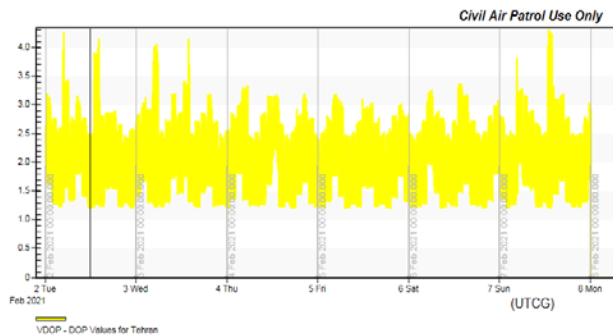
ردیف	تعداد صفحه مداری	تعداد ماهواره در هر صفحه	تعداد کل ماهواره	حداکثر مقدار DOP
۱	۳۶	۱۰	۳۶۰	۴.۶
۲	۳۶	۹	۳۲۴	۸.۲
۳	۱۸	۱۸	۳۲۴	۴.۷
۴	۱۸	۱۵	۲۷۰	۹.۳
۵	۱۸	۱۲	۲۱۶	۱۶.۳
۶	۱۸	۱۰	۱۸۰	۳۵

با توجه به تحلیل‌های صورت گرفته، تعداد ۳۲۴ ماهواره که در ۱۸ صفحه مداری قرار دارند، به عنوان منظومه ناوبری مورد نظر در نظر گرفته شد که در هر صفحه مداری تعداد ۱۸ ماهواره قرار داد. این عملکرد در بازه خیلی خوب دقتی قرارداد.

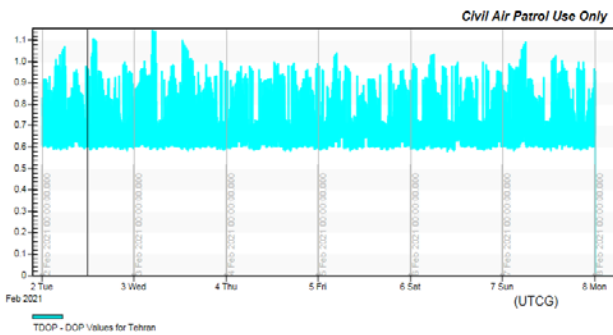
شبیه‌سازی نرم‌افزاری به صورت شکل (۵) قابل نمایش است. لازم به ذکر است که در تحلیل صورت گرفته به منظور بررسی دقیق‌تر پارامتر DOP، یک کشتی و هواپیما که دارای مسیر حرکتی از منطقه خاورمیانه هستند با ماهواره‌های منظومه، ارتباط برقرار کرده‌اند.



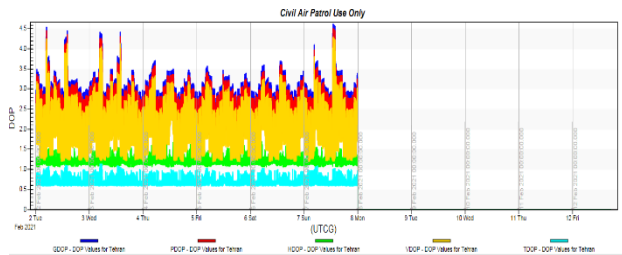
شکل ۵. نمایش سه بعدی بردارهای مربوط به پارامتر DOP. کمترین مقدار با رنگ آبی و بیشترین مقدار (عدد ۶) با رنگ قرمز در تصویر نمایش داده شده است.



شکل ۹. مقدار پارامتر VDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری



شکل ۱۰. مقدار پارامتر TDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری

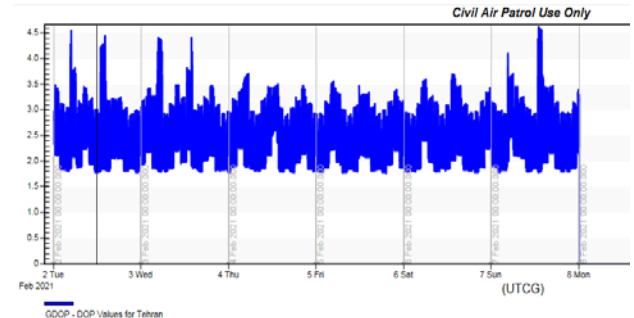


شکل ۱۱. نمایش پارامترهای مختلف DOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری به منظور بررسی دقیق‌تر، مقایسه مقادیر پارامترهای مختلف DOP در جدول (۷) ارائه شده است.

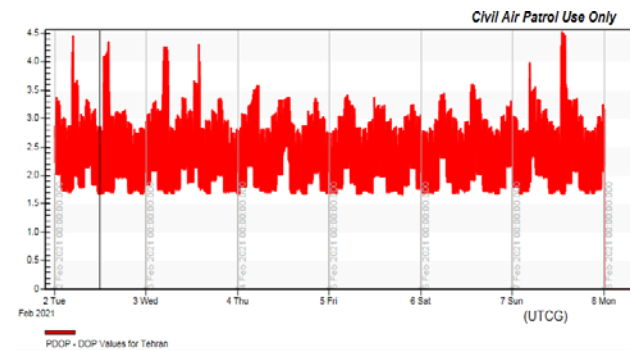
جدول ۷. نمایش حداقل و حداکثر مقدار پارامترهای DOP

عنوان تعدیل دقت	مقدار حداقل	مقدار حداکثر
GDOP	1.8	4.7
PDOP	1.7	4.5
HDOP	1.1	1.8
VDOP	1.3	4.4
TDOP	0.6	1.15

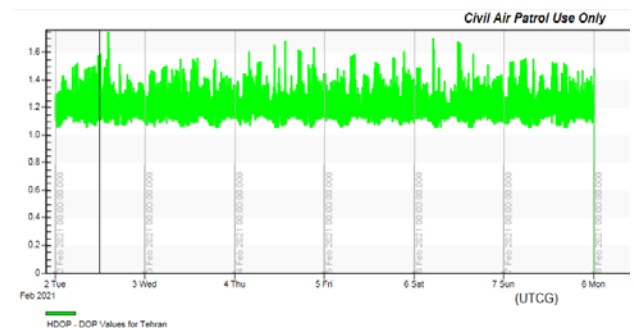
همچنین پارامتر DOP در شکل‌های (۴) تا (۹) نمایش داده شده است. تمامی این نتایج متناسب با ماموریت یک هفته‌ای و برای کاربری واقع در ایستگاه تهران با مشخصات طول و عرض جغرافیایی ۵۱.۳۷ و ۳۵.۷۸ درجه، در نظر گرفته شده است.



شکل ۶. مقدار پارامتر GDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری



شکل ۷. مقدار پارامتر PDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری



شکل ۸. مقدار پارامتر HDOP منظومه ماهواره‌ای ناوبری

۲- نتیجه‌گیری

مراجع

- [1] J. Ren, D. Sun, D. Pan, M. Li, J. Zheng, "Cost-Efficient LEO Navigation Augmentation Constellation Design under a Constrained Deployment Approach", *International Journal of Aerospace Engineering*, Article ID 5042650, 2021.
- [2] T. Savitra, Y. Kim, S. Jo, H. Bang, "Satellite Constellation Orbit Design Optimization with Combined Genetic Algorithm and Semianalytical Approach", *International Journal of Aerospace Engineering*, Article ID 1235692, Volume 2017.
- [3] GPS.GOV (Official U.S. government information about the Global Positioning System (GPS) and related topics), (2021, October 19), *Other Global Navigation Satellite Systems (GNSS)*, [On-Line]. Available: <https://www.gps.gov/systems/gnss/>
- [4] D. Arnas, R. Linares, "Non-self-intersecting and their applications to satellite constellation design and orbital capacity", *Reconfiguration of uniform satellite constellations*, arXiv: 2110.07823v1 [Astro-ph.EP], 2021.
- [5] K. BOMMAKANTI. (2021, MAY 1), *The race for mega satellite constellation: Crowding and control in Low Earth Orbit*. [On-Line]. Available: <https://www.orfonline.org/expert-speak/the-race-for-mega-satellite-constellations-crowding-and-control-in-low-earth-orbit/>
- [6] F. Ma, X. Zhang, X. Li, J. Cheng, F. Guo, J. Hu, L. Pan, "Hybrid constellation design using a genetic algorithm for a LEO-based navigation augmentation system", *Springer Link GPS Solution*, 2020.
- [7] H. Ge, B. Li, L. Nie, M. Ge, H. Schuh, "LEO constellation optimization for LEO enhanced global navigation satellite system (LeGNSS)", *ScienceDirect Advances in Space Research*. No. 66- pp 520-532. 2020.
- [8] J. Xu, G. Zhang, "Design and Transmission Performance Analysis of Satellite Constellation for Broadband LEO Constellation Satellite Communication System Based on High Elevation Angle", *IOP Conference Materials Science and Engineering*, no. 452, 042092, 2018.
- [9] IG (Inside GNSS: Global Navigation Satellite Systems Engineering, Policy and Design), (2021, November 22), *Evaluating LEO Constellation for Global Satellite Navigation Service*. [On-Line]. Available: <https://insidegnss.com/evaluating-leo-constellations-for-global-satellite-navigation-service/>
- [10] Y. Zhang, Z. Li, R. Li, Z. Wang, H. Yuan, J. Song, "Orbital design of LEO navigation constellation and assessment of their augmentation to BDS", *ScienceDirect Advances in Space Research*. No. 66- pp 1911-1923. 2020.

پژوهش‌های اخیر نشان می‌دهد که رویکرد استفاده از مدارهای پایین در طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای مورد توجه شرکت‌ها و مراکز تحقیقاتی بزرگ قرار گرفته است. این مدار دارای مزایای فراوانی از جمله دستیابی به دقت موقعیت‌یابی بالاتر، زمان تعیین موقعیت کوتاه‌تر و ارتباطات با تاخیر کم است. همچنین هزینه‌های ساخت و نگهداری و پرتاب در این مدار به نسبت مدارهای دیگر، کمتر است. از این رو طراحی منظومه ماهواره‌ای جهت عملیاتی شدن در این مدار مورد توجه قرار گرفته و در پژوهش حاضر، طراحی منظومه‌ای با اهداف ناوبری در این مسیر تعریف و تحلیل شده است.

با توجه به پژوهش صورت گرفته و با توجه به این نکته که پارامتر DOP برای مصارف ناوبری عمومی باید کمتر از ۶ باشد، منظومه ماهواره‌ای با تعداد ۳۲۴ ماهواره با ۱۸ صفحه مداری که در هر صفحه ۱۸ ماهواره قرار دارد، به عنوان طرح منظومه ماهواره‌ای ناوبری با اهداف منطقه خاورمیانه، در نظر گرفته شد. عملکرد این منظومه برای یک کاربر در ایستگاه تهران با مشخصات طول و عرض جغرافیایی ۵۱.۳۷ و ۳۵.۷۸ درجه به حداکثر مقدار پارامتر DOP برابر با ۴.۷ منجر می‌شود که متناسب با دقت‌های خیلی خوب است. پژوهش‌های آینده‌ای که با توجه به این طرح قابل ارائه است؛ دستیابی به راه‌حل مناسب برای پرتاب ماهواره‌های چنین منظومه‌ای است.



COPYRIGHTS

© 2023 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/>)

- [11] Y. Brothomieu, "Satellite Lithium-Ion Batteries", *Lithium-Ion Batteries Advances and Applications*, pp 311-344. 2014.
- [12] S. Liu, ZH. Gao, Y. Wu, D. W. K. Ng, X. Gao, K-K. Wong, S. Chatzinotas, B. Ottersten, "LEO Satellite Constellations for 5G and Beyond:How Will They Reshape Vertical Domains?", arXiv:2106.09897v1 [ess.SP] 18 Jun 2021.
- [13] M. Tahsin, S. Sultana, T. Reza, H.E. Haider, "Analysis of DOP and its Preciseness in GNSS Position Estimation", *2nd Int'l Conf. on Electrical Engineering and Information & Communication Technology (ICEEICT) 2015 Jahangirnagar University, Dhaka-1342, Bangladesh*, 21-23 May 2015.
- [14] F. Duchon, J. Hanzel, A. Babinec, J. Rodina, P. Paszto, D. Gajdosik, "Improved GNSS Iocalization with the use of DOP parameter", *Mechanics and Materials* Vol. 611 pp 450-466. 2014.
- [15] K. M. Peterson, "Satellite Communication", *Encyclopedia of Physical Science and Technology (Third Edition)*, 2003, pp413-438.
- [16] N.H Crisp & etc, "The Benefits of Very Low Earth Orbit for Earth Observation Mission", arXiv:2007.07699v2 [physics.space-ph] 16 Jul 2020.
- [17] A. Pestana, "DOP FACTORS IN INSTANTANEOUS GNSS CODE POSITIONING", 2013.
- [18] P.F. Swaszek, R.J. Hartnett, "Multi-Constellation GNSS: New Bounds on DOP and a Related Satellite Selection Process", 2016
- [19] R. Zardashti, Sh. Emami, "Spatial Geometry Design of a Low Earth Orbit Constellation for Iranian Regional Navigation Satellite System", *Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos*, v13, e3221, 2021.

[20] وایی و همکاران " شبیه سازی دینامیکی منظومه ماهواره‌های ارتفاع پایین به منظور پوشش دهی منطقه ای "، ۱۳۸۸، مجموعه مقالات اولین کنفرانس تخصصی شبیه سازی پرواز، پژوهشگاه هوافضا