

Original Research Paper

Deployment of Small Satellite Constellations Using the Effect of the Earth's Oblateness

Seid Javad Mousavi Torkamani* , Mehdi Jafari , and Reza Zardashti

Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 08 October 2023

Revised 15 December 2023

Accepted 20 December 2023

Available Online 30 December 2023

Keywords:

Satellite constellations

Constellation deployment

Nodal precession

Earth oblateness

Out-of-plane maneuvers

ABSTRACT

Recent advancements in space technology have sparked significant interest in small satellite constellations, primarily due to their reduced costs, quicker development cycles, and improved capabilities. Although the costs associated with launching these satellites remain high, innovative strategies are emerging that offer alternatives to conventional deployment methods for positioning constellations in their designated orbits. These deployment strategies can be broadly categorized into two types: direct and indirect. This paper explores an indirect deployment method that utilizes Earth's oblateness perturbation alongside the satellite's propulsion subsystem to position satellites across multiple orbital planes. The method has been rigorously simulated and analyzed in the context of two operational satellite constellations, each serving distinct purposes—remote sensing and global internet provision. Furthermore, a comprehensive launch and deployment strategy has been developed and applied to a regional satellite navigation system, consisting of 130 satellites designed to serve Iran. This approach emphasizes the influence of Earth's shape on satellite orbits to optimize deployment efficiency. The analysis focuses on key parameters such as the time required for deployment and the necessary change in velocity (ΔV). The study demonstrates how leveraging the natural nodal precession caused by Earth's oblateness can significantly enhance the deployment process, reducing fuel consumption and operational costs. This approach presents a promising alternative for future satellite constellation deployments, offering both economic and technical advantages.

*Corresponding Author's E-mail: jmousavi@alum.sharif.edu

How to Cite this Article:

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>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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/).



روانه‌سازی منظومه‌های ماهواره‌های کوچک با استفاده از اثر عدم کرویت زمین

سیدجواد موسوی ترکمانی^{*۱}، مهدی جعفری^۲ و رضا زردشتی^۳

۱- دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲ و ۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

در سال‌های اخیر علاقه به استفاده از منظومه‌های ماهواره‌های کوچک به دلیل کاهش هزینه و زمان و همچنین قابلیت‌های بیشتر ماهواره‌های کوچک، افزایش یافته است. این در حالی است که امروزه به دلیل هزینه‌های زیاد پرتاب، استراتژی‌های روانه‌سازی جدید جایگزین روش‌های سنتی روانه‌سازی منظومه‌ها به مدارهای هدف شده‌اند. بسته به مأموریت منظومه روش‌های مختلفی برای پرتاب و روانه‌سازی ماهواره‌ها در مدار مأموریت ارائه شده‌اند که در یک تقسیم‌بندی کلان در یکی از دو دسته مستقیم یا غیرمستقیم قرار می‌گیرند. در این مقاله یک روش غیرمستقیم برای روانه‌سازی ماهواره‌های یک منظومه به چند صفحه مدار مورد بررسی قرار گرفته است که روشی بهینه بوده و اساس آن، تغییر صفحات مداری با استفاده مثبت از اختلال عدم کرویت زمین در کنار استفاده از زیرسیستم پیشران ماهواره است. این روش برای دو منظومه ماهواره‌ای واقعی با مأموریت‌های سنچس از دور و ارائه اینترنت جهانی شبیه‌سازی شده و مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین بر مبنای این روش، استراتژی پرتاب و روانه‌سازی برای یک منظومه ناوبری ماهواره‌ای منطقه‌ای با پوشش کشور ایران و با ۱۳۰ ماهواره، طراحی و پیاده‌سازی شده است. نتایج به‌دست آمده از نظر زمان لازم برای روانه‌سازی و ΔV موردنیاز مورد بررسی قرار گرفته است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۶ مهر ۱۴۰۲
بازنگری ۲۴ آذر ۱۴۰۲
پذیرش ۲۹ آذر ۱۴۰۲
اولین انتشار ۹ دی ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

منظومه‌های ماهواره‌ای
روانه‌سازی منظومه
تقدم گر
عدم کرویت زمین
مانور تغییر صفحه

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: jmousavi@alum.sharif.edu

How to Cite this Article:

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>.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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

a	نیم‌قطر اصلی بیضی، km
Δt	زمان تأخیر روانه‌سازی
i	زاویه شیب مداری، deg
J	هارمونیک منطقه‌ای
m	جرم، kg
r	فاصله از مرکز زمین، km
R	شعاع، km
ΔT	زمان موردنیاز برای روانه‌سازی، sec
V	سرعت، m/sec
μ	پارامتر جاذبی، km ³ /sec ²
Ω	زاویه گره صعودی، rad

مقدمه

بهره‌برداری از یک منظومه طراحی شده و استفاده از کلیه خدمات آن، متوقف به پرتاب آن و استقرار در موقعیت موردنظر است؛ بنابراین فاز پرتاب و روانه‌سازی منظومه از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. به‌علاوه به علت هزینه بالای این فاز هر چه کارایی روش روانه‌سازی بیشتر و هزینه پرتاب کمتر باشد، بدیهی است که بهره‌وری کل مأموریت افزایش می‌یابد. در اصل مزیت اصلی منظومه‌های ماهواره‌ای، نسبت به تک‌ماهواره‌ها توان پوشش زمینی بیشتر آن‌ها است. پوشش زمینی به معنی بخشی از زمین است که آنتن یا سنسور فضاپیما در یک لحظه یا یک بازه زمانی می‌تواند رؤیت کند [۱، ۲]. به‌علاوه در بسیاری از موارد امکان انجام مأموریت با یک تک‌ماهواره یا وجود ندارد و یا با مشکلات زیادی همراه است.

در نگاه کلان، از کل بودجه‌ای که به پروژه بهره‌برداری از یک نمونه منظومه ماهواره‌ای اختصاص داده می‌شود، حدود ۴۰ درصد برای پرتاب آن در نظر گرفته می‌شود. از طرفی در حال حاضر ماهواره‌برهای کوچک و ارزان که مختص پرتاب منظومه‌های ماهواره‌ای کوچک باشند، به‌صورت محدود بوده و در مراحل اولیه توسعه و طراحی هستند. بنابراین در عمل نمی‌توان با ضریب اطمینان بالا از آنها برای پرتاب در مدارهای اولیه استفاده کرد. این موضوع مانع مهمی بر سر راه توسعه مأموریت‌های ماهواره‌های کوچک با هزینه و زمان توسعه کمتر است [۳]. در نتیجه باید از روش‌های پرتاب جایگزین استفاده کرد که روش اصلی، استفاده از روش محموله ثانویه است که می‌توان اذعان کرد که

این روش، مسئله را تا حدودی حل کرده است. در این روش کاربران ماهواره می‌توانند یا ظرفیت مازاد ماهواره‌بر را از طریق قرارداد پرتاب اشتراکی^۱ به اشتراک بگذارند و یا از ظرفیت اضافی مأموریت پرتاب یک ماهواره بزرگ‌تر که به آن در اصطلاح کوله‌پشتی^۲ گفته می‌شود، استفاده کنند. به‌طور کلی می‌توان گفت که هزینه استفاده از روش محموله ثانویه از هزینه مخصوص (دلار/کیلوگرم) خود ماهواره‌بر بیشتر است مگر اینکه زمان روانه‌سازی با زمان پرتاب دیگری که از قبل برنامه‌ریزی شده (به‌عنوان مثال پرتاب میکروماهواره‌ها و بزرگ‌تر و یا پرتاب آموزشی نانوماهواره‌ها)، زمان پرتاب هماهنگ شود. به‌رحال با استفاده از این روش امکان استقرار در مدار با هزینه به‌مراتب کمتر نسبت به یک پرتاب مستقل فراهم می‌شود. همان‌طور که بیان شد استفاده از فرصت محموله ثانویه قیود و محدودیت‌های خاص خود را دارد که مهم‌ترین آن‌ها کنترل‌پذیر نبودن برنامه زمانی پرتاب (زمان پرتاب کاملاً در اختیار ماهواره‌بر اصلی است) و حتی مدار تزریق است؛ بنابراین در صورت استفاده از این روش، باید ماهواره نیروی پیشرانس لازم برای مانور به مدار مأموریت را داشته باشد که این موضوع در طراحی ماهواره نیز باید مدنظر قرار گیرد. همچنین انتخاب مکانیزم پرتاب (به‌عنوان نمونه استفاده از P-POD^۳، X-POD^۴، ISISPOD^۵، T-POD^۶)، توسط ماهواره‌بر به محموله تحمیل می‌شود. به این محدودیت‌ها می‌بایست قیود حجمی و فضا را نیز اضافه کرد. واضح است که این محدودیت مهم، قابلیت محموله ثانویه برای مانور به مدارهای مناسب‌تر و مطلوب‌تر را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

البته همان‌طور که بیان شد، در حال حاضر به‌منظور پر کردن خلأ پرتاب میکروماهواره‌ها و نانوماهواره‌ها شرکت‌هایی به طراحی ماهواره‌برهایی مخصوص این مأموریت روی آورده‌اند که در مراحل مختلف توسعه قرار دارند. هزینه پرتاب مخصوص این ماهواره‌برها (هزینه پرتاب مخصوص: هزینه پرتاب یک کیلوگرم محموله) برای محموله‌های ۱۲ تا ۳۰۰ کیلوگرمی تقریباً با هزینه پرتاب به‌صورت محموله ثانویه برابر است. مثال‌های قابل ذکر در این مورد عبارتند از: ماهواره‌بر دومرحله‌ای راکت‌لب الکترون^۷ و ماهواره‌بر دومرحله‌ای هواپرتاب ویرجین گالاکتیک لانچروان^۸. این ماهواره‌برها، امکان پرتاب اختصاصی میکروماهواره‌ها و نانوماهواره‌ها را بدون محدودیت‌های محموله ثانویه که پیش‌تر در مورد آن‌ها صحبت شد، فراهم می‌کنند [۴].

برای بهره‌برداری از یک منظومه ماهواره‌ای، هر یک از ماهواره‌ها باید در مدار مأموریتی که برای آن‌ها طراحی شده است، قرار بگیرند [۵].

5. ISISPOD: Innovation Solutions in Space POD
6. T-POD: Tokyo Picosatellite Orbital Deployer
7. RocketLab Electron
8. Virgin Galactic LauncherOne

1. Rideshare
2. Piggyback
3. P-POD: Poly Picosatellite Orbital Deployer
4. X-POD: Canada's eXperimental Push Out Deployer

که در این روش ترکیبی، ابتدا طراحی مدار و پیکربندی انجام شده است و سپس به صورت مستقل استراتژی روانه‌سازی ماهواره‌ها در مدار مأموریت مورد بررسی قرار گرفته است.

لی و همکاران نیز در همین سال مطالعاتی بر روی بهینه‌سازی پیکربندی منظومه‌های ماهواره‌ای با هدف حداقل کردن هزینه پرتاب روانه‌سازی مستقیم چندمرحله‌ای با در نظر گرفتن نامعینی‌های مأموریت انجام داده‌اند [۹]. آن‌ها در این مقاله به روش روانه‌سازی چندمرحله‌ای بهینه با هدف کمینه کردن هزینه مأموریت پرداخته‌اند.

به‌رحال هر کدام از این روش‌ها، موفقیت‌هایی را در حل مسئله طراحی سیستم‌های منظومه ماهواره‌ای از خود نشان داده‌اند، اما در مواردی که بررسی شد موضوع روانه‌سازی منظومه‌ها فقط به رویکرد سنتی پرتاب خوشه‌ای یا تک تک ماهواره‌ها توسط ماهواره‌برهای در دسترس پرداخته شده است. به‌علاوه طراحی استراتژی پرتاب و روانه‌سازی منظومه‌های ماهواره‌ای کوچک، ملاحظات خاص خود را علاوه بر ملاحظات عمومی می‌طلبد. از جمله الزامات زیرسیستم پیشران‌ش و زمان کل روانه‌سازی. در کنار روش‌های معمول روانه‌سازی، روش «تقدم‌گره» یک روش بهینه برای تشکیل منظومه در صفحات مختلف است. این روش که یکی از نتایج عدم کرویت زمین است، در عمل نیز کارایی خود را نشان داده است [۱۰، ۱۱]. در بخش بعد به این روش پرداخته شده است.

مدل‌سازی

از آنجایی که نیروی گرانشی یک نیروی پایستار است، انرژی کل و مقادیر متوسط ارتفاع اوج و حضیض، نیم‌قطر اصلی و خروج از مرکز به دلیل عدم کرویت (پخیدگی) یا جملات دیگر مرتبه بالای ژئوپتانسیل زمین تغییر نمی‌کنند. با این وجود بعضی از المان‌های مداری می‌توانند تغییر کنند. مدار به علت گشتاور ایجاد شده توسط عدم کرویت زمین چرخش می‌کند. در اینجا زمین را به‌صورت یک جرم نقطه‌ای به همراه یک حلقه جرمی در راستای استوا که برآمدگی استوایی را نشان می‌دهد، در نظر می‌گیریم. اثر گرانشی برآمدگی استوایی، کشیدن پیوسته صفحه مداری به سمت پایین و به طرف صفحه استوا است. این نیرو زاویه شیب مداری را تغییر نمی‌دهد؛ بلکه موجب چرخش نقطه گره صعودی می‌شود. دلیل این چرخش، اندازه حرکت زاویه‌ای مدار است. برای درک این پدیده مدار به‌صورت یک چرخ در حال گردش حول محور عمود بر صفحه مداری در نظر گرفته می‌شود. طبق قوانین حاکم بر دینامیک اجسام صلب در حال گردش، هنگامی که یک چرخ با سرعت در حال گردش باشد و یک انتهای آن رها شود، چرخ به زمین نمی‌افتد بلکه محور آن در یک جهت افقی می‌چرخد یا اصطلاحاً

با توجه به این موضوع که هرچه تعداد پرتاب‌ها کمتر باشند، هزینه پرتاب به‌طبع کاهش می‌یابد؛ شاید اولین راه‌حلی که به‌نظر می‌رسد، استفاده از یک ماهواره‌بر با توان حمل بالا است که قادر باشیم کل ماهواره‌های منظومه را در آن قرار دهیم. نتیجه این پرتاب این است که همه ماهواره‌ها در یک مدار ارتفاع پایین (لثو) و به عبارت بهتر در یک صفحه قرار می‌گیرند؛ بنابراین برای قرارگیری در مدار مأموریت، اکثر ماهواره‌ها باید مانور تغییر صفحه را جهت تغییر زاویه شیب مداری و زاویه تقدم‌گره انجام دهند که این مانور نیازمند ΔV نسبتاً بالایی است. لذا در واقعیت برای روانه‌سازی منظومه‌ها از این استراتژی استفاده نمی‌شود.

در عمل از استراتژی‌های روانه‌سازی جایگزین استفاده می‌شود که در ادامه به آن‌ها پرداخته شده است. اگر چند ماهواره از (یا کل ماهواره‌های) منظومه به‌صورت یک بلوک واحد (دسته) و توسط یک ماهواره‌بر پرتاب شوند، بایست پس از تزریق، این محموله‌ها برای رسیدن به مدارهای هدف پراکنده شوند؛ اما معمولاً به علت کاهش پیچیدگی سیستم و صرفه‌جویی در هزینه‌ها، سیستم‌های پیشران‌ش روی این ماهواره‌های کوچک (در صورت وجود) توانمندی محدودی دارند. همچنین قیود جرمی و حجمی هم می‌تواند این محدودیت را تشدید کنند؛ بنابراین توانایی ماهواره‌های کوچک برای انجام مانور ساده از مدار تزریق اولیه تا مدارهای هدف محدود است. به‌خصوص اگر نیاز به مانورهای گران قیمت تغییر صفحه مانند تغییر زاویه گره صعودی Ω و زاویه شیب مداری i باشد؛ اما در بعضی از منظومه‌ها، نیازی به مانور تغییر صفحه و در نتیجه برخورداری از زیرسیستم پیشران‌ش قدرتمند نیست. در این موارد از استراتژی‌های جدایش هم‌صفحه^۱، تقدم‌گره^۲ و پسای تفاضلی^۳ [۶] استفاده می‌شود.

بودیان‌تو و همکاران در سال ۲۰۰۴ روش بهینه‌سازی مشارکتی برای تحلیل یک سیستم منظومه ماهواره‌ای ارائه کردند که در آن سه ماژول در نظر گرفته شدند: طراحی پیکربندی و مدار، طراحی فضاپیما و شیوه پرتاب [۷]. البته ساده‌سازی‌هایی در این ماژول‌ها صورت گرفته است به این شکل که اولاً تنها منظومه‌های با الگوی واکر در نظر گرفته شده‌اند و در ثانی از اغتشاشات مداری صرف‌نظر شده است. همچنین موضوع روانه‌سازی به شکل محدود و در قالب تنها یک روش پرتاب مستقیم به صفحه مداری هدف در نظر گرفته شده و از روش‌های دیگر چشم‌پوشی شده است.

در سال ۲۰۱۸ روشی ترکیبی برای طراحی یک منظومه ناوربری ماهواره‌ای توسط ژانگ ارائه شد [۸]. در این روش، طراحی مدار و پیکربندی و سپس استراتژی روانه‌سازی و استقرار در مدار انجام شده است. موضوعی که در رابطه با این روش حائز اهمیت است این است

آزموت باشد، مدل کامل‌تری بر اساس سری‌های نامتناهی به دست می‌آید که در معادله (۱) بیان شده است:

$$U = U(r, \phi) = -\frac{\mu}{r} + \Phi(r, \phi) \quad (1)$$

در این معادله $\mu = 3.986e5 \text{ km}^3/\text{sec}^2$ پارامتر جاذبی، r فاصله از مرکز کره زمین و ϕ عرض جغرافیایی است. $\Phi(r, \phi)$ اختلال پتانسیل جاذبی ناشی از پخیدگی است و می‌توان آن را با استفاده از سری نامتناهی لژاندر^۲ به صورت معادله (۲) بیان کرد:

$$\Phi(r, \phi) = \frac{\mu}{r} \sum_{k=2}^{\infty} J_k \left(\frac{R}{r}\right)^k P_k(\cos \phi) \quad (2)$$

R شعاع استوایی ($R/r < 1$)، P_k چندجمله‌ای لژاندر و ضرایب J_k هارمونیک‌های منطقه‌ای^۳ هستند که بر اساس مشاهدات ماهواره‌ای در دوره‌های مختلف بروز می‌شوند و برای هر سیاره منحصر به فرد هستند. از آنجا که اثر J_2 از هارمونیک‌های دیگر به مراتب قوی‌تر است، با صرف نظر کردن از اثر دیگر هارمونیک‌ها، داریم:

$$\Phi(r, \phi) = \frac{J_2 \mu}{2 r} \left(\frac{R}{r}\right)^2 (3 \cos^2 \phi - 1) \quad (3)$$

شتاب جاذبی برابر است با منفی گرادیان تابع پتانسیل یا به عبارت دیگر: $\mathbf{a} = -\nabla U$ ؛ بنابراین از معادله (۱) داریم:

$$\mathbf{a} = -\nabla \left(-\frac{\mu}{r} + \Phi\right) = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} - \nabla \Phi \quad (4)$$

که در این رابطه شتاب اختلالی به صورت $\mathbf{p} = -\nabla \Phi$ تعریف می‌شود و داریم:

$$\mathbf{p} = \frac{3 J_2 \mu R^2}{2 r^4} \left(\frac{R}{r}\right)^2 \left[\frac{x}{r} \left(5 \left(\frac{z}{r}\right)^2 - 1\right) \hat{\mathbf{i}} + \frac{y}{r} \left(5 \left(\frac{z}{r}\right)^2 - 1\right) \hat{\mathbf{j}} + \frac{z}{r} \left(5 \left(\frac{z}{r}\right)^2 - 3\right) \hat{\mathbf{k}} \right] \quad (5)$$

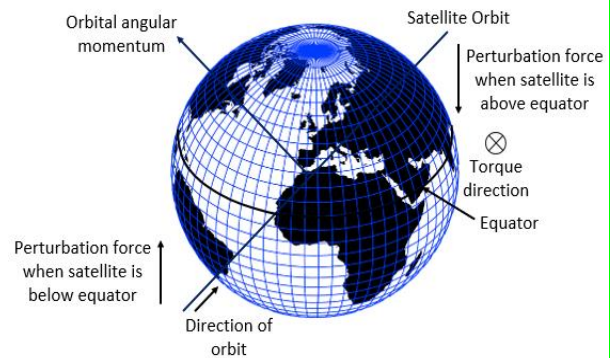
در نهایت نشان داده می‌شود که نرخ میانگین تغییر زوایای تقدم گره Ω و آرگمان حضیض ω تحت اثر اختلال J_2 عبارتند از [۱۲-۱۴]:

$$\dot{\Omega} = -\left[\frac{3 \sqrt{\mu} J_2 R^2}{2 a^2 (1 - e^2)^2 a^{7/2}} \right] \cos i \quad (6)$$

$$\dot{\omega} = -\left[\frac{3 \sqrt{\mu} J_2 R^2}{2 a^2 (1 - e^2)^2 a^{7/2}} \right] \left(\frac{5}{2} \sin^2 i - 2 \right)$$

این معادله فرم تحلیلی نرخ تقدم گره Ω و نرخ آرگمان حضیض ω را به صورت تابعی از نیم قطر اصلی a ، خروج از مرکز e زاویه شیب مداری i نشان می‌دهد.

پیشروی می‌کند. نتیجه مشابهی برای فضایی‌های مستقر در مدار رخ می‌دهد. همان‌طور که در شکل (۱) نمایش داده شده است، هنگامی که ماهواره در شمال خط استوا قرار دارد، زمین پخیده آن را به سمت پایین می‌کشد و در نتیجه یک گشتاور به سمت داخل صفحه ایجاد می‌کند. به طور مشابه هنگامی که ماهواره در جنوب خط استوا قرار دارد، برآمدگی زمین در استوا آن را به سمت بالا کشیده و باز هم یک گشتاور به سمت داخل صفحه تولید می‌شود. این گشتاور باعث می‌شود تا بردار اندازه حرکت زاویه‌ای در جهت گشتاور حرکت کند؛ به عبارت دیگر حول قطب زمین بچرخد.



شکل ۱- چرخش (پیشروی یا پسروی) خط گره به دلیل عدم کرویت زمین.

Fig. 1. Regression of the nodes due to oblateness.

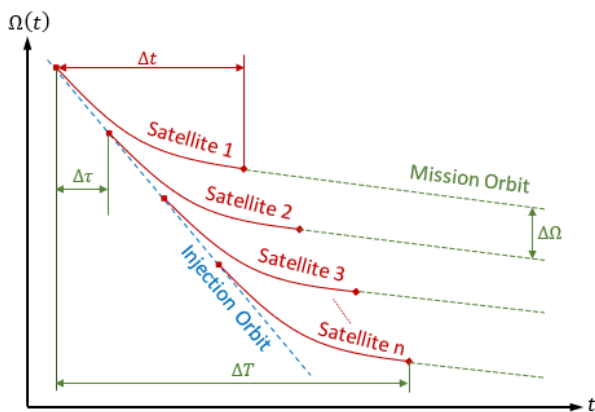
برای یک ماهواره در یک مدار پیش‌رونده ($0^\circ \leq i < 90^\circ$) این گردش به سمت غرب و در جهت خلاف چرخش زمین حول محور خودش است؛ بنابراین این حرکت به نام پسروی گره‌ها^۱ نامیده می‌شود. بالعکس برای حرکت یک ماهواره در مدار پسرونده ($90^\circ < i \leq 180^\circ$) گردش به سمت شرق و هم‌جهت با حرکت دورانی زمین حول محور خودش است که به این حرکت تقدم گره‌ها یا پیشروی گره‌ها گفته می‌شود. تا زمانی که المان‌های مداری دیگر تغییر نکنند، مدار به صورت نامحدود در فضای اینرسی می‌گردد و خط گره‌ها در حالی که زاویه شیب مداری ثابت باقی مانده است، به گردش خود ادامه می‌دهد.

الگوی میدان جاذبی زمین غیرکروی (با در نظر گرفتن اثرات اختلال عدم کرویت زمین) با الگوی میدان جاذبی زمین کروی متفاوت است. در مسئله دو جسم از تابع پتانسیل به صورت $U = -\mu/r$ برای الگوی نیروی جاذبه استفاده می‌شود؛ اما این مدل نمی‌تواند مدل مناسبی از میدان جاذبه باشد. چرا که میدان جاذبی با عرض جغرافیایی و شعاع تغییر می‌کند. این میدان جاذبی پیچیده با پتانسیل جاذبی جرم نقطه‌ای به علاوه اختلال ناشی از پخیدگی زمین توصیف می‌شود. با استفاده از سیستم مختصات کروی و با فرض این که میدان جاذبی مستقل از زاویه

عملیاتی به صورت سری با یک تأخیر زمانی میان مانور هر ماهواره با ماهواره بعدی است که اختلاف نرخ تقدم گره موجب شکل گیری و تکمیل چیدمان با یک فاصله مطلوب می شود. در روش دوم، ماهواره ها به صورت همزمان به مدارهای دیگری موسوم به «مدارهای میانی» منتقل می شوند. در این روش با استفاده از تفاوت نرخ تقدم گره میان مدارهای مختلف، فاصله مطلوب بین صفحات مداری و در نهایت شکل منظومه ایجاد می شود. بدیهی است در روش دوم و پس از به دست آمدن فاصله زاویه ای مطلوب میان صفحات مداری، ماهواره ها بایست به مدار مأموریت خود انتقال یابند [۱۷-۱۵]. در مطالعه حاضر روش اول مورد بررسی قرار گرفته است و در بخش بعد فرمولاسیون این روش بیان شده است.

روانه سازی متوالی

روش روانه سازی متوالی، که به روش کینگ نیز شناخته می شود، در سال ۱۹۹۳ توسط کینگ و بیدلمن ثبت اختراع شد [۱۸]. در این روش که در شکل (۳) نمایش داده شده است، ماهواره ها در یک مدار تزریق رها می شوند و سپس یک مانور یکسان را یکی پس از دیگری اجرا می کنند. این مانور باعث می شود تا ماهواره ها با رسیدن به یک $\Delta\Omega$ مناسب، وارد مدار مأموریت خود شوند. در این شکل مدت زمانی که زیرسیستم پیشرانش فعال است با رنگ قرمز، مدار مأموریت با رنگ سبز و مدار تزریق با رنگ آبی مشخص شده اند.



شکل ۳- تغییرات Ω با زمان در روش روانه سازی متوالی.

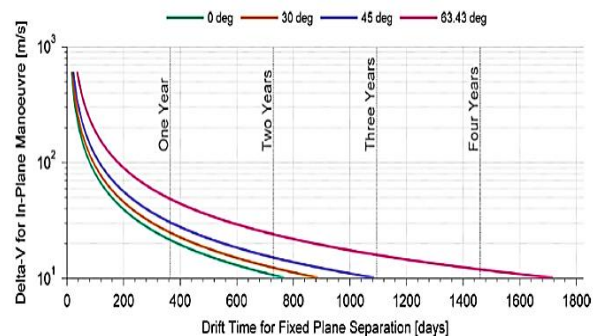
Fig. 3. RAAN evolution for the sequential deployment method.

در این روش اختلاف نرخ تقدم گره (که از اختلاف مقدار نیم قطر اصلی a ناشی می شود) باعث جدا شدن صفحات مداری می شود. زمان کل روانه سازی ΔT برای یک پرتاب را می توان از رابطه زیر محاسبه کرد:

$$\Delta T = \left(\frac{\Delta\Omega_R}{\dot{\Omega}_{mis} - \dot{\Omega}_{inj}} \right) (n - 1) + \Delta t \quad (7)$$

استراتژی تقدم گره از این اختلال طبیعی مداری J_2 که نتیجه عدم کرویت زمین است، برای جدا کردن صفحات مداری بهره می برد. البته برای روانه سازی لازم است تا مانورهایی در صفحه ماهواره انجام شود تا ماهواره به مدار دیگری که دارای نرخ تقدم گره متفاوت و مطلوب است (به عنوان مثال مداری با ارتفاع یا نیم قطر اصلی متفاوت) منتقل شود. بدیهی است که اگر این انتقال انجام نشود، عملاً تغییر صفحه ای رخ نخواهد داد. نرخ تقدم گره مطلوب نیز به مدار عملیاتی مورد نظر که همان مأموریت است، وابسته است. سپس اصطلاحاً به یک دوره گردآوری نیاز است تا زاویه جدایی مورد نظر قبل از آغاز مانور ماهواره دوم به مدار مأموریت به دست آید. این کار برای کل صفحات مورد نیاز منظومه تکرار می شود.

بدیهی است، گردآوری ماهواره های یک منظومه به جدایی های مورد نیاز و نرخ گردآوری دیفرانسیلی بین مدارهای اولیه و اصلاح شده بستگی دارد و در نتیجه از قابلیت پیشرانش ماهواره ها تأثیر می پذیرد. رابطه میان زمان جدایش صفحه ثابت و قابلیت پیشرانش (ΔV) برای زوایای شیب مداری مختلف در شکل (۲) نشان داده شده است.



شکل ۲- تغییرات ΔV با زمان جدایش صفحه ثابت 60° در زوایای شیب مختلف [۳].

Fig. 2. ΔV with drift time for a fixed plane separation of 60° at varying inclination [3].

برای مقادیر متوسط ΔV ، پیش بینی می شود که زمان گردآوری برای روانه سازی یک منظومه کامل در حدود چند ماه تا چند سال طول بکشد. طولانی شدن این زمان ممکن است از نظر عملکردی و کارایی مأموریت نامطلوب باشد و یا حتی موجب کاهش زمان خدمات دهی ماهواره در مدار و قابلیت اطمینان سخت افزارها شود. البته در برخی مأموریت ها در مدت زمان روانه سازی نیز می توان بخشی از وظایف محوله را انجام داد.

روش های روانه سازی

دو روش روانه سازی بر پایه اختلال J_2 قابل بررسی است. روش اول، روش «روانه سازی متوالی» است و بر مبنای انتقال ماهواره ها از مدار تزریق به مدار

انتگرال‌گیری عددی به‌دست می‌آیند که موجب می‌شود تا عمومیت مسئله تا حد امکان حفظ شود. مقدار ΔV برای کل منظومه، یا ΔV_{tot} با فرض این که کل ماهواره‌ها به‌طور یکسان طراحی و ساخته شده‌اند، برابر است با:

$$\Delta V_{tot} = M \Delta V_{sat} \left(\frac{\Delta \Omega_R}{\dot{\Omega}_{mis} - \dot{\Omega}_{inj}} \right) \quad (13)$$

که در آن M تعداد ماهواره‌ها یا بلوک‌های انتقال مداری (به‌جز بلوک‌های انتقال مداری که مختص مانور تغییر فاز هم‌صفحه هستند) است که تغییر را انجام می‌دهند و ΔV_{sat} مقدار ΔV هر ماهواره است. با فرض یک ماهواره در هر صفحه، $M = N$ است و برای یک منظومه توزیع شده با فاصله برابر در طول کمان γ ، با استفاده از رابطه (۱۱) داریم:

$$\Delta V_{tot} = \left(\frac{\gamma}{\gamma + \tau \Delta \dot{\Omega} - \Delta \dot{\Omega} T} \right) \Delta V_{sat} \quad (14)$$

که در آن $\Delta \dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{mis} - \dot{\Omega}_{inj}$

بدیهی است که زمان روانه‌سازی در روش متوالی تابعی از تعداد صفحات مداری موردنیاز، مدت زمان مانور با نیروی پیشران و اختلاف در نرخ‌های تقدم گرہ بین مدارهای تزریق و مأموریت است. کارکرد روش کینگ برای تشکیل چیدمان قرارگیری ماهواره‌ها در عمل نیز به اثبات رسیده است که در بخش بعد به آن پرداخته شده است.

شبیه‌سازی و نتایج

در این بخش برای تحلیل عملکرد روش کینگ، پرتاب و روانه‌سازی سه منظومه با مأموریت‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفته‌اند. اولین منظومه، یک منظومه با مأموریت سنجش از دور و دومین منظومه مورد بررسی نمونه‌ای از یک منظومه با مأموریت پوشش جهانی اینترنت است. منظومه سوم، مأموریت ناوبری منطقه‌ای از کشور ایران را عهده‌دار است که مدار مأموریت آن در مدار لئو قرار دارد. لازم به ذکر است در این مطالعه برای انتشار مدار، فقط اثر اختلال عدم کرویت زمین J_2 در نظر گرفته شده است و از اثر دیگر اختلالات صرف نظر شده است.

منظومه (۱): سنجش از دور

در این مأموریت فرض شده است که کل منظومه از ۶ ماهواره تشکیل شده و کل ۶ ماهواره منظومه با یک تک‌پرتاب در مدار اولیه تزریق می‌شوند. در پایان روند روانه‌سازی، هر ماهواره در یک صفحه مداری (جمعاً ۶ صفحه مختلف) قرار داده می‌شوند [۲۰]. برای رسیدن به پیکربندی انجام مأموریت، ۶ محموله بایست در ۶ صفحه مداری با فاصله یکسان در بازه زاویه گرہ صعودی ۰ تا ۱۸۰ درجه قرار بگیرند که در اینجا با استفاده از روش کینگ، روانه‌سازی انجام شده است. مشخصات

که در آن $\Delta \Omega_R$ فاصله زاویه‌ای موردنیاز میان دو صفحه مداری مجاور، $\dot{\Omega}_{mis}$ نرخ تقدم گرہ مدار مأموریت، $\dot{\Omega}_{inj}$ نرخ تقدم گرہ مدار تزریق، n تعداد صفحات مداری موردنیاز و Δt مدت زمان مانور با نیروی پیشران هستند.

همچنین زمان تأخیر $\Delta \tau$ که زمانی است که باید تا شروع هر مانور متوالی سپری شود را می‌توان به‌صورت زیر نوشت:

$$\Delta \tau = \left(\frac{\Delta \Omega_R}{\dot{\Omega}_{mis} - \dot{\Omega}_{inj}} \right) \quad (8)$$

اگر صفحات مداری باید به‌طور مساوی در طول یک کمان با زاویه γ قرار بگیرند، میزان فاصله زاویه‌ای $\Delta \Omega$ میان n صفحه که باید به آن دست یافت را می‌توان به شکل زیر نوشت:

$$\Delta \Omega_R = \frac{\gamma}{n} \quad (9)$$

$\Delta \Omega_R$ مقداری است که از تحلیل مأموریت و طراحی منظومه به دست می‌آید؛ بنابراین با استفاده از رابطه (۹)، رابطه (۷) را می‌توان به‌صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\Delta T = \left(\frac{\gamma}{\dot{\Omega}_{mis} - \dot{\Omega}_{inj}} \right) \frac{n-1}{n} + \Delta t \quad (10)$$

زمان مانور Δt تابعی از سیستم پیشران و همچنین قانون هدایتی استفاده شده است. از آنجایی که زمان مانور از روش انتگرال عددی به‌دست می‌آید، حل بسته‌ای برای زمان مانور وجود ندارد. قانون هدایتی از نسخه کاهش یافته الگوریتم قانون Q به‌دست آمده است که در آن فقط سه المان متغیر a ، e و i را در برمی‌گیرد [۱۹]. مقدار Q به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Q = W_a S_a \left[\frac{a - a_t}{\dot{a}_{xx}} \right]^2 + W_e \left[\frac{e - e_t}{\dot{e}_{xx}} \right]^2 + W_i \left[\frac{i - i_t}{\dot{i}_{xx}} \right] \quad (11)$$

که در آن S_a یک تابع مقیاس است که در برخی موارد از عدم همگرایی جلوگیری می‌کند و به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$S_a = \left[1 + \left(\frac{a - a_t}{m_Q a_t} \right) \right]^{1/r_Q} \quad (12)$$

و W_e ، W_i و W_a توابع وزنی اسکالر هستند که بیان می‌کند که چگونه یک المان در مقایسه با دیگر المان‌ها مورد هدف قرار دارد. m_Q ، n_Q و r_Q برای تنظیم S_a استفاده می‌شوند و به ترتیب برابر با ۳، ۴ و ۲ قرار داده می‌شوند. مقادیر \dot{a}_{xx} ، \dot{e}_{xx} و \dot{i}_{xx} حداکثر نرخ هر المان مداری را در جهت نیروی پیشران و آنومالی حقیقی نشان می‌دهند. پایین‌نویس "t" نشان‌دهنده المان‌های هدف است.

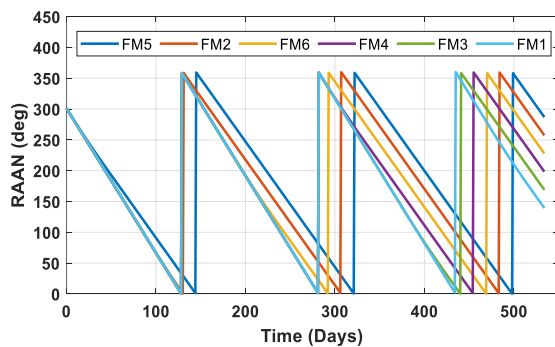
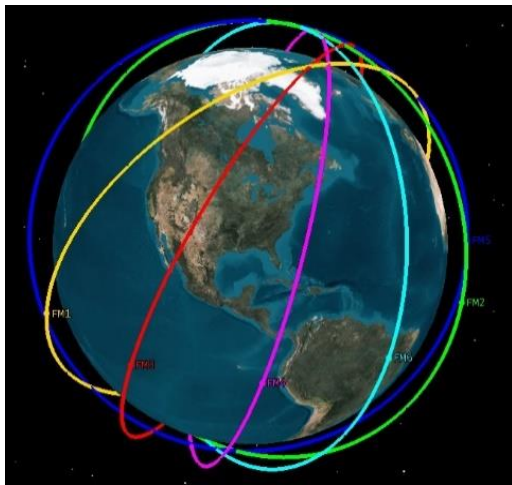
زاویه‌های نیروی پیشران طوری به‌دست می‌آیند که مشتق \dot{Q} تا حد امکان در هر لحظه منفی باشد تا قوانین هدایتی نزدیک به بهینه تولید کند. قانون هدایت برای شیب مداری و گرہ صعودی ساختار مشابهی دارد؛ بنابراین هم ΔV (یا جرم سوخت) و هم زمان مانور به‌وسیله

مأموریت اعم از پیکربندی منظومه، مدار تزریق و مدار مأموریت در جدول (۱) نشان داده شده است.

جدول ۱- مشخصات مأموریت منظومه (۱).

Table 1. Constellation (1) specifications.

Mission Specifications	
No. of Satellites, n_s	6
No. of Planes, n_p	6
Propulsion	Hall-Effect Thrusters
Specific Impulse	3000 sec
Injection Orbit Specifications	
Semi-major axis, a (km)	6893
Eccentricity, e	0.00323
Inclination, i	72°
RAAN, Ω	301°
Mission Orbit Specifications	
Semi-major axis, a (km)	7178
Eccentricity, e	< 0.014
Inclination, i	72°
RAAN, Ω	$\Omega_1 - \frac{\pi}{n_p}(n-1)$ $n = 1, 2, \dots, 6$



شکل ۵- تغییرات گره صعودی منظومه (۱).

Fig. 5. RAAN of constellation (1).

در جدول (۲) مقدار ΔV لازم برای روانه‌سازی با مقادیر مأموریت واقعی آن مقایسه شده است. در مأموریت واقعی، برای هر ماهواره از سیستم پیشران شیمیایی با الزام طراحی مقدار $\Delta V = 147 \text{ ms}^{-1}$ با قابلیت چند بار روشن و خاموش شدن استفاده شده است؛ در حالی که در شبیه‌سازی این مجموعه از تراسترهای اثر حال استفاده شده است که سیستم پیشران غیرضربه‌ای بوده و در زمان انجام مانور به صورت دائم روشن هستند. زیرسیستم پیشران ماهواره‌ها به گونه‌ای انتخاب شده است که زمان روانه‌سازی این روش با مأموریت واقعی برابر باشد.

جدول ۲- مقایسه ΔV شبیه‌سازی با مقدار واقعی [۱۱].

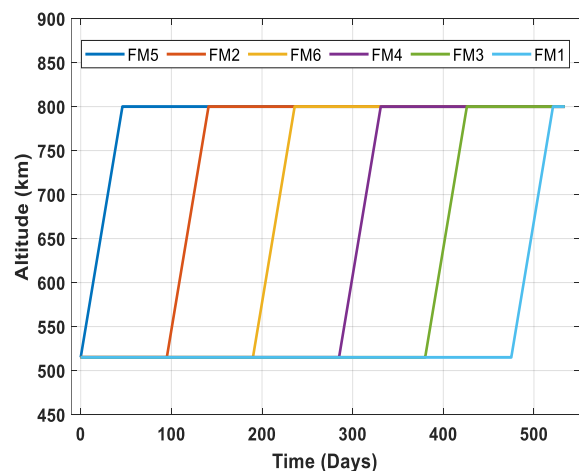
Table 2. Comparison of simulated ΔV vs. actual ΔV [11].

Sat.	Actual ΔV (ms^{-1})	Simulated ΔV (ms^{-1})
FM5	153.1	148.2
FM2	154.0	145.2
FM6	153.0	147.5
FM4	154.0	149.3
FM3	107.9*	148.4
FM1	159.8	150.1

* Propulsion system failure in actual mission

لازم به ذکر است که جدایش هر یک از ماهواره‌ها، از ماهواره‌ها با استفاده از مکانیزم جدایش تعبیه شده در سازه هر یک از ماهواره‌ها انجام می‌شود. همچنین پس از رسیدن ماهواره‌ها به سرعت و ارتفاع موردنیاز، ماهواره‌ها در راستای بردار سرعت، در مدار تزریق مستقر می‌شوند.

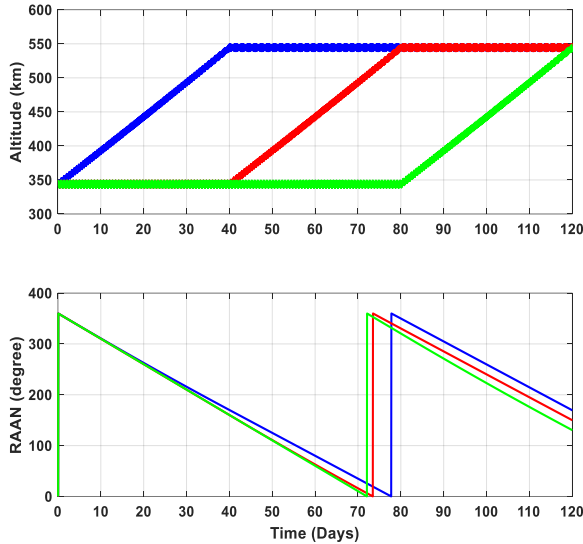
با استفاده از اطلاعات جدول (۱) و همچنین انتشار مدار با نیروی پیشران زیرسیستم پیشران در مدت زمان ۵۳۴ روز (حدود ۱۸ ماه)، روند روانه‌سازی منظومه به صورت تحلیلی به دست می‌آید که تغییرات ارتفاع و زاویه گره صعودی به ترتیب در شکل‌های (۴، ۵) نمایش داده شده است.



شکل ۴- تغییرات ارتفاع منظومه (۱).

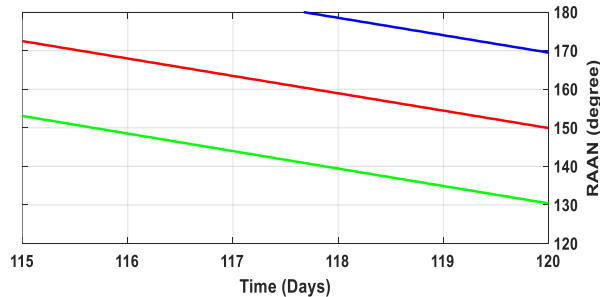
Fig. 4. Altitude of constellation (1).

همان‌طور که مشاهده می‌شود، این سه ماهواره نمونه پس از ۱۲۰ روز در سه صفحه مداری با اختلاف ۲۰ درجه مستقر می‌شوند. همچنین برای این تراسترها، میزان کل ΔV مورد نیاز برای انجام مانور، برای هر یک از ماهواره‌ها برابر است با: $\Delta V = 169.83 \text{ m/s}$.



شکل ۶- تغییرات ارتفاع و گره صعودی ۳ ماهواره از منظومه (۲) در ۱۲۰ روز.

Fig. 6. Altitude and RAAN angle for mission (2) in 120 days.



شکل ۷- بزرگ‌نمایی تغییرات گره صعودی ۳ ماهواره از منظومه (۲) در ۵ روز آخر.

Fig. 7. RAAN of 3 satellites for constellation (2) in the last 5 days.

منظومه (۳): ناوبری منطقه‌ای

در سال‌های اخیر منظومه‌هایی با هدف ناوبری ماهواره‌ای با تمرکز بر کشور ایران و همچنین خاورمیانه ارائه شده‌اند [۲۱، ۲۲]. در اینجا با تمرکز بر طراحی منظومه‌ای با ۱۳۰ ماهواره لئو، به بررسی نحوه پرتاب و روانه‌سازی بخشی از ماهواره‌ها پرداخته شده است. مشخصات منظومه در جدول (۴) آمده است. مشخصات مدار مأموریت با استفاده از منظومه‌های طراحی شده به‌دست آمده است [۲۲].

منظومه (۲): پوشش اینترنت

منظومه دوم که در این مطالعه مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است، منظومه ماهواره‌ای با مأموریت پوشش‌دهی اینترنت ماهواره‌ای است. به‌منظور استقرار این ماهواره‌ها در مدار، فرض می‌شود که ماهواره‌بر در هر بار پرتاب، ماهواره‌ها را در مدار دایروی با ارتفاع ۳۵۰ کیلومتر تزریق می‌کند و سپس با استفاده از نیروی پیشران هر ماهواره و همچنین روش تقدم گره، این ماهواره‌ها در مدار مأموریت خود مستقر می‌شوند. به این ترتیب که دسته اول از ماهواره‌های تزریق شده، به صورت مستقیم تا ارتفاع ۵۵۰ کیلومتری اوج می‌گیرند. دو دسته دیگر در ارتفاع ۳۵۰ کیلومتری نگه داشته می‌شوند و با وقفه حدوداً ۴۰ روزه و در دو مرحله به مدار ۵۵۰ کیلومتری روانه می‌شوند تا با استفاده از تقدم گره تفاضلی به صفحه‌های مداری که ۲۰ و ۴۰ درجه از یکدیگر جدا شده‌اند برسند. به‌منظور تحلیل بهتر نتایج حاصله، سه ماهواره به نمایندگی از هر دسته از کل ماهواره‌هایی که با یک‌بار پرتاب در مدار اولیه تزریق می‌شوند را در نظر می‌گیریم که بناست با اختلاف زاویه گره ۲۰ درجه از یکدیگر در مدار مأموریت قرار داده شوند. همچنین فرض شده است که مانور انتقال مداری با استفاده از تراسترهای اثر هال^۱ با $I_{sp} = 3000 \text{ sec}$ و $T_{vac} = 0.05 \text{ N}$ انجام می‌شود. با استفاده از اطلاعات جدول (۳) و همچنین انتشار مدار در مدت زمان ۱۲۰ روز، روند روانه‌سازی منظومه به‌صورت تحلیلی به‌دست می‌آید که تغییرات ارتفاع و زاویه گره صعودی در شکل (۶) و شکل (۷) نمایش داده شده است.

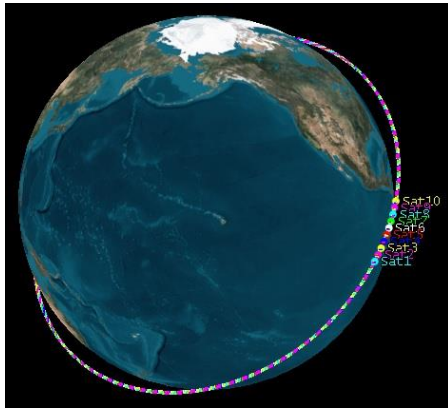
جدول ۳- مشخصات مأموریت منظومه (۲).

Table 3. Constellation (2) specifications.

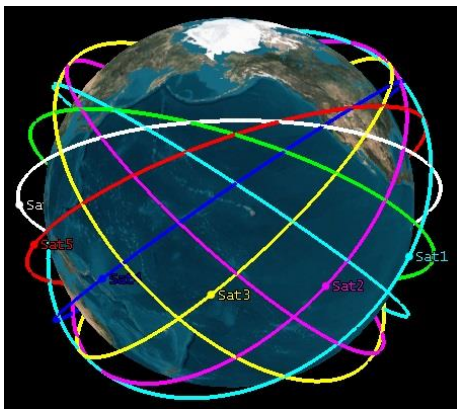
Mission Specifications	
No. of Satellites, n_s	18
No. of Planes, n_p	18
Propulsion	Hall-Effect Thrusters
Specific Impulse	3000 sec
Injection Orbit Specifications	
Semi-major axis, a (km)	6728
Eccentricity, e	0
Inclination, i	53°
RAAN, Ω	360°
Mission Orbit Specifications	
Semi-major axis, a (km)	6928
Eccentricity, e	< 0.00014
Inclination, i	53.0° ± 0.01°
RAAN, Ω	$\Omega_1 - \frac{2\pi}{n_p}(n-1)$ $n = 1, 2, \dots, 18$

1. Hall Effect Thrusters

همان طور که مشاهده می‌شود، مدت زمان استقرار و روانه‌سازی هر یک از ماهواره‌ها حدود یک ماه (۳۰ روز) از زمان آغاز مانور است که در این مدت زمان علاوه بر افزایش ارتفاع اولیه به ارتفاع موردنظر، زاویه تقدم گره نیز به مقدار مطلوب می‌رسد.



(الف)



(ب)

شکل ۹- موقعیت ماهواره‌های منظومه (۳)؛ الف: قبل از شروع روانه‌سازی ب: بعد از اتمام روند روانه‌سازی.

Fig. 9. The position of the satellites of the constellation (3); A: Before the deployment, B: After completing the deployment process.

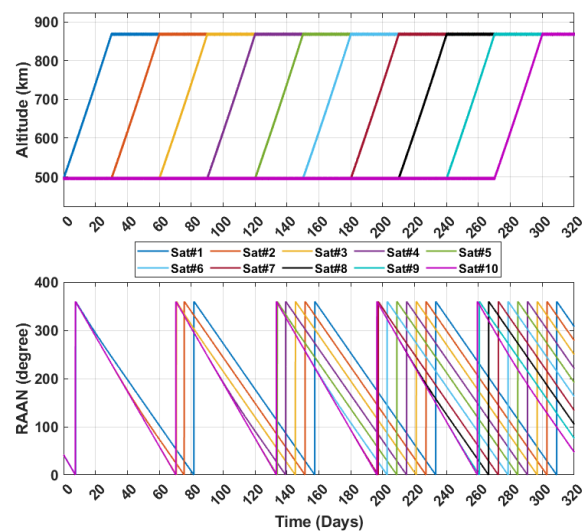
همچنین در شکل (۹) موقعیت ماهواره‌ها قبل از شروع روانه‌سازی و بعد از اتمام این روند نمایش داده شده است. پس از اتمام عملیات پرتاب دسته ۱۰ تایی ماهواره‌ها توسط سامانه ماهواره‌بر، ماهواره‌ها در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری با استفاده از سیستم جدایش سرد توسط فنر یکی پس از دیگری با یک تأخیر زمانی به دلیل پیشگیری از برخورد با یکدیگر، رهاسازی می‌شوند (شکل ۹-الف). پس از گذشت مدت‌زمان روانه‌سازی ماهواره‌ها به ترتیب وارد فاز مانور شده و پس از حدود ۱۰ ماه، ماهواره‌ها در موقعیت در نظر گرفته شده جهت انجام مأموریت محوله مستقر می‌شوند (شکل ۹-ب). همچنین برای هر یک از ماهواره‌ها، میزان کل ΔV موردنیاز برای مانور برابر است با: $\Delta V = 299.60 \text{ m/s}$. این در حالی است که اگر هر یک از این ماهواره‌ها، این

با فرض این‌که کل منظومه در ۱۳ پرتاب (هر محموله پرتاب شامل ۱۰ ماهواره) تکمیل شود، بنابراین در هر بار پرتاب ماهواره‌بر، ۱۰ ماهواره از کل ۱۳۰ ماهواره در مدار تزریق قرار داده می‌شود. سپس روانه‌سازی به مدار مأموریت آغاز شده و هر ماهواره با استفاده از زیرسیستم پیشران خود، مانور غیرضربه‌ای را تا رسیدن به مدار مأموریت آغاز کرده و ماهواره تا ارتفاع هدف اوج می‌گیرد. زمان رسیدن به مدار مأموریت به مشخصات زیرسیستم پیشران بستگی دارد. در اینجا با فرض استفاده از تراسترهای اثر هال با $T_{vac} = 0.115 \text{ N}$ و $I_{sp} = 3000 \text{ sec}$ نتیجه روند روانه‌سازی یک دسته از ماهواره‌ها (۱۰ ماهواره) در شکل (۸) نمایش داده شده است.

جدول ۴- مشخصات مأموریت منظومه (۳).

Table 4. Constellation (3) specifications.

Mission Specifications	
No. of Satellites, n_s	130
No. of Planes, n_p	13
Propulsion	Hall-Effect Thrusters
Specific Impulse	3000 sec
Injection Orbit Specifications	
Semi-major axis, a (km)	6878
Eccentricity, e	0°
Inclination, i	42°
RAAN, Ω	42°
Mission Orbit Specifications	
Semi-major axis, a (km)	7248
Eccentricity, e	0°
Inclination, i	42.0°
RAAN, Ω	$\Omega_1 - \frac{2\pi}{n_p}(n-1)$ $n = 1, 2, \dots, 13$



شکل ۸- تغییرات ارتفاع و گره صعودی ۱۰ ماهواره از منظومه (۳) طی ۳۰۰ روز.

Fig. 8. Altitude and RAAN angle of 10 satellites for constellation (3) in 300 days.

طراحی مفهومی منظومه‌های ماهواره‌ای پرداخته خواهد شد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] Y. N. Razoumny, "Route satellite constellations for Earth discontinuous coverage and optimal solution peculiarities," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 54, no. 3, pp. 572-581, 2017, <https://doi.org/10.2514/1.A33689>.
- [2] R. Sandau, K. Brieß, and M. D'Errico, "Small satellites for global coverage: Potential and limits," *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing*, vol. 65, no. 6, pp. 492-504, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.isprsjprs.2010.09.003>.
- [3] N. H. Crisp, K. Smith, and P. Hollingsworth, "Launch and deployment of distributed small satellite systems," *Acta Astronautica*, vol. 114, pp. 65-78, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.04.015>.
- [4] C. Niederstrasser and W. Frick, "Small launch vehicles—a 2015 state of the industry survey," in *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2015.
- [5] S. J. Mousavi and R. Zardashti, "Review and analysis: Satellite constellations launch methods and deployment strategies," in *5th National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, Tehran, Iran, 2020, (in Persian).
- [6] C. Foster *et al.*, "Constellation phasing with differential drag on planet labs satellites," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 55, no. 2, pp. 473-483, 2018, <https://doi.org/10.2514/1.A33927>.
- [7] I. A. Budianto and J. R. Olds, "Design and deployment of a satellite constellation using collaborative optimization," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 41, no. 6, pp. 956-963, 2004, <https://doi.org/10.2514/1.14254>.
- [8] T. J. Zhang *et al.*, "Restricted constellation design for regional navigation augmentation," *Acta Astronautica*, vol. 150, pp. 231-239, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.04.044>.
- [9] H. W. Lee, P. C. Jakob, K. Ho, S. Shimizu, and S. Yoshikawa, "Optimization of satellite constellation deployment strategy considering uncertain areas of interest," *Acta Astronautica*, vol. 153, pp. 213-228, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.03.054>.
- [10] J. C. Mc Dowell, "The low Earth orbit satellite population and impacts of the SpaceX Starlink constellation," *The Astrophysical Journal*

مانور را با انتقال هوهمان انجام دهد، تنها برای افزایش ارتفاع به مقدار $\Delta V'_1 = 196.8 \text{ m/s}$ نیاز است. همچنین اگر مانور تغییر صفحه 20° درجه نیز در نظر گرفته شود، داریم: $\Delta V'_2 = 2 \sin(\delta/2) = 2643.9 \text{ m/s}$. بنابراین:

$$\Delta V' = \Delta V'_1 + \Delta V'_2 = 2840.7 \text{ m/s}$$

جدول (۵) مقایسه روش روانه‌سازی شبیه‌سازی شده را با روش روانه‌سازی با استفاده از مانور ضربه‌ای هوهمان و مانور انتقال صفحه نشان می‌دهد.

جدول ۵- مقایسه ΔV شبیه‌سازی با مانور هوهمان و تغییر صفحه برای منظومه (۲): پوشش اینترنت.

Table 5. Comparison of ΔV simulation with Hohmann and plane change maneuvers for constellation (2): Internet coverage.

Value	Hohmann & plane change maneuvers	Simulation
$\Delta V \text{ (ms}^{-1}\text{)}$	2840.7	299.60
ΔT	~ 50 min	1 month

نتیجه‌گیری

در این نوشتار، به روش تقدم گره پرداخته شد که در عمل یکی از روش‌های رایج برای روانه‌سازی ماهواره‌های منظومه به مدارهای مأموریتشان در چند صفحه مداری مختلف است. این روش در حقیقت بر مبنای استفاده مثبت و بهینه از اختلال عدم کرویت زمین بنا نهاده شده است. این روش روانه‌سازی، نیز همانند دیگر روش‌ها مزایا و معایبی دارد که با توجه به الزامات و محدودیت‌های هر مأموریت بایستی در نظر گرفته شوند. مهم‌ترین مزیت این روش حداقل کردن ΔV موردنیاز برای روانه‌سازی از زمان تزریق تا مانور انتقال به مدار مأموریت است. البته در کنار این موضوع، زمان موردنیاز برای روانه‌سازی نسبت به پرتاب مستقیم به ازای هر ماهواره یا به ازای هر صفحه مداری به مراتب بیشتر است و برای کلان مأموریت، ماه‌ها زمان می‌برد. به‌منظور مقایسه نتایج پژوهش با نمونه‌های عملی، این روش برای دو منظومه در واقعیت پیاده‌سازی شد. همچنین بر مبنای روش تقدم گره، استراتژی پرتاب و روانه‌سازی برای یک منظومه ناوربی ماهواره‌ای منطقه‌ای با پوشش کشور ایران با تعداد ۱۳۰ ماهواره، طراحی و پیاده‌سازی شده است. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد که برای روانه‌سازی این منظومه به حدود ۳۰۰ روز زمان نیاز است تا کلیه ماهواره‌ها در مدار مأموریت خود مستقر شده و منظومه مورد بهره‌برداری کامل قرار بگیرد. در ادامه این تحقیق، به روانه‌سازی منظومه‌های ماهواره‌ای با استفاده از روش روانه‌سازی موازی و همچنین در نظر گرفتن استراتژی‌های روانه‌سازی در فرآیند

- constellation deployment methods using the concept of nodal precession," *Advances in Space Research*, vol. 68, no. 8, pp. 3141-3158, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.06.010>.
- [18] J. A. King and N. J. Beidleman, "Method and apparatus for deploying a satellite network," Google Patents, 1993.
- [19] A. Petropoulos, "Low-thrust orbit transfers using candidate Lyapunov functions with a mechanism for coasting," in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, Providence, Rhode Island, 2004, <https://doi.org/10.2514/6.2004-5089>.
- [20] S. Ghazanfarinia, E. Mousivand, M. Khoshsima, and Y. Saffar, "Design of a low Earth orbit constellation for regional navigation mission," *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 2, no. 2, pp. 48-59, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jssta.2022.332468.1084>.
- [21] A. Sheikh, "Systematic design of local satellite navigation system for Iran region with LEO satellites," M.S. thesis, Aerospace Department, AmirKabir University of Technology, Tehran, Iran, 2019, (in Persian).
- [22] R. Zardashti and S. Emami, "Spatial geometry design of a low Earth orbit constellation for Iranian regional navigation satellite system," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 13, 2021, <https://doi.org/10.1590/jatm.v13.1215>.
- Letters*, vol. 892, 2020, Art. no. L36, <https://doi.org/10.3847/2041-8213/ab8016>.
- [11] C. J. Fong *et al.*, "Constellation deployment for the FORMOSAT-3/COSMIC mission," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 46, no. 11, pp. 3367-3379, 2008, <https://doi.org/10.1109/TGRS.2008.2005202>.
- [12] D.A. Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 2nd ed. Portland: Microcosm Press, 2001.
- [13] J. L. Junkins and H. Schaub, *Analytical Mechanics of Space Systems*, 2nd ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009, <https://doi.org/10.2514/4.867231>.
- [14] H. D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Butterworth-Heinemann, 2020, <https://doi.org/10.1016/C2016-0-02107-1>.
- [15] F. Marchandise, P. Simontacchi, and P. Mathieu, "Method for deploying a satellite constellation," Google Patents, 2021.
- [16] 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>.
- [17] H. Mahdisoozani, M. Bakhtiari, and K. Daneshjoo, "Developing novel multi-plane satellite