

Journal of Space Science and Technology

JSSST

Vol.17, No.2, 2024

Print ISSN: 2008-4560

Online ISSN: 2423-4516

| | |
|--|----|
| Scientometric Analysis of Published Scientific Productions in the Field of Satellite Constellations Hossein Eftekhari, Pedram Hajipour, Ali Kheirdoost, and Hassan Yeganeh | 1 |
| Spacecraft Trajectory Design Regarding Van Allen Belts by Honey Bee Optimisation Algorithm Iman Shafeenejad | 17 |
| Identification and Prioritization of Satellite Electrical Power Subsystem Technologies for National Development Based on Multiple Criteria Decision Making Reza Amjadifard, Ehsan Mousivand, Farhad Bagheroskuei, Shahab Karbasian, and Ehsan Kosari | 29 |
| Stability Analysis and Nonlinear Modeling of Coupled Slosh-Tank Dynamics: Analytical Equivalent Pendulum Approach Milad Azimi | 41 |
| Reliability Based Design of a Space System in the Conceptual Design Phase Hamid Reza Alimohammadi and Hasan Naseh | 55 |
| Deployment of Small Satellite Constellations Using the Effect of the Earth's Oblateness Seid Javad Mousavi Torkamani, Mehdi jafari, and Reza Zardashti | 69 |
| Laboratory Development Approach in a 6DoF Launch Vehicle simulation Design Reza Esmaelzade and Fatemeh Zahra Rahmani | 81 |



**Journal of
Space Science and Technology**

Vol. 17, No. 2, 2024

**Indexed in:
DOAJ, ISC, EBSCO, ...**

Publisher: IAS

Director-in-Charge: M. Navabi, PhD.

Editor-in-Chief: R. Ebrahimi, PhD.

Deputy Editor: M. Azimi, PhD

Address: No. 1, Mohandes St., Darya Blv.
Tehran, I.R. Iran

Tel: +98(21) 88366030

Website: <https://jsstpub.com>

E-Mail: jsst@jsstpub.com

International E-Mail: info1@jsstpub.com

Print ISSN: 2008 - 4560

Online ISSN: 2423 - 4516

International Editorial Board

Andon Dimitrov Lazarov, Professor, Information Technology Department, Nikola Vaptsarov Naval Academy, Bulgaria

Mohamed Himdi, Professor, Institute of Electronics and Digital Technologies, University of Rennes 1, France

Helmi Zulhaidi Mohd Shafri, Associate Professor, Department of Civil Engineering, University Putra Malaysia, Malaysia

Hajar Binti Ja'afar, Associate Professor, School of Electrical Engineering, MARA Technological University, Malaysia

Nicola Luigi Bragazzi, Professor, University of Parma, Italy

Samir Ladaci, Professor, Department of Automatics and Control Engineering, National Polytechnic School of Algiers, Algeria

Syed Amer Mahmood, Professor, Department of Space Science, University of the Punjab, Pakistan

Mahmoud Najafi, Professor, Department of Mathematical Sciences, Kent State University, USA

Editorial Board

Mohsen Bahrami, Professor, Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, Iran

Hossein Bolandi, Professor, Department of Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology, Iran

Mohammad Farshchi, Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Iran

S. Mostafa Hoseinalipour, Professor, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Iran

Mansour Kabganian, Professor, Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, Iran

Mehran Mirshams, Professor, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Iran

M. Navabi, Associate Professor, Faculty of New Technologies Engineering, Shahid Beheshti University, Iran

S. Hossein Pourtakdoust, Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Iran

Jafar Roshanian, Professor, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Iran

Mohammad Homayoune Sadr, Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Iran

Mohammad Taeibi-Rahni, Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Iran

Mohammad Tahaye Abadi, Associate Professor, Aerospace Research Institute, Iran

Advisory Board

Mohammad Hassan Entezari, Scientist, Iranian Research Organization for Science and Technology

Hamid Fazeli, Associate Professor, Malek Ashtar University of Technology

Ali Akbar Golroo, Lecturer, Aerospace Research Institute

Abolghasem Naghash, Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology

S. Mostafa Safavi Homami, Professor, Department of Electrical Engineering, Amirkabir University of Technology

Saeed Shakhesi, Associate Professor, Iranian Space Research Center

Table of Contents

| | |
|--|-----------|
| Scientometric Analysis of Published Scientific Productions in the Field of Satellite Constellations... | 1 |
| Hossein Eftekhari, Pedram Hajipour, Ali Kheiridoost, and Hassan Yeganeh | |
| Spacecraft Trajectory Design Regarding Van Allen Belts by Honey Bee Optimisation Algorithm..... | 17 |
| Iman Shafieenejad | |
| Identification and Prioritization of Satellite Electrical Power Subsystem Technologies for National Development Based on Multiple Criteria Decision Making..... | 29 |
| Reza Amjadifard, Ehsan Mousivand, Farhad Bagheroskuei, Shahab Karbasian, and Ehsan Kosari | |
| Stability Analysis and Nonlinear Modeling of Coupled Slosh-Tank Dynamics: Analytical Equivalent Pendulum Approach..... | 41 |
| Milad Azimi | |
| Reliability Based Design of a Space System in the Conceptual Design Phase..... | 55 |
| Hamid Reza Alimohammadi and Hasan Naseh | |
| Deployment of Small Satellite Constellations Using the Effect of the Earth's Oblateness..... | 69 |
| Seid Javad Mousavi Torkamani, Mehdi Jafari, and Reza Zardashti | |
| Laboratory Development Approach in a 6DoF Launch Vehicle Simulation Design..... | 81 |
| Reza Esmaelzade and Fatemeh Zahra Rahmani | |

Review Paper

Scientometric Analysis of Published Scientific Productions in the Field of Satellite Constellations

Hossein Eftekhari¹ , Pedram Hajipour^{2*} , Ali Kheirdoost³ , and Hassan Yeganeh⁴ 

1. Science and Technology Watch Company, Tehran, Iran

2,3. Satellite Communication Group, Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran

4. Faculty of Communications Technology, ICT Research Institute, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 30 December 2023

Revised 27 February 2024

Accepted 28 February 2024

Available Online 03 March 2024

Keywords:

Satellite constellations

Scientometrics

Scopus

Knowledge maps

Co-Word network

ABSTRACT

Satellite constellations consist of similar satellites distributed in a specific orbital pattern to accomplish a joint mission. They are commonly used for global telecommunications, positioning, and remote sensing missions. This article utilizes a scientometric approach to analyze the structure and scientific mapping of "satellite constellations" worldwide, focusing on two leading countries: the United States and China. Additionally, a comparison is made between the United States, China, and global research outputs. The research encompasses all scientific documents in the "satellite constellations" field indexed in the Scopus database from 1969 to 2023. Knowledge maps (thematic subfields) and international cooperation maps are generated using Bibexcel and VOSviewer software. The number of documents published in this period includes 14,346 globally, with 3,738 from the United States and 3,369 from China. The findings reveal that the United States, China, Germany, Italy, and the United Kingdom are leaders in this field. The trend of scientific production in this area is increasing globally, indicating its importance and attractiveness. Conference papers constitute the most significant number of publications worldwide and in the United States, whereas, in China, most documents are journal articles. The top scientific production institutions globally include the National Aeronautics and Space Administration (NASA), the Chinese Academy of Sciences, the German Aerospace Center, Wuhan University, and the European Space Research and Technology Centre.

*Corresponding Author's E-mail: hajipour@itrc.ac.ir**How to Cite this Article:**H. Eftekhari, P. Hajipour, A. Kheirdoost, and H. Yeganeh, "Scientometric analysis of published scientific productions in the field of satellite constellations," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 1-16, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1471>.**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/).

مقاله مروری

تحلیل علم‌سنجی تولیدات علمی منتشر شده در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای

حسین افتخاری^۱، پدram حاجی‌پور^{۲*}، علی خیردوست^۳، و حسن یگانه^۴

۱- دکتری، شرکت دیده‌بان علم و فناوری، تهران، ایران

۲ و ۳- استادیار، گروه ارتباطات ماهواره‌ای، پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران

۴- استادیار، پژوهشکده فناوری ارتباطات، پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات، تهران، ایران

چکیده

منظومه‌های ماهواره‌ای شامل مجموعه‌ای از ماهواره‌های مشابه هم می‌باشند که به‌منظور به انجام رساندن یک ماموریت مشترک در یک الگوی مداری خاص توزیع شده‌اند. از منظومه‌های ماهواره‌ای معمولاً برای به انجام رساندن ماموریت‌هایی مانند مخابرات جهانی، موقعیت‌یابی جهانی و سنجش از دور استفاده می‌گردد. در این مقاله با به‌کارگیری رویکرد علم‌سنجی به تحلیل و ترسیم ساختار و نقشه‌های علمی حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» در جهان و همچنین دو کشور پیشرو شامل آمریکا و چین بر مبنای تعداد اسناد پژوهشی منتشر شده در این حوزه پرداخته شده است. علاوه بر این، مقایسه‌ای بین این دو کشور با کل دنیا نیز صورت گرفته است. جامعه پژوهش شامل کلیه مدارک علمی در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» است که در پایگاه «اسکوپوس» مابین سال‌های ۱۹۶۹ تا ۲۰۲۳ میلادی نمایه شده‌اند. همچنین در این مقاله به ترسیم نقشه‌های دانشی (زیرحوزه‌های موضوعی) و نقشه همکاری‌های بین‌المللی کشورها با استفاده از نرم‌افزارهای Bibexcel و VOSViewer نیز اقدام شده است. تعداد مدارک منتشر شده در این دوره زمانی در جهان، آمریکا و چین به ترتیب شامل ۱۴۳۴۶، ۳۷۳۸ و ۳۳۶۹ مدرک می‌باشد. یافته‌های پژوهش نشان می‌دهد که کشورهای آمریکا، چین، آلمان، ایتالیا و انگلستان، بیشترین میزان تولیدات علمی در این حوزه را به خود اختصاص داده‌اند. همچنین روند تولید علم در این حوزه در جهان صعودی است که نشان‌دهنده اهمیت و جذابیت این حوزه علمی است. از منظر نوع مدارک منتشر شده نیز مقالات همایشی بیشترین میزان مدارک منتشر شده در جهان و کشور آمریکا را به خود اختصاص داده‌اند؛ درحالی‌که بیشترین میزان مدارک منتشر شده در کشور چین مربوط به مقالاتی است که در مجلات به چاپ رسیده‌اند. نهادهای برتر تولید علم در این حوزه در جهان نیز به ترتیب شامل اداره کل ملی هوانوردی و فضا (ناسا)، آکادمی علوم چین، مرکز هوافضای آلمان، دانشگاه ووهان و مرکز تحقیقات و فناوری فضایی اروپا می‌باشند.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۹ دی ۱۴۰۲
بازنگری ۸ اسفند ۱۴۰۲
پذیرش ۹ اسفند ۱۴۰۲
اولین انتشار ۱۳ اسفند ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

منظومه‌های ماهواره‌ای
علم‌سنجی
اسکوپوس
نقشه‌های دانشی
شبکه هم‌واژگانی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: hajipour@itrc.ac.ir

How to Cite this Article:

H. Eftekhari, P. Hajipour, A. Kheirdoost, and H. Yeganeh, "Scientometric analysis of published scientific productions in the field of satellite constellations," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 1-16, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1471>.



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

| | |
|-----|-------------------------|
| GEO | Geo Stationary |
| LEO | Low Earth Orbit |
| MEO | Medium Earth Orbit |
| UAV | Unmanned Aerial Vehicle |
| WoS | Web of Science |

مقدمه

در حالی که از تک ماهواره‌ها پیش‌تر برای برآورده کردن نیازهای عملیاتی استفاده می‌شود؛ اما به دلیل مشکلاتی نظیر هزینه بالا، وزن پرتاب زیاد و تاخیر در ارسال داده‌ها این رویه به سوی استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای متمایل شده است [۱]. از اینرو پیش‌بینی می‌شود که در آینده نزدیک نسل جدید سیستم‌های ارتباطی غیرزمینی مبتنی بر مجموعه‌ای بزرگ از ماهواره‌های در مدار پایین زمین (LEO) باشد. در چنین شبکه‌ای، از ماهواره‌های واقع شده در مدار زمین ثابت (GEO) و مدار متوسط زمین (MEO) به‌منظور فراهم نمودن زیرساخت ارتباطات با پوشش سراسری و با امنیت بالا به خصوص برای مناطق کم بهره از منظر دسترسی به تجهیزات ارتباطی زمینی استفاده می‌شود [۲]. منظومه‌های ماهواره‌ای LEO تاخیر کمتری نسبت به سایر منظومه‌های ماهواره‌ای در ارتفاعات مداری بالاتر دارند. این امر می‌تواند در ارائه سرویس‌های حساس به تاخیر مانند سرویس‌های کنفرانس صوتی یا ویدئویی مناسب باشد. ماهواره‌های LEO کوچک‌تر و ارزان‌تر از ماهواره‌های دیگر (MEO یا GEO) می‌توانند ساخته شوند، اما برای ارائه سرویس و اتصال دائمی به کاربران خود به تعداد زیادی از این نوع ماهواره‌ها در قالب منظومه ماهواره‌ای نیاز است [۳].

منظومه‌های ماهواره‌ای LEO با وجود افول نسبی در دهه ۱۹۹۰ میلادی در حال بازیابی محبوبیت در ارائه خدمات و سرویس‌های خود در حوزه ارتباطات ماهواره‌ای می‌باشند. این نوع منظومه‌های ماهواره‌ای با انعطاف‌پذیری بالا به گونه‌ای طراحی و ساخته می‌شوند که امکان پیکربندی پویا به‌منظور مدیریت بهینه منابع را فراهم می‌کنند؛ با این حال، این نوع انعطاف‌پذیری منجر به افزایش هزینه‌ها در طراحی و ساخت ماهواره خواهد شد [۴]. اما با توجه به معطوف شدن صنعت ارتباطات ماهواره‌ای دنیا به میکرو و نانو ماهواره‌ها جهت کاهش هزینه‌های ساخت و همچنین توانایی منظومه‌ها در فراهم ساخت سرویس‌های ارتباطی برای کاربران، کشورهای زیادی وارد طراحی و ساخت انواع منظومه‌ها شده‌اند [۵]. همچنین با توجه به نیاز به ارائه خدمات در نسل پنجم شبکه ارتباطی و اینترنت اشیا، ابرمنظومه‌های ماهواره‌ای LEO مورد توجه جدی قرار گرفته است

[۶]. از طرفی، علیرغم پیشرفت‌های گسترده در حوزه مخابرات، همچنان چندین میلیارد نفر از جمعیت جهان دسترسی به اینترنت ندارند و یا از داشتن یک اینترنت با سرعت قابل قبول و بدون قطعی، محروم هستند که از جمله دلایل این اتفاق، می‌توان به هزینه‌بر بودن نصب، سختی پیاده‌سازی و عدم توجه اقتصادی استفاده از زیرساخت‌های مبتنی بر سیم مانند فیبر نوری در بسیاری از مکان‌ها اشاره نمود [۷].

از این‌رو آگاهی یافتن از وضعیت و روند توسعه منظومه‌های ماهواره‌ای و تحلیل تولیدات علمی مرتبط با آن می‌تواند برای سیاست‌گذاران علی‌الخصوص تصمیم‌گیران حوزه فضایی بسیار راهگشا باشد. یکی از رویکردهایی که به‌واسطه آن می‌توان حوزه‌های مختلف دانشی را از منظر معیارهایی مانند کشورهای پیشرو، تعداد مدارک منتشر شده و انواع آن (شامل مقالات کنفرانسی، مقالات منتشر شده در مجلات، کتاب و غیره)، نویسندگان پیشرو، دانشگاه‌ها، نهادها و موسسات آموزشی و پژوهشی پیشرو، موضوعات پژوهشی مرتبط، میزان فراوانی کلمات مرتبط با هر موضوع و نحوه ارتباطات مابین آن‌ها، نحوه همکاری‌های علمی و بین‌المللی کشورها با یکدیگر و غیره مقایسه نمود، رویکرد علم‌سنجی است.

علم‌سنجی به تعبیری ساده عبارت است از دانش اندازه‌گیری علم که همه روش‌ها و مدل‌های کمی مرتبط با تولید و انتشار دانش فناوری را شامل می‌شود [۸]. نخستین نقشی که مطالعات علم‌سنجی برعهده دارند، ترسیم روند توسعه و گسترش علم در سطح ملی و فراتر از آن در سطح بین‌المللی است [۹]. نقشه‌های علم به مسیریابی و درک و اطلاع از ساختار پویا و متنوع علم و فناوری کمک می‌کنند؛ به نحوی که درک حجم عظیمی از داده‌های تولیدشده از طریق پژوهش‌های علمی را میسر می‌سازند. نقشه‌ها در قالب شکل‌های ترافیکی با تفکیک حوزه‌های مختلف علوم و نمایش ارتباطات بین آن‌ها، دریافتی اداری از ساختار علوم را برای مخاطب امکان‌پذیر می‌سازند. در این مقاله تلاش خواهد شد تا با استفاده از رویکرد علم‌سنجی، وضعیت موجود و ساختار حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» مورد تجزیه و تحلیل قرار گیرد. در جهت تحقق این هدف، پرسش‌های پژوهشی زیر مطرح می‌شوند:

- ۱- وضعیت تولیدات علمی منتشر شده در جهان، آمریکا و چین در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای از منظر روند مدارک منتشر شده، نوع مدارک منتشر شده و غیره چگونه است؟
- ۲- ساختار دانشی حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای و مهمترین زیرحوزه‌های موضوعی مرتبط با آن در جهان، آمریکا و چین به چه صورت است؟

خود، کاربردهای متنوعی می‌توانند داشته باشند. با استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای پوشش بیشتری تامین می‌گردد، انتقال داده با فاصله زمانی بسیار کمتری صورت می‌گیرد، حجم انتقال داده بیشتری فراهم می‌گردد و ضمناً با توجه به جرم مورد نیاز کمتر برای هر ماهواره، پرتاب چنین ماهواره‌ای راحت‌تر صورت خواهد پذیرفت [۱۲].

ب) مروری بر مفهوم علم‌سنجی

امروزه توان و ظرفیت علمی هر کشور، یکی از شاخص‌های اصلی میزان توسعه پایدار آن کشور محسوب می‌شود. از طرفی، مطالعه وضعیت تولیدات علمی نمایه شده در پایگاه‌های معتبر بین‌المللی، نشان‌دهنده بخش مهمی از فعالیت‌های علمی آن کشور در سطح بین‌المللی است. از این رو به منظور ارزیابی فعالیت‌های علمی، داشتن تصویری روشن از این وضع، همواره مورد توجه مدیران پژوهشی کشور بوده است [۱۳].

یافته‌های حاصل از مطالعات سنجش و ارزیابی علم، فناوری و نوآوری از مهم‌ترین ابزارهای سیاست‌گذاری توسعه علم، فناوری و نوآوری در هر کشور به‌شمار می‌رود [۱۴]. از این رو این سنجش باید به‌گونه‌ای صورت پذیرد که با تکیه بر نتایج آن بتوان تصویری واقعی‌تر از وضعیت کشور خود در مقایسه با سایر کشورها به‌دست آورد [۱۵]. این مطالعات به مدیران پژوهشی در سطوح مختلف امکان می‌دهند که تصویری از جریان تولید، اشاعه و بهره‌گیری از علم در اختیار داشته باشند و بر اساس آن به برنامه‌ریزی در حوزه پژوهش بپردازند [۹].

تحلیل هم‌واژگانی، روش مناسبی برای کشف ارتباطات حوزه‌های پژوهشی علم است و پیوندهای مهمی را نشان می‌دهد که ممکن است کشف آن‌ها به روش‌های دیگر مشکل باشد. روش تحلیل هم‌واژگانی، می‌تواند به‌عنوان ابزاری قدرتمند، امکان تعقیب تحولات ساختاری و تکامل شبکه ادراکی و اجتماعی را میسر سازد [۱۶]. روش تحلیل هم‌واژگانی در سال‌های اخیر در پژوهش‌های پژوهشگران کشورهای مختلف به‌نحو قابل ملاحظه‌ای مورد توجه قرار گرفته است. بسیاری از پژوهشگران با این روش حوزه‌های خاصی را به قصد تحلیل و ترسیم ساختار آن مطالعه کرده‌اند [۱۷]. اگرچه ارزیابی کمی نمی‌تواند و نباید جایگزین ارزیابی‌های کیفی پژوهش‌های انجام شده باشد، ولی می‌تواند ابزار موثری برای درک بهتر فرایند تحقیقات علمی و تجزیه و تحلیل توزیع و استفاده از اطلاعات علمی باشد و در عین حال فاقد برخی محدودیت‌های ارزیابی‌های کیفی مانند اثرپذیری یافته‌ها از سوگیری‌های ارزیابی‌کنندگان باشد [۱۸].

علاوه بر این، روش‌های مختلفی برای مطالعه تحولات حوزه‌های میان‌رشته‌ای وجود دارد که از جمله مهم‌ترین آن‌ها روش‌های مطرح در

۳- وضعیت ارتباطات و همکاری‌های علمی میان کشورها (با تاکید بر دو کشور آمریکا و چین) چگونه است؟

در ادامه این پژوهش و در بخش دوم، مبانی نظری و پیشینه پژوهش در سه قسمت شامل منظومه‌های ماهواره‌ای، مروری بر مفهوم علم‌سنجی و مروری بر پیشینه پژوهش بیان خواهد شد. در بخش سوم، روش‌شناسی پژوهش ارائه خواهد شد. در بخش چهارم، یافته‌های پژوهش ارائه شده و نهایتاً در بخش پنجم بحث و نتیجه‌گیری پژوهش ارائه خواهد شد.

مبانی نظری و پیشینه پژوهش

الف) منظومه‌های ماهواره‌ای

از زمان‌های گذشته جهت دسترسی همه جانبه به اینترنت در اقصی نقاط دنیا، استفاده از ماهواره و اینترنت ماهواره‌ای در مدارهای مختلف زمین پیشنهاد شده است. به‌طور سنتی استفاده از ماهواره در مدار GEO جهت مخابره اطلاعات از منظر هزینه و فناوری نقطه بهینه‌ای بوده است. در این حالت ماهواره‌ها در فاصله اندکی بیش از ۳۶۰۰۰ کیلومتری زمین قرار می‌گیرند و با استفاده از تعداد معدودی (حداقل ۳) ماهواره، می‌توان کل نقاط دنیا را تحت پوشش خدمات ارتباطی قرار داد. هم‌اکنون از این نوع ارتباطات در کاربردهایی مانند استفاده در کشتی، تلفن‌های ماهواره‌ای، تلفن‌های دولتی، خدمات هوایی و غیره استفاده می‌گردد ولی جایگاهی در استفاده عموم علی‌الخصوص برای اینترنت ندارد [۱۰].

با توجه به نیاز به افزایش ظرفیت و کاهش هزینه‌های ارتباطی در آینده نزدیک منظومه‌های ماهواره‌ای نسل آینده (ترکیبی از ماهواره‌ها در LEO یا MEO یا GEO) بخش اعظمی از فضا را برای ارائه خدمات فرا خواهند گرفت [۱۱]. منظومه‌های ماهواره‌ای به گروهی از ماهواره‌ها اطلاق می‌شود که به‌صورت هم‌زمان برای اهداف نظامی، اینترنت، تلفن ماهواره‌ای، ارتباطی، مسیریابی، سنجشی و غیره به کار برده شده و می‌تواند پوشش جهانی و منطقه‌ای داشته باشد. ماموریت‌های علمی، نظامی، مخابراتی و سنجشی بخشی از مهم‌ترین کاربری‌های فضایی هستند که طی سال‌های گذشته توسط منظومه‌های ماهواره‌ای توسعه داده شده‌اند. استفاده هم‌زمان از چند ماهواره سبب کوچک و سبک شدن هر ماهواره 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 [۱].

منظومه‌ها قابلیت آن را خواهند داشت تا پوشش دائمی در منطقه هدف و با کاربرد مورد نظر برقرار کنند. منظومه‌ها وابسته به ارتفاع و محموله

هو و همکاران^۶ (۲۰۱۷) به مصورسازی تحقیقات مرتبط با سنجش از دور در نور شب^۷ در بین سال‌های ۱۹۹۱ تا ۲۰۱۶ اقدام نمودند. برای این منظور از داده‌های پایگاه وب‌آوساینس استفاده شده است. فیلتر اعمال شده در این تحقیق شامل «مقالات به زبان انگلیسی» است. تعداد مدارک تحلیل شده برابر با ۱۳۶ مدرک است. موارد بررسی شده شامل مدارک منتشر شده در هر سال، میانگین تعداد نویسندگان مقالات، مجلات برتر که بیشترین تعداد مقالات را منتشر نموده‌اند، و کشورهای برتر است. همچنین تحلیل‌های مختلفی با استفاده از نرم‌افزارهای تخصصی در این حوزه همچون گفی^۸ و سایت‌اسپیس^۹ انجام شده است [۲۳].

ایتو بران^{۱۰} (۲۰۱۸) به بررسی ماموریت کریوست ۱۱ (نام برنامه اژانس فضایی اروپا برای پایش تغییرات در ضخامت یخ‌های قطبی با استفاده از ماهواره‌های موجود در مدار نزدیک زمین) با استفاده از رویکردهای علم‌سنجی و کتاب‌سنجی پرداخته است. مواردی همچون ژورنال‌ها یا کنفرانس‌هایی که بیشترین تعداد مقالات مرتبط با این حوزه را چاپ نموده‌اند، روند تولید مدارک در این حوزه، رتبه‌بندی نویسندگان با بیشترین میزان مدارک منتشر شده، نهادها (اعم از دانشگاه‌ها، مراکز تحقیقاتی و غیره) که بیشترین مدارک را منتشر نموده‌اند و کشورهای برتر از منظر تولید علم در این حوزه را شناسایی نموده است. همچنین شبکه‌های مربوط به هم‌رخدای واژگان، هم‌نویسندگی و هم‌موسسه‌ای نیز در این پژوهش ترسیم شده است [۲۴].

پاتریارکا^{۱۱} (۲۰۱۹) با استفاده از تحلیل‌های هم‌استنادی به بررسی ۳۹۰۰ مدرک در حوزه «مدیریت ریسک، ایمنی و قابلیت اطمینان مرتبط با ماهواره» پرداخته است. نتایج استخراج شده از تحلیل‌های هم‌استنادی شامل مجلات برتر، کشورهای برتر و نهادهای برتر است [۲۵].

وَنگ^{۱۳} و همکاران (۲۰۲۱) با استفاده از تحلیل کتاب‌سنجی به بررسی مدارک منتشر شده در بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۲۱ میلادی در حوزه «سنجش از دور با استفاده از وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین»^{۱۴} اقدام نمودند. در این پژوهش از پایگاه وب‌آوساینس استفاده شده است و مواردی همچون شبکه‌های هم‌نویسندگی، شبکه هم‌واژگانی و خوشه‌های هم‌استنادی ترسیم شده‌اند. نتایج نشان می‌دهند که روند رشد مدارک این حوزه علی‌الخصوص در ۵ سال اخیر بسیار سریع بوده است. همچنین مدارک منتشر شده توسط کشورهای چین و آمریکا بسیار قابل

حوزه علم‌سنجی است که توسط پیشگامانی مانند پرایس^۱ پیشنهاد شده‌اند. مدارک و مستندات علمی یکی از بهترین و مهم‌ترین راه‌های اطلاع از آخرین پژوهش‌ها و یافته‌های هر حوزه علمی خواهد بود. مقالات مجلات و کنفرانس‌ها به‌عنوان اصلی‌ترین مجراهای نشر نتایج حاصل از پژوهش‌ها شناخته می‌شوند [۱۹].

ج) مروری بر پیشینه پژوهش

طبق بررسی‌های انجام شده، تحقیقات زیادی در جهان با استفاده از رویکرد علم‌سنجی در حوزه‌های گوناگون صورت گرفته‌اند؛ اما کاربرد آن در تحلیل و ترسیم ساختار حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای مورد توجه کافی قرار نگرفته است. در ادامه، برخی از مطالعاتی که در آن‌ها از روش‌ها و تحلیل‌های علم‌سنجی استفاده شده است و مرتبط با موضوع این مقاله است، مرور خواهند شد. پیش‌تر ساراجیوتو^۲ و بندیتو^۳ (۲۰۱۳) با استفاده از علم‌سنجی به تحلیل استفاده از تصاویر سنجش از دور در مطالعات بوم‌شناسی اقدام نموده‌اند و مواردی همچون درصد مدارک منتشر شده، کشورهای برتر در این حوزه، حوزه‌های موضوعی داغ، نهادها و موسسات برتر، روند تولید علم در این حوزه و نهادهای تامین مالی برتر را شناسایی و استخراج نموده‌اند [۲۰].

زنگ و همکاران^۴ (۲۰۱۵) به بررسی و تحلیل روند تولید تحقیقات در کشور چین در حوزه سنجش از دور در بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۴ اقدام نموده‌اند. در این تحقیق، اطلاعات مربوط به ۴۸۵ مقاله پراستناد استخراج شده و اطلاعاتی همچون نویسندگان پراستناد، نهادهای برتر، موضوعات داغ پژوهشی و واژگان با بیشترین میزان تکرار در مقالات، استخراج و گزارش شده است [۲۱]. ژنگ^۵ و همکاران در سال ۲۰۱۷ میلادی به تحلیل علم‌سنجی تحقیقات حوزه سنجش از دور در بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۵ میلادی اقدام نمودند. در این راستا از پایگاه استنادی وب‌آوساینس استفاده شده است. خروجی‌های گزارش شده در این مقاله شامل: تعداد مدارک منتشر شده به تفکیک هر سال، تعداد استنادهای دریافتی مدارک، شناسایی مدارک با بیشترین میزان استناد دریافتی، شناسایی حوزه‌های موضوعی مرتبط، استخراج مجلات برتر در این حوزه، شناسایی کشورهای برتر، نهادهای با بیشترین میزان مدارک منتشر شده و همچنین ترسیم شبکه‌های هم‌واژگانی (با استفاده از نرم‌افزار VOSviewer) می‌باشند [۲۲].

8. Gephi
9. Citespace
10. Eito-Brun
11. CryoSat
12. Patriarca
13. Wang
14. Unmanned Aerial Vehicle Remote Sensing

1. Price
2. Sarragiotto
3. Benedito
4. Zeng
5. Zhang
6. Hu
7. Night-Time Light Remote Sensing

می‌باشد. البته باید توجه داشت که با توجه به توضیحات بخش مقدمه، لزوم بررسی مناسب در مسیر توسعه ارتباطات غیرزمینی مبتنی بر منظومه‌های ماهواره‌ای موضوع مهم و جذابی بوده که در این پژوهش بدان پرداخته خواهد شد.

روش‌شناسی پژوهش

پژوهش حاضر از منظر هدف، از نوع کاربردی و از لحاظ گردآوری داده‌ها توصیفی-تحلیلی است که با رویکرد علم‌سنجی انجام شده است. جامعه آماری در این پژوهش، کلیه بروندهای علمی محققان و نویسندگان در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» است که مابین سال‌های ۱۹۶۹ تا ۲۰۲۳ میلادی در پایگاه اسکوپوس نمایه شده‌اند. بروندهای مذکور در ۳ سطح شامل: الف) مدارک جهان (۱۴۳۴۶ مدرک)، ب) مدارک کشور آمریکا (۳۷۳۸ مدرک) و ج) مدارک کشور چین (۳۳۶۹ مدرک) بازیابی و تحلیل شده‌اند. در گام اول، کلیه مدارک این حوزه از پایگاه «اسکوپوس» در تاریخ ۱۱ نوامبر ۲۰۲۳ (بیستم آبان ۱۴۰۲) استخراج شدند.

در رابطه با استراتژی جستجو در پایگاه اسکوپوس، ذکر این نکته لازم است که مطابق با بررسی‌های عمیق انجام شده، مشخص شد که در مدارک منتشر شده در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای نویسندگان عیناً از عبارت "satellite constellation*" استفاده نمی‌کنند. بنابراین و طبق مشورت با متخصصان این حوزه، این نتیجه حاصل شد که جهت جستجو در پایگاه اسکوپوس از استراتژی جستجوی زیر استفاده شود:

TITLE-ABS-KEY ("satellite" AND "constellation*")

استفاده از علامت ستاره (*) در انتهای کلمه منظومه به این دلیل است که هر دو حالت مفرد و جمع آن در نظر گرفته شود. همانگونه که مشخص است، استراتژی جستجوی مذکور در عنوان، چکیده و کلیدواژه‌های مدارک نمایه شده در پایگاه اسکوپوس انجام شده است. مدارک بازیابی شده با فرمت آر.آی.اس^۴ دانلود شدند. در گام دوم و جهت تشکیل ماتریس‌های هم‌رخدادی (برای شبکه هم‌واژگانی و شبکه هم‌کشوری) از نرم‌افزارهای اکسل و Bibexcel بهره گرفته شد. پیش از تشکیل ماتریس‌های هم‌رخدادی، اقدامات لازم جهت حذف کلیدواژه‌های غیرمرتبط و فاقد معنای مناسب انجام شد و برای حالت مفرد و جمع واژه‌ها نیز یکسان‌سازی صورت پذیرفت. از طرفی، طبق نظر متخصصان واژگانی که از منظر مفهومی مترادف بودند نیز در یک واژه ادغام شدند. در گام بعدی، جهت تعیین حد آستانه برای تعداد تکرار کلیدواژه‌ها و پس از چند مرحله آزمون و خطا و با در نظر گرفتن قانون

توجه است. از طرفی کشور آمریکا بیشترین میزان همکاری بین‌المللی را در این حوزه به خود اختصاص داده است. پیش‌بینی می‌شود که کاربرد شبکه‌های عصبی مصنوعی در آینده در این حوزه گسترده‌تر باشد [۲۶]. ینگ^۱ و همکاران (۲۰۲۲) با هدف شناسایی دستاوردها و روندهای آینده حوزه «ارتفاع‌سنجی ماهواره‌ای»^۲ از تحلیل‌های علم‌سنجی کمک گرفتند. بازه زمانی مورد بررسی در این تحقیق شامل ۵۰ سال (از سال ۱۹۷۰ تا سال ۲۰۲۱) بوده و از پایگاه وب‌آوساینس استفاده شده است. تعداد کل مدارک تحلیل شده برابر با ۸۵۴۱ مدرک است. موارد استخراج شده شامل تعداد مقالات منتشر شده سالانه، نهادهای برتر، کشورهای برتر، نویسندگان برتر، مجلات برتر، و کلیدواژه‌های پرتکرار هستند. همچنین برای تحلیل همکاری نویسندگان از شبکه‌های هم‌نویسندگی استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهند که کشورهای آمریکا، فرانسه، چین، انگلستان و آلمان سهم بسیار مهمی در توسعه این حوزه دانشی دارند [۲۷].

داینلی و ساراکو^۳ (۲۰۲۳) در تحقیق خود و با استفاده از تکنیک‌های علم‌سنجی، به بررسی حوزه کاربرد تصاویر ماهواره‌ای در کشاورزی پرداختند. برای این منظور از داده‌های پایگاه وب‌آوساینس^۴ در بین سال‌های ۱۹۷۷ تا ۲۰۲۲ استفاده نموده‌اند. مطابق با نتایج به‌دست آمده، کشورهای آمریکا، چین و هند در این حوزه پیشرو هستند. همچنین رشد تولید مدارک علمی در این حوزه بسیار سریع است. مقالات با بیشترین میزان استناد در این تحقیق استخراج و واژگان و زیرحوزه‌های با تکرار زیاد نیز در این حوزه شناسایی شده‌اند [۲۸].

تورس گیل و همکاران^۵ (۲۰۲۳) در تحقیق خود با عنوان «استفاده گسترده از سنجش از دور در کاربردهای آب‌بست، پوشش گیاهی، نفت و گاز و زمین‌شناسی» از تحلیل‌های علم‌سنجی استفاده نمودند و روندهای بین‌المللی مقالات این حوزه را به شکلی عمیق استخراج نمودند. شبکه‌های هم‌واژگانی در این حوزه با استفاده از داده‌های موجود در پایگاه اسکوپوس ترسیم شده‌اند. برای این منظور از نرم‌افزار VOSviewer استفاده شده است [۲۹].

با توجه به پیشینه پژوهش بررسی شده در این بخش می‌توان به این نتیجه رسید که مقالات پژوهشی منتشر شده در حوزه ارتباطات ماهواره‌ای با استفاده از رویکرد علم‌سنجی، بیشتر در زمینه موضوعی سنجش از راه دور انجام شده است. همچنین موضوعاتی مانند بررسی تصاویر ماهواره‌ای، بررسی تغییرات آب و هوایی، بررسی ارتفاع‌سنجی ماهواره و نهایتاً بررسی ریسک و میزان قابلیت اطمینان در سیستم‌های ماهواره‌ای نیز از موضوعات مورد علاقه پژوهشگران در حوزه فضایی

4. Web of Science
5. Torres Gil
6. RIS

1. Yang
2. Satellite Altimetry
3. Dainelli & Saracco

اداره کل ملی هوانوردی و فضا (ناسا)، موسسه فناوری کالیفرنیا، مؤسسه فناوری ماساچوست، دانشگاه کلرادو بولدر و Aerospace Corporation رتبه‌های برتر را به خود اختصاص داده‌اند. در چین نیز آکادمی علوم چین، دانشگاه ووهان و دانشگاه ملی فناوری دفاعی چین رتبه‌های اول تا سوم را به خود اختصاص داده‌اند. وضعیت نوع مدارک منتشر شده (مقاله همایش، مقاله منتشر شده در مجلات، فصل از کتاب و غیره) در جهان، آمریکا و چین و همچنین درصد مدارک مربوطه در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» نیز در شکل ۳ نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است، مقالات همایشی بیشترین میزان مدارک منتشر شده در جهان و کشور آمریکا را به خود اختصاص داده‌اند. از طرفی، بیشترین میزان مدارک منتشر شده در کشور چین مربوط به مقالاتی است که در مجلات به چاپ رسیده‌اند.

پاسخ به پرسش دوم پژوهش؛ ساختار دانشی حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای و مهم‌ترین زیرحوزه‌های موضوعی مرتبط با آن در جهان، آمریکا و چین به چه صورت است؟

در راستای پاسخ به پرسش دوم پژوهش و به‌منظور ترسیم ساختار این حوزه، در ابتدا با استفاده از خروجی‌های حاصل از پایگاه «اسکوپوس» و با بهره‌گیری از نرم‌افزارهای اکسل و Bibexcel، تحلیل واژگان مربوطه در مدارک جهان، آمریکا و چین انجام شده است. در گام بعدی باید خروجی به‌دست آمده از نرم‌افزار Bibexcel را وارد نرم‌افزار VOSviewer نموده و شبکه‌های مربوطه را ترسیم نماییم. شبکه هم‌واژگانی ترسیم شده برای جهان، آمریکا و چین، مطابق شکل ۴ است. کوچک یا بزرگ بودن دایره‌ها در این شکل نشان‌دهنده این موضوع است که در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای»، به چه میزان هر واژه تکرار شده است. همان‌طور که در شکل ۴ مشخص است، واژه‌هایی همچون «سیستم موقعیت‌یاب جهانی»، «منظومه‌های ماهواره‌ای» و «ماهواره‌های ارتباطی» چون دایره‌های بزرگتری دارند، در واقع بیشترین تکرار را در میان مدارک منتشر شده در هر سه سطح (جهان، آمریکا و چین) دارند. از طرفی و مطابق با شکل ۴، کشورهای آمریکا و چین در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» بر روی زیرحوزه‌های نسبتاً مشابهی در حال انجام تحقیق و پژوهش هستند.

در جدول ۲، با توجه به خروجی نرم‌افزار VOSviewer، در مجموع ۵ خوشه موضوعی برای سه سطح جهان، آمریکا و چین استخراج شده است. در این جدول، یک ستون به موضوع اصلی و محوری هر خوشه و ستون دیگر به سایر موضوعات اولویت‌دار پژوهشی در زیرمجموعه هر خوشه اشاره می‌کند. همان‌طور که از محتوای جدول ۲ مشخص است، تقریباً در هر سه سطح و در خوشه‌های مختلف موضوعات کلان پژوهشی با جابه‌جایی در خوشه‌ها با یکدیگر مشابه و یکسان می‌باشد.

یک‌سوم برادفورد، حد آستانه در نظر گرفته شده در نرم‌افزار Bibexcel برای تعداد تکرار واژگان در مدارک جهان برابر با ۵۰ تکرار (شامل ۴۳۶ کلیدواژه معادل ۳۹ درصد کل فراوانی) و برای تعداد تکرار واژگان در مدارک چین ۱۵ تکرار (شامل ۳۲۸ کلیدواژه معادل ۴۲ درصد کل فراوانی) و آمریکا برابر با ۱۵ تکرار (شامل ۳۶۷ کلیدواژه معادل ۳۸ درصد کل فراوانی) تعیین شد. تعیین حد آستانه باعث خواهد شد که شبکه هم‌واژگانی بر روی واژگان اصلی و مهم متمرکز شود و واژگان با تکرار کمتر از گردونه تحلیل خارج شوند. لازم به ذکر است که در تحقیقات مختلف از حد آستانه‌های مختلفی استفاده شده است. به‌عنوان نمونه سهیلی و همکاران (۱۳۹۴) تحلیل خود را به ۱۲۷ کلیدواژه پرتکرار محدود نمودند که ۳۸ درصد از کل فراوانی واژگان را به خود اختصاص می‌داد و با توجه به اینکه این میزان از قانون یک‌سوم برادفورد نیز فراتر رفته، بنابراین دارای جامعیت کافی می‌باشد [۳۰]. درنهایت نیز با کمک نرم‌افزار VOSviewer به مصورسازی و ترسیم نقشه دانشی این حوزه اقدام شده است. لازم به ذکر است که برای ترسیم نقشه هم‌کشوری، از نرم‌افزار Gephi استفاده شده است.

یافته‌های پژوهش

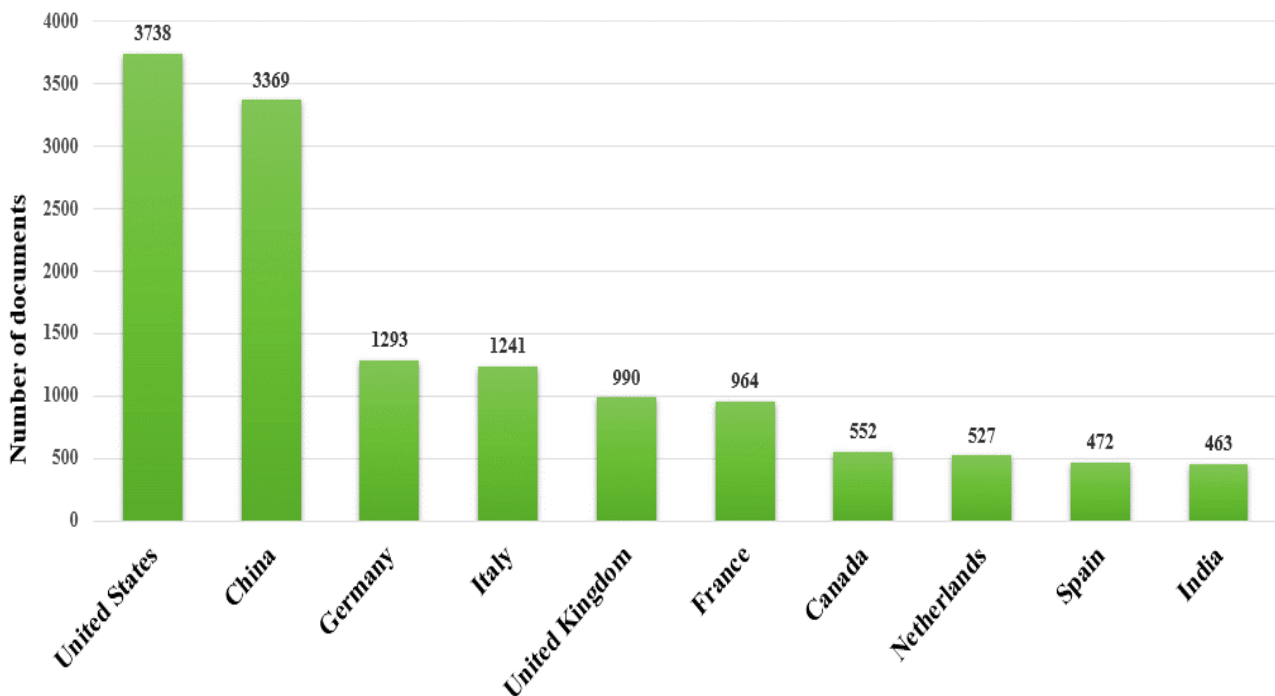
پاسخ به پرسش اول پژوهش؛ وضعیت تولیدات علمی منتشر شده در جهان، آمریکا و چین در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای از منظر روند مدارک منتشر شده، نوع مدارک منتشر شده و غیره چگونه است؟

وضعیت رتبه‌بندی کشورهای دارای بیشترین مدرک منتشر شده در جهان در شکل ۱ نشان داده شده است. همانگونه که مشخص است کشورهای ایالات متحده آمریکا، چین، آلمان، ایتالیا و انگلستان، در صدر این رتبه‌بندی قرار دارند و از قاره آسیا نیز کشورهای چین و هند در بین ۱۰ کشور برتر قرار دارند. روند و تعداد مدارک منتشر شده در جهان، کشور آمریکا و کشور چین در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» در شکل ۲ نشان داده شده است. همانگونه که در این شکل مشخص است، روند تولید علم در این حوزه در جهان صعودی است که نشان‌دهنده اهمیت و جذابیت این حوزه علمی است. از طرفی این نمودار نشان می‌دهد که کشور چین با نرخ رشد زیادی در حال انجام کارهای تحقیقاتی و در نتیجه انتشار مدارک در این حوزه است. همچنین در جدول ۱، پنج موسسه/دانشگاه/مرکز تحقیقاتی در سه سطح جهان، آمریکا و چین بر حسب بیشترین تعداد مدرک منتشر شده در این زمینه ارائه شده است. با توجه به جدول ۱، در جهان اداره کل ملی هوانوردی و فضا (ناسا)، آکادمی علوم چین، مرکز هوافضای آلمان، دانشگاه ووهان و مرکز تحقیقات و فناوری فضایی اروپا در این حوزه پیشتاز می‌باشند. در آمریکا

با اولویت‌های استخراج شده در کشور آمریکا این است که این کشور به‌طور مشخص بر روی استفاده از منظومه‌های ماهواره‌ای در پیش‌بینی‌های آب و هوایی، تصویربرداری از طریق ماهواره‌ها و همچنین مبحث سنسورها فعالیت می‌کند. این امر برای کشور چین بیشتر به مباحث مربوط به ناوبری و سیستم‌های موقعیت‌یابی مربوط می‌شود. همچنین بررسی وضعیت تولیدات علمی در این حوزه در ۲ سال اخیر (۲۰۲۲ و ۲۰۲۳) نشان می‌دهد که جایگاه کشورهای آمریکا و چین تغییر نموده است و کشور چین به کشور اول دنیا (با انتشار ۹۹۲ مدرک) صعود نموده است. همچنین کشورهای آمریکا (با انتشار ۴۴۹ مدرک) و ایتالیا (انتشار ۲۵۴ مدرک) در رتبه‌های بعدی تولید علم در این حوزه قرار گرفته‌اند. همچنین اولویت‌های تحقیقاتی جهان، آمریکا و چین در این دوره ۲ ساله مطابق با جدول ۴ استخراج شده است. همانگونه که از نتایج این جدول مشخص است، موضوعاتی مانند سیستم موقعیت‌یاب جهانی، ماهواره‌های مخابراتی و ماهواره LEO جزو سه اولویت پژوهشی در این حوزه می‌باشند. این نتایج دقیقاً نشان می‌دهد که همانند نتایج جدول ۳، موضوع ماهواره‌های مخابراتی در دو سال منتهی به این پژوهش نیز جزء موضوعات با اهمیت در کنار دو موضوع پژوهشی دیگر می‌باشد.

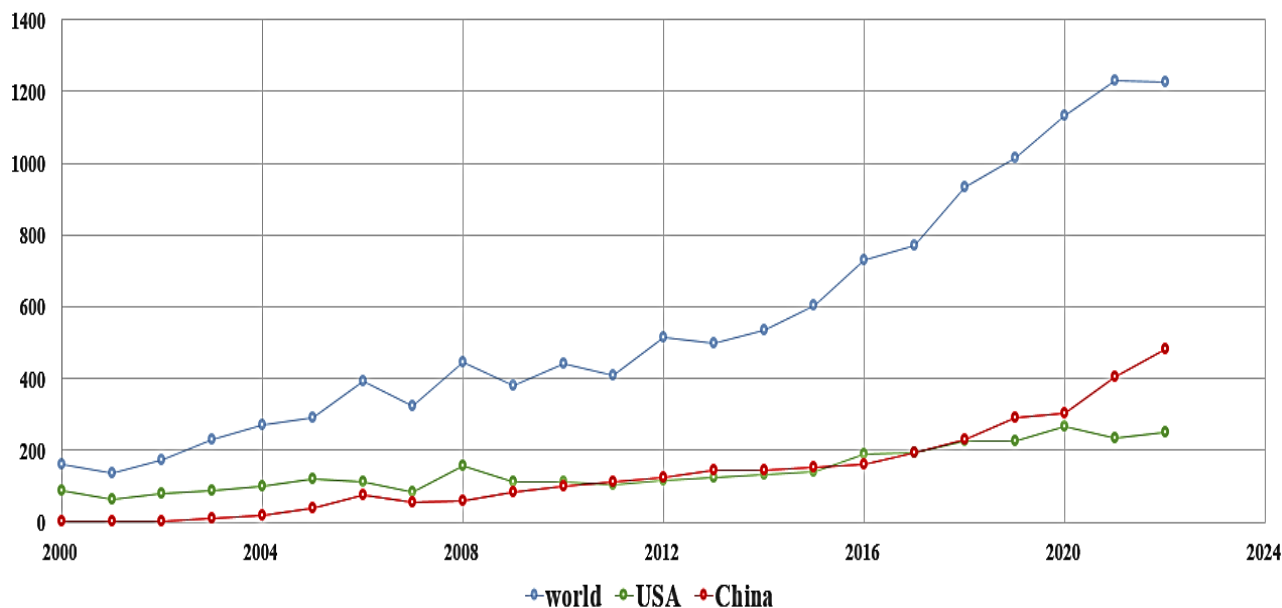
مطابق با جدول ۲، همانگونه که از موضوعات کلان خوشه‌ها مشخص است در جهان موضوعاتی مانند سنجش از راه دور، ناوبری و ماهواره‌های مخابراتی دارای اولویت‌های پژوهشی بیشتری می‌باشند. در کشور آمریکا موضوعاتی مانند بررسی شرایط آب‌وهوایی، ماهواره‌های مخابراتی و مسائل مرتبط با فضا دارای اهمیت می‌باشند. در کشور چین مسائلی مانند بررسی شرایط آب و هوایی، ماهواره‌های مخابراتی و ناوبری جزء سه اولویت برتر در این حوزه می‌باشند. نکته مهم، اهمیت موضوع ماهواره‌های مخابراتی بوده که در جهان، آمریکا و چین دارای اولویت بالا بوده و احتمالاً در آینده نزدیک در حوزه طراحی، ساخت و پرتاب ماهواره‌های مخابراتی در این حوزه پیشرفت‌های فنی بیشتری از منظر عملیاتی و تجاری حاصل خواهد شد.

در جدول ۳، زیرحوزه‌های تحقیقاتی برتر (واژگان پرتکرار در مدارک) برای هرکدام از این ۲ کشور به همراه وضعیت کلی جهان نشان داده شده است. مطابق با نتایج موجود در جدول ۳ می‌توان بیان نمود که جهت‌گیری‌های تحقیقاتی در ۲ کشور آمریکا و چین و مقایسه آن‌ها با وضعیت کلی جهان در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای تا حد زیادی در یک راستا قرار دارد و تفاوت‌ها عمدتاً به شماره اولویت‌ها مربوط می‌شود. همچنین نکته قابل توجه در رابطه



شکل ۱- کشورهای دارای بیشترین مدرک منتشر شده در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای».

Fig. 1. Countries with the most published documents in the field of "satellite constellations".



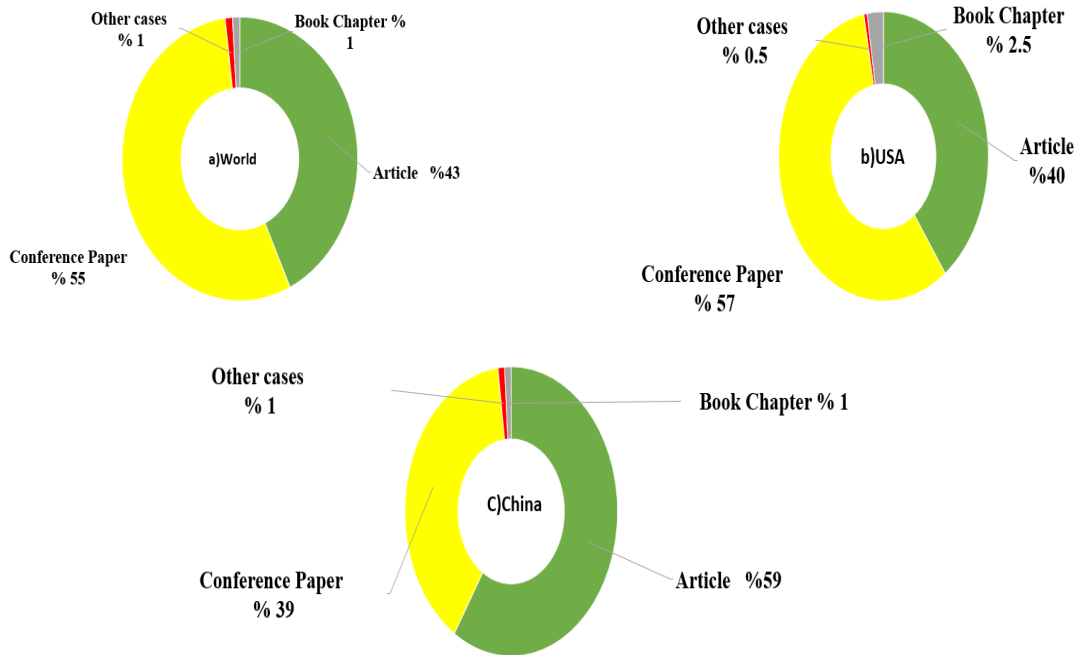
شکل ۲- روند و تعداد مدارک منتشر شده در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای».

Fig. 2. The trend and number of documents published in the field of "satellite constellations".

جدول ۱- نهادهای برتر تولید علم در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای».

Table 1. The top institutions of science production in the field of "satellite constellations".

| World | | USA | | China | |
|---|-------------------------|--|-------------------------|---|-------------------------|
| Name of the institution | The number of documents | Name of the institution | The number of documents | Name of the institution | The number of documents |
| National Aeronautics and Space Administration (NASA) | 946 | National Aeronautics and Space Administration (NASA) | 946 | Chinese Academy of Sciences | 802 |
| Chinese Academy of Sciences | 802 | California Institute of Technology | 246 | Wuhan University | 326 |
| Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt DLR | 355 | Massachusetts Institute of Technology | 172 | National University of Defense Technology China | 292 |
| Wuhan University | 326 | University of Colorado Boulder | 158 | Beihang University | 214 |
| ESTEC - European Space Research and Technology Centre | 298 | Aerospace Corporation | 151 | Tsinghua University | 156 |



شکل ۳- نوع و درصد مدارک منتشر شده در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای».

Fig. 3. Type and percentage of documents published in the field of "satellite constellations".

جدول ۲- دسته‌بندی خوشه‌های موجود در زمینه «منظومه‌های ماهواره‌ای» تا سال ۲۰۲۳ مطابق با شکل ۴.

Table 2. Classification of existing clusters in the field of "satellite systems" until 2023 according to figure 4.

| World | | |
|----------------|---------------------------------------|--|
| Cluster number | Major topic | Some subtopics related to the cluster topic |
| 1 | Remote sensing | Earth observations and satellite images and data management |
| 2 | Navigation | Global positioning system, global navigation and tracking satellite system |
| 3 | Telecommunication satellites | Satellite communication systems, inter-satellite links and satellite network |
| 4 | Space related issues | Space debris, space flight and space stations |
| 5 | Layers outside the Earth's atmosphere | Measurement of ionosphere, cosmology and radio occultation |
| USA | | |
| Cluster number | Major topic | Some subtopics related to the cluster topic |
| 1 | Issues related to weather conditions | Cosmology, satellites measuring weather conditions and cloud changes |
| 2 | Telecommunication satellites | Satellite communication systems, satellite link and satellite ground station |
| 3 | Space related issues | Space flight, space debris and solar energy |
| 4 | Remote processing | Earth observation, Reflectometry and agriculture |
| 5 | Navigation | Global navigation satellite system, radio navigation and positioning |

| China | | |
|----------------|--|---|
| Cluster number | Major topic | Some subtopics related to the cluster topic |
| 1 | Issues related to weather conditions | Ionosphere measurement, weather monitoring and forecasting |
| 2 | Telecommunication satellites | Satellite communication systems, satellite link and satellite ground station |
| 3 | Navigation | Global Positioning System, Radio Navigation and Beidou navigation satellite systems |
| 4 | Space related issues | Space debris, Interplanetary flight and coverage |
| 5 | Investigation of specific satellite parameters | Determining satellite orbit, determining orbital accuracy and estimating parameters |

جدول ۳- مقایسه زیرحوزه‌های تحقیقاتی برتر در زمینه «منظومه‌های ماهواره‌ای» تا سال ۲۰۲۳.

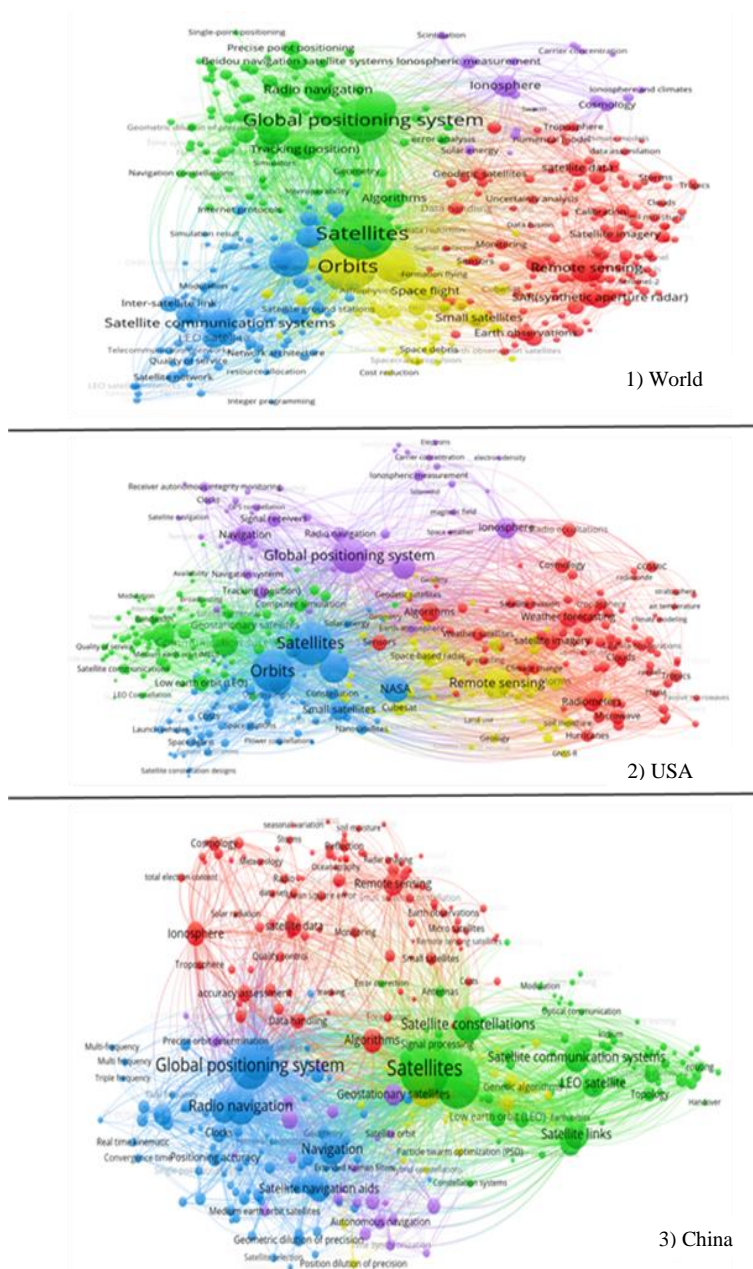
Table 3. Comparison of the top research areas in the field of "satellite constellations" until 2023.

| Statistical population Research priority | World | Frequency | USA | Frequency | China | Frequency |
|---|-------------------------------|---------------------------|--------------------------|---------------------------|-------------------------------------|---------------------------|
| | 1 | Global positioning system | 3547 | Global positioning system | 798 | Global positioning system |
| 2 | Communication satellites | 1754 | Remote sensing | 451 | Communication satellites | 533 |
| 3 | Remote sensing | 1430 | Communication satellites | 384 | Radio navigation | 447 |
| 4 | Radio navigation | 819 | Small satellites | 239 | Beidou navigation satellite systems | 337 |
| 5 | SAR(synthetic aperture radar) | 769 | Algorithms | 221 | Satellite links | 313 |
| 6 | Small satellites | 732 | satellite imagery | 169 | LEO satellite | 291 |
| 7 | Algorithms | 685 | Weather forecasting | 152 | Inter-satellite link | 247 |
| 8 | Satellite links | 673 | Sensors | 149 | Remote sensing | 243 |

جدول ۴- مقایسه زیرحوزه‌های تحقیقاتی برتر در زمینه «منظومه‌های ماهواره‌ای» تا سال ۲۰۲۳.

Table 4. Comparison of the top research areas in the field of "satellite constellations" 2022- 2023.

| Statistical population Research priority in 2022 and 2023 | World | USA | China |
|---|--------------------------|---------------------------|---------------------------|
| | 1 | Global positioning system | Global positioning system |
| 2 | Communication satellites | LEO satellites | LEO satellites |
| 3 | LEO satellites | Communication satellites | Communication satellites |
| 4 | Remote sensing | Remote sensing | Satellite network |
| 5 | Satellite Links | Small satellites | Satellite links |



شکل ۴- شبکه هم‌واژگانی در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» مستخرج از مدارک جهان، آمریکا و چین.

Fig. 4. Co-words network in the field of "satellite constellation" extracted from documents of the World, America and China.

با نتایج به دست آمده، تعداد کشورهایی که با یکدیگر در این حوزه همکاری بین‌المللی دارند شامل ۹۱ کشور است که در میان آن‌ها، کشورهای آمریکا، آلمان و انگلستان بیشترین میزان همکاری بین‌المللی را دارا هستند. با توجه به هدف این پژوهش که بررسی دو کشور پیشرو (شامل آمریکا و چین) است، در شکل ۵ و شکل ۶ وضعیت همکاری‌های علمی بین‌المللی این دو کشور نشان داده شده است. همانطور که مشخص است، آمریکا با کشورهای زیادی

پاسخ به پرسش سوم پژوهش؛ وضعیت ارتباطات و همکاری‌های علمی میان کشورها (با تاکید بر دو کشور آمریکا و چین) چگونه است؟

همانگونه که در بخش روش‌شناسی ذکر شد، وضعیت ارتباطات و همکاری‌های علمی میان کشورها در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای» با استفاده از نرم‌افزار Gephi ترسیم شده است. مطابق

موقعیت‌یاب جهانی، پردازش از راه دور و ماهواره‌های مخابراتی می‌باشند. در کشور چین نیز حوزه‌های اولویت‌دار به ترتیب شامل سیستم موقعیت‌یاب جهانی، ماهواره‌های مخابراتی و ناوبری رادیویی می‌باشند. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای موضوع سیستم موقعیت‌یابی جهانی جزء اولویت پژوهشی مشترک و با درجه اهمیت اول در جهان، آمریکا و چین است. اگر بخواهیم نتیجه‌گیری کلی و روند پیش روی این حوزه را پیش‌بینی نماییم، با توجه به نتایج ارایه شده در جدول ۴ مقاله (بررسی مدارک منتشر شده در سال‌های ۲۰۲۲ و ۲۰۲۳)، می‌توان بدین نتیجه رسید که در آینده نزدیک به‌کارگیری منظومه‌های ماهواره‌ای از کاربری‌هایی مانند سنجش از راه دور و ناوبری به سمت ارائه سرویس‌های مخابراتی در نسل‌های آینده شبکه مخابراتی پیش می‌رود. البته همانگونه که در جداول ۳ و ۴ مشخص شد، موضوع طراحی، ساخت و پرتاب ماهواره‌های مخابراتی در این حوزه پژوهشی دارای اهمیت بوده که در آینده نزدیک می‌بایست در دسته‌بندی‌های مختلف منابع پژوهشی منتشر شده مانند مقالات کنفرانسی، مجلات پژوهشی، کتاب و غیره بیشتر در این رابطه بحث گردد. از آنجایی که بررسی وضعیت تولیدات علمی کشور ایران در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای نیز می‌تواند نتایج مفیدی به همراه داشته باشد، این امر به صورت مختصر بررسی شده است. البته نگارندگان مقاله پیشنهاد می‌کنند که این امر در تحقیقات آتی به صورت جامع بررسی و تحلیل شود. طبق بررسی‌های صورت گرفته در پایگاه اسکوپوس، کشور ایران با انتشار ۶۵ مدرک پژوهشی منتشر شده در رتبه ۳۵ جهان از منظر تولیدات علمی در این حوزه قرار گرفته است. در میان دانشگاه‌های پیشرو، دانشگاه علم و صنعت ایران با انتشار ۱۶ مدرک پژوهشی، دانشگاه آزاد اسلامی (مجموعه کلیه واحدها) با انتشار ۱۵ مدرک و دانشگاه تهران با انتشار ۱۴ مدرک پژوهشی به ترتیب در رتبه‌های اول تا سوم قرار گرفته‌اند. علاوه بر این، در رابطه با اولویت‌های تحقیقاتی برتر در این حوزه، ماهواره، سیستم موقعیت‌یابی جهانی، مدارات و منظومه‌های ماهواره‌ای به ترتیب با ۳۲، ۳۰، ۲۵ و ۲۲ تکرار در اسناد پژوهشی بیشترین فراوانی را از این حیث به خود اختصاص داده‌اند. نهایتاً، بیشترین همکاری علمی کشور ایران در این حوزه با کشورهای آلمان و هلند می‌باشد. همانگونه که مشخص است تعداد مدارک منتشر شده توسط نویسندگان ایرانی در این حوزه بسیار ناچیز است (کمتر از نیم درصد کل مدارک جهان) که نشان‌دهنده توجه کم به این حوزه دانشی است. بنابراین پیشنهاد می‌شود که باتوجه به اهمیت این حوزه دانشی و روند رو به رشد آن در جهان، سیاست‌گذاری لازم توسط نهادهای ذی‌ربط انجام شود تا بتوان ظرفیت لازم را در کشور از منظر تولید علم در این حوزه ایجاد نمود.

همچون فرانسه، کانادا، انگلستان و چین در این حوزه همکاری بین‌المللی علمی دارد. تعداد کشورهایی که با آمریکا همکاری دارند، برابر با ۶۷ مورد است. همچنین کشور چین نیز با کشورهای زیادی همچون آمریکا، ژاپن، سنگاپور و ایتالیا در این حوزه همکاری بین‌المللی علمی دارد. لازم به ذکر است که تعداد کشورهایی که با چین همکاری علمی دارند نیز برابر با ۵۰ مورد است. همانگونه که مشخص است، کشور آمریکا با کشورهای بیشتری نسبت به کشور چین در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای همکاری علمی دارد.

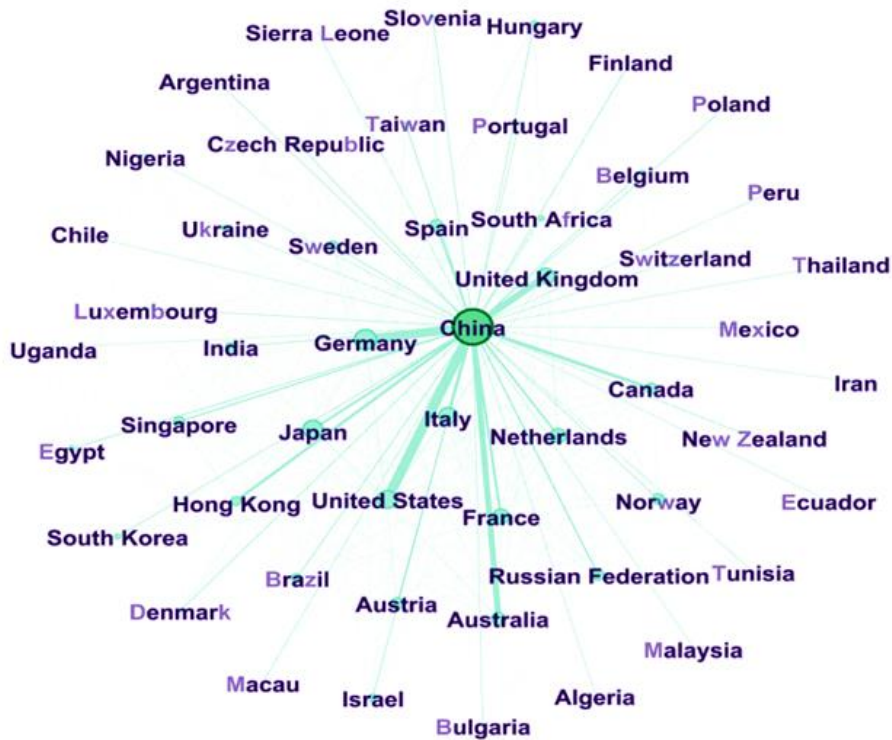
بحث و نتیجه‌گیری

در این پژوهش تلاش شد که با استفاده از تحلیل‌های علم‌سنجی در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای»، وضعیت این حوزه دانشی در سه سطح شامل: ۱- مدارک جهان، ۲- مدارک آمریکا و ۳- مدارک چین مورد بررسی قرار گیرد. همچنین ساختار مفهومی این حوزه و چگونگی ارتباط بین زیرحوزه‌های موضوعی آن و همکاری‌های بین‌المللی نیز مشخص و ترسیم گردد. بررسی متون بازبانی شده در این حوزه تا سال ۲۰۲۳ میلادی نشان داد که در مجموع بیش از چهارده هزار مدرک در جهان در پایگاه اسکوپوس نمایه شده‌اند. روند تولید مدارک در این حوزه در سال‌های اخیر صعودی بوده که نشان‌دهنده اهمیت این حوزه در جهان است. مطابق با نتایج به‌دست آمده از این مطالعه، کشورهای آمریکا، چین و آلمان پیشروترین کشورها در این حوزه در سطح جهانی به‌شمار می‌آیند. همچنین نهادها و مراکز تحقیقاتی که بیشترین میزان مدارک علمی را در این زمینه منتشر نموده‌اند نیز به ترتیب شامل ناسا، آکادمی علوم چین و مرکز هوافضای آلمان هستند. همانگونه که پیش‌تر ذکر گردید، در این مقاله به مطالعه موردی کشورهای آمریکا و چین نیز پرداخته شده است. نتایج نشان می‌دهند که از منظر نوع مدارک منتشر شده، مقالات ارائه شده در همایش‌ها در آمریکا سهم بالاتری را به خود اختصاص داده‌اند؛ در صورتی که این امر برای کشور چین مربوط به مقالات منتشر شده در نشریات است. همچنین تعداد ۹۱ کشور در سطح جهان در این حوزه همکاری علمی دارند که کشور آمریکا نسبت به کشور چین دارای همکاری‌های بین‌المللی بیشتری در حوزه‌های تحقیقاتی مرتبط با منظومه‌های ماهواره‌ای است. از طرفی، بیشترین همکاری تحقیقاتی محققان آمریکایی با محققان کشور آلمان است؛ در صورتی که محققان چینی بیشترین میزان همکاری خود را با محققان آمریکایی شکل داده‌اند. با توجه نتایج حاصل از تحلیل نقشه دانشی این حوزه در جهان، موضوعات اولویت‌دار پژوهشی به ترتیب شامل سیستم موقعیت‌یاب جهانی، ماهواره‌های مخابراتی و پردازش از راه دور است. در کشور آمریکا حوزه‌های اولویت‌دار پژوهشی به ترتیب شامل سیستم



شکل ۵- نقشه همکاری‌های بین‌المللی کشور آمریکا در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای».

Fig. 5. Map of international cooperation of the United States in the field of "satellite constellations".



شکل ۶- نقشه همکاری‌های بین‌المللی کشور چین در حوزه «منظومه‌های ماهواره‌ای».

Fig. 6. Map of international cooperation of the China in the field of "satellite constellation".

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [10] J. D. Scanlan, J. M. Styles, D. Lyneham, and M. H. Lützhöft, "New internet satellite constellations to increase cyber risk in ill-prepared industries," in *70th International Astronautical Congress (IAC)*, 2019, pp. 1–12.
- [11] P. Hajipour, R. Karimzadeh Bae, H. Zarrabi, R. Doost, and L. Mohammadi, "A review of the applications of artificial intelligence in improving the performance of integrated space- air and ground networks," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, no. 2, pp. 27-42, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1405>.
- [12] A. Salehi, M. Fakur, and A.R. Kothari, "Compilation of the conceptual design algorithm of a LEO satellite system with the design structure matrix approach," in *16th International Conference of Iranian Aerospace Society*, 2017, pp. 1-6, (in Persian).
- [13] S. Ghaffari, V. Gharebaghloo, and M. Rezagholiza-deh Shirvan, "Scientific evaluation of Iranian researchers in the field of computer engineering with emphasis on citations," *Scientometrics Research Journal*, vol. 7, no. 2, pp. 99-114, 2021, (in Persian), <https://doi.org/10.22070/RSCI.2020.5204.1354>.
- [14] H. Eftekhari, V. Abedifar, P. Sojodi Sardroud, R. Joda, and L. Mohammadi, "Using the co-occurrence analysis method of words to analyze the fifth generation of communication networks (5G)," in *8th International Conference on Sustainable Development, Urban Construction and Regeneration*, 2018, pp. 1-14, (in Persian).
- [15] A. Nowrozi-Chakoli and M. Hassanzadeh, "Development of science, technology and innovation; a scientometrics approach," *Health Information Management*, vol. 7, no. 4, pp. 475-484, 2011, (in Persian).
- [16] S. H. Hosseininasab, F. Makkizadeh, E. Zalzadeh, and A. Hazeri, "The thematic structure of papers on depression treatment in PubMed from 2005 to 2014," *Health Information Management*, vol. 13, no. 5, pp. 347-353, 2016. (in Persian).
- [17] H. Ahmadi and F. Asare, "Co-word analysis concept, definition and application," *Librarianship and Informaion Organization Studies*, vol. 28, no. 1, pp. 125-145, 2017, (in Persian).
- [18] V. Sharifi, "Scientometrics and cognitive sciences", *Journal of Advances in Cognitive Sciences*, vol. 5, no. 2, pp. 89-92, 2003, (in Persian).
- [19] Q. Azadi Ahmadabadi and H. R. Jamali Mehmoui, "Subject diversity and distribution of Iranian scientific output in convergent technologies," *Scientometrics Research Journal*, vol. 3. no. 2, pp. 115-134, 2017, (in Persian), <https://doi.org/10.22070/rsci.2017.513>.
- [1] M. Haji Jafari and S. Aminabadi, "Investigating orbital configurations for a LEO satellite telephony constellation over the territory of Iran," *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 1, no. 2, pp. 138-146, 2022, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jssta.2022.310259.1035>.
- [2] C. Ravishankar, R. Gopal, N. BenAmmar, G. Zakaria, and X. Huang, "Next-generation global satellite system with mega-constellations," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 39, no. 1, pp. 6-28, 2021, <https://doi.org/10.1002/sat.1351>.
- [3] M. Roth, H. Brandt, and H. Bischl, "Implementation of a geographical routing scheme for low Earth orbiting satellite constellations using intersatellite links," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 39, no. 1, pp. 92-107, 2021, <https://doi.org/10.1002/sat.1361>.
- [4] N. Pachler de la Osa, M. Guerster, I. del Portillo Barrios, E. Crawley, and B. Cameron, "Static beam placement and frequency plan algorithms for LEO constellations," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 39, no. 1, pp. 65-77, 2021, <https://doi.org/10.1002/sat.1345>.
- [5] F. Pazuki, K. Ahmadi Dastgardi, and H. Ismaili Aliai, "Satellite system master plan," in *14th International Conference of the Iranian Aerospace Association*, 2015, pp. 1-6, (in Persian).
- [6] L. Mohammadi, P. Sojoodi, M. Bod, and S. Sheikhzadeh, "Gap analysis in satellite communication services," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, no. 4, pp. 29-40, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.389165.1435>.
- [7] H. Khodadadi and A. Ghorbani, "Investigation of telecommunication satellite systems and the possibility of native construction," *Journal of Sciences and Techniques Construction*, vol. 2, no. 2, pp. 57-65, 2021, (in Persian).
- [8] K. Yazdani, S. Nejat, A. Rahimi Movaghar, L. Ghalichee, and M. Khalili, "Scientometrics: Review of concepts, applications, and indicators," *Iranian Journal of Epidemiology*, vol. 10, no. 4, pp. 78-88, 2015, (in Persian).
- [9] Y. Mansourian, "Fifty research axes in scientometric studies," *Book of the Month (general)*, vol. 10, no. 154, pp. 64-71, 2010, (in Persian).

- fragmented research field," *Journal of Space Safety Engineering*, vol. 6, no. 3, pp. 201-211, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2019.08.002>.
- [26] J. Wang *et al.*, "Social network and bibliometric analysis of unmanned aerial vehicle remote sensing applications from 2010 to 2021," *Remote Sensing*, vol. 13, no. 15, 2021, Art. no. 2912, <https://doi.org/10.3390/rs13152912>.
- [27] L. Yang *et al.*, "Satellite altimetry: Achievements and future trends by a scientometrics analysis", *Remote Sensing*, vol. 14, no. 14, 2022, Art. no 3332, <https://doi.org/10.3390/rs14143332>.
- [28] R. Dainelli and F. Saracco, "Bibliometric and social network analysis on the use of satellite imagery in agriculture: An entropy-based approach," *Agronomy*, vol. 13, no. 2, 2023, Art. no. 576, <https://doi.org/10.3390/agronomy13020576>.
- [29] L. K. Torres Gil, D. Valdelamar Martínez, and M. Saba, "The widespread use of remote sensing in asbestos, vegetation, oil and gas, and geology applications," *Atmosphere*, vol. 14, no. 1, 2023, Art. no. 172, <https://doi.org/10.3390/atmos14010172>.
- [30] F. Sohaili, A. Shabani, and A.A. Khase, "Intellectual structure of knowledge in information behavior: A co-word analysis," *Human Information Interaction*, vol. 2, no. 4, pp. 21-36, 2016, (in Persian).
- [20] M. C. Sarragiotto and E. Benedito, "Scientometric diagnosis of the use of remote sensing images in landscape ecology studies," *Acta Scientiarum-Biological Sciences*, vol. 35, no. 1, pp. 41-46, 2013, <https://doi.org/10.4025/actascibiolsci.v35i1.8444>.
- [21] Y. Zeng, J. Zhang, and R. Niu, "Research status and development trend of remote sensing in China using bibliometric analysis," *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, vol. 40, pp. 203-208, 2015, <https://doi.org/10.5194/isprsarchives-XL-7-W4-203-2015>.
- [22] H. Zhang, M. Huang, X. Qing, G. Li, and C. Tian, "Bibliometric analysis of global remote sensing research during 2010–2015," *ISPRS International Journal of Geo-Information*, vol. 6, no. 11, 2017, Art. no. 332, <https://doi.org/10.3390/ijgi6110332>.
- [23] K. Hu *et al.*, "A scientometric visualization analysis for night-time light remote sensing research from 1991 to 2016," *Remote Sensing*, vol. 9, no. 8, 2017, Art. no. 802, <https://doi.org/10.3390/rs9080802>.
- [24] R. Eito-Brun, "Visibility of the CryoSat mission in the scientific and technical literature: A bibliometric perspective," *Advances in Space Research*, vol. 62, no. 6, pp. 1626-1638, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.10.026>.
- [25] R. Patriarca, F. Costantino, and G. Di Gravio, "Risk, safety, reliability and satellites: Chronicles of a

Original Research Paper

Spacecraft Trajectory Design Regarding Van Allen Belts by Honey Bee Optimisation Algorithm

Iman Shafieenejad* 

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 08 May 2023

Revised 20 May 2023

Accepted 29 May 2023

Available Online 25 July 2023

Keywords:

Optimal control

Low thrust

Artificial bee colony optimization

Radiation stresses

Van Allen

ABSTRACT

This research aims to optimize the trajectory of a low-thrust spacecraft carrying biological cargo. Minimizing the radiation exposure from the Van Allen belts is the objective of the optimal criterion for the control problem concerning orbital transfers from low orbits to high orbits. Since the minimum radiation stress criterion introduced in this article is unconventional, solving this optimal control problem is complex, necessitating using the honey bee optimization algorithm. The trajectory optimization in this study involves reformulating the equations of motion based on the control variables and solving these newly defined equations using the honey bee optimization method. The primary advantage of this approach is its integration of optimal control theory with population-based optimization methods, employing a global approach. In the presented novel method, the optimal control problem is simplified by redefining the differential equation of the system, and the results demonstrate both accuracy and ease of solution. Based on the results obtained from the comparison between the optimal criterion of minimum time and minimum radiation stresses presented in this article, the minimum radiation stress criterion causes an increase of 8.89% in transfer time. However, this criterion significantly reduces exposure to magnetic radiation, which is crucial in the transfer to high orbits.

*Corresponding Author's E-mail: shafieenejad@ari.ac.ir**How to Cite this Article:**I. Shafieenejad, "Spacecraft trajectory design regarding Van Allen belts by honey bee optimisation algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 17-28, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1438>.**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/).

طراحی مسیر بهینه فضاپیما در گذر از کمربند تشعشی ون آلن با روش بهینه‌سازی زنبور عسل

ایمان شفیعی نژاد* 

استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

چکیده

هدف در این پژوهش، بهینه‌سازی مسیر یک فضاپیمای تراس-کم حامل محموله‌ی زیستی است. کاهش تنش‌های تشعشی کمربند ون آلن، معیار بهینگی مسئله کنترل بهینه انتقال مداری از مدارهای پایین به بالا است. از آنجایی که معیار کمترین تنش تشعشی معرفی شده در این مقاله جزو معیارهای بهینگی مرسوم نیست، حل مسئله کنترل بهینه فوق پیچیده خواهد بود و از روش بهینه‌سازی زنبورعسل استفاده شده است. بهینه‌سازی مسیر در این مقاله، به کمک بازنویسی معادلات حرکت بر اساس متغیر کنترلی و حل دستگاه معادلات جدید حرکتی با کمک بهینه‌سازی زنبور عسل است. مزیت اصلی روش به کار گرفته شده در این مقاله، استفاده از تئوری کنترل بهینه و روش‌های بهینه‌سازی مبتنی بر جمعیت با رویکرد سراسری است. در روش نوین ارائه شده به واسطه باز تعریف دستگاه معادلات دیفرانسیل مسئله کنترل بهینه ساده شده و نتایج حاصل، نشان از دقت و سهولت حل ارائه شده است. بر اساس نتایج به دست آمده در مقایسه معیار بهینه کمترین زمان و کمترین تنش تشعشی مطرح در این مقاله، معیار کمترین تشعشع سبب افزایش ۸/۸۹٪ در زمان انتقال می‌شود؛ اما از طرف دیگر، سبب کاهش دریافت تشعشعات مغناطیسی خواهد شد که این مسئله در انتقال مداری‌های بالا حائز اهمیت است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۸ اردیبهشت ۱۴۰۲
بازنگری ۳۰ اردیبهشت ۱۴۰۲
پذیرش ۸ خرداد ۱۴۰۲
اولین انتشار ۳ مرداد ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

کنترل بهینه
تراست کم
بهینه‌سازی زنبور عسل
تنش‌های تشعشی
ون آلن

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: shafieenejad@ari.ac.ir

How to Cite this Article:

I. Shafieenejad, "Spacecraft trajectory design regarding Van Allen belts by honey bee optimisation algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 17-28, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1438>.



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

| | | |
|--------------------|----------------------|---|
| E | (J) | انرژی |
| $\dot{D}(E)$ | (Gr) | میزان دوز تشعشع جذب شده |
| w_R | - | ضریب وزنی تشعشی |
| Φ | - | فاکتور شتاب |
| t | (M) | ضخامت محافظ |
| ρ | (kg/m ³) | چگالی مواد محافظ |
| $V(t)$ | (m/s) | سرعت مداری |
| Th | (N) | میزان پیشران |
| $a(t)$ | (m) | نیم قطر بزرگ بیضی |
| $i(t)$ | - | شیب مداری |
| $\beta(t)$ | (Rad) | زاویه متغیر کنترلی پیشران تراست کم |
| $m(t)$ | (kg) | جرم |
| h | (m) | ارتفاع فضاپیما |
| $SR(h)$ | - | معیار بهینگی تشعشی |
| $\vec{\lambda}(t)$ | - | معادلات شبه حالت |
| t_0, t_f | (s) | زمان ابتدایی و زمان انتهایی |
| J | - | معیار بهینگی کلی |
| H | (J) | همپلتونین |
| k | ($\frac{kg}{s}$) | ثابت نرخ مصرف سوخت |
| x_{ij} | - | بردار موقعیت در الگوریتم کلونی زنبور عسل |
| v_{ij} | - | بردار موقعیت جدید در الگوریتم کلونی زنبور عسل |
| ϕ_{ij} | - | عدد تصادفی در الگوریتم کلونی زنبور عسل |
| $F(x_i)$ | - | مقدار برازندگی در الگوریتم کلونی زنبور عسل |
| P_i | - | احتمال در الگوریتم کلونی زنبور عسل |

مقدمه

طراحی سفرهای فضایی با رویکرد کاهش تنش‌های وارده از فضا می‌تواند تسهیل‌گر حضور انسان در فضا باشد. یکی از سوال‌های مطرح در حوزه سفرهای آینده فضایی این است که اگر انسان به فضا سفر کند، آیا حیاتی برای او وجود دارد؟ انسان برای بقاء نیازمند تأمین غذا به شیوه پرورش گیاهان در سفرهای بلند مدت فضایی خواهد بود. هدف اصلی سفرهای فضایی کاوش سیاره‌ای و جستجو برای زندگی است. سفرهای فضایی با

چالش‌های بسیاری روبه‌رو هستند: تغییرات نیروی گرانش در فضا از جمله میکروگرانش و هایپرگرانش، تنش‌های تشعشی ناشی از کمربندهای ون آلن، تغییرات مولکولی گیاهی و غیره. لذا تمرکز بر رشد گیاه در حضور تنش‌های تشعشی وارده از طرف کمربند ون آلن مورد توجه است [۱].

در حال حاضر سازمان‌های فضایی دنیا با سرعت فزاینده‌ای در حال تحقیق در حوزه زیست-فضا هستند. کشور چین تحت پروژه‌ای با نام چانگ ۴ در سال ۲۰۱۹ توانست برای اولین بار بر نیمه پنهان ماه فرود آید. یکی از محموله‌های تخصصی این آزمایش، یک محفظه سه کیلوگرمی شامل بذر پنبه، سیب‌زمینی، کلزا، آرابیدوپسیس تالیانا^۱ و مخمر بود [۲، ۳].

به‌طور کلی در یک مأموریت فضایی، گام مهم پس از پرتاب یک فضاپیما انتقال آن به مدار مشخص و از قبل تعیین شده و حفظ موقعیت بر روی آن مدار است. به این منظور در فضاپیماها از سیستم پیشران با سوخت شیمیایی و غیرشیمیایی استفاده می‌شود. سامانه‌های پیشران فضاپیماها کارکردهای متنوعی دارند. تجهیز فضاپیماها به سامانه پیشران امکان انجام مانورهای مختلفی از جمله مانورهای انتقالی و وضعی را به آن‌ها خواهد داد. کاهش وزن و اندازه فضاپیما تأثیر مستقیمی در کاهش هزینه‌های پرتاب و در نتیجه کاهش هزینه‌های ساخت خواهد داشت. لذا هرچه فضاپیما در معرض تشعشعات کمتری باشد می‌تواند پوشش‌های مقاوم کمتری در مقابل تشعشعات فضایی داشته باشد و این خود سبب کاهش وزن فضاپیما و بهبود مأموریت آن می‌شود [۴]. امروزه از پیشران‌های الکتریکی که از باتری‌ها و سلول‌های خورشیدی به‌عنوان منبع انرژی خود استفاده می‌کنند به‌طور گسترده‌ای استفاده می‌شود [۴-۶]. در پیشران‌ها الکتریک، ضربه ویژه بالا و مصرف سوخت پایین بوده و از طرف دیگر مدت زمان این نوع انتقال مداری پیوسته، زیاد است. در طی دهه‌های اخیر صنعت هوافضا در حال توسعه فرآیند انتقال مداری با پیشران‌های الکتریکی است، چرا که طراحان مأموریت‌های فضایی قادر به افزایش قابل توجه بهره نیروی محرکه و پیشران، افزایش مانورپذیری و افزایش وزن محموله قابل حمل خواهند بود. همچنین پیشران‌های الکتریکی طول عمر بیشتری نسبت به پیشران‌های شیمیایی متداول دارند. مسئله حائز اهمیت در مورد فضاپیماهایی که به پیشران‌های الکتریکی تجهیز شده‌اند هدایت بهینه فضاپیماست. چرا که در فضاپیماهای مجهز به پیشران الکتریکی که عموماً به‌عنوان سیستم‌های با پیشران کم شناخته می‌شوند، به دلیل روشن بودن پیشران طی ساعات متمادی، هدایت فضاپیما به سمت مسیر بهینه از پیش تعیین شده بسیار حائز اهمیت است. لذا فرآیند بهینه‌سازی مسیر برای فضاپیماهای مجهز به چنین پیشران‌هایی در سال‌های اخیر بسیار مورد توجه دانشمندان فضایی قرار گرفته است [۵، ۶].

سازنده که عملکرد آن‌ها را مختل می‌کند، آشکار می‌شود. همچنین منجر به تغییرات فیزیولوژیکی در سرنشینان وسیله نقلیه می‌شود و شرایط زیستی را به خطر می‌اندازد. اگر حفاظت کافی در برابر تشعشع انجام نشود، این تأثیرات می‌تواند منجر به شکست مأموریت یا آسیب دائمی سرنشینان وسایل نقلیه یا هر دو شود. لذا در این بخش به تعیین میزان ناشی از نفوذ اشعه منتشره به منظور جلوگیری و یا کاهش نفوذ تشعشعات فضایی پرداخته می‌شود. مهم‌ترین پارامترهای تعیین‌کننده میزان تشعشع عبارتند از: نوع تشعشع، شدت شار، طیف انرژی شار، جهت‌یابی شار، نوع و توزیع مکانی مواد بین منبع تشعشع و ماده‌ای که میزان تشعشع در آن تعیین می‌شود.

میدان تشعشع ایجاد شده به‌طور کلی به اندازه، نرخ و الگوی جذب انرژی ذرات باردار بستگی دارد. لذا میزان جذب انرژی با جرم واحد مرتبط است. واحد متداول میزان تشعشع rad است که $1 \text{ rad} = 0.01 \text{ J/kg}$ است. تشعشعات نافذ فضا که می‌توانند تأثیر مهمی بر وسایل نقلیه‌ی فضایی داشته باشند عبارتند از: الکترون، پروتون و تا حدی کمتر ذرات باردار سنگین‌تر. همچنین شایان ذکر است که تابش ایکس، گاما و نوترون نیز در محیط فضا وجود دارد. پروتون‌ها و الکترون‌ها به دلیل شدت نسبتاً بالاتر و نفوذپذیری بیشتر، بیشترین خطر را دارند و محافظت در برابر آن‌ها سخت‌تر است. میزان جذب شار تشعشی فارغ از هر جهت مکانی در معادله (۱) بیان می‌شود.

$$\dot{D}(E) = w_R \kappa \frac{\Phi(E)E^2}{\rho t} \quad (1)$$

که در معادله بالا w_R ضریب وزنی تابش است، به‌طوری که ۱ برای الکترون و ۲ برای پروتون، κ مقداری ثابت و برابر با $4/8.0653199 \times 10^{-11}$ است. Φ بیان‌کننده شار و تابع انرژی است. ضخامت لایه محافظ برابر t و ρ چگالی محافظ است. واحد نرخ دوز تابش جذب شده rad/sec است رابطه (۱) یک تابع درجه دوم E^2 از میزان انرژی و همچنین شار تخمینی انرژی $\Phi(E)$ است. از رابطه (۱) جهت محاسبه میزان جذب شار تشعشی در معیار بهینگی استفاده شده است [۱۰].

طراحی مسیر بهینه انتقال مداری ادلبام^۲

در مانورهای پیشران-کم تغییر صفحه مدار به‌طور همزمان با تغییر ارتفاع انجام می‌شود. این موضوع مستلزم استفاده از برنامه‌ای برای کنترل این مانور ترکیبی و یافتن متغیری برای کنترل بهینه است. متغیر کنترلی در این انتقال مداری، زاویه خارج از صفحه پیشران است. همچنین مدار اولیه و نهایی دایروی در نظر گرفته شده و پیشران به‌طور پیوسته روشن بوده و شتاب لازم را در طول انتقال به فضاپیما وارد می‌کند. مبانی معادلات حاکم

اهمیت مطالعه کمربندهای ون آلن برای وسایل الکتریکی فضاپیماها و همچنین محموله‌های زیستی به واسطه مخرب بودن تشعشعات کمربندهای ون آلن است. لذا محموله‌های زیستی می‌توانند از طریق تشعشعات فوق‌آسیب ببینند. ذرات بارداری که در میدان مغناطیسی زمین به دام می‌افتند، کمربندهای تابشی ون آلن را تشکیل می‌دهند. زمین دو کمربند اصلی ون آلن دارد و گاهی اوقات ممکن است کمربند سوم موقت ایجاد شود. کمربندهای ون آلن اصلی زمین از دو بخش تشکیل شده که در ارتفاع حدودی (km) ۶۴۰ تا ۵۸۰۰۰ بالاتر از سطح زمین پخش شده‌اند [۷، ۸]. با ورود بادهای خورشیدی، میدان مغناطیسی زمین ذرات پرانرژی ساطع شده از خورشید را محصور کرده و از تخریب اتمسفر جلوگیری می‌کند. دو حلقه اصلی کمربند ون آلن با شکل دایروی متمرکز، مملو از ذره‌های پرانرژی هستند که گاهی اوقات به جو زمین نیز وارد می‌شوند و گاهی نیز به سطوح بالاتر فضا می‌روند. همچنین بخشی از کمربندها در قسمت داخلی مگنتوسفر^۱ زمین قرار دارند. کمربندها دارای ذرات پرانرژی هستند که شامل الکترون‌ها و پروتون‌ها هستند. از طرف دیگر ذرات هسته‌هایی مانند ذرات آلفا در کمربندهای ون آلن نیز موجود بوده اما کمتر شایع است. کمربند داخلی حاوی پروتون‌های بیشتری نسبت به کمربند بیرونی است. بنابراین حضور ماهواره‌ها، فضاپیماها و محموله‌های زیستی در نزدیکی مناطق کمربند ون آلن با چگالی ذرات پرانرژی برای آن‌ها پرخطر بوده و سبب تنش‌های تشعشی می‌شوند. لذا باید برای محافظت از آن‌ها تدابیر مأموریتی اندیشیده شود [۹، ۸].

در این مقاله، فرآیند بهینه‌سازی مسیر برای سامانه فضایی مجهز به پیشران الکتریکی با هدف کمترین تنش‌های تشعشی وارده از کمربندهای ون آلن برای یک محموله زیستی انجام گرفته است. در ابتدا این مقاله به بررسی و تعریف معیار بهینگی کاهش تشعشعات کمربند ون آلن پرداخته است. پس از آن بر اساس تئوری کنترل بهینه و روشی که در این مقاله به آن اشاره شده، معادلات انتقال مداری با تغییر متغیر از حوزه زمان به حوزه متغیر کنترلی تغییر یافته است. لذا دستگاه معادلات دیفرانسیل جدید به کمک بهینه‌سازی کلونی زنبور عسل حل شده و نتایج به‌دست آمده است.

تشعشعات فضایی و کمربند ون آلن

وسایل نقلیه فضایی در معرض انواع تشعشعات پرانرژی موجود در فضا قرار دارند که به‌طور کلی تأثیرات جانبی بر روی وسایل نقلیه، قطعات یا سرنشینان دارند و این امر نیاز به حفاظت در برابر تشعشع را ضروری می‌سازد. عوارض جانبی تشعشع به شکل تغییر در خواص مواد یا اجزای

می‌شود اشاره کرد. همچنین از سایر روش‌های عددی نیز می‌توان کنترل بهینه سیستم‌های دینامیکی غیرخطی را بر شمرده که دارای پیچیدگی‌های فراوانی در حل خواهد بود. حساب تغییرات یکی دیگر از روش‌های حل مسائل کنترل بهینه به حساب می‌آید. حل‌های ارائه شده به روش حساب تغییرات برای مسائل کنترل بهینه دارای خصوصیتی از قبیل همگرایی کند، سرعت کم اجرای برنامه و وابسته بودن به شرایط اولیه هستند. لذا روش‌های حل عددی مسائل کنترل بهینه بر اساس حساب تغییرات نیز دارای پیچیدگی‌های فراوان است. مضاف بر آن، چنانچه معیار بهینگی نیز غیرخطی و تابع پیچیده‌ای از متغیرهای مسئله باشد، ارائه راه‌حل برای مسئله کنترل بهینه فوق بسیار پیچیده‌تر خواهد شد. لذا ارائه روش‌های جدید حل جهت کاستن از محاسبات پیچیده عددی می‌تواند مورد توجه گسترده طراحان مسیر باشد [۱۸].

برای حل دستگاه معادلات (۲) بر اساس تئوری کنترل بهینه، سیستم دینامیکی با معادلات دیفرانسیل (۳) فرض می‌شود.

$$\dot{\vec{x}} = f(\vec{x}(t), \vec{u}(t), t) \quad (3)$$

که در آن $x(t)$ تابع برداری با n مؤلفه و $u(t)$ فرمان کنترل بوده که یک تابع برداری با m مؤلفه است. تابع معیار نیز به صورت معادله (۴) نظر گرفته می‌شود:

$$J = \Phi[\vec{x}(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} L[\vec{x}(t), \vec{u}(t), t] dt \quad (4)$$

همچنین قیودی به صورت تابعی از متغیرهای حالت در زمان نهایی به صورت معادله (۵) مد نظر قرار خواهد گرفت.

$$\Psi[\vec{x}(t_f), t_f] = 0 \quad (5)$$

سپس تابع همیلتونین به صورت معادله (۶) تعریف می‌شود.

$$H = L(\vec{x}, \vec{u}, t) + \lambda^T(t) f(\vec{x}, \vec{u}, t) \quad (6)$$

در ادامه معادلات شبه حالت به صورت معادله (۷) مد نظر قرار می‌گیرند.

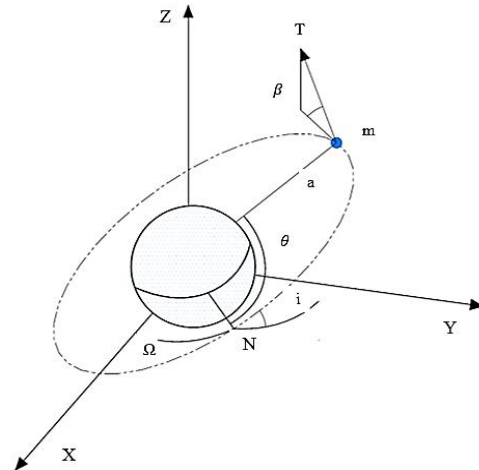
$$\dot{\lambda}(t) = - \left(\frac{\partial H}{\partial \vec{x}(t)} \right)^T \quad (7)$$

از طرفی شرط بهینگی برابر است با معادله (۸) است.

$$\left(\frac{\partial H}{\partial \vec{u}} \right)^T = 0 \quad (8)$$

m مؤلفه بردار $\vec{u}(t)$ از طریق معادله بالا معین می‌شود. حل $2n$ معادلات دیفرانسیل حاصل از متغیرهای حالت (رابطه ۳) و شبه حالت (رابطه ۷) m معادله حاصل از شرط بهینگی (رابطه ۸) به واسطه شرایط مرزی به دست می‌آید. در صورتی که معادلات غیرخطی باشند، به دست آوردن حل تحلیلی برای معادلات دیفرانسیل فوق، کاری دشوار است لذا معمولاً این معادلات به صورت عددی حل می‌شود [۱۹].

بر انتقال مداری پیشران-کم بر اساس نتایج حاصل از تلاش‌ها و پژوهش‌های آقای ادلبام برای به دست آوردن روابط تحلیلی برای انتقال مداری بین دو صفحه مداری است و در سال‌های اخیر توسط صنایع فضایی به طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است [۱۴-۱۱].



شکل ۱- زاویه کنترلی پیشران انتقال مداری.

Fig. 1. Control angle of the orbital transfer propulsion.

با فرض زاویه جانبی ثابت در هر بار دوران در صفحه مداری، آقای ادلبام معادلات فضایی برای حرکت مداری یک فضایی را در مدار دایروی خطی سازی کرد. شکل (۱) جهت بردار پیشران را نشان می‌دهد.

معادلات حرکت بر فضایی در چارچوب تحقیقات ادلبام ارائه شده است. در این پژوهش زاویه $\beta(t)$ به عنوان متغیر کنترلی در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، شیب مداری i ، سرعت V و جرم m به عنوان متغیرهای حالت تعریف می‌شوند. همچنین Th به عنوان نیروی پیشران مدنظر است. از آنجایی که این انتقال مداری برای یک فضایی با جرم متغیر است، معادلات حاکم بر مسئله به صورت زیر در معادله (۲) تعریف می‌شود:

$$\begin{cases} \frac{di}{dt} = \left(\frac{2}{\pi} \right) \left(\frac{Th}{mV} \sin(\beta(t)) \right) \\ \frac{dV}{dt} = - \frac{Th}{m} \cos(\beta(t)) \\ \frac{dm}{dt} = -k \end{cases} \quad (2)$$

که در آن k ثابت نرخ مصرف سوخت است [۱۷-۱۵].

کنترل بهینه به معرفی یک تابع کنترلی متغیر با زمان مانند $\beta(t)$ جهت انتقال یک سیستم دینامیکی (رابطه ۲) از یک شرایط اولیه به یک شرایط انتهایی با در نظر گرفتن یک معیار بهینگی می‌پردازد. برای حل مسئله کنترل بهینه در سیستم‌های دینامیکی غیرخطی روش‌های متعددی ارائه شده است. در این راستا می‌توان به روش برنامه‌ریزی دینامیکی که منجر به معادلات مشتقات جزئی همیلتونین- جاکوبی

کنترل بهینه انتقال مداری فضاپیما جرم متغیر تراست کم

در این قسمت هدف از حل مسئله کنترل بهینه، به دست آوردن تاریخچه تغییرات زاویه $\beta(t)$ بر حسب زمان است. از آنجایی که این مسئله، یک مسئله زمان انتهایی آزاد است، لازم است که زمان کل انتقال مداری را به همراه پارامترهای دیگری من جمله β_0 ، β_f و $\Delta\beta$ لازم برای انجام این مانور به دست آورد.

مسئله انتقال مداری فضاپیما به حل یک دستگاه معادلات دیفرانسیل مقدار مرزی دوگانه^۱ تبدیل می شود. i_0 ، V_0 (یا a_0) و m_0 به عنوان شرایط اولیه و i_f ، V_f (یا a_f) به عنوان شرایط پایانی در نظر گرفته می شوند. شایان ذکر است که V و a بر اساس معادله انرژی مدار دایروی با هم ارتباط دارند.

هدف محاسبه $\beta = \beta(t)$ جهت کاهش تشعشعات کمربندهای ون آلن است. معیار بهینه‌گی انتقال مداری فوق در معادله (۹) آورده شده است. معیار بهینه‌گی ارائه شده در رابطه (۹) بر اساس بازنویسی رابطه (۱) از متغیر E به h حاصل شده است [۲۰، ۲۱].

$$J = \int SR(h) dt \quad (9)$$

تابع $SR(h)$ در معادله (۹) به صورت زیر بر اساس ارتفاع (h) نوشته می شود.

$$SR(h) = k_1 E_1(h) + k_2 E_2(h) \quad (10)$$

$$(11)$$

$$E_1(h) = -7.4 * 10^{-8} h^3 - 10^{-7} h^2 + 10^{-3} h + 1.062 \quad (12)$$

$$(12)$$

$$E_2(h) = 6.1 * 10^{-10} h^3 + 5 * 10^{-9} h^2 + 10^{-4} h + 0.8667$$

معادلات (۱۱) و (۱۲) از برازش تابع چندجمله‌ای به ترتیب بر اساس نمودار شکل‌های (۲) و (۳) به دست آمده است. همچنین در دو معادله فوق ضرایب به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند.

$$k_1 = -10^{-8} \quad (13)$$

$$k_2 = 10^{-7} \quad (14)$$

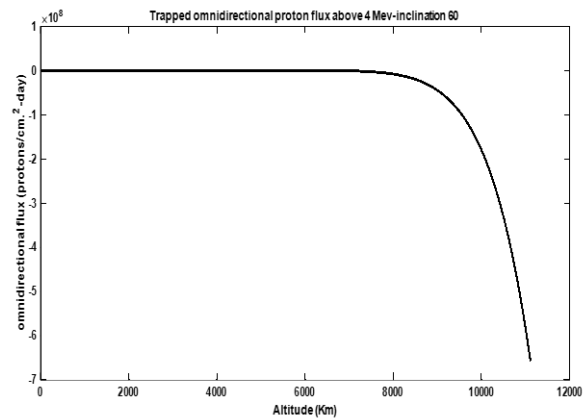
در ادامه تابع همیلتونین در معادله (۱۵) بیان می شود.

$$H = SR(h) + \lambda_i \left(\frac{2Th \sin(\beta(t))}{\pi m V} \right) - \lambda_v \left(\frac{Th \cos(\beta(t))}{m} \right) - \lambda_m(k) \quad (15)$$

یکی از مواردی که در حل مسئله کنترل بهینه در نظر گرفته می شود، معیار بهینه‌گی است. در این پژوهش معیار بهینه‌گی کمترین تنش تشعشعی وارد شده به محموله زیستی در نظر گرفته شده است.

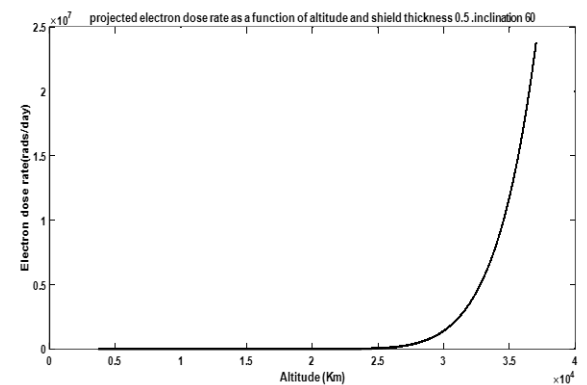
بررسی کاهش تشعشعات فضایی

در محیط تشعشعی فضا، تابش تشعشعات خورشیدی، پروتون‌ها و الکترون‌های به دام افتاده و تشعشعات کیهانی موجود است. شار پروتون و الکترون به عنوان عوامل مهم در تشعشعات فضایی محسوب می شوند. در این بخش، از نتایج مراجع [۲۰، ۲۱] استفاده شده و نمودار این دو عامل اثرگذار در شکل‌های (۲) و (۳) آورده شده است. قابل ذکر است، شکل‌های (۲) و (۳) از مراجع [۲۰، ۲۱] استخراج شده است.



شکل ۲- نمودار شار پروتون بر حسب ارتفاع، برای ضخامت محافظ 0.5 برای شیب مداری 60° و انرژی بالاتر از 4 MeV [۲۰، ۲۱].

Fig. 2. Proton flux diagram by height for shielding thickness 0.5 for an orbital inclination 60 degree and energy greater than 4 MeV [20,21].



شکل ۳- نمودار نرخ شار الکترون بر حسب ارتفاع، برای ضخامت محافظ 0.5 برای شیب مداری 60° [۲۰، ۲۱].

Fig.3. Electron flux diagram by height for shielding thickness 0.5 for an orbital inclination 60 degree [20,21].

تغییرات λ_v نسبت به زمان $(\frac{d\lambda_v}{dt})$ بر اساس رابطه (۲۰) به دست آمد. از طرف دیگر تغییرات λ_v نسبت به متغیر کنترلی $(\frac{\partial \lambda_v}{\partial \beta})$ بر اساس مشتق‌گیری رابطه (۲۷) به دست خواهد آمد. لذا می‌توان $\frac{d\beta}{dt}$ را به روش زیر به دست آورد.

$$\frac{d\lambda_v}{dt} = \frac{\partial \lambda_v}{\partial \beta} \frac{d\beta}{dt} \quad (28)$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{\frac{d\lambda_v}{dt}}{\frac{\partial \lambda_v}{\partial \beta}} \quad (29)$$

بنابراین $\frac{d\beta}{dt}$ به صورت زیر به دست می‌آید. برای راهنمایی بیشتر به مرجع [۲۵] صفحات ۳۳۶ الی ۳۴۰ رجوع شود.

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{Th \sin(\beta(t))}{Vm} \quad (30)$$

لذا $\frac{d\beta}{dt}$ بر اساس رابطه (۳۰) به دست می‌آید. بنابراین دستگاه معادلات دیفرانسیل انتقال مداری نسبت به متغیر کنترلی بازنویسی می‌شود.

$$\begin{cases} \frac{di}{d\beta} = \frac{2}{\pi} \\ \frac{dV}{d\beta} = -\frac{\cos(\beta(t)) V}{\sin(\beta(t))} \\ \frac{dm}{d\beta} = -\frac{k V m}{Th \sin(\beta(t))} \end{cases} \quad (31)$$

کاربرد بهینه‌سازی در حل

حال مدنظر است دستگاه معادلات بازنویسی شده (۳۱) با شرایط مرزی و ثابت در نظر گرفته شده حل شود. برای حل این دستگاه معادله تنها نیاز به مشخص شدن β_0 و t_f است. شایان ذکر است که برای حل دستگاه معادله در رابطه (۲) نیاز به حل یک دستگاه معادلات با $2n+m$ معادله با شرایط مرزی ابتدایی و انتهایی است که بسیار پیچیده خواهد بود (n تعداد متغیرهای حالت و m تعداد متغیر کنترلی است). منتها در روش ارائه شده در این مقاله بر اساس دستگاه معادلات بازنویسی شده (۳۱) تنها به حل یک دستگاه معادله با n معادله دیفرانسیل نیاز است. لذا حل دستگاه معادلات فوق بسیار آسان شده است. در مسئله انتقال مداری ادلبام $n=3$ و $m=1$ است. لذا جهت حل دستگاه معادلات دیفرانسیل بازنویسی شده فوق و مشخص کردن β_0 و t_f ، از الگوریتم بهینه‌سازی زنبور عسل استفاده شده است. در واقع بهینه‌ساز استفاده شده در این تحقیق به دنبال یافتن بهترین β_0 و t_f به گونه‌ای است که معیار بهینگی ارائه شده در رابطه (۹) را کاهش دهد. لذا در حل این مسئله بهینه‌سازی β_0 و t_f متغیرهای بهینه‌سازی است. برای بیان بهتر این بخش، الگوریتم حل در شکل (۴) آورده شده است.

با استفاده از اصول کنترل بهینه و شرط بهینگی (به معادله (۸) رجوع شود) متغیر کنترلی به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\frac{d\lambda_i}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial i} \quad (16)$$

$$\frac{d\lambda_v}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V} \quad (17)$$

$$\frac{d\lambda_m}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial m} \quad (18)$$

لذا

$$\frac{d\lambda_i}{dt} = 0 \quad (19)$$

$$\frac{d\lambda_v}{dt} = \frac{2\lambda_i Th \sin(\beta(t))}{\pi m V^2} \quad (20)$$

$$\frac{d\lambda_m}{dt} = \frac{2\lambda_i Th \sin(\beta(t))}{\pi m^2 V} - \frac{\lambda_v Th \cos(\beta(t))}{m^2} \quad (21)$$

در ادامه تغییرات همیلتونین نسبت به متغیر کنترلی که برابر صفر است محاسبه می‌گردد.

$$\frac{\partial H}{\partial \beta} = 0 \quad (22)$$

$$\frac{\partial H(t)}{\partial \beta(t)} = \frac{2\lambda_i Th \cos(\beta)}{\pi m V} + \frac{\lambda_v Th \sin(\beta)}{m} = 0 \quad (23)$$

از آنجایی که سمت راست معادلات حرکت (دستگاه معادله (۲)) به صورت صریح تابع زمان نیست، بنابراین تابع همیلتونین (معادله (۱۵)) نیز به طور صریح تابع زمان نخواهد بود. بنابراین تابع همیلتونین در طول مسیر ثابت است.

$$H(t) = \text{بر روی مسیر انتقال مداری ثابت است} \quad (24)$$

از طرف دیگر از آنجایی که زمان انتهایی مسئله نامشخص است می‌توان این نتیجه‌گیری را انجام داد تغییرات زمانی تابع همیلتونین برابر صفر است و مقدار ثابت اشاره شده در معادله (۲۴) برابر صفر است. لذا تابع همیلتونین در کل مسیر برابر صفر است.

$$H(t) = 0 \quad (25)$$

در این قسمت با استفاده از شرط ثابت بودن تابع هم یلتونین استفاده کرده و بر اساس آنکه $H(t) = 0$ و $\frac{\partial H}{\partial \beta} = 0$ می‌توان متغیرهای شبه حالت را از معادلات (۱۵) و (۲۳) به دست آورد.

$$\lambda_m = \frac{SR(h)\pi \sin(\beta(t)) Vm + 2 Th \lambda_i}{\pi \sin(\beta(t)) Vkm} \quad (26)$$

$$\lambda_v = -\frac{2\lambda_i \cos(\beta(t))}{\pi \sin(\beta(t)) V} \quad (27)$$

(ب) محل زنبورهای جستجوگر در منابع غذایی.
(ج) ارسال زنبورهای پیش‌آهنگ برای جستجو منابع غذایی جدید.
در ادامه فرستادن زنبورهای پیش‌آهنگ به منابع غذایی اولیه صورت می‌گیرد و در ادامه تکرار انجام می‌شود.

- فرستادن زنبورهای کارگر به منابع غذایی و تعیین کردن مقدار شهد آن‌ها.
 - محاسبه‌ی ارزش احتمالی منابعی که توسط زنبورهای جستجوگر ترجیح داده می‌شوند.
 - فرستادن زنبورهای جستجوگر به منابع غذایی جدید و تعیین مقدار شهد آن‌ها.
 - توقف فرآیند بهره‌برداری از منابع رها شده توسط زنبورها.
 - فرستادن زنبورهای پیش‌آهنگ برای جستجوی محلی برای کشف منابع غذایی جدید به‌طور تصادفی و غلبه بر نقاط بهینه محلی و پیاده‌سازی یک الگوریتم بهینه‌سازی مطلق.
 - به‌خاطر سپردن بهترین منبع غذایی یافت شده تاکنون تا زمانی که الزامات برآورده می‌شوند.
- لذا، مراحل مختلف الگوریتم کلونی زنبور عسل به‌صورت ریاضی در زیر آورده شده است.

(۱) تولید پاسخ‌های تصادفی اولیه و ارزیابی آن‌ها

(۲) حرکت زنبورهای استخدام شده

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij}(x_{kj} - x_{ij}) \rightarrow \phi_{ij} \geq 0 \quad (32)$$

اگر ϕ برابر صفر باشد ← هیچ حرکتی اتفاق نمی‌افتد.

اگر ϕ برابر یک باشد ← $v_{ij} = x_{kj}$

درحالی که ϕ تواما شامل مقادیر مثبت و منفی باشد، معادله‌ی بالا به‌صورت زیر نوشته می‌شود که v_{ij} بردار سرعت زنبورهای عسل است. اندیس‌های i, j بیانگر تعداد چرخه‌های تکرار و تعداد زنبورهای عسل هستند. هر زنبور عسل بیان‌کننده یک پاسخ است.

$$v_{ij} = x_{ij} + \phi_{ij}(x_{ij} - x_{kj}) \quad (33)$$

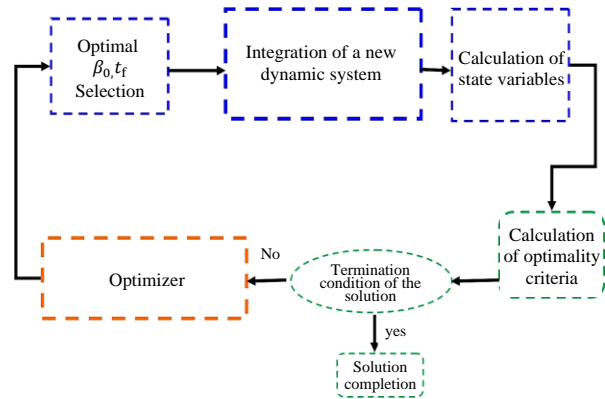
$$\phi_{ij} \sim (-a, a) \quad (34)$$

(۳) ارسال زنبورهای ناظر

به‌ازای هر شهد یا نقطه بهینه x_i یک هزینه داریم که با تابع هزینه $f(x_i)$ نشان داده می‌شود.

$$\text{مقدار} \quad F(x_i) = \begin{cases} \frac{1}{1 + f(x_i)} & f(x_i) \geq 0 \\ \frac{1}{1 + |f(x_i)|} & f(x_i) < 0 \end{cases} \quad (35)$$

برازندگی



شکل ۴- طرح‌واره روش حل مسئله کنترل بهینه به کمک بهینه‌ساز.

Fig. 4. Scheme of solving the optimal control with optimizer help.

در ادامه شرایط مرزی و ثوابت آورده شده است. قابل توجه است که i شیب مداری، a شعاع مداری، m جرم فضاپیما و k نرخ مصرف سوخت است.

$$\begin{cases} i_0 = 68^\circ \\ i_f = 0^\circ \end{cases} \quad \begin{cases} m_0 = 1500(kg) \\ k = 0.0001 \left(\frac{kg}{s}\right) \end{cases} \quad \begin{cases} a_0 = 7000(km) \\ a_f = 42166(km) \end{cases}$$

بهینه‌سازی و الگوریتم کلونی زنبور عسل

هوش جمعی شاخه‌ای از پژوهش بر اساس جمعیت است که بر مبنای مدل‌های جمعیتی خودسازمان‌دهی هستند. کلونی مورچه، ازدحام پرنده‌گان و رفتار حرکتی زنبورها نمونه‌هایی از این سیستم جمعیتی است. کلونی زنبور عسل مصنوعی^(۱) (ABC) یک الگوریتم بهینه‌سازی بر اساس رفتار هوشمندانه جمعیت زنبور عسل است. این الگوریتم برای اولین بار در سال ۲۰۰۵ برای بهینه‌سازی ارائه شد [۲۲، ۲۳].

کلونی زنبورها در طبیعت شامل منابع غذایی و زنبورها است. در الگوریتم زنبور عسل، برای اولین بار نیمی از جمعیت زنبورها، زنبور کارگر و نیمی دیگر زنبور جستجوگر هستند. برای هر منبع غذایی، فقط یک زنبور عسل کارگر وجود دارد؛ به عبارت دیگر، تعداد زنبورهای کارگر با تعداد منابع غذایی اطراف کندو با هم برابر هستند. زنبور کارگری که اطلاعات منبع غذایی آن توسط سایر زنبورها استفاده شود به یک زنبور پیش‌آهنگ تبدیل می‌شود. لذا در الگوریتم کلونی زنبور عسل، منابع غذایی و کیفیت شهد گل‌ها نقش پاسخ‌های بهینه را ایفا می‌کنند. در ادامه گام‌های اصلی الگوریتم بیان شده است:

- مقداردهی اولیه
- تکرار سه مرحله زیر تا حصول شرط تعریف شده در الگوریتم.
- الف) محل زنبورهای کارگر در منابع غذایی.

احتمال انتخاب شهید i ام برابر است با:

$$p_i \propto F(x_i) \geq 0 \quad (36)$$

$$p_i = \frac{F(x_i)}{\sum_{k=1}^n F(x_k)} \quad (37)$$

۴) اگر شهیدی وجود دارد که مقدار دفعات عدم پیشرفت آن به G (پارامتر حد) رسیده باشد، آن شهید یا نقطه کاندید برای بهیئنگی با یک پاسخ تصادفی جایگزین می‌شود و شمارنده مربوط به آن برابر صفر قرار می‌گیرد.

۵) در صورتی که شرایط خاتمه برآورده نشوند، الگوریتم به مرحله‌ی ۲ بر می‌گردد و در غیر این صورت فرآیند بهینه‌سازی پایان می‌یابد [۲۳-۲۴].

جمع‌بندی

نتایج حاصل از بهینه‌سازی فوق در زیر آورده شده است. در الگوریتم زنبور عسل تعداد زنبورهای عسل برابر ۵۰۰ در نظر گرفته شده است. همچنین ضریب انتخاب زنبورهای پیش‌آهنگ برابر ۵٪ زنبورهای کل است. لذا بر اساس این روش پاسخ‌های بهینه مطلق برای انتقال مداری فوق به‌دست آمده است. در جدول (۱) نتایج به‌دست آمده برای اندازه متغیر کنترلی در ابتدا و انتهای مسیر آورده شده است. بر اساس روش ارائه شده در مرجع [۱۲] و شرایط مرزی ارائه شده در بخش این مقاله، زمان انتقال مداری فوق به جهت کمترین زمان برابر ۲۶۵.۳۷۸۱ روز به‌دست خواهد آمد. لذا نتایج این مقاله افزایش ۸/۸۹٪ در مدت زمان انتقال مداری را نشان خواهد داد.

چنانچه از معادله (۹) بین ارتفاع‌های ۷۰۰۰ کیلومتری و ۴۲۱۶۶ کیلومتری که شرایط مرزی مسئله مد نظر مقاله است انتگرال‌گیری شود، میزان تشعشع غیربهینه بی‌بعد شده $5/848 \times 10^{18}$ به‌دست می‌آید. ضرایب (۱۳ و ۱۴) ضرایب بی‌بعد کننده انتخاب شده است. حال چنانچه پاسخ بهینه به‌دست آمده (بر اساس انتگرال‌گیری از رابطه (۳۰ و ۳۱)) در این مقاله مدنظر قرار گیرد، میزان تشعشع بی‌بعد شده $4/958 \times 10^{18}$ به‌دست می‌آید. نتیجه فوق نشان از آن دارد که انتقال مداری فوق سبب کاهش ۱۵/۱۲٪ در میزان دریافت تشعشع شده است.

جدول ۱- پاسخ‌های انتقال مداری.

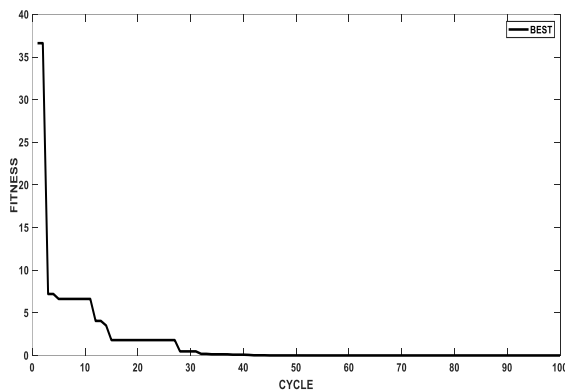
Table 1. Orbital transfer responses.

| Angle (deg) | Orbital Translation (day) |
|---------------------|---------------------------|
| β_0 (deg) | 20.6264 |
| β_f (deg) | 123.1856 |
| $\Delta\beta$ (deg) | 102.5592 |

در شکل (۵) نمودار کاهش معیار بهینه‌سازی ارائه شده است. چنانچه از شکل شماره (۵) مشخص است روند بهینه‌سازی کاهش یافته و پس از ۳۵ حلقه تکرار به همگرایی رسیده است.

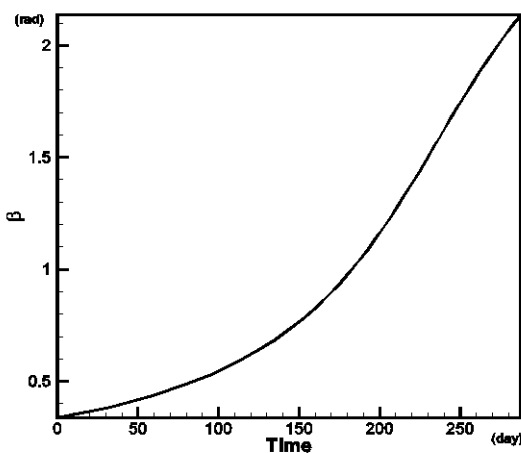
شکل (۶) بیانگر متغیر کنترلی برحسب زمان است. مقدار متغیر کنترلی در لحظه شروع انتقال مداری به کمک بهینه‌ساز زنبور عسل 21.99° است. با داشتن مقدار اولیه و انتگرال‌گیری از معادله (۳۰)، تابع متغیر کنترلی به‌دست می‌آید. چنانچه مشخص است متغیر کنترلی دارای رفتاری پیوسته بوده و اجرای فرمان کنترلی فوق توسط عملگرهای فضاپیما مقدور است.

شکل (۷) رفتار متغیر حالت شیب مداری جهت انتقال فضاپیما از شیب مداری 68° به 0° را نشان می‌دهد. چنانچه مشخص است در حوزه شیب مداری 60° که کمربندهای ون آلن اثر بیشتری دارند، شیب نمودار بیشتر است. لذا تغییرات شیب مداری نسبت به زمان بیشتر است و این امر سبب می‌شود که فضاپیما با سرعت بیشتری از ناحیه کمربند ون آلن خارج شود.



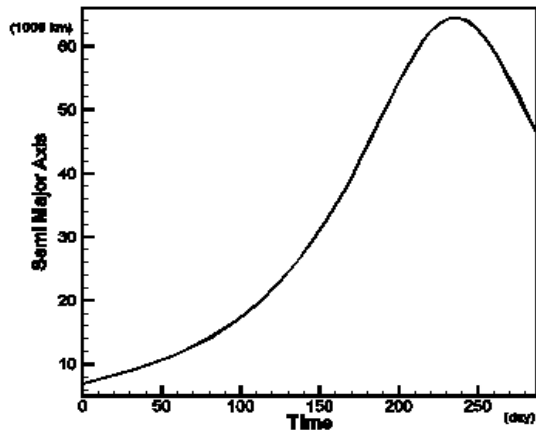
شکل ۵- نمودار کاهش تابع هدف بهینه‌ساز.

Fig. 5. Diagram of reducing the optimizer objective function.



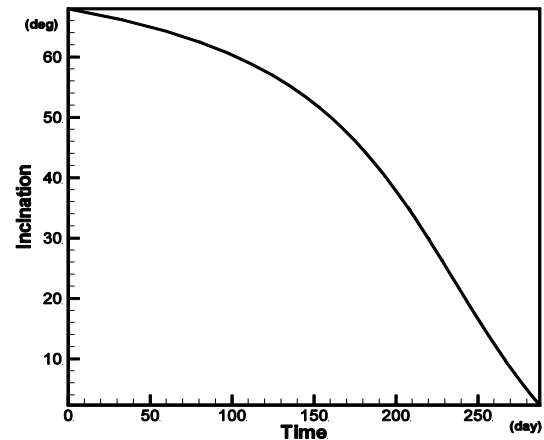
شکل ۶- تاریخچه زمانی متغیر کنترلی برای انتقال مداری.

Fig. 6. Time history of control variable for orbital transfer.



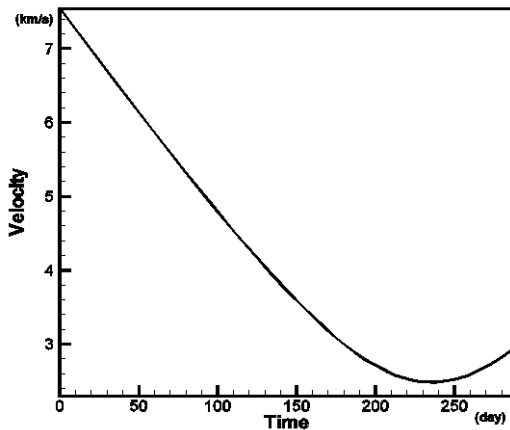
شکل ۸- تاریخچه زمانی شعاع مداری برای انتقال مداری.

Fig. 8. Time history of orbital semi major radius for orbital transfer.



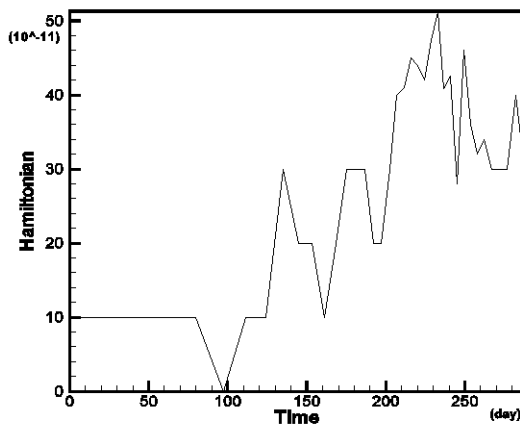
شکل ۷- تاریخچه زمانی میل مداری برای انتقال مداری.

Fig. 7. Time history of orbital inclination for orbital transfer.



شکل ۹- تاریخچه زمانی سرعت مداری برای انتقال مداری.

Fig. 9. Time history of orbital velocity for orbital transfer.



شکل ۱۰- تاریخچه زمانی تابع همیلتونین برای انتقال مداری.

Fig. 10. Time history of Hamilton function for orbital transfer.

در شکل (۸) شعاع مداری حرکت فضاییما آورده شده است. از آنجا که بر اساس معادلات حرکت مدنظر، انتقال مداری فوق برحسب مدارهای دایروی است، نیم قطر بزرگ بیضی^۱ با شعاع مداری یکسان است. بر اساس شکل (۸) مشخص است که انتقال مداری فوق دارای یک قله است. لذا فضاییما ابتدا از مدار نهایی به ارتفاع ۴۲۱۶۶ (km) دور شده و تا ارتفاع بیش از ۸۰۰۰۰ (km) خواهد رفت. این مانور بهینه سبب خواهد شد دریافت تشعشعات مسیر کاهش یابد و فضاییما مجدد به مدار انتهایی مدنظر باز گردد. در توضیح افزایش ارتفاع باید اشاره کرد که بر اساس محاسبات کنترل بهینه، جهت هم صفحه شدن در ارتفاع ۴۲۱۶۶ کیلومتری (رسیدن به شیب مداری صفر درجه)، چنانچه فضاییما بخواهد در معرض میزان تشعشع کمتری قرار گیرد، باید به یک دفعه شیب مداری خود را صفر نکند. لذا مانور بهینه فوق جهت رسیدن به شرایط مرزی انتهایی خود، ابتدا از ارتفاع ۴۲۱۶۶ دور شده و سپس زاویه شیب مداری را کم کرده و در برگشت مداری به صفر رسانده است. این موضوع سبب افزایش زمان و به دنبال آن سبب افزایش مصرف سوخت می شود، اما سبب کاهش دریافت تشعشع که ملاک اصلی این مقاله است خواهد شد.

شکل (۹) نمودار سرعت مداری فضاییما است. در مکانیک مدار و انتقال مداری دایروی، سرعت با شعاع مداری رابطه معکوس دارد. چنانچه مشخص است شکل (۹) دارای رفتار عکس با شکل (۸) است.

1. Semi Major Axis

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] I. Shafieenejad and S. Ghasemi, "Effects of gravitational and radiate stresses on plants growth for space travels," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 2, no. 4, pp. 1-5, 2019, (in Persian).
- [2] I. Shafieenejad, S. Ghasemi, and R. Safarzadeh "New beginnings in biospace science case study: Return to the Moon," in *4th National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, Tehran, Iran, 2019, pp. 1-5, (in Persian).
- [3] P. Ye, Z. Sun, H. Zhang, and F. Li, "An overview of the mission and technical characteristics of change-4 lunar probe," *Science China Technological Sciences*, vol. 60, pp. 658-667, 2017, <https://doi.org/10.1007/s11431-016-9034-6>.
- [4] I. Shafieenejad and A. B. Novinzadeh, "Analytical solutions for two-point boundary value problems: Optimal low-thrust orbit transfers," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 224, no. 7, pp. 843-853, 2010, <https://doi.org/10.1243/09544100JAERO653>.
- [5] A. Miele, T. Wang, and P. N. Williams, "Computation of optimal Mars trajectories via combined chemical/electrical propulsion, part 1: baseline solutions for deep interplanetary space," *Acta Astronautica*, vol. 55, no. 2, pp. 95-107, 2004, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2004.01.053>.
- [6] B. Pinkel, "Electrical propulsion for space missions: Planning considerations," *Progress in Astronautics and Rocketry*, vol. 16, pp. 163-208, 1966, <https://doi.org/10.1016/B978-1-4832-3056-6.50011-6>.
- [7] I. Shafieenejad, S. Ghasemi, A. Mahmoodi, and A. H. Mirsayafi, "A review of recent research on space missions with the Van Allen belt and biospace approach, part I," in *4th National Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, Tehran, Iran, 2019, (in Persian).
- [8] R. J. Bull, J. A. Atchison, and F. E. Siddique, "Van Allen probes end of mission navigation and mission design." in *AAS Space Flight Mechanics Conference*, Lake Tahoe, UT, 2020, Art. no. AAS 20-538.
- [9] U. J. Shankar, M. N. Kirk, and G. D. Rogers, "Van Allen probes on-orbit verification of spacecraft dynamics," in *24th International Symposium on Space Flight Dynamics*, Laurel, Maryland, USA, 2014.
- [10] M. R. Da Silva and E. Rocco, "Analysis of the passage of a spacecraft between the Van Allen belts considering

بر اساس معادله (۲۵)، تابع هامیلتونین در طول انتقال مداری باید برابر صفر باشد. چنانچه از شکل (۱۰) مشخص است، تابع همیلتونین با دقت 10^{-10} برابر صفر است و صحت حل ارائه شده را تایید می‌کند.

نتیجه‌گیری

با توجه به اسناد آینده پژوهی صنعت فضایی و دانش زیست-فضا و مأموریت‌های استقرار انسان در ماه و مریخ، کشت گیاهان امری مرسوم خواهد شد. لذا مسافران فضایی آینده می‌توانند برای چرخه حیات از آن استفاده نمایند. جهت حضور انسان در ارتفاعات بالاتر از ایستگاه فضایی و حضور مداوم در فضا برای زمان‌های طولانی و کاهش هزینه‌های اقتصادی سفرهای فضایی، ارسال مواد غذایی از زمین امری حتمی خواهد بود. لذا در این پژوهش، انتقال مداری بهینه، طی یک مانور پیش‌رانش-کم به وسیله پیش‌رانش الکتریکی با رویکرد کاهش تنش تشعشی وارد شده به محموله گیاهی ارائه شده است. حل مسائل کنترل بهینه به روش‌های مرسوم حساب تغییرات معمولاً با پیچیدگی همراه است. لذا در این مقاله با استفاده از الگوریتم کلونی زنبور عسل به ارائه راه‌حل نوینی پرداخته شده است. در این روش معادلات حرکتی فضاپیما بر اساس متغیر کنترلی بازنویسی شده است. برای حل دستگاه معادلات جدید چنانچه متغیر کنترلی در ابتدا و انتهای مسیر مشخص باشد، دستگاه معادلات حرکتی انتگرال‌گیری می‌شود. روش خلاقانه این مقاله، استفاده از روش بهینه‌سازی زنبور عسل با سرعت همگرایی بالا در حل مسئله کنترل بهینه غیرخطی انتقال مداری به جهت حل دستگاه معادلات حرکت جدید است. در واقع دستگاه معادلات دیفرانسیل حرکتی جدید استخراج شده خود به‌عنوان یک تابع هزینه برای بهینه‌ساز زنبور عسل مدنظر قرار می‌گیرد. بهینه‌ساز زنبور عسل با به‌دست آوردن متغیرهای کنترلی در ابتدا و انتهای مسیر، به ارائه پاسخ بهینه می‌پردازد. در این مقاله بهینه‌ساز فوق با 500 زنبور عسل که معادل 500 پاسخ اولیه است در 33 تکرار توانسته است با دقت 10^{-10} مسئله را حل نماید. قابل ذکر است که متغیرهای بهینه‌سازی مدنظر قرار گرفته، مقدار اولیه زاویه کنترل بهینه β_0 و زمان انتهایی t_f مانور انتقال مداری است. چنانچه از نتایج مشخص است افزایش $8/89\%$ در زمان انتقال مداری فوق مشاهده می‌شود و از طرف دیگر بر اساس نمودار شیب مداری مشخص است که فضاپیما با سرعت از ناحیه کمربند ون آلن عبور می‌کند و میزان تشعشعات کمتری را دریافت می‌کند. همچنین بر اساس انتقال مداری بهینه فوق، ابتدا یک قله در شعاع مداری ایجاد می‌شود که سبب دور شدن فضاپیما از مدار انتهایی خواهد شد. در ادامه مجدداً فضاپیما با عبور از قله مسیر به مدار انتهایی باز می‌گردد. این مانور بهینه سبب کاهش دریافت میزان تشعشع کمربند ون آلن خواهد شد.

- Technology*, vol. 112, 2021, Art. no. 106614, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106614>.
- [18] H. Weinert, "Bryson, AE/Ho, Y.-C., applied optimal control, optimization, estimation, and control. New York-London-Sydney-Toronto. John Wiley & Sons. 1975. 481 S., £10.90," *ZAMM - Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, vol. 59, no. 8, p 402, 1979, <https://doi.org/10.1002/zamm.19790590826>.
- [19] D. S. Naidu, *Optimal Control Systems (Electrical Engineering Series)*, CRC Press, 2002.
- [20] M. Burrell, J. Wright, and J. Watts, "An analysis of energetic space radiation and dose rates," National Aeronautics and Space Administration, Washington, D. C, NASA Tech. Note D-4404, 1968. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19680007368/downloads/19680007368.pdf>
- [21] M.B. Baker, "Geomagnetically trapped radiation," *AIAA Journal*, vol. 3, no. 9, pp. 1569-1579, 1965, <https://doi.org/10.2514/3.55177>.
- [22] V. Tereshko and A. Loengarov, "Collective decision making in honey-bee foraging dynamics," *Computing and Information Systems*, vol. 9, no. 3, 2004.
- [23] D. Karaboga, "An idea based on honey bee swarm for numerical optimization," Erciyes University, Engineering Faculty, Computer Engineering Department, Tech. Rep. Tr06, 2005.
- [24] T. D. Seeley, *The Wisdom of the Hive: the Social Physiology of Honey Bee Colonies*, Harvard University Press, 1995.
- [25] V. Chobotov, *Orbital Mechanics*, 2nd ed., AIAA Education Series, Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996.
- a low and high solar activity," *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 911, 2017, Art. no. 012005, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/911/1/012005>.
- [11] G. L. Vonpragenau, "Space vehicle," Patent NASA-CASE-MFS-22734-1|US-PATENT-3,866,863, 1975.
- [12] I. Shafieenejad, A. B. Novinzadeh, and V. R. Molazadeh, "Introducing a novel algorithm for minimum-time low-thrust orbital transfers with free initial condition," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 2, pp. 333-351, 2015, <https://doi.org/10.1177/0954410014533311>.
- [13] M. Fakoor, S. Sadeghi, and M. Bakhtiari, "Investigation of low thrust optimal orbital transfer from LEO to GEO considering circular orbits," *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 67, pp. 77-97, 2020, <https://doi.org/10.1007/s40295-019-00184-1>.
- [14] J. A. Kechichian, "The reformulation of Edelbaum's low-thrust transfer problem using optimal control theory," in *Astrodynamics Conference*, Hilton Head Island, SC, U.S.A 1992, Art. no. 4576, <https://doi.org/10.2514/6.1992-4576>.
- [15] I. Shafieenejad, A. B. Novinzadeh, and V. R. Molazadeh, "Comparing and analyzing min-time and min-effort criteria for free true anomaly of low-thrust orbital maneuvers with new optimal control algorithm," *Aerospace Science and Technology*, vol. 35, no. 1, pp. 116-134, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.03.009>.
- [16] M. Di Carlo and M. Vasile, "Analytical solutions for low-thrust orbit transfers," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, vol. 133, 2021, Art. no. 33, <https://doi.org/10.1007/s10569-021-10033-9>.
- [17] Y. Wang, C. Han, and X. Sun, "Optimization of low-thrust earth-orbit transfers using the vectorial orbital elements," *Aerospace Science and*

Original Research Paper

Identification and Prioritization of Satellite Electrical Power Subsystem Technologies for National Development Based on Multiple Criteria Decision-Making

Reza Amjadifard* , Ehsan Mousivand, Farhad Bagheroskuei, Shahab Karbasian, and Ehsan Kosari 

Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 09 January 2024

Revised 02 April 2024

Accepted 9 April 2024

Available Online 9 April 2024

Keywords:

Electrical power subsystem

Space technologies

Prioritization

Multiple decision making

Simple additive weighting

ABSTRACT

The prioritization and validation of emerging space technologies involve a multi-step, iterative process that necessitates the integration of collective intelligence from all stakeholders alongside analytical methods to identify requirements. This process begins with identifying specialists with sufficient knowledge and experience regarding each technology, extracting and evaluating essential data, prioritizing technology options, identifying challenging technologies, determining essential acquisition strategies, and finally, prioritizing these technologies. This article presents a method to identify and prioritize certain space technologies suitable for a satellite's electrical power subsystem (EPS). Based on the results, it is possible to determine the most effective method to acquire the necessary technology through national development or by leveraging existing technologies available in the market. The power subsystem components are categorized into three groups to evaluate the proposed method: electrical power generation sources, energy storage sources, and power electronic circuits. The results indicate that among all studied technologies, GaAs solar cells, lithium-ion batteries, and electronic circuits constructed with military and industrial components should be prioritized for national development. Additionally, the proposed method demonstrates that the selected technologies are those recently employed in space applications. This methodology can also be extended to other subsystems.

*Corresponding Author's E-mail: ramjadif@yahoo.com

How to Cite this Article:

R. Amjadifard, E. Mousivand, F. Bagheroskuei, Sh. Karbasian, and E. Kosari, "Identification and prioritization of satellite electrical power subsystem technologies for national development based on multiple criteria decision making," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 29-40, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1472>.

**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/).



شناسایی و اولویت‌بندی فناوری‌های زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره‌ها به‌منظور توسعه بومی بر اساس روش تصمیم‌گیری چند معیاره

رضا امجدی فرد^{۱*}، احسان موسیوند^۲، فرهاد باقراسکوئی^۳، شهاب کرباسیان^۴، و احسان کوثری^۵

- ۱- استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران
- ۲- کارشناسی ارشد، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران
- ۳ و ۴- مربی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران
- ۵- دانشجوی دکتری، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

فرآیند شناسایی و اولویت‌بندی فناوری‌های چالشی در توسعه فناوری‌های کلیدی در ساخت یک ماهواره به‌منظور توسعه بومی، یک فرآیند چند مرحله‌ای و رفت و برگشتی خواهد بود که نیازمند استفاده از خرد جمعی و دخیل کردن نظرات کلیه ذینفعان در کنار استفاده از روش‌های تحلیلی به‌منظور شناسایی الزامات و ارزیابی گزینه‌ها است. این فرآیند با شناسایی افراد خبره در هر حوزه تخصصی شروع شده و در ادامه با استخراج داده‌های مورد نیاز و ارزیابی آن‌ها به اولویت‌بندی گزینه‌های فناوری، شناسایی فناوری‌های چالشی و استراتژی اکتساب مورد نیاز و در نهایت اولویت‌بندی آن‌ها ختم می‌گردد. در این مقاله روشی به‌منظور شناسایی و اولویت‌بندی فناوری‌های اساسی زیرسیستم توان الکتریکی در یک ماهواره پیاده‌سازی شده تا به کمک نتایج آن درخصوص توسعه بومی فناوری‌های ضروری زیرسیستم فوق تصمیم‌گیری و اقدام نمود. به‌منظور ارزیابی بهتر نتایج، اجزای زیرسیستم توان الکتریکی به سه دسته که شامل منابع تولید انرژی، منابع ذخیره‌ساز انرژی و نهایتاً مدارهای الکترونیکی می‌باشند، تقسیم‌بندی شده‌اند. نتایج حاصل از اجرای روش پیشنهادی نشان می‌دهد که فناوری‌های سلول‌های خورشیدی گالیوم-آرسناید، باتری لیتیوم یون، مدارهای الکترونیکی بر پایه قطعات نظامی و تجاری مناسب برای توسعه در داخل کشور بوده که با برنامه فضایی کشور نیز تطابق دارد. علاوه بر این می‌توان از این روش برای سایر زیرسیستم‌ها یا در سطوح پایین‌تر نیز استفاده نمود.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۹ دی ۱۴۰۲
بازنگری ۱۴ فروردین ۱۴۰۳
پذیرش ۲۱ فروردین ۱۴۰۳
اولین انتشار ۲۱ فروردین ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

زیرسیستم توان الکتریکی
فناوری‌های فضایی
اولویت‌بندی
تصمیم‌گیری چند معیاره
روش جمع وزنی

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: ramjadif@yahoo.com

How to Cite this Article:

R. Amjadifard, E. Mousivand, F. Bagheroskuei, Sh. Karbasian, and E. Kosari, "Identification and prioritization of satellite electrical power subsystem technologies for national development based on multiple criteria decision making," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 29-40, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1472>.



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

می‌توان تصمیم سریع و دقیق‌تری نسبت به انتخاب یک موضوع گرفت. این امر به دلیل نوآوری‌های تکنولوژیکی و توانایی ترکیب روش‌های تصمیم‌گیری چندگانه^۴ امکان‌پذیر است [۳].

صرف نظر از تنوع مسائل تصمیم‌گیری، این مسائل را می‌توان به دو دسته تقسیم کرد. مسائل تصمیم‌گیری چندهدفه^۵ که تصمیم‌گیرنده باید با در نظر گرفتن منابع محدود یکی از گزینه‌ها را انتخاب کند و دیگری تجزیه و تحلیل مسائل تصمیم‌گیری چند معیاره^۶ است که تصمیم‌گیرنده باید رویکردی را طراحی کند تا بیشترین کاربرد را داشته باشد. طبیعتاً برای انتخاب یک گزینه، باید چند ویژگی و اغلب بخش‌های متضاد را در نظر بگیریم. مدل‌های تصمیم‌گیری چند شاخصه^۷، مدل‌های انتخابی هستند و برای ارزیابی، رتبه‌بندی و انتخاب مناسب‌ترین گزینه از بین گزینه‌ها استفاده می‌شوند [۴].

هر رتبه‌بندی از گزینه‌های تصمیم‌گیری توسط یک تابع امتیازدهی تعیین می‌شود. از آنجا که گزینه‌های تصمیم‌گیری اغلب با چندین معیار متناقض مشخص می‌شوند، روش‌های چندمعیاره، برای این گزینه‌ها مناسب هستند [۵]. تجزیه و تحلیل تصمیم‌گیری چند معیاره، به‌طور گسترده‌ای برای حل مسائل تصمیم‌گیری مختلف از طریق ارزیابی جایگزین، استفاده می‌شود. با این حال، یافتن روش مناسب می‌تواند نتایج را تحت‌تاثیر قرار دهد. تجزیه و تحلیل تصمیم‌گیری چند معیاره، یک فرآیند چند مرحله‌ای است که شامل مجموعه‌ای از روش‌ها برای ساختارمندی و رسمی کردن فرآیندهای تصمیم‌گیری به شیوه‌ای شفاف و سازگار است. تصمیم‌گیری‌های چندمعیاره، طی سالیان متمادی، روش‌ها و نرم‌افزارهای زیادی را برای رفع مسائل تعریف شده توسعه داده است. روش‌های زیادی برای حل مسائل وجود دارد و می‌توان آن‌ها را بر اساس پارامترهای مختلف مرتب کرد. هر یک از روش‌های تصمیم‌گیری چندمعیاره، روش محاسباتی خود را دارد که به وسیله آن گزینه‌های جایگزین در رتبه‌بندی قرار می‌گیرند و نمی‌توان ادعا کرد که استفاده از روش‌های خاص با داده‌های ورودی یکسان منجر به نتیجه نهایی یکسان خواهد شد [۶].

در این مقاله سعی شده است تا با روش خبرگی نسبت به شناسایی فناوری‌های مورد نیاز زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره‌های تعریف شده در برنامه راهبرد فضایی کشور اقدام شود. در ادامه معیارهایی برای اولویت‌بندی آن‌ها تعریف و سپس رتبه‌بندی می‌شوند. در نهایت نیز در خصوص چگونگی تامین آن‌ها از طریق توسعه بومی یا خرید خارج تصمیم‌سازی شده است.

| | |
|-----------|---|
| k | تعداد شاخص‌ها |
| \bar{c} | میانگین کوواریانس‌های تمامی شاخص‌ها |
| \bar{v} | میانگین واریانس هر شاخص |
| α | آلفای کرونباخ |
| λ | متوسط عناصر بردار سازگاری |
| P_i | امتیاز نهایی شاخص i ام |
| r_{ij} | مقادیر نرمال‌شده عناصر ماتریس تصمیم |
| w_i | وزن شاخص i ام |
| d_{ij} | مقدار ویژه زامین شاخص برای جایگزین i ام |

مقدمه

راهبرد فضایی کشور دربرگیرنده چندین برنامه فضایی شامل حوزه ماهواره‌های مخابراتی، سنجش از دور، ناوبری و اکتشافات فضایی است. در این مقاله دو برنامه فضایی درخصوص رسیدن به یک ماهواره مخابراتی در مدار GEO و یک ماهواره سنجشی با دقت بهتر از یک متر در مدار LEO مد نظر قرار گرفته است. هر یک از این برنامه‌ها شامل تعداد زیادی ماهواره نظیر ماهواره‌های مخابراتی سری ناهید و ماهواره‌های سنجشی سری پارس با مشخصات متفاوت از نظر طول عمر، مدار، محموله و غیره می‌باشند. از این رو برنامه‌ریزی درخصوص چگونگی تامین تجهیزات مورد نیاز، از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است. استفاده از باس‌های مشابه (پلتفرم) به دلیل یکسان بودن فناوری‌ها در پروژه‌های متفاوت، به کاهش هزینه‌های طراحی، ساخت و آزمون منجر خواهد شد. از سوی دیگر عوامل متعددی نظیر دانش فنی، زیرساخت‌ها، قیود هزینه‌ای و زمانی و غیره مجریان پروژه‌ها را به تصمیم‌گیری بر تهیه فناوری بر اساس یکی از دو راهکار خرید خارج یا توسعه بومی، وادار می‌سازند. این تصمیم‌گیری باید با پشتوانه کافی علمی صورت پذیرد.

سیستم‌های پشتیبانی از تصمیم‌گیری^۱ در علوم مرتبط با فناوری، دارای جایگاه میانی در بین سیستم‌های اطلاعاتی^۲ و سیستم‌های هوشمند^۳ می‌باشند [۱]. در فرآیند تصمیم‌گیری، سیستم پشتیبانی نیازمند معیارها و وزن‌هایی است که در فرآیند محاسبات، استفاده می‌شود [۲]. در حال حاضر، توسعه فناوری اطلاعات در حمایت از تولید داده، در شرایط مختلف زندگی قابل توجه است. از طریق استفاده از این فناوری

5. Multi Objective Decision Making (MODM)
6. Multiple Criteria Decision Analysis (MCDA)
7. Multi-Attribute Decision Making Models (MADM)

1. Decision Support Systems
2. Information Systems
3. Intelligent Systems
4. Multiple Decision-Making Techniques (MDMT)

روش‌شناسی

کرده باشد [۹]. در جدول (۱) مقایسه‌ای بین سه روش پرکاربرد تاپسیس، تحلیل سلسله مراتبی و جمع وزنی ارائه شده است [۶، ۱۰].

روش‌های دیگری نیز مانند مالتی‌مورا^۶، ویکور^۷، کاپراس^۸، پروسسه^۹ و الکتراه^{۱۰} وجود دارند. روش‌ها را بر اساس نوع نتیجه می‌توان انتخاب کرد. اگر نتیجه با عنوان مقایسه مقادیر مورد نیاز باشد، می‌توان از روش‌های تحلیل سلسله مراتبی، مالتی‌مورا، روش جمع وزنی، روش ضرب وزنی^{۱۰} یا روش‌های دیگر استفاده کرد. با استفاده از روش‌های تحلیل سلسله مراتبی، تاپسیس، ویکور، کاپراس و سایر روش‌ها می‌توان برای رسیدن به هدف تعریف شده و یافتن بهترین جایگزین از میان گزینه‌های ارائه شده استفاده کرد. روش‌های پروسسه و الکتراه مبتنی بر مقایسه زوجی و ارزیابی انطباق برای هدف مورد نظر هستند [۱۱-۱۲، ۶].

جدول ۱- مقایسه روش‌های MCDA.

Table 1. MCDA methods comparison.

| Method | TOPSIS [6] | AHP [6] | SAW [10] |
|--------------------|---|---|---|
| Normalization Type | Vector (square root of sum normalization) | Vector (sum normalization) | Vector (sum normalization) |
| Suitable for | Selection problems, ranking problems | Selection problems, ranking problems | Selection problems, ranking problems |
| Input | Weighted coefficients of ideal and non-ideal options | Pairwise comparison on a 1 to 9 ratio scale | Pairwise comparison on a 1 to 9 ratio scale |
| Output | Complete ranking with the score close to the ideal state and distance from the non-ideal state. | Complete ranking with scores | Complete ranking with scores |
| Approach | Qualitative/Quantitative | Qualitative | Quantitative |
| Ranking Scale | 0 to 1 | 0 to 1 | Variable depending on the type of problem |
| Best Alternative | Highest value | Highest value | Highest value |
| Consistency Levels | No restriction | 9 | Less than 0.1 |

در روش تصمیم‌گیری چند معیاری، محبوب‌ترین روش‌های مورد استفاده برای حمایت از یک فرآیند تصمیم‌گیری عبارتند از:

- روش جمع وزنی^۱/ روش رتبه‌بندی چند هدفه ساده^۲
- روش تحلیل سلسله مراتبی^۳
- روش اولویت‌بندی بر اساس شباهت به راه‌حل ایده‌آل (تاپسیس)^۴

هر یک از این روش‌ها مزایا و معایب خود را دارند، بنابراین انتخاب مناسب‌ترین روش برای یک مساله خاص کار بسیار دشواری است. انتخاب یکی از روش‌های ذکر شده به مسئله تصمیم‌گیری، نوع معیارها، اطلاعات موجود، توانایی‌های شناختی تصمیم‌گیرنده و ویژگی‌های روش چند معیاره بستگی دارد. در مسائل تصمیم‌گیری واقعی، گزینه‌ها را نمی‌توان به صورت کمی ارزیابی کرد اما قابلیت ارزیابی به صورت کیفی وجود دارد [۵]. از بین روش‌های فوق، روش جمع وزنی پرکاربردترین و پرتعدادترین روش در مسائل تصمیم‌گیری چندهدفه است. اساس این روش بر یافتن جمع وزنی برای نشان دادن نرخ کارآمدی یکایک گزینه‌های موجود است [۷]. از آنجا که در این روش فرآیند محاسبات با سریع‌ترین زمان به نتیجه می‌رسد و نتایج تجزیه و تحلیل به دست آمده نیز برای کمک به فرآیند تصمیم‌گیری، کارآمد و موثر است، لذا پرکاربردترین روش‌های مورد استفاده در تصمیم‌گیری چند هدفه کلاسیک بوده و از محبوبیت بسیاری برخوردار است [۵].

باید خاطر نشان ساخت که هدف از مسایل چندهدفه، در چهارچوب برنامه‌نویسی ریاضی، بهینه‌سازی تعدادی تابع هدف مختلف، با موضوعیت مجموعه محدودیت‌های سیستم است [۸]. مدل تصمیم‌گیری چند معیاره کلاسیک، فرض می‌کند که هنگام تصمیم‌گیری، تصمیم‌گیرنده مجموعه ثابتی از معیارها را تعریف کرده و مساله با تصویر واضحی از همه گزینه‌های موجود ارائه شده است. سپس این کار با محاسبه امتیاز هر گزینه پیش می‌رود. در ادامه با رتبه‌بندی و انتخاب گزینه‌ای که بیشترین امتیاز را دارد به پایان می‌رسد [۹]. اکثر مسائل تصمیم‌گیری در دنیای واقعی، پویا هستند به این معنا که تصمیم نهایی تنها در پایان یک فرآیند اکتشافی گرفته می‌شود که طی آن گزینه‌ها و معیارها، ممکن است متفاوت باشند. با این حال مدل کلاسیک تصمیم‌گیری چند معیاره قادر به درک این پویایی نیست، زیرا فرض می‌کند که قبل از ادامه رتبه‌بندی، تصمیم‌گیرنده باید مجموعه‌های ثابتی از معیارها و گزینه‌ها را شناسایی

6. Vikor
 7. Complex Proportional Assessment (COPRAS)
 8. Preference Ranking Organization Method for the Enrichment of Evaluations (PROMETHEE)
 9. Elimination and Choice Translating Reality (ELECTRE)
 10. Weighted Product Method

1. Simple Additive Weighting (SAW)
 2. Simple Multi Attribute Rating Technique (SMART)
 3. Analytic Hierarchy Process (AHP)
 4. Technique for Order Preference by Similarity to Ideal Solutions (TOPSIS)
 5. Multi-Objective Optimization on the Basis of Ratio Analysis (MOORA)

است. این روش به این دلیل انتخاب شد که معمولاً برای ارتقای تصمیم‌گیری استفاده می‌شود. همچنین با شرایط ساده‌تری می‌توان به اولویت‌بندی جهت اخذ تصمیم مناسب دست یافت.

پیاده‌سازی طرح

زیرسیستم توان الکتریکی در هر ماهواره وظیفه تامین انرژی الکتریکی مورد نیاز کلیه اجزای ماهواره را طی عمر ماموریت و نیز کلیه مودهای عملکردی آن به عهده دارد. این زیر سیستم غالباً شامل منبع تولید انرژی، منبع ذخیره‌سازی انرژی (برای تامین انرژی طی زمان‌هایی که منبع تولید فعال نبوده و یا توانایی پشتیبانی بیشینه توان مصرفی را ندارد)، انواع مبدل‌های سطوح ولتاژ، رگولاتورهای سری یا موازی و نهایتاً مجموعه مدارهای توزیع توان به مصرف‌کننده‌ها (سایر زیرسیستم‌ها و محموله‌های ماهواره) می‌باشد.

فرایند شناسایی و اولویت‌بندی فناوری‌های مرتبط با زیرسیستم توان الکتریکی مطابق با روند نمای نشان داده شده در شکل (۱) اجرا شده است. در ادامه جزئیات پیاده‌سازی فعالیت‌های معرفی شده در روند نمای شکل (۱)، تشریح شده است.

تعیین خبرگان و شناسایی فناوری‌ها

گام نخست از اجرای طرح، شناسایی فناوری‌های مرتبط با زیرسیستم توان یک ماهواره می‌باشد. برای این منظور پرسشنامه‌هایی تنظیم و در اختیار تعدادی از خبرگان این حوزه که تجربه عملی در طراحی، ساخت و آزمون اجزای این زیرسیستم را داشته‌اند قرار گرفت تا فناوری‌های به روز و پرکاربرد را مشخص و معرفی کنند. در این پژوهش از تجربه ۵ نفر خبره با سابقه ۱۱ تا ۲۱ سال کار تخصصی در زمینه طراحی، ساخت و آزمون زیرسیستم توان الکتریکی تعدادی از پروژه‌های ماهواره‌ای اجرا شده در داخل کشور استفاده شده است. از آنجا که درخت محصول برای این زیرسیستم شامل سه بخش «تولید» [۱۶]، «ذخیره‌سازی» و «تبدیل و توزیع» می‌باشد، فناوری‌های این زیرسیستم نیز به تفکیک بخش‌های معرفی شده، بر اساس نظر خبرگان مشخص گردید که نتیجه آن در جدول (۲) نمایش داده شده است. شایان ذکر است که بخش «تبدیل و توزیع» شامل مجموعه‌ای از مدارهای الکترونیکی با عملکردهای متنوع می‌باشد. این مدارهای الکترونیکی به کمک قطعاتی طراحی و ساخته می‌شود که می‌توانند دارای سطوح کیفی متفاوت باشند. به همین دلیل فناوری‌های این بخش براساس نوع و تکنولوژی قطعات استفاده شده در آن‌ها بیان شده است. لازم به ذکر است که در این

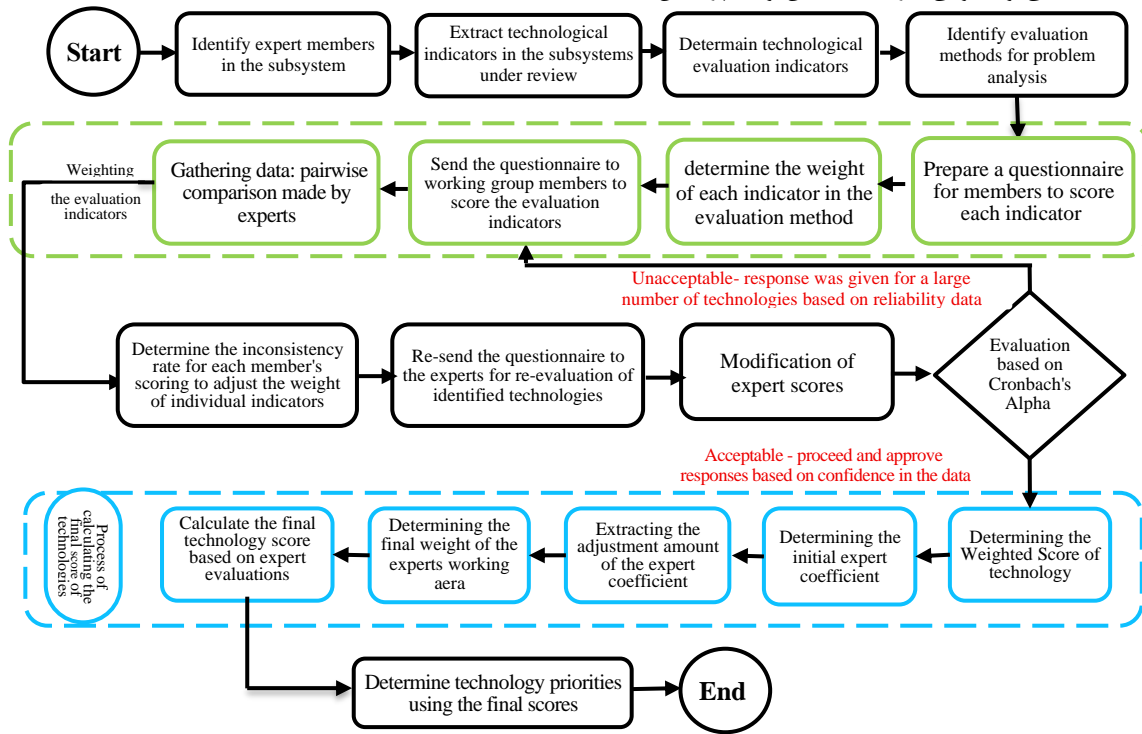
روش جمع وزنی، ساده‌ترین و پرکاربردترین روش در میان روش‌های MCDM^۱ است [۱۵-۱۳، ۲]. در این روش، به‌هر معیار؛ وزنی تخصیص داده می‌شود به نحوی که مجموع وزن تمامی معیارها برابر یک شود. هر گزینه می‌تواند با همه معیارها مرتبط باشد. لذا امتیاز کارآمدی برای هر گزینه به راحتی قابل محاسبه خواهد بود. در این روش وزن هر ویژگی باید مشخص باشد که این کار توسط تصمیم‌گیرندگان با استفاده از ماتریس مقایسه زوجی در نظر گرفته می‌شود و در نهایت امتیاز کلی با استفاده از مجموع حاصل ضرب معیارها و وزن هر ویژگی تعیین می‌شود [۲].

به‌طور کلی، تمام مسائل مدل‌های تصمیم‌گیری چند شاخصه را می‌توان به شکل یک ماتریس نشان داد. هر ردیف از این ماتریس نشان‌دهنده یک جایگزین و هر ستون نشان‌دهنده یک ویژگی است و عناصر آن کارایی گزینه‌ها در برابر ویژگی‌ها است. ویژگی‌هایی که برای تصمیم‌گیری انتخاب می‌شوند معمولاً متناقض هستند. همچنین با توجه به اهمیت نسبی ویژگی‌ها می‌توان برای آن‌ها وزن قائل شد. با فرض بردار وزنی برای ویژگی‌ها و عناصر ماتریس تصمیم‌گیری، می‌توان مسائل مدل‌های تصمیم‌گیری چندشاخصه را با تکنیک‌های موجود حل کرد و بهترین جایگزین را انتخاب کرد یا آن‌ها را رتبه‌بندی کرد. در روش‌های تصمیم‌گیری چندشاخصه کلاسیک، اغلب فرض بر این است که تمام داده‌های مورد استفاده (مانند وزن ویژگی‌ها، کارایی گزینه‌ها در برابر ویژگی‌ها و غیره) قطعی هستند. سپس نمره نهایی یا سودمندی گزینه‌ها با حل مدل‌های تصمیم‌گیری چندشاخصه به‌دست می‌آید. پس از حل مسائل تصمیم‌گیری، معمولاً باید یک تحلیل حساسیت انجام شود. تحلیل حساسیت این ویژگی را دارد که کمترین تغییر در وزن آن نسبت به سایرین، منجر به تغییر در رتبه‌بندی گزینه‌ها می‌شود. آنالیز حساسیت را می‌توان در نرم‌افزارهای مرتبط با مدل‌های تصمیم‌گیری چندشاخصه برای حل مسائل تصمیم‌گیری به‌کار برد. مهم‌ترین مسئله در مدل‌های تصمیم‌گیری چندشاخصه این است که داده‌های استفاده شده در آن‌ها ناپایدار و قابل تغییر هستند، بنابراین تحلیل حساسیت پس از حل مسئله می‌تواند به‌طور موثر به تصمیم‌گیری دقیق کمک کند. تحلیل حساسیت مدل‌های تصمیم‌گیری چندشاخصه یکی از موضوعات مورد بحث در زمینه مدل‌های تصمیم‌گیری چندشاخصه است و در دهه‌های اخیر تحقیقات زیادی در مورد آن انجام شده است [۴].

روش جمع وزنی، روشی است که در این پژوهش با هدف اولویت‌بندی فناوری‌های زیرسامانه تامین توان الکتریکی ماهواره‌های برنامه راهبرد فضایی کشور، مورد استفاده قرار گرفته

آنی استفاده شده است. جدول (۳) نمونه‌ای از قالب به کار گرفته شده برای این منظور را نشان می‌دهد.

تحقیق به منظور افزایش اعتبار داده‌های اخذ شده از خبرگان، بر اساس سوابق علمی و تجربی ایشان، ضرایبی برای داده‌های مرتبط با حوزه‌های تخصصی و عمومی هر نخبه تعیین و در پردازش‌های



شکل ۱- روندنمای اولویت‌بندی فناوری‌های زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره.

Fig. 1. The prioritizing flowchart for satellite EPS technologies.

جدول ۲- فناوری‌های زیرسیستم توان الکتریکی.

Table 2. EPS technologies.

| Section | Technology Name |
|----------------------|--|
| Energy Generation | Silicon Panel |
| | Gallium Arsenide Panel |
| | Panel with Concentrator |
| | Panel with Reflector |
| | RTG (Radioisotope Thermoelectric Generator) |
| Energy Storage | Tether |
| | Nickel-Cadmium Battery |
| | Nickel-Hydrogen Battery |
| | Lithium-Ion Battery |
| | Advanced Lithium Battery |
| Type of Components | Supercapacitor |
| | COTS (Commercial Off-The-Shelf) |
| | MIL (Military-grade) |
| | Space/RadHard (Radiation-Hardened for Space) |
| Component Technology | Si (Silicon) |
| | SiC (Silicon Carbide) |
| | GaN (Gallium Nitride) |

جدول ۳- قالب شناسایی و ارزیابی افراد خبره.

Table 3. Registration form for experts working aera.

| Name | Specialized Fields | General Fields | Specialized Field Score | General Field Score |
|----------|---|--------------------------|-------------------------|---------------------|
| Expert 2 | Energy Conversion and Distribution, Space Radiation | All subsystem components | 1.5 | 0.75 |

شاخص‌های ارزیابی

در این پژوهش ۵ شاخص طبق جلسات کارشناسی با خبرگان تعیین گردید که در جدول (۴) ارائه شده‌اند. از آنجا که تاثیرگذاری شاخص‌های معرفی شده، در تعیین ارزش هر فناوری متفاوت است لذا باید برای هر شاخص، وزنی در نظر گرفته شود. بر این اساس روش مقایسه زوجی انتخاب و از خبرگان شرکت‌کننده در این پژوهش خواسته شد تا اهمیت شاخص‌های تعیین شده را با هم مقایسه کنند. برای این منظور از اعداد ۱ تا ۹ و با تعاریف مشخص شده در جدول (۵) برای مقایسه شاخص‌ها نسبت به یکدیگر

استفاده خواهد شد.

آزمون سازگاری

برای اجرای آزمون سازگاری در گام اول باید بردار جمع وزنی شاخص‌ها^۱ (WSM) را مطابق جدول (۷) محاسبه نمود.

جدول ۷- محاسبه بردار جمع وزنی شاخص‌ها.

Table 7. Computing WSM (Weighted Sum Model).

| WSM | | W | | C5 | C4 | C3 | C2 | C1 |
|-------|---|-------|---|------|----|------|----|------|
| 0.941 | = | 0.170 | × | 0.33 | 5 | 0.33 | 3 | 1 |
| 0.363 | | 0.072 | | 0.2 | 1 | 0.33 | 1 | 0.33 |
| 1.311 | | 0.239 | | 0.33 | 3 | 1 | 3 | 3 |
| 0.341 | | 0.065 | | 0.2 | 1 | 0.33 | 1 | 0.2 |
| 2.364 | | 0.454 | | 1 | 5 | 3 | 5 | 3 |

در گام دوم باید بردار سازگاری را مطابق جدول (۸) محاسبه نمود.

جدول ۸- محاسبه بردار جمع وزنی شاخص‌ها.

Table 8. Consistency index based on WSM.

| Consistency Vector (CV) | | W | | WSM |
|-------------------------|---|-------|---|-------|
| 5.525 | = | 0.170 | / | 0.941 |
| 5.066 | | 0.072 | | 0.363 |
| 5.494 | | 0.239 | | 1.311 |
| 5.261 | | 0.065 | | 0.341 |
| 5.205 | | 0.454 | | 2.364 |

گام سوم محاسبه متوسط عناصر بردار سازگاری است که λ نام‌گذاری شده است (رابطه ۱).

$$\lambda = \frac{5.525 + 5.066 + 5.494 + 5.261 + 5.205}{5} = 5.31 \quad (1)$$

در گام چهارم شاخص سازگاری به کمک رابطه ۲ به‌دست می‌آید. در این رابطه n سایز ماتریس است.

$$\text{شاخص سازگاری} = \frac{\lambda - n}{n - 1} \quad (2)$$

مقدار به‌دست آمده برای شاخص سازگاری برابر ۰/۰۷۷۵ خواهد

استفاده شده است. جدول (۶) نمونه‌ای از جداول تکمیل شده توسط خبرگان برای تعیین وزن معیارها می‌باشد. در این جدول به‌عنوان مثال اگر میزان اهمیت شاخص C1 (میزان همسویی با ماهواره‌های راهبردی) نسبت به شاخص C4 (هزینه و زمان مورد نیاز با فرض توسعه داخل) برابر عدد ۵ باشد، میزان اهمیت شاخص C4 نسبت به شاخص C1 برابر ۰/۲ خواهد بود.

جدول ۴- شاخص‌های ارزیابی فناوری‌ها.

Table 4. Definition of criteria.

| Criteria | Definition |
|----------|--|
| C1 | Alignment with strategic satellites |
| C2 | Technology maturity timeline |
| C3 | Technical risks in achieving the technology |
| C4 | Cost and time required assuming domestic development |
| C5 | Technology spillover to other domains |

جدول ۵- تعیین اعداد تخصیص داده شده برای معیارها.

Table 5. Scale values for criteria.

| Preferences (Verbal Judgment) | Intensity of Importance |
|--|-------------------------|
| Fully preferred or much more important | 9 |
| Strong preference or importance | 7 |
| Moderate preference or importance | 5 |
| Slight preference or importance | 3 |
| Equal preference or importance | 1 |

جدول ۶- مقایسه زوجی اهمیت شاخص‌ها نسبت به یکدیگر.

Table 6. Weight of criteria based on comparison matrix.

| Criteria | C1 | C2 | C3 | C4 | C5 | Weight (W) |
|----------|-------|----|-------|----|-------|------------|
| C1 | 1 | 3 | 0.333 | 5 | 0.333 | 0.170 |
| C2 | 0.333 | 1 | 0.333 | 1 | 0.2 | 0.072 |
| C3 | 3 | 3 | 1 | 3 | 0.333 | 0.239 |
| C4 | 0.2 | 1 | 0.333 | 1 | 0.2 | 0.065 |
| C5 | 3 | 5 | 3 | 5 | 1 | 0.454 |
| Total | 7.533 | 13 | 5 | 15 | 2.066 | 1 |

در ستون آخر از جدول (۶) وزن شاخص‌ها (W) به روش میانگین هندسی، محاسبه شده است. این پارامتر حاصل تقسیم میانگین هندسی اعداد هر ردیف بر مقدار متوسط میانگین‌های هندسی است. پارامتر فوق در آزمون سازگاری و برای ارزیابی امتیازهای دریافت شده از خبرگان

پس از جمع‌آوری نظرات خبرگان لازم است صحت داده‌های جمع‌آوری شده مورد تأیید قرار گیرد. برای این منظور از آزمون آلفای کرونباخ^۲ بهره خواهیم گرفت. آلفای کرونباخ، معیاری است که برای ارزیابی پایایی یا سازگاری درونی مجموعه‌ای از مقیاس‌ها یا آیت‌های آزمایشی استفاده می‌شود. ضریب آلفای کرونباخ برای سنجش میزان تک بعدی بودن نگرش‌ها، قضاوت‌ها و یا به تعبیر دیگر تعیین میزان هم‌راستایی نظرات خبرگان به یکدیگر استفاده می‌شود. این معیار به کمک رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\alpha = \frac{k \times \bar{c}}{\bar{v} + (k - 1)\bar{c}} \quad (۴)$$

در رابطه فوق، k به تعداد شاخص‌ها، \bar{c} به میانگین تمام کوواریانس‌های بین شاخص‌ها و \bar{v} به میانگین واریانس هر شاخص اشاره دارد. بنابراین، آلفای کرونباخ تابعی از تعداد شاخص‌های یک آزمون، میانگین کوواریانس بین جفت شاخص‌ها و واریانس امتیاز کل است. مقدار این معیار در محدوده صفر تا ۱ متغیر است. اگر همه شاخص‌ها کاملاً مستقل از یکدیگر باشند (یعنی همبستگی یا هیچ کوواریانسی نداشته باشند)، آنگاه مقدار این ضریب برابر عدد صفر است و اگر همه شاخص‌ها، کوواریانس بالایی داشته باشند، با نزدیک شدن تعداد شاخص‌ها به بی‌نهایت، مقدار این ضریب به عدد ۱ نزدیک می‌شود. به عبارت دیگر، هر چه ضریب بالاتر باشد، شاخص‌ها دارای کوواریانس مشترک بیشتری بوده و احتمالاً همان مفهوم اساسی را می‌سنجند [۱۸].

با اعمال رابطه فوق بر داده‌های دریافتی از خبرگان، برای فناوری‌هایی که مقدار α کمتر از ۰/۷ به دست آید، داده‌ها برای بازنگری به خبرگان بازگردانده می‌شوند.

همانطور که پیش‌تر نیز اشاره شد، جمع وزنی ساده (بر مبنای میانگین وزنی) یکی از پرکاربردترین روش‌های مدل‌های تصمیم‌گیری چند شاخصه است. این روش ساده بوده و مبنای اکثر تکنیک‌های تصمیم‌گیری چند شاخصه مانند تحلیل سلسله مراتبی و پروسه است که از خاصیت افزایشی برای محاسبه امتیاز نهایی گزینه‌ها بهره می‌برد. در روش جمع وزنی ساده، امتیاز نهایی هر گزینه به کمک رابطه (۵) محاسبه می‌شود:

$$P_i = \sum_{j=1}^k w_j \cdot r_{ij}; \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (۵)$$

بود. در گام چهارم نرخ سازگاری^۱ محاسبه می‌شود. برای این منظور از رابطه ۳ استفاده می‌کنیم.

$$\text{نرخ سازگاری} = \frac{\text{شاخص سازگاری}}{\text{شاخص تصادفی}} \quad (۳)$$

شاخص تصادفی، وابسته به سایز ماتریس (n) بوده و برای ماتریسی با سایز ۵ برابر با ۱/۱۲ می‌باشد [۱۰]. بر این اساس مقدار نرخ سازگاری برابر ۰/۰۶۵ محاسبه شده و چون این مقدار کمتر از ۰/۱ است، داده‌های دریافت شده از خبره، قابل اتکا می‌باشد [۱۷].

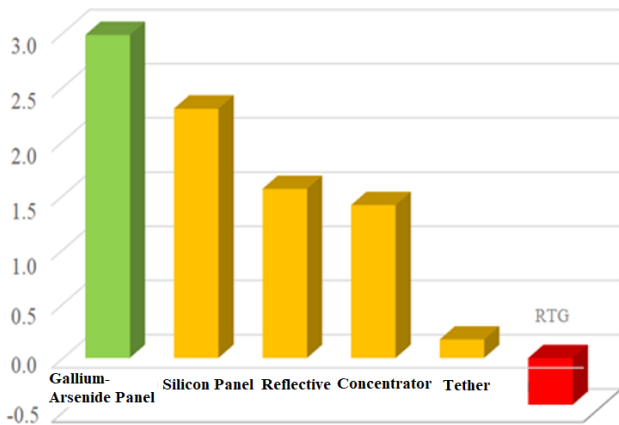
تعیین امتیاز و اولویت‌بندی فناوری‌ها

پس از مشخص شدن وزن معیارها، نوبت به تعیین امتیاز هر فناوری است. برای این منظور جدولی تهیه و در اختیار خبرگان قرار گرفت تا خبرگان به‌طور مستقل به معیارهای پنج‌گانه که برای هر فناوری در نظر گرفته شده است، امتیازی تخصیص دهند. این امتیازات در ادامه و پس از انجام پردازش‌های لازم منجر به تعیین امتیاز نهایی فناوری‌ها خواهد شد. جدول (۹) قسمتی از یک جدول تکمیل شده می‌باشد.

جدول ۹- قالب دریافت امتیاز فناوری‌ها از خبرگان.

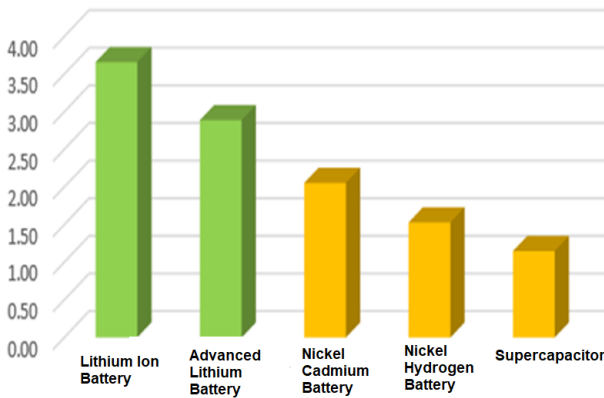
Table 9. The template for gathering score of technologies.

| Expert | Technology | Technology Evaluation Criteria | | | | |
|----------|----------------------|------------------------------------|---------------------------------------|--|--|---|
| | | Compliance in strategic satellites | Duration of technology implementation | Application of technology in other field | Acquisition cost based on domestic development | Technical risks associated with the development program |
| | | Score (0-5) | Score (0-5) | Score (0-5) | Score (0--5) | Score (0--5) |
| Expert 1 | Silicon Panel | 2 | 4 | 3 | -1 | 1 |
| Expert 1 | GaAs Panel | 5 | 5 | 2 | -2 | 1 |
| Expert 1 | Panel + Concentrator | 1 | 3 | 1 | -4 | -2 |
| Expert 1 | ... | ... | ... | ... | ... | ... |
| Expert 1 | GaN | 2 | 3 | 4 | -1 | -2 |



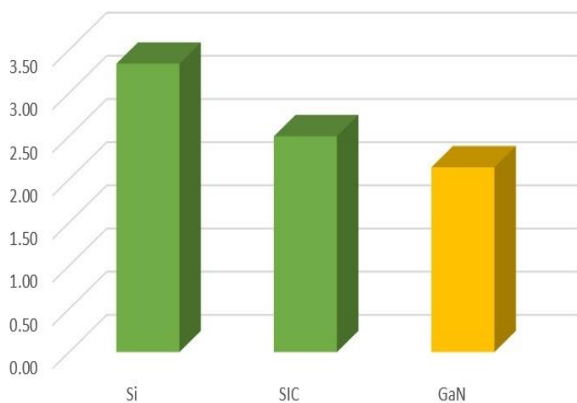
شکل ۲- امتیاز و اولویت فناوری‌های بخش تولید توان.

Fig. 2. Rank of electrical power source technologies.



شکل ۳- امتیاز و اولویت‌بندی فناوری‌های بخش ذخیره توان.

Fig. 3. Rank of electrical power storage technologies.



شکل ۴- امتیاز و اولویت‌بندی تکنولوژی قطعات.

Fig. 4. Rank of electronic components technologies.

در رابطه (۵)، پارامتر r_{ij} مقادیر نرمال‌شده عناصر ماتریس تصمیم‌دهنده (بهره^۱ شاخص‌ها) و به‌صورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$r_{ij} = \frac{d_{ij}}{d_j^{Max}}; d_j^{Max} = \max_{1 \leq i \leq m} d_{ij}; j = 1.2 \dots k \quad (6)$$

در رابطه (۶) پارامتر d_{ij} مقدار ویژه z امین شاخص برای جایگزین i ام است، به عبارت دیگر کارایی جایگزین i ام در برابر شاخص z ام را بیان می‌کند. به‌منظور تعیین هزینه^۲ شاخص‌ها از رابطه (۷) استفاده می‌کنیم.

$$r_{ij} = \frac{d_j^{Min}}{d_{ij}}; d_j^{Min} = \min_{1 \leq i \leq m} d_{ij}; j = 1.2 \dots k \quad (7)$$

شایان ذکر است در مواردی که ویژگی‌های کیفی وجود داشته باشد، می‌توان از روش‌های دیگر برای تبدیل متغیرهای کیفی به کمی استفاده کرد [۴].

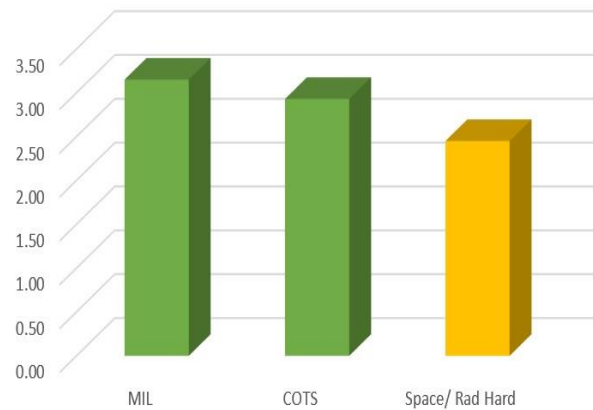
اما مطابق با روندنمای ارائه شده در شکل (۱)، برای تعیین امتیاز نهایی هر فناوری، گام‌های زیر اجرا شده است.

در گام نخست امتیاز موزون هر فناوری محاسبه می‌شود بدین ترتیب که امتیاز داده شده برای هر فناوری برای هر شاخص را در وزن آن شاخص ضرب نموده تا امتیاز موزون فناوری به‌دست آید. لازم به‌ذکر است که به ازای هر خبره یک امتیاز جداگانه برای هر فناوری حاصل خواهد شد. در گام دوم میزان تعدیل ضریب خبره را محاسبه می‌کنیم. بدین ترتیب که برای تعیین این ضریب کافی است ضریب خبره (جدول ۳) در هر حوزه را در بزرگترین مقدار مجموع ضریب خبرگان (در میان تمام فناوری‌های) ضرب و بر مقدار مجموع ضریب خبره آن فناوری، تقسیم کنیم. به عبارت دیگر ضرایب برای مقایسه متناسب‌سازی می‌شوند. گام سوم تعیین وزن نهایی خبره می‌باشد که طی آن مقدار ضریب تعدیل شده خبره را بر بزرگترین مجموع ضریب خبره (جدول ۳) تقسیم می‌کنیم. در گام چهارم برای محاسبه امتیاز نهایی فناوری و بر اساس وزن خبره، کافی است که امتیاز موزون فناوری در وزن خبره (برای تمام خبرگان) ضرب شده و آن‌ها را در نهایت با هم جمع کنیم. در گام آخر پس از تعیین امتیاز هر یک از فناوری‌ها در هر زیرسامانه، فناوری‌ها بر اساس امتیاز از بزرگترین مقدار به کم‌ترین مقدار مرتب شده و در نهایت به سه دسته اولویت بالا، متوسط و پایین تقسیم بندی می‌شوند. نتیجه نهایی برای سه دسته فناوری مشخص شده در شکل‌های (۲) تا (۵) ارائه شده است.

مطابق شکل (۲)، در میان فناوری‌های بخش تولید انرژی الکتریکی، پنل‌های خورشیدی که از سلول‌های گالیم آرسناید سه پیوندی بهره می‌گیرند، بیشترین اولویت و مولدهای حرارتی که از رادیوایزوتوپ به‌عنوان منبع انرژی بهره می‌گیرند از کمترین اولویت برخوردار هستند. خاطر نشان می‌شود که این اولویت‌بندی بر اساس مشخصات ماهواره‌های مورد نیاز در برنامه راهبرد فضایی کشور حاصل شده است. این نتیجه نیز برای متخصصین این حوزه دور از انتظار نبود زیرا غالب ماهواره‌های موجود در مدار LEO با ماموریت‌های مشابه مخابراتی و سنجشی و طول عمر ماموریتی در مرتبه چند سال، از پنل‌های خورشیدی به‌عنوان منبع تولید توان بهره می‌گیرند. منابع RTG نیز غالباً در ماموریت‌های خاص به‌ویژه بین سیاره‌ای یا کاوشگرهای خاص مورد استفاده قرار می‌گیرند. استفاده از پنل‌های سیلیکانی یا پنل‌های دارای متمرکز کننده یا منعکس کننده و حتی تتر نیز در موارد خاص مشاهده می‌شود. به همین ترتیب در ارتباط با منابع ذخیره‌ساز توان (شکل ۳)، باتری‌های لیتیوم یون بیشترین و سوپر خازن‌ها کمترین اولویت را دارند. مناسب بودن دانسیته جرمی و توانی این نوع باتری در مقایسه با سایر منابع و نیز سابقه مناسب کاربرد آن در پروژه‌های اجرا شده در کشور، خود گواه امتیاز بالای این نوع باتری در مقایسه با سایر منابع ذخیره‌ساز می‌باشد. مطابق شکل (۴) هرچند اخیراً با توسعه تکنولوژی GaN امکان افزایش فرکانس سوئیچینگ و به تبع آن کاهش ابعاد مبدل‌ها ممکن شده است اما همچنان استفاده از قطعات سیلیکانی به دلیل سابقه و تنوع آن‌ها مقبولیت بیشتری دارد. از نظر نوع قطعات، بیشترین امتیاز را قطعات نظامی (و تجاری با فاصله اندک) به خود اختصاص داده‌اند (شکل ۵) و در مقابل قطعات مقاوم شده در برابر تشعشع از اولویت کمی برخوردار هستند که این می‌تواند ناشی از عوامل مختلفی نظیر، عدم تنوع، دسترسی کم، هزینه بالا و نهایتاً وجود راه‌کارهای کم هزینه دیگر برای مقاوم‌سازی مدارهای الکترونیکی در برابر تشعشعات فضایی باشد. امروزه قطعات GaN به دلیل قابلیت پیاده‌سازی مدارهای پرسرعت مورد توجه می‌باشند، لیکن محدودیت‌هایی نظیر تنوع، هزینه و غیره می‌تواند از جمله دلایلی باشد که اولویت آن‌ها را در میان قطعات الکترونیکی کاهش داده است.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، یک روش سیستماتیک برای شناسایی و اولویت‌بندی فناوری‌های مرتبط با زیرسیستم توان الکتریکی فضاپیماها به‌منظور توسعه در داخل کشور مطرح شده است. این روش بر اساس پردازش داده‌های



شکل ۵- امتیاز و اولویت‌بندی نوع قطعات.

Fig. 5. Rank of electronic components type.

مقایسه کلی تمامی فناوری‌های مشخص شده در جدول (۲) نیز در جدول (۱۰) نشان داده شده است.

جدول ۱۰- امتیاز و اولویت کلیه فناوری‌ها.

Table 10. Final score of EPS technologies.

| Technology Name | Final Score | Priority Type |
|-------------------------------|-------------|---------------|
| Lithium-Ion Battery | 3.66 | High |
| Silicon Components | 3.34 | High |
| Military Components | 3.15 | High |
| TJ-GaAs Panel | 2.98 | High |
| COTS Components | 2.93 | High |
| Advanced Lithium-Ion Battery | 2.89 | High |
| SiC Components | 2.50 | High |
| Rad-Hard Components | 2.50 | Medium |
| Silicon Panel | 2.45 | Medium |
| GaN Components | 2.30 | Medium |
| Nickel-Cadmium Battery | 2.14 | Medium |
| Solar Panel with Reflector | 2.06 | Medium |
| Nickel-Hydrogen Battery | 1.56 | Medium |
| Solar Panel with Concentrator | 1.41 | Low |
| Supercapacitor | 1.15 | Low |
| Tether | 0.17 | Low |
| RTG | -0.42 | Low |

- [6] B. Zlaugotne, L. Zihare, L. Balode, A. Kalnbalkite, A. Khabdullin, and D. Blumberga, "Multi- criteria decision analysis methods comparison," *Environmental and Climate Technologies*, vol. 24, no. 1, pp 454-471, 2020, <https://doi.org/10.2478/rtuct-2020-0028>.
- [7] S. Wulandari and A. P. Wibowo, "Development of SAW (simple additive weighting) method for decision support system of sembako price control (Case study of the office of agriculture, fisheries and forestry, sleman regional government)," *International Journal of Engineering, Technology and Natural Sciences*, vol. 1, no. 1. pp. 34-41, 2019, <https://doi.org/10.46923/ijets.v1i1.23>.
- [8] S. J. Sadjadi, M. Habibian, and V. Khaledi, "A multi-objective decision making approach for solving quadratic multiple response surface problems," *International Journal of Contemporary Mathematical Sciences*, vol. 3, no. 32, pp. 1595-1606, 2008.
- [9] G. Campanella and R. A. Ribeiro, "A framework for dynamic multiple-criteria decision making," *Decision Support Systems*, vol. 52, no. 1, pp. 52-60, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.dss.2011.05.003>.
- [10] A. Afshari, M. Mojahed, and R. M. Yusuff, "Simple additive weighting approach to personal selection problem," *International Journal of Innovation, Management and Technology*, vol. 1, no. 5, pp. 511-515, 2010.
- [11] L. Fei, J. Xia, Y. Feng, and L. Liu, "An ELECTRE-based multiple criteria decision making method for supplier selection using Dempster-Shafer theory," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 84701-84716, 2019, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2924945>.
- [12] X. Yu, S. Zhang, X. Liao, and X. Qi, "ELECTRE methods in prioritized MCDM environment," *Information Science*, vol. 424, pp. 301-316, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ins.2017.09.061>.
- [13] K. Savitha and C. Chandrasekar, "Vertical handover decision schemes using SAW and WPM for network selection in heterogeneous wireless networks," *arXiv:1109.4490*, 2011, <https://doi.org/10.48550/arXiv.1109.4490>.
- [14] D. Anggraini and H. T. Sihotang, "Decision support system for choosing the best class guardian with simple additive weighting method," *Jurnal Mantik*, vol. 3, no. 3, pp. 1-9, 2019.
- [15] A. Ibrahim and R. A. Surya, "The implementation of simple additive weighting (SAW) method in decision support system for the best school selection in jambi," *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1338, 2019, Art. no. 012054, <http://doi.org/10.1088/1742-6596/1338/1/012054>.
- [16] O. Shekoofa, F. Bagheroskouei, and R. Amjadifard, "System-level evaluation of the operation of

دریافت شده از نخبگان حوزه مشخص شده است. تعریف و وزن‌دهی شاخص‌های ارزیابی با کمک روش مقایسه زوجی و نیز پردازش نهایی داده‌ها بر اساس روش جمع‌وزنی اجرا شده است. فناوری‌های مورد مطالعه به سه دسته منابع تولید انرژی، منابع ذخیره‌سازی انرژی و نهایتاً، نوع و قطعات مورد استفاده در مدارهای الکترونیکی تقسیم‌بندی شده‌اند. بر اساس نتایج به‌دست آمده، در این میان پنل‌های خورشیدی گالیم آرسنایدی، در میان فناوری‌های منابع تولید انرژی، باتری‌های لیتیوم یونی در میان فناوری‌های ذخیره‌سازی انرژی و قطعات نظامی و تجاری بر پایه سیلیکان، در میان قطعات الکترونیک از بالاترین اولویت برخوردار هستند. روش پیشنهادی قابل پیاده‌سازی برای بسیاری دیگر از زیرسیستم‌های فضایی و یا حوزه‌های دیگری از صنایع می‌باشد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. Puspa, "Decision support system for supplementary food recipients (PMT) by using the simple additive weighting (SAW) method," *Journal Teknik Informatika C.I.T, Medicom*, vol. 11, no. 2, pp. 37-44, 2019, <https://doi.org/10.35335/cit.Vol11.2019.11.pp37-44>.
- [2] D. W. T. Putra and A. A. Punggra, "Comparison analysis of simple additive weighting (SAW) and weighed product (WP) in decision support systems," in *2nd International Conference on Technology, Innovation, Society and Science-to-Business (ICTIS)*, 2018, vol. 215, no. MATEC Web Conf., Art. no. 01003, <https://doi.org/10.1051/mateconf/201821501003>.
- [3] V. Sihombing, V. M. M. Siregar, W. S. Tampubolon, M. Jannah, and A. Hakim, "Implementation of simple additive weighting algorithm in decision support system," in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Medan, Indonesia, 2020, vol. 1088, Art. no. 012014, <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1088/1/012014>.
- [4] A. Memariani, A. Amini, and A. Alinezhad, "Sensitivity analysis of simple additive weighting method (SAW): the results of change in the weight of one attribute on the final ranking of alternatives," *Journal of Optimization in Industrial Engineering*, vol. 2, no. 4, pp 13-18, 2009.
- [5] K. Piasecki, E. Roszkowaka, and A. L. Hanckowiak, "Simple additive weighting method equipped with fuzzy ranking of evaluated alternatives," *Symmetry*, vol. 11, no. 4, 2019, Art. no. 482, <https://doi.org/10.3390/sym11040482>.

- process: A review," *Mathematics*, vol. 10, no. 8, 2022, Art. no. 1206, <https://doi.org/10.3390/math10081206>.
- [18] "Using and Interpreting Cronbachs Alpha." University of Virginia Library, 2015. [Online]. Available: <https://library.virginia.edu/data/articles/using-and-interpreting-cronbachs-alpha>
- different solar array structures for various CubeSat configurations," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 15, no. 3, pp. 93-108, 2022, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1371>.
- [17] S. Pant, A. Kumar, M. Ram, Y. Klochkov, and H. K. Sharma, "Consistency indices in analytic hierarchy

Original Research Paper

Stability Analysis and Nonlinear Modeling of Coupled Slosh-Tank Dynamics: Analytical Equivalent Pendulum Approach

Milad Azimi* 

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 11 January 2022

Revised 07 March 2022

Accepted 09 March 2022

Available Online 15 April 2022

Keywords:

Sloshing

Stability analysis

Pendulum equivalent model

Homotopy perturbation method


Runge-Kutta

ABSTRACT

This paper addresses the semi-analytical modeling and stability analysis of coupled slosh-tank dynamics within a multi-body system framework using the homotopy perturbation method (HPM). The sloshing motion of the liquid inside the tank is represented using an equivalent pendulum model, which allows for a more accurate depiction of the dynamics involved. Nonlinear equations of motion are derived using the Lagrangian approach to account for lateral and longitudinal excitations, explicitly focusing on compressive oscillations. Our model investigates the influence of critical parameters, including viscous damping, amplitude, and excitation frequency. These parameters are examined at two specific points, one within and one outside the stability regions, to understand their effects on the overall system behavior. The study demonstrates that viscous damping is particularly significant in moving points from unstable to stable regions compared to other principal parameters. Simulations are conducted to visualize stability phenomena through stability diagrams, phase portraits, and time histories of sloshing amplitude. The results obtained using HPM are compared to those from the numerical Runge-Kutta method, validating the analytical approach. This comparison highlights the effectiveness of HPM in accurately capturing the dynamics and stability characteristics of coupled slosh-tank systems, offering valuable insights into the design and control of such systems.

*Corresponding Author's E-mail: azimi.m@ari.ac.ir**How to Cite this Article:**M. Azimi, "Stability analysis and nonlinear modeling of coupled slosh-tank dynamics: Analytical equivalent pendulum approach," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 41-54, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2022.1387>.**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/).

تحلیل پایداری و مدل سازی غیر خطی دینامیک کوپل تلاطم - مخزن: حل تحلیلی مدل آونگ معادل

میلاذ عظیمی* 

استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

چکیده

این مقاله به مدل سازی نیمه تحلیلی دینامیک کوپل تلاطم مخزن و تحلیل پایداری سیستم در قالب یک سیستم چندجسمی پرداخته است. حرکت سیال درون مخزن با استفاده از مدل آونگ معادل مدل سازی شده است. معادلات غیرخطی حرکت مخزن که در معرض تحریکات جانبی و طولی قرار گرفته (نوسانات فشاری) با استفاده از روش لاگرانژین استخراج شده است. در این مدل اثر پارامترهای مؤثر بر تلاطم (میرایی، فرکانس و دامنه تحریک) به ازای دو مختصات در داخل و خارج از ناحیه پایداری برای تحلیل رفتار سیستم مورد مطالعه قرار گرفته است. شبیه سازی های انجام شده در قالب نمودارهای پایداری، دیاگرام فازی و دامنه نوسانات سیال با استفاده از روش نیمه تحلیلی هوموتوبی پرتوربیشن و روش عددی رانگ-کوتا ارائه شده است. نشان داده شده است که میرایی لزج در مقایسه با سایر پارامترهای مؤثر، مختصات واقع در منطقه ناپایدار را نزدیک به نواحی پایدار می کند. نتایج در قالب یک مطالعه مقایسه ای، رویکردی مؤثر برای بررسی رفتار غیرخطی دینامیک تلاطم سیال درون مخازن و میزان اثر پارامترهای مؤثر بر پایداری سیستم خواهد بود.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۱ دی ۱۴۰۰
بازنگری ۱۶ اسفند ۱۴۰۰
پذیرش ۱۸ اسفند ۱۴۰۰
اولین انتشار ۲۶ فروردین ۱۴۰۱

واژه های کلیدی:

ترازیابی اولیه
سیستم های ناوبری
صفحه پایدار
تخمین
فیدبک حالت

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: azimi.m@ari.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Azimi, "Stability analysis and nonlinear modeling of coupled slosh-tank dynamics: Analytical equivalent pendulum approach," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 41-54, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2022.1387>.



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

| | |
|------------|-------------------------------------|
| α | زاویه انحراف آونگ از محور طولی مخزن |
| C_α | ضریب اتلاف |
| l_p | طول آونگ از محور طولی مخزن |
| I_p | ممان اینرسی سیستم |
| M_E | جرم جسم صلب سیستم معادل |
| M_p | جرم آونگ معادل |
| y | جابه جایی طولی |

مقدمه

مسئله تلاطم مایع در مخازن متحرک یا ثابت، نگرانی‌های زیادی در زمینه مهندسی مکانیک، هوافضا، عمران، هسته‌ای، طراحان تانکرهای جاده‌ای و مخازن دریایی ایجاد کرده است. تلاطم باعث اعمال نیروها و گشتاورهایی بر دیواره مخازن شده که منجر به خرابی سازه‌ای خواهد شد [۴-۱] از اوایل دهه ۱۹۶۰ مسئله تلاطم، نگرانی اصلی مهندسان هوافضا در مطالعه تأثیر تلاطم سوخت مایع بر عملکرد پرواز وسیله‌های نقلیه جت به وجود آورده و زمینه‌های جدیدی از فعالیت‌های پژوهشی پدید آمده است. به طوری که اثر متقابل دینامیک تلاطم با سیستم کنترل می‌تواند پایداری و عملکرد حامل مخزن را متأثر از خود سازد [۵] از آنجا که مشخصه‌های تلاطم سیالات بستگی به فاکتورهای نظیر دامنه و فرکانس‌های تحریک، عمق سیال درون مخزن، مشخصه‌های سیال و هندسه مخزن دارد [۶]، مطالعات عمیق تری بر تلاطم سیالات با توجه به کاربرد آنها از منظر سیالاتی (استفاده از تکنیک‌های دینامیک سیالات محاسباتی) [۹-۷] و از منظر دینامیک سازه‌ای [۱۲-۱۰] صورت پذیرفته است. رویکرد دینامیک سیالات محاسباتی به واسطه رفتار پیچیده سیال در شرایط میکروگرویتی منجر به نتایج غیرقابل استنادی خواهد شد. اما رویکردهای مبتنی بر دینامیک سازه مانند مدل‌های معادل جرم و فنر یا آونگ معادل رایج‌تر هستند [۱۷-۱۳] هنگامی که پارامترهای مدل معادل مانند سیستم آونگی یا جرم و فنر به درستی انتخاب شوند، نیروها و گشتاورهای محاسبه شده با تحلیل نمونه واقعی ناشی از نیرو و گشتاورهای هیدرودینامیکی ناشی از حرکت سیال یکسان هستند. البته تعیین پارامترهای سیستم مکانیکی معادل یک فرایند دشوار است که نیاز به تجهیزات آزمایشگاهی پیشرفته و روش‌های پیشرفته تحلیل داده‌ها دارد [۱۸] ایده مدل‌های مکانیکی معادل به

واسطه مدل سازی تلاطم سوخت در شرایط بی‌وزنی نیز توسعه یافته است [۲۰-۱۹].

دستاوردهای ناشی از این تحقیقات، لزوم تحلیل‌های غیرخطی رفتار تلاطم را اثبات می‌کند. علاوه بر این، بسیاری از محققان، دینامیک سیال و وصله‌های انعطاف‌پذیر فضاپیماها را به صورت کوپل در نظر گرفته و پایداری سیستم را تحلیل کرده‌اند. به عنوان مثال، یو^۲ مانورهای وضعیت آشوبناک فضاپیما را با استفاده از روش ملنیکو^۳ مورد بررسی قرار داد [۲۲-۲۱] چالش اصلی آن است که بتوان دینامیک کوپل تلاطم و حامل آن را خصوصاً در شرایط خاص (ناپایداری سیستم) پیش‌بینی و تحلیل کرد. متأسفانه محققان اندکی به این مسئله پرداخته‌اند [۲۴-۲۳]. یکی از گزینه‌های موجود برای رفع این مشکل گنجاندن مدل‌های معادل مکانیکی تلاطم در سیستم‌های دینامیک چندجسمی است [۲۵]. چنین رویکردی می‌تواند به خوبی اثرات تلاطم بر رفتار دینامیکی حامل آن را شبیه‌سازی کرده و برای اهداف کنترلی، کمک حال طراحان باشد.

نظریه مدرن حرکات غیرخطی، در حقیقت باعث مطالعات بیشتر و کشف پدیده‌های غیرخطی پیچیده‌تری شده که شامل تلاطم چرخشی، امواج فارادی، تعامل تلاطم غیرخطی سیال با سازه‌های الاستیک، تأثیر رزونانس داخلی، حرکات انتقالی تلاطم، حرکات ضربه‌ای هیدرودینامیکی تلاطم، حرکات پل‌های مایع، امواج متقاطع و رزونانس‌های ۳ بعدی است. این یک مسئله دشوار ریاضی برای حل تحلیلی است، چرا که شرط مرزی حرکت، غیرخطی است و موقعیت سطح آزاد مایع با گذر زمان تغییر می‌کند. سطح آزاد مایع در مخازن نیم‌پر می‌تواند طیف گسترده‌ای از حرکات مانند حرکات صفحه‌ای، غیرصفحه‌ای، چرخشی، شبه متناوب، بی‌نظم و از هم پاشیدگی را تجربه کند.

به طور کلی، فشار هیدرودینامیکی مایع در مخازن صلب دارای دو مؤلفه مجزا هستند. یک مؤلفه به طور مستقیم متناسب با شتاب مخزن است و به وسیله قسمتی از سیال که هم سرعت با مخزن حرکت می‌کند، به وجود می‌آید و مؤلفه دوم که به عنوان فشار همرفتی شناخته می‌شود، تلاطم را در سطح آزاد تجربه می‌کند. نمایش حرکات مایع در داخل مخازن بسته را می‌توان با یک سیستم مکانیکی معادل تقریب زد. منظور از سیستم معادل به معنای برابری نیروها و گشتاورهای سیستم تحلیلی با نیروها و گشتاورهای اعمال شده به دیوار مخزن در حالت واقعی است. با بررسی صحیح نمایش تلاطم سیستم مکانیکی معادل، مسئله رفتار کلی سیستم دینامیکی می‌تواند راحت‌تر بیان شود. برای حرکت

هوموتوپی پرتوربیشن استخراج شده است. استفاده از روش هوموتوپی پرتوربیشن در شناسایی تحلیلی پایداری سیستم‌هایی چندجسمی که رفتار دینامیکی پیچیده‌ای دارند در کنار بارگذاری دو بخشی (مدل سازی نوسانات فشاری سیال درون مخزن) و حل تحلیلی شامل اثرات میرایی لزج از جمله نکات بدیع، اصلی و برجسته این مقاله به‌شمار می‌رود. پارامترهای موثر بر پایداری سیستم در قالب نمودارهای نواحی پایداری، پاسخ زمانی و دیاگرام فازي مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند.

ساختار مقاله به این صورت می‌باشد که پس از مرور پیشینه، در بخش دوم مدل آونگ معادل دینامیک غیرخطی تلاطم درون مخزن در معرض بارگذاری‌های طولی و عرضی توصیف شده است. سپس پاسخ معادلات حرکت توسط تکنیک هوموتوپی پرتوربیشن استخراج شده است. بخش سوم به ارائه شبیه‌سازی‌ها و مقایسه نتایج در قالب پارامترهای موثر با روش عددی رانگ کوتا مرتبه ۴ می‌پردازد و نهایتاً مقاله با ارائه نتیجه‌گیری به اتمام رسیده است.

مدل سازی ریاضی

مدل مکانیکی معادل سیستم در نظر گرفته شده در شکل (۱) نمایش داده شده است. این مدل شامل یک بدنه صلب که بیانگر مخزن استوانه‌ای و سیستم معادل برای سوخت مایع شامل یک آونگ ساده و یک جرم نقطه‌ای که مبین حرکات سیال درون این مخزن است در نظر گرفته شده است. پارامترهای سیستم معادل مبتنی بر روابط ارائه شده در مرجع [۴۰] در نظر گرفته شده است. به منظور استخراج مدل تحلیلی و با توجه به ویژگی‌های مدل آونگ معادل، فرضیاتی در نظر گرفته شده است: میزان پرشدگی مایع ۷۵٪ و دیوارهای مخزن صلب باشد، فرم حرکت تلاطم مایع به صورت صفحه‌ای است، شتاب مخزن با توجه به نیروی وارده F (ناشی از پیشران موتور حامل) به حد کافی بزرگ است که نیروهای کشش سطحی به‌طور قابل توجهی بر روی حرکت تلاطم مایع بی‌اثر است، جابه‌جایی جانبی و پیچ^{۱۱} این مخزن تحت نیروی وارده کوچک است.

نیروی وارده بر مخزن با زاویه انحراف β در راستای محور طولی در نظر گرفته شده است. این نیرو در امتداد محور طولی بزرگ و مؤلفه افقی آن کوچک در نظر گرفته شده است. بنابراین

خطی صفحه‌ای مایع، می‌توان مدل‌های مکانیکی معادل را در فرم یک سری سیستم‌های جرم-فنر-میراکنده یا یک آونگ ساده تعمیم داد.

برای پدیده تلاطم غیرخطی، مدل‌های معادل دیگری مانند آونگ سه‌بعدی یا مرکب برای مدل‌سازی دینامیک تلاطم چرخشی نیز توسعه داده شده است [۲۶]. گراهام^۱ یک مدل آونگ ساده را برای نشان دادن نوسانات سطح آزاد مایع داخل مخزن توسعه داد [۲۷]. همچنین گراهام و همکاران یک مدل شامل یک جسم صلب ثابت و یک جرم نقطه‌ای که در عمق معین به‌وسیله فنر به دیواره مخزن متصل شده را مطرح کردند [۲۸]. مدل‌هایی در قالب مدل جرم-فنر-میراکنده یا مجموعه‌ای از آونگ‌های ساده توسط اوارت^۲ [۲۹]، آرمسترانگ و همکاران^۳ [۲۰] و أبرامسون و همکاران^۴ [۳۱] مطرح شده است.

باید به این نکته توجه داشت که مدل‌سازی سیستم‌های غیرخطی و تعیین پاسخ دقیق برای این مسائل، مشکل و گاه غیرممکن است. روش‌های تحلیلی و نیمه‌تحلیلی متعددی در تعیین رفتار سیستم‌های غیرخطی توسعه داده شده است [۳۲-۳۳] یکی از روش‌های به‌نام برای تحلیل سیستم‌های غیرخطی که مبتنی بر وجود پارامترهای کوچک اغتشاشی در ساختار معادله بوده و متناسب با فیزیک مسئله است، روش پرتوربیشن است. محدودیت این روش در وجود و تعیین پارامتر کوچک اغتشاش و توجه آن با فیزیک مسئله است [۳۴] وجود این محدودیت (انطباق‌پذیری فیزیک مسئله با عدد پرتوربیشن) کاربرد روش‌های مبتنی بر اغتشاشات را محدود می‌سازد [۳۵]. به این ترتیب روش‌های به‌روزتری مانند روش هوموتوپی پرتوربیشن، رویکرد بیشینه-کمینه^۵، روش اصلاح شده پوینکر^۶، روش توازن انرژی^۷، روش توازن هارمونیک^۸، روش بسط پارامتر^۹ و روش‌های هی^{۱۰} توسعه داده شد.

از این میان، هوموتوپی پرتوربیشن به‌عنوان یک روش با دقت بالا برای حل مسائل غیرخطی در حوزه‌های مختلف مهندسی مورد استفاده قرار گرفته است [۳۶-۳۹]

هدف این مقاله، ایجاد بستری مناسب و توسعه رویکردی با قابل اطمینان بالا (با استفاده از روش‌های تحلیلی) برای مدل‌سازی رفتار دینامیک غیرخطی تلاطم با دامنه بزرگ در قالب یک مطالعه مقایسه‌ای می‌باشد. به این منظور، معادلات دیفرانسیل کوپل تلاطم سیال با حرکت مخزن استخراج و پاسخ با به‌کارگیری روش

7. Energy Balance Method (EBM)
8. Harmonic Balance Method (HBM)
9. Parameter Expansion Method (PEM)
10. He's Approaches (Variational, Frequency amplitude)
11. Pitching

1. Graham
2. Ewart
3. Armstrong
4. Abramson
5. Max-Min Approach (MMA)
6. Modified Lindstedt-Poincare Method (MLPM)

که در آن به منظور روان سازی معادلات $c(\cdot)$ و $s(\cdot)$ به ترتیب مبین $\cos(\cdot)$ و $\sin(\cdot)$ می باشند. برای این سیستم، عبارتی برای اتلاف به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$W_\alpha = \frac{1}{2} C_\alpha \dot{\alpha}^2 \quad (3)$$

که C_α ضریب اتلاف می باشد. با استفاده از معادله لاگرانژ و جایگذاری معادلات (۱) تا (۳) در آن داریم:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \ell}{\partial \dot{\alpha}} \right) - \frac{\partial \ell}{\partial \alpha} = - \frac{\partial W_\alpha}{\partial \dot{\alpha}} \quad (4)$$

که در آن $\ell = T - U$. همچنین تحریک ناشی از تلاطم را می توان به صورت زیر نمایش داد:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \ell}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial \ell}{\partial x} = -F_x \quad (5)$$

با جایگذاری عبارات (۱) تا (۳) در معادله (۴)، داریم:

$$I_p \ddot{\alpha} + \ddot{x} - h_p \ddot{y} + (M_p I_p)^{-1} C_\alpha \dot{\alpha} + g s(\alpha) = 0 \quad (6)$$

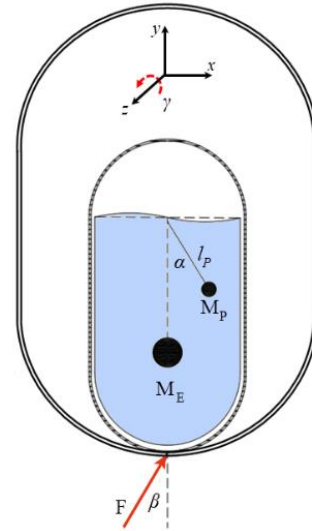
با استفاده از قانون دوم نیوتون و در نظر گرفتن عبارت $F = F_0 + F_1 c(\omega_d t)$ به عنوان تحریک خارجی وارد بر سیستم، که در آن F_0 مؤلفه ثابت نیروی وارده بر مخزن، F_1 دامنه تحریک مؤلفه هارمونیک و ω_d فرکانس تحریک می باشد، داریم:

$$\begin{bmatrix} M_T & 0 & 0 \\ 0 & M_T & 0 \\ 0 & 0 & J_T \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\gamma} \end{Bmatrix} = F_0 \begin{Bmatrix} c(\beta) \\ s(\beta) \\ Hs(\beta) \end{Bmatrix} + F_1 \begin{Bmatrix} c(\beta)c(\omega_d t) \\ s(\beta)c(\omega_d t) \\ Hs(\beta)c(\omega_d t) \end{Bmatrix} \quad (7)$$

که در آن M_T جرم کل سیستم و J_T ممان اینرسی کل مخزن می باشد. باید به این نکته توجه داشت که با در نظر گرفتن نوسانات کوچک برای سطح آزاد سیال می توان از جمله اول بسط تیلور برای توابع مثلثاتی استفاده کرد، اما با فرض نوسانات بزرگ، می توان دو جمله اول بسط را برای مدل سازی رفتار غیرخطی ضعیف تلاطم در نظر گرفت. با در نظر گرفتن ارتعاشات اجباری برای سیستم فوق و لحاظ رفتار غیرخطی [۴۱]، رابطه (۶) را می توان شبیه به معادله متیو^۱ اما با ترم غیرخطی مرتبه سوم، یک ترم میرایی خطی و تابع تحریک خارجی با تغییر متغیر $\tau = 0.5\omega_d t$ به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\ddot{\alpha} + 2 \left(\frac{C_\alpha}{\omega_d M_p I_p} \right) \dot{\alpha} + \frac{4c(\beta)}{\omega_d^2 M_T I_p} \{F_0 + F_1 c(2\tau)\} (\alpha + \bar{n}\alpha^3) = \frac{4}{\omega_d I_p} \bar{M} \{F_0 s(\beta) + F_1 s(\beta)c(2\tau)\} \quad (8)$$

مخزن در معرض جابه جایی های جانبی x و زاویه پیچ γ قرار می گیرد.



شکل ۱- مدل فیزیکی مخزن استوانه ای حاوی سیال.

Fig. 1. Physical model of a cylindrical tank containing fluid.

معادلات حرکت سیستم معادل با استفاده از روش لاگرانژین استخراج می شود. به این منظور به ارائه روابطی برای انرژی جنبشی و پتانسیل پرداخته خواهد شد. انرژی جنبشی سیستم معادل مکانیکی عبارت است از:

$$T = \frac{1}{2} M_E (\dot{x} - h_E \dot{y})^2 + \frac{1}{2} M_p (\dot{x} - h_p \dot{y} + l_p \dot{\alpha})^2 + \frac{1}{2} (M_E + M_p) \dot{y}^2 + \frac{1}{2} I_p \dot{\gamma}^2 \quad (9)$$

که در آن M_p و M_E به ترتیب جرم جسم صلب سیستم معادل و جرم آونگ معادل، h_p و h_E به ترتیب مکان های این جرم ها تا کف مخزن می باشند. طول آونگ l_p و زاویه انحراف آونگ از محور طولی مخزن، y جابه جایی طولی، I_p ممان اینرسی سیستم معادل می باشند. همانگونه که در معادله (۱) مشاهده می شود، به دلیل انحراف راستای نیروی وارده بر مخزن و اعمال نیرو در دو جهت طولی و جانبی به مخزن، در رابطه انرژی جنبشی این سیستم، مؤلفه های جابه جایی جانبی و سرعت زاویه ای پیچ به چشم می خورد. برای انرژی پتانسیل سیستم معادل داریم:

$$U = M_E g (y + h_E c(\gamma)) + M_p g (y + (h_p - l_p c(\alpha))c(\gamma)) \quad (10)$$

$$H(v, 0) = L(v) - L(u_0) = 0 \quad (15)$$

$$H(v, 1) = D(v) - f(r) = 0 \quad (16)$$

فرایند تغییر ρ از صفر به یک منجر به حرکت مقدار $u_0(r)$ به مقدار دقیق آن $u(r)$ می‌شود. عبارات $L(v) - L(u_0)$ و $D(v) - f(r)$ هوموتوپیک نامیده می‌شوند. در این مقاله از پارامتر ρ به عنوان یک پارامتر کوچک استفاده شده است و فرض می‌شود که معادله (۱۴) را می‌توان به صورت یک سری توانی از ρ نوشت:

$$v = v_0 + \rho v_1 + \rho^2 v_2 + \dots \quad (17)$$

با فرض $\rho = 1$ پاسخ تقریبی برای معادله (۱۷) به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$u = \lim(v) = v_0 + v_1 + v_2 + \dots \quad (18)$$

سری (۱۸) در اغلب موارد همگراست. هرچند میزان همگرایی بستگی به عامل D و شرایط مشتق دوم $N(v)$ نسبت به v دارد (نرم $(\partial N / \partial v)^{-1}$ باید کمتر از ۱ باشد، در این صورت سری همگراست) [۴۵]. اکنون به تعمیم این روش برای استخراج پاسخ رابطه (۱۱) پرداخته خواهد شد. ابتدا معادله (۱۰) با فرض $C_1 = \omega^2$ به دو بخش تفکیک می‌شود:

$$\begin{aligned} L(\alpha) &= \ddot{\alpha} + \omega^2 \alpha \\ N(\alpha) &= \bar{n} \omega^2 \alpha^3 + 2\bar{\varepsilon} \alpha c(\omega_d t) + \\ & 2\bar{n} \bar{\varepsilon} \alpha^3 c(\omega_d t) + 2\bar{C}_\alpha \dot{\alpha} - C_2 - C_3 c(\omega_d t) \end{aligned} \quad (19)$$

با استفاده از تعریف هوموتوپی داریم [۴۶]:

$$H(\alpha, \rho) = L(\alpha) + \rho N(\alpha) = 0; \quad \rho \in [0, 1] \quad (20)$$

با توجه به بخش اول (معادله دیفرانسیل خطی) معادله (۱۹)، پاسخ عمومی به صورت زیر فرض می‌شود:

$$\alpha = A e^{i\omega t} + \bar{A} e^{-i\omega t} \quad (21)$$

که در آن A و مزدوج مختلط آن \bar{A} ثابت‌های دلخواه انتگرال‌گیری هستند. معادله (۲۰) در صورتی که $\rho = 1$ باشد، به صورت معادله غیرخطی متیو تبدیل خواهد شد. برای پارامتر دلخواه ρ ، پاسخ معادله (۲۰) را می‌توان در ترم‌های ρ جستجو کرد تا تابع $\alpha(t)$ به $\alpha(t, \rho)$ تبدیل شود. در این صورت، معادله (۲۰) را می‌توان به صورت زیر نمایش داد:

که در آن \bar{n} شدت غیرخطی بودن رابطه و $\alpha_\tau = d\alpha/d\tau$ و $\ddot{\alpha} = 0.25\omega_d^2 \alpha_\tau$ ، $\dot{\alpha} = 0.5\omega_d \alpha_\tau$ فوق پارامترهای بی‌بعدی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} C_1 &= \frac{4F_0 c(\beta)}{\omega_d^2 M_T l_P}, \quad C_2 = \frac{4F_0}{\omega_d l_P} s(\beta) \bar{M}, \\ C_3 &= \frac{4F_1}{\omega_d l_P} s(\beta) \bar{M}, \quad \bar{C}_\alpha = \frac{C_\alpha}{\omega_d M_P l_P^2}, \quad \bar{\varepsilon} = \frac{2F_1 c(\beta)}{\omega_d^2 M_T l_P}, \\ \bar{M} &= \left(\frac{H h_P}{J_T} - \frac{1}{M_T} \right) \end{aligned} \quad (9)$$

با به کارگیری معادله (۹)، معادله (۸) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} + 2\bar{C}_\alpha \dot{\alpha} + (C_1 + 2\bar{\varepsilon} c(2\tau))(\alpha + \bar{n} \alpha^3) \\ = C_2 + C_3 c(2\tau) \end{aligned} \quad (10)$$

که در آن \bar{C}_α ضریب میرایی ناشی از ویسکوزیته سیال و $\bar{\varepsilon}$ مبین یک مقدار کوچک می‌باشند.

در این بخش به استخراج پاسخ معادله (۱۰) با استفاده از روش هوموتوپی پرتوربیشن پرداخته می‌شود. همان طور که پیشتر اشاره شد، هم‌افزایی روش پرتوربیشن و روش هوموتوپی محدودیت‌های روش رایج پرتوربیشن را ندارد. به منظور پیاده‌سازی این روش، معادله دیفرانسیل و شرایط مرزی سیستم را به صورت زیر در نظر بگیرید [۴۴-۴۱]:

$$D(u) - f(r) = 0, \quad r \in \Pi \quad (11)$$

$$B(u, \partial u / \partial n) = 0, \quad r \in \Gamma \quad (12)$$

که D عملگر دیفرانسیلی اصلی، B عملگر مرزی، $f(r)$ تابع تحلیلی معین و Γ مرز دامنه پاسخ (Π) است. عملگر D می‌تواند به صورت کلی به دو قسمت خطی L و غیرخطی/پارامترهای مزاحم N ، تقسیم شود. بنابراین رابطه (۱۱) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$L(u) + N(u) - f(r) = 0, \quad r \in \Pi \quad (13)$$

با اعمال این روش (ایجاد هوموتوپی) $v(r, \rho) : \Pi \times [0, 1] \rightarrow R$ که رابطه زیر را ارضا می‌کند، داریم:

$$\begin{aligned} H(v, \rho) &= (1 - \rho)[L(v) - L(u_0)] + \rho[D(v) - f(r)] \\ &= L(v) - L(u_0) + \rho L(u_0) + \rho[N(v) - f(r)] \\ &= 0 \end{aligned} \quad (14)$$

که در آن $\rho \in [0, 1]$ پارامتر هوموتوپی و u_0 تقریب اولیه از پاسخ معادله (۱۱) است، که شرایط مرزی را ارضا می‌کند. از معادله (۱۴) داریم:

$$\left(\frac{d^2}{dt^2} + \omega^2\right)\alpha(t, \tau, \rho) + \rho \left[(2\bar{C}_\alpha \frac{d}{dt} + 2\bar{\varepsilon} c(\omega_d t)) \alpha(t, \tau, \rho) + (\bar{n}\omega^2 + 2\bar{n}\bar{\varepsilon} c(\omega_d t)) \alpha^3(t, \tau, \rho) \right] = C_2 + C_3 c(\omega_d t) \quad (29)$$

تابع تبدیل شده $\alpha(t, \tau, \rho)$ به راحتی از متغیرهای جداسازی شده به صورت زیر انتخاب می شود:

$$\alpha(t, \tau, \rho) = A(\tau)u(t, \rho) + \bar{A}(\tau)\bar{u}(t, \rho) \quad (30)$$

و تابع $u(t, \rho)$ را می توان برحسب سری های توانی پارامتر کوچک ρ به صورت زیر نوشت:

$$u(t, \rho) = u_0(t) + \rho u_1(t) + \rho^2 u_2(t) + \dots \quad (31)$$

با جایگذاری معادله (۳۱) در معادله (۳۰) خواهیم داشت:

$$\alpha(t, \tau, \rho) = A(\tau)(u_0(t) + \rho u_1(t) + \rho^2 u_2(t) + \dots) + C.C. = \alpha_0(t, \tau) + \rho \alpha_1(t, \tau) + \rho^2 \alpha_2(t, \tau) + \dots \quad (32)$$

که در آن $C.C$ مبین مزدوج مختلط است. قابل ذکر است که مشتق $\alpha(t, \tau, \rho)$ نسبت به t به صورت زیر استخراج می شود:

$$\frac{d}{dt} \alpha(t, \tau, \rho) = \frac{d}{dt} [A(\tau)u(t, \rho) + C.C] = A(\tau)\dot{u}(t, \rho) + \rho u(t, \rho)A'(\tau) + C.C. \quad (33)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} \alpha(t, \tau, \rho) = A(\tau)\ddot{u}(t, \rho) + 2\rho A'(\tau)\dot{u}(t, \rho) + \rho^2 u(t, \rho)A''(\tau) + C.C \quad (34)$$

که در آن $(\dot{\quad})$ مشتق نسبت به τ می باشد. با جایگذاری معادله (۳۰) در (۲۹) و استفاده از معادلات (۳۳) و (۳۴) خواهیم داشت:

$$A(\ddot{u} + \omega^2 u) + \rho \left(2\dot{u}A + 2\bar{C}_\alpha \dot{u}A + 2\bar{\varepsilon} u c(\omega_d t) + 2\bar{\varepsilon} \bar{n} u^3 c(\omega_d t) + \omega^2 \bar{n} u^3 \right) + \rho^2 (A'' + \mu A')u - \rho (C_2 + C_3 c(\omega_d t)) + C.C. = 0 \quad (35)$$

برای تکمیل معادله (۳۰)، معادله (۳۵) به صورت سری توانی از ρ نوشته می شود:

$$\rho^0 : A(\ddot{u}_0 + \omega^2 u_0) + \bar{A}(\ddot{\bar{u}}_0 + \omega^2 \bar{u}_0) = 0 \quad (36)$$

$$H(\alpha, \rho) = \left(\frac{d^2}{dt^2} + \omega^2\right)\alpha(t, \rho) + \rho \left[(2\bar{C}_\alpha \frac{d}{dt} + 2\bar{\varepsilon} c(\omega_d t))\alpha(t, \rho) + (\bar{n}\omega^2 + 2\bar{n}\bar{\varepsilon} c(\omega_d t))\alpha^3(t, \rho) - C_2 - C_3 c(\omega_d t) \right] = 0 \quad (22)$$

قابل ذکر است که تابع هوموتوپیی (۲۲) دقیقاً همان معادله (۲۰) است، به جز برای $\alpha(t, \rho)$ که شامل پارامتر هوموتوپیی ρ می باشد. معرفی این پارامتر در داخل معادله دیفرانسیل، یک رویکرد برای توزیع مجدد قسمت تناوبی بین تکرارهای متوالی روش هوموتوپیی است؛ بنابراین، احتمال یافتن پاسخ مورد نظر را افزایش می دهد. اگر مقدار ρ از صفر به یک میل کند، تابع $\alpha(t, \rho)$ از $\alpha_0(t)$ به $\alpha(t)$ میل خواهد کرد. بسط تابع $\alpha(t, \rho)$ به صورت سری های توانی برحسب پارامترهای کوچک ρ به صورت زیر است:

$$\alpha(t, \rho) = \alpha_0(t, \rho) + \rho \alpha_1(t, \rho) + \dots \quad (23)$$

با جایگذاری این عبارت در معادله هوموتوپیی (۲۲) و نوشتن آن در سری توانی ρ ، خواهیم داشت:

$$\rho^0 : \ddot{\alpha}_0 + \omega^2 \alpha_0 = 0 \quad (24)$$

$$\rho^1 : \ddot{\alpha}_1 + \omega^2 \alpha_1 = -2\bar{C}_\alpha \dot{\alpha}_0 - 2\bar{\varepsilon} \alpha_0 c(\omega_d t) - (\bar{n}\omega^2 + 2\bar{n}\bar{\varepsilon} c(\omega_d t))\alpha_0^3 + C_2 + C_3 c(\omega_d t) \quad (25)$$

که معادله (۲۵) به وسیله پاسخ اولیه $\alpha_0 = A(\tau)e^{i\alpha t} + \bar{A}(\tau)e^{-i\alpha t}$ ارضاء می شود. برای فرکانس های ω_d دلخواه، ترم های سکولار در معادلات ایجاد خواهند شد که باید حذف شوند. لذا فرم کنونی معادله (۲۳) نمی تواند برای استخراج پاسخ معادله (۲۲) مفید واقع شود. به این ترتیب معادله (۲۳) باید اصلاح گردد. به این منظور با در نظر گرفتن $\tau = \rho t$ خواهیم داشت:

$$\frac{dA}{dt} = \rho \frac{dA}{d\tau}, \quad \frac{d^2 A}{dt^2} = \rho^2 \frac{d^2 A}{d\tau^2} \quad (26)$$

بنابراین فرم جدید پاسخ اولیه به صورت زیر استخراج می شود:

$$\alpha_0 = A(\tau)u_0(t) + \bar{A}(\tau)\bar{u}_0(t) \quad (27)$$

که در آن:

$$u_0 = e^{i\alpha t} \quad \bar{u}_0 = e^{-i\alpha t} \quad (28)$$

در نتیجه، معادله (۲۲) به صورت معادله (۲۹) بازنویسی می شود:

$$\alpha = d_1 e^{-\bar{c}_d t} c \left(\left(\omega + \frac{\omega}{8} \bar{n} d_1^2 e^{-2\bar{c}_d t} \right) t + d_2 \right) + \frac{2\bar{\varepsilon}}{\omega_d} d_1 e^{-\bar{c}_d t} \left(\frac{c \left((\omega + \omega_d + \frac{\omega}{8} \bar{n} d_1^2 e^{-2\bar{c}_d t}) t + d_2 \right)}{\omega_d + 2\omega} + \frac{c \left((\omega - \omega_d + \frac{\omega}{8} \bar{n} d_1^2 e^{-2\bar{c}_d t}) t + d_2 \right)}{\omega_d - 2\omega} \right) + \frac{\bar{n}}{32} d_1^3 e^{-3\bar{c}_d t} c \left(\left(3\omega + \frac{3\omega}{8} \bar{n} d_1^2 e^{-2\bar{c}_d t} \right) t + 3d_2 \right) + \bar{\varepsilon} d_1^3 e^{-3\bar{c}_d t} \left(\frac{c \left((3\omega + \omega_d + \frac{3\omega}{8} \bar{n} d_1^2 e^{-2\bar{c}_d t}) t + 3d_2 \right)}{8\omega^2 + 6\omega + \omega_d^2} + \frac{c \left((3\omega - \omega_d - \frac{3\omega}{8} \bar{n} d_1^2 e^{-2\bar{c}_d t}) t - 3d_2 \right)}{8\omega^2 - 6\omega + \omega_d^2} \right) + \frac{\bar{\varepsilon}}{\omega_d} d_1^3 e^{-3\bar{c}_d t} \left(\frac{c \left((\omega + \omega_d + \frac{\omega}{8} \bar{n} d_1^2 e^{-2\bar{c}_d t}) t + d_2 \right)}{\omega_d + 2\omega} + \frac{c \left((\omega - \omega_d - \frac{\omega}{8} \bar{n} d_1^2 e^{-2\bar{c}_d t}) t + d_2 \right)}{\omega_d - 2\omega} \right) + \frac{C_2}{\omega^2} + \frac{2C_3}{\omega^2 - \omega_d^2} c(\omega_d t) \quad (43)$$

شبیه‌سازی‌های کامپیوتری و تحلیل نتایج

در این بخش به ارائه شبیه‌سازی‌های تلاطم درون مخزن استوانه‌ای صلب با مدل آونگ معادل برای پارامترهای مختلف مؤثر بر این رفتار در قالب یک مطالعه مقایسه‌ای بین روش HPM و RK4 پرداخته شده است. پارامترهای در نظر گرفته شده برای تحلیل‌های پایداری، دیاگرام فاز، ارتعاشات و دوشاخگی عبارتند از: $M_T = 220 (kg)$ ، $F_1 = 17 (N)$ ، $F_0 = 215 (N)$ ، $\beta = 0 (deg)$ ، $l_p = 0.6 (m)$ ، $\omega_d = 1.82 (rad / sec)$.

نمودارهای پایداری را می‌توان با استفاده از تئوری فلوکه^۱ رسم کرد [۴۷]. نواحی پایدار (هاشور خورده) و ناپایدار (هاشور نخورده) سیستم بر اساس اثرات میرایی (لزجت) سیال درون مخزن و فرکانس تحریک خارجی به ترتیب در شکل‌های (۲) و (۳) نشان داده شده است. ضرایب میرایی سیال $\bar{C}_\alpha = (0, 0.2)$ در نظر گرفته شده است. همان‌طور که

$$\rho^1 : A(\ddot{u}_1 + \omega^2 u_1) + 2\dot{u}_0 A' + 2\bar{C}_\alpha A \dot{u}_0 + 2\bar{\varepsilon} A u_0 c(\omega_d t) + \omega^2 \bar{n} [A^3 u_0^3 + A^2 \bar{A} u_0^2 \bar{u}_0] + 2\bar{\varepsilon} c(\omega_d t) [A^3 u_0^3 + A^2 \bar{A} u_0^2 \bar{u}_0] - C_2 - C_3 c(\omega_d t) = 0 \quad (37)$$

شایان ذکر است که معادله (۳۶) به وسیله معادله (۲۸) و پاسخ مرتبه صفر معادله (۲۹) همان‌طور که در رابطه (۲۷) تأیید شد، ارضاء می‌شود. با جایگذاری معادله (۲۸) در معادله (۳۷) داریم:

$$\rho^1 : A(\ddot{u}_1 + \omega^2 u_1) + (i\omega(2A' + 2\bar{C}_\alpha A) + \omega^2 \bar{n} A^2 \bar{A}) e^{i\omega t} + \bar{\varepsilon} A (e^{i(\omega + \omega_d)t} + e^{i(\omega - \omega_d)t}) + \omega^2 \bar{n} A^3 e^{3i\omega t} + \bar{\varepsilon} A^2 (A(e^{i(3\omega + \omega_d)t} + e^{i(3\omega - \omega_d)t}) + \bar{A}(e^{i(\omega + \omega_d)t} + e^{i(\omega - \omega_d)t})) - C_2 - C_3 e^{2it} = 0 \quad (38)$$

با فرض $A = 0.5d_1(\tau)e^{id_2(\tau)}$ (که در آن d_1 و d_2 توابع حقیقی هستند) و صفر قرار دادن ترم سکولار معادله (۳۸) و جداسازی بخش حقیقی از موهومی داریم:

$$\dot{d}_1(\tau) = -\bar{C}_\alpha d_1(\tau), \quad \dot{d}_2(\tau) = \frac{1}{8} \omega \bar{n} d_1^2(\tau) \quad (39)$$

مقادیر d_1 و d_2 را می‌توان از حل معادله (۳۹) استخراج کرد. بنابراین برای A داریم:

$$A = d_1 e^{-\bar{c}_d t} c \left(\left(\frac{\omega}{8} \bar{n} d_1^2 \right) t + d_2 \right) \quad (40)$$

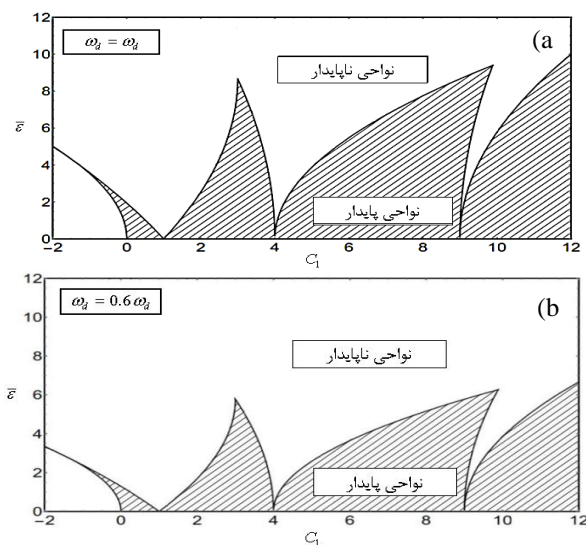
به این ترتیب، با توجه به معادله (۲۸) و معادله (۳۸) پاسخ‌های u_0 و u_1 به صورت زیر استخراج خواهند شد:

$$u_0 = e^{i\alpha t} + e^{-i\alpha t} \quad (41)$$

$$u_1 = \frac{\bar{\varepsilon}}{\omega_d} \left(\frac{e^{i(\omega + \omega_d)t}}{\omega_d + 2\omega} + \frac{e^{i(\omega - \omega_d)t}}{\omega_d - 2\omega} \right) + \frac{\bar{n} A^2}{8} e^{3i\alpha t} + \bar{\varepsilon} A^2 \left(\frac{e^{i(3\omega + \omega_d)t}}{8\omega^2 + 6\omega + \omega_d^2} + \frac{e^{i(3\omega - \omega_d)t}}{8\omega^2 - 6\omega + \omega_d^2} \right) + \frac{\bar{\varepsilon} A \bar{A}}{\omega_d} \left(\frac{e^{i(\omega + \omega_d)t}}{\omega_d + 2\omega} + \frac{e^{i(\omega - \omega_d)t}}{\omega_d - 2\omega} \right) + \frac{C_2}{\omega^2} + \frac{C_3}{\omega^2 - \omega_d^2} e^{i\omega_d t} \quad (42)$$

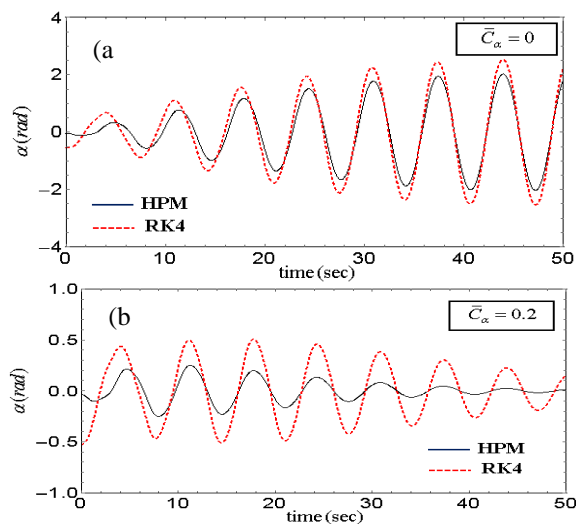
با توجه به رابطه $\alpha(t, \tau, p) = A(\tau)(u_0 + \rho u_1 + \dots)$ و با قراردادن $\rho = 1$ خواهیم داشت (معادله ۴۳):

میرایی لزج، واگرا بوده و حرکت تلاطم به سرعت وارد ناحیه ناپایدار شده است (شکل (۴-الف)). در شکل (۴-ب) که شبیه سازی ها در حضور میرایی لزج را نمایش می دهد، دامنه تلاطم وارد ناحیه پایدار شده است. در دیگرام های فازی نشان داده شده در شکل های (۵) و (۶) مشابه نمودارهای فازی پال^۱ برای پاسخ های خطی و غیرخطی است [۴۸]، محدود (پایداری) و نامحدود بودن (ناپایداری) حرکت نوسانی تلاطم سیستم در نقطه اول در حضور و غیاب میرایی لزج نشان داده شده است.



شکل ۳- نمودار پایداری برحسب فرکانس های مختلف تحریک.

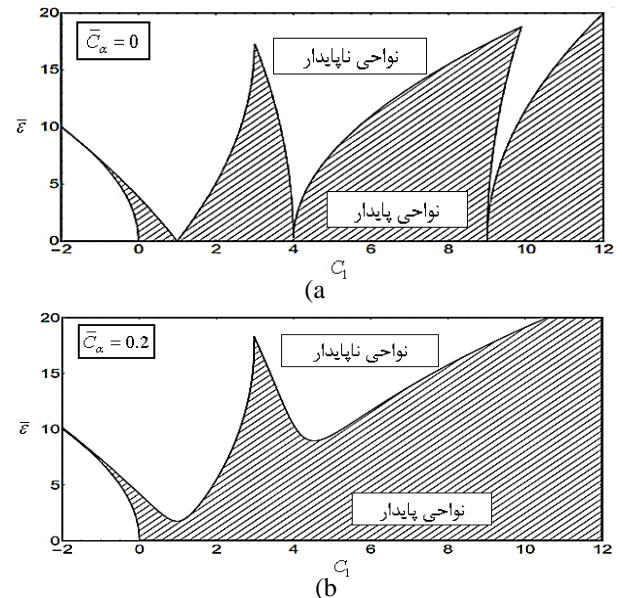
Fig. 3. Stability in terms of different excitation frequencies.



شکل ۴- پاسخ زمانی α در مختصات اول ($\bar{\epsilon} = 0.7$ و $C_1 = 1$) (الف) $\bar{C}_\alpha = 0$ (ب) $\bar{C}_\alpha = 0.2$.

Fig. 4. Time response of α in the first Point ($\bar{\epsilon} = 0.7$, $C_1 = 1$), a) $C_1 = 0$ b) $C_\alpha = 0.2$.

می توان مشاهده کرد با افزایش میزان میرایی لزج، مساحت نواحی ناپایدار کاهش یافته است. در سیستم های واقعی باید پاسخ به دور از نواحی ناپایدار باشد چراکه با قرار گرفتن پارامترهای سیستم در نواحی ناپایدار، امکان وقوع رزونانس پارامتریک خواهد بود.



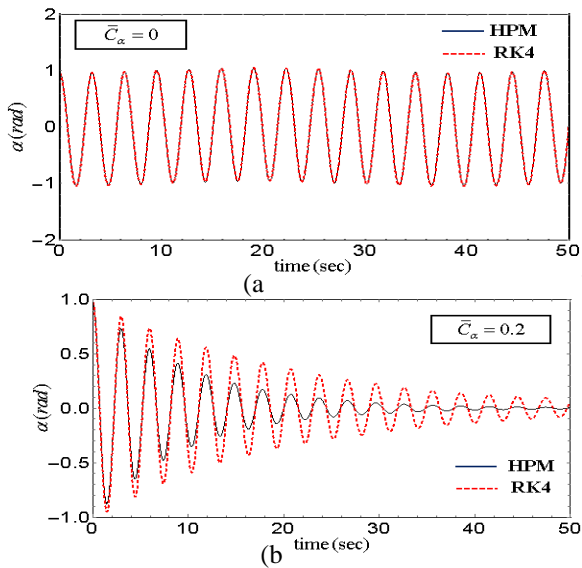
شکل ۲- نمودار پایداری برحسب ضرایب مختلف میرایی سیال لزج.

Fig. 2. Stability in terms of different viscous damping coefficients.

همان طور که در شکل (۳) نشان داده شده است، با توجه به تعریف نیروی وارده بر مخزن به صورت $F = F_0 + F_1 c(\omega_d t)$ ، با کاهش فرکانس ω_d بر مؤلفه دوم تحریک خارجی، مقدار نیروی وارده بر مخزن افزایش خواهد یافت که در مقایسه با بخش اول تابع تحریک کوچک تر است. از طرف دیگر پارامتر C_1 مستقیماً به فرکانس تحریک، بخش اول تابع تحریک و زاویه اعمال تحریک بستگی دارد. با کاهش فرکانس تحریک، مقدار C_1 افزایش یافته که منجر به کاهش مساحت نواحی پایدار و افزایش ناپایداری در سطح آزاد سیال خواهد شد.

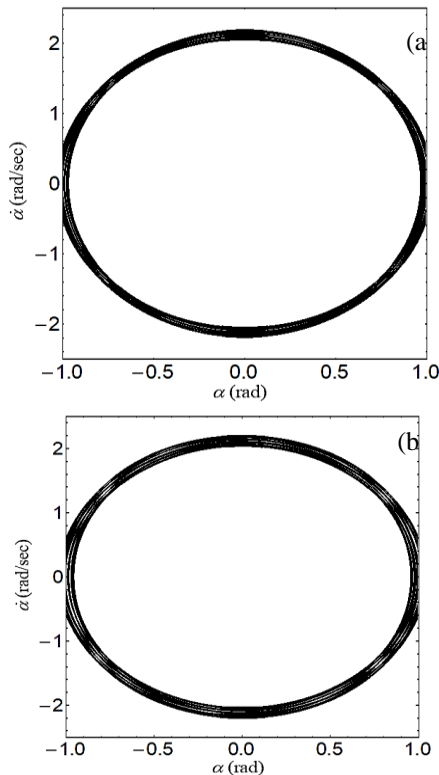
به منظور درک عمیق تأثیر پارامترهای انتخابی بر روی پایداری حرکت تلاطم، ۲ نقطه به صورت انتخابی به طوری که $C_1 = 1$ و $\bar{\epsilon} = 0.7$ به عنوان مختصات اول و $C_1 = 4.5$ و $\bar{\epsilon} = 0.7$ به عنوان مختصات دوم در شکل (۲) به ترتیب نمایانگر وضعیت ناپایدار و پایدار برای مطالعه ویژگی های حرکتی α انتخاب شده است. نتایج برای مختصات اول که در ناحیه ناپایدار قرار دارد در قالب نمودارهای پاسخ زمانی و دیگرام فازی در شکل های (۴) و (۵) برای ضرایب میرایی مختلف نشان داده شده است. از مقایسه نتایج در دو نقطه انتخاب شده با به کارگیری دو روش HPM و RK4، می توان دریافت که سیستم در نقطه اول در غیاب

1. Pal's phase plots



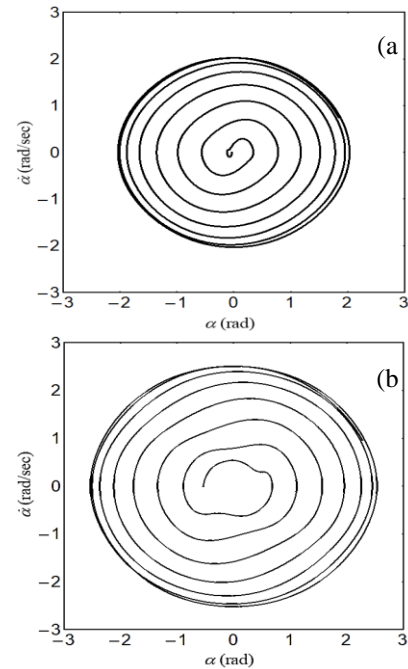
شکل ۷- پاسخ زمانی α در مختصات دوم ($\bar{\varepsilon} = 0.7$ و $C_1 = 4.5$) الف) $\bar{C}_\alpha = 0$ ب) $\bar{C}_\alpha = 0.2$.

Fig. 7. Time response of α in the second point ($\bar{\varepsilon} = 0.7$, $C_1 = 4.5$), a) $\bar{C}_\alpha = 0$, b) $\bar{C}_\alpha = 0.2$.



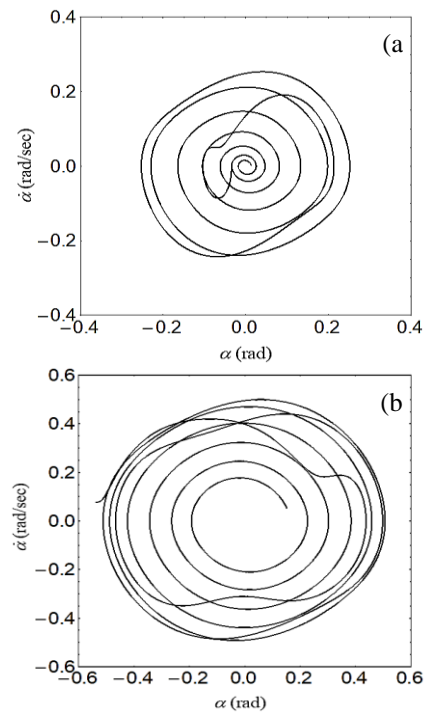
شکل ۸- دیاگرام فازی در مختصات دوم ($\bar{\varepsilon} = 0.7$ و $C_1 = 4.5$) و $\bar{C}_\alpha = 0$ الف) HPM ب) RK4.

Fig. 8. Phase diagram in the second point ($\bar{\varepsilon} = 0.7$, $C_1 = 4.5$), a) HPM b) RK4.



شکل ۵- دیاگرام فازی در مختصات اول ($\bar{\varepsilon} = 0.7$ و $C_1 = 1$) و $\bar{C}_\alpha = 0$ الف) HPM ب) RK4.

Fig. 5. Phase diagram in the first point ($\bar{\varepsilon} = 0.7$ و $C_1 = 1$), $\bar{C}_\alpha = 0$, a) HPM b) RK4.



شکل ۶- دیاگرام فازی در مختصات اول ($\bar{\varepsilon} = 0.7$ و $C_1 = 1$) و $\bar{C}_\alpha = 0$ الف) HPM ب) RK4.

Fig. 6. Phase diagram in the first point ($\bar{\varepsilon} = 0.7$ و $C_1 = 1$), $\bar{C}_\alpha = 0$, a) HPM b) RK4.

معادلات حرکت با لحاظ پارامتر غیرخطی مرتبه سوم α ، میرایی خطی و مدل آونگ معادل استخراج و با استفاده از روش هوموتوبی پرتوربیشن و روش رانگ-کوتای مرتبه چهار حل شد. برای بررسی پایداری سیستم از تئوری فلوکه استفاده و اثر میرایی و فرکانس تحریک بر تلاطم درون مخزن بررسی شد. تحلیل‌ها بیانگر اثرات میرایی تلاطم بر روی نواحی پایدار بوده، به این صورت که با افزایش ضریب میرایی تلاطم در سیستم، مساحت نواحی پایدار افزایش یافته (قادر به حذف کامل نواحی ناپایدار نمی‌باشد) و دامنه تلاطم کاهش می‌یابد. همچنین با انتخاب دو نقطه در نواحی پایدار و ناپایدار نشان داده شد که با افزایش پارامتر میرایی، نقطه واقع در ناحیه پایدار نزدیک به مرزهای پایدار شده و دامنه تلاطم را کاهش و از تشدید جلوگیری می‌کند. این تحلیل قابل تعمیم و دلیل اساسی برای استفاده از تجهیزات مکانیکی جهت کاهش نیروی تلاطم از جمله بفل‌ها جهت پوشش سطح آزاد سیال می‌باشد. از مقایسه نتایج حاصل از دو روش هوموتوبی پرتوربیشن و روش رانگ-کوتا مرتبه ۴، دقت و سادگی روش پیشنهادی همچنین پتانسیل آن در تعامل با سیستم‌های با دینامیک غیرخطی و پیچیده را نشان می‌دهد.

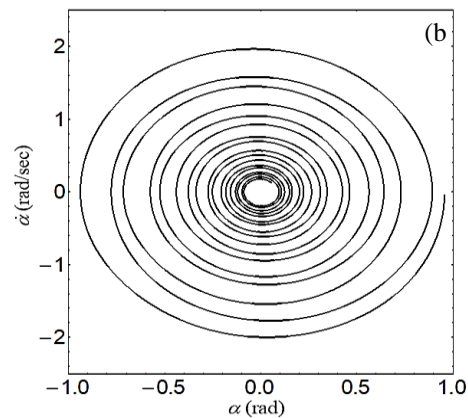
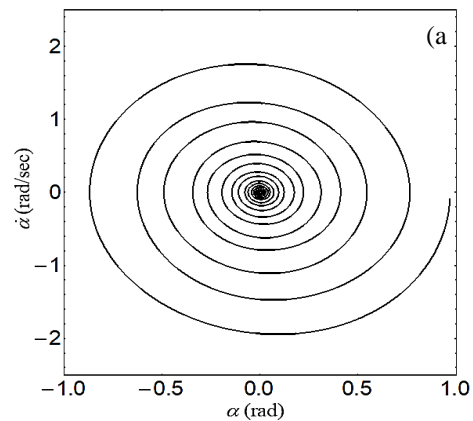
تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] A. R. Pandit and K. C. Biswal, "Evaluation of dynamic characteristics of liquid sloshing in sloped bottom tanks," *International Journal of Dynamics and Control*, vol. 8, pp. 162-177, 2020, <https://doi.org/10.1007/s40435-019-00527-8>.
- [2] M. Ghalandari, S. Bornassi, S. Shamshirband, A. Mosavi, and K. W. Chau, "Investigation of submerged structures' flexibility on sloshing frequency using a boundary element method and finite element analysis," *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, vol. 13, no. 1, pp. 519-528, 2019, <https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1619197>.
- [3] M. Chiba and H. Magata, "Influence of liquid sloshing on dynamics of flexible space structures," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 401, pp. 1-22, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2017.04.029>.
- [4] J. K. Paik and Y. S. Shin, "Structural damage and strength criteria for ship stiffened panels under impact pressure actions arising from sloshing, slamming and green water loading," *Ships and Offshore Structures*, vol. 1, no. 3, pp. 249-256, 2006, <https://doi.org/10.1533/soas.2006.0109>.

برای نقطه دوم نیز به‌مانند نقطه اول، همان‌طور که در شکل‌های (۷) تا (۹) نشان داده شده است در حضور مقادیر میرایی $\bar{C}_\alpha = 0$ و $\bar{C}_\alpha = 0.2$ ، به ترتیب دامنه حرکت ثابت و کاهش یافته است. هرچند وجود میرایی نمی‌تواند به‌صورت کامل رشد دامنه را از بین ببرد. متفاوت از پاسخ‌های حرکت در نقطه اول، در نقطه دوم حرکات تلاطم پایدار می‌باشد و دامنه حرکات در حالتی که ضریب میرایی برابر صفر در نظر گرفته شده است، به‌صورت هارمونیک و متناوب می‌باشد و در حضور میرایی دامنه حرکت تلاطم همگراست. قابل ذکر است که تحلیل‌های انجام شده، متناسب با دامنه تلاطم‌های بزرگ در مقایسه با ابعاد مخزن می‌باشند.



شکل ۹- دیاگرام فازی در مختصات دوم ($C_1 = 4.5$ و $\bar{\varepsilon} = 0.7$ و $\bar{C}_\alpha = 0.2$) الف) HPM ب) RK4.

Fig. 9. Phase diagram in the second point ($C_1 = 4.5$, $\bar{\varepsilon} = 0.7$), $\bar{C}_\alpha = 0.2$, a) HPM b) RK4.

نتیجه گیری

در این مقاله به تحلیل دینامیک کوپل تلاطم- مخزن استوانه‌ای که در معرض بارگذاری‌های عرضی و طولی قرار گرفته است پرداخته شد.

- mechanical model for fluid sloshing in a rigid cylindrical tank equipped with a rigid annular baffle," *Applied Mathematical Modelling*, vol. 72, pp. 569-587, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.apm.2019.03.024>.
- [15] M. Shahravi and M. Azimi, "Effects of baffles geometry on sloshing dynamics of a viscous liquid tank," *Scientific Research and Essays*, vol. 7, no. 47, pp. 4092-4099, 2012, <https://doi.org/10.5897/SRE12.647>.
- [16] M. Navabi and A. Davodi, "Modeling and control of fuel sloshing and its effect on spacecraft attitude," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 11, no. 4, pp. 11-22, 2018, (in Persian).
- [17] M. Navabi and A. Davodi, "Modeling of fuel sloshing in a spacecraft and control it by active control method using nonlinear control," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 9, pp. 2121-2128, 2019, (in Persian).
- [18] J. F. Unruh, D. D. Kana, F. T. Dodge, and T. A. Fey, "Digital data analysis techniques for extraction of slosh model parameters," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 23, no. 2, pp. 171-177, 1986, <https://doi.org/10.2514/3.25096>.
- [19] Á. Romero-Calvo, G. Cano Gómez, E. Castro-Hernández, and F. Maggi, "Free and forced oscillations of magnetic liquids under low-gravity conditions," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 87, no. 2, 2020, Art. no. 021010, <https://doi.org/10.1115/1.4045620>.
- [20] M. Ebrahimiyan, M. A. Noorian, and M. Javadi, "Sloshing dynamics in 2D multi-baffled containers under low-gravity conditions," *Microgravity Science and Technology*, vol. 32, pp. 983-998, 2020, <https://doi.org/10.1007/s12217-020-09825-9>.
- [21] Y. Bao-Zeng, "Heteroclinic bifurcations in completely liquid-filled spacecraft with flexible appendage," *Nonlinear Dynamics*, vol. 51, pp. 317-327, 2008, <https://doi.org/10.1007/s11071-007-9213-6>.
- [22] Y. Baozeng and X. Jiafang, "Chaotic attitude maneuvers in spacecraft with a completely liquid-filled cavity," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 302, no. 4-5, pp. 643-656, 2007, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2006.11.035>.
- [23] M. Chiba and H. Magata, "Coupled pitching dynamics of flexible space structures with on-board liquid sloshing," *Acta Astronautica*, vol. 181, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.002>.
- [24] M. Deng, H. Huang, Z. Li, B. Yue, Y. Lin, and G. Liu, "Coupling dynamics of flexible spacecraft filled with liquid propellant," *Journal of*
- [5] H. N. Abramson, "The dynamic behavior of liquids in moving containers, with applications to space vehicle technology," NASA, Tech. Rep, 1967000655, 1966. [online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/1967000655>
- [6] H. Akyildiz, "A numerical study of the effects of the vertical baffle on liquid sloshing in two-dimensional rectangular tank," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 331, no 1, pp. 41-52, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2011.08.002>.
- [7] G. J. Kim, H. Rhee, W. H. Jeon, J. Jeong, and D. S. Hwang, "Lateral sloshing analysis by CFD and experiment for a spherical tank," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 21, pp. 816-825, 2020, <https://doi.org/10.1007/s42405-020-00295-2>.
- [8] F. Sabri and A. A. Lakis, "Hydroelastic vibration of partially liquid-filled circular cylindrical shells under combined internal pressure and axial compression," *Aerospace Science and Technology*, vol. 15, no. 4, pp. 237-248, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2010.07.003>.
- [9] H. F. Bauer and W. Eidel, "Frictionless liquid sloshing in circular cylindrical container configurations," *Aerospace Science and Technology*, vol. 3, no. 5, pp. 301-311, 1999, [https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(00\)86966-7](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(00)86966-7).
- [10] K. Pan and D. Cao, "Absolute nodal coordinate finite element approach to the two-dimensional liquid sloshing problems," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part K: Journal of Multi-Body Dynamics*, vol. 234, no. 2, pp. 322-346, 2020, <https://doi.org/10.1177/1464419320907785>.
- [11] S. Farmani, M. Ghaeini-Hessaroeiyeh, and S. Hamzehei-Javaran, "Developing new numerical modeling for sloshing behavior in two-dimensional tanks based on nonlinear finite-element method," *Journal of Engineering Mechanics*, vol. 145, no. 12, 2019, [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)JEM.1943-7889.0001686](https://doi.org/10.1061/(ASCE)JEM.1943-7889.0001686).
- [12] B. Tang, J. Li, and T. Wang, "The least square particle finite element method for simulating large amplitude sloshing flows," *Acta Mechanica Sinica*, vol. 24, pp. 317-323, 2008, <https://doi.org/10.1007/s10409-008-0144-3>.
- [13] B. Xing and J. Huang, "Control of pendulum-sloshing dynamics in suspended liquid containers," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 68, no. 6, pp. 5146-5154, 2020, <https://doi.org/10.1109/TIE.2020.2991933>.
- [14] Y. Sun, D. Zhou, and J. Wang, "An equivalent

- [35] P. B. Gonçalves, F. M. A. Silva, and Z. J. G. N. Del Prado, "Low-dimensional models for the nonlinear vibration analysis of cylindrical shells based on a perturbation procedure and proper orthogonal decomposition," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 315, no. 3, pp. 641-663, 2008, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2008.01.063>.
- [36] M. Ghadiri and M. Safi, "Nonlinear vibration analysis of functionally graded nanobeam using homotopy perturbation method," *Advances in Applied Mathematics and Mechanics*, vol. 9, no. 1, pp. 144-156, 2017, <https://doi.org/10.4208/aamm.2015.m899>.
- [37] K. Manimegalai, S. Zephania CF, P.k. Bera, P. Bera, S.k. Das, and T. Sil, "Study of strongly nonlinear oscillators using the Aboodh transform and the homotopy perturbation method," *The European Physical Journal Plus*, vol. 134, 2019, Art. no. 462, <https://doi.org/10.1140/epjp/i2019-12824-6>.
- [38] M. Shishesaz, M. Shariati, A. Yaghootian, and A. Alizadeh, "Nonlinear vibration analysis of nano-disks based on nonlocal elasticity theory using homotopy perturbation method," *International Journal of Applied Mechanics*, vol. 11, no. 02, 2019, Art. no. 1950011, <https://doi.org/10.1142/S175882511950011X>.
- [39] A. A. Yazdi, "Nonlinear aeroelastic stability analysis of three-phase nano-composite plates," *Mechanics Based Design of Structures and Machines*, vol. 47, no. 6, pp. 753-768, 2019, <https://doi.org/10.1080/15397734.2019.1610436>.
- [40] R. A. Ibrahim, *Liquid Sloshing Dynamics: Theory and Applications*: Cambridge University Press, 2005.
- [41] S. Abbasbandy, "Homotopy perturbation method for quadratic Riccati differential equation and comparison with Adomian's decomposition method," *Applied Mathematics and Computation*, vol. 172, no. 1, pp. 485-490, 2006, <https://doi.org/10.1016/j.amc.2005.02.014>.
- [42] T. Öziş and C. Akçı, "Periodic solutions for certain non-smooth oscillators by iterated homotopy perturbation method combined with modified Lindstedt-Poincaré technique," *Meccanica*, vol. 46, pp. 341-347, 2011, <https://doi.org/10.1007/s11012-010-9312-1>.
- [43] C. Chun and R. Sakthivel, "Homotopy perturbation technique for solving two-point boundary value problems-comparison with other methods," *Computer Physics Communications*, vol. 181, no. 6, pp. 1021-1024, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.cpc.2010.02.007>.
- Aerospace Engineering*, vol. 32, no. 5, 2019, [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0001070](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001070).
- [25] W. Kong and Q. Tian, "Dynamics of fluid-filled space multibody systems considering the microgravity effects," *Mechanism and Machine Theory*, vol. 148, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.mechmachtheory.2020.103809>.
- [26] F. Liu, B. Yue, Y. Tang, and M. Deng, "3DOF-rigid-pendulum analogy for nonlinear liquid slosh in spherical propellant tanks," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 460, 2019, Art. no. 114907, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2019.114907>.
- [27] G. E. Ransleben, Jr. and H. N. Abramson, "Discussion: "Production of rotation in a confined liquid through translational motion of the boundaries,"" *Journal of Applied Mechanics*, vol. 27, no. 2, pp. 513-516, 1960, <https://doi.org/10.1115/1.3643981>.
- [28] E. W. Graham and A. M. Rodriguez, "The characteristics of fuel motion which affect airplane dynamics," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 19, no. 3, pp. 381-388, 1952, <https://doi.org/10.1115/1.4010515>.
- [29] D. Ewart, "Fuel oscillations in cylindrical tanks and the forces produced thereby," De Havilland Propellers Ltd, GW Dynamics Dept., Tech. Note, no. 02050, 1956.
- [30] G. Armstrong and K. Kachigan, "Propellant sloshing," *Handbook of Astronautical Engineering*, McGraw Hill, p. 14, 1961.
- [31] G. Armstrong and K. Kachigan, "Propellant sloshing," *Handbook of Astronautical Engineering*, McGraw Hill, pp. 14-27, 1961.
- [32] A. Beléndez *et al.*, "Application of the harmonic balance method to a nonlinear oscillator typified by a mass attached to a stretched wire," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 302, no. 4-5, pp. 1018-1029, 2007, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2006.12.011>.
- [33] D. Younesian, H. Askari, Z. Saadatnia, and M. KalamiYazdi, "Frequency analysis of strongly nonlinear generalized Duffing oscillators using He's frequency-amplitude formulation and He's energy balance method," *Computers & Mathematics with Applications*, vol. 59, no. 9, pp. 3222-3228, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.camwa.2010.03.013>.
- [34] A. Allahverdizadeh, R. Oftadeh, M. J. Mahjoob, and M. H. Naei, "Homotopy perturbation solution and periodicity analysis of nonlinear vibration of thin rectangular functionally graded plates," *Acta Mechanica Sinica*, vol. 27, no. 2, pp. 210-220, 2014, [https://doi.org/10.1016/S0894-9166\(14\)60031-8](https://doi.org/10.1016/S0894-9166(14)60031-8).

- [46] J. H. He, "Some asymptotic methods for strongly nonlinear equations," *International Journal of Modern Physics B*, vol. 20, no. 10, pp. 1141-1199, 2006, <https://doi.org/10.1142/S0217979206033796>.
- [47] A. H. Nayfeh and D. T. Mook, *Nonlinear Oscillations*, John Wiley & Sons, 2008.
- [48] P. Pal and S. Bhattacharyya, "Sloshing in partially filled liquid containers—Numerical and experimental study for 2-D problems," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 329, no. 21, pp. 4466-4485, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2010.05.006>.
- [44] B. Batiha, "A new efficient method for solving quadratic Riccati differential equation," *International Journal of Applied Mathematics Research*, vol. 4, no. 1, pp. 24-29, 2015, <https://doi.org/10.14419/ijamr.v4i1.4113>.
- [45] J. H. He, "A coupling method of a homotopy technique and a perturbation technique for non-linear problems," *International Journal of Non-Linear Mechanics*, vol. 35, no. 1, pp. 37-43, 2000, [https://doi.org/10.1016/S0020-7462\(98\)00085-7](https://doi.org/10.1016/S0020-7462(98)00085-7).

Original Research Paper

Reliability Based Design of a Space System in the Conceptual Design Phase

Hamid Reza Alimohammadi^{ID} and Hasan Naseh*^{ID}

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 05 June 2023

Revised 12 September 2023

Accepted 25 September 2023

Available Online 25 September 2023

Keywords:Reliability based design
Liquid propellant engine
Electro-pump-fed engine
Reliability
Implementation steps
Conceptual design**ABSTRACT**

Achieving new technologies with high reliability while reducing the cost and time of the design cycle is one of the most significant challenges in developing complex systems. This paper discusses the reliability-based design of a space system during the conceptual design phase. Generally, there are eight steps in designing for reliability. As applied to a liquid propellant engine with electro-pump technology, these steps include planning, determination of failure modes, reliability modeling, reliability allocation, propagation of uncertainty, implementation of the chosen method in reliability analysis, reliability prediction, and reliability evaluation. Each step contains sub-steps that follow in a specific order. In the second step, the prediction of failure modes is carried out using two FMEA methods alongside design constraints. The third step involves developing the reliability block diagram for the electro-pump. In the fourth step, various reliability allocation methods are introduced and reviewed. The fifth step presents four approaches to investigate uncertainty: sampling methods, analytical methods such as FORM and SORM, polynomial estimation using Taylor series, and advanced methods like random expansion. Subsequently, the uncertainty in the electro-pump engine is addressed alongside the limited functions in the electro-pump engine. Finally, in the seventh step, the reliability evaluation of the electro-pump engine is discussed. This evaluation is conducted to validate the proposed method, where reliability is determined using two indicators: specific impulse and mass ratio (initial mass to final mass).

*Corresponding Author's E-mail: hnaseh@ari.ac.ir**How to Cite this Article:**H.R. Alimohammadi, and H. Naseh, "Reliability based design of a space system in the conceptual design phase," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 55-68, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1447>.**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/).

طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان یک سامانه فضایی در فاز طراحی مفهومی

حمیدرضا علی محمدی^۱ و حسن ناصح^{۲*}

۱- دکتری، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

۲- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

چکیده

دستیابی به فناوری‌های نوین با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه و زمان چرخه طراحی، یکی از مهم‌ترین چالش‌های صنایع پیچیده می‌باشد. در این مقاله به طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان یک سامانه فضایی در فاز طراحی مفهومی پرداخته می‌شود. به‌طور معمول در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، هشت گام اصلی وجود دارد، اولین گام، طرح‌ریزی و هفت گام بعدی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ را می‌توان در قالب گام‌های تعیین مدهای شکست؛ مدل‌سازی قابلیت اطمینان؛ تخصیص قابلیت اطمینان؛ انتشار عدم قطعیت؛ پیاده‌سازی روش انتخابی در تحلیل قابلیت اطمینان؛ پیش‌بینی قابلیت اطمینان و ارزیابی قابلیت اطمینان بیان نمود. در هر یک از گام‌های فوق، زیرگام‌هایی به‌ترتیب زیر صورت می‌گیرد: در گام دوم، پیش‌بینی مدهای شکست براساس دو روش FMEA و قیود طراحی، انجام می‌گیرد. در گام سوم، به زیر گام بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان الکتروپمپ پرداخته می‌شود. در گام چهارم، انواع روش‌های تخصیص قابلیت اطمینان معرفی و بررسی می‌شوند. در گام پنجم، چهار نگرش برای بررسی انتشار عدم قطعیت (روش‌های نمونه‌برداری، روش‌های تحلیلی نظیر، روش (FORM) و (SORM))، تخمین چند اسمی با استفاده از تیلور، روش‌های پیشرفته مانند گسترش تصادفی) معرفی و بررسی شده است. در گام ششم، به زیرگام انتشار عدم قطعیت در موتور الکتروپمپ و همچنین توابع حدی در موتور الکتروپمپ و در نهایت در گام هفتم به ارزیابی قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپ پرداخته شده است. در این ارزیابی که به‌منظور صحت‌گذاری بر روش پیشنهادی صورت پذیرفته است، قابلیت اطمینان با دو شاخص ایمپالس ویژه و نسبت جرمی (جرم اولیه به جرم نهایی)، مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۵ خرداد ۱۴۰۲

بازنگری ۲۱ شهریور ۱۴۰۲

پذیرش ۳ مهر ۱۴۰۲

اولین انتشار ۳ مهر ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان
موتور سوخت مایع
الکتروپمپ
قابلیت اطمینان
گام‌های پیاده‌سازی
طراحی مفهومی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: hnaseh@ari.ac.ir

How to Cite this Article:

H.R. Alimohammadi, and H. Naseh, "Reliability based design of a space system in the conceptual design phase," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 55-68, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2023.1447>.

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

| | |
|--------------------------------------|---|
| ARSM-DS | Adaptive Response Surface Method-Directional Sampling |
| FMEA | Failure Modes and Effects Analysis |
| FORM | First-Order Reliability Method |
| MCS | Monte Carlo Simulation |
| SORM | Second Order Reliability Method |
| n | تعداد زیرسیستم سری شده در محاسبه قابلیت اطمینان |
| t | زمان عملکرد |
| g(x) | تابع غیر خطی از x |
| I_{spcat} | ضربه ویژه محاسبه شده |
| I_{spreq} | ضربه ویژه مورد نیاز |
| $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal}$ | نسبت جرم اولیه به جرم نهایی محاسباتی |
| $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{Req}$ | نسبت جرم اولیه به جرم نهایی مورد نیاز |
| R^* | قابلیت اطمینان مورد نیاز سیستم |
| R_i^* | قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیرسیستم i |
| R_{ef} | قابلیت اطمینان معادل سیستم |
| R_{epfs} | قابلیت اطمینان سامانه پیشرانش الکتروپمپ |
| R_{LV} | قابلیت اطمینان کل حامل فضایی |
| R_{sti} | قابلیت اطمینان مرحله ی i |
| R_{LRE} | قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع |
| W_i | ضریب وزنی نرخ خرابی به زیرسیستم i |
| λ_i^* | نرخ خرابی زیرسیستم i |
| λ_s^* | نرخ خرابی سیستم |

مقدمه

در زمینه طراحی موتورهای سوخت مایع، پژوهش‌های مختلفی صورت گرفته، در ادامه تحقیقات مرتبط را می‌توان در سه گروه ذیل دسته‌بندی کرد:

الف- طراحی بهینه، به صورت بهینه‌سازی سامانه پیشران: شامل موتور سوخت مایع، پیشرانه، مخازن و سیستم فشارگذاری

ب- طراحی با هدف دستیابی به قابلیت اطمینان: دستیابی به قابلیت اطمینان مطلوب سامانه پیشران، با تخصیص قابلیت اطمینان به زیرسامانه‌های پیشران

ج- طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، با استفاده از گام‌های طراحی مشخص: دستیابی به توابع هدف طراحی با قابلیت اطمینان مشخص برای زیرسامانه‌های پیشران، کلیه بخش‌های محفظه احتراق، مولد گاز، انژکتورها، توربین و پمپ‌ها و غیره

با توجه به دامنه گسترده موضوع، در ادامه، به معرفی بخشی از مراجع مرتبط با موضوع پژوهش می‌پردازیم: لیندن [۱] دو المان از سامانه پیشران، شامل انژکتور گاز-گاز با اکسیژن‌گازی و هیدروژن‌گازی به‌عنوان زیرسامانه‌های پیشران و همچنین توربین مافوق صوت در فرآیند بهینه‌سازی قرار گرفته‌اند. لی و همکاران [۲] بیان می‌کند، که در مرحله طراحی اولیه موتورهای سوخت مایع، پارامترهای طراحی به کمک تحلیل‌های سیستمی و در نظر گرفتن الزامات و قیود طراحی مشخص می‌شوند.

شلتون و همکاران [۳] به ارائه الگوریتم ژنتیک کارآمد جهت طراحی سامانه پیشران سوخت مایع با هدف کمینه کردن وزن برخاست، با در نظر گرفتن قید برد مأموریت، پرداخته است. استفاده از پیشران‌های جدید (زوج‌های جدید سوخت و اکسیدایزر) یکی از روش‌های بهبود شاخص‌های انرژی‌تکی و به تبع آن کاهش جرمی است [۴-۶]. وی و همکاران [۷] روشی فراگیر جهت انتخاب بهینه پارامترهای درون موتوری در انواع موتورهای سوخت مایع سیکل باز ارائه کرده است. در اینجا نیز تابع هدف ایمپالس ویژه موتور تعریف شده است.

تحقیقات دیگری نیز با رویکردهای متفاوت در زمینه بهینه‌سازی موتورهای سوخت مایع و اجزای آن‌ها صورت گرفته است. به‌عنوان نمونه جئون [۸] روشی برای طراحی بهینه مولد گاز موتور سوخت مایع ارائه کرده است که در آن تنها از منظر افزایش توان توربین به مسئله بهینه‌سازی پرداخته شده است. در زمینه انتخاب پارامترهای بهینه موتور هم‌چنین می‌توان به نتایج مراجع [۹، ۱۰] اشاره کرد. وی و همکاران [۷] ابزاری مناسب به‌منظور انتخاب بهینه پارامترهای درون موتوری در موتورهای سیکل باز ارائه می‌دهد که در برطرف نمودن مشکلات زیر کارآمد می‌باشد [۱۱، ۱۲]:

بود. این مزیت، با اثر مطلوب فشار محفظه بر ایمپالس ویژه افزایش می‌یابد.

این پژوهش، تنها به مقایسه سیستم الکتروپمپ با سیستم دمشی محض پرداخته و مبنای قیاس فقط الزام جرمی خواهد بود. در سال ۲۰۱۳ راجوف و تاکا [۱۹] نشان دادند، موتور سوخت مایع با تغذیه الکتروپمپ می‌تواند جایگزین مناسبی برای نسل‌های پیشین خود، یعنی دمشی محض و تغذیه توربوپمپی باشد. در این پژوهش، ثابت شد که با بهره‌گیری از این نوع فناوری در حامل‌های فضایی کلاس سبک، می‌توان به برتری جرمی دست یافت.

این پژوهش، تنها به مقایسه جرمی بین سیستم الکتروپمپ با سیستم دمشی محض و تغذیه توربوپمپی پرداخته است. در سال ۲۰۱۸ هیون و همکاران [۲۰]، موتور سوخت مایع الکتروپمپ با زوج پیشرانه کراسین / اکسیژن مایع را با موتور تغذیه توربوپمپی سیکل باز مورد مقایسه قرار دادند. در این پژوهش، عبارات جرمی برای طرح پیشنهادی و موتور سیکل باز از نظر توان پمپ و زمان سوزش استخراج شد.

از پژوهش‌های مشابه داخلی، می‌توان به پایان نامه دکتری تحت عنوان، تدوین الگوریتم بهینه‌یابی استاتیکی و دینامیکی سامانه‌های پیشران سرمزای سیکل بسته؛ که در سال ۱۳۹۳، توسط داود رمش مطرح شد، اشاره نمود [۲۱]. همان‌طور که ملاحظه شد، در زمینه بهینه‌سازی موتور سوخت مایع، پژوهش‌های زیادی انجام شده است.

حمیدرضا علی محمدی و همکاران [۲۲-۲۵] مقالاتی را در زمینه، استفاده از مدل‌های پیش‌بین در بهینه‌سازی و بهینه‌سازی بر مبنای قابلیت اطمینان را در سطح زیر مجموعه‌های موتور سوخت مایع منتشر کردند.

با این حال در زمینه طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع و به‌طور مشخص الکتروپمپ آن هم در فاز طراحی مفهومی، پژوهشی انجام نشده است.

از رویکردهای نوین موثر بر طراحی محصولات پیچیده، می‌توان به مهندسی سیستم‌ها، بهینه‌سازی چند موضوعی، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، کاهش هزینه و رویکرد هیبریدی که خود دربرگیرنده رویکردهای دیگر است، اشاره داشت [۲۶]. از منظر دیگر، دستیابی به فناوری‌های نوین با قابلیت اطمینان بالا، همراه با کاهش هزینه و زمان چرخه طراحی، یکی از مهم‌ترین چالش‌های صنایع پیچیده می‌باشد [۲۷].

در رویکرد طراحی سنتی به موضوع قابلیت اطمینان در فازهای بعد از ساخت مورد توجه قرار می‌گرفت. این در حالی است که در طراحی مدرن از فاز طراحی مفهومی به موضوع قابلیت اطمینان پرداخته می‌شود. در ادامه این مقاله، گام‌های پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی آورده شده است.

۱) بالا بودن مقدار نامی فشار خروج پمپ‌ها و فشار مولد گاز که در هنگام بروز اختلالات، زمینه مساعدی را برای گسترش آن فراهم می‌سازد.

۲) بهینه‌کردن ایمپالس ویژه موتور که ناشی از اتلافات بالای انرژی در مسیرها و یا به‌عبارت دیگر مناسب نبودن نقطه کاری پمپ‌هاست.

در [۱۳]، برنامه تجزیه و تحلیل سیستمی برای طراحی اولیه موتور سوخت مایع با توجه به متغیرهای ورودی و الزامات را توسعه داده است. این برنامه، شامل مازول‌های تحلیل زیر سیستم‌ها نظیر، محفظه احتراق، مولد گاز، توربوپمپ و توربین می‌باشد.

موتا و همکاران [۱۴]، چارچوب بهینه‌سازی طراحی در نظر گرفته شده برای انتخاب بهترین پارامترهای سیستمی موتورهای سوخت مایع سیکل باز می‌باشد. علاوه بر این، عدم قطعیت در عملکرد موتور، مانند فشار محفظه احتراق و نسبت مولفه‌ها، به‌عنوان متغیرهای تصادفی در بهینه‌سازی مبتنی بر قابلیت اطمینان در نظر گرفته شده‌اند. نتایج به‌دست آمده، مصالحه بین عملکرد موتور و الزامات قابلیت اطمینان را نشان می‌دهد. موتا و همکاران [۱۵]، عملکرد و جرم خشک موتور در حال توسعه L75 با پیشرانه اکسیژن- اتانول مورد بررسی قرار داده‌اند. اکینیسکی و همکاران [۱۶] بهینه‌سازی چند موضوعی موتور سوخت مایع دو مولفه‌ای، با اکسید کننده H_2O_2 را مورد بررسی قرار داده‌اند. در این بررسی، موضوع بهینه‌سازی موتور دو مولفه‌ای، با ماموریت، انتقال مداری با اکسیدکننده، پراکسید هیدروژن و سوخت کراسین می‌باشد. تجزیه و تحلیل عملکردی، سازه‌ای و انتقال حرارت مورد بررسی قرار گرفته است.

هم‌چنین [۱۷، ۶]، توجه ویژه‌ای به موتور سوخت مایع دو مولفه‌ای با احتراق مرحله‌ای در بستر کاتالیستی شده است. فرایند بهینه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار متلب انجام شده است. سولدا و همکاران [۱۸] در سال ۲۰۰۸، سیستم تغذیه جدیدی برای موتورهای سوخت مایع بر اساس پمپ‌های الکتریکی که توان خود را از باتری تامین می‌کنند، پیشنهاد کردند. این سیستم تغذیه جدید، بنام الکتروپمپ نام‌گذاری شد. ایشان در پژوهشی ثابت کردند، که سیستم جدید، جایگزین مناسبی برای سیستم تغذیه دمشی محض است. وابستگی سیستم تغذیه به پارامترهای مختلف عملکردی، بررسی شد تا شرایط عملکرد مطلوب در خصوص دستیابی به زمان عملکرد موتور (زمان سوزش) نسبتاً طولانی و فشار محفظه احتراق نسبتاً بالا شناسایی شود. هم‌چنین، نشان داده شد تا در صورت استفاده از فناوری‌های جدید باتری، سیستم پیشنهادی، در مقایسه با سیستم تغذیه دمشی محض صرفه‌جویی قابل توجهی در جرم شاهد خواهیم

و نوع توزیع، از مهم‌ترین فعالیت‌های این گام می‌باشند. در گام دوم، مدهای شکست پیش‌رانش شناسایی می‌شود. با توجه به فاز طراحی مفهومی، از رویکرد شناسایی قیود طراحی استفاده شده است. مدل‌سازی قابلیت اطمینان الکتروپمپ در گام سوم انجام شده است. یکی از مهم‌ترین گام‌ها، تخصیص قابلیت اطمینان است که در گام چهارم انجام می‌شود. در این پژوهش دو روش تخصیص پیاده‌سازی شده است. در گام پنجم انتشار عدم قطعیت انجام می‌شود. پس از انتخاب روش انتشار، در گام ششم پیاده‌سازی روش انتخابی در پیش‌رانش الکتروپمپ انجام شده است. در این پژوهش روش ARSM-DS به کار گرفته شده است. نهایتاً ارزیابی قابلیت اطمینان در گام هفتم انجام شده است. همان‌طور که در شکل (۱) نیز نشان داده شده است، پس از ارزیابی قابلیت اطمینان در صورتی که عدد به دست آمده از عدد تخصیصی پایین‌تر باشد؛ به گام چهارم بازخورد داده می‌شود. در ادامه، به معرفی مبسوط گام‌ها پرداخته می‌شود.

گام اول: طرح‌ریزی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان

اولین گام در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، طرح‌ریزی قابلیت اطمینان می‌باشد. به‌طور معمول در این گام، گام‌های بعدی فرآیند، طرح‌ریزی می‌شود. همچنین در این گام فعالیت‌هایی نظیر: تشخیص نوع عدم قطعیت در متغیرها، نوع متغیر و نوع توزیع انجام شود. در طراحی موتور سوخت مایع الکتروپمپ، منابع متعددی از عدم قطعیت‌ها وجود دارد و طبقه‌بندی این منابع متفاوت هستند. در زمینه مدل‌سازی موتور سوخت مایع الکتروپمپ، عدم قطعیت‌ها می‌تواند به دونوع عدم قطعیت تصادفی و شناختی تقسیم شوند.

گام دوم: تعیین مدهای شکست

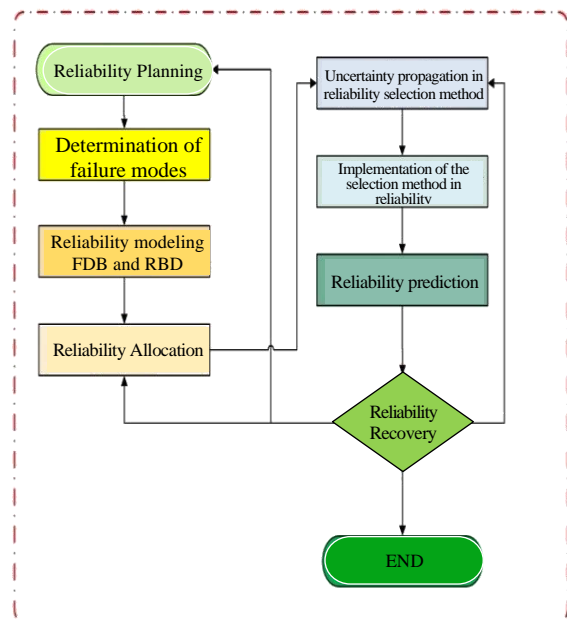
برای شناسایی مدهای شکست یک سیستم رویکردهای مختلفی وجود دارد. رویکرد بهره‌گیری از تکنیک FMEA، رویکرد شناسایی قیود طراحی، رویکرد بهره‌گیری از بانک درس آموخته‌ها، رویکرد بهره‌گیری از تجربیات خبرگان، و غیره در این پژوهش ضمن معرفی تکنیک FMEA، با توجه به فاز طراحی مفهومی، از رویکرد شناسایی قیود طراحی استفاده شده است.

پیش‌بینی مدهای شکست با استفاده از FMEA¹
تحلیل FMEA ابزاری است که با کم‌ترین ریسک، برای پیش‌بینی مدهای شکست در مراحل طراحی و توسعه محصولات، فرایندها و خدمات در

روش‌شناسی و پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان

همان‌طور که در شکل (۱) گام‌های پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی نشان داده شده است. به‌طور معمول در بهینه‌سازی بر مبنای قابلیت اطمینان، هشت گام به‌ترتیب ذیل وجود دارد:

- طرح‌ریزی؛
- تعیین مدهای شکست؛
- مدل‌سازی قابلیت اطمینان؛
- تخصیص قابلیت اطمینان؛
- انتشار عدم قطعیت؛
- پیاده‌سازی روش منتخب؛
- پیش‌بینی قابلیت اطمینان؛
- ارزیابی قابلیت اطمینان.



شکل ۱- الگوریتم طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان پیش‌رانش الکتروپمپی.

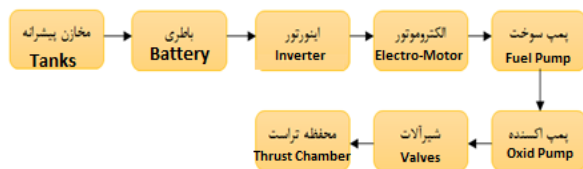
Fig. 1. Design algorithm based on electro-pump engine reliability.

شیوه عملکرد الگوریتم طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان پیش‌رانش الکتروپمپی به شرح ذیل می‌باشد:

در گام نخست، سیاست‌گذاری کلی نحوه پیاده‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در پیش‌رانش اتخاذ می‌شود. علاوه بر آن موضوعات فنی نظیر تشخیص نوع عدم قطعیت در متغیرها، نوع متغیر

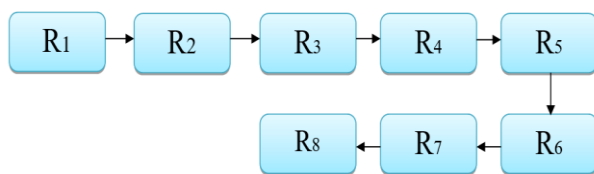
مواجهه شود، مأموریت موتور با شکست مواجه خواهد شد. بنابراین، در تشریح نمودار جعبه‌ای قابلیت اطمینان سامانه پیشران الکتروپمپ زیرمجموعه‌ها باید به صورت سری در کنار هم قرار بگیرند. مدل ریاضی قابلیت اطمینان سیستم مینا از حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۸ زیر سیستم اصلی حاصل می‌شود.

زیرسیستم‌های اصلی در سامانه پیشران الکتروپمپ عبارتند از: مخازن سوخت و اکسند، محفظه احتراق، پمپ‌های سوخت و اکسیدکننده، شیرآلات، اینورتور و الکترو موتور. برای کار کردن بدون عیب سامانه پیشران الکتروپمپ می‌بایستی تمامی زیر سیستم‌ها مأموریت‌شان را با موفقیت انجام دهند و اختلال در عملکرد یک زیر سیستم موجب شکست مأموریت می‌شود. شکل ۲، بلوک دیاگرام عملکردی سامانه پیشران الکتروپمپ را نشان می‌دهد بنابراین بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان سامانه پیشران الکتروپمپ به شرح ارائه شده در شکل ۳ می‌باشد.



شکل ۲- بلوک دیاگرام سامانه پیشران الکتروپمپ.

Fig. 2. Block diagram of electro-pump.



شکل ۳- بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان سامانه پیشران الکتروپمپ.

Fig. 3. Block diagram of electro-pump engine reliability.

گام چهارم: تخصیص قابلیت اطمینان الکتروپمپ

در این گام ابتدا به معرفی تخصیص قابلیت اطمینان و روش‌های مختلف آن پرداخته و در ادامه، تخصیص قابلیت اطمینان الکتروپمپ را معرفی می‌کنیم.

تخصیص قابلیت اطمینان

در فرآیند طراحی و توسعه یک محصول جدید اغلب، مهندسين با طراحی سیستمی مواجه می‌شوند که می‌بایستی با مجموعه‌ای از الزامات قابلیت اطمینان تطبیق داشته باشد. برای این منظور، این الزامات (الزامات قابلیت اطمینان) در اختیار طراحان قرار داده می‌شود،

محصولات و سازمان‌ها قابل استفاده می‌باشد. این تکنیک برای آن طرح‌ریزی شده که یک اقدام قبل از واقعه باشد، نه یک تمرین بعد از آشکار شدن مشکلات. به بیانی دیگر، یکی از تفاوت‌های اساسی FMEA با سایر تکنیک‌های کیفی این است که FMEA یک اقدام کنشی و پیشگیرانه است، نه واکنشی. در بسیاری از موارد وقتی با مشکلی مواجه می‌شویم، ممکن است برای حذف آن اقدامات اصلاحی تعریف و اجرا شود. این اقدامات، واکنشی در برابر آنچه اتفاق افتاده است. در چنین مواردی حذف همیشگی مشکل، به هزینه و منابع زیاد نیاز دارد، زیرا حرکت از وضعیت موجود به سمت شرایط بهینه اینرسی زیادی خواهد داشت، اما در اجرای FMEA با پیش‌بینی مشکلات بالقوه و محاسبه میزان ریسک‌پذیری آن‌ها، اقداماتی در جهت حذف و یا کاهش میزان وقوع آن‌ها تعریف و اجرا می‌شود. این برخورد پیشگیرانه کنشی است در برابر آنچه ممکن است در آینده رخ دهد و مسلماً اعمال اقدامات اصلاحی در مراحل اولیه طراحی محصول یا فرایند، هزینه و زمان بسیار کمتری در بر خواهد داشت. از جمله کاربردهای FMEA در حین فرآیند طراحی سیستمی جدید، محصولی جدید و یا فرایندی جدید.

پیش‌بینی مدهای شکست با استفاده از قیود طراحی

رویکرد دوم در شناسایی مدهای شکست در فاز طراحی مفهومی، شناسایی قیود طراحی است. قیده‌ها توابعی هستند که روابط میان متغیرها را نشان می‌دهد و از این طریق، مقادیر مجاز برای متغیرها مشخص می‌شود. به عنوان نمونه در فرایند تولید، مقدار منابع مصرف شده نمی‌تواند از مقدار منابع در دسترس فراتر برود. در طراحی هر سامانه‌ای تعداد و سختی قیود به فاز طراحی و پیشرفت آن بستگی دارد. با پیشرفت فرآیند طراحی، طراح با قیود سخت‌گیرانه‌تری مواجه خواهد شد. در مرحله طراحی مفهومی تنها قیود مهم در نظر گرفته می‌شود. در نظر گرفته می‌شود و با پیشرفت تدریجی طرح، سایر قیود نیز وارد مسئله می‌شود. برخی از مهم‌ترین قیودی که برای پیشران می‌تواند در نظر گرفته شود، عبارتند از: هزینه، هندسه و سازه.

گام سوم: مدل‌سازی قابلیت اطمینان الکتروپمپ

در این گام ابتدا به معرفی بلوک دیاگرام عملکردی و مزیت آن پرداخته و در ادامه، بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان الکتروپمپ را معرفی می‌کنیم.

بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان الکتروپمپ

سامانه پیشران الکتروپمپ که از هشت زیر مجموعه تشکیل شده است؛ برای کارکرد درست، بایستی کلیه زیرمجموعه‌ها مأموریت خود را به‌درستی انجام دهند. اگر مأموریت هر یک از زیر مجموعه با شکست

جدول ۱- شاخص گذاری قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مورد نظر.

Table 1. Indexing the reliability of the specific liquid propellant engine.

| Row | Component Name | Allocation Index |
|-----|-------------------------|------------------|
| 1 | Oxidizer and Fuel Tanks | R ₁ |
| 2 | Battery | R ₂ |
| 3 | Inverter | R ₃ |
| 4 | Electro-Motor | R ₄ |
| 5 | Fuel Pump | R ₅ |
| 6 | Oxidizer Pump | R ₆ |
| 7 | Valves | R ₇ |
| 8 | Thrust Chamber | R ₈ |

با فرض این که قابلیت اطمینان کلیه زیرسیستم‌های هشت گانه برابر باشد به رابطه (۴) می‌رسیم:

$$R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R_5 = R_6 = R_7 = R_8 \quad (4)$$

حال، به ارزیابی مجدد قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌ها می‌پردازیم:

$$R_{ef} = R^8 \quad (5)$$

از طرفی، با توجه به این که ماهواره‌برهای کشور، از منظر کلاس در دسته سبک قرار دارند؛ لذا، در جدول (۲) قابلیت اطمینان ۱۰ ماهواره‌بر مطرح دنیا بر اساس تعداد مأموریت‌ها، میزان شکست و موفقیت مورد بررسی قرار گرفته است. ملاحظه می‌شود، قابلیت اطمینان میانگین ماهواره‌برهای منتخب جهان ۹۷ درصد است [۲۸].

جدول ۲- قابلیت اطمینان ماهواره‌برهای کلاس سبک (وزن محموله تا ۲۰۰۰ کیلوگرم) [۲۸].

Table 2. Reliability of small class launch vehicle (Cargo weight up to 2000 kg) [28].

| Lunch Vehicle | Number of successful launches | Number of failed launches | Reliability |
|-----------------------|-------------------------------|---------------------------|-------------|
| Athena -1 Ahena -2 | 5 | 2 | 0.71 |
| Kosmos | 400 | 23 | 0.94 |
| Molniya | 266 | 19 | 0.93 |
| Pegasus XL | 32 | 3 | 0.91 |
| Rocket | 27 | 3 | 0.93 |
| Start-1 | 5 | 1 | 0.83 |
| Taurus | 5 | 1 | 0.83 |
| Titan 2 | 10 | 0 | 1 |
| Shavitt (Israel) | 3 | 1 | 0.75 |

آن‌ها بایستی محصولی را بسازند که به قابلیت اطمینان مطلوب دست یافته و مأموریت مورد نظر سیستم را با حداقل هزینه انجام دهد. تقسیم‌بندی‌های مختلفی برای تخصیص قابلیت اطمینان ارائه شده است. برخی از پر کاربردترین روش‌های تخصیص عبارتند از:

روش اول: تسهیم برابر عدد قابلیت اطمینان یا تقسیم برابر؛

روش دوم: روش مینا؛

روش سوم: تسهیم ARTNC؛

روش چهارم: روش BOYD؛

روش پنجم: روش AGREE؛

روش ششم: روش امکان‌پذیری اهداف؛

روش هفتم: روش حاصل ضرب عوامل موثر؛

روش هشتم: روش استفاده از مجموع فاکتورهای وزنی.

هر یک از روش‌های مذکور مزایا و معایب خاص خودشان را دارند. در این پژوهش، از روش‌های یک و دو استفاده شده است. در ادامه، به معرفی روش‌های ذکر شده می‌پردازیم:

روش اول: تسهیم برابر عدد قابلیت اطمینان یا تقسیم برابر:

در این روش، قابلیت اطمینان به اندازه مساوی بین زیر سیستم‌ها (زیرمجموعه یا اجزا) تقسیم می‌شود. شایان ذکر است، استفاده از این روش زمانی توصیه می‌شود که اهمیت عملکرد، پیچیدگی، کلیه زیر سیستم‌ها برابر باشد. روابط ۱ و ۲ برای حالت سری نشان داده شده است:

$$R^* = \prod_{i=1}^N R_i^* \quad (1)$$

$$R_i^* = (R^*)^{1/N} \quad (2)$$

که در آن: R^* : قابلیت اطمینان مورد نیاز سیستم؛ R_i^* : قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیر سیستم i .

موتور الکتروپمپ مورد نظر که از هشت زیر مجموعه تشکیل شده است، برای کارکرد درست، بایستی کلیه زیرمجموعه‌ها مأموریت خود را به درستی انجام دهند. اگر مأموریت هر یک از زیر مجموعه‌ها با شکست مواجه شود، مأموریت موتور با شکست مواجه خواهد شد. بنابراین، در تشریح نمودار جعبه‌ای قابلیت اطمینان موتور مینا زیرمجموعه‌ها باید به صورت سری در کنار هم قرار بگیرند [۲۸]. مدل ریاضی قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع مینا از حاصل ضرب قابلیت اطمینان ۸ زیر مجموعه اصلی موتور حاصل می‌شود (رابطه (۳)).

$$R_{LRE} = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot R_5 \cdot R_6 \cdot R_7 \cdot R_8 \quad (3)$$

جدول ۳- نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیر مجموعه‌های موتور.

Table 3. Predicted failure rates of engine subsystems.

| Row | Component Name | Failure rate Index | Failure rate value (Failure per min.) |
|-----|-------------------------|--------------------|---------------------------------------|
| 1 | Oxidizer and Fuel Tanks | λ_1 | 6.6e-6 |
| 2 | Battery | λ_2 | 6.67e-5 |
| 3 | Inverter | λ_3 | 6.6e-6 |
| 4 | Electro-Motor | λ_4 | 6.67e-5 |
| 5 | Fuel Pump | λ_5 | 6.67e-5 |
| 6 | Oxidizer Pump | λ_6 | 6.67e-5 |
| 7 | Valves | λ_7 | 6.67e-5 |
| 8 | Thrust Chamber | λ_8 | 6.7e-4 |

مرحله دوم: ضرایب وزنی زیر سیستم‌ها مطابق با رابطه (۸)

محاسبه می‌شود:

$$W_i = \frac{\lambda_i}{\sum_{i=1}^N \lambda_i} \quad (8)$$

λ_i : نرخ خرابی زیر سیستم مشابه

مرحله سوم: رابطه (۹) نحوه محاسبه نرخ خرابی تخصیص

یافته به زیر سیستم‌ها را نشان می‌دهد:

$$\lambda_i^* = W_i \lambda_s^* \quad (9)$$

گام چهارم: محاسبه قابلیت اطمینان تخصیص یافته به زیر

سیستم‌ها به واسطه رابطه (۱۰) انجام می‌شود:

$$R_i^*(t) = e^{-\lambda_i^* t} \quad (10)$$

نتایج حاصل از پیاده‌سازی گام‌های دو تا چهار در جدول (۴) نشان داده شده است. پس از محاسبه ضرایب وزنی، نرخ خرابی تخصیص یافته به دست آمده و نهایتاً قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌های موتور به دست می‌آید.

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد با توجه به سری بودن زیر مجموعه‌ها، قابلیت اطمینان موتور الکتروپمپ حاصل ضرب قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌هاست. لذا، با ضرب هشت زیرمجموعه به عدد ۰/۹۹۷ می‌رسیم. ملاحظه می‌شود با هر دو روش به یک عدد رسیدیم. لذا، عدد تخصیص یافته به موتور الکتروپمپ ۰/۹۹۷ می‌باشد.

| Lunch Vehicle | Number of successful launches | Number of failed launches | Reliability |
|-----------------|-------------------------------|---------------------------|-------------|
| Stella (Russia) | 1 | 0 | 1 |

با توجه به این که حامل فضایی مورد نظر دو مرحله‌ای می‌باشد.

$$R_{LV} = R_{st1} \cdot R_{st2} \quad (6)$$

با توجه به رابطه (۲) و سری بودن دو مرحله در حامل فضایی، قابلیت اطمینان هر یک از مراحل ۰/۹۸۴ می‌باشد. زیر سیستم‌های مرحله دوم حامل فضایی مورد نظر، عبارتند از: سامانه پیشران الکتروپمپ، هدایت، کنترل، ناوبری، سیستم جدایش و محموله فضایی. در این حالت هم کلیه زیرسیستم‌ها سری هستند. لذا، قابلیت اطمینان مرحله دوم حاصل ضرب شش زیرسیستم اصلی می‌باشد. با فرض برابر بودن قابلیت اطمینان شش زیر سیستم و با استفاده از رابطه (۲)، قابلیت اطمینان تخصیص داده شده به سامانه پیشران الکتروپمپ ۰/۹۹۷ است. یعنی:

$$R_{epfs} = 0.997$$

با توجه به رابطه (۳)، قابلیت اطمینان هر یک از زیر مجموعه‌های

سامانه پیشران الکتروپمپ برابر است با ۰/۹۹۹۶.

روش دوم: روش مبنا

این روش مبتنی بر نرخ خرابی زیرسیستم‌ها است. از جمله فرضیات استفاده از این روش، نرخ خرابی ثابت و استقلال خرابی زیرسیستم هاست. اگر نرخ خرابی تخصیص یافته به i امین زیر سیستم در یک سیستم λ_i^* باشد و نرخ خرابی هدف برای سیستم λ_s^* باشد؛ مطابق با رابطه (۷) داریم:

$$R_s^*(t) = e^{-\lambda_s^* t} \quad (7)$$

مراحل تخصیص قابلیت اطمینان در روش فوق عبارتند از:

مرحله اول: تبدیل قابلیت اطمینان هدف $R_s^*(t)$ به نرخ خرابی

هدف λ_s^* .

در این پژوهش، قابلیت اطمینان هدف برای زیر سیستم موتور الکتروپمپ در یک ماموریت ۱۵ دقیقه ۰/۹۹۷ است. یعنی $R_{eng}^* = 0.97$. لذا، با توجه به رابطه (۱۰)، $\lambda_s^* = 0.0002(fr/$

$min)$

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، از منظر قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌های موتور عملکرد سری دارند. نرخ خرابی‌های پیش‌بینی زیرمجموعه‌های موتور مطابق با جدول (۳) می‌باشد.

معروفند)، با توجه به عدم قطعیت متغیرها (معروف به متغیرهای ورودی) که در آن نقش‌ها وجود دارند می‌باشد. این بخش چهار نگرش برای انتشار عدم قطعیت معرفی می‌شوند:

- روش‌های نمونه‌برداری؛
- روش‌های تحلیلی نظیر، روش (FORM) و (SORM)؛
- تخمین چند اسمی با استفاده از تیلور؛
- روش‌های پیشرفته مانند گسترش تصادفی.

روش‌های نمونه‌برداری در انتخاب بهترین رویکرد برای انتشار عدم قطعیت معیارهایی وجود دارد، که متناسب با شرایط مساله می‌بایستی از آن بهره گرفت. از جمله معیارها عبارتند از: خطی یا غیر خطی بودن، نواحی شکست، تعداد متغیرها، تعداد فراخوانی (زمان تحلیل شکست) و غیره. هر یک از این رویکردها، دارای ویژگی‌های خاص خود می‌باشند. به عنوان نمونه، روش مونت کارلو دارای این ویژگی‌ها می‌باشد: محدودیتی در خطی یا غیر خطی بودن متغیرها و توابع هدف وجود ندارد؛ محدودیتی در ناحیه/نواحی شکست وجود ندارد؛ محدودیتی در تعداد متغیرهای مساله وجود ندارد؛ با توجه به تعداد بالای آزمون‌ها، روش دقیقی است؛ به شدت زمان‌بر است. معمولاً از این روش برای صحنه‌گذاری دیگر روش‌ها استفاده می‌شود. دامنه کاربرد رویکردهای مختلف انتشار عدم قطعیت در جدول ۵ نشان داده شده است. با بررسی روش‌های پیشنهادی در انتشار عدم قطعیت، در این پژوهش از نگرش‌های اول و دوم استفاده شده است.

جدول ۴ - محاسبه ضرایب وزنی، نرخ خرابی تخصیص یافته و قابلیت اطمینان زیر مجموعه‌های موتور.

Table 4. Calculation of weighted coefficients, assigned failure rate and reliability of engine subsystems.

| Row | Component Name | λ_i | W_i | λ_i^* | $R_i^*(t)$ |
|-----|-------------------------|-------------|-------|---------------|------------|
| 1 | Oxidizer and Fuel Tanks | 6.6e-6 | 0.006 | 0.0000012 | 0.99998 |
| 2 | Battery | 6.67e-5 | 0.06 | 0.000012 | 0.9998 |
| 3 | Inverter | 6.6e-6 | 0.006 | 0.0000012 | 0.99998 |
| 4 | Electro-Motor | 6.67e-5 | 0.06 | 0.000012 | 0.9998 |
| 5 | Fuel Pump | 6.67e-5 | 0.06 | 0.000012 | 0.9998 |
| 6 | Oxidizer Pump | 6.67e-5 | 0.06 | 0.000012 | 0.9998 |
| 7 | Valves | 6.67e-5 | 0.06 | 0.000012 | 0.9998 |
| 8 | Thrust Chamber | 6.7e-4 | 0.618 | 0.00012 | 0.998 |

گام پنجم: انتشار عدم قطعیت

گام پنجم در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ، انتشار عدم قطعیت است. هدف انتشار عدم قطعیت، محاسبه عدم قطعیت در متغیرهای تصادفی (به نقش تصادفی

جدول ۵ - دامنه کاربرد رویکردهای مختلف انتشار عدم قطعیت.

Table 5. Scope of application of different uncertainty propagation approaches.

| Row | Approach | Non-linearity | Failure domains | No. Parameters | No. Solver Runs |
|-----|------------------------------|---------------|-----------------|----------------|-------------------|
| 1 | Monte Carlo | Arbitrary | Arbitrary | many | $>10^4$ (3 sigma) |
| 2 | Simulation | Arbitrary | Arbitrary | ≤ 10 | $>10^7$ (3 sigma) |
| 3 | Directional Sampling | Arbitrary | One dominant | ≤ 10 | 1000-5000 |
| 4 | Adaptive Importance Sampling | Monotonic | One dominant | ≤ 20 | 500-1000 |
| 5 | FORM, SORM | Monotonic | One dominant | ≤ 20 | 200-500 |
| 6 | ISPUD | Continuous | Few dominant | ≤ 20 | 200-500 |

جدول ۸ - تنظیم پارامترها در روش ARSM-DS.

Table 8. Setting the parameters in the ARSM-DS method.

| 1. Directional sampling | |
|---------------------------------|------|
| Number of directions: | 1000 |
| 2. Metamodel | |
| Number of supports in 1st step: | 200 |
| Scaling factor in 1st step: | 3 |
| Number of supports in per step: | 50 |
| Number of steps: | 3 |

انتشار عدم قطعیت در موتور الکتروپمپ

برای بسیاری از کاربردهای عملی، تابع حالت حدی $g(x)$ تابع غیر خطی x و دارای تعداد زیادی متغیر تصادفی است. در این حالت، انتگرال گیری عددی و دقیق، کار بسیار مشکلی خواهد بود. چرا که به دست آوردن تابع $f_x(x)$ کار مشکلی است. با این حال، یک رویکرد ممکن با دقت مطلوب استفاده از شبیه سازی مونت کارلو با تعداد اجراهای زیاد است. از آنجاکه شبیه سازی مونت کارلو زمان بر است، لذا همواره تمایل به سمت روش های تحلیلی تقریبی مانند ARSM-DS وجود دارد. در پژوهش حاضر، هدف محاسبه قابلیت اطمینان الکتروپمپ می باشد. بنابراین، توابع حدی به صورت زیر تعریف می شوند.

$$g_1(x) = I_{spreq} - I_{spcal} \quad (11)$$

$$g_2(x) = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} - \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal} \quad (12)$$

در روابط فوق، I_{spcal} ایمپالس ویژه محاسباتی و I_{spreq} ایمپالس ویژه واقعی هم چنین $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal}$ نسبت جرم محاسباتی و $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req}$ نسبت جرم واقعی می باشند. شایان ذکر است مقادیر محاسباتی خروجی فاز بهینه سازی و مقادیر واقعی الزام ماموریتی می باشد.

توابع حدی در موتور الکتروپمپ

همان طور که قبلاً نیز به آن اشاره شد، احتمال شکست در الکتروپمپ به صورت $P_f = prob[g(x) \leq 0]$ می توان نشان داد که I_{spcal} و $\left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal}$ تابعی از مشخصات هندسی و عملکردی الکتروپمپ می باشند. لذا توابع حدی به صورت ذیل تعریف می شوند. (روابط (۱۳) و (۱۴):

گام ششم: پیاده سازی روش انتخابی در انتشار عدم قطعیت

گام ششم در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ، پیاده سازی روش انتخابی در انتشار عدم قطعیت است. این گام که پس از انتخاب روش مناسب در انتشار عدم قطعیت انجام می شود؛ می بایستی به درستی انجام شود تا خطای ناشی از اجرای روش به حداقل برسد. جداول (۶ تا ۸) پارامترهای اصلی مورد نیاز برای پیاده سازی روش های MCS، FORM و ARSM-DS را نشان می دهد. همان طور که ملاحظه می شود، برای پیاده سازی روش MCS حداقل نیاز به دو پارامتر یا در روش FORM حداقل نیاز به تنظیم شش پارامتر در دو بخش نوع الگوریتم و تنظیمات الگوریتم می باشد. نوع الگوریتم بهینه سازی، دقت مورد انتظار، نوع مشتق گیری، اندازه گام در شیوه مشتق گیری، حداکثر تعداد فراخوانها و تعداد پردازش های موازی از جمله مهم ترین پارامترها در پیاده سازی روش FORM می باشند. تنظیم پارامترها در روش ARSM-DS در جدول نشان داده شده است. همان طور که پیش تر اشاره شد، این روش تلفیق شبه مدل و قابلیت اطمینان می باشد. لذا، پارامترهای اصلی نظیر، تعداد جهت ها، تعداد نقاط پشتیبان در گام اول، ضریب بزرگ نمایی در گام نخست، تعداد نقاط پشتیبان در گام های بعدی و تعداد گام ها، پارامترهایی هستند که از هر دو رویکرد در روش مذکور انتخاب شده اند.

جدول ۶ - تنظیم پارامترها در روش MCS.

Table 6. Setting the parameters in the MCS method.

| | |
|-------------------------------------|------|
| Total number of samples: | 1000 |
| Samples to be computed in parallel: | 3 |

جدول ۷ - تنظیم پارامترها در روش FORM.

Table 7. Setting the parameters in the FORM method.

| 1. Optimization algorithm | |
|-----------------------------------|---------|
| Optimization algorithm used: | NLPQL |
| 2. Optimizer settings | |
| Desired accuracy: | 0.0005 |
| Differentiation scheme: | Central |
| Differentiation step size: | 0.01 |
| Maximum number of solvers runs: | 10000 |
| Number of parallel line searches: | 1 |

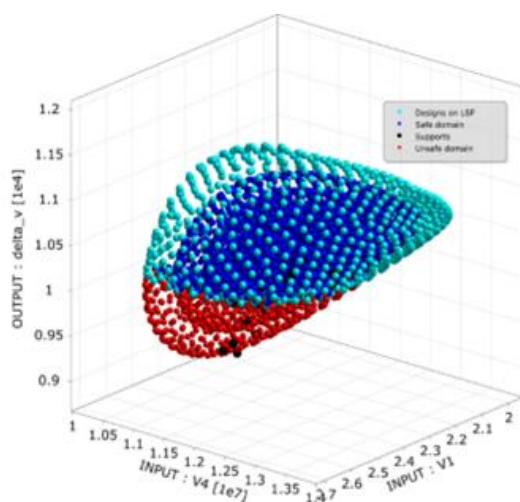
$$g_2(x) = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} - \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{cal} \leq 0 = \left(\frac{M_0}{M_f}\right)_{req} \leq 0.066 \quad (14)$$

$$g_1(x) = I_{spreq} - I_{spcal} \geq 0 = I_{spreq} \geq 316.4 \quad (13)$$

جدول ۹- متغیرها، دامنه تغییرات و عدم قطعیت ها در موتور الکتروپمپی.

Table 9. Variables, range of changes and uncertainties in electropump engine.

| Variable | Reference Value | Min. | Max. | Notation | Variable Type | COV | Distribution Type |
|---|-----------------|------|------|----------------|---------------|-----|-------------------|
| Consumption ratio | 2.24 | 2 | 2.34 | $\frac{0}{f}$ | Continues | % 2 | Normal |
| Ratio of tank volume to propellant volume | 1.04 | 1.03 | 1.05 | k_u | Continues | - | Deterministic |
| Initial pressure of the gas tanks | 270 | 250 | 300 | p_0 | Continues | - | Deterministic |
| Chamber Pressure | 110 | 95 | 120 | p_c | Continues | %2 | Normal |
| Battery energy densities | 230 | 130 | 500 | $\delta_{b,E}$ | Continues | %2 | Normal |
| Efficiency of inverter | 085 | 0.80 | 0.9 | η_{inv} | Continues | - | Deterministic |
| Efficiency of oxidizer pump | 0.66 | 0.63 | 0.7 | η_{oxp} | Continues | - | Deterministic |
| Efficiency of fuel pump | 0.61 | 0.56 | 0.65 | η_{fp} | Continues | - | Deterministic |
| Burning time | 900 | 600 | 1200 | l_b | Continues | - | Deterministic |



شکل ۴- ارتباط فشار محفظه و نسبت مصارف با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی.

Fig. 4. The relationship between the chamber pressure and consumption ratio with the objective function of the final velocity within the cloud of reliability points in the electro-pump feeding system.

از طرفی همان طور که پیش تر نیز اشاره شد، متغیرهای طراحی موتور الکتروپمپ عبارتند از: نسبت مصارف، ضریب حجمی مخازن، فشار اولیه مخازن فشارگذاری، فشار محفظه احتراق، چگالی انرژی باتری، راندمان اینورتور، راندمان پمپ سوخت، راندمان پمپ اکسید کننده و زمان سوزش از میان متغیرهای اشاره شده، سه متغیر نسبت مصارف، فشار محفظه احتراق و چگالی انرژی باتری بعنوان متغیرهای تصادفی انتخاب شده اند. مقادیر انحراف معیار متغیرهای طراحی بر اساس دانش متخصصان یا از بانک داده ها به دست می آید. مقادیر پارامترهای طراحی در هنگام بهینه سازی تغییر نمی کنند.

شکل های ۴ تا ۶، خروجی روش قابلیت اطمینان مورد ارزیابی واقع شده است. در شکل ۴، نمودار ابر قابلیت اطمینان برای فشار محفظه در مقابل نسبت مصارف برای توابع هدف نشان داده شده است. همان طور که ملاحظه می شود، نواحی تحلیل به سه بخش شکست ۱، ایمن ۲ و غیر ایمن ۳ تقسیم شده است. در شکل ۵، احتمال شکست برای روش مورد نظر نشان داده شده است. قابلیت اطمینان برای این روش عدد $1.6e-05$ تخمین زده می شود. شکل ۶ ارتباط فشار محفظه و چگالی انرژی باتری با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی را نشان می دهد.

همان طور که پیش تر ملاحظه شد؛ در این پژوهش از چند احتمالاتی برای پیش بینی قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی مورد استفاده قرار گرفته است.

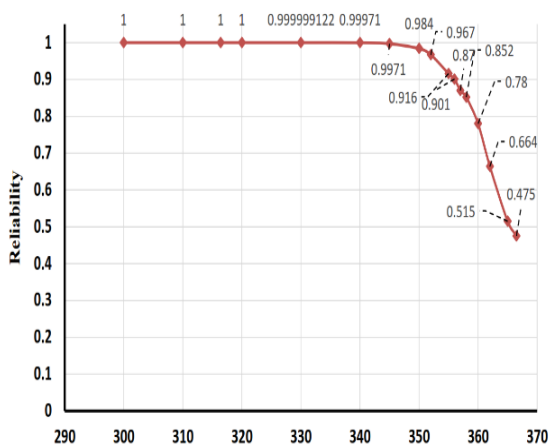
ارزیابی قابلیت اطمینان^۱

ارزیابی قابلیت اطمینان سیستم های پیچیده، تخمین کمی از شاخص های مختلف قابلیت اطمینان سیستم نظیر قابلیت اطمینان سیستم، در دسترس بودن سیستم و میانگین زمان خرابی سیستم بر اساس یک روش احتمالی با استفاده از داده های قابلیت اطمینان است.

ارزیابی قابلیت اطمینان در فاز طراحی بدین مفهوم است که آیا قابلیت اطمینان سیستم با الزامات طراحی مطابقت دارد؟ به طوری که، بتوان برای بهبود محصول پیشنهادات موثری را ارائه نمود.

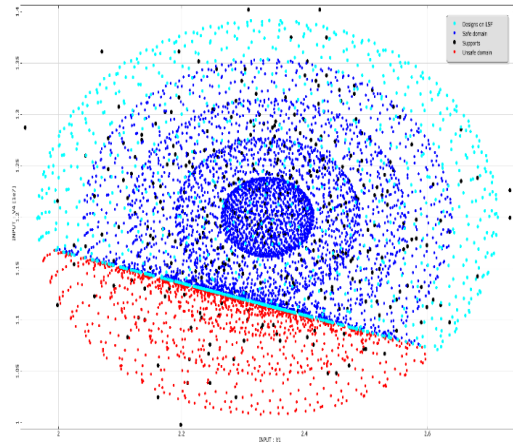
از طرفی ارزیابی قابلیت اطمینان یک سیستم، از مراحل اولیه طراحی یعنی فاز طراحی مفهومی شروع و تا انتهای چرخه عمر یعنی نظارت بر عملکرد سیستم ادامه دارد. ارزیابی کمی قابلیت اطمینان از مهم ترین وظایف تحلیلگر قابلیت اطمینان است.

تحلیل قابلیت اطمینان الکتروپمپ در روش ARSM-DS با توابع حدی ایمپالس ویژه، نسبت جرم و هر دو تابع حدی بترتیب در شکل های ۷ و ۸ نشان داده شده اند. ملاحظه می شود تا زمانی که ایمپالس ویژه موتور ۳۲۰ ثانیه است، قابلیت اطمینان یک است. با افزایش ایمپالس ویژه تا ۳۴۳ قابلیت اطمینان به عدد ۰/۹۹۷ تغییر پیدا می کند. با افزایش ۳/۵ درصدی ایمپالس ویژه، قابلیت اطمینان تا عدد ۰/۹۶۷ کاهش می یابد. در ادامه، با افزایش ۴ درصدی ایمپالس ویژه و رسیدن به حداکثر ایمپالس ویژه یعنی ۳۶۶/۵ ثانیه، سرعت نهایی به میزان ۴ درصد افزایش پیدا می کند.



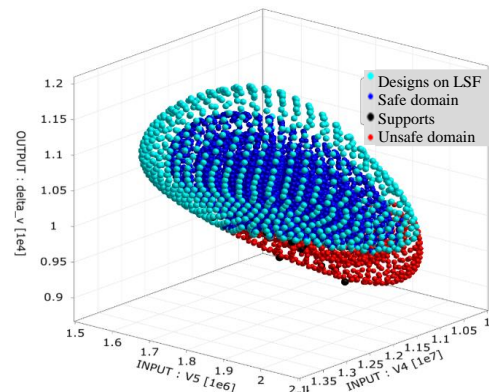
شکل ۷- ارتباط شاخص ایمپالس ویژه و قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی

Fig. 7. Correlation between specific impulse index and reliability in electro-pump feeding system.



شکل ۵- تفکیک ناحیه شکست و ایمن در سیستم تغذیه الکتروپمپی با دو متغیر فشار محفظه و نسبت مصارف.

Fig. 5. Clarify the failure and safe area in electro-pump feeding system with two variables of chamber pressure and consumption ratio.



شکل ۶- ارتباط فشار محفظه و چگالی انرژی باتری با تابع هدف سرعت نهایی در ابر نقاط قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی.

Fig. 6. Relation between chamber pressure and battery energy density with the objective function of the final speed in the cloud of reliability points in the electro-pump feeding system.

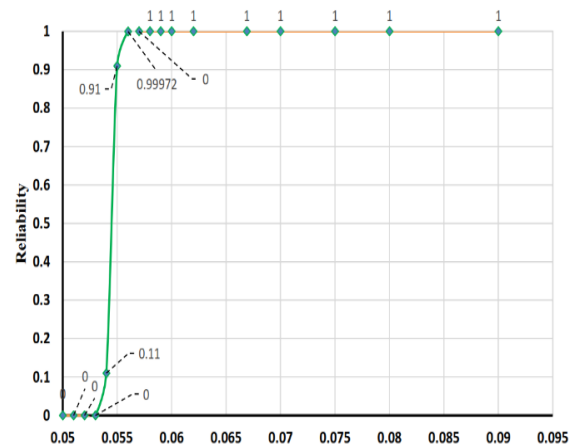
گام هفتم: پیش بینی قابلیت اطمینان الکتروپمپ

در حالت کلی، روش های پیش بینی قابلیت اطمینان به دو دسته تقسیم می شوند: روش اول، مبتنی بر مدل سازی نرخ خرابی سیستم و روش دوم، مبتنی بر شبیه سازی احتمال شکست از طریق تابع تجمعی چگالی احتمال. از مهم ترین روش های احتمالاتی می توان به روش های ذیل اشاره نمود:

روش تحلیل قابلیت اطمینان مرتبه ۱ و ۲، روش شبیه سازی یا نمونه برداری، مدل های جایگزین (شبه مدل ها) و روش های ترکیبی.

Batteries for Electric Vehicles and Emerging Applications, New York: McGraw-Hill, 2001.

- [2] L. Sang-Bok, L. Tae-Kyu, and R. Tae-Seong, "Design optimization of liquid rocket engine using genetic algorithms," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 16, no. 2, pp. 25-33, 2012.
- [3] J. D. Shelton, R. A. Frederick, and A. W. Wilhite, "Launch vehicle propulsion design with multiple selection criteria," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 43, no. 4, pp. 893-902, 2006, <https://doi.org/10.2514/1.16919>.
- [4] A. Jafarqoli, D. Ramsh, J. Abiyat, and M. J. Montazeri, "Liquid propulsion design, morphology and structure," Iranian Aerospace Industries Organisation Structure, 2005, (in Persian).
- [5] P. Bafrani, "Structural design optimization of combustion chamber of liquid propellant engine using evolutionary algorithms," Faculty of Modern Sciences and Technologies, 2013, (in Persian).
- [6] H. Karimi, "Design of liquid propellant engines," K.N. Toosi University of Technology, Tehran, 2012, (in Persian).
- [7] D. Way and J. Olds, "SCORES-Web-based rocket propulsion analysis for space transportation system design," in *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, CA, U.S.A., 1999, <https://doi.org/10.2514/6.1999-2353>.
- [8] K. S. Jeon, J. W. Lee, C. Lee, and J. W. Chang, "Optimal gas generator design for the liquid rocket engine," in *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2004, <https://doi.org/10.2514/6.2004-32>.
- [9] A. A. Kazlov, *Propellant, Schematic and Main Parameters Selection for Liquid Propellant Rocket Engines*, MAI Press, 1997, (in Russian).
- [10] A. A. Kazlov, *Control and Feed System's Elements of Liquid Propellant Rocket Engines*, Russian, Mashinostroenie Press: Moscow, 1988, (in Russian).
- [11] J. M. Brillouet et al., "The tannosome is an organelle forming condensed tannins in the chlorophyllous organs of tracheophyta," *Annals of Botany*, vol. 112, no. 6, pp. 1003-1014, 2013, <https://doi.org/10.1093/aob/mct168>.
- [12] S. Lee, T. Lim, and T.-S. Roh, "Development of a system analysis program for a liquid rocket engine," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 29, pp. 2375-2380, 2015, <https://doi.org/10.1007/s12206-015-0535-x>.
- [13] G. Cai, J. Fang, Y. Zheng, X. Tong, J. Chen, and J. Wang, "Optimization of system parameters for liquid rocket engines with gas-generator cycles," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 26, no. 1, pp. 113-119, 2010, <https://doi.org/10.2514/1.40649>.



شکل ۸- ارتباط شاخص نسبت جرم و قابلیت اطمینان در سیستم تغذیه الکتروپمپی.

Fig. 8. Correlation between mass ratio index and reliability in electro-pump feeding system.

نتیجه گیری و جمع بندی

در این پژوهش نحوه پیاده سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی یک سامانه فضایی با استفاده از گام های مشخص ارائه شد. هشت گام اصلی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان موتور سوخت مایع الکتروپمپ بیان شد. در تخصیص قابلیت اطمینان هشت روش متداول معرفی و دو روش منتخب در موتور الکتروپمپ پیاده سازی شد. ملاحظه شد که هر دو روش در تخصیص قابلیت اطمینان به عدد ۰/۹۹۷ رسیدند. در ارزیابی قابلیت اطمینان از روش ARSM-DS با توابع حدی ایمپالس ویژه، نسبت جرم استفاده شد. ملاحظه شد تا زمانی که ایمپالس ویژه موتور ۳۲۰ ثانیه است، قابلیت اطمینان یک است. با افزایش ایمپالس ویژه تا ۳۴۳ قابلیت اطمینان به عدد ۰/۹۹۷ تغییر پیدا می کند. با افزایش ۳/۵ درصدی ایمپالس ویژه، قابلیت اطمینان تا عدد ۰/۹۶۷ کاهش می یابد. با افزایش سرعت نهایی از ۹۶۵۰ تا ۱۰۱۰۰ متر بر ثانیه، قابلیت اطمینان از ۰/۹۸۴ تا ۰/۴۷۵ کاهش می یابد. دلیل این کاهش محسوس نزدیک شدن نقطه شکست به نقطه بهینه (ماکزیمم ایمپالس ویژه و مینیمم نسبت جرم) می باشد. با افزایش ۷ درصدی سرعت نهایی، یعنی تغییر سرعت نهایی از ۹۰۰۰ به ۹۶۵۰ متر بر ثانیه، قابلیت اطمینان تا ۰/۹۸۴ تغییر می کند.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] D. Linden, *Handbook of Batteries, Advanced*

- [22] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Omimi, "A new synthetic metamodel methodology for liquid-propellant engine's cooling system optimization," *Heat Transfer*, vol. 50, no. 1, pp. 907-941, 2021, <https://doi.org/10.1002/htj.21911>.
- [23] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Omimi, "A novel framework for liquid propellant engine's cooling system design by sensitivity analysis based on RSM and multi-objective optimization using PSO," *Advances in Space Research*, vol. 67, no. 5, pp. 1682-1700, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.11.018>.
- [24] H. R. Alimohammadi and R. Aghaei-Togh, "Multi-objective multidisciplinary design optimization of liquid-propellant engines thrust chamber based on a surrogate model," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 237, no. 14, pp. 3215-3229, 2023, <https://doi.org/10.1177/09544100231182268>.
- [25] S. M. Hashemi Dolabi, "Multi-subject design of space launch vehicle of liquid propellant based on reliability by fuzzy set theory method," Ph.D. dissertation, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 2013, (in Persian).
- [26] T. Fossnes, K. Forsberg, R. Wray, G. Fisher, and W. Mackey, *Systems Engineering Handbook*, International Council on Systems Engineering (INCOSE), 2000.
- [27] H. Naseh, H. R. Alimohammadi, and F. Omimi, "Increasing the reliability of the country's space launch vehicle by replacing a new generation of engines," in *5th International Conference on Reliability and Safety Engineering*, Shiraz, Iran, 2018, (in Persian).
- [28] H. Naseh, H. R. Alimohammadi, and F. Omimi, "Design and multi-subject optimization of electro-pump liquid propellant engines with regard to reliability," Ph.D. dissertation, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran, 2021, (in Persian).
- [14] F. A. d. S. Mota, J. N. Hinckel, E. M. Rocco, and H. Schlingloff, "Modeling and analysis of a LOX/ethanol liquid rocket engine," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 10, 2018, Art. no. 3018, <https://doi.org/10.5028/jatm.v10.914>.
- [15] A. Okninski, J. Kindracki, and P. Wolanski, "Multidisciplinary optimisation of bipropellant rocket engines using H₂O₂ as oxidiser," *Aerospace Science and Technology*, vol. 82-83, pp. 284-293, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.08.036>.
- [16] H. Naseh, H. R. Alimohammadi, and F. Omimi, "A new approach in the design of complex products," in *5th International Conference on Reliability and Safety Engineering*, Iran, 2018, (in Persian).
- [17] N. Soldà and D. Lentini, "Opportunities for a liquid rocket feed system based on electric pumps," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 24, no. 6, pp. 1340-1346, 2008, <https://doi.org/10.2514/1.35074>.
- [18] P. P. Rachov, H. Tacca, and D. Lentini, "Electric feed systems for liquid-propellant rockets," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 29, no. 5, pp. 1171-1180, 2013, <https://doi.org/10.2514/1.B34714>.
- [19] H. D. Kwak, S. Kwon, and C. H. Choi, "Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle," *Aerospace Science and Technology*, vol. 77, pp. 67-82, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.02.033>.
- [20] D. Ramesh, "Development of static and dynamic optimization algorithm of closed cycle cryogenic propulsion systems," Ph.D. dissertation, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 2013, (in Persian).
- [21] H. R. Alimohammadi, H. Naseh, and F. Omimi, "An integrated methodology applied for reliability based multi-disciplinary design optimization in EPFE with LOX/kerosene," *Reliability Engineering & System Safety*, vol. 240, 2023, Art. no. 109570, <https://doi.org/10.1016/j.res.2023.109570>.

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 سنجش 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 نوبری 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:

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

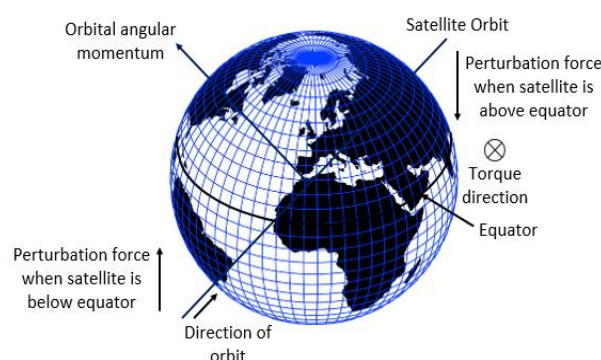
در نهایت نشان داده می‌شود که نرخ میانگین تغییر زوایای تقدم گره Ω و آرگمان حضیض ω تحت اثر اختلال J_2 عبارتند از [۱۲-۱۴]:

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

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

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.

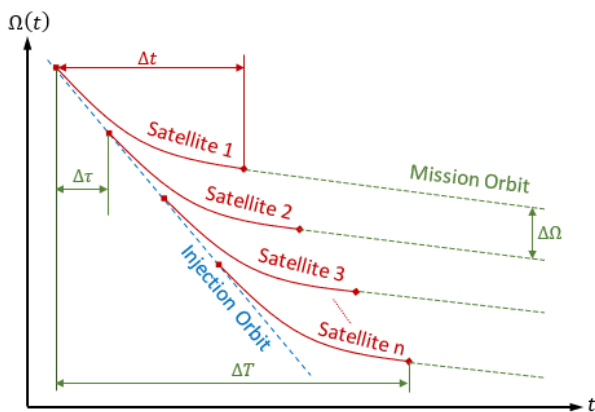
برای یک ماهواره در یک مدار پیش‌رونده ($0^\circ \leq i < 90^\circ$) این گردش به سمت غرب و در جهت خلاف چرخش زمین حول محور خودش است؛ بنابراین این حرکت به نام پسروی گره‌ها^۱ نامیده می‌شود. بالعکس برای حرکت یک ماهواره در مدار پسرونده ($90^\circ < i \leq 180^\circ$) گردش به سمت شرق و هم‌جهت با حرکت دورانی 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.

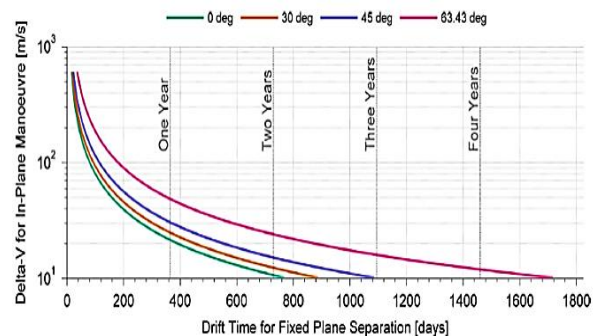
Fig. 3. RAAN evolution for the sequential deployment method.

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_a ، W_e و W_i 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.

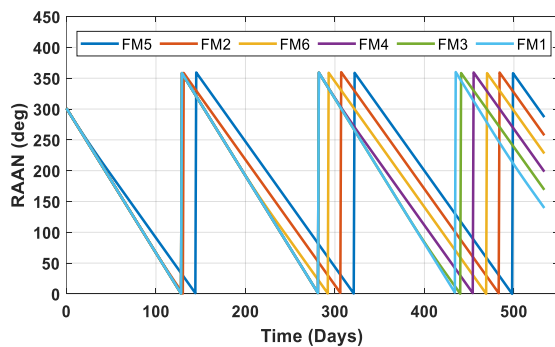
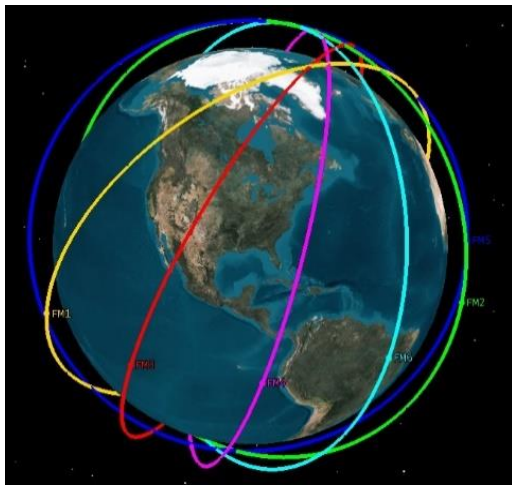
زاویه‌های نیروی پیشران طوری به‌دست می‌آیند که مشتق \dot{Q} تا حد امکان در هر لحظه منفی باشد تا قوانین هدایتی نزدیک به بهینه تولید کند. قانون هدایت برای شیب مداری و گرہ صعودی ساختار مشابهی دارد؛ بنابراین هم ΔV (یا جرم سوخت) و هم زمان مانور به‌وسیله

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].

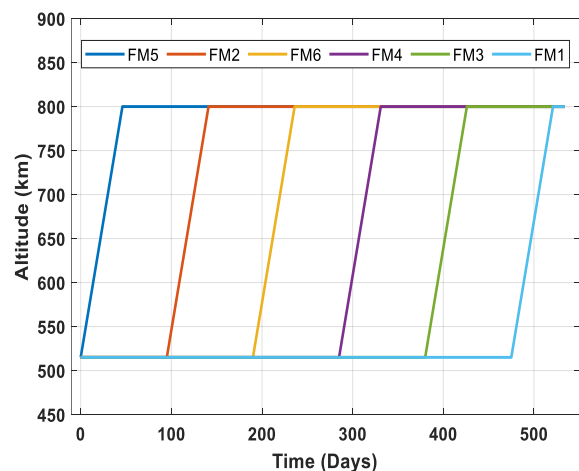
Table 2. Comparison of simulated ΔV vs. actual ΔV [11].

| 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.

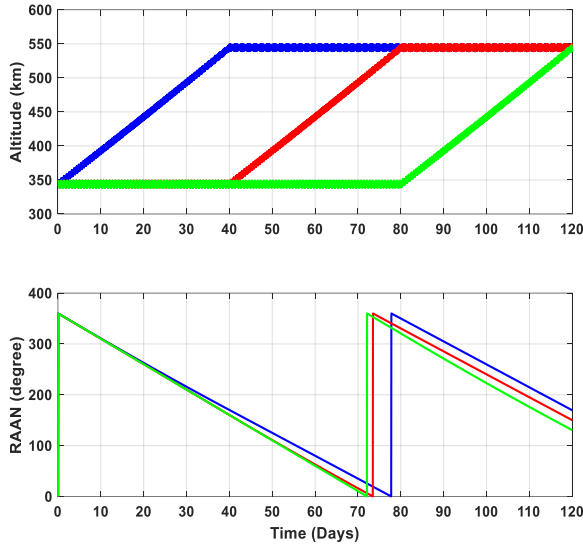
با استفاده از اطلاعات جدول (۱) و همچنین انتشار مدار با نیروی پیشران زیرسیستم پیشران در مدت زمان ۵۳۴ روز (حدود ۱۸ ماه)، روند روانه‌سازی منظومه به صورت تحلیلی به دست می‌آید که تغییرات ارتفاع و زاویه گره صعودی به ترتیب در شکل‌های (۴، ۵) نمایش داده شده است.



شکل ۴- تغییرات ارتفاع منظومه (۱).

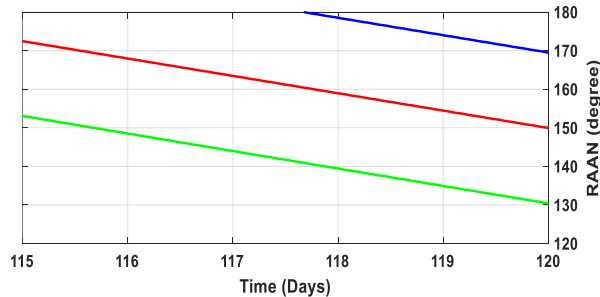
Fig. 4. Altitude of constellation (1).

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.

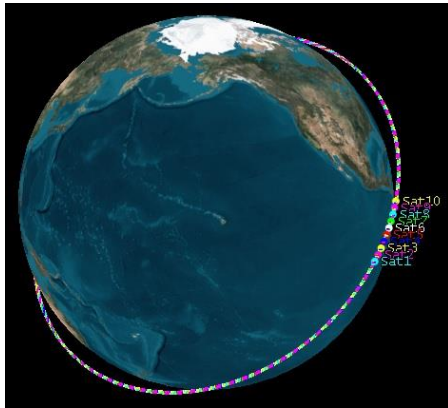
جدول ۳- مشخصات مأموریت منظومه (۲).

Table 3. Constellation (2) specifications.

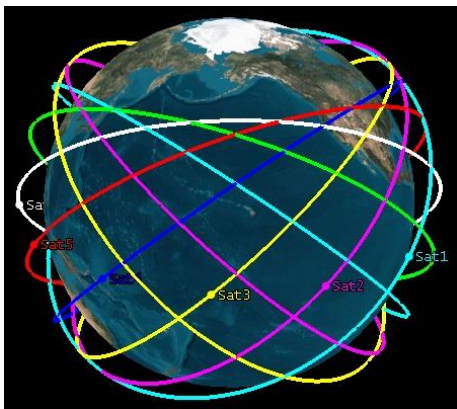
| Mission Specifications | |
|--------------------------------|---|
| No. of Satellites, n_s | 18 |
| No. of Planes, n_p | 18 |
| Propulsion | Hall-Effect Thrusters |
| Specific Impulse | 3000 sec |
| Injection Orbit Specifications | |
| Semi-major axis, a (km) | 6728 |
| Eccentricity, e | 0 |
| Inclination, 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.

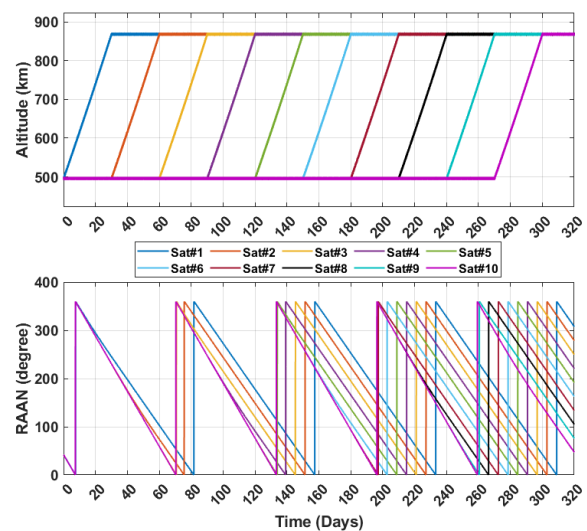
همچنین در شکل (۹) موقعیت ماهواره‌ها قبل از شروع روند روانه‌سازی و بعد از اتمام این روند نمایش داده شده است. پس از اتمام عملیات پرتاب دسته ۱۰ تایی ماهواره‌ها توسط سامانه ماهواره‌بر، ماهواره‌ها در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری با استفاده از سیستم جدایش سرد توسط فنر یکی پس از دیگری با یک تأخیر زمانی به دلیل پیشگیری 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 ۲۰ 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

Original Research Paper

Laboratory Development Approach in a 6DoF Launch Vehicle Simulation Design

Reza Esmaelzadeh^{1*}  and Fatemeh Zahra Rahmani²

1. Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2. Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 15 June 2021

Revised 07 November 2021

Accepted 23 November 2021

Available Online 15 April 2022

Keywords:

6DoF simulation

Software in the loop

Hardware in the loop

Software engineering standards

RUP

ABSTRACT

A significant challenge in developing simulation software for flying objects is managing the transition from concept design to the final stages of hardware-in-the-loop integration. This paper introduces essential software engineering standards and procedures for developing robust, multi-stage launch vehicle simulation software using a novel approach to address this challenge. The proposed rational unified process (RUP) structure supports the rapid deployment of six degrees of freedom (6DoF) simulation software, allowing its application with minimal modifications in software-in-the-loop and hardware-in-the-loop laboratories. The paper discusses the standards and procedures for software production, followed by a detailed examination of the proposed simulation software structure. The RUP is recommended for developing 6DoF satellite simulation software, emphasizing that the programming expertise is more crucial than the choice of programming language. Given the Iranians strong programming expertise in C++, it is recommended as the programming language for 6DoF simulation due to its ease of debugging and faster development speed. Adhering to standard C++ ensures compatibility across C++ Builder, Turbo C++, and Visual C++ compilers with minimal modifications. Furthermore, the paper discusses the limitations of other languages, such as Fortran and Delphi, for subsystems like vehicle dynamics simulation (VDS), highlighting their weaker support for object-oriented programming. The conclusion supports the use of C++ for its robustness, flexibility across compilers, and strong development tools, thereby enhancing the efficiency and maintainability of satellite simulation projects.

*Corresponding Author's E-mail: esmaelzadeh@aut.ac.ir**How to Cite this Article:**R. Esmaelzadeh and F.Z. Rahmani, "Laboratory development approach in a 6DoF launch vehicle simulation design," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 81-91, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2022.1351>.**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/).

رویکرد توسعه آزمایشگاهی در طراحی ساختار کد شبیه‌سازی شش درجه آزادی ماهواره‌ها

رضا اسماعیل‌زاده^{*۱} و فاطمه‌زهره رحمانی^۲

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۲- کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

چکیده

یکی از مشکلات جاری در توسعه نرم‌افزارهای شبیه‌سازی دینامیک، هدایت، کنترل و ناوبری اجسام پرنده، فرایند رشد و ارتقای نرم‌افزار از فاز طراحی مفهومی یک پروژه تا آخرین مراحل آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه است. در این مقاله، استانداردها و رویه‌های لازم مهندسی نرم‌افزار برای تولید نرم‌افزار شبیه‌سازی ماهواره‌برهای چندمرحله‌ای صلب چندمنظوره با رویکردی جدید معرفی می‌گردد تا بتواند بر این مشکل فائق آید. ساختار پیشنهادی RUP برای تولید نرم‌افزار شبیه‌سازی شش درجه آزادی، این قابلیت را به نرم‌افزار می‌دهد که به سرعت و با کمترین تغییرات در آزمایشگاه‌های نرم‌افزار در حلقه و سخت‌افزار در حلقه مورد استفاده قرار گیرد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۵ خرداد ۱۴۰۰

بازنگری ۱۶ آبان ۱۴۰۰

پذیرش ۰۲ آذر ۱۴۰۰

اولین انتشار ۲۶ فروردین ۱۴۰۱

واژه‌های کلیدی:

شبیه‌سازی شش درجه آزادی
آزمایشگاه نرم‌افزار در حلقه
آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه
استانداردهای مهندسی
RUP

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: esmaelzadeh@aut.ac.ir

How to Cite this Article:

R. Esmaelzadeh and F.Z. Rahmani, "Laboratory development approach in a 6DoF launch vehicle simulation design," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 2, pp. 81-91, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2022.1351>.



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/).



متخصصین هوافضایی عمدتاً بر حسب تجربه اقدام به توسعه چنین نرم‌افزارهایی نموده‌اند و کمتر به استانداردهای توسعه نرم‌افزارهای هوافضایی توجه داشته‌اند. این مقاله الزامات و استانداردهای این حوزه را بررسی می‌کند.

ساختار این مقاله بدین‌صورت سازماندهی شده است که ابتدا به استانداردها و رویه‌های تولید نرم‌افزار پرداخته و سپس ساختار نرم‌افزار شبیه‌سازی پیشنهادی مورد بحث قرار داده می‌شود.

استانداردها و رویه‌های تولید نرم‌افزار

با توجه به توسعه تجارت بین‌الملل و نیاز به استفاده از استانداردهای معتبر، مؤسسه بین‌المللی ISO با همکاری مؤسسه IEC^۱ اقدام به تدوین استانداردهای بین‌المللی برای تولید و مستندسازی محصولات نرم‌افزاری نموده‌اند. استاندارد ISO/IEC12207 که در سال ۱۹۹۵ ارائه شد توصیه‌هایی برای کل چرخه ساخت و حیات یک محصول نرم‌افزاری پیشنهاد کرده است که به عنوان نمونه کاربردی به [۱۰] می‌توان مراجعه نمود. پس از آن IEEE به کمک مؤسسه EIA^۲ اقدام به بومی‌سازی استاندارد ۱۲۲۰۷ در آمریکا نمود و نسخه بومی شده و بهتر توصیف شده‌ای تحت‌عنوان IEEE/EIA12207 [۱۱] ارائه کرد. در نهایت DOD با پذیرش استاندارد مذکور، استانداردهای قبلی خود یعنی MIL-STD-498 و J-STD-016-1995 را از رده خارج کرد.

یکی از معتبرترین سازمان‌های استانداردسازی اروپا، استانداردهای آژانس فضایی اروپاست. اولین نسخه این استانداردها در سال ۱۹۸۴ منتشر شد که اکنون رعایت این استانداردها برای کلیه نرم‌افزارهای آژانس اجباری است. مرجع [۱۲] به تجزیه و تحلیل مفاد استاندارد ESA-PSS-05-00 نسبت به استاندارد ISO/IEC12207 پرداخته است. براساس این استاندارد مراحل که باید در چرخه حیات یک نرم‌افزار طی شود عبارتند از:

- تعیین نیازهای کاربر و نرم‌افزار
- طراحی معماری نرم‌افزار و طراحی تفصیلی و تولید نرم‌افزار
- انتقال و واگذاری نرم‌افزار برای بهره‌برداری
- نگهداری و بهره‌برداری

فرآیند مهندسی نرم‌افزار مجموعه‌ای از قدم‌های قابل پیش‌بینی برای توسعه نرم‌افزار را مشخص می‌کند. پیروی از یک رویه منظم تولید نرم‌افزار به تولیدکنندگان نرم‌افزار کمک می‌کند امور مربوط به تولید نرم‌افزار را منظم و پروژه را در حداقل زمان ممکن و با کارایی بالایی انجام دهند. برای طراحی یک رویه تولید

مقدمه

امروزه ابزار شبیه‌سازی در طیف وسیعی از کاربردها علمی و فنی مورد استفاده قرار می‌گیرد؛ توسعه الزامات عملکردی یک محصول، اعتبارسنجی طراحی، پشتیبانی از آزمایش‌ها، کاهش هزینه آزمایش‌ها، بررسی محیط‌های غیرقابل دسترس، آموزش کاربر، تمرین فرایندهای خطرناک، تحلیل دینامیک پرواز، تجمیع قطعات و تفریح، نمونه‌ای از این کاربردها هستند [۱].

شبیه‌سازی مسیر نقش مهمی را در توسعه ماهواره‌برها ایفا می‌کند. حجم زیاد مقالات و سایر متون علمی در این خصوص، مبین این اهمیت است. حین مراحل ابتدایی برنامه توسعه یک ماهواره‌بر، مهندسين برای ارزیابی طرح‌های جایگزین پیش‌رانش، پیکربندی، آیرودینامیک، محل پرتاب و محدودیت‌های آن، هدایت، کنترل و ناوبری از شبیه‌سازی پرواز استفاده می‌کنند. شبیه‌سازی به دلیل همین مباحث چندگانه‌ای که در بر می‌گیرد می‌تواند چالش‌انگیز باشد. چارچوب مدل‌سازی و شبیه‌سازی ماهواره‌برها در مراجعی نظیر [۲-۴] مطرح شده است.

زبان‌های مورد استفاده در شبیه‌سازی را به دو دسته کلی می‌توان تقسیم کرد [۵]: زبان‌های دستوری یا Imperative هستند که در آن‌ها عبارات و الگوریتم‌ها در قدم‌های صریح تعریف می‌شوند؛ و در نقطه مقابل این نوع زبان‌ها، امروزه رویکرد نوینی از زبان‌های مدل‌سازی تحت عنوان زبان اعلانی یا Declarative نظیر Modelica [۶] توسعه یافته‌اند که در آن‌ها اعلانات از طریق معادلات انجام می‌شوند. در این مقاله صرفاً به زبان‌های دستوری پرداخته‌ایم.

به دلیل هزینه زیاد تست، اصلاحات زیاد و زمان طولانی تست واقعی سامانه‌ها، شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه (HIL) که در آن بخش‌های نرم‌افزاری با سخت‌افزار جایگزین می‌شود روشی است که به خوبی برای اعتبارسنجی صحت الگوریتم‌های ناوبری [۷]، هدایت [۸] و کنترل [۹] تثبیت شده است. در این شبیه‌سازی عملکرد سخت‌افزارهای مختلف را در شرایط مختلف پروازی می‌توان بررسی نمود. امکان توسعه نرم‌افزار شبیه‌سازی به شبیه‌سازی HIL الزاماتی دارد که از ابتدای فرایند توسعه نرم‌افزار باید به آن‌ها توجه داشت. یکی از مشکلات جاری این حوزه فرایند رشد و ارتقای نرم‌افزار از فاز طراحی مفهومی یک پروژه تا آخرین مراحل آزمایشگاه HIL است که می‌تواند منجر به چالش‌هایی ناشی از تغییرات و اصلاحات فراوان و زمان‌بر شود.

اگرچه تولید نخستین نرم‌افزارهای شبیه‌سازی اجسام پرنده در کشور به اواسط دهه شصت باز می‌گردد و لیکن با وجود عمر نسبتاً کوتاه خود، تاکنون پیشرفت‌های قابل ملاحظه‌ای داشته‌اند. متأسفانه

مسئول پروژه نرم‌افزاری باشد. مزایای استفاده از Scrum بسیار است اما این روش چند اشکال نیز دارد:

۱- روش جدیدی است و با روش‌های مرسوم تفاوت‌های زیادی دارد.
۲- برخی از برنامه‌نویسان حرفه‌ای ممکن است از تکالیفی که مدیر Scrum به ایشان می‌دهد راضی نباشند و بخواهند روش قدیمی خود را اجرا نمایند و در صورت اجبار، در روند اجرای پروژه کارشکنی کرده و مشکل‌آفرینی کنند.

۳- از آنجاکه مدیر Scrum هم از نظر کیفی و هم کمی باید پروژه را مدیریت کند، Scrum نیاز به مدیر بسیار قدرتمند دارد.

۴- Scrum را می‌توان به عنوان روش تولید نرم‌افزار نام برد، اما این روش بیشتر روش مدیریت پروژه هوشمند خوبی است و نمی‌توان آن را به صورت منفرد استفاده نمود. Scrum را از آن جهت می‌توان روش خوبی برشمرد که روشی تحقیقی براساس تخمین، اولویت‌بندی، عملکرد گروه و بررسی نتایج است که اگر به صورت صحیح مورد استفاده قرار گیرد و قبل از استفاده به صورت کامل آموزش داده شود، می‌تواند راندمان پروژه‌های نرم‌افزاری را به خصوص تولید نرم‌افزارهای زیرمجموعه که خود نیز در نهایت تشکیل نرم‌افزار بزرگی را خواهند داد، به صورت بسیار محسوس بالا ببرد.

روش RUP³ یکی از معروف‌ترین رویه‌های تولید نرم‌افزار بوده که توسط شرکت IBM طراحی شده است. در حقیقت هدف اصلی RUP اطمینان از این موضوع مهم است که آیا نرم‌افزار تولیدشده نیازهای کاربران را به صورت کامل، با کیفیت بالا، در زمان معین و با بودجه مشخص برآورده کرده است یا خیر. RUP دارای سه جزء اصلی است: جزء اول از مجموع راه‌حل‌های خوب که در رویه می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد تشکیل شده است. جزء دوم همان مراحل تهیه نرم‌افزار است و جزء آخر قسمت‌های تشکیل‌دهنده این رویه است. RUP شش راه‌حل خوب را که می‌تواند در مراحل مختلف این رویه به ما کمک کند معرفی کرده است [۱۴]:

- ۱- استفاده از Use-Case ها که می‌توانند در جمع‌آوری نیازهای کاربران مفید باشند،
 - ۲- استفاده از معماری نرم‌افزار قابل استفاده مجدد،
 - ۳- استفاده از روش‌های تکرارشونده برای کنترل بهتر و آسان پروژه،
 - ۴- استفاده از نمودارهای UML،
 - ۵- کنترل تغییرات در نرم‌افزار،
 - ۶- کنترل کیفیت نرم‌افزار با توجه به درخواست‌های اولیه کاربران
- تولید نرم‌افزار شبیه‌سازی مبتنی بر فرضیات و اصولی است که لازم است به آن‌ها توجه نمود [۱۵]:

نرم‌افزار می‌توان از روش‌های متفاوتی استفاده کرد و از آن جا که هر پروژه نرم‌افزاری با دیگر پروژه‌ها متفاوت است، می‌توان گفت رویه تولید آن پروژه نیز با دیگر پروژه‌ها تفاوت دارد. در واقع انتخاب این روش‌ها رابطه مستقیمی با اندازه گروه در پروژه دارد و نرم‌افزارهای بزرگ و کوچک نیاز به رویه‌های تولید متفاوت دارند. از مهم‌ترین این روش‌ها می‌توان به مدل‌های آبشاری، Scrum و RUP اشاره کرد.

مدل آبشاری که گاهی «چرخه حیات کلاسیک» یا «مدل ترتیب خطی» نامیده می‌شود، بیانگر نگرش نظام‌مند و زنجیره‌ای نسبت به تولید نرم‌افزار است که در سطح سیستم شروع شده و با تحلیل، طراحی، کدنویسی، آزمون و پشتیبانی نرم‌افزاری پیشروی می‌کند. DOD_STD_2167A به‌طور جامع در تولید نرم‌افزار بر مدل آبشاری تکیه دارد [۱۳]. در این روش سیستم به قسمت‌های کوچک تقسیم شده و سطوح مختلفی از این تقسیم‌بندی به وجود می‌آید. سپس برای نمایش و مدل‌سازی چگونگی گردش اطلاعات دیگرام جریان داده¹ (DFD) ایجاد می‌شود. با پرداختن به جزئیات هر DFD می‌توان به تعریف فرایند رسید و در این مرحله یا کد مستقیماً نوشته می‌شود یا ابتدا طراحی الگوریتم انجام شده، سپس کد نوشته می‌شود. برای نمایش و مدل‌سازی ساختار اطلاعاتی ERD² ترسیم و از روی آن پایگاه داده طراحی می‌شود.

امروزه، یکی از روش‌های تولید نرم‌افزار که به خصوص برای پروژه‌های نرم‌افزاری کوچک مورد استفاده قرار می‌گیرد و توسط بسیاری از صاحب‌نظران مورد تأیید قرار گرفته است، روش Scrum است. با استفاده از این روش تکرارشونده، می‌توان نرم‌افزارهای بزرگ را به قسمت‌های کوچکتر تقسیم و سپس هر قسمت را با کیفیت بالا تهیه کرد. در این روش، مدیریت قوی تولید نرم‌افزار وجود دارد که به برنامه‌نویسان اجازه می‌دهد با استفاده از آن در پروژه‌ها به سرعت نرم‌افزار مورد نظر را تهیه نمایند. در این روش هر عضو از گروه موظف به درک وظیفه خود در پروژه است و باید یک هدف مشخص را در تمامی مراحل عملیاتی یا فازهای اجرایی دنبال کند.

اما چه تفاوتی بین Scrum و دیگر روش‌های تولید نرم‌افزار وجود دارد؟ در جواب این سؤال باید یادآور شد که در Scrum هر مرحله قسمتی از نرم‌افزار را آماده می‌کند. در این روش می‌توان پیشرفت در تولید نرم‌افزار را در هر مرحله به خوبی احساس کرد. روش Scrum وقتی می‌تواند بیشتر مفید باشد که در ابتدای پروژه نیازهای کاربران به صورت دقیق مشخص نباشد و یک گروه کوچک

OFP، قابلیت اطمینان بالا و حساسیت آن است. برنامه OFP یک ماهواره‌بر می‌تواند حداقل شامل ماژول‌های زیر باشد:

- ماژول سیستم کنترل ماهواره‌بر
- ماژول سیستم هدایت
- ماژول سیستم ناوبری
- ماژول پردازش سیگنال‌های سنسورهای کمک ناوبری
- ماژول سیگنال‌های تله‌متری (در صورت نیاز)
- ماژول مدیریت فرامین سیستمی ماهواره‌بر
- ماژول سیستم تشخیص شکست جهت انهدام خودکار

یکی از نرم‌افزارهایی که هیچ ارتباطی با OFP ندارند، زیرسیستم VDS است. این زیرسیستم حداقل شامل ماژول‌های زیر است:

- ماژول حل معادلات دیفرانسیل
- ماژول حل محاسبات تانسوری، برداری و ماتریسی
- ماژول خواندن ورودی‌های پیش‌رانش و آیرودینامیک
- ماژول مدل اتمسفر
- ماژول مدل جاذبه زمین
- ماژول معادلات ماهواره‌بر
- ماژول درون‌یابی و برون‌یابی عددی
- ماژول محاسبات تراس و جرمی - اینرسی ماهواره‌بر
- ماژول شبیه‌ساز IMU
- ماژول شبیه‌ساز سیستم سرومکانیزم

ماژول شبیه‌ساز تأخیرهای سخت‌افزاری و پسخور فرامین مدیریت

سیستمی OFP

یکی دیگر از نرم‌افزارهایی که هیچ ارتباطی با OFP ندارند، زیرسیستم مقداردهی اولیه پارامترهای VDS است. این زیرسیستم وظیفه‌اش این است که فایل یا پارامترهای نیروی پیش‌ران، فایل یا ضرایب آیرودینامیکی، پارامترهای جرمی، اینرسی و ابعادی ماهواره‌بر، فایل خطاهای پارامترهای محیطی، جرمی، اینرسی و انرژی، ترجیحات شبیه‌سازی مثل چند مرحله‌ای بودن را از کاربر دریافت دارد. همچنین این زیرسیستم ممکن است شامل ویرایشگر طراحی موتور ماهواره‌بر که خروجی آن فایل پیش‌رانش و پارامترهای موتور است و ویرایشگر کد ضرایب آیرودینامیکی به‌صورت کد MD یا Mark4 باشد.

زیرسیستم آنالیز خروجی، زیرسیستمی است که وظیفه آن تهیه محیط گرافیکی کاربرپسند برای تحلیل پارامترهای VDS و OFP است.

- هیچ شبیه‌سازی منفرد و یکپارچه‌ای نیاز همه کاربران را برآورده نمی‌کند؛ کاربران دارای علائق و نیازهای متفاوتی در دقت و جزئیات هستند،
 - توسعه‌دهندگان شبیه‌سازی دارای دانش متفاوتی در موضوع مورد شبیه‌سازی هستند،
 - هیچ‌کس نمی‌تواند انتظار داشته باشد همه کاربردهای شبیه‌سازی ترکیب شوند؛ دنیا در حال تغییر است و هیچ‌کس کاربردهای آتی شبیه‌سازی را حتی در یک حوزه نمی‌داند.
 - باید امکان استفاده از فناوری و ابزارهای آتی لحاظ شود.
- با این فرضیات، توسعه‌دهندگان شبیه‌سازی باید اهداف ذیل را در نظر داشته باشند [۱۵]:

- باید امکان تجزیه یک مسئله شبیه‌سازی بزرگ به بخش‌های کوچکتر وجود داشته باشد، بخش‌های کوچکتر را به راحتی و صحیح‌تر می‌توان تعریف، ایجاد و اعتبارسنجی کرد،
- باید امکان ترکیب بخش‌های کوچکتر نرم‌افزاری به شبیه‌سازی بزرگ وجود داشته باشد،
- باید امکان ترکیب این بخش‌های کوچک به سایر بخش‌های حتی پیش‌بینی نشده برای ایجاد یک شبیه‌سازی جدید وجود داشته باشد،
- توابع عمومی باید از شبیه‌سازی خاص جدا شوند، در مورد استانداردهای معماری نرم‌افزار که لازم است در شبیه‌سازی رعایت شوند مرجع [۱۵] نکات کاربردی قابل توجهی مطرح نموده که در ساختار پیشنهادی نرم‌افزار شبیه‌سازی که در بخش بعد ارائه می‌شود مطرح شده است.

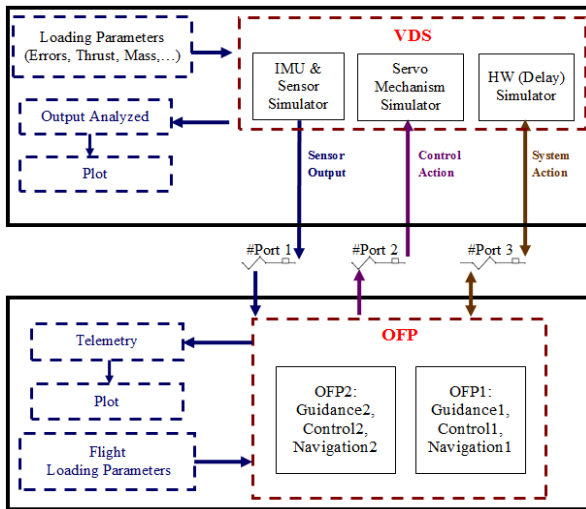
ساختار پیشنهادی نرم‌افزار شبیه‌سازی

زیرسیستم‌های نرم‌افزار شبیه‌سازی را از دید کاربردی به دو نوع می‌توان تقسیم کرد: زیرسیستم برنامه پرواز (OFP) یا به‌طور کلی زیرسیستم‌هایی که حین پرواز استفاده می‌شوند و زیرسیستم‌های دینامیکی که حین پرواز استفاده نمی‌شوند که خود دو قسم است:

الف- نرم‌افزارهایی که هیچ ارتباطی با OFP ندارند نظیر شبیه‌ساز دینامیک ماهواره‌بر VDS^2

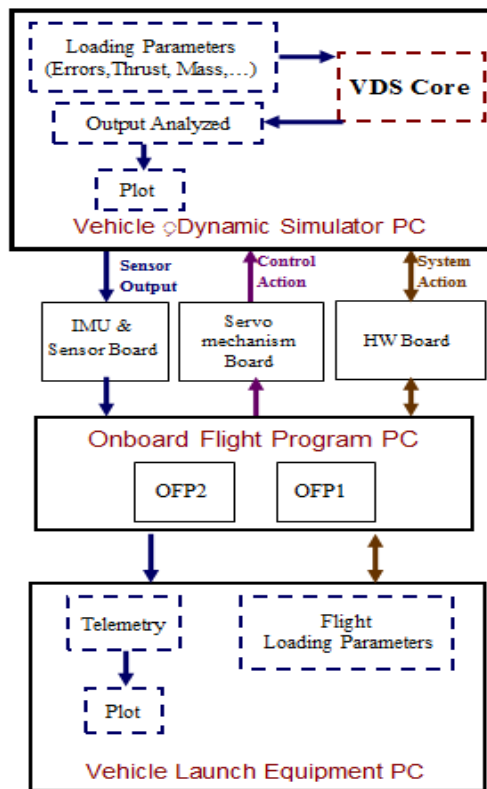
ب- نرم‌افزارهایی مرتبط با OFP

این تقسیم‌بندی به خاطر اهمیت OFP و برنامه‌های مرتبط با آن است. برنامه OFP مثل سخت‌افزارهای سیستم هدایت و کنترل، بالاترین کلاس یعنی کلاس نظامی دارد. بنابراین از خصوصیات برنامه



شکل ۲- اولین قدم ایجاد آزمایشگاه نرم افزار در حلقه ساده.

Fig. 2. The first step to create the software lab in a simple loop.



شکل ۳- آزمایشگاه نرم افزار در حلقه نهایی.

Fig. 3. Software lab in the final loop.

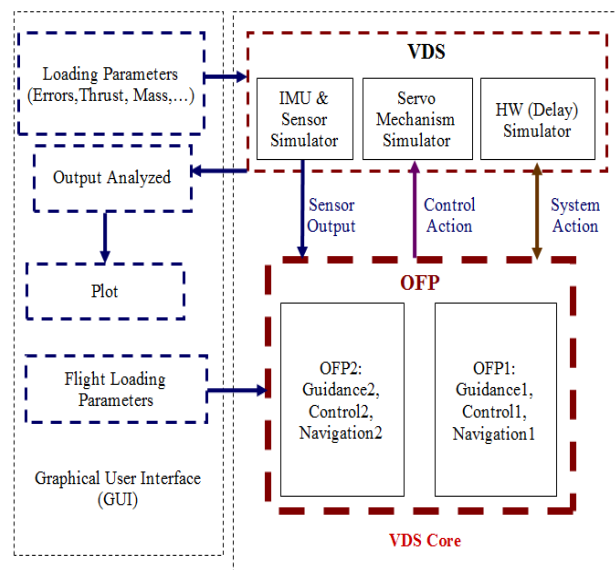
قابلیت آزمایشگاه نرم افزار در حلقه

با ساختار شبیه سازی شش درجه آزادی پیشنهادی و با دوتکه کردن آن به صورت شکل (۲)، یک شبیه سازی نرم افزار در حلقه ساده ایجاد

این زیرسیستم همچنین می تواند به صورت لحظه ای از خروجی های VDS و OFP، مدل خطی شده دینامیک ماهواره بر را در اختیار کاربر قرار دهد.

زیرسیستم بارگذاری پارامترهای پرواز، جزء نرم افزارهای مرتبط با OFP است. این زیرسیستم محیطی گرافیکی کاربرپسند برای ورودی های OFP یا VDS فراهم می کند. همچنین می تواند امکاناتی نظیر محیط گرافیکی طراحی مسیر ماهواره بر در اختیار قرار دهد. شکل (۱) ارتباط این زیرسیستم ها را نشان می دهد. همان طور که پیداست، مزایای این معماری برای شبیه سازی ماهواره بر شامل موارد ذیل است:

- قابلیت حمل برنامه پرواز، به عبارتی به راحتی قسمت برنامه پرواز از سایر زیرسیستم ها قابل تشخیص و جداسازی است،
- کاهش مراحل میانی توسعه آزمایشگاه های SIL و HIL،
- با مدل سازی خوب تأخیرهای سخت افزاری، سطوح کوانتیزاسیون دیجیتال A/D، نویز سرومکانیزم و همچنین IMU می توان از تعداد تست های طراحی الگوریتم های هدایت و کنترل در آزمایشگاه HIL به طور چشمگیری کم کرد.
- در زمان شبیه سازی مونت کارلو، بسته به روش هدایتی انتخاب شده با جداسازی هسته شبیه سازی از زیرسیستم های مقاردهی اولیه صرفه جویی شده زیرا در شبیه سازی های تکراری فقط یکبار بارگذاری و مقاردهی اولیه OFP و VDS انجام می پذیرد.



شکل ۱- زیرسیستم های برنامه شبیه سازی شش درجه آزادی.

Fig. 1. Subsystems of the Six Degree of Freedom simulation scheme.

سیستم OFP، بسیاری از تست‌های OFP در آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه انجام می‌شود. در واقع، آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه یک سیستم تشخیص نقص برای OFP فراهم کرده است. این آزمایشگاه جهت تشخیص نقص‌های زیر کاربرد دارد:

- عدم سازگاری سخت‌افزار سرومکانیزم با اتوپالوت
 - عدم سازگاری زیرسیستم‌های یکپارچه شده قبل از پرواز
 - عدم کارکرد مناسب سیستم در شرایط بحرانی و سخت
 - نقایص عملکردی ناشی از الگوریتم‌های هدایت، کنترل و ناوبری
 - عدم تطابق داده‌های تله‌متری نسبت به شبیه‌سازی 6DOF
 - نقص‌های ناشی از کارکرد سخت‌افزار هدایت و کنترل (چک جعبه رله‌ها، بارابلوک‌ها، دمای IMU، و...)
 - نقص‌های ناشی از زمان‌بندی هدایت و کنترل یا مدیریت سیگنال‌ها (زمان رفت و برگشت سیگنال‌های جدایش، روشن شدن موتورهای مراحل و...) و کدینگ.
- همان‌طور که از شکل (۴) مشخص است، این آزمایشگاه دارای سه وظیفه است: آشکارسازی، شناسایی و برآورد شکست. وظیفه آشکارسازی شکست تصمیمی ساده است: آیا چیزی اشتباه است یا همه چیز عالی است؟ اگر لازم شد، قدم بعدی وظیفه شناسایی شکست است. مسئله شناسایی شکست (مجزاکردن یا تشخیص) تعیین منبع شکست است. اغلب تعیین منبع شکست به سادگی میسر نیست و گاهی برای تشخیص منبع شکست چند تست دیگر نیز تعریف می‌گردد. وظیفه نهایی ارزیابی شکست است که چگونه روی سیستم OFP تاثیر گذارده است. آشکارسازی شکست OFP در آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه یا به طور خودکار انجام می‌شود (با فعال شدن سیگنال‌های انهدام خودکار) یا با مشاهده پارامترهای رویت‌پذیر (پارامترهای تله‌متری) توسط اپراتور انجام می‌گیرد.

نرم‌افزار OFP دارای دو روش تست (تست‌های قبل از پرتاب یا تست‌های عملکرد سخت‌افزار) و مد پرواز است. تست‌های سخت‌افزاری، نرم‌افزاری و مد پرواز را می‌توان در قالب فرامینی تعریف کرد. فرمان‌ها برای اجرای رایانه OFP از طریق رایانه VLEPC ارسال می‌گردد. در مد تست (تست‌های قبل از پرتاب) بلادرنگ بودن برنامه‌های OFP حداکثر Soft Real Time است. ولی در مد پروازی برنامه OFP از نوع Hard Real Time بوده و محدودیت‌های زمانی و سنکرونیزاسیون

می‌گردد. این شبیه‌سازی شامل دو برنامه OFP همراه با برنامه‌های مرتبط با آن در یک رایانه و برنامه VDS همراه با برنامه‌های مرتبط، در رایانه دیگر است. این دو برنامه می‌توانند توسط رابط‌های خاص با هم تبادل اطلاعات نمایند. برای انتقال داده، در بسیاری از کاربردهای هوافضایی از پروتکل‌هایی مانند MIL-1553، ARNIC-429 و RS422 استفاده می‌شود. اما اگر بر فرض از نرم‌افزار Simulink استفاده شود انتقال داده‌ها توسط کارت‌های سخت‌افزاری که شرکت MathWorks در اختیار کاربران قرار داده و با استفاده از پروتکل‌های TCP/IP یا RS232 انجام می‌شود. همچنین می‌توان این دو برنامه را با تعریف رابط‌های مجازی روی یک PC نیز اجرا نمود.

در یک رایانه برنامه هدایت، کنترل و ناوبری ماهواره‌بر قرار می‌گیرد و در رایانه دیگر معادلات شبیه‌ساز دینامیک و IMU جای می‌گیرد. این دو رایانه با پورت‌های سریال، شبکه یا چاپگر با یکدیگر ارتباط برقرار می‌کنند. مزایای طراحی شبیه‌سازی نرم‌افزار در حلقه عبارتند از:

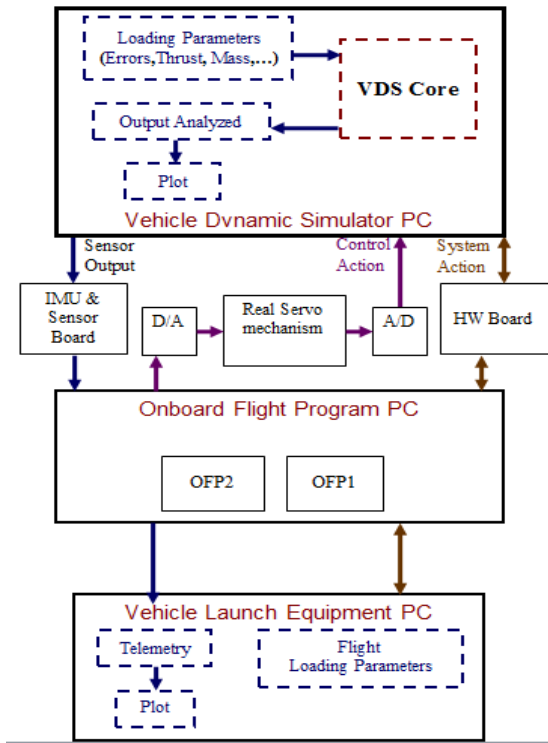
- (۱) بررسی صحت و اعتبار جداسازی برنامه هدایت، کنترل و ناوبری از برنامه دینامیک ماهواره‌بر،
- (۲) قابل حمل بودن آزمایشگاه،
- (۳) تست صحت و زمان برقراری پورت‌های مربوطه،
- (۴) معماری و تولید ارتباطات I/O در برنامه OFP.

آزمایشگاه نرم‌افزار در حلقه را می‌توان قدم‌به‌قدم توسعه داد و به جای برخی از زیرسیستم‌های شبیه‌ساز سخت‌افزار از کارت‌ها یا بردهای الکترونیکی شبیه‌ساز سخت‌افزاری استفاده نمود. همچنین می‌توان زیرسیستم بارگذاری پارامترهای پرواز را نیز جدا کرد. رایانه سوم رایانه تجهیزات پرتاب^۱ (VLEPC) می‌نامیم. شکل (۳) آزمایشگاه نرم‌افزار در حلقه نهایی را نشان می‌دهد.

قابلیت آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه

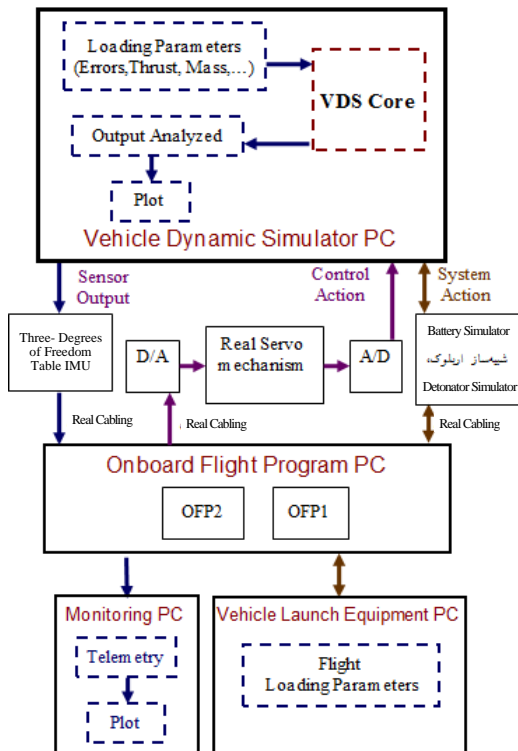
پس از طراحی الگوریتم‌های هدایت، کنترل و ناوبری ماهواره‌بر لازم است الگوریتم‌های هدایت و کنترل در شرایط شبه واقعی پیاده‌سازی گردند تا نقص‌های احتمالی طراحی و سازگاری سخت‌افزار با نرم‌افزار آشکار شود. جهت تشخیص نقص‌ها، خطاها و تفرانس نقص طراحی OFP، یک سیستم تشخیص نقص لازم است. سیستمی که توانایی اشکارسازی شکست و تشخیص است. ویژگی مهم در طراحی سیستم تشخیص نقص، طراحی قابلیت تست سیستم است که دارای دو خصیصه کنترل پذیری و رویت پذیری باشد [۱۶]. در فاز تست طراحی تفصیلی

1. Vehicle Launch Equipment PC



شکل ۵- بلوک نمودار مدل آزمایشگاهی سخت‌افزار در حلقه.

Fig. 5. Block diagram of the HIL lab model.



شکل ۶- بلوک نمودار مدل صنعتی (عملیاتی) سخت‌افزار در حلقه.

Fig. 6. Block diagram of the industrial (operational) model of the HIL.

دارد. برنامه در مد پرواز در فرکانس مشخص اجرا می‌شود، کل زمان فرآیند خواندن و نوشتن از روی A/D، D/A، شمارنده پالس‌های واحد اندازه‌گیر اینرسی، DIO و تله‌متری به علاوه زمان اجرای محاسبات الگوریتم هدایت، کنترل، ناوبری و سیستم تشخیص شکست حداکثر باید در حدود ۹۰٪ زمان واقعی باشد. ۱۰٪ زمان واقعی برای حصول قابلیت اطمینان در نظر گرفته می‌شود. در آزمایشگاه شبیه‌سازی HIL (به طور مختصر آزمایشگاه) اجزای اصلی زیر وجود دارند:

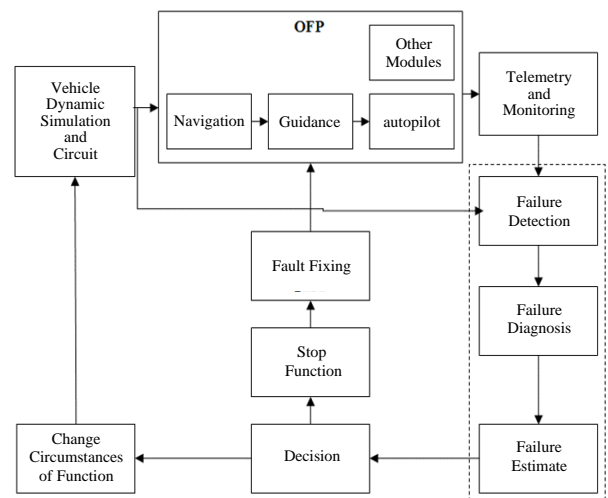
- نرم‌افزار OFP که روی یک رایانه پرواز قرار می‌گیرد،
- سرومکانیزم‌ها و مبدل‌های D/A و A/D،
- شبیه‌ساز دینامیک ماهواره‌بر

برخی اجزای دیگر مثل تله‌متری، رسم اطلاعات، میز چند درجه آزادی و ارتباطات اجزا فرعی آزمایشگاه هستند. آزمایشگاه سخت‌افزار در حلقه را می‌توان در دو مدل ساخت:

۱. شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه مدل آزمایشگاهی (شکل ۵)

۲. شبیه‌ساز سخت‌افزار در حلقه مدل صنعتی (شکل ۶)

تفاوت عمده این دو مدل این است که در مدل صنعتی (عملیاتی) حداکثر سخت‌افزارهای ماهواره‌بر واقعی در اندازه‌های واقعی استفاده شده ولی در مدل آزمایشگاهی تنها از سرومکانیزم واقعی و برد الکترونیکی شبیه‌ساز جدایش‌ها و روشن شدن موتورها استفاده می‌شود. در مدل عملیاتی در برخی از تست‌ها از IMU واقعی استفاده خواهد شد در صورتی که در مدل آزمایشگاهی چنین امکانی فراهم نخواهد شد.



شکل ۴- سیستم تشخیص نقص OFP در آزمایشگاه HIL.

Fig. 4. OFP fault diagnosis system in the HIL laboratory.

جدول ۱- تقسیم‌بندی زیرسیستم‌های شبیه‌سازی ماهواره‌بر براساس کاربرد.

Table 1. Classification of the satellite simulation subsystems based on application.

| Subsystem | Embedded | RealTime | GUI | Windows |
|----------------------------|----------|----------|-----|---------|
| OFP | √ | √ | -- | - |
| VLEPC | ---- | ----- | √ | √ |
| Monitoring | ---- | √ | √ | √ |
| VDS | ---- | √ | √ | √ |
| VDP (Vehicle Dynamic Plot) | ---- | √ | √ | √ |

برنامه‌نویسی نرم‌افزار شبیه‌سازی

تلاش‌های اولیه در بررسی شبیه‌سازی، در تعریف سیستمی که باید مدل‌سازی شود و توصیف آن به وسیله‌ی نمودارهای گردش منطقی و روابط تابعی است. اما بالاخره با مسئله توصیف مدل به زبانی قابل قبول برای رایانه مواجه می‌شویم. تاکنون زبان‌های برنامه‌نویسی همه‌منظوره و تک‌منظوره زیادی ابداع و توسعه یافته که تعیین بهترین یا حتی کمی بهتر آن‌ها برای استفاده در یک مورد خاص تقریباً غیر ممکن است. در نتیجه، شیوه معمول انتخاب یک زبان، بهترین آن‌ها نبوده بلکه آشنایی تحلیلگر با آن است. هر نوع زبان الگوریتمی عمومی می‌تواند مدل دلخواه را بیان کند، اما ممکن است یکی از زبان‌های شبیه‌سازی تخصصی، دارای مزایای بسیار متمایزی از لحاظ آسانی، بازدهی و کارایی باشد [۱۷]. از دیدگاه سیستم عامل، آن‌ها را می‌توان به چهار گروه زبان‌های برنامه‌نویسی تحت Windows، تحت DOS، تحت سیستم‌های عامل منبع باز نظیر Linux و زبان اسمبلی (زبان ماشین) تقسیم کرد. بین سیستم‌های بلادرنگ سخت که نامطوبیت یک الزام زمانی به شکست سیستم نهایی منجر می‌شود و سیستم‌های بلادرنگ نرم که گاه و بیگاه نامطوبیت یک الزام زمانی قابل پذیرش است تفاوت وجود دارد.

در سیستم بلادرنگ نرم، درخواست‌ها به وسیله سیستم با بیشترین سرعت ممکن عملی می‌شود اما این درخواست‌ها در زمان مخصوصی به پایان نمی‌رسد. در سیستم بلادرنگ سخت، درخواست‌ها نه تنها به درستی انجام می‌شوند بلکه در زمان‌های خاصی به وقوع می‌پیوندند. اغلب سیستم‌های بلادرنگ به ترکیبی از هر دو نوع نیازمندند. اکثر سیستم‌های بلادرنگ، ادغام شده هستند. یک سیستم ادغام شده، رایانه‌ای است که درون سیستم ساخته شده و به وسیله کاربر به عنوان یک رایانه دیده نمی‌شود. یک سیستم ادغام شده هنگامی که شروع به کار می‌کند، بدون اینکه پایان یابد به اجرای Taskها می‌پردازد تا زمانی که خاموش شود. زیرسیستم‌های شبیه‌سازی 6DOF ماهواره‌بر براساس کاربرد، در جدول (۱) طبقه‌بندی شده است.

بنابراین با زیرسیستم‌هایی مواجه هستیم که هر کدام شرایط و معماری نرم‌افزاری خاصی را دارند. از این جدول واضح است معماری برنامه‌های زیرسیستم OFP به صورت ادغام شده طراحی می‌شود و چون سیستم‌های ادغام شده با کاربر در ارتباط نمی‌باشند. بنابراین این سیستم‌ها غالباً یا فاقد سیستم عامل هستند و یا دارای سیستم عامل DOS و یا یک سیستم عامل خاص نظیر RTLinux یا XPC Target می‌باشند. در یک سیستم ادغام شده استفاده از حافظه کمتر و سرعت محاسبات بالا و نیز برخورداری از قابلیت اطمینان بالا از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است. بنابراین OFP را با هر زبان برنامه‌نویسی دلخواه نمی‌توان نوشت یا می‌توان نوشت ولی عملیاتی نخواهد بود.

یکی از نرم‌افزارهایی که برای نوشتن کد OFP مطرح است استفاده از محیط نرم‌افزاری Real Time Workshop شرکت Math Works است. لازمه استفاده از این نرم‌افزار این است که برنامه پرواز OFP بزبان Matlab یا Simulink نگاشته شود. سپس توسط یک مترجم C++ کامپایل گردد و برنامه کامپایل شده در یک سیستم ادغام شده که دارای سیستم عامل XPC Target است جای بگیرد. سیستم عامل XPC Target با زبان برنامه‌نویسی C++ نوشته شده است.

گرچه اکثر زبان‌ها و محیط‌شان ساختارهای یکدیگر را کپی می‌کنند ولی با نیازهای مختلف در ذهن تشکیل شده‌اند. هدف C++ توانمندی و کنترل در راستای پیچیدگی است. هدف دلفی برنامه‌نویسی و ویژوال آسان بدون از دست دادن توانمندی وافر و ارتباط قوی با ویندوز است. هدف Java قابل حمل بودن است حتی با از دست دادن مقداری از سرعت و برنامه‌های توزیع شده یا محتویات قابل اجرای وب. زبان برنامه‌نویسی Ada رقیب بسیار قدرتمند و پرتوان تری از زبان C++ است. چرا که زبان Ada زبانی است که برای کاربردهای کلاس نظامی تهیه و تولید شده است بر خلاف C++ یک زبان ایمن است و پشتیبانی DOD را دارد اما چون در کشورمان امکان دسترسی به این زبان نرم‌افزاری وجود ندارد و در صورت دسترسی، ابزارهای این زبان با قیمت گزافی کرایه داده می‌شود، حتی در صورت تأمین منابع مالی، کاربران باتجربه در زمینه Ada نداریم، بنابراین بهتر است از آن صرف‌نظر شود.

زبان C و زبان C++ با وجود قربات‌های بسیار، اما دو زبان برنامه‌نویسی متفاوت هستند. زبان C برنامه‌نویسی ساخت‌یافته را پشتیبانی می‌کند درحالی‌که زبان C++ هم برنامه‌نویسی ساخت‌یافته و هم برنامه‌نویسی شی‌گرا را پشتیبانی می‌نماید. هر دو زبان، ارتباطشان با سخت‌افزار ساده است. هر چند تا این اواخر برای برنامه‌نویسی سیستم‌های ادغام شده به خصوص میکروکنترلرها از C استفاده می‌شد اما با تدوین استانداردهای لازم برای زبان C++ در آینده‌ای نزدیک اکثر چیپ‌ها و میکروکنترلرهای تجاری با زبان C++ برنامه‌ریزی خواهند

قرار گرفته و در نتیجه امکان استفاده از انبوه برنامه‌های مبتنی بر C را فراهم می‌کند، شیء‌گرا است و در حال حاضر پشتیبانی بسیار خوبی از جانب شرکت Microsoft از آن می‌شود و ابزارهای بسیار خوبی برای توسعه مبتنی بر آن وجود دارد (Microsoft Visual Studio 2008). این ابزارها از آخرین تکنولوژی‌های پردازنده‌های ۶۴ بیتی و چند هسته‌ای نیز پشتیبانی می‌کنند. C++ Builder، که همانند دلفی محیط کاربر پسند و راحتی را نسبت به محیط Visual C++ در اختیار برنامه‌نویس قرار داده اما نسبت به Visual C++ از مترجم و Debugging ضعیف‌تری برخوردار است.

یادآور می‌شود، بیش از انتخاب زبان برنامه‌نویسی، تجربه برنامه‌نویسی بسیار مهم‌تر است. مرجع [۱۸] این مسئله را ثابت کرد که تجربه برنامه‌نویسی که برنامه‌ای را می‌نویسد از انتخاب زبانی که برنامه روی آن نوشته می‌شود در کارایی تاثیر بیشتری دارد و این بدان معناست که کارایی یک برنامه را برنامه‌نویس مشخص می‌کند و نه زبان برنامه‌نویسی.

استانداردهای Misra C و BARR-C برخی الزامات و توصیه‌هایی که برای تولید یک نرم‌افزار ادغام شده لازم است را ارائه کرده‌اند [۱۹]. با عرضه این استانداردها افق روشنی از به کارگیری زبان برنامه‌نویسی C++ جهت برنامه‌های OFP پیدا شد. در هر حال پیاده‌سازی استانداردهای Misra موجب می‌شود تست‌های استاتیکی کد برنامه و تعداد نقص‌های کد به حداقل برسد.

روند تکاملی شبیه‌سازی‌های نوین نشان می‌دهد که آن‌ها به سمت سامانه‌های پیچیده چند موضوعی پیش می‌روند؛ حوزه‌های الاستوپلاستیک، دینامیک برخورد ماورای صوت، کنترل فعال مواد هوشمند و ورودی‌های مبتنی بر عدم قطعیت، تقویت درک شهودی و کاربرپسندی از طریق رابط‌های کاربری هوشمند مؤثر از طریق واقعیت افزوده از چالش‌های شبیه‌سازی‌های آینده خواهند بود [۴].

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این مقاله استانداردهای لازم مهندسی نرم‌افزار برای تولید نرم‌افزار شبیه‌سازی ماهواره‌برهای چندمرحله‌ای صلب چند منظوره با رویکردی جدید معرفی گردید. ساختار پیشنهادی این قابلیت را به نرم‌افزار می‌دهد که به سرعت و با کمترین تغییرات در آزمایشگاه‌های نرم‌افزار در حلقه و سخت‌افزار در حلقه مورد استفاده قرار گیرد. رویه RUP برای تولید نرم‌افزار شبیه‌سازی 6DoF ماهواره‌بر پیشنهاد گردید. یادآوری شد که بیش از انتخاب زبان برنامه‌نویسی، تجربه برنامه‌نویسی بسیار مهم‌تر است. با توجه به تجربه خوب برنامه‌نویسی C++ در کشور، این زبان برنامه‌نویسی برای شبیه‌سازی 6DoF، سرعت نگارش و اشکال‌زدایی راحت‌تر پروژه بسیار کمک

شد. بنابراین با توجه به قابلیت‌های فوق انتخاب زبان C++ در مقابل زبان C بدیهی است. سرانجام توصیه می‌شود OFP به زبان C++ نوشته شود چون C++ در مقایسه با زبان‌هایی مثل فرترن و پاسکال برای برنامه‌نویسی ادغام‌شده مناسب‌تر است. اما سایر زیرسیستم‌های شبیه‌سازی ماهواره‌بر را به‌خصوص VDS را می‌توان به زبان‌های فرترن، دلفی و غیره نوشت. اما در این صورت یکپارچگی کل برنامه شبیه‌سازی ماهواره‌بر از بین می‌رود ضمن آنکه دلایل دیگری نیز در انتخاب C++ برای VDS وجود دارد؛ از جمله آنکه فرترن و دلفی از نظر شیء‌گرایی ضعیف هستند. چون اصولاً برای شیء‌گرایی طراحی نشده‌اند. بنابراین، زبانی مانند فرترن علی‌رغم اینکه در گذشته، به عنوان زبان فعالیت‌های علمی و محاسباتی شناخته می‌شد، لکن در حال حاضر به دلیل عدم پشتیبانی مناسب و عدم سازگاری با مفاهیم (مانند شیء‌گرایی) و تکنولوژی‌های جدید (پشتیبانی از پردازنده‌های چند هسته‌ای و ۶۴ بیتی) یک زبان مرده محسوب می‌شود. همچنین در مورد دلفی موارد فوق صادق است.

برخی دیگر از زبان‌های جدید مثل JAVA برای نوشتن برنامه‌های بسیار بزرگ، Client/Server و تحت شبکه به کار می‌روند و برای فعالیت‌های علمی مناسب نیستند. JAVA خیلی شبیه C++ هست با این تفاوت که معایب C++ مثل پوینترها، ارث‌بری چندگانه، اپراتورها و غیره در آن حذف گردیده است. خیلی از بانک‌ها، خطوط هوایی، مخابرات، وزارت نیرو و غیره از این زبان برای نوشتن برنامه‌هایشان استفاده می‌کنند. JAVA یک زبان قوی است و کاملاً شیء‌گرا، دارای قابلیت حمل بسیار بالا، امنیت عالی، مناسب برای پیاده‌سازی انواع معماری نرم‌افزار، کلاس‌های کتابخانه کامل و غیره است و نیز در حال حاضر توسط شرکت‌های بزرگ SUN و IBM پشتیبانی خوبی از آن و تکنولوژی‌های مرتبط با آن می‌شود. مترجم و ابزارهای توسعه (محیط کدنویسی و اشکال‌زدایی) متن‌آزاد و رایگان بسیاری برای آن وجود دارد. مهم‌تر از همه اینکه در حال حاضر تنها زبان مستقل از سکو است، به گونه‌ای که برنامه‌ای که کاملاً با JAVA نوشته شده باشد بر روی هر سیستم‌عاملی قابل اجرا است. به‌رغم تمام این ویژگی‌های مثبت، به دلیل اینکه نهایتاً بر روی JVM اجرا می‌شود، کند است و برای کاربردهای شبیه‌سازی علمی مناسب نیست. (لازم به ذکر است برنامه‌های سازمانی مبتنی بر JAVA معمولاً بر روی یک Application Container Server اجرا می‌شوند و بنابراین مشکل سرعت را ندارند). معایب اصلی JAVA سرعت پایین در اجرا و نیاز به Virtual Machine برای اجرا، قیمت زیاد برنامه‌ها و واسط کاربر تقریباً ضعیف است و با توجه به این معایب برای شبیه‌سازی 6DoF حامل ماهواره مناسب نیست.

اما از زبان C++ دو ورژن موجود است: Visual C++، که بر پایه زبان قدرتمند C (که برای کارهای سیستمی بسیار مناسب است)

- [8] I. Todić and V. Kuzmanović, "Hardware in the loop simulation for homing missiles," *Materials Today: Proceedings*, vol. 12, pp. 514-520, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2019.03.157>.
- [9] A. A. Elgohary, A. M. Ashry, A. M. Kaoud, M. M. Gomaa, M. H. Darwish, and H. E. Taha, "Hardware-in-the-loop simulation of UAV altitude hold autopilot," in *AIAA SciTech Forum*, San Diego, CA, 2022, <https://doi.org/10.2514/6.2022-1520>.
- [10] G. Marks, R. O'connor, M. Yilmaz, and P. M. Clarke, "An ISO/IEC 12207 perspective on software development process adaptation," *Software Quality Professional*, vol. 20, no. 2, pp. 48-58, 2018.
- [11] (ISO/IEC 12207) *Standard for Information Technology - Software Life Cycle Processes*, ICS Code: 35.080 - Software, IEEE/EIA Standard, March 1998, <https://doi.org/10.1109/IEEESTD.1998.88083>.
- [12] M. Jones, U. K. Mortensen, and J. Fairclough, "The ESA software engineering standards: past, present and future," in *International Symposium on Software Engineering Standards*, Walnut Creek, CA, USA, 1997, pp. 119-126. <https://doi.org/10.1109/SESS.1997.595952>.
- [13] M. Dorfman and C. Anderson, "Aerospace Software Engineering: A Collection of Concepts," American Institute of Aeronautics and astronautics, Inc., 1991.
- [14] T. K. Tia, "Simulation model for rational unified process (RUP) software development life cycle," *SISTEMASI: Jurnal Sistem Informasi*, vol. 8, no. 1, pp. 176-184, 2019.
- [15] J. S. Dahmann, F. Kuhl, and R. Weatherly, "Standards for simulation: As simple as possible but not simpler the high level architecture for simulation," *Simulation*, vol. 71, no. 6, pp. 378-387, 1998, <https://doi.org/10.1177/003754979807100603>.
- [16] S. G. Tzafestas, *Applied Control: Current Trends and Modern Methodologies*. CRC Press, 1993.
- [17] R. Shannon and J. D. Johannes, "Systems simulation: The art and science," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, vol. SMC-6, no. 10, pp. 723-724, 1976, <https://doi.org/10.1109/TSMC.1976.4309432>.
- [18] L. Prechelt, "Technical opinion: comparing Java vs. C/C++ efficiency differences to interpersonal differences," *Communications of the ACM*, vol. 42, no. 10, pp. 109-112, 1999, <https://doi.org/10.1145/317665.317683>.
- [19] R. Bagnara, M. Barr, and P. M. Hill, "BARR-C: 2018 and MISRA C: 2012: synergy between the two most widely used C coding standards," *arXiv: 2003.06893*, 2020, <https://doi.org/10.48550/arXiv.2003.06893>.

خواهد کرد. پیشنهاد می‌شود در برنامه شبیه‌سازی 6DoF ماهواره‌بر تا آنجا که امکان دارد از C++ استاندارد استفاده شود، در این صورت برنامه خیلی به مترجم‌های C++ Builder، Visual و Turbo C++ و C++ وابسته نخواهد بود و به راحتی با تغییرات جزئی در هر سه نوع مترجم قابلیت اجرا خواهد داشت.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] A. Tewari, *Atmospheric and Space Flight Dynamics: Modeling and Simulation with MATLAB and Simulink (Modeling and Simulation in Science, Engineering and Technology)*, Boston: Birkhäuser, 2007.
- [2] G. Baldesi and M. Toso, "ESA launcher flight dynamics simulator used for system and subsystem level analyses," in *11th International Workshop on Simulation & EGSE Facilities for Space Programmes(SESP)*, 2010.
- [3] G. Baldesi and M. Toso, "European space agency's launcher multibody dynamics simulator used for system and subsystem level analyses," *CEAS Space Journal*, vol. 3, no. 1, pp. 27-48, 2012, <https://doi.org/10.1007/s12567-011-0023-9>.
- [4] M. Toso and V. Rossi, "ESA multibody tool for launchers and spacecrafts: Lesson learnt and future challenges," in *5th Joint International Conference on Multibody System Dynamics*, Lisbon, Portugal 2018.
- [5] L. E. Briese, P. Acquatella B, and K. Schnepfer, "Multidisciplinary modeling and simulation framework for launch vehicle system dynamics and control," *Acta Astronautica*, vol. 170, pp. 652-664, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.08.022>.
- [6] "A unified object-oriented language for systems modeling, language specification version 3.5." Modelica Association, Sweden, 2021. [Online]. Available: <https://modelica.org/documents/MLS.pdf>
- [7] I. M. Rodiana, U. Latifa, B. R. Trilaksono, E. Hidayat, and M. F. Sagala, "Software and hardware in the loop simulation of navigation system design based on state observer using Kalman filter for autonomous underwater glider," in *7th International Conference on Underwater System Technology: Theory and Applications (USYS)*, Kuala Lumpur, Malaysia, 2017, pp. 1-5, <https://doi.org/10.1109/USYS.2017.8309461>.

فهرست

- ۱.....تحلیل علم‌سنجی تولیدات علمی منتشر شده در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای.....
حسین افتخاری، پدram حاجی‌پور، علی خیردوست، و حسن یگانه
- ۱۷.....طراحی مسیر بهینه فضاپیما در گذر از کمربند تشعشعی ون آلن با روش بهینه‌سازی زنبور عسل.....
ایمان شفیعی‌نژاد
- شناسایی و اولویت‌بندی فناوری‌های زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره‌ها به منظور توسعه بومی بر اساس روش تصمیم‌گیری چند
معیاره.....
۲۹.....
رضا امجدی‌فرد، احسان موسیوند، فرهاد باقراسکوئی، شهاب کرباسیان، و احسان کوثری
- ۴۱.....تحلیل پایداری و مدل‌سازی غیرخطی دینامیک کوپل تالطم- مخزن: حل تحلیلی مدل آونگ معادل.....
میلاذ عظیمی
- ۵۵.....طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان یک سامانه فضایی در فاز طراحی مفهومی.....
حمیدرضا علی‌محمدی و حسن ناصح
- ۶۹.....روانه‌سازی منظومه‌های ماهواره‌ای کوچک با استفاده از اثر عدم کرویت زمین.....
سیدجواد موسوی ترکمانی، مهدی جعفری، و رضا زردشتی
- ۸۱.....رویکرد توسعه آزمایشگاهی در طراحی ساختار کد شبیه‌سازی شش درجه آزادی ماهواره‌برها.....
رضا اسماعیل‌زاده و فاطمه‌زهره رحمانی

JSST

فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضای

فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضای

سال ۱۴۰۳، دوره ۱۷، شماره ۲

نمایه‌نامه‌ها:

DOAJ, ISC, EBSCO, ...

صاحب امتیاز: IAS

مدیر مسئول: دکتر محمد نوابی

سر دبیر: دکتر رضا ابراهیمی

جانشین سردبیر: دکتر میلاد عظیمی

کارشناس اجرایی: هاجر دسترنجی نژادفر

ویرایش و صفحه‌آرایی: اکرم ورمزیار

مینا عبداللهی

نشانی دبیرخانه: تهران، بلوار دریا، خیابان مهندس، شماره ۱

تلفن: ۰۲۱ ۸۸۳۶۶۰۳۰

نشانی اینترنتی: <https://jsstpub.com>

پست الکترونیکی: jsst@jsstpub.com

پست الکترونیکی بین‌المللی: info1@jsstpub.com

دبیرخانه فصلنامه در ویرایش ادبی مطالب آزاد است.

شاپای چاپی: ۴۵۶۰-۲۰۰۸ شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳

هیئت تحریریه بین‌المللی

دکتر نیکولا لوئیجی برگزی، استاد، دانشگاه پارما، ایتالیا

دکتر هاجر بینتی جعفر، دانشیار، دانشکده مهندسی الکترونیک، دانشگاه تکنولوژی مارا، مالزی

دکتر حلمی ذولهیدی محمد شافری، دانشیار، دانشکده مهندسی عمران، دانشگاه پوترا مالزی، مالزی

دکتر سمیر لادچی، استاد، دانشکده مهندسی اتوماتیک و کنترل، دانشگاه ملی پلی‌تکنیک الجزیره، الجزایر

دکتر آندون دیمیتروف لازروف، استاد، گروه فناوری اطلاعات، آکادمی نیروی دریایی نیکولا واپتساروف، بلغارستان

دکتر سیدعمر محمود، استاد، دانشکده علوم فضایی، دانشگاه پنجاب، پاکستان

دکتر محمود نجفی، استاد، دانشکده علوم ریاضی، دانشگاه کنت آمریکا، آمریکا

دکتر محمد هیمدی، استاد، مؤسسه الکترونیک و فناوری‌های دیجیتال، دانشگاه رنس ۱ فرانسه، فرانسه

هیئت تحریریه

دکتر حسین بلندی، استاد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، ایران

دکتر محسن بهرامی، استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ایران

دکتر سیدحسین پور تاکدوست، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ایران

دکتر سیدمصطفی حسینعلی پور، استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، ایران

دکتر جعفر روشنی‌یان، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، ایران

دکتر محمدهمایون صدر، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ایران

دکتر محمد طیبی رهنی، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ایران

دکتر محمدطاهای ابدی، دانشیار، پژوهشگاه هوافضا، ایران

دکتر محمد فرشچی، استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، ایران

دکتر منصور کبگانیان، استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ایران

دکتر مهران میرشمس، دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، ایران

دکتر محمد نوابی، دانشیار، دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، ایران

مشاوران هیئت تحریریه

مهندس محمدحسن انتظاری، مربی، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران

دکتر سعید شاخصی، دانشیار، پژوهشگاه فضایی ایران

دکتر سیدمصطفی صفوی همای، استاد، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دکتر حمید فاضلی، دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

علی اکبر گلرو، مربی، پژوهشگاه هوافضا

دکتر ابوالقاسم نقاش، دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

علوم و فناوری فضایی

سال ۱۴۰۳، دوره ۱۷، شماره ۲

شاپای چاپی: ۲۰۰۸-۴۵۶۰

شاپای الکترونیکی: ۲۴۲۳-۴۵۱۶

۱ تحلیل علم‌سنجی تولیدات علمی منتشر شده در حوزه منظومه‌های ماهواره
حسین افتخاری، پدram حاجی پور علی خیردوست و حسن یگانه

۱۷ طراحی مسیر بهینه فضاپیما در گذر از کمربند تشعشی ون آلن با روش بهینه‌سازی زنبور
ایمان شفیعی‌نژاد

۲۹ شناسایی و اولویت‌بندی فناوری‌های زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره‌ها به منظور توسعه بومی
بر اساس روش تصمیم‌گیری چند معیاره
رضا امجدی‌فرد، احسان موسیوند، فرهاد باقراسکونی، شهاب کرباسیان و احسان کوثری

۴۱ تحلیل پایداری و مدل‌سازی غیرخطی دینامیک کوپل تلاطم- مخزن: حل تحلیلی مدل آونگ معادل
میلاد عظیمی

۵۵ طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان یک سامانه فضایی در فاز طراحی مفهومی
حمیدرضا علی‌محمدی و حسن ناصح

۶۹ روانه‌سازی منظومه‌های ماهواره‌ای کوچک با استفاده از اثر عدم کرویت زمین
سیدجواد موسوی ترکمانی، مهدی جعفری و رضا زردشتی

۸۱ رویکرد توسعه آزمایشگاهی در طراحی ساختار کد شبیه‌سازی شش درجه آزادی ماهواره‌برها
رضا اسماعیل‌زاده و فاطمه زهرا رحمانی