



انجمن هوافضای ایران

وزارت ارتباطات و فناوری اطلاعات



پژوهشگاه فضایی ایران

دوفصلنامه

## علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره اول

بهار و تابستان ۱۴۰۴

- ۱ کاوش در دورنمای چندوجهی کاربردهای صنعت فضایی: تحلیل مضمون اسناد کشورهای پیشرفته و در حال توسعه  
آرش هاشمی، سعید شاخصی، مجید حقگو، طالب عبداللہی، هاشم بذرافشان، مریم عابدی، فاطمه حسانی، اسماعیل جعفریناه
- ۱۸ بررسی عددی نوسان جریان مافوق صوت در دیفیوژر و محفظه تست شبیه ساز تست ارتفاع بالا  
نعمت‌اله فولادی، فاطمه زاهدی فر، محمد فراهانی
- ۳۱ کنترل وضعیت ماهواره در حضور عیب چرخ‌های عکس‌العملی با استفاده از مشاهده گر حالت توسعه‌یافته  
سمیه جمشیدی، مهدی میرزایی
- ۴۲ هم مکان‌سازی بهینه ماهواره‌های ژئو در بازه مداری ۱۲۰ درجه شرقی با استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی  
فاطمه آموزگاری، امیررضا کوثری، مهدی فکور
- ۵۳ تحلیل اثر اغتشاش مغناطیسی چرخ عکس‌العملی در دقت تعیین وضعیت ماهواره  
حسین پورتاکدوست، مهدی آهنگر، امیر لیبیبیان
- ۶۴ پیشرفت‌ها و چشم‌اندازهای مخابرات اپتیکی فضایی  
جواد حق‌شناس
- ۱۰۰ بررسی وضعیت علمی و مطالعات علم‌سنجی در حوزه موتور انفجار چرخشی  
فرهاد کیانی فلاورجانی
- ۱۲۵ طراحی و تحلیل مکانیکی سیستم ره‌ایش ماهواره مکعبی 6U تحت بارگذاری‌های ارتعاشی پرتابگر  
امیرحسین رهبر، سید محمد نوید قریشی، یاسر صدیق
- ۱۴۸ روش بهبودیافته انتخاب PFR در SAR فضایی مقاوم به تغییرات ارتفاع و با قابلیت تثبیت توان ارسالی  
مهدی حاتم، مجید حاتم
- ۱۶۳ طراحی و مدل‌سازی حرارتی محموله بیکن سه فرکانسه در یک ماهواره زلزله‌شناسی  
عصمت کیشانی فراهانی، آذر انوری، فواد فرحانی، شروین امیری
- ۱۷۲ طراحی مفهومی و بررسی جنس سازه ماهگرد حداقلی نمونه  
زهره دانشجو، امیرمهدی مصطفی پور، آرمان نوروزی
- ۱۸۸ مروری بر تاثیر کاهش فشار اتمسفری بر کشت گیاهان در فضا: بررسی پاسخ های فیزیولوژیکی و مکانیسم‌های سازشی  
حلیمه حسن‌پور



وزارت ارتباطات فناوری اطلاعات



پژوهشگاه فضایی ایران

دو فصلنامه

# علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

نشریه علمی

سال پنجم، شماره اول

بهار و تابستان ۱۴۰۴

نشانی: تهران، طرشت، بلوار شهید تیموری، نرسیده به بزرگراه شیخ فضل الله نوری، شماره ۱۸۲

کد پستی: ۱۴۵۹۷۷۷۵۱۱

تلفن: ۶۳۱۹۲۸۶۶

<http://journal.isrc.ac.ir/>

Email: Journal@isrc.ac.ir

صاحب امتیاز: پژوهشگاه فضایی ایران - انجمن هوافضای ایران

مدیر مسئول: دکتر وحید یزدانیان

سر دبیر: دکتر مهدی فکور

مدیر داخلی: دکتر الهام شریفی مقدم

مدیر اجرایی: دکتر فاطمه نویدی

هیأت تحریریه به ترتیب الفبا

دانشیار دانشگاه علم و صنعت ایران	دکتر ادیب ابریشمی فر
دانشیار پژوهشکده مواد و انرژی	دکتر سعید اصغری
دانشیار پژوهشکده حمل و نقل فضایی	دکتر محمدرضا جهان نما
مدرس ارشد دانشگاه هرتفور دشاير	دکتر محمود چیدری
استاد دانشگاه صنعتی شریف	دکتر حسن حدادپور
استاد دانشگاه صنعتی شریف	دکتر حسن سالاریه
استاد دانشگاه صنعتی شریف	دکتر محمود سعادت فومنی
دانشیار پژوهشکده حمل و نقل فضایی	دکتر سعید شاخصی
دانشیار پژوهشگاه ارتباطات و فناوری اطلاعات	دکتر حسین صمیمی
دانشیار دانشگاه شهید بهشتی	دکتر علیرضا طلوعی
استاد دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی	دکتر مجید قاسمی
استاد دانشگاه تهران	دکتر مهدی فکور
دانشیار دانشگاه تهران	دکتر امیررضا کوثری
دانشیار دانشگاه شهید بهشتی	دکتر محمدرضا نوابی
استاد دانشگاه شیراز	دکتر رامین وطن خواه

به استناد نامه شماره ۸۶۴۰۴ مورخ ۱۳۹۹/۰۲/۱۵ هیأت نظارت بر مطبوعات، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی مجوز انتشار دریافت کرده است.

مطالب و مقالات مندرج در دو فصلنامه، لزوماً به معنای بیان دیدگاه‌های پژوهشگاه فضایی ایران و انجمن هوافضای ایران نیست.

## دبیران تخصصی این شماره

دکتر سعید شاخصی

دکتر مجید قاسمی

دکتر امیررضا کوثری

دکتر محمد نوابی

## داوران این شماره به ترتیب الفبا

دکتر سعید صفرآبادی فرآهانی	دکتر سیدمجید اسماعیلزاده
دکتر خلیل عالی پور	دکتر وحید بهلوری
دکتر رسول عسکری	دکتر مجید بختیاری
دکتر میلاد عظیمی	دکتر سارا پورحبیبیان
دکتر مسعود عیدی عطارزاده	دکتر امیرحسین تحسینی
دکتر نعمت اله فولادی	دکتر محمدرضا جهان نما
دکتر مجید قاسمی	دکتر حسن حاج قاسم
دکتر بهمن قربانی واقعی	دکتر آزاده حکمت
دکتر سید محمد نوید قریشی	دکتر مسعود خوش سیما
دکتر نجمه مردانه	دکتر زهرا دانشجو
دکتر بابک میرزاوند	دکتر مهناز ذاکری
دکتر مهران میرشمس	دکتر عباس رهی
دکتر محمد نوابی	دکتر کامران رئیسی
	دکتر سعید شاخصی

## همکاران

---

ویراستار ادبی: زهرا عطارزاده، فاطمه تصویری

صفحه آرا: ملیکا پورافروز

تیراژ: الکترونیک

---



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,  
Technology & Applications  
(Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:1-17  
2025

DOI:

[10.22034/JSSTA.2024.461961.1172](https://doi.org/10.22034/JSSTA.2024.461961.1172)

### Article Info

Received: 1403-03-23  
Accepted: 1403-10-15

### Keywords

Space Applications, theme  
analysis, space industry,  
strategic documents

### How to Cite this article

A. Hashemi, et al., “Exploring the Multifaceted Landscape of Space Industry Applications: Thematic Analysis of Strategic Policy Plans of Developed and Developing Countries,” *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 1–17, 2025.

# Exploring the Multifaceted Landscape of Space Industry Applications: Thematic Analysis of Strategic Policy Plans of Developed and Developing Countries

Arash Hashemi<sup>1</sup>, Saeid Shakhesi<sup>1</sup>, Majid Haghgoo<sup>1</sup>, Taleb Abdollahi<sup>1\*</sup>, Hashem Bazrafshan<sup>1</sup>, Maryam Abedi<sup>1</sup>, Fatemeh Hesabi<sup>2</sup>, Esmaeil Jafarpanah<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

<sup>2</sup> Department of Science and Technology Policy, Faculty of Management and Economics, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

<sup>3</sup> Department of Technology and Innovation Management, Faculty of Industrial and Technology Management, College of Management, University of Tehran, Tehran, Iran.

## Abstract

In recent decades, the exploration and use of space has transformed from a mere scientific curiosity to a cornerstone of technological innovation. The applications of the space industry include earth observation, environment monitoring, accurate navigation, fast and secure communications, health and recreational services, which are expanding rapidly. In this research, with the aim of identifying the most important and latest applications of the space industry, the strategic policy plans of different countries have been coded and thematically analyzed. The scope of the research is England, China, the United States of America, India, France, Sweden, South Africa, the Netherlands, Brazil, the European Union, the United Arab Emirates, the Philippines, and Australia. Descriptive analysis method and MAXQDA software were used to interpret and analyze the data. The thematic analysis of the documents has identified 29 space applications in 6 categories of environmental monitoring and management, navigation, safety and security, telecommunications, health and recreation, and tourism. The analyzes carried out help the government and organizations in making decisions about investing in the development of new and innovative technologies in the space industry.



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

دو فصلنامه  
علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱-۱۷  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:  
[10.22034/JSSSTA.2024.461961.1172](https://doi.org/10.22034/JSSSTA.2024.461961.1172)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۲۳  
پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۱۵

واژه‌های کلیدی

کاربردهای فضایی، تحلیل مضمون،  
صنعت فضایی، اسناد راهبردی

نحوه استناد به این مقاله

آرش هاشمی و همکاران، " کاوش  
در دورنمای چندوجهی کاربردهای  
صنعت فضایی: تحلیل مضمون  
اسناد کشورهای پیشرفته و در حال  
توسعه"، دو فصلنامه علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی، جلد پنجم،  
شماره اول، صفحات ۱-۱۷، ۱۴۰۴.

مقاله پژوهشی

## کاوش در دورنمای چندوجهی کاربردهای صنعت فضایی: تحلیل مضمون اسناد کشورهای پیشرفته و در حال توسعه

آرش هاشمی<sup>۱</sup>، سعید شاخصی<sup>۱</sup>، مجید حقگو<sup>۱</sup>، طالب عبدالهی<sup>۱\*</sup>، هاشم بذرافشان<sup>۱</sup>، مریم  
عابدی<sup>۱</sup>، فاطمه حسابی<sup>۲</sup>، اسماعیل جعفرپناه<sup>۳</sup>

۱- پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

۲- گروه سیاستگذاری علم و فناوری، دانشکده مدیریت و اقتصاد، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

۳- گروه مدیریت فناوری و نوآوری، دانشکده مدیریت، دانشکده مدیریت صنعتی و فناوری، دانشگاه  
تهران، تهران، ایران

### چکیده

در دهه‌های اخیر، اکتشاف و استفاده از فضا صرفاً از یک کنجکاو علمی به سنگ بنای نوآوری‌های فناورانه تبدیل شده است. کاربردهای صنعت فضایی شامل پایش و مدیریت زمین، پایش آب و هوا و اقلیم، ناوبری دقیق، ارتباطات سریع و امن، خدمات بهداشتی و تفریحی می‌باشد که به شدت رو به گسترش هستند. در این پژوهش با هدف شناسایی مهم‌ترین و متأخرترین کاربردهای صنعت فضایی، اسناد راهبردی کشورهای مختلف کدگذاری و تحلیل مضمون شده‌اند. قلمرو پژوهش، کشورهای انگلستان، چین، ایالات متحده آمریکا، هند، فرانسه، سوئد، آفریقای جنوبی، هلند، برزیل، منطقه اتحادیه اروپا، امارات متحده عربی، فیلیپین و استرالیا است. برای تفسیر و تحلیل داده‌ها از روش تحلیل توصیفی و از نرم‌افزار MAXQDA استفاده شده است. تحلیل مضمون اسناد موجب شناسایی ۲۹ کاربرد فضایی در ۶ دسته پایش و مدیریت محیط، هدایت و ناوبری، ایمنی و امنیت، مخابرات، سلامت و تفریح و گردشگری شده است. تحلیل‌های انجام شده به دولت و سازمان‌ها در تصمیم‌گیری در خصوص سرمایه‌گذاری در توسعه فناوری‌های جدید و نوآورانه کمک می‌کند.

## ۱- مقدمه

در دهه‌های اخیر، اکتشاف و استفاده از فضا از مرزهای ملی فراتر رفته و به یک تلاش جهانی تبدیل شده است. همان‌طور که بشریت با چالش‌های پیچیده‌ی فزاینده‌ی مانند تغییرات آب و هوایی، بلایای طبیعی، بحران‌های بهداشت جهانی و تهدیدات امنیتی دست و پنجه نرم می‌کند، اهمیت استفاده از فناوری‌های فضایی برای رسیدگی به این مسائل بیش از پیش آشکار شده است. پیشرفت سریع فناوری‌های فضایی نه تنها درک ما از جهان را گسترش داده، بلکه اجرای برنامه‌های توسعه جامعه انسانی و محیط زیست را تسهیل نموده است (Miura & Furuya, 1988). کاربردهای فضایی طیف وسیعی از بخش‌ها و نیازهای اجتماعی، از نظارت بر محیط‌زیست گرفته تا ارتباطات راه دور را در برمی‌گیرد. ضرورت پرداختن به کاربردهای فضایی در ظرفیت منحصربه‌فرد آن‌ها برای ارائه داده‌ها و بینش‌های جامع و بلادرنگ نهفته است که برای تصمیم‌گیری آگاهانه و استراتژی پاسخ‌دهی مؤثر، حیاتی هستند (Kansakar & Hossain, 2016).

با استفاده از توانایی حاصل از فناوری‌های فضایی، کشورها می‌توانند انعطاف‌پذیری خود را افزایش دهند، توانایی خود را برای پاسخ به بحران‌ها بهبود بخشند و توسعه پایدار را برای نسل حال و آینده تقویت کنند. بدین ترتیب، اکتشاف فضا و توسعه کاربردهای فضایی یک موضوع ضروری و حیاتی است که نیازمند توجه و اقدام هماهنگ در مقیاس جهانی می‌باشد. بررسی‌ها نشان می‌دهد کاربردهای صنعت فضایی رو به گسترش بوده و تحولات فناورانه جدید این امر را تسهیل و تسریع کرده‌اند. به عنوان مثال تحول دیجیتال به عنوان یک کاتالیزور برای نوآوری در تمام کاربردهای فضایی عمل می‌کند. به طور مثال، در پایش محیطی، ماهواره‌های مجهز به حسگرهای پیشرفته، تصاویر و داده‌هایی با وضوح بالا می‌گیرند و به کارشناسان اجازه می‌دهند تغییرات در پوشش گیاهی، کاربری زمین و کیفیت هوا را در زمان واقعی ردیابی کنند. در ایستگاه‌های هواشناسی از داده‌های ماهواره‌های سنجش تغییرات آب و هوا جهت مدل‌سازی پیشرفته و پیش‌بینی الگوهای آب و هوایی به منظور نظارت بر تغییرات آب و هوا استفاده می‌شود. در زمینه نظارت و کنترل زمینی، ماهواره‌های تصویربرداری دیجیتال، نقش مهمی در جمع‌آوری اطلاعات، نظارت بر تحولات ژئوپلیتیکی و ارتقای امنیت ملی دارند. در زمین‌شناسی و اقیانوس‌شناسی، فناوری‌های

نقشه‌برداری و تصویربرداری دیجیتال اطلاعات ارزشمندی را درباره ویژگی‌های زمین‌شناسی، منابع معدنی و دینامیک اقیانوس‌ها ارائه می‌دهند (van Meeteren, Trincado, Munoz, Rubin, & Vorley, 2022). به طور خلاصه، دگرگونی دیجیتال با افزایش قابلیت‌های جمع‌آوری، پردازش و تجزیه و تحلیل داده‌ها، نظارت و مدیریت مؤثر محیط‌زیست، منابع طبیعی و پدیده‌های زمین‌شناسی را متحول می‌کند. این پیشرفت‌ها به تصمیم‌گیری آگاهانه، حفاظت از منابع و تاب‌آوری در برابر بلایا کمک می‌کند.

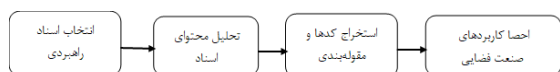
از آن جایی که تحولات فناورانه، منجر به شکل‌گیری کاربردهای جدیدی در صنعت فضایی می‌شوند، شناخت و بررسی مستمر آن‌ها از ضرورت و اهمیت خاصی برخوردار است. هدف این مقاله روشن کردن پتانسیل تحول‌آفرین فناوری‌های فضایی در پرداختن به چالش‌های جهانی با استفاده از تحلیل مضمون اسناد راهبردی کشورهای مختلف به منظور شناسایی کاربردهای مختلف صنعت فضایی است. پرداختن به اهمیت کاربردهای فضایی مستلزم درک جامعی از مزایای چندوجهی و پتانسیل آن‌ها برای مواجهه با مسائل مختلف می‌باشد. ما در این مطالعه قصد داریم میزان توجه کشورهای مختلف به کاربردهای گوناگون صنعت فضایی را احصاء و بینش‌های سیاستی را در خصوص آن‌ها به دست آوریم. تحلیل‌های انجام شده در این تحقیق به دولت و سازمان‌ها در تصمیم‌گیری جهت سرمایه‌گذاری در توسعه فناوری‌های جدید و نوآورانه مبتنی بر کاربردهای جذاب صنعت فضایی کمک می‌کند.

## ۲- روش‌شناسی پژوهش

این پژوهش به لحاظ ماهیت توصیفی-تحلیلی است و در آن از روش تحلیل مضمون برای بررسی اسناد راهبردی کشورهای مختلف استفاده شده است. منابع مورد بررسی شامل اسناد سیاستی مرتبط با حوزه فضایی است که توسط سازمان‌های سیاست‌گذار کشورهای مختلف در نقاط گوناگون جهان تدوین شده‌اند. در فرآیند جستجو، حوزه فضایی به عنوان محور اصلی تحقیق در نظر گرفته شده است. این مستندات از دو طریق مختلف گردآوری شدند. ابتدا، وب‌سایت سازمان‌های مرتبط و نهادهای سیاست‌گذار در این حوزه‌ها مورد بررسی قرار گرفت و از این طریق اسناد و مدارک مرتبط با موضوع پژوهش جمع‌آوری شد. در مرحله بعد، با استفاده از ترکیب کلیدواژه‌های مرتبط از

	■ اتحادیہ اروپا (۲)	
مجموع اسناد	۱۶	۵

برای تفسیر و تحلیل داده‌ها از روش تحلیل توصیفی و نرم‌افزار MAXQDA استفاده شده است. در مرحله اول، اسناد مورد مطالعه دقیق قرار گرفتند و تمام گزاره‌هایی که می‌توانستند به استنتاج کاربردهای فضایی منجر شوند، استخراج شدند. در مرحله دوم، روش مقوله‌بندی مناسب انتخاب شد و تلاش گردید تا هر مقوله نماینده یک مفهوم مستقل مرتبط با اهداف پژوهش باشد. در مرحله سوم، هر یک از گزاره‌های جمع‌آوری شده برای قرار گرفتن در مقوله‌های مربوطه کدگذاری شدند. به عبارت دیگر، هر یک از گزاره‌های استخراج شده از اسناد بررسی شدند تا مشخص شود آیا پدیده توصیف شده در آنها در یکی از مقوله‌های مورد نظر جای می‌گیرد یا خیر. در مرحله چهارم، مقوله‌بندی با استفاده از روش کدگذاری باز و کدگذاری محوری انجام شد. در کدگذاری باز، تمام داده‌ها بدون در نظر گرفتن اولییتی بین آنها، تحلیل و در چندین مقوله دسته‌بندی شدند. در کدگذاری محوری، چندین مقوله اصلی که بتوان سایر مقوله‌ها را از درون آنها استخراج کرد، انتخاب و گزاره‌های مورد نظر در قالب این مقوله‌ها دسته‌بندی شدند. سپس فراوانی مقوله‌ها با توجه به کدهای تشکیل‌دهنده آنها بررسی شد و در نهایت، داده‌ها پردازش و نتایج تفسیر شدند. چارچوب مفهومی پژوهش در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل (۱): چارچوب مفهومی پژوهش

### ۳- یافته‌های پژوهش

همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، ۲۱ سند کشورهای مختلف به منظور استنتاج کاربردهای فضایی بررسی شد. با تحلیل متن کامل اسناد، تعداد ۲۹ گزاره به تفکیک هر واحد تحلیل، استخراج گردید و به عنوان مجموعه داده ورودی در تحلیل مضمون مبنا قرار گرفتند. ابر کدها در شکل ۲ نشان داده شده است. ابر کدها بر اساس فراوانی آنها در متون مورد بررسی ایجاد و کلمات پرتکرار به اندازه بزرگی در این نمودارها نمایش داده می‌شوند. همان‌طور که مشخص است، پایش محیطی، هواشناسی و نظارت و کنترل زمین به ترتیب کاربردهای پرتکرار در اسناد منتخب می‌باشند.

جمله هوافضا، فضا، علم و فناوری، نوآوری، سیاست و راهبرد، جستجوی آزاد در موتور جستجوی گوگل انجام شد و تعدادی سند راهبردی قابل بررسی نیز به دست آمد. پس از جستجوی اولیه، تعداد زیادی سند شناسایی شد که براساس معیارهای زیر غربال شدند:

۱. تنوع در موقعیت جغرافیایی کشورها: معیار نخست بررسی حداقل یک کشور دارای صنعت رقابت‌پذیر هوافضا در سطح جهانی از هر قاره بود (در نهایت، آفریقای جنوبی از قاره آفریقا، چین، هند، فیلیپین و امارات متحده عربی از آسیا، آمریکا و برزیل از قاره آمریکا، استرالیا از اقیانوسیه و فرانسه، سوئد، هلند و انگلستان از اروپا انتخاب شدند).

۲. تنوع در سطح توسعه‌یافتگی کشورها: معیار دوم انتخاب نمایندگانی از سطوح مختلف توسعه‌یافتگی اقتصادی بود. تلاش شد کشورهای از سطوح توسعه‌یافته، در حال توسعه و نوظهور در نمونه‌هایی تحقیق حضور داشته باشند.

۳. غنای اطلاعاتی سند راهبردی: سومین معیار انتخاب ماهیت خود سند راهبردی بود. اسناد راهبردی بسیاری از کشورها اطلاعات کافی درباره کاربردهای فضایی آن کشور ارائه نمی‌کردند؛ بنابراین از دایره تحلیل این پژوهش کنار گذاشته شدند.

غربالگری فهرست اولیه کشورها با کسب نظر از تعدادی از سیاست‌گذاران و مدیران صنعت فضایی کشور و با در نظر گرفتن تمایل و نیاز آنان برای اطلاع از سیاست‌های کشورها انجام شد. فهرست نهایی نمونه پژوهش در جدول ۱ درج شده است. پس از تکمیل فرآیند جستجو، ۲۱ سند راهبردی از ۵ حوزه جغرافیایی مختلف گردآوری شد که شامل انگلستان، چین، ایالات متحده آمریکا، هند، فرانسه، سوئد، آفریقای جنوبی، هلند، برزیل، اتحادیه اروپا، امارات متحده عربی، فیلیپین و استرالیا است.

جدول (۱): کشورهای انتخاب شده بر مبنای معیارهای غربال

قاره	توسعه یافته	در حال توسعه
آفریقا	-	آفریقای جنوبی (۲)
آسیا	■ چین (۱) ■ هند (۱)	■ فیلیپین (۱) ■ امارات (۱)
آمریکا	■ آمریکا (۱)	■ برزیل (۱)
استرالیا	■ استرالیا (۳)	-
اروپا	■ فرانسه (۱) ■ سوئد (۲) ■ هلند (۴) ■ انگلستان (۱)	-

جدول ۳ نیز میزان پرداختن اسناد راهبردی کشورهای مختلف به کاربردهای صنعت فضایی را به تصویر می‌کشد. همان‌طور که مشخص است سه حوزه کاربرد اول یعنی پایش زمین، ناوبری و ایمنی و امنیت بیشتر از سایر حوزه‌ها مورد توجه اسناد راهبردی کشورهای مختلف قرار گرفته‌اند.

فراوانی استفاده از کدها (دسته‌های اصلی) در شکل ۳ آمده است. چنانچه مشخص است بیشترین فراوانی (بیش از نیمی از ارجاعات) مربوط به کدهای دسته پایش زمینی و هدایت و ناوبری است که نشان‌دهنده‌ی توجه به کاربرد پایش زمین و ناوبری در سامانه‌های فضایی، در برنامه‌های بیشتر کشورها است.

توزیع کدها در اسناد کشورهای مختلف نیز بررسی گردید. چنانچه در شکل ۴ مشخص است هر کشور در اسناد راهبردی خود به چند کاربرد توجه داشته است. انتخاب کاربردها به راهبرد هر کشور در حوزه فضا وابسته است. تنها اسناد راهبردی برخی کشورها مانند آفریقای جنوبی به تمام یا اکثر کاربردها توجه کرده است. کشورهای دیگر به طور مشخص راهبرد خود را بر اساس توسعه تعداد محدودی از کاربردها تنظیم و تدوین کرده‌اند. باید توجه کرد دلیل کم بودن نسبی فراوانی و تنوع کاربردها در راهبردهای آمریکا و اتحادیه اروپا تاکید بر فناوری‌ها در اسناد راهبردی آن‌ها بوده است و این موضوع صرفاً به معنی عدم توجه به برخی دیگر از کاربردها نیست.



شکل (۲): ابر کدها

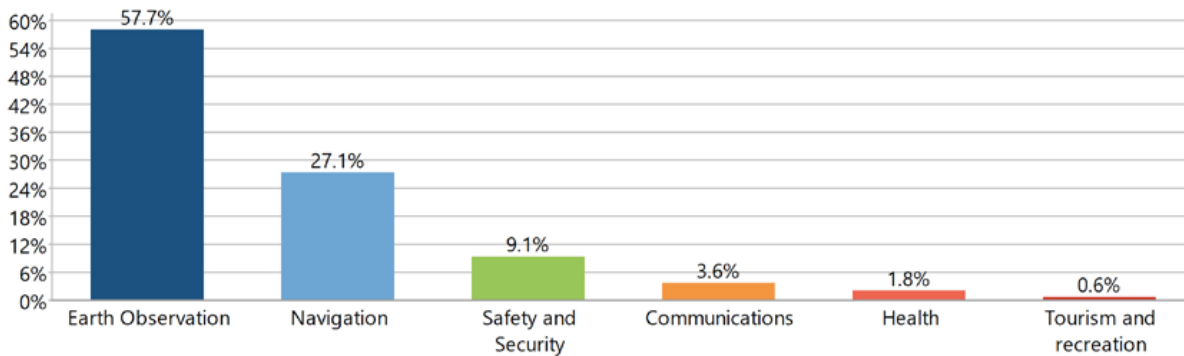
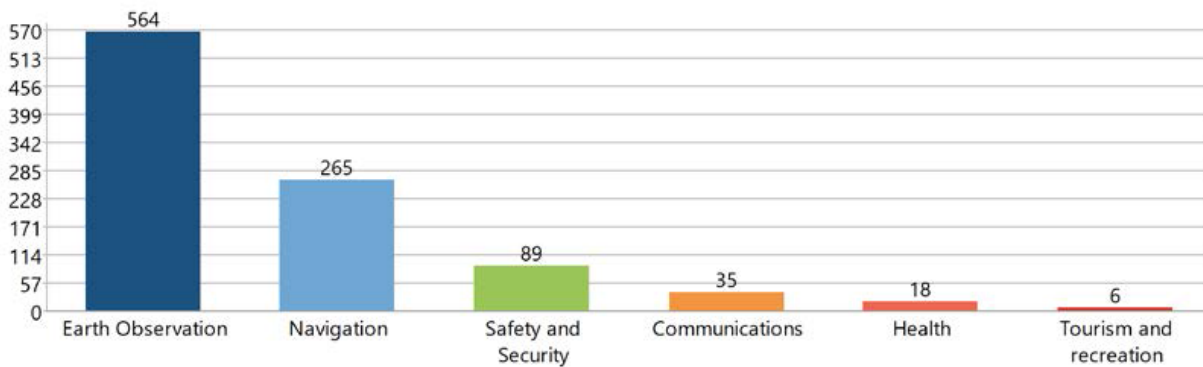
جدول ۲ میزان فراوانی کدها را به تصویر می‌کشد. فراوانی کدها مصداق میزان توجه کشورها در اسناد راهبردی به کاربردهای مختلف صنعت فضایی می‌باشد.

جدول (۲): میزان فراوانی کدها در مجموعه اسناد راهبردی کشورهای مختلف

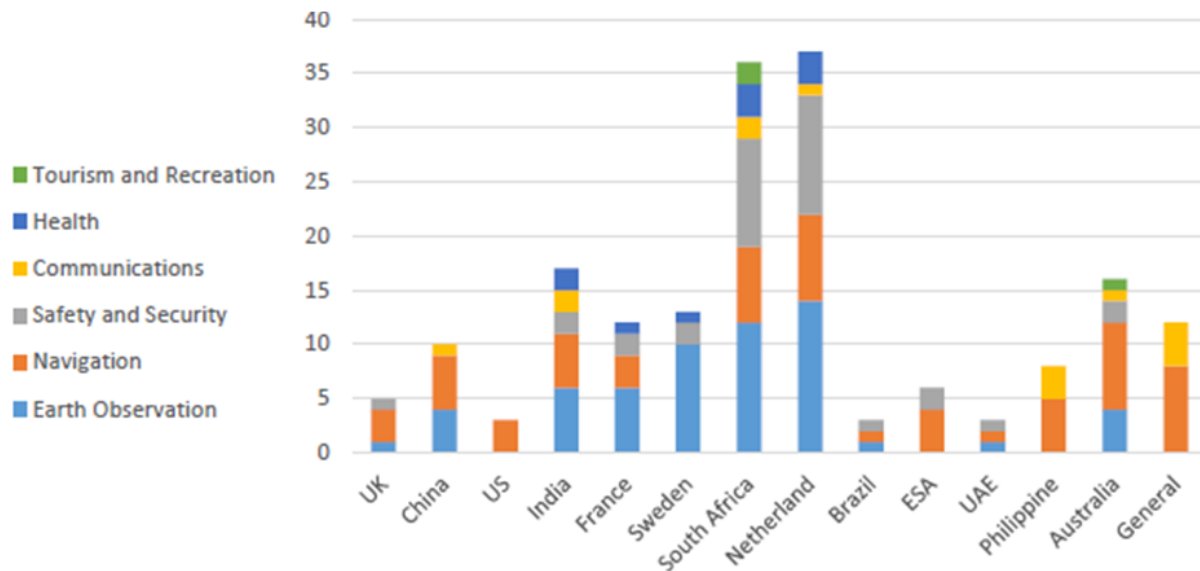
Theme	Code	Frequency
Earth Observation	Environment	179
Earth Observation	Meteorology	118
Earth Observation	Land Surveillance	108
Navigation	Tracking	80
Earth Observation	Disaster Monitoring and Management	63
Earth Observation	Geology	58
Navigation	Navigation	57
Navigation	Mapping	50
Navigation	Timing	46
Earth Observation	Oceanography	38
Navigation	Location	32
Safety and Security	Food security	25
Safety and Security	Security	20
Safety and Security	Defense	18
Communications	Television	16
Communications	Radio	12
Safety and Security	Safety	10
Health	Medical technology	9
Communications	Satellite Communications	7
Tourism and Recreation	Tourism	4
Safety and Security	Object Tracking	4
Safety and Security	Crime prevention	4
Health	Disease surveillance and health risk	3
Health	Coronavirus pandemic	3
Safety and Security	Space Situational Awareness-SSA	3
Tourism and Recreation	Recreation	2
Health	Diabetes	2
Safety and Security	Regulatory enforcement	2
Safety and Security	Cross-border risk	2
Health	Search and Rescue	1
Safety and Security	Energy security	1

	UK	China	US - NASA	India	France	Sweden 1	Sweden 2	South Africa 1	South Africa 2	Netherland 1	Netherland 2	Netherland 3	Netherland 4	Brazil	UAE	Philippine	Australia 1	Australia 2	ESA	ESRE	Bryce	Total
Earth Observation	11.1%	31.0%	0	80.9%	82.5%	89.5%	76.9%	62.4%	63.8%	67.9%	81.4%	48.4%	55.3%	20.0%	33.3%	0	23.5%	0	0	0	0	57.7%
Navigation	66.7%	62.1%	100.0%	13.8%	10.0%	0	0	19.4%	15.5%	7.5%	0	19.4%	14.9%	60.0%	33.3%	80.0%	65.9%	80.0%	84.8%	88.2%	58.1%	27.1%
Safety and Security	22.2%	0	0	0.7%	5.0%	10.5%	7.7%	11.8%	12.9%	18.9%	16.3%	32.3%	27.7%	20.0%	33.3%	0	8.2%	0	15.2%	0	0	9.1%
Communications	0	6.9%	0	2.8%	0	0	0	5.4%	0	1.9%	0	0	0	0	0	20.0%	0	20.0%	0	11.8%	41.9%	3.6%
Health	0	0	0	1.8%	2.5%	0	15.4%	1.1%	4.3%	3.8%	2.3%	0	2.1%	0	0	0	0	0	0	0	0	1.8%
Tourism and Recreation	0	0	0	0	0	0	0	0	3.4%	0	0	0	0	0	0	0	2.4%	0	0	0	0	0.6%

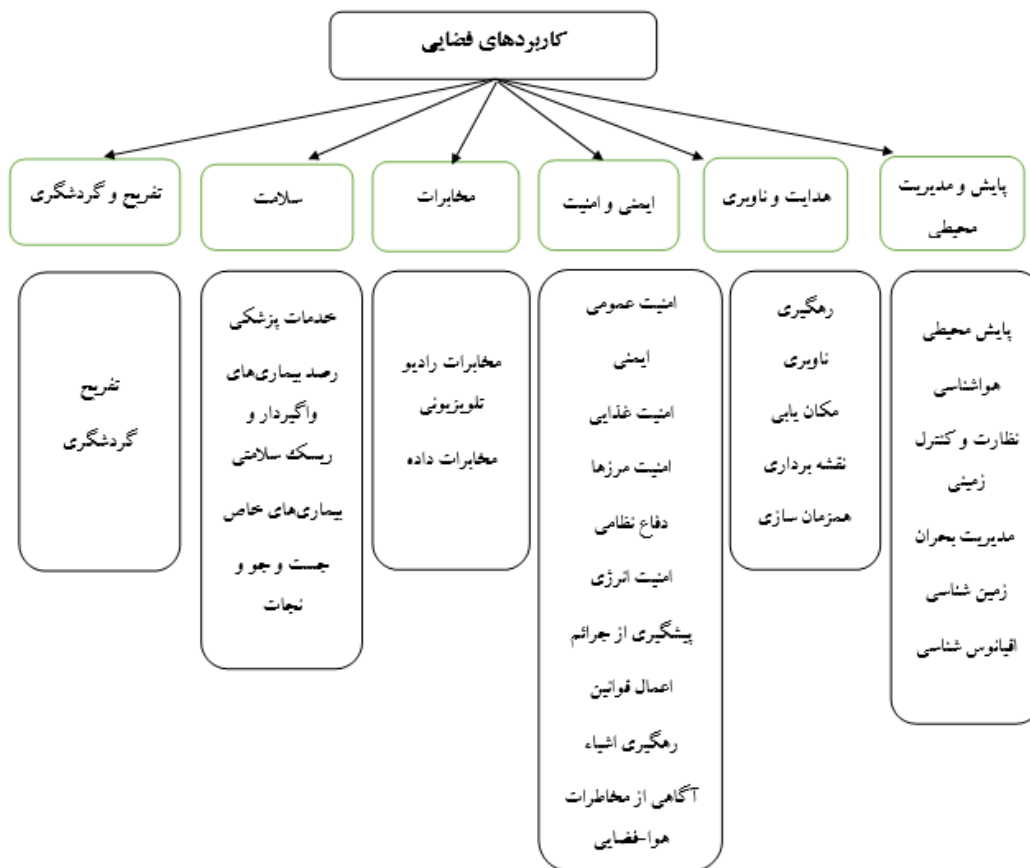
شکل (۴): بکارگیری مقولات (دسته‌های اصلی کاربردها) در اسناد راهبردی کشورهای مختلف



شکل (۳): فراوانی استفاده از کدها در اسناد



شکل (۴): بکارگیری مقولات (دسته‌های اصلی کاربردها) در اسناد راهبردی کشورهای مختلف



شکل (۵): طبقه‌بندی کاربردهای صنعت فضایی بر اساس تحلیل مضمون اسناد راهبردی کشورهای مختلف

### ۳-۱-۲ هواشناسی<sup>۲</sup>

منظور از هواشناسی، مطالعه جو، پدیده‌های جوی و اثرات آن‌ها بر آب و هوای اطراف زمین است. سیستم‌های هواشناسی فضایی با استفاده از سکوها و تجهیزات فضایی، از جمله ماهواره‌ها، به بررسی و ردیابی پدیده‌های جوی و تأثیرات آن‌ها بر محیط‌زیست اطراف زمین می‌پردازند. این فناوری‌ها اطلاعات دقیق و مفیدی را درباره وضعیت هوا، اقلیم، آلودگی هوا، طوفان‌ها، برف و یخ و جریان‌های اقیانوسی جمع‌آوری و ارائه می‌دهند. استفاده از این اطلاعات برای نظارت، پیش‌بینی، هشدار، و تحلیل در زمینه‌های مختلف هواشناسی بسیار ارزشمند است. ماهواره‌هایی نظیر ماهواره‌های زمین‌آهنگ، ماهواره‌های مدار قطبی و ماهواره‌های مدار پایین در ارتفاع‌های مختلف به مشاهده و نظارت بر شرایط آب و هوایی کمک می‌کنند ( *Indian Space Research Organisation, 2023* ).

### ۳-۱-۳ نظارت و کنترل زمینی<sup>۳</sup>

ماهواره‌ها و سکوها فضایی برای جمع‌آوری اطلاعات از سطح زمین مورد استفاده قرار می‌گیرند. داده‌های جمع‌آوری شده توسط ماهواره‌ها و دیگر سامانه‌های فضایی می‌توانند برای اهداف *ISR* مانند نظارت نظامی، تصویربرداری بلادرنگ، و ارتباطات پیشرفته بین مراکز فرماندهی و سربازان مورد استفاده قرار گیرند. سیستم‌های *ISR* می‌توانند اطلاعات را از طیف وسیعی از منابع، از جمله تجهیزات ارتباط الکترومغناطیسی، نوری، راداری، و تصویربرداری مادون قرمز جمع‌آوری کنند. این اطلاعات به نظامیان و مسئولان برای نظارت، تصمیم‌گیری و واکنش به وقایع مختلف، از جمله تهدیدات خصمانه یا حوادث طبیعی ارائه می‌شود. از فضاپیماها، ماهواره‌ها و سکوها فضایی برای حمل این محموله‌ها استفاده می‌شود.

### ۳-۱-۴ مدیریت بحران<sup>۴</sup>

ماهواره‌ها و تجهیزات فضایی برای پیش و مدیریت بحران‌های طبیعی و مصنوعی استفاده می‌شوند. این ابزارها از داده‌های جمع‌آوری شده برای پیش‌بینی و پیشگیری از بحران‌های طبیعی مانند سیل، زلزله، خشک‌سالی، آتش‌سوزی، طوفان و شیوع ویروس‌ها استفاده می‌کنند. تصاویر ماهواره‌ای می‌توانند برای

نتایج تحلیل اسناد، منجر به شناسایی ۲۹ کاربرد فضایی و دسته‌بندی آن در ۶ محور موضوعی، پایش و مدیریت زمین، هدایت و ناوبری، ایمنی و امنیت، مخابرات، سلامت و گردشگری به شرح زیر شده است.

### ۳-۱-۱ پایش و مدیریت محیطی<sup>۱</sup>

کاربردهای این دسته بر استفاده از فناوری‌های فضایی برای نظارت بر محیط‌زیست، الگوهای آب و هوا، بلایای طبیعی و تغییرات زمین‌شناسی تمرکز دارد و منجر به مدیریت بهتر منابع، واکنش در برابر بلایا و حفاظت از محیط‌زیست می‌شود.

### ۳-۱-۲ پایش محیطی<sup>۱</sup>

پایش محیطی به عنوان یکی از کاربردهای فضایی شامل استفاده از سکوها فضایی و سیستم‌های اطلاعات جغرافیایی، فناوری سنجش از راه دور و فناوری‌های ماهواره‌ای، جهت مشاهده، اندازه‌گیری و تجزیه و تحلیل جنبه‌های مختلف زیست‌محیطی زمین است. این فناوری‌ها با استفاده از حسگرهای تخصصی، اطلاعات ارزشمندی را در خصوص پوشش زمین، کاربری سطح زمین، سلامتی گیاهان، جنگل‌زدایی، شهرنشینی، کیفیت هوا و آب و همچنین تغییرات آب و هوایی ارائه می‌دهند. این داده‌ها امکان نظارت و ارزیابی تغییرات دما، سرعت و جهت باد، ذرات معلق در هوا، بخار آب، پوشش ابر، بارش، طوفان و طوفان‌های استوایی، دمای سطح زمین، پوشش گیاهی، توده‌های آبی، سکونتگاه‌های انسانی، رطوبت خاک، عمق و وسعت برف و یخ و درک تأثیرات فعالیت‌های انسانی و طبیعی و پیشرفت استراتژی‌های مدیریت و حفاظت از منابع را فراهم می‌کنند. این داده‌ها همچنین در پیش‌بینی، کاهش و مدیریت بلایا مانند آتش‌سوزی، سیل، و طوفان مؤثرند و تصمیم‌گیری آگاهانه و حفاظت از اکوسیستم‌های زمین را تسهیل می‌کنند ( *National d'Études Spatiales, 2022* ). در اسناد بررسی شده ۱۷۹ بار به کد "Environment" رجوع شده است که بیشترین تکرار در میان کاربردهای سامانه‌های فضایی است. بنابراین با در نظر گرفتن معیار تکرار در اسناد راهبردی دیگر کشورها، کاربرد پایش محیط دارای بیشترین اهمیت در راهبرد کشورهای مورد بررسی است.

<sup>2</sup> Meteorology

<sup>3</sup> ISR: Intelligence, Surveillance, and Reconnaissance

<sup>4</sup> Disaster Monitoring and Management

<sup>1</sup> Environment Monitoring

توسعه اکتشافات و درک بهتر از زمین خواهند بود ( *Indian Space Research Organisation, 2023* ).

### ۳-۱-۶ اقیانوس‌شناسی<sup>۲</sup>

در سالهای اخیر سامانه‌های فضایی به ابزاری کلیدی در مطالعه اقیانوس‌ها تبدیل شده‌اند، زیرا تنها وسیله برای رصد پهنه گسترده اقیانوس‌ها توسط حسگرهایی با قدرت تفکیک بالا هستند.

پارامترهای اندازه‌گیری معمول که در مورد اقیانوس‌ها اطلاعات زیادی بدست می‌دهند عبارتند از:

- دمای سطح دریا با استفاده از حسگر مادون قرمز (با تفکیک مکانی حدود ۱ کیلومتر) یا مایکروویو غیرفعال (با تفکیک مکانی حدود ۲۵ کیلومتر) ،

- رنگ اقیانوس در قسمت مرئی طیف (که حضور فیتوپلانکتون (جلبک‌های میکروسکوپی) حاوی کلروفیل را تشخیص می‌دهد) ،

- فاصله با سطح دریا و در نتیجه اندازه‌گیری جریان و ارتفاع موج (با استفاده از ارتفاع‌سنجی راداری فعال)

- سایر پارامترهای اقیانوس مانند سطح یخ ، سرعت باد و شوری سطح دریا.

برای اندازه‌گیری پارامترهای مختلف در اقیانوس‌شناسی، سامانه‌های فضایی از بخش‌های مختلف طیف الکترومغناطیسی (مرئی، مادون قرمز، مایکروویو) و از دو نوع حسگر راداری و اپتیکال برای اندازه‌گیری استفاده می‌کنند. حسگرهای فضایی به روش غیرفعال (با اندازه‌گیری تشعشعات ساطع شده از سطح دریا) یا فعال (با ارسال سیگنال به سطح دریا و اندازه‌گیری سیگنال بازگشتی) کار می‌کنند.

تجهیزات راداری از امواج رادیویی برای اندازه‌گیری فاصله تا سطح دریا استفاده می‌کنند. این حسگرها می‌توانند ارتفاع از سطح دریا را با دقت بالا اندازه‌گیری کنند. حسگرهای اپتیکال از تصاویری که از سطح دریا گرفته می‌شود، برای اندازه‌گیری پارامترهایی مانند رنگ آب اقیانوس، جریانات و بادهای استفاده می‌کنند. حسگر مرئی و مادون قرمز با حضور ابر در بالای اقیانوس محدود می‌شود. در مقابل، سیگنال‌های مایکروویو می‌توانند از میان ابرها عبور کنند؛ در نتیجه حسگرهای مایکروویو امکان تصویربرداری در شرایط مختلف آب و هوایی را دارند اما عموماً

تحلیل و پایش بحران‌های مصنوعی مانند آلودگی هوا، حوادث صنعتی و حوادث ناشی از ترافیک استفاده شوند. همچنین، ماهواره‌ها می‌توانند برای پایش و مدیریت بحران‌های طبیعی مانند آتش‌سوزی جنگلی و آتشفشانی استفاده شوند. از حسگرهای مختلفی مانند حسگرهای نور، حرارت، رطوبت، فشار، شتاب، گردش و صدا برای جمع‌آوری اطلاعات استفاده می‌شود. این اطلاعات برای نظارت بر بلایای طبیعی و مصنوعی مانند زلزله، طوفان، سیل، آتش‌سوزی و سونامی و ارزیابی تأثیر آن‌ها بر مناطق آسیب‌پذیر بسیار ارزشمند است ( *Broad exploration of space technology's added value in the Netherlands, 2020; South African National Space Agency, 2018* ).

### ۳-۱-۵ زمین‌شناسی<sup>۱</sup>

در سال‌های اخیر، ماهواره‌ها و دیگر سامانه‌های فضایی انقلابی در زمین‌شناسی و اکتشافات معدنی ایجاد کرده‌اند. ماهواره‌ها با ارائه تصاویر سطح زمین با وضوح بالا، زمین‌شناسان را قادر می‌سازد تا ویژگی‌های زمین‌شناسی را دقیق‌تر و کارآمدتر از همیشه، نقشه‌برداری و تجزیه و تحلیل کنند.

تصاویر ماهواره‌ای به زمین‌شناسان این امکان را داده است که ویژگی‌های زمین‌شناسی مانند خطوط گسل، ذخایر معدنی و حوضه‌های رسوبی را شناسایی و نقشه‌برداری کنند. از این اطلاعات می‌توان برای تعیین بهترین مکان‌ها برای اکتشاف و استخراج مواد معدنی استفاده کرد. با ارائه تصاویر دقیق از سطح زمین، ماهواره‌ها همچنین می‌توانند به زمین‌شناسان کمک کنند تا ذخایر معدنی بالقوه‌ای را شناسایی کنند که ممکن است قبلاً نادیده گرفته شده باشند. این تکنولوژی‌ها می‌توانند به زمین‌شناسان کمک کنند تا ذخایر معدنی بالقوه‌ای را کشف کرده و تغییرات سطح زمین در طول زمان را نظارت کنند. همچنین، با تحلیل داده‌های زمین‌شناسی و معدنی می‌توان ویژگی‌ها و استخراج ذخایر معدنی را بررسی کرد. استفاده از تصویربرداری فرا طیفی و تصویربرداری راداری با روزه مصنوعی<sup>۲</sup>، تشخیص مواد معدنی و نقشه‌برداری از معادن و شناسایی ساختارهای زیرسطحی را ممکن می‌سازد. به طور کلی این فناوری‌ها ابزارهای قدرتمندی در دست زمین‌شناسان و کاوشگران معدنی جهت

<sup>۱</sup> Geology

<sup>۲</sup> SAR - Synthetic Aperture Radar

<sup>۲</sup> Oceanography

فعال، با پوشش جهانی، سامانه‌های GPS، GLONASS، BeiDou و Galileo هستند. سیستم‌های منطقه‌ای ماهواره‌ای مانند QZSS و IRNSS نیز برای افزایش دقت ناوبری در یک منطقه خاص استفاده می‌شوند. این سیستم‌ها علاوه بر استفاده از ماهواره‌ها، از پهپادها، بالن‌ها و کشتی‌های استراتسفری به عنوان سامانه‌های کمکی استفاده می‌کنند (UK Space Agency Corporate Plan, 2022).

### ۳-۲-۳ مکان‌یابی<sup>۳</sup>

برای تعیین مکان از سیستم موقعیت یاب جهانی GNSS استفاده می‌شود. به طور مثال سامانه GPS (متعلق به ایالات متحده) سیستمی متشکل از ۳۱ ماهواره است که در ارتفاع حدود ۲۰۲۰۰ کیلومتری (حدود ۱۲۵۵۰ مایل) به دور زمین می‌چرخند و سیگنال‌های مکان‌یابی را با سرعت نور به سمت زمین ارسال می‌کنند. دستگاه مکان‌یاب زمینی سیگنال‌ها را در زمان‌های متفاوت دریافت می‌کند و با محاسبه اختلاف زمان دریافتی، فاصله از هر ماهواره را تعیین می‌کند. در نهایت موقعیت مکانی با انجام محاسبات هندسی مکان جغرافیایی ایستگاه مشخص می‌شود. از مکان‌یابی انجام شده توسط داده‌های دریافت شده از GNSS، در کاربردهای ثانویه مانند نقشه‌برداری، ردیابی، و مأموریت‌های جستجو و نجات استفاده می‌گردد.

### ۴-۲-۳ نقشه‌برداری<sup>۴</sup>

نقشه‌برداری جزء کاربردهای سنجشی و پایشی محسوب می‌شود. در واقع نقشه‌های استخراج شده در فرآیند تصویربرداری، پس از تلفیق با داده‌های مکانی، به نرم‌افزارهای نقشه‌برداری منتقل می‌شوند تا به صورت قابل استفاده در نرم‌افزارهای دیگر (داده‌های دیجیتال) تبدیل شوند. باید توجه کرد که تصویرهای مناسب برای نقشه‌برداری دارای شرایط و ویژگی‌های خاص (مانند همپوشانی مکانی و قدرت تفکیک تعریف شده) هستند که باید در زمان تصویربرداری رعایت شود. تمام انواع ماهواره‌ها و سکوها استراتوسفری در تهیه نقشه‌های زمینی کاربرد دارند اما استفاده از آن‌ها به هدف و نیاز تعیین شده وابسته است (Guo & Wu, 2010).

وضوح تصویری پایین‌تری نسبت به حسگرهای مرئی و مادون قرمز ارائه می‌کنند (Indian Space Research Organisation, 2023).

### ۲-۲-۳ هدایت و ناوبری

سامانه‌های فضایی در کاربردهای هدایت و ناوبری نقش مهمی یافته‌اند. این سامانه‌ها حامل تجهیزات مکان‌یابی، هدایت، ناوبری و همگام سازی زمان هستند که برای تعیین موقعیت و مسیر پرواز، هدایت و کنترل وسایل نقلیه زمینی، وسایل نقلیه هوایی (مانند هواپیماها، بالن‌ها و پهپادها) و فضاپیماها (مانند ماهواره‌ها و موشک‌ها) به کار می‌روند.

### ۱-۲-۳ رهگیری<sup>۱</sup>

امروزه ردیابی و فهرست بندی اشیاء فضایی برای جلوگیری از برخورد تصادفی و دفاع در برابر فعالیت‌های متخاصم در فضا بسیار اهمیت پیدا کرده است. حتی یک تکه کوچک از زباله‌های فضایی به دلیل سرعت بالای خود می‌تواند باعث آسیب‌های جدی شود. هر چه تعداد ماهواره‌ها و سکوها بیشتری در مدار قرار گیرند، هماهنگی بیشتری برای اطمینان از ایمنی مورد نیاز خواهد بود. تحلیل موقعیت و مسیر ماهواره‌ها، با استفاده از داده‌های دریافتی، جزئی از فرآیند رهگیری فضایی است. این تحلیل‌ها شامل بررسی سلامت و مانورهای برنامه‌ریزی شده ماهواره‌ها، به منظور افزایش عمر و کارایی آن‌ها، است. برخورد با اشیاء فضایی می‌تواند عواقب مخربی داشته باشد شامل قطع یا کاهش دسترسی به اطلاعات مهم و ایجاد میدان‌های زباله کنترل نشده است (که می‌تواند باعث آسیب و نابودی ماهواره‌های دیگر شود). برای حفظ پایداری سامانه‌های فضایی، اهمیت بالایی به ردیابی و کنترل دقیق اشیاء فضایی داده می‌شود تا از تأمین امنیت و حفظ عملکرد مؤثر این سامانه‌ها تا حد ممکن اطمینان حاصل شود (Guo & Wu, 2010).

### ۲-۲-۳ ناوبری<sup>۲</sup>

سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای، با استفاده از سیگنال‌های زمانی ارسالی از ماهواره‌ها، مکان خود (طول جغرافیایی، عرض جغرافیایی، و ارتفاع) را با دقت بالا (از چند متر تا چند سانتی‌متر) تعیین می‌کنند. در حال حاضر سیستم‌های ناوبری

<sup>3</sup> Locationing

<sup>4</sup> Mapping

<sup>1</sup> Tracking

<sup>2</sup> Navigation

### ۳-۲-۵ همزمان‌سازی<sup>۱</sup>

*of space technology's added value in the (Netherlands, 2020)*

همزمان‌سازی، به عنوان یکی از کاربردهای فضایی، اهمیت بسیاری در زمینه‌های مختلف فعالیت دارد. این کاربرد با استفاده از سامانه‌های موقعیت‌یابی جهانی (GNSS) امکان فراهم آوردن زمان دقیق با دقت بسیار بالا را فراهم می‌آورد. از جمله این کاربردها می‌توان به هماهنگ‌سازی شبکه‌های بی‌سیم تلفن و داده، ایستگاه‌های پخش رادیویی دیجیتال، کاربردهای تجاری مربوط به تراکنش‌های مالی، ابزار دقیق، زمان‌بندی در شبکه‌های برق، ارتباطات ماهواره‌ای و سایر زمینه‌های مرتبط با محاسبات زمانی اشاره کرد. بهبود عملکرد سیستم‌های ارتباطی، کاهش هزینه‌ها، افزایش دقت در اندازه‌گیری‌ها و بهبود هماهنگی فعالیت‌های مختلف، ضرورت و اهمیت دستیابی به زمان با دقت بالا را توجیه می‌کند (UK Space Agency Corporate Plan, 2022).

### ۳-۳-۲ ایمنی<sup>۲</sup>

بسیاری از کاربردهای تجهیزات فضایی که در قسمتهای قبل یا بعد عنوان شده است به شکلی موجب بهبود ایمنی انسان یا محیط زیست انسان می‌شود. سامانه‌های فضایی می‌توانند در ایجاد ارتباطات مطمئن و دائمی بین بخش‌ها کمک کنند. این سامانه‌ها قادر به نظارت بر محیط‌زیست و پیش‌بینی حوادث و بلایای طبیعی و غیرطبیعی هستند. با تصویربرداری از مناطق آسیب‌دیده و ارائه اطلاعات جغرافیایی، می‌توان این حوادث را بهتر ارزیابی کرد و در عملیات امداد رسانی بهترین تصمیمات را اتخاذ کرد. همچنین، سامانه‌های فضایی می‌توانند در رهگیری اشیاء پرنده ناشناخته و ایجاد ایمنی پرواز (به کمک اطلاعات ناوبری و کنترل) نیز نقش داشته باشند. این کاربردها باعث بهبود ایمنی زیست‌انسانی، محیط زیست و صنعت هوافضا و کاهش خطرات مرتبط با آن می‌شوند (UK Space Agency Corporate Plan, 2022).

### ۳-۳-۳ ایمنی و امنیت

سیستم‌های فضایی نقش مهمی در نظارت و حفاظت از جنبه‌های مختلف ایمنی و امنیت، از جمله نظارت بر مرزها، مدیریت بلایا، استراتژی‌های دفاعی و اجرای مقررات ایفا می‌کنند. این دسته شامل برنامه‌های مرتبط با تضمین ایمنی افراد، دارایی‌ها و زیرساخت‌های حیاتی و همچنین رسیدگی به تهدیدات و خطرات امنیتی است.

### ۳-۳-۴ امنیت غذایی<sup>۴</sup>

سامانه‌های ماهواره‌ای و سکوها فضایی با ارائه اطلاعات جامع و دقیق در مورد جنبه‌های مختلف تولید در بخش کشاورزی و شرایط محیطی، که بر تولید و دسترسی به غذا تأثیر می‌گذارد، به امنیت غذایی جامعه کمک می‌کنند. این تجهیزات قادرند سطح و نوع محصولات کشت شده در مناطق مختلف را شناسایی و اندازه‌گیری کرده و رشد و سلامت آن‌ها را پایش کنند. این اطلاعات به تخمین بازده، شناسایی عوامل خرابی محصول و برنامه‌ریزی جهت مداخلات انسانی کمک می‌کند. سامانه‌های فضایی قادرند خطرات طبیعی مانند خشک‌سالی، سیل، طوفان و هجوم آفات را پایش و پیش‌بینی کنند که این فرآیند به آماده‌سازی کشاورزان و متولیان دولتی کمک میکند و تأثیر بلایا را کاهش می‌دهد. این تجهیزات، اطلاعات به روز و دقیقی در مورد شاخص‌های امنیت غذایی ارائه می‌دهند و به اطلاع‌رسانی و ارزیابی سیاست‌ها و برنامه‌هایی که با هدف بهبود امنیت غذایی تدوین شده‌اند، کمک می‌نمایند (Broad exploration of

### ۳-۳-۱ امنیت<sup>۳</sup>

امروزه، تجهیزات فضایی مثل ماهواره‌ها، ایستگاه‌ها، سکوها و فضاپیماها، نقشی حیاتی در افزایش امنیت موجودات زنده و طبیعت ایفا می‌کنند. نگهداری زیرساخت‌های شهری و بین‌المللی، به دلیل خدمات مهم و ضروری ارائه شده توسط آن‌ها، از اهمیت زیادی برخوردار است. فناوری‌های فضایی از موضوعاتی که برای رفاه بشریت مهم هستند، پشتیبانی می‌کنند؛ امداد رسانی در زمان وقوع بلایای طبیعی، مدیریت شرایط اضطراری، اقدامات آب و هوایی، بهبود سلامت، تأمین امنیت غذایی و آب و بسیاری از حوزه‌های دیگر جزء کاربردهای فناوری‌های فضایی محسوب می‌شوند (Broad exploration

<sup>3</sup> Safety

<sup>4</sup> Food Security

<sup>1</sup> Timing

<sup>2</sup> Security

space technology's added value in the (Netherlands, 2020).

### ۴-۳-۳ امنیت مرزها<sup>۱</sup>

استفاده از ماهواره‌ها و سکوه‌های فضایی می‌تواند به ایمن‌سازی مرزها و مناطق و مدیریت بحران‌ها کمک کند. تجهیزات فضایی مانند ماهواره‌های رصد زمین، پهپادها و کشتی‌های استراتسفری قادرند تصاویر و فیلم‌های با وضوح بالا از مناطق مرزی را به دست آورده و تهدیدات احتمالی مانند عبور غیرقانونی، قاچاق و یا تعرض به مناطق را شناسایی کنند. همچنین، سامانه‌های مخابرات فضایی قادرند نیروهای گشت مرزی را در زمین، دریا و هوا به هم پیوند داده و اطلاعات را به اشتراک بگذارند تا اقدامات لازم با هماهنگی کامل انجام شود. به علاوه، رادارهای فضایی قادرند اهداف متحرکی مانند هواپیماهای فوق سبک، که توسط قاچاقچیان مواد مخدر استفاده می‌شوند، را بر فراز زمین و دریا شناسایی کند.

### ۵-۳-۳ دفاع نظامی

کاربردهای فضایی در حوزه دفاع نظامی اهمیت زیادی دارند و به منابع ارزشمندی در استراتژی نظامی و دفاعی تبدیل شده‌اند. از ماهواره‌ها و سکوه‌های فضایی برای انجام امور مختلف نظامی و دفاعی از جمله برای ارتباطات امن، جمع‌آوری اطلاعات، نظارت، ناوبری، موقعیت‌یابی و ارتباط با پرسنل و مراکز دوردست استفاده می‌شود. مهمترین کاربردها شامل کسب اطلاعات، جستجو و شناسایی می‌شوند که برای حفاظت از مرزها، جستجو و شناسایی عوامل دشمن و یا خرابکاران اهمیت دارند. ارتباطات امن به نیروهای نظامی اجازه می‌دهند تا در فواصل طولانی و حتی در مناطق دوردستی که روش‌های ارتباطی سنتی ممکن است غیرعملی یا غیرممکن باشد، با یکدیگر و فرماندهان خود ارتباط برقرار کنند. سامانه‌های موقعیت‌یابی سراسری به نیروهای نظامی این امکان را می‌دهند که مکان خود را مشخص کنند و مختصات دقیق هدف را برای رهگیری و هدف‌گیری ارائه دهند. همچنین، سکوه‌های فضایی می‌توانند برای مانورهای مداری، اتصال، سوخت‌گیری و یا تعمیر سامانه‌های دیگر استفاده شوند که این فرآیند عملکرد و طول عمر سامانه‌های موجود را افزایش می‌دهد (Broad exploration of space technology's added value in the Netherlands, 2020).

### ۶-۳-۳ امنیت انرژی<sup>۲</sup>

استفاده از ماهواره‌ها و سکوه‌های فضایی به منظور ایجاد و نظارت بر سایت‌های تولید انرژی، به ویژه انرژی‌های تجدیدپذیر مانند صفحات خورشیدی و نیروگاه‌های خورشیدی و بادی، به عنوان یکی از راهکارهای اساسی برای افزایش امنیت انرژی محسوب می‌شود. این تجهیزات به دلیل پوشش گسترده، طولانی‌مدت و ایجاد شبکه‌های مخابراتی، قابلیت مکان‌یابی و نظارت مؤثر بر سایت‌های تولید انرژی را فراهم می‌کنند. داده‌های فضایی می‌توانند نقش مهمی در حل چالش‌های صنعت انرژی‌های تجدیدپذیر فراساحلی ایفا کنند و باعث کاهش هزینه تولید انرژی از منابعی نظیر باد، موج و جزر و مد فراساحلی شوند. به علاوه، پایش خطوط انتقال نیرو و خطوط لوله نفت و گاز نیز از دیگر کاربردهای سامانه‌های فضایی است که در حفظ و افزایش امنیت انرژی مؤثر می‌باشد و در حال حاضر تقاضای بالایی دارد.

### ۷-۳-۳ پیشگیری از جرائم<sup>۳</sup>

استفاده از سامانه‌های فضایی برای پیشگیری و تحقیق درباره جرم، یکی از کاربردهای مهم فضایی محسوب می‌شود. سازمان‌های مجری قانون با بهره‌گیری از تصاویر ماهواره‌ای، به نظارت بر فعالیت‌های مشکوک مانند قاچاق مواد مخدر، مهاجرت غیرقانونی و تروریسم می‌پردازند. مراجع قانونی قادرند با کمک این تجهیزات مظنونین را شناسایی و ردیابی کرده، فعالیت‌های غیرقانونی، مانند قاچاق مواد مخدر را رصد کنند. علاوه بر این، ماهواره‌ها می‌توانند تصاویر دقیقی از یک مکان ارائه دهند که به مجریان قانون اجازه می‌دهد تا درک بهتری از وضعیت مناطق مختلف زمین به دست آورند. ماهواره‌ها همچنین به مجریان قانون توانایی نظارت بر فعالیت در مکان‌های دوردست را می‌دهند، که به ویژه برای ردیابی مظنونین در آن مناطق، مفید و ضروری است. در نتیجه، با استفاده از ماهواره‌ها و سکوه‌های فضایی، می‌توان به پیشگیری از وقوع جرم و کاهش فعالیت‌های غیرقانونی مانند قاچاق مواد مخدر و اجناس کمک کرد (Broad exploration of space technology's added value in the Netherlands, 2020).

<sup>2</sup> Energy Security

<sup>3</sup> Crime Prevention

<sup>1</sup> Cross-Border Risk

### ۳-۳-۸ اعمال قوانین<sup>۱</sup>

استفاده از ماهواره‌ها و فناوری فضایی به منظور اجرای مقررات هوایی و فضایی از اهمیت بالایی برخوردار است. این فناوری‌ها برای تنظیم و کنترل ارتباطات، استفاده از طیف فرکانس‌ها، حمل و نقل فضایی تجاری، مانند پرتاب و ورود مجدد پرتابه‌ها و فعالیت‌های سنجش از راه دور تجاری مورد استفاده قرار می‌گیرند. سازمان‌هایی مانند کمیسیون ارتباطات فدرال آمریکا و اداره هوانوردی فدرال وزارت حمل و نقل آمریکا، مسئولیت تنظیم و نظارت بر این فعالیت‌ها را بر عهده دارند. اعمال قوانین و مقررات، همچنین باعث حصول اطمینان از عدم تداخل فعالیت‌های هوایی و فضایی با فعالیت‌های دیگر در سطح بین‌المللی می‌شود. از این رو، اعمال قوانین و مقررات فضایی از جمله کاربردهای اصلی و حیاتی فناوری فضایی است.

### ۳-۳-۹ رهگیری اشیاء<sup>۲</sup>

با توجه به گسترش فعالیت‌های فضایی و افزایش تعداد ماهواره‌ها و سکوی فضایی، رهگیری دقیق اشیاء فضایی، از جمله زباله‌های فضایی با سطح کوچک، ضروری است. بنابراین رهگیری اشیاء فضایی به عنوان یکی از کاربردهای حیاتی فضایی مطرح است که برای جلوگیری از برخوردهای تصادفی و مدیریت ریسک‌های مرتبط با آسیب‌های جدی، بسیار اهمیت دارد. این فناوری به صورت مداوم مکان و مسیر حرکت اشیاء فضایی و زباله‌های فضایی را مشخص کرده و مسیر آینده آن‌ها را پیش‌بینی می‌کند. با اطلاعات به دست آمده در فرآیند رهگیری، اقدامات ایمنی ضروری انجام و برنامه‌هایی برای جلوگیری از برخورد احتمالی در نظر گرفته می‌شود (Guo & Wu, 2010).

### ۳-۳-۱۰ آگاهی از مخاطرات هوا-فضایی<sup>۳</sup>

توانایی تشخیص، ردیابی و پیش‌بینی موقعیت اشیاء در فضا برای ایمنی عملیات فضایی و پایداری فعالیت‌های فضایی بسیار مهم است. با توجه به گستره دید و مداومت پرواز ماهواره‌ها و سکوی فضایی، این فناوری‌ها نقش مهمی در آگاهی یافتن از مخاطرات دارند. به عنوان مثال، رادارها و تلسکوپ‌های نوری برای شناسایی و ردیابی اشیاء در فضا استفاده می‌شود. مسیر یک جسم در فضا را می‌توان با در نظر گرفتن اندازه، سرعت و کشش

گرانشی دیگر اجرام در فضا پیش‌بینی کرد. دانشمندان برای پیش‌بینی مکان اجرام در فضا، ترکیبی از محاسبات ریاضی و شبیه‌سازی‌های کامپیوتری را به کار می‌گیرند (Broad exploration of space technology's added value in the Netherlands, 2020).

### ۳-۴-۴ مخابرات

ماهواره‌های ارتباطی از طیف گسترده‌ای از نیازها مانند شبکه‌های مخابراتی، خدمات اینترنتی، پخش و سنجش از راه دور پشتیبانی می‌کند و انتقال صدا، داده و ارتباطات چندرسانه‌ای را در سراسر جهان تسهیل می‌کنند. این دسته از کاربردها فناوری‌هایی را در برمی‌گیرد که ارتباطات و تبادل داده‌ها و دسترسی به اطلاعات را در مناطق وسیع امکان‌پذیر می‌کند.

### ۳-۴-۱ مخابرات رادیو تلویزیونی<sup>۴</sup>

به منظور پخش سیگنال‌های رادیویی و تلویزیونی، یک ماهواره در مدار زمین آهنگ بالای خط استوا قرار می‌گیرد یا یک سکوی فضایی در نقطه‌ای از فضا مستقر می‌شود. ماهواره یا سکوی سیگنال را از ایستگاه زمینی دریافت، تقویت و سپس به زمین ارسال می‌کند. سیگنال ارسالی، توسط گیرنده‌های ماهواره‌ای به سیگنال قابل دریافت توسط تلویزیون یا رادیو تبدیل می‌شود. در شرایطی که ارتفاع سکوی از زمین، در مقیاس مدارهای ماهواره‌ای، کم باشد امکان دریافت سیگنال مستقیم وجود دارد (Futures, 2018).

### ۳-۴-۲ مخابرات داده<sup>۵</sup>

انتقال داده روز به روز اهمیت بیشتری می‌یابد. از طرف دیگر حجم داده‌های منتقل شده به صورت نمایی افزایش می‌یابد و این به معنی آن است که تجهیزات و روش‌های قبلی جوابگوی نیازهای آینده نخواهند بود. از سال‌ها قبل ماهواره‌های زمین آهنگ امکان انتقال داده به تمام نقاط دنیا را با نرخ محدود فراهم کرده‌اند. اما در سال‌های اخیر ماهواره‌های ارتفاع پایین، پهناد، کشتی هوایی و بالون‌ها نقش بسیار مؤثری در ایجاد شبکه‌های انتقال داده ایفا می‌نمایند. این سامانه‌ها به دلیل ارتفاع مناسب (نه چندان زیاد که باعث تاخیر سیگنال گردد و نه چندان کم که دید محدود داشته باشند) راه‌حل مناسبی برای ایجاد شبکه‌های انتقال داده در نقاط شهری و دور دست هستند (Philippine

<sup>1</sup> Regulatory Enforcement

<sup>2</sup> Object Tracking

<sup>3</sup> Space Situational Awareness

<sup>4</sup> Radio Television Communication

<sup>5</sup> Data Communication

*Council for Industry, Energy and Emerging Technology Research and Development, 2021*

### ۳-۵ سلامت

فن آوری فضایی کاربردهای متعددی در بهبود و ارتقاء سلامت دارد. سیستم‌های فضایی با ارائه هشدارهای اولیه و ایجاد آمادگی اضطراری در مورد بهداشت عمومی، شیوع بیماری‌های عفونی و واگیردار و نظارت بر اثربخشی مداخلات در مناطق دورافتاده یا کم برخوردار، نقش مهمی در کاهش مخاطرات بهداشتی دارند.

### ۳-۵-۱ خدمات پزشکی<sup>۱</sup>

ارائه خدمات پزشکی به عنوان یکی از کاربردهای فناوری فضایی، با هدف ارائه مراقبت‌های بهداشتی برای افراد در سطح زمین و فضانوردان در فضا مطرح شده است.

پزشکی از راه دور روشی متداول برای ارائه مراقبت‌های بالینی است که از طریق زیرساخت‌های داده و با استفاده از فناوری پیشرفته اعمال می‌شود. این روش می‌تواند به سادگی انتقال پیام‌های متنی جهت مراقبت‌های پزشکی تا جراحی‌های کنترل شده از راه دور باشد. پزشکی از راه دور تضمین می‌کند که هر فرد در مناطق دور دست یا در فضا، در صورت نیاز به مراقبت‌های بهداشتی و پزشکی، اطلاعات و خدمات مورد نیاز را از طریق شبکه داده و تجهیزات رباتیک دریافت کند. مداوای شخصی‌سازی شده، بهبود نتایج مراقبت‌های بهداشتی و رفاه بیمار را فراهم می‌کند ( *Indian Space Research Organisation, 2023* ).

### ۳-۵-۲ رصد بیماری‌های واگیردار و ریسک سلامتی<sup>۲</sup>

تجهیزات فضایی گسترش بیماری‌ها و فجایع زیست محیطی را از طرق غیر مستقیم، مانند رصد تغییرات محیط طبیعی زمین و تغییرات در رفتار انسان (مانند تغییرات آلودگی و تغییر روشنایی شبانه) و استفاده از داده‌های حسگرهای پوشیدنی، اندازه‌گیری می‌کنند. همچنین برای پیش‌بینی شیوع بیماری‌های عفونی از ردیابی داده‌های محیطی استفاده می‌شود. به عنوان مثال، با ارائه اطلاعات دمای سطح آب، که کلید شیوع بیماری‌های منتقل شونده از طریق آب است، درباره شیوع وبا هشدار داده می‌شود. تجزیه و تحلیل داده‌های اپیدمیولوژیک، تسهیل ارتباطات جهانی و تقویت سیستم‌های هشدار اولیه، واکنش به شیوع بیماری‌های

واگیردار و آمادگی بهداشت عمومی را سرعت می‌بخشد و نظارت بر بیماری و ارزیابی ریسک سلامتی را ممکن می‌کند. فناوری فضایی همچنین با ارائه آگاهی موقعیتی، قابلیت‌های ارتباطی و ابزارهای تخصیص منابع برای عملیات واکنش پزشکی اضطراری، از تلاش‌های پاسخ به بلایا و کمک‌های بشردوستانه پشتیبانی می‌کند و در نهایت تاب‌آوری سلامت عمومی و ارائه مراقبت‌های بهداشتی را در مقیاس جهانی افزایش می‌دهد ( *Centre National d'Études Spatiales, 2022; Swedish Space Corporation, 2022* ).

### ۳-۵-۳ بیماری‌های خاص

شناسایی بیماری‌های نادر به عنوان یک کاربرد فضایی شامل استفاده از فناوری فضایی برای پیشبرد تحقیقات، تشخیص و درمان اختلالات نادر و ژنتیکی است. تحقیقات زیست‌پزشکی انجام شده در ایستگاه‌های فضایی و در شرایط ریزگرانش، فناوری‌های تصویربرداری مبتنی بر فضا و رویکردهای پزشکی دقیق (که توسط توالی‌یابی ژنومی فعال می‌شوند) از روندهای تحقیقاتی نوین به منظور تسریع شناسایی و کنترل بیماری‌ها هستند. با استفاده از قابلیت‌های فناوری فضایی، محققان و متخصصان مراقبت‌های بهداشتی می‌توانند نتایج مراقبت‌های بهداشتی را بهبود بخشند، مراقبت از بیمار را افزایش دهند و همکاری بین‌رشته‌ای را در رسیدگی به چالش‌های نادر و اختلالات ژنتیکی تقویت کنند.

### ۳-۵-۴ جست‌وجو و نجات<sup>۳</sup>

ماهواره‌ها و سکویهای فضایی با ارائه اطلاعات بلادرنگ در مورد مکان قربانیان، میزان آسیب و در دسترس بودن منابع، در تسریع پاسخگویی و ارائه خدمات و فوریت‌های پزشکی نقش مهمی در کاهش آسیب‌های حوادث و بلاای طبیعی و کمک به مصدومان در زمین و فضا ایفا می‌کنند. ارتباطات ماهواره‌ای، سامانه‌های رصد زمین، سیستم‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی (GNSS)، فناوری‌های سنجش از راه دور در کنار طرح‌های همکاری بین‌المللی (مانند برنامه بین‌المللی COSPAS-SARSAT)، فناوری فضایی با ارائه ارتباطات بلادرنگ، موقعیت‌یابی دقیق و قابلیت‌های جستجو و نجات را افزایش می‌دهد ( *National d'Études Spatiales, 2022* ).

<sup>1</sup> Medical Services

<sup>2</sup> Disease Surveillance and Health Risk

<sup>3</sup> Search and Rescue

### ۳-۶ تفریح و گردشگری

تفریح و گردشگری در فضا، زمینه جذاب و نوپایی است که با رشد صنعت فضایی، به جذب توجه علاقه‌مندان به تجربه‌های منحصر به فرد فضایی کمک خواهد کرد.

#### ۳-۶-۱ گردشگری<sup>۱</sup>

گردشگری فضایی در حال حاضر به عنوان مهم‌ترین فعالیت تجاری در فضا مطرح شده است و مهم‌ترین هدف آن اعزام افراد به فضا برای ماجراجویی و تجربه شرایط کار و زندگی در فضا است. فناوری‌های فضایی طراحی، ساخت و بهره‌برداری از فضاپیماهایی با قابلیت انتقال گردشگران به مقاصد فضایی را امکان پذیر ساخته‌اند. سیستم‌های پیش‌ران پیشرفته، وسایل نقلیه و فضاپیماهای مجهز و پایگاه‌های پرتاب فضاپیما از جمله زیرساخت‌های مورد نیاز برای انجام مأموریت‌های گردشگری فضایی هستند. فناوری‌های عملیات فضایی مانند مخابرات، ناوبری و هدایت خودکار پشتیبانی از زندگی در فضا را امکان‌پذیر می‌کنند و ایمنی و راحتی مسافران را در طول سفر تضمین می‌کند. گردشگری فضایی به گسترش حضور انسان در خارج از مرزهای زمین کمک می‌کند و به افراد فرصت تجربه شگفتی‌های فضا از نزدیک تجربه را می‌دهد (Futures, 2018; South African National Space Agency, 2022)

#### ۳-۶-۲ تفریح<sup>۲</sup>

تفریح در فضا شامل کلیه فعالیت‌های مورد علاقه افراد شامل تجربیات منحصر به فرد و حتی تحقیقات علمی است. فناوری‌های فضایی به صورت غیر مستقیم در صنعت سرگرمی، هنر، آموزش و تحقیقات علمی تأثیر گذار است. فیلم‌سازان با برداشت تصاویر خیره‌کننده از فضا و محیط‌های آینده‌نگر، ضمن تشریح شرایط واقعی فضا برای افراد جامعه و توسعه بینش آنها، صنعت سرگرمی‌های تصویر را متحول می‌کنند. توسعه‌دهندگان بازی‌های ویدیویی برای طراحی بازی‌هایی شامل ماجراجویی‌های فضایی، از تجربیات واقعی فضانوردان استفاده می‌کنند. استادان و دانشجویان و حتی دانش‌آموزان از تجربیات فضایی و داده‌های بدست آمده در این سفرها جهت تبیین اصول علمی و انجام تحقیقات جدید بهره می‌برند (South African National Space Agency, 2022).

### ۴- بحث و نتیجه‌گیری

فناوری‌های فضایی توانایی ما برای مشاهده، جهت‌یابی، برقراری ارتباط، تضمین ایمنی و امنیت، ارتقای سلامت و افزایش فعالیت‌های اوقات فراغت را متحول کرده است. با تحلیل مضمون اسناد راهبردی کشورهای مختلف، شناسایی و طبقه‌بندی کاربردهای فضایی به پایش زمین، هدایت و ناوبری، ایمنی و امنیت، ارتباطات، سلامت و گردشگری و تفریح، می‌توانیم مشارکت‌های چندوجهی فناوری فضایی را در رفع نیازهای مختلف اجتماعی-اقتصادی بررسی کنیم.

در دسته پایش و مدیریت محیط، سامانه‌های فضایی رصد زمین نقش اساسی در نظارت و درک محیط‌زیست و پدیده‌های طبیعی و مصنوع دست بشر (شامل ردیابی تغییرات کاربری زمین، ارزیابی تخریب محیطی، پیش‌بینی الگوهای آب و هوا و مدیریت بلایای طبیعی) دارند. فعالیت‌های این دسته شامل کسب و پردازش داده‌های خام از سامانه‌های فضایی است و معمولاً بر جمع‌آوری داده‌ها از ماهواره‌ها و فناوری‌های سنجش از دور متمرکز است. این فعالیت‌ها اغلب با تحقیقات علمی همراه است و اطلاعات لازم برای تحلیل و کاربرد بیشتر در سایر بخش‌ها را ارائه می‌دهند. با استفاده از تصاویر و داده‌های ماهواره‌ای، سیاست‌گذاران می‌توانند تصمیمات آگاهانه‌ای برای کاهش خطرات زیست‌محیطی، افزایش آمادگی در برابر بلایا و ترویج توسعه پایدار اتخاذ کنند.

در گروه کاربردهای هدایت و ناوبری، تجهیزات و سیستم‌های ناوبری مبتنی بر سامانه‌های فضایی به ابزاری ضروری برای ناوبری ادوات پرنده، موقعیت‌یابی دقیق، زمان‌بندی، بهینه‌سازی مسیرهای حمل و نقل، تسهیل کشاورزی دقیق و واکنش اضطراری تبدیل شده است. سامانه‌های ناوبری علاوه بر افزایش کارایی، ایمنی و بهره‌وری به گسترش دامنه کاربردها در آینده کمک می‌کنند.

فناوری‌های فضایی به طور قابل توجهی به افزایش ایمنی و رسیدگی به چالش‌های امنیتی در مقیاس جهانی کمک می‌کنند. به طور مثال نظارت بر گذرگاه‌های مرزی و حفاظت از زیرساخت‌های حیاتی، پایش به منظور پیشگیری از وقوع جرم، واکنش سریع در شرایط اضطراری، ردیابی اشیاء و حفظ موقعیت مکانی در فضا ضمن افزایش توانایی مقابله با تهدیدات پیش‌بینی نشده و تضمین امنیت دارایی‌های زمینی و فضایی، پشتیبانی

<sup>1</sup> Tourism

<sup>2</sup> Recreation

کاربردهای فضایی شامل ارائه خدمات، محصولات یا اطلاعات به دست آمده از داده‌های پردازش شده به کاربران نهایی، مشاغل، دولت‌ها یا سایر نهادها است. این فعالیت‌ها بر استفاده از داده‌های تجزیه و تحلیل شده برای رفع نیازهای خاص، حل مشکلات یا ارائه خدمات ارزش افزوده تمرکز دارند و از نظر درآمدزایی و ایجاد شغل تأثیر به‌سزایی در اقتصاد کشورها دارند.

در نتیجه، طبقه‌بندی کاربردهای فضایی، دستیابی به راه‌های مناسب جهت رفع نیازهای اجتماعی-اقتصادی و پیشبرد توسعه انسانی را تسهیل و بهترین راه‌کارها را برجسته می‌سازد. با استفاده از کاربردهای رصد زمین، ناوبری، ایمنی و امنیت، ارتباطات، سلامت و گردشگری و تفریح، می‌توان فرصت‌های جدیدی را برای نوآوری، همکاری و رشد پایدار در مقیاس جهانی ایجاد کرد.

### تعارض منافع

"این پژوهش تحت هدایت معنوی و حمایت مالی پژوهشگاه فضایی ایران در همکاری و تعامل با دانشگاه تهران صورت پذیرفته است."

### تشکر و قدردانی

از تمامی مدیران و کارکنان پژوهشگاه فضایی ایران که در جلسات خبرگی پروژه «درخت فناوری پژوهشگاه فضایی ایران» حضور و مشارکت موثر داشته‌اند، تشکر و قدردانی به عمل می‌آید.

### مراجع

- [1] Dialogic, "Broad exploration of space technology's added value in the Netherlands," 2020. [Online]. Available: [https://dialogic.nl/wp-content/uploads/2021/05/Management-Summary\\_Broad-exploration-of-space-technology%E2%80%99s-added-value-in-the-Netherlands-Oct-2020.pdf](https://dialogic.nl/wp-content/uploads/2021/05/Management-Summary_Broad-exploration-of-space-technology%E2%80%99s-added-value-in-the-Netherlands-Oct-2020.pdf). [Accessed: Jun. 3, 2024].
- [2] Centre National d'Études Spatiales, "CNES 2022," 2022. [Online]. Available: [https://cnes-carte-de-visite-2022.fr/assets/media/pdf/cnes2022-plaquette\\_en.pdf](https://cnes-carte-de-visite-2022.fr/assets/media/pdf/cnes2022-plaquette_en.pdf). [Accessed: Jun. 3, 2024].
- [3] C. Futures, "Space: a roadmap for unlocking future growth opportunities for Australia," 2018.
- [4] H. Guo and J. Wu, "Space Science & Technology in China: A Roadmap to 2050". Springer, 2010.
- [5] Indian Space Research Organisation, "ISRO Coffee Table Book," 2023. [Online]. Available: [https://www.isro.gov.in/media\\_isro/pdf/coffee\\_table.pdf](https://www.isro.gov.in/media_isro/pdf/coffee_table.pdf). [Accessed: Jun. 3, 2024].

ارزشمندی برای سازمان‌های امنیتی و مجری قانون فراهم می‌آورد.

در حوزه مخابرات، سیستم‌های ارتباطی ماهواره‌ای به‌عنوان ستون فقرات اتصال جهانی عمل می‌کنند و ارتباطات و تبادل داده‌ها را در فواصل بسیار وسیع امکان‌پذیر می‌سازند. ارتباطات ماهواره‌ای نه تنها در ارائه خدمات مخابراتی، تسهیل دسترسی به اینترنت در مناطق دورافتاده و پخش سیگنال‌های تلویزیونی در سراسر جهان بسیار تأثیر گذار است، بلکه نقش مهمی در پر کردن شکاف‌های دیجیتال و توسعه اقتصادی-اجتماعی ایفا می‌کند. قابلیت اطمینان و انعطاف‌پذیری شبکه‌های ماهواره‌ای، ضرورت استفاده از آن‌ها را در سناریوهای ارتباط اضطراری توجیه می‌کند. این کاربردها، شامل پردازش، تجزیه و تحلیل و ترکیب داده‌های جمع‌آوری‌شده برای به دست آوردن بینش و ارائه خدمات یا محصولات کارآمد است. این فعالیت‌ها اغلب به تکنیک‌های پیشرفته پردازش داده، الگوریتم‌ها و مدل‌سازی نیاز دارند تا داده‌های خام را به اطلاعات عملی تبدیل کنند و کاربردهای ثانویه (مانند ردیابی، ناوبری، مکان‌یابی، نقشه‌برداری، زمان‌بندی، امنیت، ایمنی، امنیت غذایی، پایش مخاطرات مرزی، دفاع، امنیت انرژی، پیشگیری از جرم، اجرای مقررات، ردیابی اشیاء و آگاهی از موقعیت فضایی) را ممکن سازند.

در حوزه سلامت، فناوری‌های فضایی انقلابی در ارائه مراقبت‌های بهداشتی و نظارت بر بیماری‌ها ایجاد کرده‌اند و راه‌حل‌های نوآورانه‌ای برای مقابله با چالش‌های بهداشت عمومی ارائه می‌دهند. خدمات پزشکی از راه دور، مانند مشاوره غیر حضوری و تشخیص و درمان از راه دور، در کنار تصویربرداری پزشکی، که از طریق فناوری ارتباطات فضایی و رباتیک فراهم می‌شود، دسترسی به خدمات و مراقبت‌های بهداشتی را در مناطق محروم فراهم می‌کند. سیستم‌های فضایی نظارت بر بیماری‌ها، تشخیص و پایش زودهنگام بیماری‌های عفونی و واگیردار، کمک به مداخلات به موقع و ایجاد آمادگی فراگیر را امکان‌پذیر می‌سازند. در حوزه گردشگری، ادغام فناوری فضایی در گردشگری و فعالیت‌های تفریحی، تجربه سفر را افزایش و نظارت بر محیط‌زیست را ارتقا می‌دهد. گردشگری فضایی و تفریح، راه را برای تجربیات جدید و فرصت‌های اقتصادی هموار می‌کند. علاوه بر این، نظارت مبتنی بر سامانه‌های فضایی حفظ زیستگاه‌های طبیعی و سایت‌های میراث فرهنگی، برای نسل‌های آینده، را امکان پذیر می‌کند.



#### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

- [6] P. Kansakar and F. Hossain, "A review of applications of satellite earth observation data for global societal benefit and stewardship of planet earth," *Space Policy*, vol. 36, pp. 46-54, 2016.
- [7] K. Miura and H. Furuya, "Adaptive structure concept for future space applications," *AIAA Journal*, vol. 26, no. 8, pp. 995-1002, 1988.
- [8] Philippine Council for Industry, Energy and Emerging Technology Research and Development, "Final STA Roadmap," 2021. [Online]. Available: [https://pcieerd.dost.gov.ph/images/pdf/2021/roadmaps/sectoral\\_roadmaps\\_division/etdd/Final\\_STA-Roadmap-os-16.3.2021-1.pdf](https://pcieerd.dost.gov.ph/images/pdf/2021/roadmaps/sectoral_roadmaps_division/etdd/Final_STA-Roadmap-os-16.3.2021-1.pdf). [Accessed: Jun. 3, 2024].
- [9] South African National Space Agency, "SANSa Annual Performance Plan 2018/19," 2018. [Online]. Available: [https://www.sansa.org.za/wp-content/uploads/2018/10/SANSa-Annual-Performance-Plan-2018\\_19.pdf](https://www.sansa.org.za/wp-content/uploads/2018/10/SANSa-Annual-Performance-Plan-2018_19.pdf). [Accessed: Jun. 3, 2024].
- [10] South African National Space Agency, "SANSa Strategic Plan 2020-2025," 2022. [Online]. Available: <https://www.sansa.org.za/wp-content/uploads/2022/04/SANSa-Strategic-Plan-2020-2025-Revised.pdf>. [Accessed: Jun. 3, 2024].
- [11] Swedish Space Corporation, "SSC in Summary 2022," 2022. [Online]. Available: <https://sscspace.com/uploads/SSC-in-Summary-2022.pdf>. [Accessed: Jun. 3, 2024].
- [12] UK Space Agency, "Corporate Plan 2022-25," 2022. [Online]. Available: <https://www.housing-ombudsman.org.uk/wp-content/uploads/2022/03/Corporate-Plan-2022-25-Published-March-2022-2.pdf>. [Accessed: Jun. 3, 2024].
- [13] M. van Meeteren, F. Trincado-Munoz, T. H. Rubin, and T. Vorley, "Rethinking the digital transformation in knowledge-intensive services: A technology space analysis," *Technological Forecasting and Social Change*, vol. 179, p. 121631, 2022.



# Numerical Investigation of Flow Oscillation in the Diffuser and Test Chamber of a High Altitude Test Simulator

Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology &  
Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:18-30  
2025

DOI:  
10.22034/jssta.2024.462108.1171

## Article Info

Received: 1403-03-21  
Accepted: 1403-11-27

## Keywords

High altitude simulation,  
Pressure oscillation,  
Unsteady flow, Separation  
flow, Shock train

## How to Cite this article

N. Fouladi, F. Zahedifar, and  
M. Farahani, "Numerical  
Investigation of Flow  
Oscillation in the Diffuser and  
Test Chamber of a High  
Altitude Test Simulator,"  
*Journal of Space Science,  
Technology and Applications*,  
vol. 5, no. 1, pp. 18–30, 2025.

Nematollah Fouladi<sup>1\*</sup>, Fatemeh Zahedifar<sup>2</sup>, Mohammad Farahani<sup>3</sup>

<sup>1</sup> \*Space transportation research institute, Tehran, Iran

[n.fouladi@isrc.ac.ir](mailto:n.fouladi@isrc.ac.ir)

<sup>2</sup> Department of Aerospace engineering, Sharif university of Technology, Tehran, Iran

[fatemeh.zahedi@ae.sharif.edu](mailto:fatemeh.zahedi@ae.sharif.edu)

<sup>3</sup> Department of Aerospace engineering, Sharif university of Technology, Tehran, Iran

[mfarahani@sharif.edu](mailto:mfarahani@sharif.edu)

## Abstract

The present research has been conducted to numerical simulation and phenomenology of the pressure fluctuations and instability of the diffuser with the area ratio of the diffuser inlet to the nozzle outlet of 1.91. The numerical simulation has been done with both steady and unsteady methods for the nozzle with an expansion ratio of 30. Validation of the numerical solution has been done with the help of the experimental test data of the high-altitude test simulator available in the Space transportation research institute. Investigations indicate that two types of start occur in the system, stable and unstable start. In the stable start process, which occurs in high motor pressure tests, the flow is supersonic over much of the length of the diffuser. On the contrary and in the unstable start, the flow detection and study shows that the flow is not supersonic in most of the length of the diffuser and the thickness of the boundary layer in the supersonic region is very thick. This causes the downstream disturbances of the diffuser to be transferred to the upstream. These disturbances are mainly caused by unstable structures of turbulence separation in the flow. The fluctuation of the separation zones in the diffuser causes the fluctuation of the internal shock train structure. The change in the structure of the shocks as well as the instabilities created in the shock train and their movement upstream creates a flow separation zone at the entrance of the vacuum chamber and mass suction occurs inside the chamber, which results in the diffuser leaving the starting condition. As the time increases and the pressure of the vacuum chamber increases, the momentum of the exiting flow from the nozzle dominates again and creates a quasi-starting state in the diffuser, and this repetition loop continues intermittently.



مقاله پژوهشی

## بررسی عددی نوسان جریان مافوق صوت در دیفیوزر و محفظه تست شبیه‌ساز تست ارتفاع بالا

نعمت‌اله فولادی\*<sup>۱</sup>، فاطمه زاهدی فر<sup>۲</sup>، محمد فراهانی<sup>۳</sup>

۱- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران - n.fouladi@isrc.ac.ir

۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف - fatemeh.zahedi@ae.sharif.edu

۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف - mfarahani@sharif.edu

\* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای

فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۸-۳۰  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2024.462108.1171

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۲۷

واژه‌های کلیدی

شبیه‌ساز ارتفاع بالا، نوسان فشار،  
ناپایداری جریان، جدایش جریان،  
قطار شوک

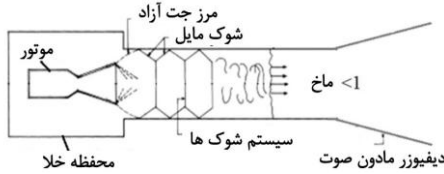
نحوه استناد به مقاله

نعمت‌اله فولادی، فاطمه زاهدی فر و محمد فراهانی، "بررسی عددی نوسان جریان مافوق صوت در دیفیوزر و محفظه تست شبیه‌ساز تست ارتفاع بالا"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۱۸-۳۰، ۱۴۰۴.

### چکیده

پژوهش حاضر به منظور شبیه‌سازی عددی و پدیده‌شناسی نوسانات جریان مافوق صوت در یک شبیه‌ساز ارتفاع بالای مجهز به دیفیوزر با نسبت سطح ورودی دیفیوزر به خروجی نازل برابر ۱،۹۱ انجام شده است. شبیه‌سازی عددی در دو حالت پایا و ناپایا انجام شده است. اعتبارسنجی حل عددی به کمک داده‌های تست تجربی گاز سرد شبیه‌ساز ارتفاع بالای موجود در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی انجام شده است. بررسی‌ها حاکی از آن است که دو نوع استارت پایدار و ناپایدار در سامانه رخ می‌دهد. در استارت پایدار، که در فشارموتورهای بالا رخ می‌دهد، جریان در بخش زیادی از طول دیفیوزر مافوق صوت است. حال آنکه در استارت ناپایدار، جریان در اکثر طول دیفیوزر مافوق صوت نیست و ضخامت لایه مرزی در ناحیه مافوق صوت به طور قابل توجهی زیاد است. همین امر سبب انتقال اغتشاشات پایین دست دیفیوزر به بالادست می‌شود. اغتشاشات مزبور غالباً ناشی از ساختارهای ناپایدار جدایش جریان آشفته در پایین دست دیفیوزر است. اثر اغتشاشات انتقالی، نوسان نواحی جدایش رخ داده در دیفیوزر است که باعث نوسان ساختار قطار شوک در داخل دیفیوزر می‌شود. تغییر ساختار شوک‌ها و همچنین ناپایداری‌های ایجاد شده در قطار شوک‌ها و حرکت آن‌ها به سمت بالادست جریان، باعث ایجاد ناحیه جدایش جریان در ورودی محفظه خلأ می‌شود و مکش جرمی به داخل محفظه رخ می‌دهد که نتیجه آن خارج شدن دیفیوزر از شرایط کاری راه‌اندازی است. با گذر زمان و افزایش فشار محفظه خلأ، مومنتوم جریان خروجی از نازل دوباره غالب شده و حالت شبه استارت را در دیفیوزر ایجاد می‌کند و این حلقه تکرار به طور متناوب ادامه پیدا می‌کند.

۱- مقدمه



شکل (۱) شماتیک دیفیوزر مافوق صوت خروجی گاز در شبیه‌ساز ارتفاع بالا

نوسان فشار در محفظه شبیه‌ساز ارتفاع بالا در برخی مراجع تجربی اشاره شده‌است، ولی تاکنون تحقیقات جامعی در این مورد انجام نشده‌است. آشوکومار و همکاران در سال ۲۰۱۵ در بررسی‌های تجربی خود نشان دادند با افزایش ضخامت دهانه نازل و به کار بردن محدود کننده جریان برگشتی، نوسانات فشار در محفظه خلأ و همچنین زمان روشن شدن در دیفیوزر گلوگاه ثانویه کاهش می‌یابد [۱]. آرون کومار و راجش دلیل نوسان فشار ثانویه در ورودی دیفیوزر در شرایط خارج از راه‌اندازی را حباب‌های بازچرخشی موجود در دیفیوزر عنوان کرده‌اند [۴]. یم و همکاران به بررسی دینامیک گازها در شبیه‌ساز ارتفاع بالا با حداقل زمان راه‌اندازی با حل عددی و با رویکرد تحلیل ناپایایی‌های جریان و رفتار اسیلوسکوپی فشار خلأ محفظه پرداختند و دلیل نوسانات فشار روی دیواره و محفظه خلأ در نزدیکی کمینه فشار راه‌اندازی را قطار شوک و همچنین انتقال اطلاعات از طریق لایه مرزی - هرقدر کوچک - دانستند [۵]. افخمی و همکاران به بررسی تجربی و عددی ناپایایی روشن شدن دیفیوزر گلوگاه ثانویه شبیه‌ساز ارتفاع بالا با نازل TOP<sup>۴</sup> پرداختند و به این نتیجه رسیدند که نوسانات فشاری که در محفظه خلأ رخ می‌دهد به موقعیت ساختار امواج ضربه‌ای در فاز افزایش و کاهش فشار محفظه خلأ بستگی دارد [۶]. باهارات و همکاران در حین بررسی ناپایایی روشن شدن در دیفیوزر گلوگاه ثانویه در شبیه‌ساز ارتفاع بالا به این نتیجه رسیدند که وجود شوک‌های متعدد در نازل به نوبه خود فشار خروجی نازل را افزایش می‌دهد و در نتیجه القای سیال از محفظه خلأ را مهار می‌کند [۷]. پارک و همکاران نیز به بررسی ناپایایی فرایند راه‌اندازی دیفیوزر پرداختند و دلیل نوسانات فشار در محفظه خلأ را انسداد ناگهانی جریان جرمی در ورودی محفظه خلأ دانستند که با افزایش فشار موتور این نوسانات دمپ می‌شود. آن‌ها همچنین تداخل شوک و لایه مرزی جدا شده در پایین دست دیفیوزر را عاملی برای تقویت نوسانات فشار محفظه در حین راه‌اندازی دیفیوزر معرفی کردند [۸]. فولادی و همکاران در بررسی ناپایایی

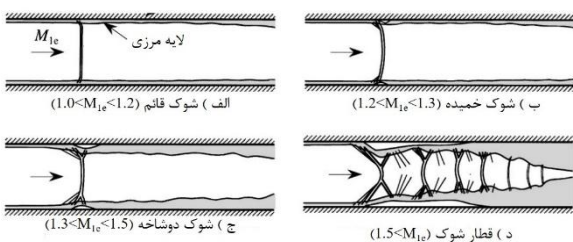
نازل‌های سیستم‌های پیشران فضایی برای تولید بیشینه نیروی پیشران دارای نسبت انبساط‌های بالا هستند. تست اینگونه نازل‌ها در شرایط اتمسفر محلی باعث جدایش جریان نازل و افت شدید نیروی پیشران می‌شود و عملاً داده‌های صحیحی از عملکرد واقعی موتور در اختیار قرار نمی‌گیرد. همچنین به دلیل شرایط محیطی، ممکن است احتراق به‌طور مناسب رخ ندهد یا برخی از اجزای سازه‌ای بخاطر عبور گاز خروجی دچار مشکل شوند. همانطور که پیداست این قبیل مشکلات را نمی‌توان در تست اتمسفری زمینی شناسایی کرد و شبیه‌سازی شرایط خلأ برای تست در شرایط واقعی این موتورها اجتناب‌ناپذیر است [۱]. به همین دلیل برای تست زمینی نازل‌های فضایی با نسبت انبساط زیاد، نیاز به تجهیزات تست ارتفاع بالا (HATF)<sup>۱</sup> می‌باشد. این نوع شبیه‌ساز خلأ، با کاهش فشار در صفحه خروجی نازل شرایط عملکرد مناسب را برای کارکرد عادی نازل فراهم می‌کند. عمدتاً دو نوع دیفیوزر در این سیستم‌ها بکار می‌روند؛ دیفیوزر خروجی گاز مقطع ثابت (CAED)<sup>۲</sup> و دیفیوزر خروجی گاز گلوگاه ثانویه STED<sup>۳</sup>. دیفیوزرهای گلوگاه ثانویه به دلیل ساختار شوک مخصوص خود، فشار راه‌اندازی کمتری نسبت به دیفیوزرهای مساحت ثابت دارند و به همین دلیل عملکرد بهتری در شبیه‌ساز ارتفاع بالا خواهند داشت [۱]، [۳]. جریان خروجی نازل به صورت فرومنبسط وارد ورودی دیفیوزر - که قطر آن اندکی بیشتر از قطر دهانه خروجی نازل می‌باشد - می‌شود. برخورد جت جریان به دیواره دیفیوزر باعث ایجاد قطاری از شوک‌های مایل بازتابی می‌شود که نتیجه آن افزایش فشار استاتیکی جریان و نزدیک شدن به شرایط اتمسفر محلی است. همچنین سرعت جریان نیز توسط شوک‌های داخلی، مادون صوت می‌شود. سپس توسط بخش واگرا فشار محصولات احتراق به فشار محیط می‌رسد. با انبساط جت جریان در ورودی دیفیوزر، فشار گازها در این ناحیه کمتر از فشار گاز در صفحه خروجی نازل شده و با ایجاد مکش در دهانه محفظه خلأ تا زمان خاموشی موتور، شرایط خلأ به طور خودکار حفظ می‌شود [۲].

<sup>۴</sup> Thrust optimized parabolic

<sup>۱</sup> High Altitude Test Facility  
<sup>۲</sup> Constant area exhaust diffuser  
<sup>۳</sup> Second throat exhaust diffuser

استفاده برای این منظور، می‌توان به روش شوک‌ها اشاره کرد. در سال ۱۹۵۸ کروکو این ایده را مطرح کرد که در اکثر جریان‌های داخلی، استفاده از یک شوک نرمال روش مناسبی برای مادون صوت کردن جریان نیست. مکانیزم پیشنهادی او استفاده از زنجیره‌ای از شوک‌ها برای کاهش تدریجی سرعت جریان و افزایش فشار استاتیک آن بود. او این فرآیند تدریجی را سودوشاک<sup>۲</sup> نام نهاد [۱۰]. سودوشاک سیستمی متشکل از چندین شوک یا قطار شوک است که سرعت جریان مافوق صوت را در یک داکت کاهش می‌دهد و همراه با بازیابی فشار است. ماتسو و همکاران به بررسی عمیق پدیده سودوشاک پرداختند [۱۱]. آن‌ها شکل گیری قطار شوک را در یک داکت در عدد ماخ شده‌است. در محدوده ماخ کمتر از ۱٫۲، ساختار شوک تشکیل شده، شوک قائم خواهد بود. با افزایش عدد ماخ تا نزدیکی ۱٫۳، شوک از حالت قائم خارج شده و انحنای پیدا می‌کند. افزایش بیشتر عدد ماخ تا ۱٫۵، باعث تشکیل ساختار شوک دوشاخه<sup>۸</sup> می‌شود. عبور عدد ماخ از ۱٫۵، باعث تشکیل قطار شوک می‌شود که ترکیبی از امواج تراکمی و انبساطی بوده و در طول محدودی داخل داکت امتداد می‌یابد.

نتایج تست‌های مختلف تجربی و تحقیقات نشان داده‌است که عملکرد این قبیل دیفیوزرها می‌تواند تحت تاثیر شرایط مرزی دچار ناپایداری‌هایی موسوم به transient pseudo-shock گردد [۱۲]. ناپایداری می‌تواند به علل مختلف ایجاد گردد که یکی از آن‌ها تشکیل حباب‌های جدایش است که می‌تواند ساختار سودوشاک را به سمت بالادست حرکت دهد. هر قدر گرادین فشار معکوس در ناحیه‌ای بزرگتر باشد، حرکت شوک‌ها به بالادست نیز سریع‌تر رخ می‌دهد.



شکل (۲) شماتیکی از شوک نرمال و تداخل شوک با لایه مرزی توربولانت در یک داکت [۱۱]

فرایند راه‌اندازی دیفیوزر گلوگاه ثانویه با نازل TOP دلیل نوسانات فشار را تغییر ساختار شوک از FSS<sup>۵</sup> به RSS<sup>۶</sup> دانستند [۶]. میتال و همکاران دلیل نوسانات فشار محفظه خلأ را تشکیل حباب جدایش در حین راه‌اندازی دیفیوزر عنوان کردند [۹].

اکثر تحقیقات انجام شده در زمینه شبیه‌ساز ارتفاع بالا به بررسی پارامترهای هندسی و عملکردی دیفیوزر در حالت پایا پرداخته‌اند، در حالی که در موتوره‌های مراحل فوقانی (upper stage) فضایی که مورد بررسی در این پژوهش هستند- زمان روشن بودن موتور کوتاه می‌باشد و همین باعث اهمیت پدیده‌های گذرا می‌شود. در این تحقیق برای اولین بار پدیده نوسان فشار محفظه خلأ به صورت عددی مورد بررسی قرار می‌گیرد. هدف از طراحی و استفاده از شبیه‌ساز ارتفاع بالا، فراهم‌سازی شرایط عملکردی واقعی می‌باشد و وجود پدیده نوسان فشار می‌تواند منجر به مشکلاتی از قبیل خطا در اندازه‌گیری داده‌های تست، آلودگی صوتی شبیه‌ساز ارتفاع بالا، تخریب نازل کامپوزیتی و غیره شود. لذا انگیزه این پژوهش پدیده‌شناسی و درک فیزیک حاکم از طریق حل عددی جریان می‌باشد. انتظار می‌رود در این پژوهش به سوالاتی که در ادامه مطرح شده‌اند پاسخ داده‌شود. علت ایجاد نوسانات فشاری در برخی فشارموتورها چیست؟ فیزیک جریان در هنگام راه‌اندازی پایدار و ناپایدار دیفیوزر چگونه است؟ فرآیند تخلیه محفظه و تامین شرایط استارت پایدار چگونه است؟ چرا نوسان فشار در فشارموتورهای بالا رخ نمی‌دهد؟

در ادامه، در بخش ۲ به تشریح تئوری و معادلات حاکم بر جریان پرداخته شده‌است. فصل ۳ به تشریح روش شبیه‌سازی عددی اختصاص یافته است. در این فصل هندسه، مشخصات شبکه تولیدی و تنظیمات حل عددی تشریح شده‌است. در فصل ۴ به تحلیل نتایج حاصل از شبیه‌سازی پایا و فصل ۵ به تحلیل نتایج شبیه‌سازی ناپایا پرداخته شده‌است. فصل آخر نیز مربوط به نتیجه‌گیری و مراجع می‌باشد.

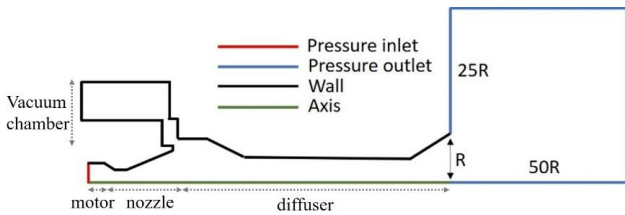
## ۲- تئوری مسئله

هدف از استفاده از دیفیوزرهای مافوق صوت، کاهش سرعت جریان و افزایش فشار استاتیکی آن است. از روش‌های پایه مورد

pseudo-shock<sup>v</sup>  
Bifurcated<sup>h</sup>

Free shock separation<sup>o</sup>  
Restricted shock separation<sup>h</sup>

صحيح شرط مرزی ناپایا در خروجی دیفیوزر و کمک به همگرایی حل ناپایا می‌باشد و در حل پایا به آن نیازی نیست.



شکل (3) دامنه محاسباتی و شرایط مرزی در حل ناپایا

شرایط مرزی اعمال شده نیز در شکل (3) نشان داده شده‌است. ورودی و خروجی از نوع شرط مرزی فشاری می‌باشند. شبیه‌سازی عددی به صورت تدریجی از فشار ورودی ۱۰ تا ۲۱٫۵ بار انجام شده‌است به طوری که نتایج حل قبلی به عنوان شرط اولیه حل بعدی در نظر گرفته شده‌است. دمای سکون سیال ۳۰۰ کلوین است. از فرض گاز ایدال با جرم مولوکلی ۲۹ و ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت برابر با ۱۰۰۰/۴۱ ژول بر کیلوگرم کلوین استفاده شده است. به منظور محاسبه لزجت سیال از روش ساترلند بهره گرفته شده است. همچنین فشار و دمای محیط در این شبیه سازی ها به ترتیب ۰/۸۹ بار و ۳۰۰ کلوین لحاظ شده است.

جدول (۱) مشخصات هندسی نازل و دیفیوزر

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
42	$\theta_{conv,n}$	1.4142	$A_{i,n}/A_n^*$
15	$\theta_{div,n}$	2.3403	$A_{e,n}/A_n^*$
6	$\theta_{conv,d}$	1.1473	$A_{i,d}/A_d^*$
6	$\theta_{div,d}$	1.3643	$A_{e,d}/A_d^*$

در این پژوهش از شبکه محاسباتی مثلثی بی سازمان استفاده شده‌است. از مش لایه مرزی نیز برای شبیه‌سازی دقیق‌تر جدایش بهره گرفته شده‌است. فاصله اولین گره محاسباتی از دیواره، ۰٫۰۱ میلی‌متر تنظیم شده‌است تا  $y^+$  در محدوده مجاز مدل آشفتگی (پایین‌تر از عدد ۵) قرار گیرد. با توجه به تقارن حاکم بر مسئله، از شبکه دوبعدی و حل تقارن محوری استفاده شده‌است. در جدول (۲) مشخصات کلی شبکه پایا و ناپایا به اختصار آمده است. همچنین در شکل ۴ شبکه مورد نظر نمایش داده شده‌است.

جدول (۲) مشخصات شبکه عددی

مقدار	مشخصه
120864	تعداد سلول‌های شبکه ناپایا
94655	تعداد سلول‌های شبکه پایا
مثلثی بی سازمان	نوع مش

واگنر و همکاران در مرجع [۱۳] به بررسی علل خارج شدن دیفیوزر از شرایط کاری در موتورهای اسکرمجت پرداختند. آن‌ها دلیل ناپایداری قطار شوک‌ها و خارج شدن دیفیوزر از شرایط کاری را انسداد جریان به علت رشد حباب‌های جدایش دانستند. سوچی‌یاما و همکارانش نیز به طور مشابه حرکات ناپایای ناحیه جدایش را عامل نوسان قطار شوک دانستند [۱۴]. یامانه و همکاران نوسانات قطار شوک را مرتبط با نوسانات فشاری پایین‌دست دور (نواحی جریان مادون‌صوت پایین‌دست) دانستند [۱۵]، [۱۶]. شانگ و همکاران به بررسی نوسانات قطار شوک مایل پرداختند. آن‌ها دو نوع نوسان را در سامانه ثبت کردند که نوسان اجباری و خودتحریک شونده بودند. نوسان خودتحریک شونده مقیاس کوچک، حول یک موقعیت مشخص در یک میانگین زمانی نوسان می‌کند و دامنه حرکتی کم و فرکانس بالایی دارد و تنها ناحیه تداخل و اطراف آن را تحت تاثیر قرار می‌دهد [۱۷]. چنگ و همکاران برای بررسی واکنش قطار شوک مایل به نوسانات پایین‌دست، با استفاده از یک شفت بیضوی نوساناتی با فرکانس پایین در پایین‌دست تونل باد ایجاد کردند. در آزمایش آن‌ها مشخص شد که قطار شوک‌های مایل به این نوسانات واکنش داده و در راستای خط جریان نوسان می‌کنند. آن‌ها ادعا کردند که انتقال اطلاعات پایین‌دست به بالادست از طریق نواحی جدایش جریان و لایه برشی مادون‌صوت انجام می‌گیرد [۱۸].

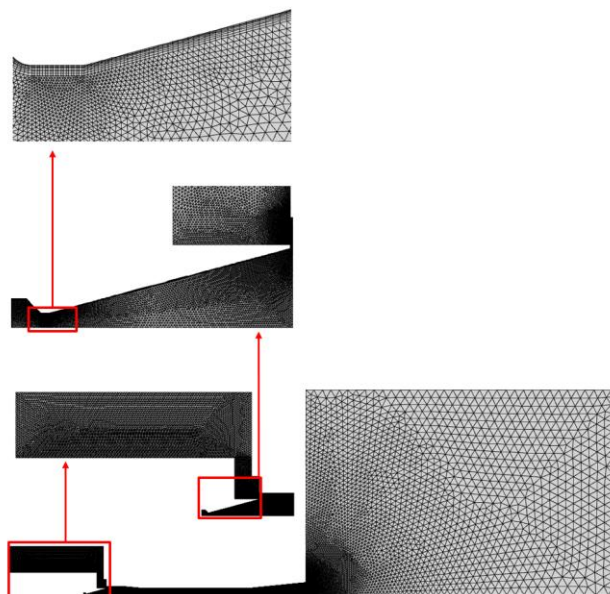
### ۳- تحلیل عددی جریان

در این بخش به بیان جزئیات روش حل عددی پرداخته شده است.

#### ۳-۱- مدل هندسی، شرایط مرزی و شبکه محاسباتی

شماتیکی از هندسه مورد بررسی برای حل ناپایا در شکل (3) آمده است. در این تصویر اجزا به ترتیب از چپ عبارتند از محفظه موتور، نازل مخروطی همگرا-واگرا، محفظه خلأ، دیفیوزر گلوگاه ثانویه و ناحیه دور دست بیرونی. در این بررسی نسبت انبساط نازل ۳۰ می‌باشد. ابعاد هندسی بی بعد دیفیوزر در جدول (۱) آمده است. با مشخص بودن قطر گلوگاه نازل (۸ میلی‌متر)، ابعاد هندسی دیفیوزر از روی جدول ۱ قابل استخراج است. در حل پایا از آنجایی که حجم محفظه خلا تاثیری بر نتایج شبیه‌سازی ندارد، برای کاهش هزینه محاسباتی از مدل‌سازی آن با ابعاد کامل صرف نظر شده‌است. همچنین در حل پایا دامنه محاسباتی دور دست قابل صرف نظر است، چرا که هدف از این دامنه اعمال

تنظیمات	پارامتر روش عددی
۲ بعدی تقارن محوری	ابعادی
گاز ایده‌آل	معادله حالت
چگالی مینا	حلگر
پایا / ناپایا	زمان
GEKO	مدل آشفتگی
ساترلند	لزجت
ضمنی	فرمول بندی
Roe-FDS	تخمین شار
	گسسته‌سازی مکانی
حداقل مربعات بر مبنای سلول	گردان
مرتب‌بندی دوم upwind	جریان
مرتب‌بندی اول upwind	انرژی جنبشی آشفتگی
مرتب‌بندی اول upwind	نرخ اضمحلال انرژی
۰.۵	عدد کورانت



شکل (۴) شبکه محاسباتی

### ۳-۳- بررسی استقلال حل از مش و مدل آشفتگی

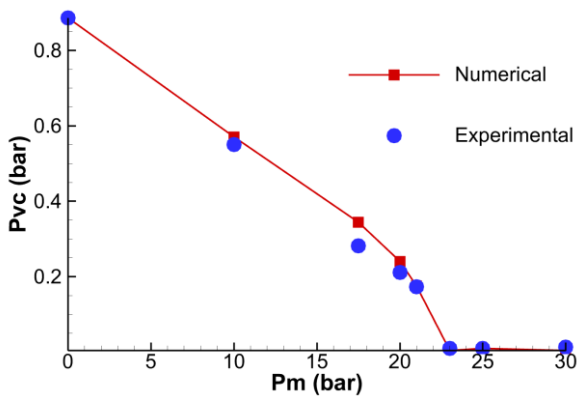
در این تحقیق استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی در فشارموتور ۳۰ بار و با دو مدل توربولانسی Generalized K- $\omega$  (GEKO) و K- $\omega$ -SST بررسی شده است. در پژوهش‌های قبلی در زمینه مشابه با تحقیق حاضر نشان داده شده است که مدل GEKO برای تحلیل جریان سرعت بالای همراه با تداخل موج ضربه ای و لایه مرزی جدا شده مناسب‌تر از K- $\omega$ -SST می‌باشد [۶]، [۱۹]، [۲۰]. بدین منظور ۴ شبکه با تعداد سلول ۲۵ هزار، ۵۲ هزار، ۹۴ هزار و ۲۰۴ هزار سلول تولید شده و مورد شبیه‌سازی قرار گرفته است. نمودار فشار دیواره دیواره دیفیوزر در فشارموتور ۳۰ بار برای شبکه‌های مختلف در شکل (۵) و شکل (۶) نشان داده شده است. از مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی در فشار ۳۰ بار برای هندسه و شبکه یکسان (شکل ۵ و ۶) آشکار می‌شود که علی‌رغم اینکه تا قبل از جدایش جریان گسترده در دیفیوزر هر دو مدل توربولانسی عملکرد قابل قبولی دارند، ولی در مدل K- $\omega$ -SST بعد از جدایش جریان حتی با افزایش سلول‌های شبکه محاسباتی استقلال حل از شبکه اتفاق نمی‌افتد. حال آنکه با مدل GEKO با افزایش تعداد سلول‌های شبکه استقلال حل از شبکه بوجود آمده است. دلیل این امر بکارگیری یکسری معادلات بقایایی اضافی برای مؤلفه‌های اغتشاشی جریان است که مانع از رشد بی‌رویه انرژی جنبشی توربولانسی در نواحی تداخل شدید شوک و لایه مرزی در روش GEKO می‌شود [20]. بنابراین مدل GEKO برای مسئله حاضر از دقت بیشتری برخوردار است. مطابق شکل ۶، به دلیل اختلاف ناچیز جواب در مش ۹۴ هزار و ۲۰۴ هزار سلولی و با توجه به

### ۳-۲- روش حل عددی

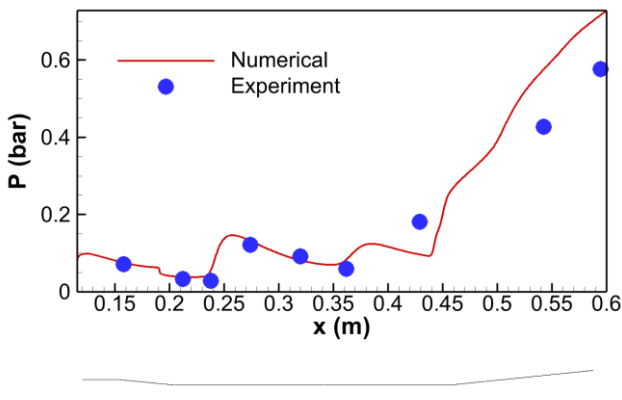
در شبیه‌سازی‌های انجام گرفته در پژوهش حاضر از نرم‌افزار فلونت<sup>۹</sup> نسخه ۲۰۲۲ استفاده شده است. با توجه به رژیم تراکم‌پذیر جریان، از حلگر چگالی مینا<sup>۱۰</sup> استفاده می‌شود. به دلیل تقارن موجود در هندسه و جریان، شبیه‌سازی به صورت تقارن محوری<sup>۱۱</sup> انجام شده است. گسسته‌سازی مکانی در این شبیه‌سازی ابتدا به صورت مرتبه اول بالادست انتخاب شده و پس از حصول همگرایی برای افزایش دقت حل به مرتبه دوم بالادست تغییر داده شده و حل عددی تا رسیدن به همگرایی ادامه پیدا می‌کند. در شبیه‌سازی‌های ناپایا گام زمانی از 5E-7 تا 1E-5 افزایش یافته است. دلیل استفاده از گام زمانی کوچک در ابتدای حل، رسیدن به شرایط همگرایی مناسب برای باقیمانده‌ها است. بعد از پیشروی حل و رسیدن باقی مانده‌ها به شرایط مناسب، گام زمانی با هدف کاهش زمان مورد نیاز برای کل شبیه‌سازی، افزایش یافته است. دمای جریان، برای هماهنگی با تست تجربی گاز سرد، ۳۰۰ کلوین تنظیم شده و از معادله حالت گاز ایده‌آل استفاده شده است. جزئیات بیشتر در خصوص تنظیمات حل عددی در جدول (۳) ارائه شده است.

جدول (۳) تنظیمات حل عددی

Fluent<sup>۹</sup>  
Density base<sup>۱۰</sup>  
Axisymmetric<sup>۱۱</sup>



شکل (۷) مقایسه نتیجه حل عددی و تجربی [۲۱]

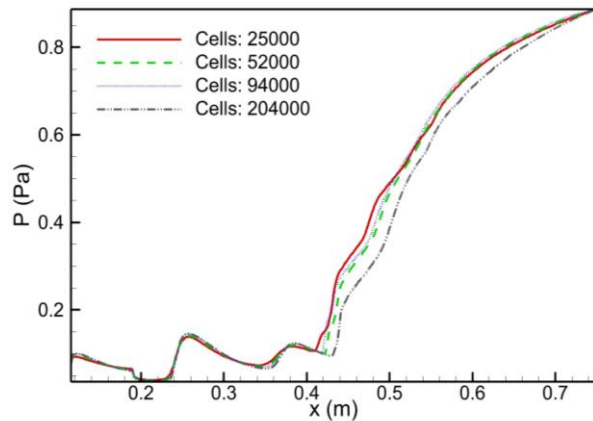


شکل (۸) نمودار فشار استاتیک در طول دیفیوزر بدست آمده از نتایج شبیه‌سازی عددی و تست تجربی [۲۱] در فشار متور ۳۰ بار

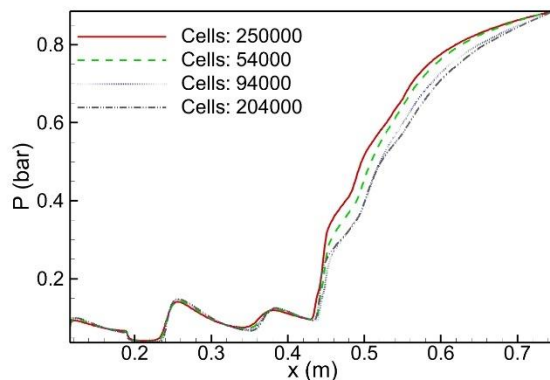
مطابق شکل ۸ تا قبل از موقعیت  $x=0.4$  m در طول دیفیوزر، نتایج روش عددی و تست های تجربی تطابق مطلوبی دارند. بعد از این موقعیت نتایج روش عددی و تجربی همخوانی کمتری دارند. دلیل این موضوع پیدایش جدایش جریان گسترده در نیمه دوم دیفیوزر و طبیعت ناپایا بودن جریان در این ناحیه است. بدیهی است که با تحلیل جریان بصورت پایا تنها متوسط نوسانات فشار به دست می آید.

در شکل ۹ مقدار  $y^+$  دیواره دیفیوزر نمایش داده شده است. قابل ذکر است که مدل آشفتگی GEKO در محدوده  $5 < y^+$  از عملکرد مناسبی برخوردار است [۲۲]. البته کاهش آن به زیر ۱ باعث افزایش دقت حل عددی می‌شود. در این تحقیق یا توجه به زمانبر بودن تحلیل‌های ناپایا و محدودیت‌های سخت افزاری، مقدار این پارامتر مطابق شکل ۹ در حد قابل قبول در نظر گرفته شده است.

محدودیت‌های سخت افزاری و طولانی بودن شبیه‌سازی ناپایا با مش ۲۰۴۰۰۰ سلول، از مش ۹۴ هزار سلولی برای شبیه‌سازی‌های ناپایا استفاده شده‌است.



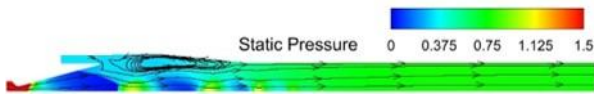
شکل (۵) نمودار فشار استاتیک در طول دیواره دیفیوزر در فشار ۳۰ بار با مدل K- $\omega$ -SST



شکل (۶) نمودار فشار استاتیک در طول دیواره دیفیوزر در فشار ۳۰ بار با مدل GEKO

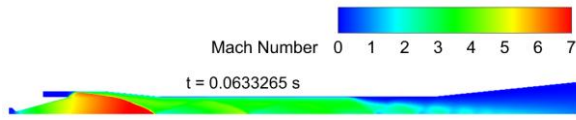
### ۴-۳- اعتبارسنجی حل عددی

مقایسه نتیجه حل عددی با داده تجربی مربوط به مرجع [۲۱] در شکل (۷) آمده است. در این محنی فشار محفظه خلاء بر حسب فشار موتور نمایش داده شده‌است. این منحنی به نمودار عملکردی دیفیوزر شبیه‌ساز خلاء معروف است. مطابق شکل مزبور تطابق مناسبی بین حل عددی و تجربی وجود دارد. همچنین در شکل (۸) توزیع فشار استاتیک در طول دیفیوزر در فشار محفظه نازل ۳۰ بار ارائه شده‌است، که بیانگر تطابق قابل قبول بین نتایج حل عددی و نتایج تست تجربی است.



شکل (۱۲) کانتور فشار در فشار ۲۱ بار

فیزیک جریان در حالت استارت پایدار در شکل (۱۳) نشان داده شده است. در این فشار جریان در بیشتر نواحی داخلی دیفیوزر مافوق صوت است و امکان انتقال اطلاعات اغتشاشی از نواحی جدا شده جریان پایین دست دیفیوزر به ورودی دیفیوزر وجود ندارد.



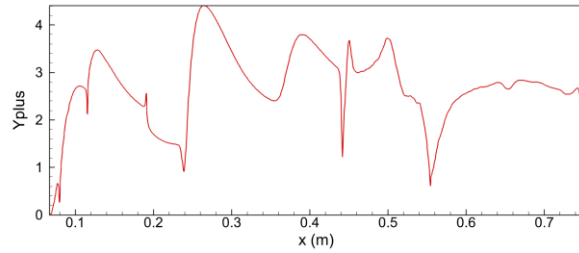
شکل (۱۳) کانتور ماخ در  $P_m=30$  bar (استارت پایدار)

#### ۵- نتایج حل عددی ناپایا

هدف اصلی در این پژوهش بررسی نوسانات ایجاد شده در محفظه خلأ در محدوده فشار راه اندازی دیفیوزر می باشد و این مهم به کمک حل ناپایا قابل بررسی می باشد. بنابراین در فشارهایی که نزدیک به فشار استارت دیفیوزر می باشد به جای حل پایا از حل ناپایا استفاده شده است.

در زمان روشن شدن موتور و با افزایش فشار بالادست، در صورت کافی بودن اختلاف فشار بالادست و پایین دست، موج ضربه‌ای توسط دیفیوزر بلعیده شده و جریان در تمامی نازل مافوق صوت می شود. ورود جریان مافوق صوت به ورودی دیفیوزر و برخورد با دیواره، باعث تشکیل موج ضربه‌ای میل در قسمت ورودی یا همگرایی دیفیوزر می شود. انعکاس متوالی شوک‌ها باعث کاهش سرعت و افزایش فشار جریان شده و در نهایت با رساندن فشار جریان به فشار محیط، آن را تخلیه می کند. اما در بعضی شرایط، دیفیوزر به حالت استارت پایدار نمی رسد. در این شرایط دیفیوزر به صورت لحظه‌ای از حالت استارت خارج شده و مجدد به حالت استارت برمی گردد. برای نمایش این حالت جریان، فشار ۲۱٫۵ بار به صورت ناپایا شبیه‌سازی گردیده که نتایج آن در ادامه مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

همانطور که در شکل (۱۴) نشان داده شده است، فشار محفظه خلأ در ثانیه ۰٫۴۹ در حدود ۰٫۰۳۵ بار است که به معنای استارت شدن دیفیوزر است. بعد از این لحظه فشار محفظه خلأ به صورت ناگهانی افزایش یافته به مقدار ۰٫۲۱۵ بار رسیده و دیفیوزر از حالت استارت خارج می شود. در ادامه، به



شکل (۹) نمودار  $Y+$  دیواره دیفیوزر

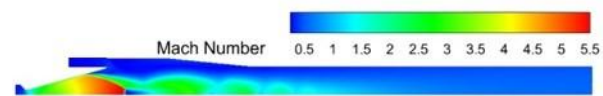
شایان ذکر است که اعتبارسنجی شبیه سازی عددی ناپایا در هندسه های مشابه با تحقیق حاضر و با رویکرد عددی یکسان قبلا در مراجع معتبر ارائه شده است [۲۳ و ۲۴] و برای رعایت اختصار از تکرار آن صرفه نظر شده است.

#### ۴- نتایج حل عددی پایا

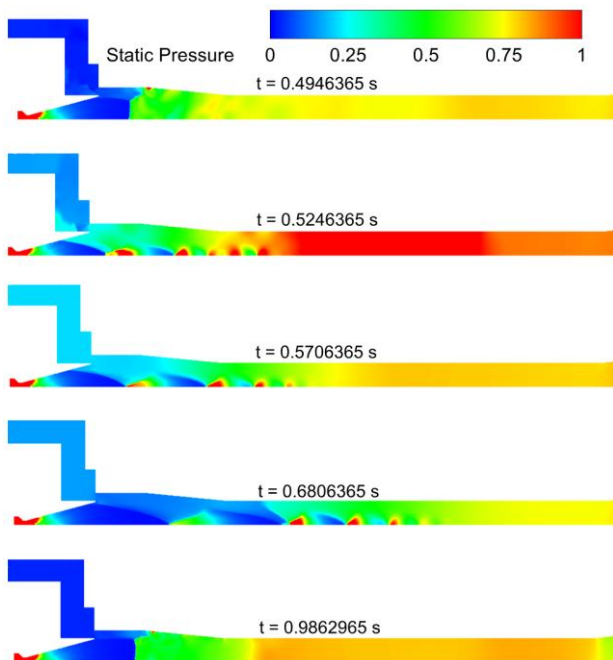
در فشارهای موتور کمتر از ۲۱ بار، فشار احتراق به حدی بالا نیست که باعث توسعه جریان مافوق صوت در دیفیوزر شود و با مسئله کلاسیک فرایند توسعه جریان در نازل همگرا-واگرا روبرو هستیم. در این حالت جریان در بخش‌هایی از نازل مافوق صوت شده، اما در اکثر طول شبیه‌ساز ارتفاع بالا مادون صوت می باشد. جریان در طول نازل شتاب گرفته و گلوگاه نیز صوتی می شود. ورود جریان به بخش واگرایی نازل باعث انبساط بیشتر آن و در نتیجه افزایش عدد ماخ جریان می شود. شرایط مرزی پایین دست و لزوم ارضای آن باعث تشکیل موج ضربه‌ای در بخش واگرایی نازل می شود و افزایش فشار بالادست باعث نزدیک تر کردن موج ضربه‌ای به دهانه خروجی نازل می شود. جدایش جریان گسترده‌ای که در ورودی دیفیوزر رخ می دهد تا بخش واگرایی نازل نیز ادامه می یابد و ساختار جریان را تحت تاثیر قرار می دهد. فیزیک جریان در این حالت در شکل (۱۰) تا شکل (۱۲) نمایش داده شده است.



شکل (۱۰) کانتور ماخ فشار ۱۷٫۵ بار

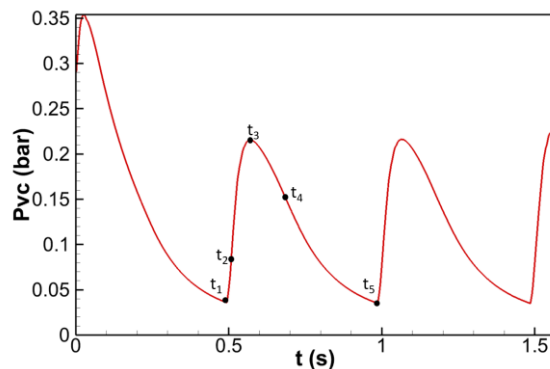


شکل (۱۱) کانتور ماخ فشار ۲۱ بار



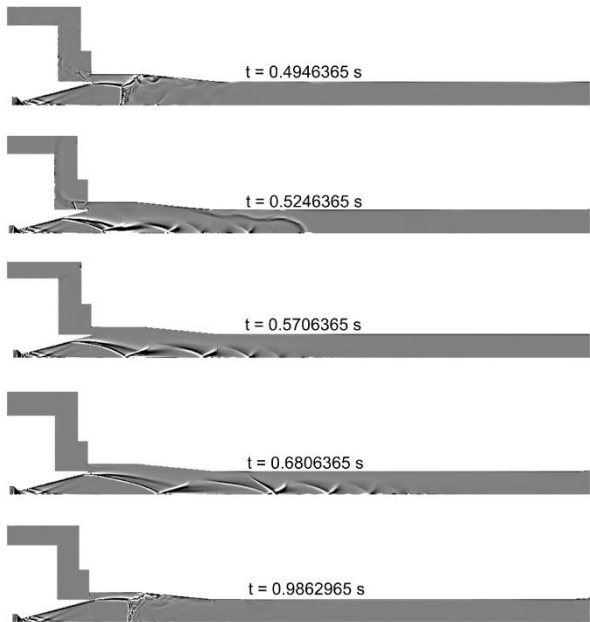
شکل (۱۶) کانتور فشار استاتیک در فشار موتور ۲۱.۵ بار

طور مجدد دیفیوزر به حالت استارت برگشته و فرآیند قبلی تکرار می‌شود.

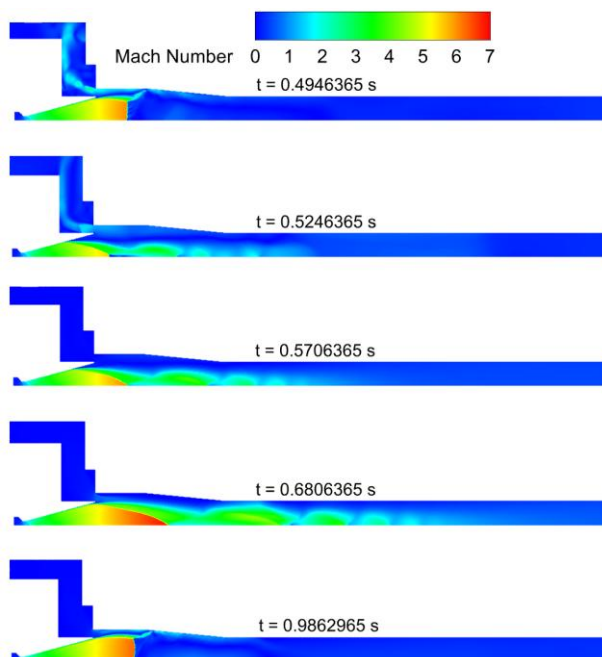


شکل (۱۴) نمودار فشار محفظه خلأ بر حسب زمان

فرکانس نوسان مشاهده شده در این شبیه‌سازی ۲ هرتز و با دامنه ۰.۱۸ بار است. کانتورهای فشار، ماخ و سایه‌نگار برای ۵ نقطه روی یک دوره نوسان (شکل (۱۵) تا شکل (۱۷)) آمده است. مطابق شکل (۱۴) اولین و آخرین نقطه، لحظه ورود به ناپایداری می‌باشد. سومین نقطه در قله ناپایداری و دو نقطه دیگر به صورت رندوم در طول دوره انتخاب شده‌اند.

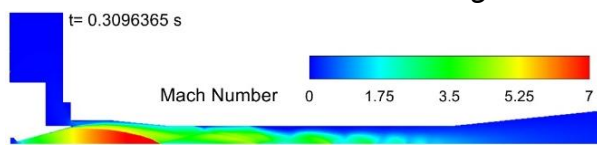


شکل (۱۷) نمایش ساختار شوک‌ها در فشار موتور ۲۱.۵ بار



شکل (۱۵) کانتور ماخ در فشار موتور ۲۱.۵ بار و ساختار ناپایدار جریان

در ادامه به بررسی جریان در حالت استارت دیفیوزر می‌پردازیم. در  $t=0.3096$  s دیفیوزر در حالت شبه استارت قرار دارد. کانتورهای ماخ و فشار و سایه‌نگار جریان در این زمان در شکل (۱۸) تا شکل (۲۱) آمده است.



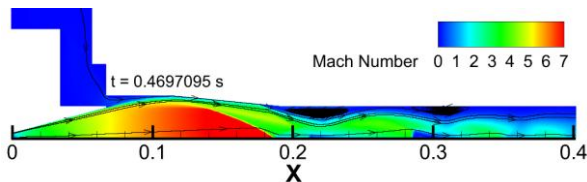
شکل (۱۸) کانتور ماخ در حالت استارت  $t=0.3096$  s

شکل (۲۲) کانتور سایه‌نگار ناحیه جدایش جریان در حالت

استارت  $t = 0.3096$  s

با گذر زمان جریان در  $t = 0.4936$  s از حالت استارت خارج می‌شود. مفهوم این رخداد این است که ناپایداری در لحظاتی قبل از این زمان به وقوع پیوسته است. برای بررسی دقیق و دینامیک ناپایداری، آشکارسازی جریان در فواصل زمانی کوتاه انجام شده که در ادامه نمایش داده شده است.

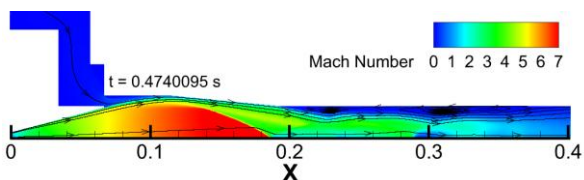
همانطور که در شکل (۲۳) نشان داده شده است، جدایش جریان در دو موقعیت در دیفیوزر رخ داده است. در ادامه بحث به جدایشی که در پایین دست (اینجا در موقعیت  $x = 0.31$  m) رخ داده است جدایش I و به جدایشی که قبل از آن (اینجا در موقعیت  $x = 0.22$  m) رخ داده است جدایش II نام گذاری می‌شود. مطابق شکل مزبور بعد از جدایش I جریان بجز در ناحیه باریک و کوتاهی نزدیک محور مادون صوت است.



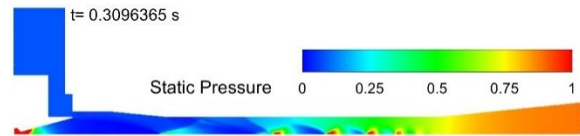
شکل (۲۳) کانتور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و  $t = 0.4697$  s

از دقت در شکل (۲۴) مشخص است که با گذر زمان جدایش I دچار تغییر بوده و ابعاد و مکان آن تغییر می‌کند. اثر اغتشاشی نوسان جریان در جدایش I و ناحیه پایین دست می‌تواند از طریق نواحی مادون صوت و همینطور لایه مرزی مادون صوت به بالادست منتشر گردد، و بر جدایش II نیز اثر بگذارد و جدایش در این ناحیه نیز وسیعتر می‌شود. تغییر مکان و سایز نواحی جدایش باعث تغییر زاویه و مکان شوک‌های separation و reattachment می‌شود.

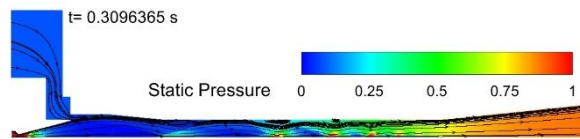
در ابتدا این نوسانات فقط در بخش مساحت ثابت دیفیوزر رخ داده و تاثیری بر جریان موج ضربه‌ای مایل ورودی و بالادست آن نمی‌گذارند.



شکل (۲۴) کانتور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و  $t = 0.4740$  s



شکل (۱۹) کانتور فشار در حالت استارت  $t = 0.3096$  s



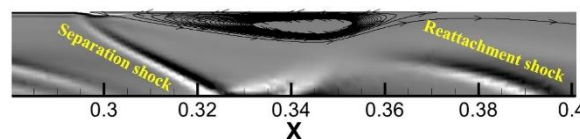
شکل (۲۰) کانتور فشار به همراه streamline در حالت استارت

$t = 0.3096$  s

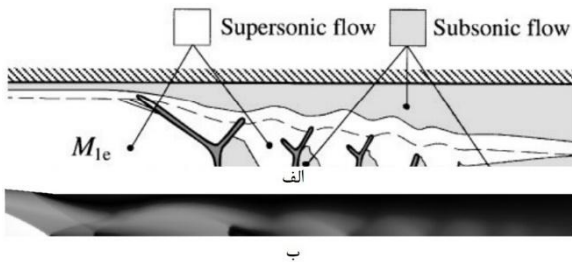


شکل (۲۱) نمایش سایه‌نگار در حالت استارت  $t = 0.3096$  s

همانطور که از شکل‌ها مشخص است، جریان در این حالت در هسته مرکزی دیفیوزر (نیمه اول آن) مافوق صوت است و در ادامه جدایش جریان وسیعی در دیفیوزر شکل گرفته است و جریان در فاز مادون صوت است. با دقت بیشتر در ناحیه مافوق صوت نیمه اول دیفیوزر می‌توان دریافت که در نزدیکی دیواره دیفیوزر ضخامت ناحیه کم سرعت (بخش لایه مرزی) بسیار ضخیم تر شده است. این در حالی است که مطابق شکل (۱۳) در استارت پایدار ضخامت ناحیه کم سرعت بسیار باریک بوده است. بنابراین می‌توان گفت که دیفیوزر در فشار ۲۱،۵ هنوز به حالت استارت پایدار خود نرسیده است. از اینرو، اغتشاشات پایین دست که در اثر لایه مرزی جدا شده توربولانت ایجاد می‌شود، می‌توانند از ناحیه سرعت پایین به بالادست نفوذ کنند. این امر می‌تواند باعث بهم ریختگی مجدد جریان و خارج شدن آن از حالت شبه استارت دیفیوزر شود. در ادامه برای تشخیص نواحی جدایش محور مختصاتی با مبدا ابتدای بخش واگرایی نازل در سیستم فرض می‌شود. مطابق شکل (۲۲) در حالت شبه استارت جدایش جریان نسبتاً بزرگی در  $x = 0.32$  m اتفاق می‌افتد که باعث تشکیل slip line شده و برخورد شوک‌های جدایش و تشکیل ساقه ماخ روی محور، باعث کاهش عدد ماخ و در نتیجه فراصوتی نبودن جریان در ادامه طول دیفیوزر می‌شود. جریان در حالت استارت پایدار مطابق شکل (۱۳) در قسمت اعظم طول دیفیوزر فراصوت است، اتفاقی که در فشار ۲۱،۵ رخ نمی‌دهد.



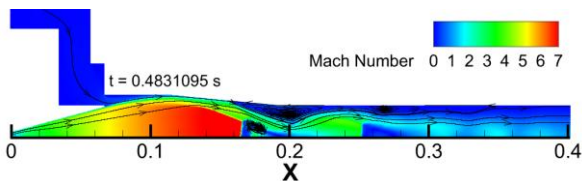
شکل (۲۷) تغییر ساختار شوک از RR<sup>۱۲</sup> به DiMR<sup>۱۳</sup>



شکل (۲۸) شماتیک جریان در قطار شوک [۱۱] (ب) کانطور

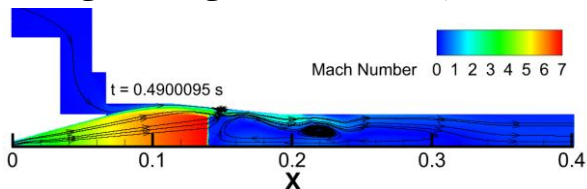
ماخ در دیفیوزر در لحظه  $t = 0.469709 \text{ s}$

از آنجاییکه ساقه ماخ کاملاً قائم نیست و شکل منحنی دارد، جریان در عبور از آن دچار اختلاف مشخصات دینامیکی و ترمودینامیکی می‌شود که همین امر سبب تشکیل ناحیه جریان چرخشی در پایین دست می‌شود. از طرفی برگشت جریان پشت ساقه ماخ، و از طرفی جدایش گسترده‌ی II، باعث کاهش مساحت جریان عبوری شده و همین انسداد جرمی می‌تواند عاملی برای تشدید ناپایداری‌های ساختار شوک باشد.



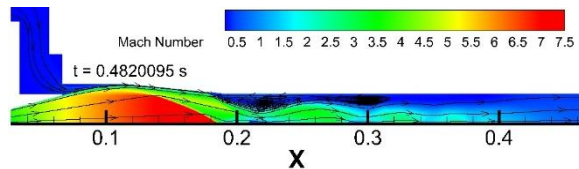
شکل (۲۹) کانطور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و  $t = 0.4831 \text{ s}$

افزایش فشار پایین دست ساقه ماخ، کاهش فشار کل بعد از عبور از ساقه ماخ و غلبه فشار محیط بر فشار جریان، سبب راندن ساقه ماخ به سمت بالادست جریان و بزرگتر شدن آن می‌شود که در شکل (۳۰) واضح است. این امر افت فشار کل بالایی را به جریان تحمیل می‌کند و سبب می‌شود که فشار محیط غلبه بیشتری به جریان بالادستی داشته باشد. در این مرحله شوک قائم در یک حالت ناپایدار قرار دارد و نوساناتی را تجربه می‌کند.



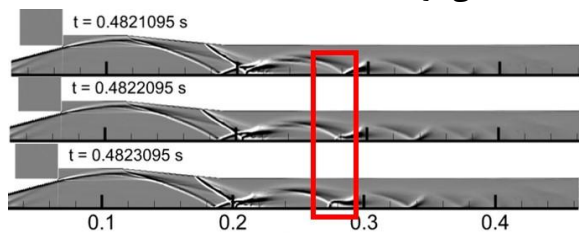
شکل (۳۰) کانطور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و  $t = 0.4846 \text{ s}$

همانطور که پیش‌تر گفته شد، بزرگ شدن ابعاد جدایش جریان می‌تواند باعث تغییر دبی عبوری و خفگی دیفیوزر گردد. در شکل (۲۵) مشخص است که در  $x = 0.22$  بزرگ شدن ابعاد II سبب کاهش سطح مقطع عبوری جریان شده است که می‌تواند منجر به انسداد کامل جرمی و ایجاد ناحیه فشار بالا شود که می‌تواند عامل رانش ساختار شوک‌ها به بالادست باشد.



شکل (۲۵) کانطور ماخ در فشار ۲۱،۵ بار و  $t = 0.4820 \text{ s}$

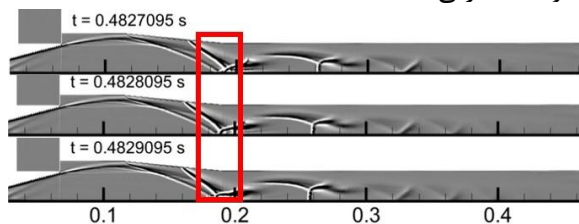
مطابق شکل (۲۶) در  $x = 0.285$  نیز ساختار شوک در حال تغییر است. الگوی شوک از regular reflection به irregular reflection تغییر می‌کند. این تغییر در شکل (۲۶) با علامت قرمز نشان داده شده است. تشکیل ساقه ماخ در نزدیکی جدایش I باعث می‌شود فشار کل جریان در عبور از این شوک قائم افت بیشتری را تجربه کند. همین امر سبب غلبه بیشتر فشار محیط و راندن ناحیه جدایش و شوک‌های داخل دیفیوزر به سمت بالادست می‌شود.



شکل (۲۶) تغییر ساختار شوک در  $x = 0.285 \text{ m}$

همین پدیده تغییر نوع بازتاب شوک‌ها حوالی جدایش II نیز رخ می‌دهد.

عقب رفتن جدایش II باعث برخورد شوک separation جدایش II (که شوک ابتدایی یا اصطلاحاً leading edge shock قطار شوک‌ها می‌باشد) با موج ضربه‌ای مایل ورودی دیفیوزر در  $t = 0.4828$  می‌شود (شکل (۲۷)). این برخورد سبب ایجاد ساقه ماخ می‌شود که در شکل (۲۹) و در  $x = 0.17$  نمایش داده شده است. ساختار قطار شوک‌ها در این شکل مشابه شکل (۲) و پدیده pseudo-shock است که در بخش ناپایداری قطار شوک‌ها معرفی شد.



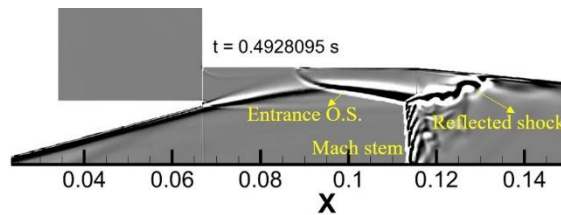
<sup>۱۲</sup> Regular Reflection

<sup>۱۳</sup> Direct Mach Reflection

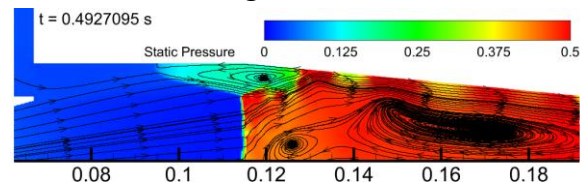
می‌شود، بررسی شد. برای شبیه‌سازی عددی جریان از نرم‌افزار فلونت نسخه ۲۰۲۲ استفاده شد. شبیه‌سازی‌های عددی در دو حالت پایا و ناپایا انجام گردید. میدان جریان در فشارموتورهای ۱۰، ۱۷، ۲۰ و ۲۱ بار که در آن دیفیوزر به حالت استارت نمی‌رسد، به صورت پایا حل شد. همچنین، تحلیل جریان با فشار موتور بالای ۲۱ بار به صورت ناپایا انجام گردید. از مدل‌های آشفستگی k-w-SST و GEKO برای لحاظ کردن توربولانس جریان استفاده شده است. بررسی‌ها نشان داد که مدل GEKO برای مسئله حاضر مناسب‌تر است. در بررسی انجام شده، نوسان فشار محفظه در فشارموتور ۲۱، ۵ با فرکانس ۲ هرتز بوجود آمده است که همخوانی قابل قبولی با تست‌های تجربی مرجع [۲۱] داشته است. بررسی‌های عددی نشان داد که به دلیل وقوع حالت شبه استارت در دیفیوزر که در آن جریان در نزدیکی دیواره دیفیوزر دارای لایه ضخیم مادون صوت است، عامل اصلی در انتقال اغتشاشات پایین دست به بالادست دیفیوزر است که طی آن اغتشاشات حاصل از جریان جدا شده توربولانسی جریان بالادستی را تحت تاثیر قرار می‌دهد. بنابراین فشار محیط به جریان شبه استارت داخل دیفیوزر غلبه کرده و جریان برگشتی به محفظه خلاء را سبب می‌شود. با گذر زمان و افزایش فشار محفظه خلاء، مومنتوم جریان خروجی از نازل دوباره غالب شده و حالت شبه استارت را در دیفیوزر ایجاد می‌کند و این حلقه تکرار به طور متناوب ادامه پیدا می‌کند.

### فهرست علائم

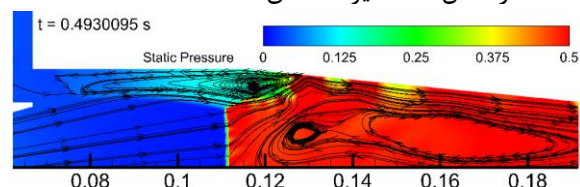
علائم	A
مساحت	x
فاصله از ورودی گلوگاه	M
عدد ماخ	P
فشار استاتیک	$\theta$
زاویه	پانویس‌ها
	i
ورودی	e
خروجی	n
نازل	d
دیفیوزر	m
موتور	



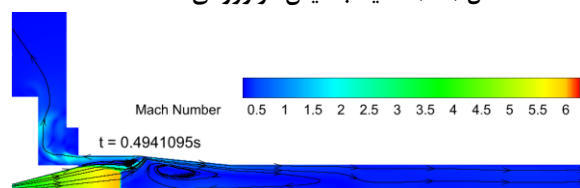
شکل (۳۱) ساختار شوک در ورودی دیفیوزر در  $t = 0.4928$  s عقب رفتن ساقه ماخ و موج ضربه‌ای مایل ورودی، به جدایش II این امکان را می‌دهد تا آن هم به سمت بالادست، عقب بیاید. در شکل (۳۲) جدایشی که در  $x = 0.12$  دیده می‌شود، همان جدایش II است که به بالادست منتقل شده است. رسیدن قطار شوک‌ها به ناحیه جدایش جریان II باعث حرکت سریع شوک‌ها به سمت بالادست می‌شود. در این مرحله، حرکت ساختار شوک به سمت بالادست با سرعت بیشتری انجام می‌شود. علت این حرکت ناگهانی و سریع به طور مختصر در بخش مقدمه و به طور مفصل‌تر در مرجع [۲۵] آمده است.



شکل (۳۲) نمایش جدایش ناشی از موج ضربه‌ای مایل ورودی این جدایش به سمت بالادست رشد کرده تا به دهانه محفظه خلاء می‌رسد. فشار پایین محفظه خلاء باعث مکش جریان جدایش به داخل خود شده و افزایش فشار در محفظه رخ می‌دهد که در شکل (۳۳) نیز مشخص است.



شکل (۳۳) ناحیه جدایش در ورودی محفظه خلاء



شکل (۳۴) کانتور ماخ در لحظه از بین رفتن جدایش II و ورود جریان به محفظه

### ۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش پدیده ناپایداری و نوسان فشار که در برخی نسبت فشارها در شبیه‌ساز ارتفاع بالا رخ می‌دهد و منجر به نوسان فشار در سامانه و ورود و خروج متناوب گاز به محفظه خلاء

- [17] B. Xiong, X.-Q. Fan, Y. Wang, and Y. Tao, "Experimental study on self-excited and forced oscillations of an oblique shock train," *J Spacecr Rockets*, vol. 55, no. 3, pp. 640–647, 2018.
- [18] C. Cheng, C. Wang, and K. Cheng, "Response of an oblique shock train to downstream periodic pressure perturbations," *Proc Inst Mech Eng G J Aerosp Eng*, vol. 233, no. 1, pp. 57–70, 2019.
- [19] N. Fouladi, S. Afkhami, and M. P. Fard, "Experimental and comprehensive investigation of second throat diffuser area effect on ground test of a thrust optimized parabolic nozzle with different expansion ratios," *Acta Astronaut*, vol. 209, pp. 146–158, Aug. 2023, doi: 10.1016/j.actaastro.2023.05.004.
- [20] S. Afkhami, N. Fouladi, and M. PasandidehFard. "Evaluation of generalized k- $\omega$  turbulence model in strong separated flow estimation of thrust optimized parabolic nozzle." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* vol. 237 (14), p 3143-3155, 2023:
- [21] N. Fouladi, M. Farahani, A. Parsa Delivand, 'Experimental investigation of supersonic diffuser starting performance in conical nozzle test with different area ratio', *Space Science, Technology and Applications*, (2024). doi: 10.22034/jssta.2024.437401.1149
- [22] A. F. T. Guide, "18.(2018)," *ANSYS Fluent Tutorial Guide*, vol. 18.
- [23] N. Fouladi, S. Afkhami, M. Pasandideh Fard 'Starting transient analysis of second throat exhaust diffuser in high-altitude test of a thrust optimized parabolic nozzle.' *Physics of Fluids*. 2023 Jun 1;35(6).
- [24] S. Afkhami, N. Fouladi 'Gas dynamics at starting and terminating phase of a supersonic exhaust diffuser with a conical nozzle.' *Physics of Fluids*. 2024 Mar 1;36(3).
- [25] N. Li, J. Chang, K. Xu, D. Yu, and W. Bao, "Instability of shock train behaviour with incident shocks," *J Fluid Mech*, vol. 907, p. A40, 2021.

محفظه خلا	VC
بخش همگرایی	conv
بخش واگرایی	div
بالانویسها	
مربوط به شرایط خفگی گلوگاه	*

## تعارض منافع

"هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

## مراجع

- [1] R. Ashokkumar, S. Sankaran, K. Srinivasan, and T. Sundararajan, "Effects of vacuum chamber and reverse flow on supersonic exhaust diffuser starting," *J Propuls Power*, vol. 31, no. 2, pp. 750–754, 2015.
- [2] N. Fouladi, A. Mohamadi, and H. Rezaei, "Numerical design and analysis of supersonic exhaust diffuser in altitude test simulator," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 16, no. 8, pp. 159–168, 2016.
- [3] P. F. Massier and E. J. Roschke, "Experimental investigation of exhaust diffusers for rocket engines," *Progress in Astronautics and Rocketry: Liquid Rockets and Propellants*, vol. 2, pp. 3–75, 2013.
- [4] R. Arun Kumar and G. Rajesh, "Flow transients in un-started and started modes of vacuum ejector operation," *Physics of Fluids*, vol. 28, no. 5, 2016.
- [5] H.-W. Yeom, S. Yoon, and H.-G. Sung, "Flow dynamics at the minimum starting condition of a supersonic diffuser to simulate a rocket's high altitude performance on the ground," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 23, pp. 254–261, 2009.
- [6] S. Afkhami, N. Fouladi, and M. P. Fard, "Experimental and numerical investigation of transient starting of pre-evacuated exhaust diffuser in high altitude ground test," *Aerosp Sci Technol*, vol. 133, p. 108111, 2023.
- [7] G. Bharate and A. Kumar, "Starting transients in second throat vacuum ejectors for high altitude testing facilities," *Aerosp Sci Technol*, vol. 113, p. 106687, 2021.
- [8] B. H. Park, J. H. Lee, and W. Yoon, "Studies on the starting transient of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser: Effects of diffuser length and pre-evacuation state," *Int J Heat Fluid Flow*, vol. 29, no. 5, pp. 1369–1379, 2008.
- [9] A. Mittal, G. Rajesh, V. Lijo, and H. D. Kim, "Starting transients in vacuum ejector-diffuser system," *J Propuls Power*, vol. 30, no. 5, pp. 1213–1223, 2014.
- [10] L. Crocco, "One-dimensional treatment of steady gas dynamics," *Fundamentals of gas dynamics*, pp. 64–349, 1958.
- [11] K. Matsuo, Y. Miyazato, and H.-D. Kim, "Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows," *Progress in aerospace sciences*, vol. 35, no. 1, pp. 33–100, 1999.
- [12] R. L. Hunt and M. Gamba, "On the origin and propagation of perturbations that cause shock train inherent unsteadiness," *J Fluid Mech*, vol. 861, pp. 815–859, 2019.
- [13] J. L. Wagner, K. B. Yuceil, A. Valdivia, N. T. Clemens, and D. S. Dolling, "Experimental investigation of unstart in an inlet/isolator model in Mach 5 flow," *AIAA journal*, vol. 47, no. 6, pp. 1528–1542, 2009.
- [14] H. Sugiyama, H. Takeda, J. Zhang, K. Okuda, and H. Yamagishi, "Locations and oscillation phenomena of pseudo-shock waves in a straight rectangular duct," *JSME international journal. Ser. 2, Fluids engineering, heat transfer, power, combustion, thermophysical properties*, vol. 31, no. 1, pp. 9–15, 1988.
- [15] R. YAMANE, M. TAKAHASHI, and H. SAITO, "Vibration of pseudo-shock in straight duct: 2nd report, calculation of static pressure fluctuation," *Bulletin of JSME*, vol. 27, no. 229, pp. 1393–1398, 1984.
- [16] R. YAMANE, E. KONDO, Y. TOMITA, and N. SAKAE, "Vibration of pseudo-shock in straight duct: 1st report, fluctuation of static pressure," *Bulletin of JSME*, vol. 27, no. 229, pp. 1385–1392, 1984.



## COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



# Spacecraft attitude control in the presence of reaction wheel faults using extended state observer

Somayeh Jamshidi<sup>1</sup>, Mehdi Mirzaei<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup> Faculty of mechanical engineering, Sahand University of Technology, Tabriz, Iran, So\_jamshidi98@sut.ac.ir

<sup>2</sup> Faculty of mechanical engineering, Sahand University of Technology, Tabriz, Iran, Mirzaei@sut.ac.ir

Available in:  
[Journal.isrc.ac.ir](http://Journal.isrc.ac.ir)

Journal of Space Science,  
Technology & Applications  
(Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:31-41  
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.464563.1180

## Article Info

Received: 1403-04-04  
Accepted: 1403-11-15

## Keywords

Spacecraft attitude control,  
Actuator fault, Extended  
state observer, Nonlinear  
optimal control

## How to Cite this article

S. Jamshidi and M. Mirzaei,  
“Spacecraft attitude control  
in the presence of reaction  
wheel faults using extended  
state observer”, *Journal of  
Space Science, Technology  
and Applications*, vol. 5,  
no. 1, pp. 31–41, 2025.

## Abstract

In this paper, an optimal nonlinear control method based on extended state observer is presented for attitude tracking of spacecraft in the presence of actuator faults. To achieve this aim, system faults are first identified and estimated by the developed extended state observer, and then a nonlinear optimal controller is designed based on the fault information obtained from the observer. The control law is extracted in a closed form by minimizing the next attitude errors. In this method, the prediction time is considered as a free parameter that is adjusted to improve the system performance. A redundant reaction wheel is used to compensate for the faults. This redundancy enhances the system's fault tolerance, reliability, and safety. The proposed controller uses the faults information obtained from the observer and compensates for the faults by distributing the torque between the wheels. Simulation results show that the proposed method has a great performance in tracking the spacecraft attitude in the presence of actuator faults.

## کنترل وضعیت ماهواره در حضور عیب چرخ‌های عکس‌عملی با استفاده از مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته

سمیه جمشیدی<sup>۱</sup>، مهدی میرزایی<sup>۲\*</sup>

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، so\_jamshidi98@sut.ac.ir

۲- \*دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سهند، mirzaei@sut.ac.ir (نویسنده مسئول)



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

دو فصلنامه  
علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۳۱-۴۱  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:  
10.22034/jssta.2025.464563.1180

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۰۴  
پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۱۵

واژه‌های کلیدی

کنترل وضعیت ماهواره، عیب  
عملگر، مشاهده‌گر حالت توسعه-  
یافته، کنترل بهینه غیرخطی

نحوه استناد به مقاله

سمیه جمشیدی و مهدی میرزایی، "کنترل وضعیت ماهواره در حضور عیب چرخ‌های عکس‌عملی با استفاده از مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۳۱-۴۱، ۱۴۰۴.

### چکیده

در پژوهش حاضر، یک روش کنترل غیرخطی بهینه مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته برای ردیابی وضعیت ماهواره در حضور عیب چرخ‌های عکس‌عملی ارائه شده است. به منظور دستیابی به این هدف، در ابتدا عیوب سیستم توسط مشاهده‌گر حالت توسعه یافته شناسایی و تخمین زده می‌شوند و سپس به طراحی یک کنترل‌کننده غیرخطی بهینه بر مبنای اطلاعات عیب به‌دست‌آمده از مشاهده‌گر پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده پیشنهادی عیوب تخمین‌زده‌شده توسط مشاهده‌گر را به عنوان پارامترهای معلوم استفاده می‌کند و به جبران عیوب سیستم می‌پردازد. قانون کنترلی با کمینه‌کردن خطای لحظه بعد، به صورت بسته استخراج می‌شود. در این روش، زمان پیش‌بینی به عنوان یک پارامتر آزاد مد نظر قرار می‌گیرد که تنظیم این پارامتر، عملکرد سیستم را بهبود می‌بخشد. برای جبران عیوب از چرخ عکس‌عملی افزونه استفاده شده است. این افزونگی تحمل عیب سیستم و قابلیت اطمینان و ایمنی آن را افزایش می‌دهد. کنترل‌کننده پیشنهادی با استفاده از اطلاعات به‌دست‌آمده از بخش تخمین عیب و توزیع گشتاور بین چرخ‌های عکس‌عملی به جبران عیب در سیستم می‌پردازد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که روش پیشنهادی در ردیابی وضعیت ماهواره در صورت وجود عیب عملگر عملکرد بالایی، در سیستم دارد.

## ۱- مقدمه

ماهواره‌ها در مأموریت‌های فضایی برای اجرای وظایف خود به دقت بالا در جهت‌گیری، تثبیت وضعیت و مانور سریع نیاز دارند. این چالش‌ها توجه فراوانی را جلب کرده و در طراحی سیستم کنترل، پیچیدگی و تنوع زیادی ایجاد کرده‌اند. هر یک از روش‌های کنترلی استفاده شده در طراحی سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره به بررسی یکی از چالش‌های ماهواره در فضا پرداخته است. جمشیدی و همکاران [۱] به کنترل وضعیت ماهواره با در نظر گرفتن محدودیت گشتاورهای کنترلی و ممنوعیت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌عملی پرداخته‌اند. عدم قطعیت و نامعینی‌های سیستم موضوع دیگری است که در طراحی سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره در نظر گرفته می‌شود [۲]. علاوه بر این وجود اغتشاشات خارجی چالش مهمی در طراحی کنترل وضعیت ماهواره است. جمشیدی و میرزایی [۳] به بررسی مسئله حذف اثر اغتشاش در کنترل وضعیت ماهواره پرداخته‌اند که در آن عملکرد دو نوع کنترل‌کننده گام به عقب تطبیقی و مبتنی بر مشاهده‌گر حالت توسعه یافته مقایسه می‌شود.

هرچند که کنترل وضعیت ماهواره به طور گسترده مورد بررسی قرار گرفته و نتایج فراوانی به دست آمده، اما بسیاری از طرح‌ها ممکن است در مواجهه با نقص‌های غیرمنتظره، عملکرد نامطلوب و حتی ناپایداری نشان دهند. اگر کنترل‌کننده طراحی شده بدون قابلیت تحمل عیب باشد، بسیاری از مأموریت‌های فضایی به دلیل وقوع ناگهانی عیب شکست خواهند خورد [۴]. بنابراین، قابلیت تحمل عیب موضوع مهمی است که باید در طراحی کنترل وضعیت ماهواره در نظر گرفته شود. انواع سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب به دو دسته اصلی طبقه‌بندی می‌شوند: سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال<sup>۱</sup> و سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال<sup>۲</sup> [۵]. این دو رویکرد از روش‌های طراحی متفاوت برای یک هدف کنترلی استفاده می‌کنند.

در رویکرد غیرفعال، فهرستی از عیب‌ها به‌عنوان عیب‌های از پیش تعیین شده در طراحی کنترل‌کننده در نظر گرفته می‌شود. اصطلاح غیرفعال نشان می‌دهد که لازم نیست هیچ اقدام اضافی توسط سیستم کنترل موجود، در پاسخ به عیب‌های تعیین شده انجام شود. کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال فقط برای یک دسته

<sup>۱</sup> Passive Fault Tolerant Control  
<sup>۲</sup> Active Fault Tolerance Control

<sup>۳</sup> Radial Basis Function

از عیوب مورد انتظار در فرآیند طراحی، قابل اعتماد است. از آنجایی که کنترل‌کننده ساختار ثابت مشخص شده است باید با رویکردهای عیب مختلفی سروکار داشته باشد، که عملکرد آن هرگز نمی‌تواند برای همه حالت‌های عیب بهینه باشد، و حتی ممکن است پایداری سیستم حلقه بسته کاملاً تضمین نشود. بن‌عثمان و لام [۶]، یک روش کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال برای جبران عیب‌های ضرب‌شونده و جمع‌شونده در سیستم‌های افاین پیشنهاد کرده‌اند. روش‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال عمدتاً مبتنی بر رویکرد کنترل مقاوم هستند به-عنوان مثال: رویکرد مبتنی بر نابرابری ماتریس خطی [۷]،  $H_{\infty}$  [۸] و تئوری تنظیم غیرخطی [۹].

سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال با پیکربندی مجدد کنترل‌کننده بر اساس اطلاعات آنلاین از عیب واکنش نشان می‌دهد. اصطلاح فعال، نشان‌دهنده اقدامات اصلاحی است که به طور فعال توسط مکانیزم پیکربندی مجدد برای تطبیق سیستم کنترل در پاسخ به عیوب سیستم شناسایی شده انجام می‌شود. کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال توانایی مقابله با بسیاری از عیب‌ها را دارد و عملکرد بهینه را به همراه دارد [۱۰-۱۲].

در کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال، روش‌های مختلفی برای تشخیص عیوب عملگر در سیستم‌های کنترل وجود دارد. تکنیک‌های محاسباتی نرم را می‌توان برای شناسایی عیب‌های عملگر استفاده کرد [۱۳-۱۷]. منطق فازی یک تکنیک محاسباتی نرم است که می‌تواند برای شناسایی عیب‌های عملگر استفاده شود [۱۸، ۱۹]. برخی از روش‌ها از شبکه‌های عصبی مبتنی بر تابع پایه شعاعی (RBF)<sup>۳</sup> برای تخمین عیب بهره می‌برند با این حال، شبکه‌های عصبی RBF چالش‌هایی مانند افزایش میزان محاسبات، انتخاب پارامتر، و فرایندهای آموزشی پیچیده را به همراه دارند [۲۰، ۲۱].

روش‌های مبتنی بر مشاهده‌گر دسته‌ی دیگری از تکنیک‌های فعال هستند که برای جبران عیوب سیستم‌های کنترل استفاده می‌شوند. مشاهده‌گر حالت توسعه یافته اغلب با ترکیب تکنیک‌های کنترلی دیگر، برای کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۲، ۲۳]. لی و همکاران [۲۴] از یک مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته زمان محدود و یک کنترل‌کننده ترمینال غیر منفرد مود لغزشی، برای تخمین و جبران عدم قطعیت‌های ناشی از عیب‌های عملگر در ماهواره

شناسایی و تخمین عیب پرداخته شده است. روش کنترلی پیشنهادی در بخش ۴ ارائه شده است. بخش ۵ به تحلیل نتایج به دست آمده از شبیه سازی روش پیشنهادی می پردازد. در نهایت در بخش ۶ نتیجه گیری ارائه شده است.

## ۲- معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره

برای بیان موقعیت زاویه ای ماهواره از چندین روش استفاده می شود. یکی از روش ها استفاده از زوایای اوپلر است. زوایای اوپلر با ترتیب مختصات بدنی  $X_b \rightarrow Y_b \rightarrow Z_b$  با استفاده از روابط زیر از سرعت زاویه ای بدنه به دست می آید:

$$\dot{\eta} = R^{-1}\omega \quad (1)$$

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن  $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$  زوایای اوپلر و  $\omega$  سرعت های زاویه ای بدنه هستند.

**ملاحظه ۱:** در این مطالعه، فرض بر این است که مانورهای ماهواره در محدوده زوایای کوچک انجام می شوند. به طور خاص، زوایای اوپلر  $\theta$  (زاویه پیچ) و  $\phi$  (زاویه رول) از محدوده ای که ممکن است منجر به تکینگی شود، یعنی نزدیک به  $\pm 90^\circ$ ، فاصله دارند. این فرض به دلیل ماهیت ماموریت و نیاز به مانورهای کوچک در کنترل وضعیت ماهواره قابل توجیه است و تضمین می کند که شرایط تکینگی در طی مانورها تجربه نخواهد شد. بنابراین، روش زوایای اوپلر برای توصیف وضعیت ماهواره در این محدوده از دقت و کارایی کافی برخوردار است.

معادله دینامیک ماهواره با چهار چرخ عکس العملی برابر است با [۲۷]

$$J\dot{\omega} = -\omega \times (J\omega) + Du(t) \quad (3)$$

است

$$u = (I - E)u_c + u_{f0} \quad (4)$$

$E = \text{diag}(e_1, e_2, e_3)$  ماتریس افت کارایی عملگرها است.  $0 \leq e_i \leq 1$  نشان دهنده افت کارایی عملگر  $i$ -ام است.  $u_{f0}$  بیانگر عیب جمع شونده و  $u_c$  گشتاور کنترلی فرمان است. با جایگذاری مدل عیب در معادلات سیستم خواهیم داشت:

$$\dot{\omega} = J^{-1}(-\omega \times (J\omega)) + J^{-1}D(I - E)u_c + J^{-1}Du_{f0} \quad (5)$$

با در نظر گرفتن متغیرهای حالت به صورت  $x = [\eta \ \omega]^T$  و زوایای اوپلر به عنوان خروجی سیستم، معادلات فضای حالت ماهواره از روابط (۱) و (۵) به صورت زیر بدست می آید:

صلب استفاده کرده اند. دچائو ران<sup>۴</sup> و همکاران [۲۵] از مشاهده گر حالت توسعه یافته تطبیقی برای شناسایی عیب عملگر استفاده کردند و با ترکیب آن با کنترل مود لغزشی مرتبه دوم به جبران عیوب پرداخته اند.

در مطالعه حاضر، برای حل مسئله عیب عملگر در ماهواره، از یک روش کنترل مبتنی بر مشاهده گر استفاده شده است. از ویژگی های این روش جبران عیب های عملگر در سیستم به صورت آنلاین و بدون اطلاع از نوع عیوب است. نویسندگان اخیراً یک الگوریتم جبران خرابی عملگر تطبیقی برای ماهواره را به صورت آزمایشگاهی پیاده سازی کرده اند که در آن از یک کنترل کننده گام به عقب تطبیقی، استفاده شده است. در این روش برای جبران خرابی عملگر فرکانس خرابی معلوم در نظر گرفته شده است [۲۶]، اما هدف مطالعه حاضر طراحی کنترل کننده وضعیت ماهواره در حضور عیب عملگر بدون نیاز به اطلاعات دقیق در مورد نوع عیوب است. برای این منظور ابتدا با استفاده از مشاهده گر حالت توسعه یافته به شناسایی و تخمین عیوب پرداخته می شود. سپس با بهره گیری از اطلاعات به دست آمده از مشاهده گر، یک رویکرد کنترلی مبتنی بر روش کنترل غیرخطی بهینه توسعه داده می شود. این کنترل کننده توسط جمشیدی و همکاران [۲۷] بر روی ماهواره به صورت آزمایشگاهی پیاده سازی شده است که در آن با فرض معلوم بودن خرابی های عملگر به ارائه یک روش تخصیص کنترل پرداخته شده است. روش پیشنهادی این مقاله بر این ایده کلی استوار است که در آن کنترل کننده طراحی شده از عیوب تخمین زده شده توسط مشاهده گر به عنوان پارامترهای معلوم استفاده می کند و به جبران عیوب سیستم می پردازد. در این روش زمان پیش بینی بجای گام زمانی، به صورت یک پارامتر آزاد کنترل کننده تلقی می شود که در راستای بهبود عملکرد سیستم قابل تنظیم است. این ویژگی بر خلاف روش های متداول کنترل پیش بین است، که عمدتاً بر مبنای مدل زمان گسسته طراحی می شوند و در هر لحظه نمونه برداری نیاز به فرایند بهینه سازی دارند که باعث زمانبر شدن الگوریتم می شود.

ساختار مطالعه حاضر به شرح زیر است: بخش ۱ به مرور ادبیات موجود در زمینه کنترل وضعیت ماهواره و روش های کنترل تحمل پذیر عیب اختصاص دارد. در بخش ۲ فرمول بندی مسئله شامل معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره ارائه شده است. در بخش ۳، به طراحی مشاهده گر حالت توسعه یافته برای

$$\beta_{02} = \text{diag}[\beta_{021}, \beta_{022}, \beta_{023}] \text{ و } \beta_{01} = \text{diag}[\beta_{011}, \beta_{012}, \beta_{013}]$$

ماتریس‌های بهره مشاهده‌گر هستند و تابع  $\text{fal}(\cdot)$  به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۸]:

$$\text{fal}(E_0, \rho_0, \delta_0) = \begin{bmatrix} \text{fal}_1(E_0, \rho_0, \delta_0) \\ \text{fal}_2(E_0, \rho_0, \delta_0) \\ \text{fal}_3(E_0, \rho_0, \delta_0) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\text{fal}_i(E_0, \rho_0, \delta_0) = \begin{cases} |E_{i0}|^{\rho_0} \text{sgn}(E_{i0}), & |E_{i0}| > \delta_0 \\ E_{i0}/\delta_0^{1-\rho_0}, & |E_{i0}| \leq \delta_0 \end{cases}$$

در این رابطه،  $E_{i0}$  مولفه  $i$ -ام بردار  $E_0$ ،  $0 < \rho_0 \leq 1$  و  $\delta_0 > 0$  است. با انتخاب مقادیر مناسب  $\beta_{01}$ ،  $\beta_{02}$ ،  $\delta_0$  و  $\rho_0$ ، خروجی مشاهده‌گر  $Z_1$  به  $\omega$  و  $Z_2$  به  $f_d$  نزدیک می‌شود. می‌توان با روش‌های مشابهی که یی و جینگ کینک [۲۸] پیشنهاد کرده اند، اثبات کرد که خطای تخمین  $E_0$  به همسایگی کوچک اطراف صفر همگرا می‌شود.

با در نظر گرفتن یک خطای تخمین محدود برای عیوب سیستم  $(\Lambda = Z_2 - f_d)$ ، به اثبات پایداری سیستم کنترلی در بخش‌های بعدی پرداخته خواهد شد.

#### ۴- طراحی کنترل کننده غیر خطی بهینه

هدف اصلی از طراحی کنترل کننده، کنترل وضعیت ماهواره با وجود عیب در عملگر است. در ادامه روش کنترل غیر خطی مبتنی بر بهینه‌سازی برای محاسبه سیگنال کنترل  $u_c$  در سیستم ارائه می‌شود. در این روش، ابتدا پاسخ‌های غیر خطی وضعیت‌های سیستم، برای بازه زمانی بعدی با استفاده از بسط تیلور پیش‌بینی می‌شود و سپس ورودی کنترلی فعلی بر اساس کمینه‌کردن شاخص عملکرد تعیین می‌شود [۲۹، ۳۰]. زمان پیش‌بینی  $h$  یک عدد حقیقی مثبت است. وضعیت‌های سیستم در لحظه بعدی با استفاده از بسط تیلور به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\eta(t+h) = \eta(t) + h\dot{\eta}(t) + \frac{h^2}{2!}\ddot{\eta}(t) \quad (11)$$

$$+\dots + \frac{h^k}{k!}\eta^{(k)}(t)$$

گام بعدی تعیین مرتبه‌ی بسط است که برابر با درجه نسبی سیستم به علاوه مرتبه کنترلی محاسبه می‌شود. درجه نسبی هر خروجی عبارت است از کمترین مرتبه مشتق آن خروجی به گونه‌ای که به‌ازای آن ورودی  $u_c$  برای اولین بار بصورت صریح ظاهر شود. اما مرتبه کنترلی درجه تغییرات ورودی کنترلی  $u_c$ ، در بازه زمانی پیش‌بینی است. برای سیستم‌های با درجه نسبی پائین مثلاً درجات نسبی کمتر از چهار که سیستم‌های خوش تعریف نامیده می‌شوند، مرتبه کنترلی صفر نتایج خوبی به‌دست

$$\dot{\eta} = f_1(x)\omega \quad (6)$$

$$\dot{\omega} = f_2(x) + G Du_c + f_d$$

$$y = \eta$$

که  $f_1(x)$ ،  $f_2(x)$  و  $G$  به ترتیب عبارتند از:

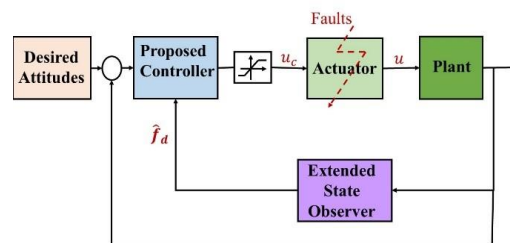
$$f_1(x) = R^{-1}$$

$$f_2(x) = J^{-1}(-\omega \times (J\omega))$$

$$G = J^{-1} \quad (7)$$

$$f_d = -GDEu_c + G Du_{f0}$$

در ادامه به طراحی مشاهده‌گر حالت توسعه یافته و کنترل کننده پرداخته می‌شود. شکل ۱ ساختار کلی الگوریتم پیشنهادی را نشان می‌دهد. با توجه به شکل اطلاعات عیب به‌دست آمده از مشاهده‌گر به کنترل کننده فرستاده می‌شود تا در جبران‌سازی عیب از آن استفاده کند.



شکل ۱- ساختار کلی الگوریتم پیشنهادی

#### ۳- مشاهده‌گر حالت توسعه یافته

برای طراحی مشاهده‌گر، در معادله دینامیکی سیستم (۶)، عیب سیستم را به عنوان متغیر حالت به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\dot{\omega} = -J^{-1}\omega \times (J\omega) + J^{-1}Du_c(t) + f_d \quad (8)$$

$$\dot{f}_d(t) = g(t)$$

مشاهده‌گر حالت توسعه یافته به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$E_0 = Z_1 - \omega$$

$$\dot{Z}_1 = -J^{-1}\omega \times (J\omega) + J^{-1}Du_c + Z_2 - \beta_{01}E_0 \quad (9)$$

$$\dot{Z}_2 = -\beta_{02}\text{fal}(E_0, \rho_0, \delta_0)$$

$E_0$  خطای تخمین مشاهده‌گر،  $Z_1$  و  $Z_2$  متغیرهای حالت مشاهده‌گر هستند که به ترتیب سرعت‌های زاویه‌ای و عیوب سیستم را تخمین می‌زنند از آنجایی که  $Z_2 = \hat{f}_d$  تخمینی از عیوب سیستم است بنابراین از آن در قانون کنترل برای جبران عیوب اعمال شده به سیستم استفاده می‌شود.

این پارامتر و برای روشن شدن ویژگی‌های مختلف قانون کنترل (۱۹)، عملکرد سیستم حلقه بسته تحت این کنترل کننده بررسی می‌شود.

**قضیه ۱:** با در نظر گرفتن خطای محدود برای تخمین عیب عملگر، دینامیک ماهواره تعریف شده در رابطه (۶) تحت قانون کنترل (۱۹) به یک محدوده همگرا می‌شود.

**اثبات:** استفاده از قانون کنترل (۱۹) در دینامیک سیستم (۱۳) منجر به دینامیک حلقه بسته زیر برای وضعیت می‌شود:

$$\ddot{\eta}(t) + \frac{2}{h}\dot{\eta}(t) + \frac{2}{h^2}\eta(t) = R\Lambda \quad (20)$$

در رابطه فوق،  $\eta_d = [0 \ 0 \ 0]^T$  در نظر گرفته شده است. در مساله ردیابی وضعیت مطلوب غیرصفر، بجای بردار وضعیت در معادله (۲۰)، بردار خطای ردیابی جایگزین خواهد شد. بردار سمت راست معادله (۲۰) ناشی از خطای حاصل از تخمین عیب است که در آن  $\Lambda = Z_2 - f_d$  و  $Z_2 = \hat{f}_d$  تخمینی از عیوب سیستم است. با در نظر گرفتن کران‌های مشخص برای هر عنصر  $i$ -ام از بردار  $R\Lambda$ ، می‌توان سه معادله جدید برای وضعیت های ماهواره نوشت:

$$\ddot{\eta}_i + \frac{2}{h}\dot{\eta}_i + \frac{2}{h^2}\eta_i < \delta_i, \quad i = 1, 2, 3. \quad (21)$$

با حل معادله دیفرانسیل مرتبه دو و به کارگیری لم مقایسه می‌توان نوشت:

$$\eta_i(t) \leq Be^{-\frac{t}{h}} \left( \sin \frac{t}{h} + \zeta \right) + \frac{\delta_i h^2}{2}. \quad (22)$$

با توجه به مثبت بودن مقدار  $h$  نتیجه زیر حاصل می‌شود:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \eta_i = \frac{\delta_i h^2}{2}. \quad (23)$$

طبق معادله (۲۳)، می‌توان زمان پیش‌بینی را به نحوی انتخاب کرد که  $h^2 < \frac{2}{\delta_i} \dot{\eta}_i$  باشد، این امر سبب می‌شود که  $\eta_i$  به سمت مجموعه زیر همگرا شود.

$$\square \eta_i \square < \dot{\eta}_i \quad (24)$$

برای بررسی پایداری و کران‌داری  $\dot{\eta}(t)$  یک تابع لیاپانوف به صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$V_1 = \frac{1}{h^2} \eta^T \eta + \frac{1}{2} \dot{\eta}^T \dot{\eta} > 0. \quad (25)$$

با جایگزینی معادله (۲۰) در (۲۵)، می‌توان نوشت:

$$\dot{V}_1 = \frac{2}{h^2} \eta^T \dot{\eta} + \dot{\eta}^T \left[ -\frac{2}{h} \dot{\eta} - \frac{2}{h^2} \eta \right] + \dot{\eta}^T [R\Lambda], \quad (26)$$

که پس از ساده‌سازی به صورت زیر بدست می‌آید:

می‌دهد زیرا باعث می‌شود مشتق ورودی کنترلی در پیش‌بینی هر خروجی صفر شود و عملکرد نسبتاً مناسبی برای سیستم‌های غیرخطی با درجات نسبی پایین حاصل شود [۳۱، ۳۲].

$$\frac{\partial u(t+h)}{\partial h} = 0 \quad h \in [0, h] \quad (12)$$

برای یافتن درجه نسبی سیستم، از معادله (۶) مشتق گرفته می‌شود

$$\ddot{\eta} = R\dot{\omega} + \dot{R}\omega \quad (13)$$

با در نظر گرفتن معادله (۵)، رابطه (۱۳) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\ddot{\eta} = R(f_2 + G Du_c + \hat{f}_d) + \dot{R}\omega \quad (14)$$

در رابطه بالا  $\hat{f}_d$  تخمین عیب است که از مشاهده‌گر به‌دست می‌آید. از آنجایی که گشتاور کنترلی فرمان  $u_c$  به صراحت در مشتق دوم برای اولین بار ظاهر می‌شود، سیستم ماهواره دارای درجه نسبی  $\rho = 2$  است. بنابراین، با انتخاب  $k = \rho = 2$  بسط تیلور وضعیت زاویه‌ای به‌صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\eta(t+h) = \eta(t) + h\dot{\eta}(t) + \frac{h^2}{2!}\ddot{\eta}(t) \quad (15)$$

با جای‌گذاری رابطه (۱۴) در (۱۵) داریم:

$$\eta(t+h) = \eta(t) + hf_1 + \frac{h^2}{2!}[R(f_2 + G Du_c + \hat{f}_d) + \dot{R}\omega] \quad (16)$$

شاخص عملکرد زیر که خطاهای ردیابی را در زمان بعدی جریمه می‌کند به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$I = \frac{1}{2} [\eta(t+h) - \eta_d(t+h)]^T [\eta(t+h) - \eta_d(t+h)] \quad (17)$$

برای محاسبه‌ی قانون کنترلی، شرط لازم بصورت زیر اعمال می‌شود:

$$\frac{\partial I}{\partial u_c} = (\eta(t) - \eta_d(t) + hf_1 + \frac{h^2}{2!}[R(f_2 + G Du_c + \hat{f}_d) + \dot{R}\omega]) \frac{h^2}{2!} RGD = 0 \quad (18)$$

با حل معادله فوق، سیگنال کنترلی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$u_c = \frac{-2}{h^2} D^+ G^{-1} R^{-1} [\eta - \eta_d + hf_1 + \frac{h^2}{2!}(Rf_2 + \dot{R}\omega + R\hat{f}_d)] \quad (19)$$

قانون کنترل (۱۹) به صورت بسته ارائه شده است که به راحتی قابل حل و اجرا است. زمان پیش‌بینی  $h$  به عنوان یک پارامتر آزاد در این قانون در نظر گرفته می‌شود. برای نشان دادن تأثیر

$$J = \begin{bmatrix} 20 & 1.2 & 0.9 \\ 1.2 & 1.7 & 1.4 \\ 0.9 & 1.4 & 15 \end{bmatrix}$$

که با توجه به اینکه در عمل برای پیاده‌سازی کنترل‌کننده محدودیت در مقدار گشتاور کنترلی وجود دارد، در شبیه‌سازی محدودیت گشتاور کنترلی  $u_{i\max} = 0.2Nm$  و  $u_{i\min} = -0.2Nm$  در نظر گرفته شده است [۳۳]. مقادیر پارامترهای استفاده شده در مشاهده‌گر و کنترل‌کننده در جدول ۱ آورده شده است. هدف از طراحی این کنترل‌کننده پایدارسازی وضعیت با وجود عیب عملگر در سیستم است. برای بررسی عملکرد کنترل‌کننده در حضور عیوب عملگر دو رویکرد عیب به صورت زیر تعریف می‌شود:

- رویکرد عیب ۱: اولین و دومین چرخ عکس‌عملی افت کارایی عملگر را در  $t = 20$  ثانیه با  $e_1 = 0.1$  و  $e_2 = 0.4$  تجربه می‌کنند، در حالی که عیب بایاس افزایشی برای چرخ‌های عکس‌عملی دوم و سوم در  $t = 100$  ثانیه با  $u_{f02} = -0.05Nm$  و  $u_{f03} = -0.04Nm$  رخ می‌دهد. شبیه‌سازی‌ها با شرایط اولیه  $\eta = [-70 \ 1 \ -20]$  درجه انجام می‌گیرد.
- رویکرد عیب ۲: چرخ عکس‌عملی دوم در لحظه  $t = 30$  ثانیه افت عملکرد تدریجی را تجربه می‌کند بطوریکه عیب از مقدار صفر شروع شده ( $e_2 = 0$ ) و به صورت خطی افزایش می‌یابد تا در  $t = 80$  ثانیه به 40 درصد گشتاور کنترلی برسد ( $e_2 = 0.4$ ). در چرخ عکس‌عملی سوم نیز در لحظه  $t = 50$  ثانیه افت عملکرد با  $e_3 = 0.5$  رخ می‌دهد. عیب بایاس عملگر در  $u_{f02} = -0.05Nm$  در چرخ دوم از اول مانور رخ می‌دهد و  $u_{f03} = -0.03Nm$  برای چرخ سوم در لحظه  $t = 50$  ثانیه اتفاق می‌افتد. شبیه‌سازی‌ها با شرایط اولیه  $\eta = [30 \ 15 \ 40]$  درجه انجام می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی برای رویکرد اول در شکل‌های ۲ تا ۶ ارائه شده است.

جدول ۱- مقادیر پارامترهای استفاده شده در شبیه‌سازی پارامتر شبیه‌سازی مقدار

$h$	3
$\beta_{01}$	$I_{3 \times 3}$
$\beta_{02}$	$5I_{3 \times 3}$
$\delta_0$	0.2
$\rho_0$	0.25

$$\dot{V}_1 = -\frac{2}{T} \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \dot{\eta}^T [RA]. \quad (27)$$

از معادله (۲۷) می‌توان دریافت

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{2}{h} \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \dot{\eta}^T RA. \quad (28)$$

با در نظر گرفتن نامساوی  $ab \leq ca^2 + \frac{b^2}{4c}$  برای اعداد حقیقی مثبت  $a$ ،  $b$  و  $c$  و اعمال آن به آخرین عبارت نامساوی (۲۸) و فرض  $c = \frac{1}{h} > 0$  نتیجه زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{2}{h} \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \frac{1}{h} \dot{\eta}^T RA + \frac{h}{4} RA^2, \quad (29)$$

که به صورت زیر ساده می‌شود:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{1}{h} \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \frac{h}{4} RA^2, \quad (30)$$

با در نظر گرفتن کران بالا برای آخرین عبارت نامساوی (۳۰) به صورت  $RA \leq \Gamma$  خواهیم داشت:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{1}{h} \dot{\eta}^T \dot{\eta} + \frac{h\Gamma^2}{4}. \quad (31)$$

با استفاده از معادلات (۲۴) و (۲۵) می‌توان نوشت:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{2}{h} V_1 + \frac{2}{h^3} \varepsilon^2 + \frac{h\Gamma^2}{4}. \quad (32)$$

با تعریف  $M = \frac{2}{h^3} \varepsilon^2 + \frac{h\Gamma^2}{4}$  می‌توان نامساوی (۳۲) را به شکل زیر بازنویسی کرد:

$$\dot{V}_1 \leq -\frac{2}{h} V_1 + M. \quad (33)$$

با استفاده از لم مقایسه‌ای برای حل معادله (۳۳)، نتیجه زیر به دست می‌آید:

$$V_1 \leq \left( V_1(0) - \frac{hM}{2} \right) e^{-\frac{2t}{h}} + \frac{hM}{2} \quad (34)$$

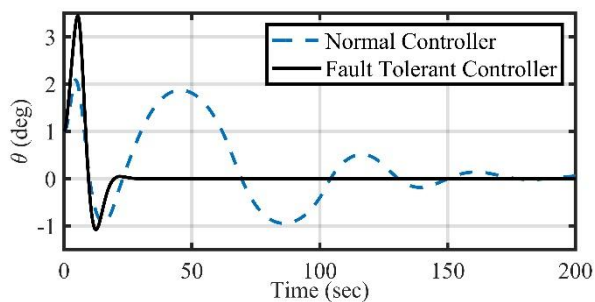
طبق رابطه (۳۴) و با توجه به مقادیر مثبت  $h$ ، تابع لیاپانوف محدود خواهد بود:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} V_1 = \frac{hM}{2} \quad (35)$$

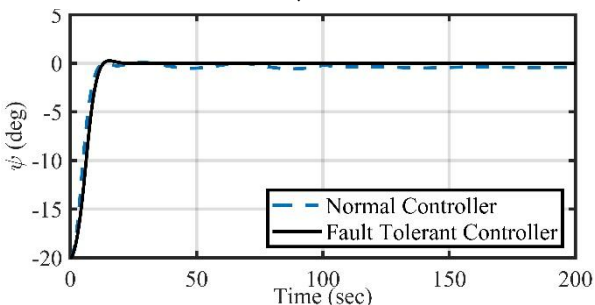
با توجه به اینکه تابع لیاپانوف طبق معادله تعریف شده در (۲۵) کراندار است، و همچنین وضعیت‌ها در محدوده مشخص شده طبق معادله (۲۴) قرار دارد، می‌توان نتیجه گرفت که  $\dot{\eta}$  نیز در این محدوده کراندار خواهد بود.

## ۵- نتایج و شبیه‌سازی

در این بخش، روش کنترلی پیشنهادی که در قسمت‌های قبل ارائه شد، بر روی فضایی با ماتریس ممان اینرسی

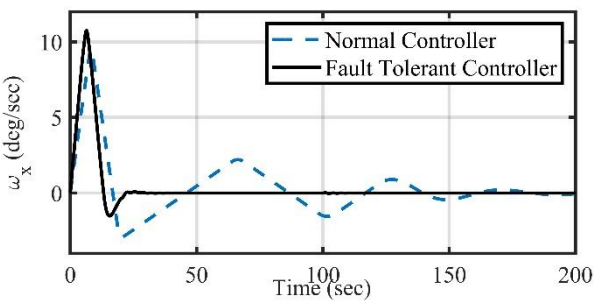


(ب)

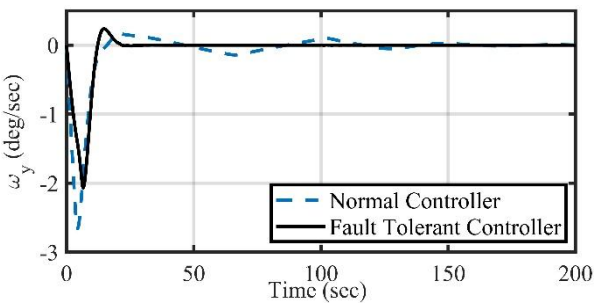


(ج)

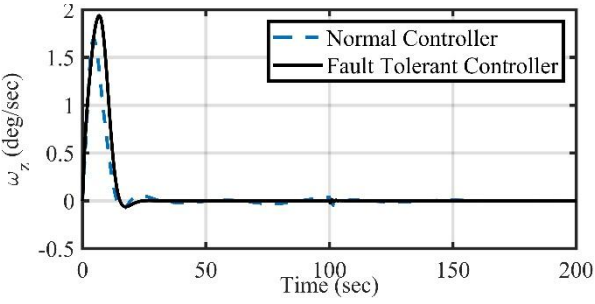
شکل ۲- مقایسه تنظیم وضعیت کنترل کننده نرمال و کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر



(الف)



(ب)



(ج)

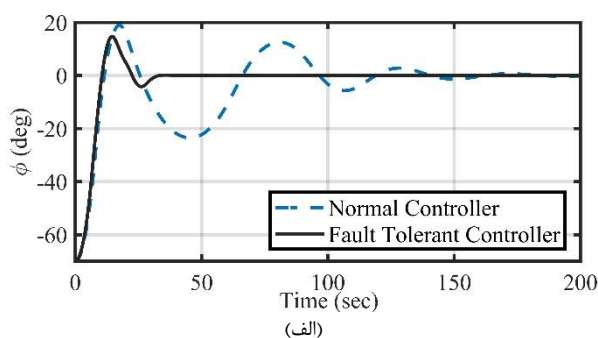
شکل ۳- مقایسه سرعت‌های زاویه‌ای کنترل کننده نرمال و مبتنی بر مشاهده گر

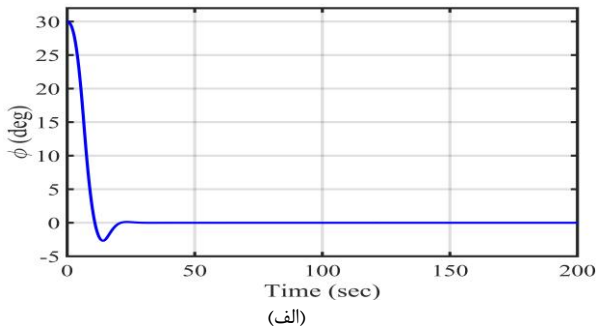
نتایج به دست آمده از روش پیشنهادی برای رویکرد عیب اول، با کنترل کننده نرمال که در ساختار آن از تخمین عیب استفاده نشده مقایسه شد. شکل‌های ۲ و ۳ مقایسه موقعیت زاویه‌ای و سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره را برای رویکرد عیب بیان شده با استفاده از کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر پیشنهادی و کنترل کننده نرمال نشان می‌دهند. همان‌طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، در شرایطی که عیب در عملگر رخ می‌دهد، عملکرد کنترل کننده نرمال کاهش می‌یابد در صورتی که کنترل کننده مبتنی بر مشاهده گر می‌تواند سیستم را به خوبی کنترل کند.

شکل ۴ گشتاورهای کنترلی فرمان کنترل کننده نرمال را نشان می‌دهد با توجه به اینکه چرخ عکس‌العملی اول از  $t = 20$  ثانیه به بعد با ۱۰ درصد توان خود کار می‌کند لذا برای جبران این عیب، گشتاور کنترلی فرمان چرخ اول زیاد می‌شود و با توجه به محدودیت گشتاور در نظر گرفته شده به طور مکرر به اشباع می‌رسد.

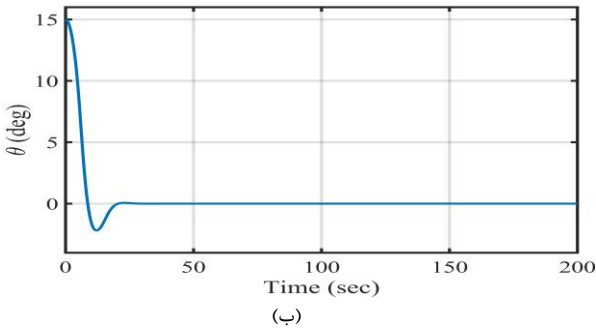
گشتاورهای کنترلی فرمان کنترل کننده پیشنهادی در شکل ۵ آورده شده است. مطابق شکل با توجه به تخمین عیب و توزیع گشتاور بین چهار چرخ، مقدار گشتاورهای کنترلی روش پیشنهادی کم و در محدوده مجاز است.

شکل ۶ خطای تخمین عیب به دست آمده از مشاهده گر حالت توسعه یافته را نشان می‌دهد. با توجه به شکل در ابتدا خطای تخمین صفر است از لحظه  $t = 20$  ثانیه که عیب در عملگرها رخ می‌دهد افزایش اندکی در خطای تخمین وجود دارد سپس عیوب به خوبی تخمین زده می‌شود و خطا تقریباً به صفر می‌رسد. پس از گذشت ۱۰۰ ثانیه از شروع شبیه‌سازی، مجدداً خطای تخمین افزایش اندکی دارد که ناشی از وقوع عیب‌های افزایشی است. برای جبران عیوب جمع‌شونده همان‌طور که در شکل ۵ نشان داده شده است، کنترل کننده پیشنهادی پس از ۱۰۰ ثانیه یک گشتاور کنترلی غیر صفر را فرمان می‌دهد.

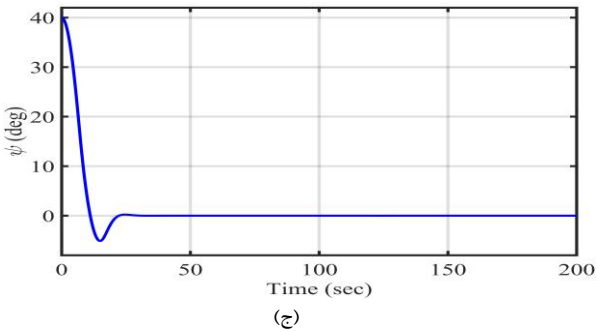




(الف)

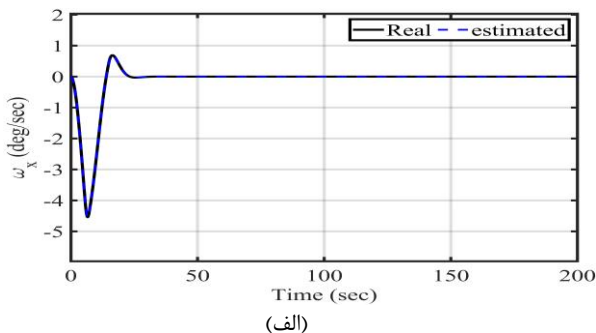


(ب)

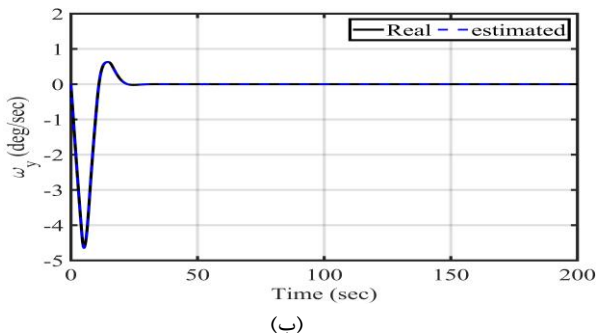


(ج)

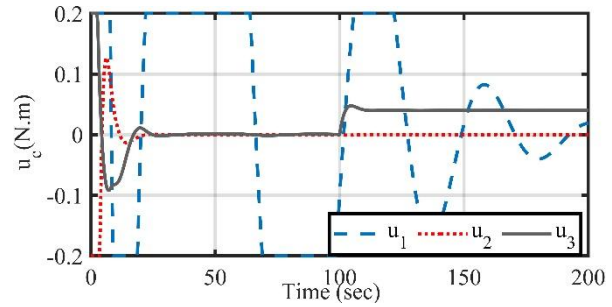
شکل ۷- نتایج تنظیم وضعیت در روش پیشنهادی برای رویکرد عیب تدریجی



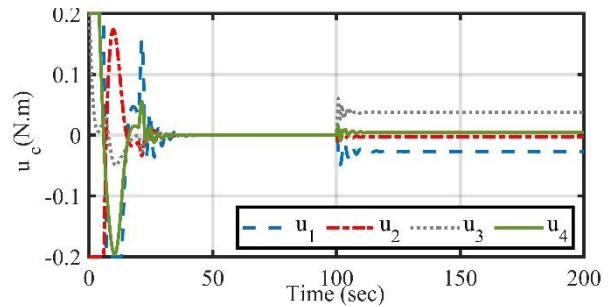
(الف)



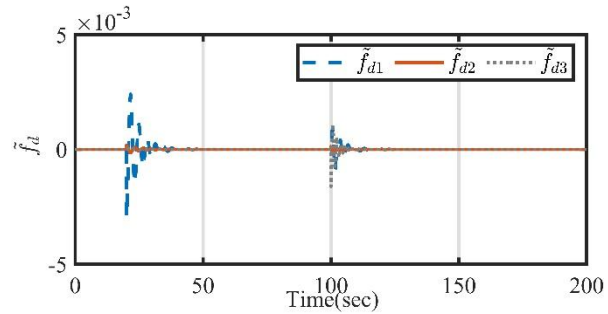
(ب)



شکل ۴- گشتاورهای کنترلی فرمان کنترل کننده نرمال

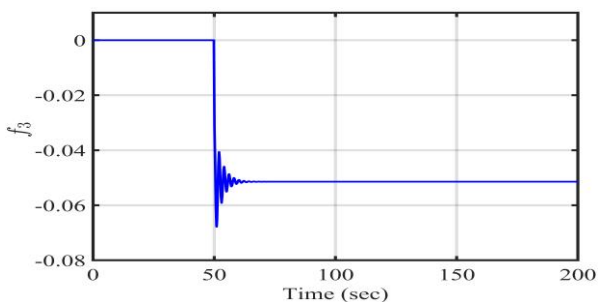


شکل ۵- گشتاورهای کنترلی فرمان کنترل کننده مبتنی بر مشاهده‌گر



شکل ۶- خطای تخمین عیب بدست آمده از مشاهده‌گر حالت توسعه یافته

در ادامه عملکرد روش پیشنهادی در مواجهه با رویکرد عیب دوم مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شکل‌های ۷ تا ۱۱ ارائه شده‌اند. بررسی این نتایج نشان می‌دهد که سیستم کنترلی پیشنهادی حتی در حضور عیوب تدریجی عملکرد نیز توانسته است عملکردی رضایت‌بخش و پایدار از خود نشان دهد. به طور مشخص، شکل ۱۱ به نمایش الگوی عیب در سناریوی دوم اختصاص یافته است. این الگو افت عملکرد تدریجی و عیب بایاس در چرخ عکس‌العملی دوم (شکل ۱۱-الف) و همچنین افت عملکرد و عیب بایاس در چرخ عکس‌العملی سوم (شکل ۱۱-ب) را به تصویر می‌کشد. بررسی نتایج نشان می‌دهد که روش پیشنهادی در مواجهه با عیوب متفاوت و شرایط اولیه متغیر، عملکردی بسیار مطلوب و قابل توجه از خود ارائه می‌دهد.



(ب)

شکل ۱۱- الگوی عیب در رویکرد عیب دوم

### ۶- نتیجه‌گیری

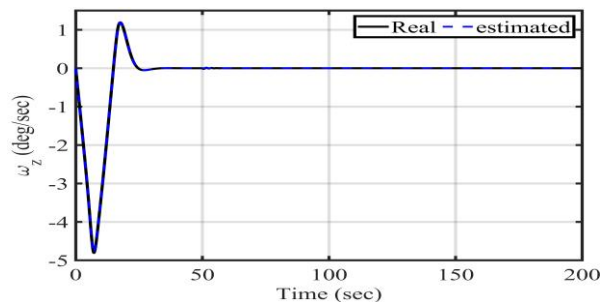
در مقاله حاضر برای جبران عیب عملگر در ماهواره، یک روش کنترلی غیر خطی بهینه بر مبنای مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته پیشنهاد می‌شود. عیوب سیستم توسط مشاهده‌گر حالت توسعه‌یافته شناسایی و تخمین زده شد و سپس مقادیر عیب تخمینی در کنترل‌کننده برای جبران عیب محاسبه شد. در طراحی کنترل‌کننده پیشنهادی از چرخ عکس‌العملی افزونه استفاده شد و گشتاورهای کنترلی فرمان برای جبران عیب بین چرخ‌ها توزیع گردید. اثبات پایداری کنترل‌کننده نیز با در نظر گرفتن خطای تخمین انجام شد. نتایج شبیه‌سازی برای دو رویکرد عیب در شرایط اولیه متفاوت ارائه شد. با توجه به نمودارهای ارائه شده مشاهده شد که کنترل‌کننده مبتنی بر مشاهده‌گر پیشنهادی نتایج خوبی را برای رویکردهای عیب بیان شده نشان داد. شایان ذکر است که در این مقاله به خطاها و نویزهای اندازه‌گیری پرداخته نشده‌است که می‌تواند در عملکرد سیستم کنترلی مبتنی بر رویکرد تاثیر داشته باشد و نیاز به بررسی در کارهای آتی دارد.

### تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

### مراجع

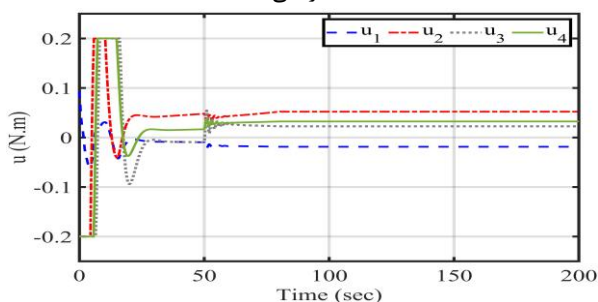
- [1] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied nonlinear control of spacecraft simulator with constraints on torque and momentum of reaction wheels," *ISA transactions*, 2023.
- [2] K. Oguri and J. W. McMahon, "Robust spacecraft guidance around small bodies under uncertainty: Stochastic optimal control approach," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 44, no. 7, pp. 1295-1313, 2021.
- [3] S. Jamshidi and M. Mirzaei, "Performance comparison of adaptive and ESO-based backstepping controllers for disturbance rejection in spacecraft", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 3, no. 2, pp.:32 -45, 2024. (In Persian)
- [4] Y. Han, J. D. Biggs, and N. Cui, "Adaptive fault-tolerant



(ج)

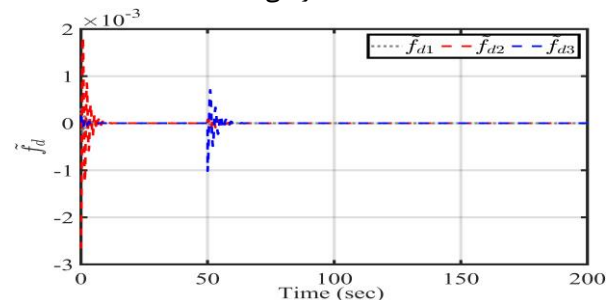
شکل ۸- نتایج سرعت‌های زاویه‌ای در روش پیشنهادی برای رویکرد عیب

تدریجی



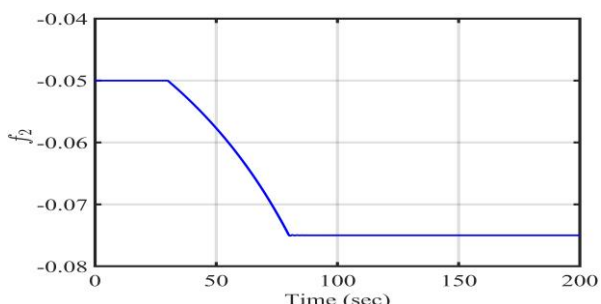
شکل ۹- گشتاورهای کنترلی کنترل‌کننده پیشنهادی برای رویکرد عیب

تدریجی



شکل ۱۰- خطای تخمین عیب بدست آمده از مشاهده‌گر در رویکرد عیب

تدریجی



(ف)

204-213, 2019.

- [23] L. Yin, Y. Xia, Z. Deng, and B. Huo, "Extended state observer-based attitude fault-tolerant control of rigid spacecraft," *International Journal of Systems Science*, vol. 49, no. 12, pp. 2525-2535, 2018.
- [24] B. Li, Q. Hu, Y. Yu, and G. Ma, "Observer-based fault-tolerant attitude control for rigid spacecraft," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, no. 5, pp. 2572-2582, 2017.
- [25] D. Ran, X. Chen, A. de Ruiter, and B. Xiao, "Adaptive extended-state observer-based fault tolerant attitude control for spacecraft with reaction wheels," *Acta Astronautica*, vol. 145, pp. 501-514, 2018.
- [26] S. Jamshidi, M. Mirzaei, M. Malekzadeh, and S. Rafatnia, "Design and Experimental Implementation of Adaptive Actuator Failure Compensator for Spacecraft Attitude Control Simulator," *Aerospace Mechanics*, vol. 20, no. 75, pp. 27-43, 2024. (In Persian)
- [27] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied Optimal Control of Spacecraft Simulator Subject to Failures of Reaction Wheels," *Arabian Journal for Science and Engineering*, pp. 1-16, 2023.
- [28] Huang Yi, Han Jingqing, "Analysis and design for the second order nonlinear continuous extended states observer", *Chinese Science Bulletin*, Vol. 45 No. 21, November 2000.
- [29] Gharamaleki, R. M., Mirzaei, M., Rafatnia, S., & Alizadeh, B. "An analytical approach to optimal control of nonlinear systems with input constraints", *International Journal of Automation and Control*, vol. 14, no. 2, pp. 213-238, 2020.
- [30] Samiei, S.K., Mirzaei, M. & Rafatnia, S. "Constrained control of flexible-joint lever arm based on uncertainty estimation with data fusion for correcting measurement errors," *Nonlinear Dynamics*, vol. 112, pp. 11147-11166, 2024.
- [31] Yarinia, N., Mirzaei, M., and Rafatnia, S. "Construction of an enhanced 2-DOF finite element model for precise control of flexible beam vibration", *International Journal of Dynamics and Control*, vol. 12, pp. 3577-3592, 2024.
- [32] Shahir, M.M., Mirzaei, M., Farbodi, M., and Rafatnia, S. "Estimation of shape memory alloy actuator dynamics to design reduced-order position controller with input saturation." *IET Control Theory & Applications*, vol. 18, no. 10, pp. 1301-1313, 2024.
- [33] Q. Shen, C. Yue, C. H. Goh, and D. Wang, "Active fault-tolerant control system design for spacecraft attitude maneuvers with actuator saturation and faults," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 66, no. 5, pp. 3763-3772, 2018.

control of spacecraft attitude dynamics with actuator failures," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 38, no. 10, pp. 2033-2042, 2015.

- [5] J. Jiang and X. Yu, "Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches," *Annual Reviews in control*, vol. 36, no. 1, pp. 60-72, 2012.
- [6] M. Benosman and K.-Y. Lum, "Passive actuators' fault-tolerant control for affine nonlinear systems," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 18, no. 1, pp. 152-163, 2009.
- [7] F. Liao, J. L. Wang, and G.-H. Yang, "Reliable robust flight tracking control: an LMI approach," *IEEE transactions on control systems technology*, vol. 10, no. 1, pp. 76-89, 2002.
- [8] H. Niemann and J. Stoustrup, "Passive fault tolerant control of a double inverted pendulum—a case study," *Control engineering practice*, vol. 13, no. 8, pp. 1047-1059, 2005.
- [9] C. Bonivento, A. Isidori, L. Marconi, and A. Paoli, "Implicit fault-tolerant control: application to induction motors," *Automatica*, vol. 40, no. 3, pp. 355-371, 2004.
- [10] I. Hwang, S. Kim, Y. Kim, and C. E. Seah, "A survey of fault detection, isolation, and reconfiguration methods," *IEEE transactions on control systems technology*, vol. 18, no. 3, pp. 636-653, 2009.
- [11] Y. Zhang and J. Jiang, "Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems," *Annual reviews in control*, vol. 32, no. 2, pp. 229-252, 2008.
- [12] M. Benosman, "Passive fault tolerant control," *Robust Control Theory Appl*, vol. 9, 2011.
- [13] M. Witczak, *Fault diagnosis and fault-tolerant control strategies for non-linear systems*. Springer, 2014.
- [14] J. H. Lilly, *Fuzzy control and identification*. John Wiley & Sons, 2011.
- [15] S. Heo and J. H. Lee, "Fault detection and classification using artificial neural networks," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 51, no. 18, pp. 470-475, 2018.
- [16] M. S. Iqbal and A. A. Amin, "Genetic algorithm based active fault-tolerant control system for air fuel ratio control of internal combustion engines," *Measurement and Control*, vol. 55, no. 7-8, pp. 703-716, 2022.
- [17] H. Fang and C. Xia, "A fuzzy neural network based fault detection scheme for synchronous generator with internal fault," in *2009 Sixth International Conference on Fuzzy Systems and Knowledge Discovery*, 2009, vol. 4, pp. 433-437: IEEE.
- [18] H. Zhang, J. Han, C. Luo, and Y. Wang, "Fault-tolerant control of a nonlinear system based on generalized fuzzy hyperbolic model and adaptive disturbance observer," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 47, no. 8, pp. 2289-2300, 2017.
- [19] F. Sabbaghian-Bidgoli and M. Farrokhi, "Sensor and actuator fault-tolerant control based on fuzzy unknown input observer: A polynomial fuzzy approach," *Applied Soft Computing*, vol. 110, p. 107747, 2021.
- [20] R. Shu, Q. Jia, Y. Gui, and H. Li, "Adaptive Radial Basis Function Neural Network-Based Active Fault-Tolerant Control for Spacecraft Formation Flying System," in *International Conference on Guidance, Navigation and Control*, 2022, pp. 134-143: Springer.
- [21] S. Gao and J. Liu, "Adaptive fault-tolerant robust control based on radial basis function neural network for a class of mechanical systems with input constraints," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 32, no. 7, pp. 4099-4112, 2022.
- [22] B. Li, Q. Hu, and Y. Yang, "Continuous finite-time extended state observer based fault tolerant control for attitude stabilization," *Aerospace Science and Technology*, vol. 84, pp.



#### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,  
Technology & Applications  
(Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:42-52  
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.464641.1187

## Article Info

Received: 1403-04-08  
Accepted: 1403-11-17

## Keywords

Geo satellite, Co-location,  
PSO Algorithm, Differential  
game theory, Minimum fuel  
consumption

## How to Cite this article

F. Amozegary, A. R. Kosari,  
and M. Fakoor, "Optimal Co-  
location of Geo-satellites in the  
Orbital Slot of 120 Degrees  
East Using Differential Game  
Theory", *Journal of Space  
Science, Technology and  
Applications*, vol. 5, no. 1,  
pp. 42–52, 2025.

Original Article

# Optimal Co-location of Geo-satellites in the Orbital Slot of 120 Degrees East Using Differential Game Theory

Fatemeh Amozegary<sup>1</sup>, Amirreza Kosari<sup>2\*</sup>, Mahdi Fakoor

<sup>1</sup> PhD student in Aerospace engineering, Aerospace group, Faculty of New Sciences and Technologies (FNST), University of Tehran, Tehran, Iran,  
Fatemeamozegary@ut.ac.ir

<sup>2\*</sup> Associate Professor of Aerospace Engineering, Aerospace group, Faculty of New Sciences and Technologies (FNST), University of Tehran, Tehran, Iran,  
kosari\_a@ut.ac.ir

<sup>3</sup> Professor of mechanical engineering, Aerospace group, Faculty of New Sciences and Technologies (FNST), University of Tehran, Tehran, Iran, mfakoor@ut.ac.ir

## Abstract

Due to the increasing demand for locating satellites in the geostationary orbit and considering the operational limitations in defining the geo-orbital slots, the use of a same location by several satellites is one of the solutions to increase the capacity of using this orbit, which is known as co-location. As the number of geostationary satellites increases, there is great interest in new co-location strategies that increase the degree of satellite automation, primarily because they: 1) increase the number of geosatellites in a slot; 2) Desire to reduce fuel consumption. In this article, the optimal initial position of the satellites is calculated with the aim of minimum relative distance of the satellites and taking into account the co-location requirements and the frequency band used in the inter-satellite link using the particle swarm optimization method. Also, in order to minimize the amount of fuel consumed, the differential game theory optimization method is used to plan satellites' station-keeping maneuvers as an intelligent navigation strategy. According to the proposed method, 20 satellites can be located in the orbital slot of 120 degrees East, which is one of the unstable points of the orbit, so that they do not have any interference and the average velocity increase required for one year is about 70 meters per second.

# هم‌مکان‌سازی بهینه ماهواره‌های ژئو در بازه مداری ۱۲۰ درجه شرقی با استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی

فاطمه آموزگاری<sup>۱</sup>، امیررضا کوثری\*<sup>۲</sup>، مهدی فکور<sup>۳</sup>

۱- دانشجوی دکتری هوافضا، گروه هوافضا، دانشکده‌گان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه

تهران، تهران، ایران - fatemeamozegary@ut.ac.ir

۲- دانشیار مهندسی هوافضا، گروه هوافضا، دانشکده‌گان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه

تهران، تهران، ایران - kosari\_a@ut.ac.ir

۳- استاد مهندسی مکانیک، گروه هوافضا، دانشکده‌گان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه

تهران، تهران، ایران - mfakoor@ut.ac.ir

\* نویسنده مسئول



دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۴۲-۵۲  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:  
10.22034/jsssta.2025.464641.1187

## تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۰۸

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۱۷

## واژه‌های کلیدی

ماهواره ژئو، هم‌مکان‌سازی، الگوریتم PSO، نظریه بازی دیفرانسیلی، کمینه کردن مصرف سوخت

## نحوه استناد به مقاله

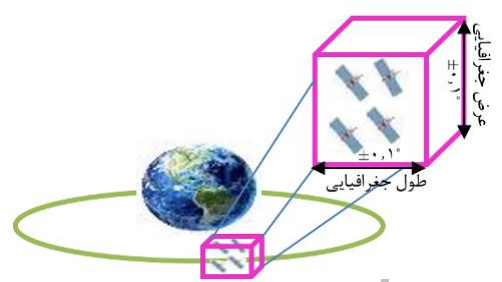
فاطمه آموزگاری، امیررضا کوثری و مهدی فکور، "هم‌مکان‌سازی بهینه ماهواره‌های ژئو در بازه مداری ۱۲۰ درجه شرقی با استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۴۲-۵۲، ۱۴۰۴.

## چکیده

با توجه به افزایش روزافزون درخواست قراردعی ماهواره‌ها در مدار زمین ثابت و نظر به محدودیت‌های عملیاتی در تعریف بازه‌های مداری ژئو، بهره‌گیری از جایگاه مشترک توسط چند ماهواره یکی از راهکارهای افزایش ظرفیت بهره‌برداری از این مدار محسوب می‌شود که این فرایند به هم‌مکان‌سازی موسوم است. با افزایش تعداد ماهواره‌های زمین ثابت علاقه زیادی به استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی جدید که میزان خودکاری ماهواره‌ها را افزایش می‌دهند وجود دارد، اساساً به این خاطر که: (۱) تعداد ماهواره‌های ژئو در یک شکاف را افزایش می‌دهند. (۲) تمایل به کاهش مصرف سوخت. در پژوهش حاضر موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها باهدف کمینه کردن فاصله نسبی ماهواره‌ها و در نظر گرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی مورد استفاده در لینک بین ماهواره‌ای با استفاده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات محاسبه شده است. همچنین در جهت کمینه کردن میزان سوخت مصرفی از روش بهینه‌سازی نظریه بازی دیفرانسیلی برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه ماهواره‌ها به‌عنوان یک استراتژی هوشمند ناوبری استفاده می‌شود. بر اساس روش پیشنهادی می‌توان ۲۰ ماهواره را در بازه مداری ۱۲۰ درجه شرقی که یکی از نقاط ناپایدار مداری است قرار داد به طوری که هیچ‌گونه تداخلی نداشته باشند و متوسط افزایش سرعت مورد نیاز آن‌ها برای یک سال در حدود ۷۰ متر بر ثانیه باشد.

۱- مقدمه

به دلیل رشد تعداد ماهواره‌های ژئو و محدودیت تعداد بازه‌های مداری ژئو، اپراتورها چند ماهواره را در یک بازه مداری یکسان نزدیک یکدیگر قرار می‌دهند که این تکنیک به‌عنوان هم‌مکان‌سازی<sup>۱</sup> شناخته می‌شود (در شکل (۱) نشان داده شده است). موضوع هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها در دهه اخیر به دلیل ازدحام روزافزون ماهواره‌های ژئو مورد توجه محققین قرار گرفته است [۱].



شکل (۱): هم‌مکان‌سازی ماهواره‌های زمین ثابت

دونوهو (۲۰۲۱) به کاربرد نظریه بازی در طراحی سامانه‌های فضایی آمریکا پرداخته است. طراحی مبتنی بر نظریه بازی برای بازیکنان غیر همکار که سامانه‌های خود را طراحی می‌کنند و شبیه‌سازی مبتنی بر فیزیک برای تعیین بازه تعمیم داده شده است. سناریوی فرضی دارای آگاهی موقعیت فضایی عملیات هدایت‌کننده آبی از مدار زمین‌آهنگ قطبی و هدایت‌کننده قرمز از مدار نزدیک به زمین‌آهنگ است. اهداف مأموریت همراه با الزامات عملکرد سیستم به‌عنوان نقطه شروع استفاده می‌شود. متغیرهای طراحی انتخاب‌شده بر اساس محدودیت‌های ایجادشده دست‌کاری می‌شوند. معادلات برای ترکیب همه متغیرهای طراحی حل می‌شود و بهترین پاسخ را پیدا می‌کند. استفاده از نظریه بازی اعتبار مدل سیستم را با احتساب اثرات جهان واقعی بر سامانه‌های فضایی به طور قابل توجهی افزایش می‌دهد [۲].

ییلماز (۲۰۲۲) تجربه مداری ماهواره ترکست<sup>۲</sup> که برای مدت طولانی از استراتژی جدایش خروج از مرکز/میل مداری استفاده می‌کند را برای نشان دادن فواصل شعاعی بین ماهواره‌ها شرح داده‌اند. انگیزه این تحقیق نشان دادن تعداد دفعات فاصله افتادن بین ماهواره‌ها است که می‌تواند برای تجزیه و تحلیل فرکانس رادیویی هم‌مکان‌سازی استفاده شود. بدترین حالت برای

تجزیه و تحلیل تداخل فرکانس رادیویی بین دو ماهواره هم‌مکان زمانی است که فاصله نرمال و مماسی دو ماهواره صفر بوده و تنها فاصله شعاعی داشته باشند. در این تحقیق بر اساس آستانه فاصله شعاعی، در دسترس بودن لینک بدون تداخل نیز نشان داده شده است [۳].

ژائو و همکاران (۲۰۲۲) یک روش کنترل هماهنگ وضعیت را در بین ماهواره‌های قابل تنظیم مجدد ماژولار پس از پیکربندی خود در مدار را بررسی کرده‌اند. ماژول‌های ماهواره‌ای به‌عنوان بازیکن در بازی دیفرانسیلی در نظر گرفته شده‌اند تا این امکان را برای ماژول‌های فردی فراهم کنند تا استراتژی کنترل خود را در زمان واقعی باتوجه به الزامات عملکرد بهینه‌سازی مستقل خود و اطلاعات سایر ماژول‌ها به‌روزرسانی کنند. علاوه بر این، کنترل برنامه‌ریزی پویای تطبیقی<sup>۳</sup> برای طراحی الگوریتم ارزیابی شبکه عصبی یادگیری آنلاین استراتژی کنترلی اعمال شده و یک ناظر شبکه عصبی برای تخمین سرعت زاویه‌ای اتخاذ شده است. سپس، یک رویداد به‌روزرسانی متناوب تنظیم حالت کنترلی همراه با استراتژی نش مجموع غیرصفر به‌منظور صرفه‌جویی در منابع ارتباطی و محاسباتی پیشنهاد شده است. شبیه‌سازی‌ها برای تأیید عملکرد طرح کنترل پیشنهادی تنظیم‌شده‌اند [۴].

لی و همکاران (۲۰۲۳) باهدف حل مشکل هم‌مکان‌سازی ماهواره ژئو بیدو<sup>۴</sup> با سایر ماهواره‌ها تحت محدودیت‌های پیچیده، یک مدل وضعیت ایمن هم‌مکان‌سازی بر اساس پردازش داده‌های تعامل مداری و تجزیه و تحلیل شاخص ایمنی هم‌مکان‌سازی طراحی کرده‌اند. یک الگوریتم کنترل بهینه مبتنی بر تخمین مقدار تزویج پیشنهاد داده‌اند تا تأثیر کنترل نگهداری مدار بر روی شاخص‌های ایمنی هم‌مکان‌سازی را کاهش دهند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که الگوریتم کنترل بهینه‌سازی می‌تواند تأثیر کنترل نگهداری مدار بر شاخص‌های ایمنی هم‌مکان‌سازی را به‌صورت چشمگیری کاهش دهد [۵].

آموزگاری و همکاران (۲۰۲۳) در این تحقیق، مسئله حرکت نسبی ماهواره‌ها متناظر با استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی با استفاده از راهکاری مبتنی بر مدل‌سازی هندسی مدار نسبی با استفاده از مفاهیم هندسه کروی مورد بررسی، پیاده‌سازی و مقایسه قرار گرفته است. مطالعات موردی و ارزیابی صورت پذیرفته مؤید این نکته است که استراتژی جدایش زاویه میل مداری و خروج از مرکز به دلیل برآورده‌سازی مناسب‌تر الزامات مصرف سوخت در

<sup>۲</sup> Adaptive dynamic programming (ADP)  
<sup>۴</sup> Beidou

<sup>۱</sup> Co-location  
<sup>۲</sup> Turksat

است. علاوه بر این، نتایج نشان داده‌اند که بسته به زاویه دید موردنیاز، لینک نوری سوخت بیشتری نسبت به لینک رادیویی مصرف می‌کند [۹].

در مطالعه حاضر از الگوریتم جمعیت ذرات، برای یافتن موقعیت بهینه هر ماهواره زمین ثابت در بازه مداری موردنظر با در نظر گرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی استفاده می‌شود. برخلاف مدل‌های خطی حرکت نسبی مورد استفاده در تحقیقات پیشین از یک مدل غیرخطی مبتنی بر هندسه کروی برای حرکت نسبی استفاده شده و به منظور هماهنگی بین ماهواره‌ها از لینک بین ماهواره‌ای استفاده می‌شود. همچنین، در این مقاله به منظور به حداقل رساندن پشیران موردنیاز برای مانورهای نگهداری جایگاه و به حداکثر رساندن طول عمر ماهواره‌ها از روش بهینه‌سازی نظریه بازی دیفرانسیلی که تاکنون برای هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها مورد استفاده قرار نگرفته است برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه ماهواره‌ها استفاده می‌شود.

## ۲- مدل‌سازی ریاضی مسئله هم‌مکان‌سازی

جهت عدم تداخل ماهواره‌ها باید الزامات هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها در نظر گرفته شوند. الزامات هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها به طور ویژه از ملاحظات فراهم کردن خدمات موردنظر مشتری، شامل پرهیز از برخورد ماهواره‌ها و کنترل پذیری و قابلیت اطمینان استراتژی کنترل مدار سرچشمه می‌گیرد. در مسئله هم‌مکان‌سازی محدودیت‌ها و الزامات عملکردی متعددی وجود دارد که باید همگی برآورده شود [۶]. محدودیت‌های جدیدی نظیر حفظ فاصله جدایی کمینه بین ماهواره‌ها برای جلوگیری از تداخل‌های احتمالی به مسئله نگهداری جایگاه افزوده می‌شود. تداخل‌ها می‌تواند علاوه بر تداخل مکانی - زمانی مسیر ماهواره‌ها، ناشی از ورود یک ماهواره به میدان عملکرد محموله یا میدان دید حسگر ماهواره دیگر یا تداخل فرکانسی آنتن ماهواره‌ها باشد.

### ۲-۱- نگاه داشتن ماهواره درون بازه مداری مشخص شده

قرارگرفتن یک ماهواره زمین ثابت در موقعیت مداری صحیح دارای اهمیت فراوان است. زمانی که ماهواره از بازه نگهداری جایگاه خارج شود، احتمال ایجاد تداخل فرکانسی یا حتی برخورد فیزیکی بین ماهواره‌های با جایگاه مجاور هم وجود دارد. موقعیت ماهواره‌ها باید به دقت درون محدوده طول جغرافیایی و

کنار فراهم آوردن فضای آزاد بیشتر برای ماهواره‌های هم‌مکان شده، می‌تواند به عنوان گزینه مناسبی برای هم‌مکان‌سازی نسبت به سایر استراتژی‌ها تلقی شود [۶].

وو و همکاران (۲۰۲۳) به طراحی مدار و بهینه‌سازی موقعیت ردیابی ماهواره‌ای پرداخته‌اند که در آن ماهواره هدف قادر است با استفاده از تراست پیوسته با دامنه محدود مانور انجام دهد. این مسئله یک مسئله تعقیب و گریز معمولی در نظریه بازی دیفرانسیلی با استفاده از شرایط مرزی محدود و یک تابع شاخص عملکرد که شامل زمان و مصرف سوخت است فرض شده است. یک روش بهینه‌سازی ترکیبی با استفاده از الگوریتم ژنتیک و برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی<sup>۵</sup> برای به دست آوردن استراتژی کنترل بهینه استخراج شده است. ثابت شده است که مدل و الگوریتم پیشنهادی برای موارد شبیه‌سازی داده شده، امکان‌پذیر است [۷].

ابراهیم آژ (۲۰۲۴) در این تحقیق، یک رویکرد جدید اندازه‌گیری زمان واقعی برای تعیین فواصل بین ماهواره‌های هم‌مکان، باهدف اصلی افزایش ایمنی عملیاتی از طریق حذف خطا از جمله اختلافات مربوط به انتشار معرفی کرده است. با استفاده از روش اندازه‌گیری زمان واقعی پیشنهادی، محاسبه فاصله بین ماهواره‌ای برای شش ماهواره که در دو موقعیت مداری مجزا کار می‌کنند، انجام شده است. واریانس بین روش پیشنهادی و نرم‌افزاری که عمدتاً در جامعه اپراتورهای ماهواره‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد، تقریباً ۰٫۲ کیلومتر است که موفقیت چشمگیر آن را نشان می‌دهد. استفاده از اندازه‌گیری زمان واقعی اپراتورهای ماهواره‌ای را قادر می‌سازد تا نظارت دقیق‌تری از فواصل بین ماهواره‌های هم‌مکان انجام دهند و در نتیجه قابلیت اطمینان عملیات مداری را افزایش می‌دهد [۸].

آموزگاری و همکاران (۲۰۲۴) در این تحقیق، از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات برای محاسبه موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها بر اساس الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی مورد استفاده در لینک بین ماهواره‌ای استفاده کرده‌اند.

علاوه بر این، از روش نظریه بازی دیفرانسیلی نیز برای برنامه‌ریزی مانورهای نگهداری جایگاه به منظور به حداقل رساندن مصرف سوخت استفاده کرده‌اند. برخلاف استراتژی جدایش خروج از مرکز / میل مداری، نظریه بازی‌های دیفرانسیل به طور قابل توجهی مصرف سوخت سه ماهواره هم‌مکان را کاهش داده

<sup>۵</sup> Sequential quadratic programming (SQP)

محدودیت عدم برخورد ماهواره‌ها و حفظ فاصله نسبی کمینه تعیین شده از رابطه (۲) به دست می‌آید. برخورد به معنای کمتر شدن فاصله دو ماهواره ( $\bar{r}$ ) از یک حد ایمن ( $d_{\min}$ ) است [۱۴].

$$\bar{r} \leq d_{\min} \quad (2)$$

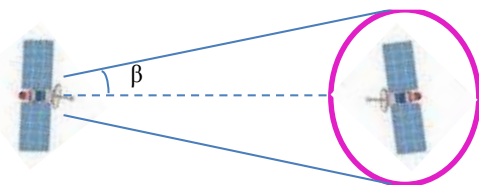
### ۳-۲- برقراری لینک بین ماهواره‌ای و پرهیز از تداخل فرکانسی

در هم‌مکان‌سازی برای هماهنگی ماهواره‌ها و انتقال اطلاعات بین آن‌ها از لینک بین ماهواره‌ای استفاده می‌شود. با توجه به استفاده از لینک بین ماهواره‌ای امکان تداخل بین لینک‌های دو ماهواره و برخورد سیگنال ردیابی با ماهواره‌های دیگر وجود دارد. فاصله مداری کوچک بین ماهواره‌های مجاور که در فرکانس‌های یکسان عمل می‌کنند منجر به افزایش سطح تداخل شده و این از راه‌اندازی ماهواره‌های جدید جلوگیری می‌کند. حفاظت در قبال تداخل با طراحی باندهای فرکانسی و موقعیت‌های مداری به دست می‌آید. جدول (۱) باندهای فرکانسی اختصاص یافته به لینک‌های بین ماهواره‌ای توسط مقررات مخابرات رادیویی را نشان می‌دهد [۱۵].

جدول (۱): باندهای فرکانسی لینک بین ماهواره‌ای

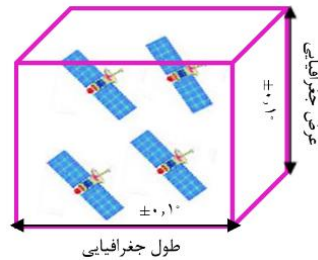
نمایش	باندهای فرکانسی	سرویس بین ماهواره‌ای
ISL-23	۲۲,۵۵-۲۳,۵۵ GHz	فرکانس رادیویی
ISL-24	۲۴,۴۵-۲۴,۷۵ GHz	
ISL-32	۳۲-۳۳ GHz	
ISL-56	۵۴,۲۵-۵۸,۲ GHz	فرکانس نوری
AlGaAs	۰,۸-۰,۹ $\mu\text{m}$	
YAG 1.064	۱,۰۶۴ $\mu\text{m}$	
YAG 0.532	۰,۵۳۲ $\mu\text{m}$	
CO2	۱۰,۶ $\mu\text{m}$	

با توجه به محدودیت تعداد باندهای فرکانسی اختصاص یافته برای لینک بین ماهواره‌ای، برای جلوگیری از تداخل لازم است که زاویه دید دو ماهواره اندازه‌گیری شود. زاویه دید دو ماهواره که در شکل (۴) نشان داده شده است تابعی از طول موج ( $\lambda$ ) و قطر آنتن ( $D$ ) است.



شکل (۴): زاویه دید دو ماهواره

عرض جغرافیایی تعیین شده که در شکل (۲) نشان داده شده است باقی بماند [۱۰].



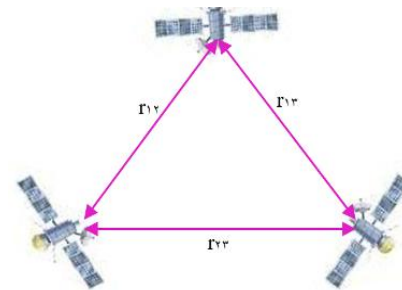
شکل (۲): بازه مداری ماهواره‌های هم‌مکان

محدودیت حرکت ماهواره در بازه مداری در طی مأموریت از رابطه (۱) به دست می‌آید [۱۱].

$$\begin{aligned} |latitude_{Satellite} - latitude_{Center}| &\leq 0.1^\circ \\ |longitude_{Satellite} - longitude_{Center}| &\leq 0.1^\circ \end{aligned} \quad (1)$$

### ۲-۲- حفظ فاصله کمینه بین ماهواره‌های هم‌مکان درون بازه مداری

هم‌مکان‌سازی چند ماهواره در یک شکاف ژئو خطرات تداخل بین ماهواره‌ها را ایجاد می‌کند. مخرب‌ترین تداخل، برخورد بین دو ماهواره هم‌مکان است. در هم‌مکان‌سازی هر ماهواره به‌منظور جلوگیری از تداخل علاوه بر این که باید درون بازه تعیین شده باقی بماند باید موقعیت خود را نیز نسبت به ماهواره‌های دیگر حفظ کند [۱۲]. همان‌طور که در شکل (۳) نشان داده شده است در طراحی حرکت نسبی ماهواره‌های هم‌مکان چنین خطراتی با حفظ فاصله کمینه بین ماهواره‌های قرار گرفته در یک بازه مداری کاهش می‌یابد. در این پژوهش تحلیل حرکت نسبی ماهواره‌های هم‌مکان شده با استفاده از مدل‌سازی هندسی مدار نسبی<sup>۶</sup> انجام می‌شود [۱۳].



شکل (۳): پیکربندی ماهواره‌ها جهت حفظ مینیمم فاصله

<sup>۶</sup> Geometric Relative Orbit Modelling (GROM)

حسگر	برداری واحد بینایی	زاویه نیم مخروط
زمین	$[-1, 0, 0]^T$	۹۰
ستاره	$[0, \cos 30, \sin 30]^T$	۲۶

جدول (۲): مشخصات متداول حسگر زمین و ستاره

### ۳- استراتژی هم‌مکان‌سازی

برای کاهش خطرات تداخل ماهواره‌های استفاده از یک استراتژی مناسب برای اجرای مانورهای نگهداری جایگاه ماهواره‌های هم‌مکان شده بسیار مهم است [۱۹].

استراتژی هم‌مکان‌سازی مطلوب قواعد زیر را دارد:

- بیشینه کردن تعداد ماهواره‌های هم‌مکان شده با حفظ فاصله نسبی کمینه
- کمینه کردن تعداد مانورها و بیشینه کردن طول چرخه مانورهای نگهداری جایگاه
- نگه داشتن ماهواره‌ها درون محدوده کنترلی (در طول و عرض جغرافیایی)

استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی متعددی برای هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها در شکاف‌های زمین ثابت مورداستفاده قرار گرفته است [۲۰]. دو موضوع اصلی در استراتژی‌های هم‌مکان‌سازی ماهواره‌های ژئو به صورت زیر است:

در مرحله اول: طراحی مدار با شرایط محدودیت برای ماهواره‌های هم‌مکان شده بر اساس دقت موقعیت هم‌مکانی، ویژگی‌های اغتشاشات مداری و سوخت موردنیاز ماهواره؛  
در مرحله دوم: طراحی الگوریتم مانورهای شرق/غرب و جنوب/شمال برای نگه داشتن ماهواره‌های هم‌مکان شده تحت شرایط محدودیت‌های مداری مرحله اول در کل طول عمر ماهواره‌ها.

### ۳-۱- ماکزیمم تعداد ماهواره‌های هم‌مکان در بازه

مداری  $120^\circ E \pm 0.1$

تعیین موقعیت اولیه بهینه ماهواره‌ها باهدف حداقل فاصله نسبی و با در نظر گرفتن الزامات هم‌مکان‌سازی و باند فرکانسی مورداستفاده در لینک بین ماهواره‌ای انجام شده است. تابع هدف و محدودیت‌ها برای مسئله بهینه‌سازی موقعیت ماهواره‌های هم‌مکان در رابطه (۶) نشان داده شده است.

زاویه دید دو ماهواره ( $\beta$ ) از فرمول (۳) به صورت زیر قابل محاسبه است [۱۶].

$$\beta = \frac{\lambda}{2D} \quad (3)$$

باتوجه به زاویه دید موردنیاز برای برقراری لینک بین ماهواره‌ای محدودیتی برای اختلاف بردار میل مداری بین دو ماهواره به وجود می‌آید. محدودیت هندسی برقراری لینک بین ماهواره‌ای از رابطه (۴) به دست می‌آید [۱۷].

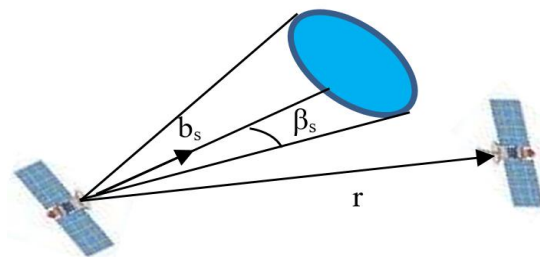
$$|\delta i| \leq \Delta \Omega \tan \beta \quad (4)$$

$\delta i$  اختلاف بردارهای میل مداری و  $\Delta \Omega$  اختلاف راستی گره صعودی دو ماهواره است.

### ۴-۲- پرهیز از تداخل میدان دید حسگرها با سایر

#### ماهواره‌های موجود در بازه مداری

محموله‌های ماهواره‌های ژئو به طور معمول برای اهداف مخابراتی، مشاهده زمین و ناوبری مورداستفاده قرار می‌گیرند. مشاهده یا انتقال سیگنال زمانی که یک شیء یا ماهواره از میدان دید حسگر عبور می‌کند دچار اختلال می‌شود. آنالیزهای ارائه شده نشان می‌دهند که این مسئله برای ماهواره‌های هم‌مکان شده در یک بازه مداری به دلیل تعداد دفعات رخداد آن غیرقابل چشم‌پوشی است. در مقاله حاضر برقراری میدان دید دو حسگر زمین و ستاره که در شکل (۵) نشان داده شده است مورد بررسی قرار گرفته است.



شکل (۵): هندسه حسگرهای ماهواره

محدودیت عدم تداخل حسگرها از رابطه (۵) به دست می‌آید [۱۸].

$$\vec{r}^T \vec{b}_s - \|\vec{r}\|_2 \cos \beta_s < 0 \quad (5)$$

مقادیر متداول بردار واحد بینایی ( $\vec{b}_s$ ) و زاویه نیم مخروط ( $\beta_s$ ) برای دو حسگر زمین و ستاره در جدول (۲) نشان داده شده است [۱۸].

در نظریه بازی دیفرانسیلی، فرض می‌کنیم که  $N$  بازیکن داریم که  $N \geq 2$  است. همچنین،  $u_i \in U_i$  نشان‌دهنده متغیر کنترلی بازیکن  $i$ -ام است که  $U_i$  مجموعه استراتژی‌های کنترلی است که بازیکن  $i$ -ام می‌تواند انتخاب کند. معادله حالت به صورت رابطه (۷) تعریف می‌شود [۲۱].

$$\dot{x} = f(x, u_1, \dots, u_N, t), \quad x(0) = x_0 \quad (7)$$

تابع هدف بازیکن  $i$ -ام به صورت رابطه (۸) تعریف می‌شود. به‌طور کلی برای یک بازی دیفرانسیلی با تعداد  $N$  بازیکن، بازیکن  $i$ -ام سعی دارد با استفاده از  $u_i$  تابع هدف را بهینه کند [۲۱].

$$J_i = S_i(x(T)) + \int_0^T F_i(x, u_1, \dots, u_N, t) dt \quad (8)$$

در حالت عمومی بازی‌های دیفرانسیلی شامل چندین بازیکن با اهداف نه کاملاً متضاد است. در این مورد، راه‌حل نش با مجموعه‌ای از  $N$  استراتژی قابل قبول  $\{u_1^*, u_2^*, \dots, u_N^*\}$  تعریف می‌شود. استراتژی  $u_i^*$  یک استراتژی تعادل نش است اگر رابطه (۹) به ازای تمام مقادیر  $i = 1, \dots, N$  برقرار باشد [۲۱].

$$J_i(u_1^*, \dots, u_N^*) = \min_{u_i \in U_i} J_i(u_1^*, \dots, u_{i-1}^*, u_i, u_{i+1}^*, \dots, u_N^*) \quad (9)$$

در تعادل نش که بهترین انتخاب بازیکن در برابر انتخاب سایر بازیکنان است، هیچ بازیکنی تمایل به تغییر استراتژی خود ندارد؛ چراکه با تغییر استراتژی باعث افزایش هزینه خود یا سایرین می‌شود. هر بازی استراتژیکی که دارای شروط مشخصی باشد حداقل یک نقطه تعادل نش دارد.

باتوجه به آنچه در مورد بازی بیان شد در پژوهش حاضر، نظریه بازی دیفرانسیلی برای رفع تداخل بین ماهواره‌های هم‌مکان مورد استفاده قرار خواهد گرفت. از جنبه‌های مهم مسئله هم‌مکان‌سازی، بررسی احتمال تداخل بین دو یا چند ماهواره است. ممکن است بین چند ماهواره به‌طور هم‌زمان و یا با توالی زمانی تداخل رخ دهد و یا مانور رفع تداخل برای ماهواره‌ها خود باعث ایجاد تداخل‌های بعدی شود. در این مطالعه سعی خواهد شد تا با استفاده از روش نظریه بازی دیفرانسیلی مانورها به نحوی تعیین شود که کلیه محدودیت‌های مسئله حفظ موقعیت و عدم تداخل ماهواره‌ها برآورده گردیده و میزان مصرف سوخت در طی مأموریت کمینه شود.

زمانی که موقعیت هر یک از ماهواره‌ها به نزدیکی مرزهای بازه مداری رسید یا هرگونه تداخل بین ماهواره‌ها رخ داد، سیستم کنترل جهت اصلاح موقعیت فعال می‌شود. با فعال شدن سیستم کنترل، سرعت و موقعیت ماهواره‌ها با الزام صرف کمترین میزان مصرف سوخت در کنار رعایت کلیه قیود

$$\min Z_1 = \|\vec{r}\|$$

s.t.

$$|\text{latitude}_{\text{satellite}} - 0^\circ| \leq 0.1^\circ$$

$$|\text{longitude}_{\text{satellite}} - 120^\circ| \leq 0.1^\circ \quad (6)$$

$$\vec{r}_{x,y,z} > 0$$

$$|\delta i| \approx \Delta \Omega \tan \beta$$

$$\vec{r}^T \vec{b}_s < \|\vec{r}\| \cos \beta_s$$

## ۲-۳- کمینه‌کردن مصرف سوخت ماهواره‌های

### هم‌مکان با استفاده از نظریه بازی

نظریه بازی‌های دیفرانسیلی شامل ترکیبی از مشخصه‌های تئوری بازی و تئوری کنترل بهینه است. مسئله بازی‌های دیفرانسیلی تعمیمی از تئوری کنترل بهینه را ارائه می‌دهد که در آن بیش از یک کنترل‌کننده یا بازیکن وجود دارد. بازی‌های دیفرانسیلی از لحاظ مفهومی دارای پیچیدگی بیشتری نسبت به مسئله کنترل بهینه است به‌گونه‌ای که شکل‌گیری جواب راه‌حلی به‌روشنی نمایان نیست. در بازی‌های دیفرانسیلی انواع مختلف راه‌حل‌ها مانند: مینی ماکس، نش، بهینه پارتو با احتمالات از نوع بازی‌های غیر همکارانه، استاکلبرگ، چانه‌زنی و... وجود دارد [۲۱].

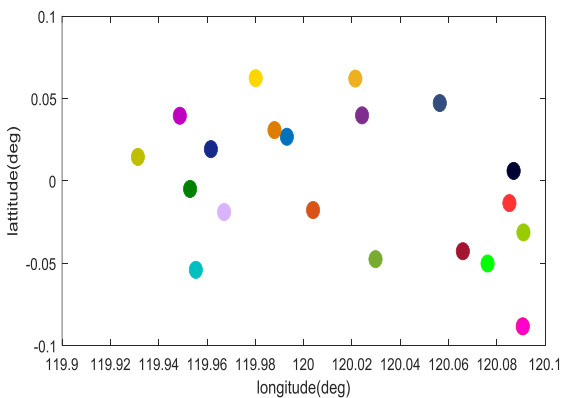
نظریه بازی‌های دیفرانسیلی یک نوع از بازی‌های پویای غیرهمکارانه است و این نوع از بازی‌ها ارتباط بسیار نزدیکی با نظریه کنترل بهینه دارد؛ اما در حالت کلی تفاوت‌هایی وجود دارد، از جمله این که برای مسائل بازی دیفرانسیلی الزاماً یک جواب بهینه وجود ندارد و بر اساس کاربرد آن راه‌حل‌های مختلفی وجود دارد. فلوچارت روش نظریه بازی در شکل (۶) نشان داده شده است [۲].



شکل (۶): فلوچارت روش نظریه بازی

تحقیقات پیشین تاکنون حداکثر ۱۶ ماهواره توسط بروجین با استفاده از بهینه‌سازی محدب در بازه مداری ۱۹,۲ درجه شرقی قرار گرفته‌اند که در طرح ارائه شده برقراری لینک بین ماهواره‌ای در نظر گرفته نشده است [۱۸].

در این مطالعه، با استفاده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات جهت بهینه‌یابی موقعیت اولیه ماهواره‌ها و پیش‌بینی حرکت نسبی ماهواره‌ها بر اساس مدل‌سازی هندسی مدار نسبی می‌توان تا ۲۰ ماهواره را در بازه مداری ۱,۱ ± ۱۲۰°E که یکی از دونقطه ناپایدار مدار ژئو است قرار داد به طوری که هیچ‌گونه تداخلی با یکدیگر نداشته باشند. این ماهواره‌ها تنها در صورتی که از محدوده طول و عرض جغرافیایی بازه مداری مشخص شده خارج شوند می‌بایست مانور مداری انجام دهند. موقعیت بهینه این ۲۰ ماهواره در بازه مداری ۱,۱ ± ۱۲۰°E با احتساب باند فرکانسی ISL56 در شکل (۷) نشان داده شده است.



شکل (۷): موقعیت بهینه ۲۰ ماهواره زمین ثابت در بازه مداری ۱۲۰°E

اگر یکی از ماهواره‌های هم‌مکان به مرزهای بازه مداری برسد، همه ماهواره‌ها به موقعیت مداری اولیه خود بازمی‌گردند تا در مسیر رفت و برگشت تداخلی ایجاد نشود. ماهواره‌ها به صورت جداگانه کنترل می‌شوند و بر اساس اطلاعاتی که از طریق لینک بین ماهواره‌ای مخابره می‌شود، مانورهای نگهداری جایگاه را هم‌زمان با یکدیگر انجام می‌دهند. این مانورها با دوره یک‌روزه انجام می‌شوند و با هماهنگی این مانورها ساختار یکپارچه ماهواره‌ها حفظ می‌شود.

نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان داده‌اند که از بین لینک‌های بین ماهواره‌ای بررسی شده استفاده از لینک رادیویی ISL56 جهت هم‌مکان‌سازی ماهواره‌ها با کمترین سوخت مصرفی مناسب‌تر است. افزایش سرعت کل برای ۲۰ ماهواره هم‌مکان با احتساب

عملکردی و محیطی ذکر شده اصلاح می‌شود. معیار موردنظر در این مقاله مبین کمترین میزان مصرف انرژی (سوخت مصرفی) است که بر اساس افزایش سرعت ( $\Delta v$ ) موردنیاز جهت اصلاح پارامترهای مداری طبق رابطه (۱۰) مشخص می‌شود [۲۲].

$$J = \int_{t_0}^{t_f} |u(t)| dt = \int_{t_0}^{t_f} (|u_R(t)| + |u_T(t)| + |u_N(t)|) dt$$

$$= \int_{t_0}^{t_f} \sum_{i=1}^{\text{all thrusts}} \begin{pmatrix} |\Delta v_R(t_i) \delta(t-t_i)| \\ + |\Delta v_T(t_i) \delta(t-t_i)| \\ + |\Delta v_N(t_i) \delta(t-t_i)| \end{pmatrix} dt \quad (10)$$

$$= \int_{t_0}^{t_f} (|\Delta V_R(t)| + |\Delta V_T(t)| + |\Delta V_N(t)|) dt$$

تابع  $J$  بیانگر مجموع تراست موردنیاز جهت اجرای مانور و اصلاح پارامترهای مداری است که بیانگر میزان سوخت مصرفی برای اصلاح پارامترهای مداری است. به طور کلی، بودجه افزایش سرعت نشان‌دهنده هزینه سناریو هر مأموریت است. این هزینه به نوع سیستم پیش‌رانش ماهواره بستگی دارد که در طراحی مدار باید در برابر مطلوبیت به دست آمده متعادل باشد. زمان مانور و افزایش سرعتی که می‌تواند ماهواره ژئو را در بازه نگهداری جایگاه حفظ کند از معادلات (۱۱) در فریم RTN محاسبه می‌شوند [۲۳].

$$\Delta V_R = V_{geo} (\delta e_x \sin \Omega - \delta e_y \cos \Omega)$$

$$\Delta V_T = V_{geo} \left( -1.5 \frac{\delta a}{a_{geo}} + 2\delta e_x \cos \Omega + 2\delta e_y \sin \Omega \right) \quad (11)$$

$\Delta V_N = V_{geo} (\delta i_x \cos \Omega + \delta i_y \sin \Omega)$

$\delta e$  اختلاف بردارهای خروج از مرکز و  $\delta a$  اختلاف نیم محوره‌های اصلی است. بردارهای خروج از مرکز و میل مداری از معادلات (۱۲) و (۱۳) محاسبه می‌شوند [۱۸].

$$\vec{e} = e \begin{bmatrix} \cos(\Omega + \omega) \\ \sin(\Omega + \omega) \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\vec{i} = \tan\left(\frac{i}{2}\right) \begin{bmatrix} \cos \Omega \\ \sin \Omega \end{bmatrix} \quad (13)$$

$\omega$  زاویه پریشی ماهواره است.

#### ۴- شبیه‌سازی و نتایج

حداکثر تعداد ماهواره‌هایی که تاکنون به صورت عملیاتی هم‌مکان‌سازی شده‌اند هفت ماهواره آسترا<sup>۷</sup> بوده که در بازه مداری ۱۹,۲ درجه شرقی قرار دارند. در ادبیات نظری و

<sup>۷</sup> ASTRA

برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی از جمله حفظ حداقل فاصله نسبی (عدم برخورد ماهواره‌ها)، برقراری لینک بین ماهواره‌ای، عدم تداخل میدان دید حسگرهای زمین و ستاره برای ۲۰ ماهواره هم‌مکان با احتساب باند فرکانسی ISL56 مورد بررسی قرار گرفته و در شکل (۸) نشان داده شده است.

همان‌طور که در شکل (۸) نشان داده شده است، الزامات هم‌مکان‌سازی ۲۰ ماهواره در طول یک سال برقرار است و ماهواره‌ها با یکدیگر هیچ‌گونه تداخلی ندارند. در دو شکل تداخل سنسور ستاره و زمین تمامی نمودارهای زیر خط صفر قرار دارند و بنابراین تداخل سنسورها رخ نداده است. زاویه دید ماهواره‌ها بین ۰ تا ۰٫۰۱ قرار دارد که برای برقراری لینک رادیویی مقدار مناسب است. همچنین، فاصله بین ماهواره‌های هم‌مکان بین ۸ تا ۱۳۰ کیلومتر متغیر است در نتیجه ماهواره‌ها با یکدیگر برخورد نداشته و از بازه مداری نیز خارج نشده‌اند.

### ۵- نتیجه‌گیری

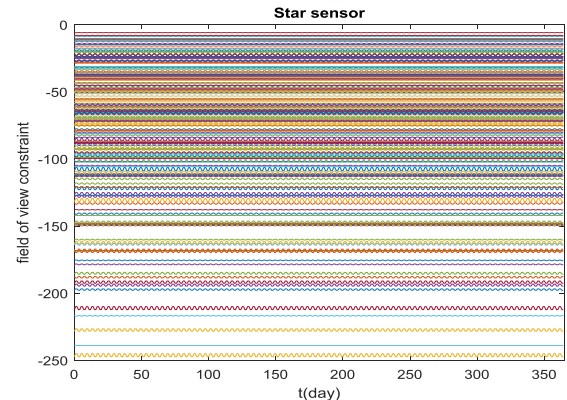
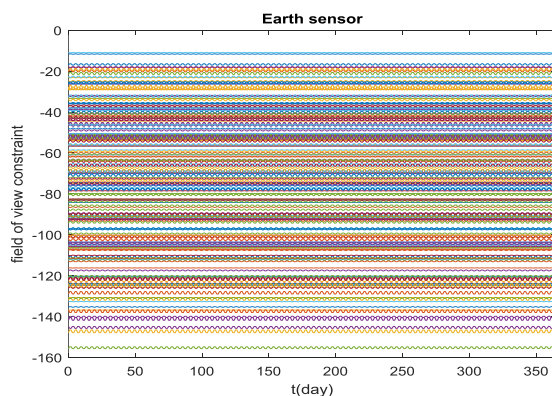
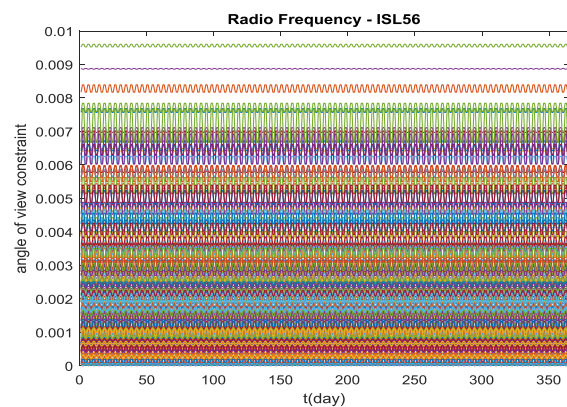
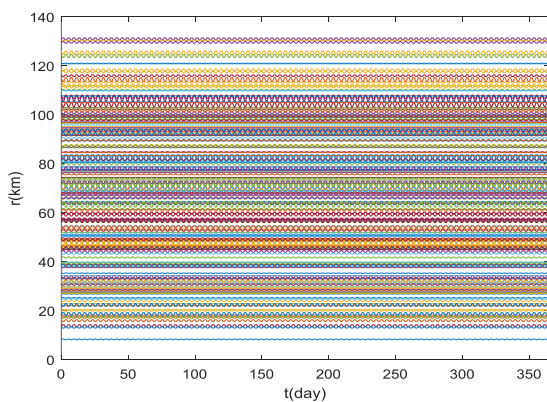
با توجه به محدودیت منابع مداری ژئو و افزایش تعداد ماهواره‌های ژئو، امروزه برای استفاده مؤثر از منطقه پرازدحام فضا در ارتفاع ژئو نیاز مبرم به هم‌مکان‌سازی وجود دارد. در پژوهش

باند فرکانسی ISL56 محاسبه شده و در جدول (۳) نشان داده شده است.

جدول (۳): افزایش سرعت کل ۲۰ ماهواره در باند فرکانسی ISL56

ماهواره	افزایش سرعت $\left(\frac{m}{s}\right)$	ماهواره	افزایش سرعت $\left(\frac{m}{s}\right)$
۱	۷۷,۸۵۳۷	۱۱	۴۲,۶۸۹۷
۲	۸۳,۰۴۳۱	۱۲	۴۵,۳۷۵۷
۳	۸۸,۵۴۹۵	۱۳	۵۳,۱۰۹۶
۴	۷۱,۹۷۴۷	۱۴	۶۶,۳۰۵۸
۵	۸۳,۸۷۱۸	۱۵	۸۶,۲۱۳۳
۶	۷۳,۳۳۴۱	۱۶	۸۹,۸۲۶۵
۷	۷۴,۱۴۳۴	۱۷	۹۲,۳۱۹۳
۸	۸۴,۸۸۶۴	۱۸	۸۸,۷۹۷۸
۹	۵۹,۲۸۵۲	۱۹	۵۰,۳۴۸۸
۱۰	۴۸,۸۸۸۳	۲۰	۴۰,۸۳۹۴

همان‌طور که مشاهده می‌شود، متوسط افزایش سرعت موردنیاز ۲۰ ماهواره هم‌مکان با احتساب باند فرکانسی ISL56 در مدت یک سال در حدود ۷۰ متر بر ثانیه است. این در حالی است که متوسط افزایش سرعت سه ماهواره هم‌مکان کره‌ست<sup>۸</sup> در بازه مداری ۱۱۶ درجه شرقی برابر با ۳۲۶ متر بر ثانیه بوده است.



شکل (۸): برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی ۲۰ ماهواره مجهز به لینک بین ماهواره‌ای ISL56

<sup>۸</sup> KoreaSat

- Journal of Aerospace Science and Technology Scientific, vol. 16, no. 1, pp. 101–114, 2023, doi: 10.22034/jast.2023.376290.1142.
- [7] W. Wu, J. Chen, and J. Liu, "A hybrid optimisation method for intercepting satellite trajectory based on differential game," *The Aeronautical Journal*, vol. 127, no. 1312, pp. 900–922, 2023, doi: 10.1017/aer.2022.102.
- [8] İ. Öz, "Proximity monitoring of collocated satellites based on real time measurement," *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, vol. 39, no. 2, pp. 825–834, 2024, doi: 10.17341/gazimmfd.1181262.
- [9] F. Amozegari, A. Kosari, and M. Fakoor, "Co-location of GEO satellites using differential game theory," in *32nd International Conference on Electrical Engineering*, Tehran, 2024. doi: https://doi.org/10.1109/ICEE63041.2024.10667730.
- [10] H. Maghsoudi Dehaqani, A. Kowsari, M. Fakourthaghieh, and Masoud Khoshshima, "Improvement of the method for maintaining the orbital position of a satellite in geostationary orbit with consideration of fuel consumption limitations," *Space Science, Technology and Applications*, vol. 1, no. 2, pp. 49–65, 1400.
- [11] C.-C. "George" Chao and F. Hoots, *Applied Orbit Perturbation and Maintenance*, Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Virginia, 2018. doi: 10.2514/4.989278.
- [12] M. Esmailifar, M. Mousavi, and M. Chiniforoushan, "Time-optimal Control of Spacecraft Rotational and Translational Dynamics in Orbital Rendezvous Maneuver," *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 1, no. 2, pp. 147–166, 2022.
- [13] M. Fakoor, F. Amozegary, M. Bakhtiari, and K. Daneshjou, "Relative tracking control of constellation satellites considering inter-satellite link," *Advances in Space Research*, vol. 60, no. 9, pp. 2021–2046, 2017, doi: 10.1016/j.asr.2017.07.012.
- [14] H. Li, *Geostationary satellites collocation*, vol. 9783642407. Berlin, Germany: Springer, 2014. doi: 10.1007/978-3-642-40799-4.
- [15] G. Maral and Michel Bousquet, *Satellite communications systems techniques and technologies*. Wiley, 2009. doi: 10.1002/9781119673811.
- [16] F. Amozegary, A. Kosari, and M. Fakoor, "Investigating the effect of the relative motion of satellites on the performance of the inter-satellite link (in persian)," in *21st International Conference On Iranian Aerospace*, Tehran, 2023.
- [17] R. R. Rausch, "Relative Orbit Control of Collocated Geostationary Spacecraft," Ph.D. dissertation, Purdue University, Department of Flight Dynamics, West Lafayette, Indiana, 2012.
- [18] F. De Bruijn, "Guidance control and dynamics of a new generation of geostationary satellites," Delft University of Technology, 2017. doi: 10.4233/uuid:e228623a-7844-48b7-97ed-0beda4d4c293.
- [19] J. M. de Juana, H. Meixner, and B. Mullet, "The challenges associated with Meteosat Third Generation collocation strategies," in *SpaceOps 2010 Conference*, 2010. doi: 10.2514/6.2010-2255.
- حاضر در راستای پیشگیری از تداخل ماهواره‌های هم‌مکان- سازی شده برقراری الزامات هم‌مکان‌سازی موردبررسی قرار گرفته است و موقعیت بهینه ماهواره‌ها در بازه مداری با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات با در نظر گرفتن الزامات هم- مکان‌سازی بر اساس مدل‌سازی هندسی مدار نسبی استخراج شده است. همچنین مسئله کنترل هماهنگ مدار نسبی ماهواره- های ژئو هم‌مکان با استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی به‌منظور به‌حداقل‌رساندن پیش‌ران موردنیاز برای مانورهای نگهداری جایگاه و به حداکثر رساندن طول عمر ماهواره‌ها موردبررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهند که بر اساس روش پیشنهادی می‌توان تا ۲۰ ماهواره را در بازه مداری  $120^{\circ}E \pm 0.1$  که یکی از دونقطه ناپایدار مدار ژئو است قرار داد به‌گونه‌ای که هیچ‌گونه تداخلی با یکدیگر نداشته باشند. همچنین، استفاده از نظریه بازی دیفرانسیلی منجر به مصرف سوخت کمتر ماهواره‌های هم‌مکان نسبت به تحقیقات پیشین شده است.

## تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

## مراجع

- [1] I. Beigelman and P. Gurfil, "Optimal geostationary satellite collocation using relative orbital element corrections," in *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, pp. 141–150. doi: 10.2514/1.35160.
- [2] B. C. Donohoo, *Application of Game Theory Based Design to U. S. Space Systems*. Master Thesis, Air Force Institute of Technology, 2021.
- [3] U. C. Yilmaz, "On-orbit results for radial distances between collocated GEO satellites for RF analysis," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 40, no. 5, pp. 371–376, 2022, doi: 10.1002/sat.1453.
- [4] N. Xiao, Y. Xiao, D. Ye, and Z. Sun, "Adaptive differential game for modular reconfigurable satellites based on neural network observer," *Aerospace Science and Technology*, vol. 128, no. 107759, pp. 1–17, 2022, doi: 10.1016/j.ast.2022.107759.
- [5] S. Lei, L. Qunjun, W. Hao, and X. Keqiang, "Research on Collocation Situation Analysis and Control Optimization of the BeiDou GEO Satellites," in *2023 IEEE 6th Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference (ITNEC)*, Chongqing, China, 2023, pp. 631–637. doi: 10.1109/ITNEC56291.2023.10081971.
- [6] F. Amozegary, A. Kosari, and M. Fakoor, "Investigating the relative motion of two satellites corresponding to the orbital collocation strategy,"



**COPYRIGHTS**

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

- [20] F. Amozegary, A. Kosari, and M. Fakoor, "Investigating the relative motion of two satellites corresponding to the orbital co-location strategy (in persian)," in 19st International Conference On Iranian Aerospace, Tehran, 2021.
- [21] S. P. Sethi, Applications to economics. Switzerland: Springer International Publishing, 2019. doi: 10.1007/978-3-319-98237-3.
- [22] P. R. Arantes Gilz, "Embedded and validated control algorithms for the spacecraft rendezvous," Ph.D. dissertation, Université Paul Sabatier-Toulouse III, Department of mathematics, France, 2018.
- [23] S. C. Lee, H. D. Kim, and J. Suk, "Collision avoidance maneuver planning using GA for LEO and GEO satellite maintained in keeping area," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 13, no. 4, pp. 474–483, 2012, doi: 10.5139/IJASS.2012.13.4.474

# Impacts of Reaction Wheel Disturbance on the Attitude Determination Process of Satellites with Magnetometer Sensor

Seid Hossein Pourtakdoust<sup>1\*</sup>, Mahdi Ahangar<sup>2</sup>, Amir Labibian<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran  
pourtak@sharif.edu

<sup>2</sup>Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran  
m.mahdiahangar1377@gmail.com

<sup>3</sup>Satellite System research Center, Iran Space Organization, Tehran, Iran  
a.labibian@gmail.com

Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:53-63  
2025

DOI:  
10.22034/jssta.2025.483192.1208

## Article Info

Received: 1403-07-21  
Accepted: 1403-10-19

## Keywords

Magnetic Disturbance,  
Magnetometer,  
Reaction Wheel,  
Attitude Determination and  
Control System (ADCS)  
Satellite

## How to Cite this article

S. H. Pourtakdoust, M. Ahangar, and A. Labibian, "Impacts of Reaction Wheel Disturbance on the Attitude Determination Process of Satellites with Magnetometer Sensor", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 53–63, 2025.

## Abstract

In an operational satellite, the attitude determination (AD) and control system (ADCS) tasks include attitude determination, stabilization, and pointing against internal and external disturbance moments. These tasks use several sensors, actuators, and some pertinent AD algorithms. In this sense, the magnetometer (MAG) sensor is among the most common sensors used for attitude estimation that can be utilized in association with reaction wheels (RWs) as a reliable and efficient actuation mechanism for a three-axis attitude control satellite. Unfortunately, RWs generate magnetic field disturbances during operation as ADCS commanded, adversely interacting ADCS commanded, adversely interacting with the magnetometers. The latter will inevitably cause MAG errors that affect the accuracy of the satellite AD process. Most effective AD algorithms utilize the noise-polluted sensor output for attitude estimation via filtering. The present research attends to the magnetic disturbance of RWs, which is beyond the range of the MAGs noisy output range, to show the disturbance's effect on the AD process and its enhancement for satellites equipped with MAG sensors. According to the results of this study, the disturbance resulting from the interference of the distributed magnetic field, which is due to the operation of the RWs, significantly degrades AD accuracy.

## اثر اغتشاش چرخ عکس‌العملی در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های دارای حسگر مغناطیس‌سنج

سیدحسین پورتاکدوست\*<sup>۱</sup>، مهدی آهنگر<sup>۲</sup>، امیر لبیبیان<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

[pourtak@sharif.edu](mailto:pourtak@sharif.edu)

<sup>۲</sup> دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

[m.mahdiahangar1377@gmail.com](mailto:m.mahdiahangar1377@gmail.com)

<sup>۳</sup> پژوهشکده سیستم‌های ماهواره‌ای سازمان فضایی ایران، تهران، ایران

[a.labibian@gmail.com](mailto:a.labibian@gmail.com)

\* نویسنده مسئول



دسترس‌پذیر در نشانی:  
[Journal.isrc.ac.ir](http://Journal.isrc.ac.ir)

دو فصلنامه  
علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۵۳-۶۳  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:  
10.22034/jssta.2025.483192.1208

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۷/۲۱

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۱۹

کلمات کلیدی

اختلال الکترومغناطیسی،  
مغناطیس‌سنج چرخ عکس‌العملی،  
سیستم تعیین و کنترل وضعیت  
ماهواره

نحوه استناد به مقاله

سیدحسین پورتاکدوست، مهدی آهنگر و امیر لبیبیان، "اثر اغتشاش چرخ عکس‌العملی در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های دارای حسگر مغناطیس‌سنج"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۶۳-۵۳، ۱۴۰۴.

### چکیده

سامانه تعیین و کنترل وضعیت، وظیفه‌ی تعیین وضعیت، پایدارسازی و نشانه‌روی ماهواره را با وجود گشتاورهای اغتشاشی داخلی و خارجی دارا است که این امور در یک ماهواره عملیاتی توسط تعدادی حسگر، عملگر و الگوریتم‌های مرتبط صورت می‌گیرد. حسگر مغناطیس با توجه به ویژگی‌های کاربردی، جزو متداول‌ترین حسگرهای مورد استفاده برای تعیین وضعیت و چرخ عکس‌العملی نیز عملگر مطمئن و کارآمد در فرآیند کنترل وضعیت سه محوره ماهواره‌ها است. اغتشاشات عملگر چرخ عکس‌العملی که از جنس میدان مغناطیسی است، در حین اجرا دستورات کنترلی، اثر الکترومغناطیسی آن کارکرد حسگر مغناطیس را تحت تاثیر قرار داده و در نتیجه فرآیند تعیین وضعیت ماهواره دچار اختلال می‌شود. در الگوریتم‌های تعیین وضعیت، بردار وضعیت دورانی ماهواره با استفاده از خروجی آغشته به نویز حسگرها، تخمین زده می‌شود و الگوریتم‌ها شامل فیلترهایی هستند که بتوانند از داده‌های نویزی حسگرها، وضعیت را تخمین بزنند. این پژوهش، با هدف مشخص کردن اثر تداخل میدان مغناطیسی منتشر شده با حسگر مغناطیس‌سنج که خارج از محدوده نویز حسگر هستند در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های ارتفاع پایین انجام گرفته است. با توجه به نتایج ارائه شده در این پژوهش، اغتشاش حاصل از تداخل میدان مغناطیسی منتشر شده که در اثر کارکرد چرخ عکس‌العملی است، فرآیند تعیین وضعیت ماهواره را دچار اختلال کرده و به طور چشمگیری باعث کاهش دقت آن می‌شود.

## ۱- مقدمه

زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (ADCS) در ماهواره‌ها پس از تعیین وضعیت، وظیفه پایدارسازی و نشانه‌روی را با وجود گشتاورهای داخلی و خارجی به عهده دارد. این زیرسیستم با توجه به ماموریت دارای حسگرها [3] [2] [1] و عملگرهای متناسب جهت تعیین و کنترل وضعیت ماهواره است. حسگر مغناطیس با توجه به امکان استفاده در تمام زمان‌های تناوب مداری دارای اهمیت ویژه‌ای در ماهواره‌های ارتفاع پایین زمین<sup>۱</sup> است. همچنین این حسگر قابلیت استفاده در مدهای مختلف عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره شامل چرخش‌زدایی<sup>۲</sup>، نشانه‌روی<sup>۳</sup> و انتقال مداری<sup>۴</sup> را داراست. از طرفی چرخ عکس‌عملی [4] به دلیل توانایی در تولید دقیق گشتاور کنترلی و قابلیت اطمینان بالا برای کنترل وضعیت سه محوره دارای کاربردهای گسترده است.

چرخ عکس‌عملی در ماهواره یکی از منابع اصلی اغتشاش به شمار می‌رود، این اغتشاش از دو منظر قابل بررسی است. نخست، اغتشاش چرخ عکس‌عملی از جنس نیرو و گشتاورهای محوری و شعاعی است [7] [6] [5] و این اختلال از نوبز متداول حسگرها جدا است. دوم با توجه به ماهیت دورانی چرخ عکس‌عملی (وجود یک موتور الکتریکی و دیسک)، اثر الکترومغناطیسی [9] [8] آن باعث ایجاد اختلال در کارکرد المان‌هایی (از جمله حسگر مغناطیس‌سنج) که اثرپذیر از تاثیرات الکترومغناطیسی است، می‌شود.

در این پژوهش، فرآیند تخمین وضعیت با استفاده از داده‌های حسگرهای جیروسکوپ، خورشید و مغناطیس در مد نشانه‌روی به سمت زمین برای یک ماهواره LEO انجام شده است. با توجه به تجربیات عملی در آزمون‌های سخت افزار در حلقه، مشاهده می‌شود که کارکرد چرخ عکس‌عملی و انتشار میدان مغناطیسی توسط آن، عملکرد حسگر مغناطیس و فرآیند تعیین وضعیت ماهواره را دچار اختلال می‌کند. در تخمین وضعیت مبتنی بر فیلترینگ، سنسورها بصورت ریاضی مدلسازی می‌شوند و فیلترها جهت تخمین وضعیت از ویژگی این مدل‌ها

<sup>۱</sup> LEO

<sup>۲</sup> Detumbling

<sup>۳</sup> Pointing

<sup>۴</sup> Orbit transfer

استفاده می‌کنند. اما در واقعیت و در حین کارکرد چرخ عکس‌عملی نوبز سنسورها و اختلال‌های تولید شده می‌توانند بسیار متفاوت از ویژگی‌های مدلسازی ریاضی باشد و این موضوع موجب اختلال در عملکرد فیلترهای تعیین وضعیت شود.

جهت بهبود کارایی چرخ عکس‌عملی نیاز است تا سازگاری الکترومغناطیسی (EMC) به نحو مقتضی مد نظر قرار گیرد. همچنین کنترل انتشار الکترومغناطیس (EMI) در زیرسیستم‌های یک وسیله فضایی بسیار مهم است. اثر الکترومغناطیس چرخ عکس‌عملی که می‌توان از آن به عنوان اغتشاش میدان مغناطیسی یاد کرد، در نتیجه وجود قطب داخل موتور، مغناطیسی شدن چرخ دوار که ناشی از جنس فولادی آن است و در نهایت وجود سیم‌پیچ داخل حامل جریان که داخل موتور الکتریکی چرخ عکس‌عملی است خواهد بود. توصیف اثر الکترومغناطیسی چرخ عکس‌عملی، در ماموریت‌های فضایی بسیار مهم و اساسی است [8].

مدل الکترومکانیکی غیرخطی چرخ عکس‌عملی که شامل اثرات جیروسکوپی و دینامیک گریز از مرکز موتور جریان مستقیم بدون جاروبک (BLDC) است. مدل توسعه داده در پژوهش حاضر توسط آقایان آفالاری و همکارانش برای چرخ عکس‌عملی، توصیف‌گر مدل غیرخطی الکترومکانیکی کوپل شده با رفتار دینامیکی است [9].

با توجه به اهمیت اندازه‌گیری میدان مغناطیسی کره زمین در درک انواع پدیده‌های فیزیک فضا، ماموریت CASSIOPE/Swarm-Echo اندازه‌گیری میدان مغناطیسی کره زمین با استفاده از ماهواره تعریف شده است. چرخ عکس‌عملی به عنوان عملگر سیستم کنترل وضعیت ماهواره یکی از منابع اصلی غالب اغتشاش است. در این پژوهش تداخلات مغناطیسی ناشی از چرخ عکس‌عملی با استفاده از روش پیشنهاد شده از داده سنسورهای مغناطیس‌سنج که وظیفه انجام این ماموریت را دارد، ابتدا شناسایی و سپس حذف می‌شود [10].

چرخ‌های عاری از میدان مغناطیسی در ماموریت علمی تعریف شده برای ماهواره‌ها به یک جز و الزام مهم و قابل توجه تبدیل شده است. در مطالعه حاضر خلاصه‌ای از تلاش‌ها و نتایج پژوهش‌های مختلف در ساخت چرخ عکس‌عملی عاری از میدان مغناطیسی ارائه و تکنیک‌های کاهش اثر مغناطیسی آن در یک چرخ با عنوان EQM پیاده‌سازی شده است [11].

را مشخص می‌کند و راستای  $Y$  نیز با قانون درست راست تکمیل می‌شود [12].

مرکز قاب مرجع زمین ثابت<sup>۵</sup>، در مرکز زمین و امتداد بردار پایه در راستای  $X$  را نقطه گرینویچ مشخص می‌کند. محور دوران کره زمین نیز جهت بردار پایه  $Z$  را مشخص کرده و با توجه به قانون دست راست، بردار پایه در راستای  $Y$  مشخص می‌شود [12].

قاب مرجع مداری (قائم محلی/افق محلی<sup>۶</sup>) با توجه به ماموریت نشانه‌رویی ماهواره به سمت زمین تعریف می‌شود. بردار پایه راستای  $Z$  به سمت مرکز کره زمین از ماهواره، بردار پایه در راستای  $Y$  در خلاف جهت عمود صفحه مداری و بردار پایه در راستای  $X$  با قانون دست راست تعیین می‌شود [13].

در قاب بدنی ماهواره، بردار پایه در راستای  $Z$  در جهت بردار پایه راستای  $Z$  در قاب مرجع مداری است. به همین ترتیب، بردارهای پایه در راستاهای  $Y$  و  $X$  با توجه به بردارهای پایه قاب مرجع مداری تعریف می‌شوند.

## ۲-۲- دینامیک مداری

دینامیک مداری (انتقالی) ماهواره به حرکت ماهواره تحت اثرات جاذبه اجرام آسمانی اشاره دارد. ماهواره‌ها تحت تاثیر نیروی جاذبه کره زمین شروع به حرکت دور کره زمین می‌کنند. از مهم‌ترین نیروهای اغتشاشی که بر ماهواره‌های زمین‌گرد وارد می‌شود ناشی از پیچ بودن کره زمین است. به دلیل کره کامل نبودن و همچنین ناهمگنی در توزیع جرمی کره زمین، شتاب‌های اغتشاشی بر جسم در حال حرکت دور کره زمین وارد شده و باعث تغییر در المان‌های مداری خواهد شد. با توجه به اینکه در بررسی حاضر ماهواره‌های در مدار پایین زمین مدنظر قرار گرفته‌اند، نیروی اغتشاشی ناشی از ناهمگنی کره زمین در نظر گرفته شده و معادله مدار غیرکپلری با روش لاگرانژ حل می‌شود. معادله حرکت ماهواره در حالت کلی با در نظر گرفتن نیروهای اغتشاشی، به صورت زیر نوشته می‌شود [14]:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = \vec{\gamma}_K + \vec{\gamma}_p \quad (1)$$

در اینجا  $\vec{\gamma}_K, \vec{\gamma}_p$  به ترتیب شتاب‌های اغتشاشی و کپلری ایجاد شده توسط نیروهای اغتشاشی و کپلری است. در نهایت با استفاده از روش لاگرانژ، معادله مدار (حرکت انتقالی) ماهواره

تجمیع الگوریتم TRIAD به عنوان یک روش تعیین وضعیت استاتیک و فیلتر کالمن گسترش یافته ضربی (MEKF) جهت بهبود دقت و افزایش انعطاف پذیری سیستم در این پژوهش ارائه شده است [1]. در پژوهش دیگر، ترکیب روش TRIAD و فیلتر کالمن unscented (UKF) برای تخمین وضعیت ماهواره‌های کوچک ارائه شده است. حاصل ترکیب این دو روش، امکان تخمین وضعیت با دقت بالا و کالیبره کردن سنسور مغناطیس‌سنج را ایجاد می‌کند [3].

باتوجه به مطالب ارائه شده در ابتدای امر، پژوهش‌های مختلفی بر روی اثر الکترومغناطیسی چرخ عکس‌العملی انجام شده است و از طرفی در تست‌های تجمیعی و سخت افزار در حلقه زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت و تست‌های تجمیعی ماهواره، اثر تداخلی چرخ عکس‌العملی و سنسور مغناطیس‌سنج با وجود تمام تلاش‌های انجام شده برای کاهش این تداخلات، اجتناب ناپذیر است. در نهایت در این پژوهش تصمیمی اتخاذ شد تا در گام اول اثر الکترومغناطیسی چرخ عکس‌العملی را در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌هایی که از سنسور مغناطیس‌سنج استفاده می‌کنند را شناسایی و سپس اثر آن در این فرآیند مشخص و نتایج آن ارائه شود که اهمیت این پژوهش را بیان می‌کند. این پژوهش مقدمه‌ای است تا یک الگوریتم تعیین وضعیت تطبیقی جدید در مقابل اثر الکترومغناطیسی چرخ بر پایه روش MEKF توسعه داده شود.

بنابراین در این مطالعه برای بررسی اثر اغتشاشی چرخ عکس‌العملی در فرآیند تخمین وضعیت، ابتدا، دینامیک انتقالی و دورانی ماهواره، نحوه مدل‌سازی میدان مغناطیسی زمین و همچنین مدل‌سازی بردار موقعیت خورشید بیان می‌شود. در فصل سوم، فرآیند تعیین وضعیت در زیرسیستم ADCS مبتنی بر فیلترینگ بیان می‌شود. در فصل چهارم، الگوریتم کنترلی برای کنترل وضعیت ماهواره ارائه شده و در فصل پنجم، بعد از ارائه پارامترهای مهم در شبیه‌سازی، نتایج ارائه می‌شوند. در انتها، جمع‌بندی و نتیجه‌گیری از پژوهش انجام شده آورده شده است.

## ۲- دینامیک انتقالی، دورانی و مدل‌سازی سنسورهای تعیین وضعیت

### ۲-۱- قاب‌های مرجع و دستگاه مختصات

در قاب مرجع اینرسی، بردار پایه راستای  $X$  در جهت اعتدال بهاری تنظیم می‌شود. محور دوران کره زمین جهت بردار پایه  $Z$

<sup>۵</sup> ECEF

<sup>۶</sup> LVLH

تحت اثر هارمونیک ناحیه‌ای دوم J2 به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = \vec{\gamma}_K + \vec{\gamma}_p$$

$$= -\frac{\mu}{r^3} \begin{pmatrix} \left\{ 1 + 1.5J_2 \left( \frac{R_E}{r} \right)^2 \left[ 1 - 5 \left( \frac{z}{r} \right)^2 \right] \right\} x \\ \left\{ 1 + 1.5J_2 \left( \frac{R_E}{r} \right)^2 \left[ 1 - 5 \left( \frac{z}{r} \right)^2 \right] \right\} y \\ \left\{ 1 + 1.5J_2 \left( \frac{R_E}{r} \right)^2 \left[ 3 - 5 \left( \frac{z}{r} \right)^2 \right] \right\} z \end{pmatrix} \quad (2)$$

بردار مکان ماهواره که از رابطه (2) به دست می‌آید، در دستگاه مختصات مرجع اینرسی بیان می‌شود.

### ۳-۲- سینماتیک وضعیت

به دوران ماهواره حول مرکز جرم خود، دینامیک دورانی اطلاق می‌گردد. معادله گشتاور اویلر با فرض هم محور بودن بردارهای پایه قاب بدنی با محورهای اصلی اینرسی، به صورت زیر تعریف می‌شود [14].

$$\mathbf{T} = \dot{\mathbf{h}}_I = \dot{\mathbf{h}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} \quad (3)$$

همچنین اگر در رابطه بالا فرض شود، گشتاور وارده حاصل جمع گشتاور اغتشاشی و کنترلی است یا به عبارتی دیگر  $\mathbf{T} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d$  و مومنتم داخلی سیستم، به مومنتم جسم صلب یعنی  $\mathbf{h}_B = [h_x \ h_y \ h_z]^T$  و مومنتم دستگاه تبادل مومنتم یعنی  $\mathbf{h}_w = [h_{wx} \ h_{wy} \ h_{wz}]^T$  تقسیم شود، در نهایت رابطه (3) به صورت زیر تعریف و بازنویسی می‌شود:

$$\mathbf{T} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d$$

$$= [\dot{h}_x + \dot{h}_{wx} + (\omega_y h_z - \omega_z h_y) + (\omega_y h_{wz} - \omega_z h_{wy})] \mathbf{i}$$

$$+ [\dot{h}_y + \dot{h}_{wy} + (\omega_z h_x - \omega_x h_z) + (\omega_z h_{wx} - \omega_x h_{wz})] \mathbf{j}$$

$$+ [\dot{h}_z + \dot{h}_{wz} + (\omega_x h_y - \omega_y h_x) + (\omega_x h_{wy} - \omega_y h_{wx})] \mathbf{k} \quad (4)$$

در رابطه (4)،  $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$  بردارهای پایه در جهت محورهای قاب بدنی ماهواره است. در این بررسی، سه چرخ عکس‌العملی به عنوان دستگاه تبادل مومنتم انتخاب شده که هر کدام در راستای بردارهای پایه قاب بدنی ماهواره نصب شده‌اند.

با این فرض  $h_{wx} = I_{wx} \omega_{wx}, h_{wy} = I_{wy} \omega_{wy}, h_{wz} = I_{wz} \omega_{wz}$  که  $I_w$  ممان اینرسی و  $\omega_w$  سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی نصب شده در هر محور است. ورودی‌های کنترلی جهت کنترل وضعیت ماهواره، به صورت  $\mathbf{T}_c = \dot{\mathbf{h}}_w = [\dot{h}_{wx} \ \dot{h}_{wy} \ \dot{h}_{wz}]^T$  در نظر

گرفته می‌شوند. همچنین مومنتم زاویه‌ای ماهواره  $\mathbf{h}_B = [h_x \ h_y \ h_z]^T = [I_x \omega_x \ I_y \omega_y \ I_z \omega_z]^T$  می‌باشد که المان‌های تنسور ممان اینرسی ماهواره با فرض هم محور بودن بردارهای پایه قاب بدنی با محورهای اصلی اینرسی محاسبه می‌شوند. به عبارت دیگر تنسور ممان اینرسی ماهواره تنها در راستای قطر اصلی دارای مقدار است. در نهایت رابطه (4) برای پیاده‌سازی به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x = (\omega_z \omega_y)(I_y - I_z) + I_{wx}(\omega_z \omega_{wy} - \omega_y \omega_{wz}) - I_{wx} \dot{\omega}_{wx} + T_{d_x} \\ I_y \dot{\omega}_y = (\omega_x \omega_z)(I_z - I_x) + I_{wy}(\omega_x \omega_{wz} - \omega_z \omega_{wx}) - I_{wy} \dot{\omega}_{wy} + T_{d_y} \\ I_z \dot{\omega}_z = (\omega_y \omega_x)(I_x - I_y) + I_{wz}(\omega_y \omega_{wx} - \omega_x \omega_{wy}) - I_{wz} \dot{\omega}_{wz} + T_{d_z} \end{cases} \quad (5)$$

که در آن بردار سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی  $\boldsymbol{\omega}_{BI}^B$  بیان شده در قاب بدنی ماهواره مجموع سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری  $\boldsymbol{\omega}_{BO}^B$  و سرعت زاویه‌ای قاب مرجع مداری نسبت به قاب مرجع اینرسی  $\boldsymbol{\omega}_{OI}^B$  است ( $\boldsymbol{\omega}_{BI}^B = \boldsymbol{\omega}_{BO}^B + \boldsymbol{\omega}_{OI}^B$ ).

از کوآرنیون‌ها می‌توان برای محاسبه وضعیت ماهواره استفاده کرد. بردار سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری ( $\boldsymbol{\omega}_{BO}^B = \boldsymbol{\omega}_{BI}^B - \boldsymbol{\omega}_{OI}^B \equiv [p \ q \ r]^T$ ) ورودی معادلات سینماتیک وضعیت ماهواره خواهد بود [12].

$$\frac{d}{dt} \mathbf{q} = \frac{1}{2} [\boldsymbol{\Omega}'] \mathbf{q} \rightarrow \dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} [\boldsymbol{\Omega}'] \mathbf{q}$$

$$\text{where: } [\boldsymbol{\Omega}'] = \begin{bmatrix} 0 & r & -q & p \\ -r & 0 & p & q \\ q & -p & 0 & r \\ -p & -q & -r & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

در این بررسی، گشتاور گردان‌گرانشی به عنوان گشتاور اختلالی وضعیت ماهواره در نظر گرفته می‌شود.

### ۴-۲- مدل میدان مغناطیسی کره زمین

میدان مرجع بین المللی ژئومغناطیسی (IGRF) شامل مجموعه‌ای از ضرایب هارمونیک کروی است که قادر است در یک مدل ریاضی بخش بزرگی از میدان مغناطیسی کره زمین را از نظر موقعیت و زمان پس از سال ۱۹۰۰ میلادی توصیف کند. نسل سیزدهم مدل میدان مرجع بین المللی ژئومغناطیسی (IGRF-13)، میدان مغناطیسی را برای پنج سال از سال ۲۰۲۰ تا ۲۰۲۵ میلادی پیش‌بینی و مدل‌سازی می‌کند [15].

## ۵-۲- مدل بردار موقعیت خورشید

جدول ۱، مشخصات فیزیکی سنسورها را جهت شبیه‌سازی ارائه می‌کند.

جدول ۱ مشخصات فیزیکی سنسورها

سنسور	پارامتر	مقدار
مغناطیس سنج	بایاس	0 [nT]
	دقت اندازه‌گیری	50 [nT]
خورشید	دقت اندازه‌گیری	0.1° RMS
جایروسکوپ	Angular Random Walk (ARW)	0.15°/√h
	Rate Random Walk (RRW)	5°/√h³

برای استفاده از داده‌های سنسور خورشید در شبیه‌سازی نیاز است تا بردار مکان خورشید نسبت به ماهواره تعریف شود. برای این منظور ابتدا بردار مکان خورشید نسبت به کره زمین محاسبه شده و سپس با علم بر مکان ماهواره نسبت به کره زمین، بردار مکان خورشید نسبت به ماهواره محاسبه می‌شود [13].  
با فرض تابش استوانه‌ای نور خورشید به سمت کره زمین، می‌توان وضعیت اینکه ماهواره در سایه کره زمین قرار داشته یا در معرض نور خورشید است را بررسی کرد.

## ۶-۲- مدل‌سازی سنسورها

در این بررسی، برای تعیین وضعیت ماهواره از داده‌های سه سنسور مغناطیس، خورشید و جایروسکوپ استفاده خواهد شد. مدل اندازه‌گیری سنسور مغناطیس که میدان مغناطیسی کره زمین را اندازه‌گیری می‌کند بصورت زیر است [1]:

$$\tilde{B}^B = A^{BI} B^I + b_m + \eta_m \quad (7)$$

$b_m$  بردار بایاس و  $\eta_m$  نویز سنسور مغناطیس است که به صورت نویز سفید با توزیع گاوسی با میانگین صفر مدل‌سازی شده و هم‌محور با قاب بدنی نصب می‌شود.

رابطه ریاضی برای مدل اندازه‌گیری سنسور خورشید جهت مدل‌سازی عبارت است از [13]:

$$\tilde{S}^B = A^{BI} S^I + \eta_s \quad (8)$$

که  $\tilde{S}^B$  بردار اندازه‌گیری شده جهت خورشید در قاب بدنی ماهواره،  $S^I$  بردار جهت خورشید در قاب مرجع اینرسی،  $\eta_s$  بردار نویز سنسور که به صورت نویز سفید با توزیع گاوسی با میانگین صفر مدل‌سازی می‌شود. در این بررسی، چهار سنسور خورشید در چهار وجه ماهواره نصب شده‌اند. همچنین، زاویه میدان دید سنسور برابر با ۱۴۰ درجه در شبیه‌سازی‌ها در نظر گرفته شده است.

سنسور جایروسکوپ سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی را اندازه‌گیری می‌کند. برای مدل‌سازی سنسور جایروسکوپ از رابطه زیر استفاده می‌شود [13]:

$$\tilde{\omega}_{BI}^B = \omega_{BI}^B + b_\omega + \eta_v \quad (9)$$

$\eta_v$  بردار نویز سنسور که به صورت نویز سفید با توزیع گاوسی با میانگین صفر، بردار بایاس جایروسکوپ است. بایاس سنسور برابر است با

$$d/dt(b_\omega) = \eta_u \quad (10)$$

## ۳- فرآیند و الگوریتم‌های تعیین وضعیت

تعیین/تخمین وضعیت به فرآیندی گفته می‌شود که در آن با استفاده از مشاهدات اندازه‌گیری شده می‌توان وضعیت سیستم را تخمین زد. از الگوریتم TRIAD برای مقداردهی اولیه کواترنیون‌های وضعیت استفاده می‌شود. در این الگوریتم، از دو بردار اندازه‌گیری برای تعیین وضعیت استفاده خواهد شد.

### ۱-۳- الگوریتم TRIAD

در این الگوریتم از بردارهای واحد شامل بردار میدان مغناطیسی زمین و بردار خورشید استفاده خواهد شد. دو بردار اندازه‌گیری یکه در قاب بدنی ماهواره  $(\vec{b}_1, \vec{b}_2)$  و همچنین دو بردار یکه در قاب مرجع اینرسی  $(\vec{r}_1, \vec{r}_2)$  جهت تعریف ماتریس وضعیت استفاده می‌شوند [13]. با تعریف بردارهای متعامد به صورت زیر

$$\begin{cases} \vec{v}_1 = \vec{r}_1 \\ \vec{v}_2 = \vec{r}_2 - \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{\|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2\|} \\ \vec{v}_3 = \vec{r}_1 \times \vec{r}_2 \end{cases}, \begin{cases} \vec{w}_1 = \vec{b}_1 \\ \vec{w}_2 = \vec{b}_2 - \frac{\vec{b}_1 \times \vec{b}_2}{\|\vec{b}_1 \times \vec{b}_2\|} \\ \vec{w}_3 = \vec{b}_1 \times \vec{b}_2 \end{cases} \quad (11)$$

ماتریس وضعیت تخمین زده شده برابر است با

$$\hat{A}_{TRIAD} = \vec{b}_1 \vec{r}_1^T + (\vec{b}_1 \times \vec{b}_2)(\vec{r}_1 \times \vec{r}_2) + \vec{b}_2 \vec{r}_2^T \quad (12)$$

### ۲-۳- تخمین وضعیت مبتنی بر رویکرد MEKF<sup>y</sup>

مهم‌ترین ویژگی رویکرد MEKF استفاده از نمایش خطای سه مولفه‌ای محلی به جای استفاده از کواترنیون چهار مولفه‌ای برای نمایش وضعیت است. کواترنیون‌ها برای نمایش وضعیت در

<sup>y</sup> Multiplicative Extended Kalman Filter

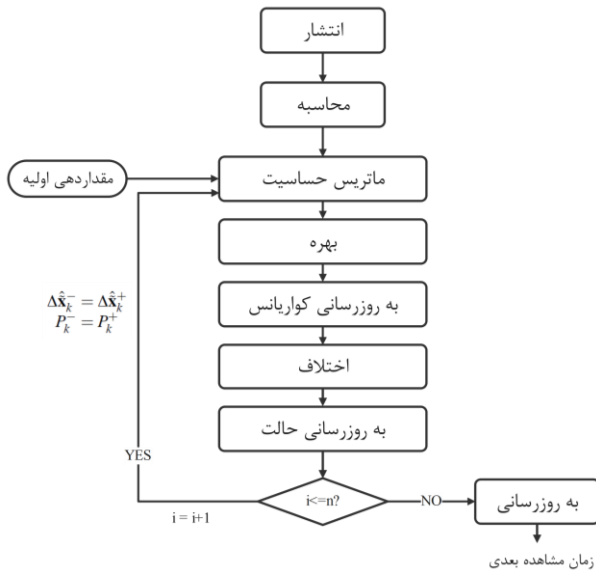
که در آن  $\hat{\mathbf{q}}$  کواترنیون وضعیت تخمین زده شده و  $\tilde{n}$  قسمت برداری کواترنیون است. جهت پیاده‌سازی الگوریتم تخمین وضعیت، روابط فیلتر کالمن باید گسسته‌سازی شوند که این کار با استفاده از رویکرد سری توانی انجام خواهد شد. از آنجایی که تخمین پس از بروزرسانی در دسترس است، کواترنیون منتشر شده رابطه (۱۳) از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\hat{\mathbf{q}}_{k+1}^- = \bar{\Omega}(\hat{\omega}_k^+) \hat{\mathbf{q}}_k^+, \text{ where:}$$

$$\bar{\Omega}(\hat{\omega}_k^+) \equiv \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{1}{2}\|\hat{\omega}_k^+\|\Delta t\right) I_{3 \times 3} - [\hat{\psi}_k^+ \times] & \hat{\psi}_k^+ \\ -\hat{\psi}_k^{+T} & \cos\left(\frac{1}{2}\|\hat{\omega}_k^+\|\Delta t\right) \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\hat{\psi}_k^+ \equiv \frac{\sin\left(\frac{1}{2}\|\hat{\omega}_k^+\|\Delta t\right) \hat{\omega}_k^+}{\|\hat{\omega}_k^+\|}$$

که در آن  $\Delta t$  فاصله زمانی نمونه برداری در جاییروسکوپ می‌باشد.



شکل ۱ الگوریتم تعیین وضعیت

در حالت استاندارد EKF با توجه به برآورد تخمین پس از به روز رسانی  $\hat{\beta}_k^+$ ، بایاس جاییروسکوپ منتشر شده و سرعت زاویه‌ای پس از به روز رسانی به صورت زیر به دست خواهد آمد:

$$\hat{\omega}_k^+ = \tilde{\omega}_k - \hat{\beta}_k^+ \quad (16)$$

$$\hat{\beta}_{k+1}^+ = \hat{\beta}_k^+$$

که در آن  $\tilde{\omega}_k$  بردار سرعت زاویه‌ای اندازه‌گیری شده توسط سنسور جاییروسکوپ است. معادله انتشار کوارینانس در فرمت گسسته بصورت زیر خواهد بود:

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + \Upsilon_k Q_k \Upsilon_k^T \quad (17)$$

که <sup>^</sup> Murrell

فیلترهای تخمین وضعیت استفاده شده و با ضرب کواترنیونی بروزرسانی می‌شوند.

به صورت کلی در ساختار EKF سنسورها به صورت گسسته مدل‌سازی می‌شوند و اگرچه این روش برای پیاده‌سازی بر روی ریزپردازنده‌ها ایده‌آل است اما به دلیل وجود حسگرهای مختلف با نرخ‌های متفاوت و همچنین در دسترس نبودن تمام اندازه‌گیری‌ها برای بروزرسانی بردار حالت، دارای یک مشکل اساسی خواهد بود. استفاده از اصل برهم‌نهی توسط جیمز مورل<sup>^</sup> برای این مشکل ارائه شده است. اگرچه در این روش از مدل غیرخطی سیستم استفاده می‌شود اما معادلات انتشار و بروزرسانی، حول حالت تخمین زده شده و در جریان خطی‌سازی انجام می‌پذیرد [13].

در نسخه مورل فیلتر MEKF، به جای معکوس گرفتن از ماتریس  $3n \times 3n$  (تعداد سنسورهای مورد استفاده در الگوریتم تعیین وضعیت) از یک ماتریس  $3 \times 3$ ،  $n$  بار معکوس گرفته می‌شود. این امر به طور قابل توجهی بار محاسباتی را کاهش می‌دهد.

اساس نسخه مورل بدین صورت است که در هر لحظه تنها یک بردار مشاهده به ابعاد  $3 \times 1$  پردازش می‌شود. قدم اول شامل انتشار کواترنیون، بایاس جاییروسکوپ و کوارینانس خطا به زمان مشاهده فعلی است. سپس ماتریس وضعیت محاسبه شده و در ادامه بردار حالت منتشر شده به صفر مقداردهی می‌شود. در قدم بعدی، کوارینانس خطا و بردار حالت با استفاده از یک بردار مشاهده (بردار اندازه‌گیری توسط یک نوع سنسور) بروزرسانی می‌شود. این روند (جایگزینی کوارینانس خطا و بردار حالت منتشر شده با مقادیر بروز شده) تا زمانی ادامه می‌یابد که تمام مشاهدات برداری (بردار اندازه‌گیری شده توسط تمام نوع سنسورها) پردازش شوند. در نهایت، مقادیر بروز شده برای انتشار کوارینانس خطا و بردار حالت در زمان مشاهده بعدی استفاده می‌شود [13]. شکل ۱، الگوریتم تخمین وضعیت در نسخه مورل را نشان می‌دهد. در این ساختار، مدل سینماتیک کواترنیون بصورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \Xi(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega} = \frac{1}{2} \Omega(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{q} \quad (13)$$

خطای ضربی کواترنیون نیز از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\delta \mathbf{q} = \mathbf{q} \otimes \hat{\mathbf{q}}^{-1}, \text{ where: } \mathbf{q} = [\tilde{n}^T \quad q_4]^T \quad (14)$$

هر ترتیب دوران، در نهایت جدول ۲، روابط نهایی فیلتر تخمین وضعیت پیاده‌سازی شده را نشان می‌دهد.

جدول ۲ روابط الگوریتم تعیین وضعیت

انتشار	$\hat{\mathbf{q}}_k^-, P_k^-, \hat{\beta}_k^-$	محاسبه	$A(\hat{\mathbf{q}}_k^-)$
مقداردهی اولیه	$\Delta \hat{\mathbf{x}}_k^- = 0$	بروز رسانی	$\hat{\mathbf{q}}_k^+, P_k^+, \hat{\beta}_k^+$
ماتریس حساسیت	$H_k = \begin{bmatrix} A(\hat{\mathbf{q}}_k^-) \mathbf{r}_i \times & 0 \end{bmatrix}_{l_k}$		
اختلاف <sup>۹</sup>	$\dot{\alpha}_k = (\hat{\mathbf{b}}_i - A(\hat{\mathbf{q}}_k^-) \mathbf{r}_i)_{l_k}$		
بهره	$K_k = P_k^- H_k^T [H_k P_k^- H_k^T + R_i]^{-1}$		
بروزرسانی کواریانس	$P_k^+ = [I - K_k H_k] P_k^-$		
بروزرسانی حالت	$\Delta \hat{\mathbf{x}}_k^+ = \Delta \hat{\mathbf{x}}_k^- + K_k [\dot{\alpha}_k - H_k \Delta \hat{\mathbf{x}}_k^-]$		

#### ۴- الگوریتم کنترلی ماهواره

کنترل وضعیت ماهواره، به دو روش فعال و غیر فعال قابل انجام است و در هر روش عملگر مخصوص به خود استفاده خواهد شد. در این تحقیق از روش فعال و عملگر چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. جدول ۳، مشخصات فنی چرخ انتخاب شده را نشان می‌دهد. سه چرخ عکس‌العملی در راستای سه وجه ماهواره به نحوی که محور دوران هر چرخ با محور قاب بدنی در آن وجه هم‌محور باشد، نصب می‌شود.

جدول ۳ مشخصات فنی چرخ عکس‌العملی

مقدار	پارامتر
0.34 Nms (@ 7800 rpm)	مومنتم زاویه‌ای
6000 rpm	دور نامی
7800 rpm	دور بیشینه
$4.2 \times 10^{-4} \text{ kgm}^2$	ممان اینرسی

ماموریت ماهواره، نشانه‌روی به سمت زمین (Nadir-pointing) است. با توجه به تعریف قاب‌های مرجع مداری و بدنی ماهواره در فصل دوم، محور Z قاب مرجع مداری همیشه به سمت مرکز زمین است. جهت کنترل وضعیت ماهواره در نشانه‌روی به سمت زمین، باید وضعیت و سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری سنجیده شده و بردارهای قاب بدنی ماهواره هم محور با بردارهای قاب مرجع مداری باشند (شکل ۲).

با استفاده از الگوریتم کنترلی بازخوردی کواترنیون<sup>۱۰</sup>، گشتاور کنترلی ماهواره توسط چرخ‌های عکس‌العملی تولید و

$$\Upsilon_k = \begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (18)$$

همچنین، ماتریس انتقال خطای حالت گسسته با استفاده از

رویگرد سری توانی به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} \quad (19)$$

که در آن

$$\begin{aligned} \Phi_{11} &= I_{3 \times 3} - [\dot{\omega} \times] \frac{\sin(\|\dot{\omega}\| \Delta t)}{\|\dot{\omega}\|} + [\dot{\omega} \times]^2 \frac{1 - \cos(\|\dot{\omega}\| \Delta t)}{\|\dot{\omega}\|^2} \\ \Phi_{12} &= [\dot{\omega} \times] \frac{1 - \cos(\|\dot{\omega}\| \Delta t)}{\|\dot{\omega}\|^2} - I_{3 \times 3} \Delta t - [\dot{\omega} \times]^2 \frac{\|\dot{\omega}\| \Delta t - \sin(\|\dot{\omega}\| \Delta t)}{\|\dot{\omega}\|^3} \\ \Phi_{21} &= 0_{3 \times 3}, \Phi_{22} = I_{3 \times 3} \end{aligned} \quad (20)$$

کواریانس نویز فرآیند نیز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Q_k = \begin{bmatrix} \left( \sigma_v^2 \Delta t + \frac{1}{3} \sigma_u^2 \Delta t^3 \right) I_{3 \times 3} & - \left( \frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} \\ - \left( \frac{1}{2} \sigma_u^2 \Delta t^2 \right) I_{3 \times 3} & \left( \sigma_u^2 \Delta t \right) I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (21)$$

فیزیکی سنسور جاپرو (ارائه شده در جدول ۱) به‌دست می‌آیند. گام بعدی تعریف ماتریس حساسیت  $H_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-)$  است. برای n عدد بردار اندازه‌گیری توسط n سنسور، مشاهدات وضعیت به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = \begin{bmatrix} A(\mathbf{q}) \mathbf{r}_1 \\ A(\mathbf{q}) \mathbf{r}_2 \\ \vdots \\ A(\mathbf{q}) \mathbf{r}_n \end{bmatrix}_{l_k} + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \vdots \\ v_n \end{bmatrix}_{l_k} \equiv \mathbf{h}_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-) + \mathbf{v}_k \quad (22)$$

$$R = \text{diag} \left[ \sigma_1^2 I_{3 \times 3}, \sigma_2^2 I_{3 \times 3}, \dots, \sigma_n^2 I_{3 \times 3} \right]$$

که در آن  $\text{diag}$  به معنای ماتریس قطری و  $A(\mathbf{q})$  ماتریس وضعیت است. ماتریس حساسیت برای کل اندازه‌گیری‌ها در رابطه زیر محاسبه خواهند شد:

$$H_k(\hat{\mathbf{x}}_k^-) = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} A(\hat{\mathbf{q}}^-) \mathbf{r}_1 \times & 0_{3 \times 3} \\ A(\hat{\mathbf{q}}^-) \mathbf{r}_2 \times & 0_{3 \times 3} \\ \vdots & \vdots \\ A(\hat{\mathbf{q}}^-) \mathbf{r}_n \times & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{l_k} \end{bmatrix} \quad (23)$$

خطای بردار حالت که باید بروزرسانی شود شامل بروزرسانی کواترنیون وضعیت (وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی) و بایاس جاپرو است:

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_k^+(t) \equiv \left[ \delta \hat{\alpha}_k^{+T}(t) \quad \delta \hat{\beta}_k^{+T}(t) \right]^T \quad (24)$$

فرض  $\delta \hat{\mathbf{n}} \approx \delta \mathbf{a} / 2$  در فیلتر تعیین وضعیت گرفته می‌شود که در آن عبارت است از خطای زوایای رول، پیچ و یاو برای

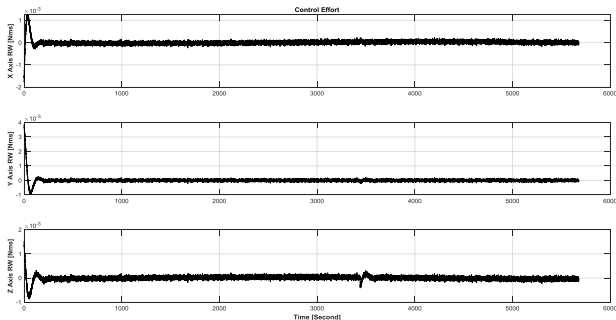
<sup>۹</sup> Residual

ماهواره نیز یک مکعب مربع به ضلع ۵۰ سانتی متر فرض می‌شود.

جدول ۴ پارامترهای مقاردهی شده در شبیه‌سازی

۱	$\mathbf{r}_0^{ECI} = [-5631.86 \quad -1435.45 \quad 3599.6]^T \text{ km}$ $\mathbf{v}_0^{ECI} = [-1.8 \quad -5.79 \quad -4.69]^T \text{ km/s}$ $\boldsymbol{\alpha} = [a \quad e \quad i \quad \Omega \quad \omega \quad \theta]$ $= [6878.137 \text{ km} \quad 0.03 \quad 55^\circ \quad 40^\circ \quad 60^\circ \quad 80^\circ]$
۲	$\{\psi_0 \quad \theta_0 \quad \phi_0\} = \{-8 \quad 5 \quad 3\} \text{ deg}$ $\boldsymbol{\omega}_{BO_0}^B = [p_0 \quad q_0 \quad r_0]^T = [0.2 \quad 0.2 \quad 0]^T \text{ deg/sec}$
۳	$I_{diagonal} = \begin{bmatrix} 10.2483 & 0 & 0 \\ 0 & 11.8415 & 0 \\ 0 & 0 & 12.8112 \end{bmatrix}$ $\equiv \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2$
۴	$k_p = 0.05, k_d = 0.5$

با شرایط اولیه ذکر شده در جدول بالا و اجرای شبیه‌سازی (انجام ماموریت نشانه‌روی توسط ماهواره به سمت زمین) بدون در نظر گرفتن اثر الکترومغناطیسی چرخ‌های عکس‌عملی، تلاش کنترلی یا عبارتی دیگر گشتاور تولیدی چرخ‌های عکس‌عملی در شکل ۳ نشان داده شده است. در شکل ۴، خطای وضعیت تخمین زده شده قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی آمده است و سرعت زاویه‌ای و وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری برای یک تناوب مداری به ترتیب در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده است.

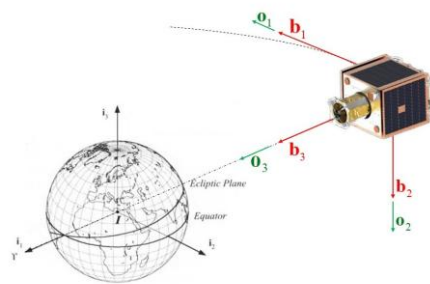


شکل ۳ تلاش کنترلی (تغییرات مومنتم زاویه‌ای چرخ‌ها)

با در نظر گرفتن اثر الکترومغناطیسی چرخ عکس‌عملی محور  $b_1$  بدنی (چرخ ۱) و تکرار شبیه‌سازی با همان شرایط ذکر شده در جدول ۴، خطای کواترنیون وضعیت تخمین زده شده قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی در شکل ۷ نشان داده شده است. همچنین در شکل ۸، خطای وضعیت تخمین زده شده قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری و در شکل ۹،

وضعیت ماهواره کنترل می‌شود. قانون کنترلی به صورت زیر است.

$$\mathbf{T}_c = \dot{\mathbf{h}}_w = k_p \times \delta \mathbf{q}_{1:3} + k_d \times \boldsymbol{\omega}_{BO}^B \quad (25)$$



شکل ۲ قاب مرجع مداری و بدنی ماهواره

در رابطه (۲۵)، خطای کواترنیون  $\delta \mathbf{q}_{1:3}$  بین کواترنیون‌های هدف (مرجع) و وضعیت جاری تخمین زده شده (بخش برداری کواترنیون وضعیت) از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\delta \mathbf{q}_{1:3} = \|\hat{\mathbf{q}}\|^{-2} \Xi^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{q} = -\|\hat{\mathbf{q}}\|^{-2} \Xi^T(\mathbf{q}) \hat{\mathbf{q}} \quad (26)$$

$$\text{where: } \Xi(\mathbf{q}) \equiv \begin{bmatrix} q_4 I_{3 \times 3} + [\tilde{\mathbf{n}} \times] \\ -\tilde{\mathbf{n}}^T \end{bmatrix}$$

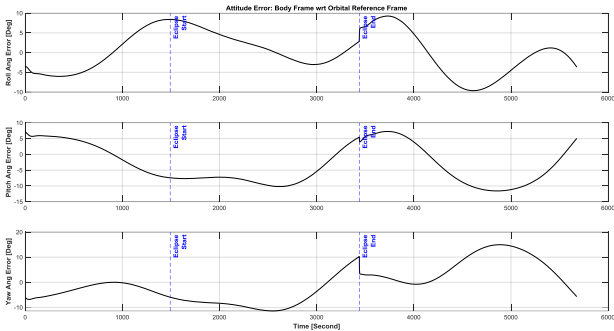
مقادیر ضرایب کنترلی که از روش سعی و خطا محاسبه و در جدول ۴ ارائه شده است. همچنین خطای زاویه نشانه‌روی نیز با استفاده از قانون ضرب داخلی بین محور سوم قاب مرجع مداری و بدنی محاسبه می‌شود.

## ۵- شبیه‌سازی عددی و نتایج

در این پژوهش برای شروع شبیه‌سازی فرض می‌شود که مد چرخش زدایی انجام شده و ماهواره آماده ورود به مد نشانه‌روی زمین است. مقدار زوایای اویلر (وضعیت) و سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع اینرسی در جدول ۴ ارائه شده است. همچنین شبیه‌سازی در ساعت ۸:۰۰:۰۰ به وقت ساعت هماهنگ جهانی گرینویچ (UTC) در تاریخ ۱۵ ام ماه آگوست سال ۲۰۲۳ شروع می‌شود. همچنین، مقدار بردار مکان و سرعت اولیه ماهواره در قاب مرجع اینرسی، معادل آن‌ها یعنی المان‌های مداری و تنسور ممان اینرسی ماهواره در جدول ۴ ارائه شده است. لازم به ذکر است که فرآیند تخمین وضعیت، شبیه‌سازی و کنترل ماهواره با فرکانس ۵ هرتز انجام می‌شوند. در نهایت ابعاد

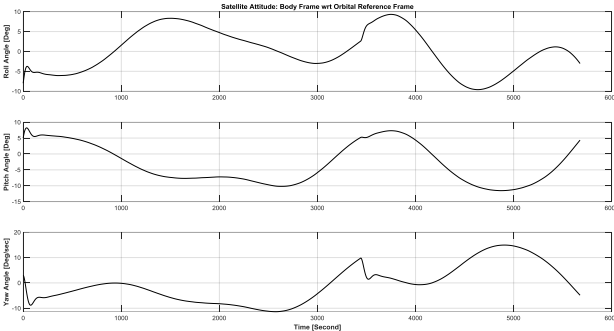
<sup>۱۰</sup> Quaternion Feedback

تناوب مداری داخل باند 3σ قرار نگرفته است. لذا، نتایج بدست آمده از فرآیند تخمین وضعیت جهت برآورده کردن الزامات ماموریتی قابل استفاده نبوده و همانگونه که از شکل ۹ مشخص است نشانه روی به سمت زمین با افزایش خطا همراه خواهد شد.



شکل ۸ خطای وضعیت تخمین زده شده با در نظر گرفتن اثر مغناطیسی

### چرخ ۱



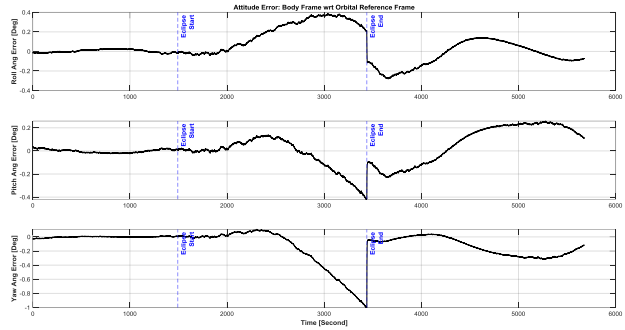
شکل ۹ وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری با در نظر گرفتن اثر مغناطیسی چرخ ۱

### ۶- نتیجه گیری

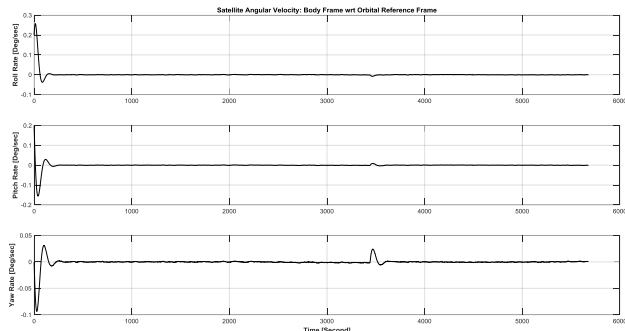
باتوجه به نتایج ارائه شده، نوآوری این پژوهش نسبت به سایر تحقیقات علمی، بررسی اثر تداخلی الکترومغناطیسی چرخ عکس‌العملی به صورت همزمان در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های دارای سنسور مغناطیس‌سنج است. مطابق بررسی‌های انجام شده موضوع پژوهش حاضر دارای اهمیت است و تاکنون در سایر مراجع مشاهده نشده است. نتایج نشان می‌دهد که اختلال مغناطیسی چرخ خارج از محدوده نویز سنسور مغناطیس‌سنج است و باید اثر آن در فرآیند تعیین وضعیت ماهواره‌های دارای حسگر مغناطیس‌سنج منظور شود.

برای این منظور پس از بیان نحوه مدل‌سازی وضعیت ماهواره، موضوع تعیین/تخمین وضعیت شرح داده شده است. در این راستا، از نسخه‌ای از فیلتر کالمن توسعه یافته بر پایه ضرب کواترنیونی بهره گرفته شده که با توجه به تعداد سنسورهای تعیین وضعیت بکار رفته از نظر محاسباتی کارایی خواهد داشت. همچنین، با استفاده از کنترل کننده مبتنی بر بازخورد

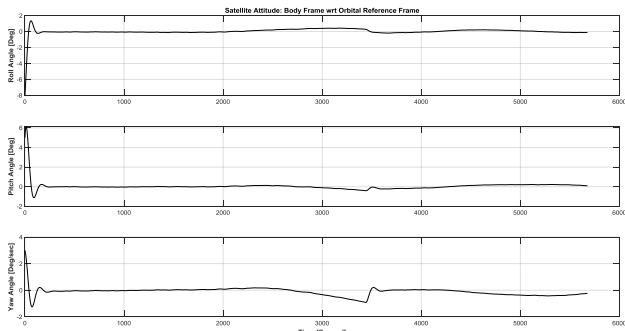
وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری برای یک تناوب مداری آورده شده است.



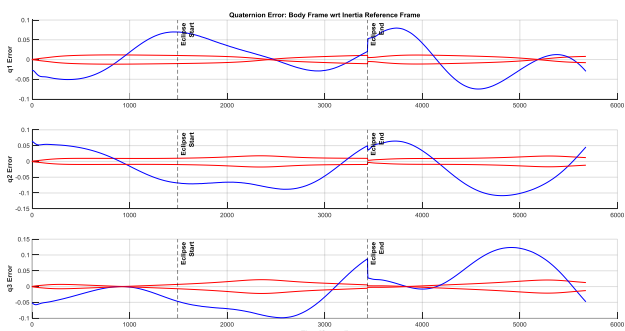
شکل ۴ خطای وضعیت تخمین زده شده



شکل ۵ سرعت زاویه‌ای قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری



شکل ۶ وضعیت قاب بدنی ماهواره نسبت به قاب مرجع مداری



شکل ۷ خطای کواترنیون تخمین زده با در نظر گرفتن اثر مغناطیسی چرخ ۱

همانگونه که در شکل ۷ قابل مشاهده است، در اثر تداخل میدان مغناطیسی چرخ ۱، خطای کواترنیون وضعیت در طی یک

249, no. 3, pp. 575–598, 2002, doi:  
10.1006/jsvi.2001.3868.

- [8] M. Pous, M. A. Azpúrua and F. Silva, "Time-Domain Electromagnetic Characterization of Reaction Wheel for Space Applications," *IEEE TRANSACTIONS ON ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY*, vol. 65, no. 2, APRIL 2023.
- [9] A. Aghalari and M. Shahravi, "Nonlinear electromechanical modelling and dynamical behavior analysis of a satellite reaction wheel," *Acta Astronaut*, vol. 141, pp. 143-157, Dec 2017.
- [10] M. G. Finley, R. M. Broadfoot, S. Shekhar, and D. M. Miles, "Identification and Removal of Reaction Wheel Interference From In-Situ Magnetic Field Data Using Multichannel Singular Spectrum Analysis," *J Geophys Res Space Phys*, vol. 128, no. 2, Feb. 2023, doi: 10.1029/2022JA031020.
- [11] S. T. Spantideas and C. N. Capsalis, "Reaction Wheel Modeling for Static and Low-Frequency Magnetic Cleanliness Requirements," *IEEE Trans Electromagn Compat*, vol. 63, no. 5, pp. 1609–1612, 2021, doi: 10.1109/TEMC.2021.3065974.
- [12] P. H. Zipfel, Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, 2nd ed., Florida, Gainesville: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2007.
- [13] F. L. Markley and J. L. Crassidis, Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control, New York: Microcosm Press and Springer, 2014.
- [14] M. J. SIDI, Spacecraft Dynamics and Control, Cambridge University Press, 1997.
- [15] P. Alken and e. all, International Geomagnetic Reference Field: the thirteenth generation, Earth, Planets and Space, 2021.
- [16] "Space Thruster Research Institute." Accessed: Jun. 01, 2024. [Online]. Available: <https://www.isrc.ac.ir/WCSIM>.

کوآترینیون دقت نشان‌ده‌روی به سمت کره زمین مورد بررسی قرار گرفته است. در انتها، با در نظر گرفتن اثر اختلالی یک چرخ عکس‌العملی، میزان افزایش خطا در تعیین و کنترل وضعیت نشان داده شده است. براساس نتایج بدست آمده، در صورتیکه برای اثر تداخلی میدان مغناطیسی که می‌تواند ناشی از کارکرد المان‌های سخت افزاری زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت مانند چرخ عکس‌العملی و یا سایر ماژول‌های موجود در ماهواره باشد راه حل مناسبی در نظر گرفته نشود، عملکرد ماهواره دچار اختلال خواهد شد.

## تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

## تشکر و قدردانی

از پژوهشکده رانشرهای فضایی تبریز [16] نیز به سبب فراهم کردن بخشی از امکانات اجرای این تحقیق تشکر می‌شود.

## مراجع

- [1] H. Kinatas and C. Hajiyev, "TRIAD Aided Multiplicative EKF for Small Satellite Attitude Estimation and Magnetometer Calibration," *IEEE SENSORS JOURNAL*, vol. 23, no. 22, pp. 27161 - 27168, 2023.
- [2] H. ErsinSoken and Shin-ichiroSakai, "Attitude estimation and magnetometer calibration using reconfigurable TRIAD+filtering approach," *Aerospace Science and Technology*, vol. 99, 2020.
- [3] W. Ding and Y. Gao, "Attitude Estimation Using Low-Cost MARG Sensors with Disturbances Reduction," *IEEE Trans Instrum Meas*, vol. 70, 2021, doi: 10.1109/TIM.2021.3104395.
- [4] Z. Ismail and R. Varatharajoo, "A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control," *Advances in Space Research*, vol. 45, no. 6, pp. 750–759, Mar. 2010, doi: 10.1016/J.ASR.2009.11.004.
- [5] Y. Zhao, J. Sun, and H. Tian, "Development of methods identifying parameters in reaction wheel assembly disturbance model," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 78, no. 4, pp. 326–330, 2006, doi: 10.1108/17488840610675618.
- [6] M. P. Le, M. H. M. Ellenbroek, R. Seiler, P. Van Put, M. Bradford, and E. J. E. Cottaar, "A FULL DISTURBANCE MODEL FOR REACTION WHEELS," 2014. [Online]. Available: <http://asmedigitalcollection.asme.org/IDETC-CIE/proceedings-pdf/IDETC-CIE2014/46414/V008T11A061/4259687/v008t11a061-detc2014-34480.pdf>
- [7] R. A. Masterson, D. W. Miller, and R. L. Grogan, "Development and validation of reaction wheel disturbance models: Empirical model," *J Sound Vib*, vol.



### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Original Article

# Advances and Prospects of Free Space Optical Communication in Space Applications

Javad Haghshenas\*

\*Satellite System Institute, Iranian Space Research Center (ISRC),  
Tehran, Iran.

[j.haghshenas@isrc.ac.ir](mailto:j.haghshenas@isrc.ac.ir)

Available in:  
[Journal.isrc.ac.ir](http://Journal.isrc.ac.ir)

Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:64-99  
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.488443.1215

## Article Info

Received: 1403-08-24  
Accepted: 1403-11-27

## Keywords

Free Space Optics, FSO,  
Laser Communication  
Terminal, Satellite Laser  
communication, NASA, ESA,  
JAXA, Strategy,  
Intersatellite optical  
communication

## How to Cite this article

J. Haghshenas, "Advances and Prospects of Free Space Optical Communication in Space Applications", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 64–99, 2025.

## Abstract

This research aims to investigate the emerging technology of free-space optical communication and its applications in the space industry. By employing light beams as information carriers, this technology offers significantly higher bandwidth and enhanced security compared to conventional RF methods. The study provides a comprehensive review of the history of space missions aimed at developing and utilizing the advantages of free-space optical communication. Furthermore, it delves into the principles, challenges, and opportunities of this technology in various domains, including satellite communication, space networks, and deep space exploration. The research also explores existing technical challenges and potential solutions. Additionally, by introducing and examining relevant standards and comparing the achievements of leading countries in this field, a clear vision for the future of space laser communication is presented. The findings of this research demonstrate that free-space optical communication can play a pivotal role in developing space communication infrastructure and revolutionizing space technologies. Therefore, a precise strategy and a step-by-step roadmap are essential for achieving this technology domestically.

# پیشرفت‌ها و چشم‌اندازهای مخابرات اپتیکی فضایی

جواد حق شناس\*

پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران  
j.haghshenas@isrc.ac.ir

\* نویسنده مسئول

## چکیده

این پژوهش با هدف بررسی فناوری نوظهور مخابرات اپتیکی فضایی و کاربردهای آن در صنعت فضایی انجام شده است. با استفاده از پرتوهای نور به عنوان حامل اطلاعات، این فناوری می‌تواند پهنای باند بسیار بالاتر و امنیت بسیار بیشتری نسبت به روش‌های مرسوم ارائه دهد. در پژوهش حاضر، به مرور کامل و دقیق تاریخچه ماموریت‌های فضایی با هدف توسعه و بهره‌برداری از مزایای مخابرات اپتیکی فضایی در کنار بررسی اصول، چالش‌ها و فرصت‌های این فناوری در حوزه‌های مختلفی همچون مخابرات ماهواره‌ای، شبکه‌های فضایی و اکتشافات کیهانی پرداخته شده است. همچنین، چالش‌های فنی موجود و راهکارهای مقابله با آن‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. علاوه بر این، با معرفی و بررسی استانداردها و مقایسه دستاوردهای کشورهای پیشرو در این حوزه، چشم‌اندازی روشن از آینده مخابرات لیزری فضایی ترسیم می‌شود. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که ارتباطات نوری فضایی می‌تواند نقش بسیار مهمی در توسعه زیرساخت‌های ارتباطی فضایی و ایجاد تحول در فناوری‌های فضایی ایفا کند و ضروری است یک راهبرد دقیق و نقشه راه گام به گام برای دستیابی به این فناوری در کشور تعریف شود.



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

دو فصلنامه علوم، فناوری  
و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۶۴-۹۹  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2025.488443.1215

## تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۸/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۲۷

## واژه‌های کلیدی

مخابرات اپتیکی فضای آزاد،  
ترمینال مخابرات لیزری، ماهواره،  
راهبرد، مخابرات اپتیکی بین  
ماهواره‌ای

## نحوه استناد به مقاله

جواد حق شناس، "پیشرفت‌ها و چشم‌اندازهای مخابرات اپتیکی فضایی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۶۴-۹۹، ۱۴۰۴.

## ۱- مقدمه

مطالعه حاضر به بررسی جامع فناوری FSO با تمرکز بر کاربردهای ماهواره‌ای می‌پردازد. ابتدا تاریخچه توسعه این فناوری از آغاز تا اکنون مورد بررسی قرار می‌گیرد و سپس اصول کار و اجزای اصلی سیستم‌های FSO تشریح می‌شود. در ادامه، چالش‌های فنی موجود در پیاده‌سازی سیستم‌های FSO و راهکارهای مقابله با آن‌ها مورد تحلیل قرار می‌گیرد. همچنین استانداردها و پروتکل‌های ارتباطی مورد استفاده در این حوزه بررسی شده و دستاوردهای مهم کشورهای پیشرو در این زمینه به صورت جامع مقایسه می‌شود. در نهایت، با توجه به بررسی‌های انجام شده، یک نقشه راه برای توسعه فناوری FSO در ایران ارائه می‌شود.

هدف اصلی این مقاله ارائه یک دیدگاه جامع و روشن از فناوری FSO برای محققان، مهندسان، سیاست‌گذاران و علاقه‌مندان به این حوزه است. با مطالعه این مقاله، خواننده می‌تواند به درک عمیقی از پتانسیل‌ها و چالش‌های این فناوری دست یابد و نقش مهم آن را در آینده ارتباطات جهانی درک کند.

## ۲- تاریخچه و پیشینه

مطالعه تاریخی و روند توسعه مخابرات اپتیکی فضایی در این مقاله به چهار بخش کلی تقسیم بندی شده است:

### ۱- دوره آغازین (قبل از دهه ۱۹۹۰):

در این بازه، اولین آزمایش‌ها و مطالعات نظری در زمینه ارتباطات لیزری فضایی انجام شد. با این حال، چالش‌های فنی و محدودیت‌های فناوری باعث شد که این فناوری در این دوره به طور گسترده مورد استفاده قرار نگیرد.

دستاوردهای کلیدی این دوره را میتوان به صورت کلی بدین صورت ارائه کرد:

در سال ۱۸۷۶، الکساندر گراهام بل با اختراع تلفن فوتو، اولین گام را در جهت استفاده از نور برای انتقال اطلاعات برداشت [3,4,5]. این دستگاه از نور خورشید برای انتقال سیگنال‌های صوتی استفاده می‌کرد و می‌توان آن را اولین سیستم ارتباطی بی‌سیم مبتنی بر نور دانست (شکل ۱). در سال ۱۹۶۰ با کشف اولین لیزر کارآمد در آزمایشگاه‌های تحقیقاتی هیوز، مالیبو، کالیفرنیا، تحولی عظیم در علم و فناوری ایجاد شد [5, 6]. لیزر با ویژگی‌های منحصربه‌فرد خود مانند تکفامی، همدوسی و شدت بالا، امکان ایجاد ارتباطات نوری با سرعت و دقت بالا را فراهم ساخت.

در عصر اطلاعات و ارتباطات، نیاز به انتقال حجم عظیمی از داده با سرعت بسیار بالا به طور مداوم در حال افزایش است. ماهواره‌ها به عنوان ستون فقرات زیرساخت‌های ارتباطی جهانی، نقش حیاتی در برآورده کردن این نیاز ایفا می‌کنند. با این حال، فناوری‌های مخابراتی سنتی مبتنی بر امواج رادیویی با محدودیت‌هایی همچون پهنای باند محدود، تداخل، هزینه‌های بالای تجهیزات و پیچیدگی سیستم‌های ماهواره‌ای مواجه هستند. علاوه بر این، رشد فزاینده فناوری‌هایی مانند اینترنت اشیا، هوش مصنوعی و واقعیت مجازی، تقاضا برای پهنای باند را به طور تصاعدی افزایش داده و نیاز به فناوری‌های ارتباطی نوآورانه‌تر را بیش از پیش ضروری ساخته است.

مخابرات اپتیکی فضای آزاد (FSO) به عنوان یک فناوری نوظهور، پتانسیل حل بسیاری از این چالش‌ها را دارد. با استفاده از پرتوهای نور برای انتقال داده، FSO می‌تواند پهنای باند بسیار بالاتری نسبت به سیستم‌های رادیویی ارائه دهد. برخلاف RF که محدودیت‌های طیف فرکانسی دارد، FSO از پهنای باند تقریباً نامحدودی برخوردار است. همچنین، FSO مزایای دیگری مانند امنیت بالاتر (دشواری بودن شنود)، کاهش تداخل، ابعاد کوچکتر تجهیزات و مصرف انرژی کمتر را ارائه می‌دهد [1]. این ویژگی‌ها FSO را به یک گزینه جذاب برای کاربردهای مختلف از جمله ارتباطات ماهواره‌ای، شبکه‌های زمینی و ارتباطات هوایی تبدیل کرده است.

مطالعات بازار نشان می‌دهد که صنعت FSO در سال‌های اخیر رشد چشمگیری داشته است و پیش‌بینی می‌شود این رشد در سال‌های آینده نیز ادامه یابد. در حال حاضر ارزش این بازار تقریباً ۵۰۰ الی ۷۰۰ میلیون دلار است و انتظار می‌رود بازار جهانی FSO تا سال ۲۰۳۰ به حدود ۴ میلیارد دلار و در ۲۰۴۰ تقریباً به ۱۰ میلیارد دلار برسد [2]. این رشد به دلیل افزایش تقاضا برای پهنای باند، کاهش هزینه‌های تجهیزات و پیشرفت‌های تکنولوژیکی در حوزه لیزر و آشکارسازها است.

با وجود تمام مزایای FSO، پیاده‌سازی این فناوری با چالش‌هایی نیز همراه است. تلاطم جوی، تداخل ناشی از نور خورشید و بارش باران، و نیاز به سیستم‌های بسیار دقیق نشانه‌رویی و ردیابی از جمله مهم‌ترین چالش‌های FSO هستند. با این حال محققان و مهندسان در سراسر جهان در حال توسعه درصدها راهکارهایی برای رفع این چالش‌ها هستند.

۲- دهه ۱۹۹۰:

در اوایل سال ۱۹۹۰، در یک پروژه جذاب مشترک بین سازمان‌های NASA و ESA بنام آزمایش آینه رله (RME)، سه پرتو لیزر از زمین به ماهواره RME در ارتفاع ۳۵۰ کیلومتری ارسال و انعکاس آن از آینه‌های رله آن ماهواره مجدداً بر روی زمین دریافت شد [24]. این پروژه یکی از اولین گام‌های مهم در جهت درک و کاهش تأثیرات آشفتگی جوی بر ارتباطات لیزری فضایی بود. نتایج این پروژه، محققان را به سمت توسعه سیستم‌های اپتیکی تطبیقی پیشرفته‌تر سوق داد.

در سال ۱۹۹۲، پروژه GOPEX به‌عنوان یک گام جسورانه در جهت گسترش مرزهای ارتباطات لیزری فضایی انجام شد. در این پروژه با ارسال یک پالس لیزر از دو ایستگاه زمینی اپتیکی در کالیفرنیا و نیومکزیکو یک ارتباط اپتیکی با فضایی‌های گالیله در فاصله ۶ میلیون کیلومتری در اعماق فضا برقرار شد [33]. در این پروژه از یک لیزر بسیار قدرتمند، تلسکوپ‌های بزرگ برای ارسال و دریافت سیگنال، و سیستم‌های اپتیکی تطبیقی پیشرفته‌تری نسبت به پروژه RME استفاده شد. موفقیت در برقراری ارتباط لیزری با یک فضایی دور دست، نشان داد که این فناوری برای ارتباطات در فواصل بسیار طولانی قابل اعتماد است. از چالش‌های اساسی این پروژه، تأخیر زمانی، تداخل نوری و مدیریت مصرف انرژی در کنار نشانه‌روی دقیق برای فواصل بسیار طولانی بود. دستاوردهای فنی این پروژه برای استفاده در پروژه‌های بعدی مثل GOLD و SILEX مورد بهره‌برداری قرار گرفت.

در سال ۱۹۹۴، NICT با استفاده از ماهواره ژاپنی EST-VI در مدار ژئو برای اولین بار یک لینک ارتباطی فضا به زمین را پیاده‌سازی کرد [32, 34-38].

در سال ۱۹۹۵، اولین لینک ارتباطی دو طرفه زمین به فضا در پروژه GOLD با استفاده از لیزر پرتوان انجام شد [38-39]. در نهایت در پروژه CEMERLL براساس موارد توسعه یافته در پروژه GOLD، یک لینک لیزری دو جهته زمین-ماهواره با اپتیکی تطبیقی برای کاهش اثر تلاطم جو پیاده‌سازی شد [40].

از اواخر دهه ۸۰ و اوایل دهه ۹۰، سازمان‌های فضایی آلمان (DLR)، فرانسه (CNES) و ESA یک پروژه مشترک به‌نام SILEX را به صورت اختصاصی، به‌منظور ایجاد ارتباط لیزری بین ماهواره‌های آغاز کردند. به‌همین منظور ماهواره فرانسوی SPOT-4 مجهز به ترمینال لیزری متناسب با ماهواره

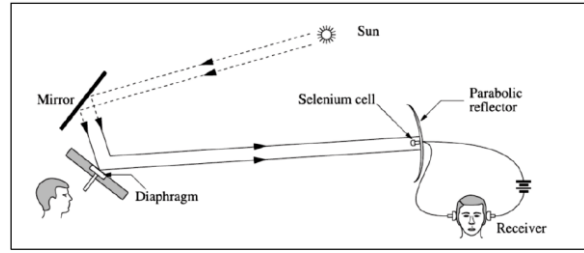


Figure 2-1: Photophone invented by Alexander Graham Bell [2]

شکل (۱): شماتیک تلفن-فوتو ابداعی الکساندر گراهام بل

در دهه ۱۹۶۰ و ۱۹۷۰ مطالعات نظری و آزمایش‌های اولیه بر روی ارتباطات لیزری فضایی متمرکز شد. محققان به بررسی چالش‌هایی مانند تلاطم جوی، تداخل ناشی از نور خورشید و نیاز به سیستم‌های دقیق جهت‌یابی و ردیابی پرداخته‌اند [7-22]. NASA نیز از ابتدای دهه ۶۰، تحقیقات در زمینه ارتباطات لیزری را آغاز کرد. اولین مطالعه نظری در مورد انتقال نوری از زمین به ماهواره توسط فرید در سال ۱۹۶۷ مورد مطالعه قرار گرفت [23]. چند سال بعد یک انتقال uplink، با استفاده از لیزر آرگون مبتنی بر موج پیوسته (CW) از زمین به سمت ماهواره (GEOS-II) انجام شد [24]. سپس مطالعات نظری مختلفی پیشنهاد و آزمایشات موفقیت آمیزی نیز برای بررسی ارتباطات نوری زمین به ماهواره و بین ماهواره انجام شد [25-31].

امروزه کاربردهای FSOC در ارتباطات راه دور، شبکه‌های کامپیوتری، لینک نقطه به نقطه LOS، اینترنت پرسرعت، امنیت، ارتباطات پرسرعت بین ساختمانی، پشتیبان‌گیری فیبرنوری و غیره متنوع هستند. شکل ۲ سناریوهای متنوع FSOC را نشان می‌دهد.



شکل (۲): سناریوهای متنوع کاربردهای ارتباطی FSOC [32].

چالش‌های اصلی در این دهه معطوف به شناسایی و مطالعه اثرات تلاطمی اتمسفر بر مشخصات پرتو لیزر در کنار مسائلی مثل چالش‌های بنیادین در نشانه‌روی و حفظ جهت‌گیری دقیق پرتو لیزر بین گیرنده و فرستنده در فواصل بسیار دور مثل محیط فضا، باعث شد مطالعات گسترده‌ای در دانشگاه‌ها برای رفع آن‌ها شکل بگیرد.

طرف سازمان فضایی فرانسه در قالب پروژه LOLA برقرار شد [57-61].

در این دهه چندین آزمایش دیگر در آزمایشگاه‌های نظامی و هوافضا انجام شد که فناوری لینک‌های نوری زمین به ماهواره، ماهواره به ماهواره و ماهواره به ماهواره را تثبیت کند [62-66]. در این دهه همچنین پروژه LLCD که از دهه ۱۹۹۰ شروع شده و هدف اصلی آن برقراری ارتباط لیزری بین زمین و ماه، در حال انجام بود. در نهایت در سال ۲۰۱۳ این پروژه با قرارگیری یک ماهواره در مدار ماه با موفقیت انجام شد [67-69].

به‌عنوان جمع‌بندی می‌توان گفت در این دهه، نقاط عطف فراوان و مهمی در پیشرفت شتابان ارتباطات لیزری فضایی وجود داشت و با افزایش تعداد آزمایش‌ها و ماموریت‌ها، مجموعه‌ای از اولین‌ها اتفاق افتاد؛ از اولین ارتباط بین ماهواره‌های GEO-LEO تا اولین ارتباط پایدار ماهواره مدار LEO به زمین و اولین ارتباط دوجبه‌ته LEO-LEO. این دهه را همچنین می‌توان دهه توسعه فناوری‌های جدیدی مثل اپتیک تطبیقی نامید.

#### ۴- دهه ۲۰۱۰ به بعد :

در سال ۲۰۱۱ اولین تلاش موفق چین برای برقراری لینک اپتیکی با نرخ 504 Mbps توسط ماهواره HY-2 به زمین انجام شد [70, 71]. در همین سال روسیه نیز یک ترمینال لیزری BTSL را در ایستگاه فضایی مستقر و شروع به برقراری ارتباط با ایستگاه زمینی کرد [72]. اولین لینک deep space به زمین با استفاده از کاوشگر LADEE در مدار دور ماه در سال ۲۰۱۳ برقرار شد [73-78]. در اواخر همین سال ماهواره Alphasat به مدار ژئو تزیق شد که حامل یک ترمینال مخابرات اپتیکی از شرکت TESAT بود [79-80]. اولین لینک پرسرعت (بیش از گیگابیت بر ثانیه) GEO-LEO بین ماهواره‌های اروپایی Alphasat و Sentinel 1A در سال ۲۰۱۴ انجام شد [81, 82].

سال ۲۰۱۴ اولین آزمایش لیزر LEO به زمین با QKD در میکروماهواره (SOTA) توسط NICT [83, 84] و سال ۲۰۱۵ اولین لینک بین بالن‌ها توسط گوگل [85-87] انجام شد. در همین سال NASA محموله OPALS را به‌منظور انجام آزمون‌های تخصصی بر روی ISS مستقر کرد [88, 89]. اولین آزمایش‌های زمینی برای سناریوهای معادل ژئو با هدف دستیابی به نرخ‌های چند ترا بیت بر ثانیه توسط DLR در سال‌های ۲۰۱۶ الی ۲۰۱۸ با موفقیت انجام شد [90]. در اواخر همین سال اولین آزمایش درهم تنیدگی کوانتومی از فضا توسط چین با استفاده از ماهواره Micius LEO انجام داد [91, 92]. در نهایت اولین ماهواره

ARTEMIS در سال ۱۹۹۸ با موفقیت به مدار LEO پرتاب شد تا اولین گام‌های عملیاتی از پروژه SILEX انجام شود. در ۱۹۹۹ مطابق برنامه‌ریزی باید ماهواره اروپایی ARTEMIS به‌عنوان هاب اصلی در مدار ژئو قرار می‌گرفت که با توجه به ایرادات عدم سازگاری با پرتابگر ژاپنی، نهایتاً در ۲۰۰۱ با استفاده از ماهواره‌بر فرانسوی آریان-۵ به مدار مورد نظر پرتاب شد. اولین لینک بین ماهواره‌های ARTEMIS و SPOT-4 در نوامبر ۲۰۰۱، برقرار شد [41-45]. این پروژه بعدها بنیان‌گذار بزرگترین شبکه رله داده در اروپا شد و آینده ارتباطات بین ماهواره‌ای را متحول کرد.

به‌عنوان جمع‌بندی این بخش می‌توان گفت دهه ۱۹۹۰ با پیشرفت‌های چشمگیر در فناوری لیزر و اجرای اولین آزمایش‌های عملیاتی ارتباطات لیزری در فضا، پایه و اساس توسعه این فناوری در دهه‌های بعدی را فراهم کرد.

#### ۳- دهه ۲۰۰۰ :

همانطور که در بخش قبل ذکر شد، در نوامبر ۲۰۰۱ اولین ارتباط پایدار بین ماهواره SPOT-4 در مدار LEO و ماهواره ARTEMIS در مدار ژئو با نرخ ۵۰ مگابیت برثانیه برقرار شد [41-46]. از سال ۲۰۰۳ به بعد، به‌عنوان یک ماموریت عملیاتی ۱۳۲۷ تلاش برای برقراری لینک لیزری بین SPOT-4 و آرتیمیس انجام شد که فقط ۵۷ بار موفق نبود و در مجموع معدل ۱۰ روز و ۱۸ ساعت و ۳۰ دقیقه ارتباط موفق برقرار شد [47]. همچنین ۱۳۷ بار تلاش برای برقراری ارتباط بین ایستگاه زمینی و ماهواره آرتیمیس در مدار ژئو برقرار شد که فقط ۲۵ بار ناموفق بود و در مجموع معادل ۲ روز و ۱۰ ساعت و ۳۷ دقیقه ارتباط موفق برقرار شد [47]. در همان سال، پروژه GEOLITE با هدف برقراری ارتباط لیزری بین زمین و یک ماهواره در مدار GEO آغاز شد. نتایج این پروژه به‌عنوان مبنای پروژه LCRD و دیگر پروژه‌های NASA قرار گرفت [48, 49].

بعدها در سال ۲۰۰۵ لینک اپتیکی دو جهته موفق بین ماهواره ژاپنی KIRARI، با نام رسمی OICETS از مدار LEO و ماهواره آرتیمیس انجام شد [50]. در همین سال اولین لینک بین سکوی ارتفاع بالا (HAP) و زمین توسط DLR انجام شد [51-52] که تجارب آن در سال ۲۰۰۷ برای برقراری یک لینک اپتیکی بین دو ماهواره آلمانی Terra SAR-X و ماهواره آمریکایی NFIRE در مدار LEO مورد استفاده قرار گرفت [53-55].

در این ارتباط از ترمینال‌های لیزری شرکت آلمانی Eest T استفاده شد [56]. در همین سال اولین لینک اپتیکی دو طرفه بین هواپیماهای ارتفاع بالا و ماهواره آرتیمیس در مدار ژئو از

در حال حاضر NASA یک پروژه بلند مدت برای ایجاد Lunar relay، به نام LunaNet در دست انجام دارد [123, 124]. به‌عنوان جمع‌بندی این بخش میتوان گفت این دهه به تثبیت فناوری، توسعه فناوری‌های نوین، رشد سریع فناوری‌های نوین و افزایش سرعت انتقال داده در کنار کاربردهای جدیدی مانند ارتباطات کوانتومی اختصاص دارد. همچنین در اواخر دهه ۲۰۱۰ کم کم ترمینال‌های لیزری ماهواره‌ای به‌صورت تجاری تبدیل شد و در دسترس بودن آن‌ها در کنار افزایش ظرفیت تولید و رقابت باعث شد که شرکت‌هایی مثل SpaceX و OneWeb برنامه‌های ایجاد شبکه‌های گسترده با سرعت بسیار بالا برپایه ترمینال‌های لیزری را عملیاتی کنند [125-131].

### ۳- اصول کار و اجزای سیستم‌های ارتباطی

#### لیزری

در سیستم‌های مخابرات لیزری ماهواره‌ای، داده‌ها به صورت سیگنال‌های نوری با استفاده از پرتو لیزر بین زمین و یک ماهواره یا بین دو ماهواره در فضا مبادله می‌شوند. این فناوری به دلیل پهنای باند بسیار بالا، کم‌اتلاف بودن و امنیت بالا، در کاربردهایی مانند مخابرات ماهواره‌ای با سرعت بالا، مخابرات بین ماهواره‌ای و ارتباطات اکتشافی، مورد توجه قرار گرفته است. در این سیستم‌ها، پرتو لیزر به عنوان حامل اطلاعات، از طریق فضای آزاد بین فرستنده و گیرنده منتقل می‌شود. این فرآیند شامل مراحل زیر است: [36, 132-142]

**تولید نور لیزر:** یک لیزر با طول موج مناسب سیگنال لیزری را تولید می‌کند. این نور دارای ویژگی‌هایی مانند تکفامی، فرکانس بالا و شدت زیاد است که آن را برای مخابرات فضایی مناسب می‌سازد.

**مدولاسیون:** اطلاعات روی پرتو لیزر سوار می‌شود. روش‌های مختلفی برای مدولاسیون وجود دارد که از جمله آن‌ها میتوان به مدولاسیون شدت، فاز و فرکانس اشاره کرد.

**انتشار پرتو:** پرتو لیزر با استفاده از یک تلسکوپ به سمت گیرنده هدایت شده که در طول مسیر تحت تأثیر عوامل مختلفی مانند تلاطم جوی، ابر و ذرات معلق قرار می‌گیرد.

**دریافت و پردازش سیگنال:** گیرنده، پرتو لیزر را دریافت و با استفاده از یک آشکارساز نوری به سیگنال الکتریکی تبدیل می‌کند. سپس این سیگنال پردازش شده و اطلاعات استخراج می‌شود.

از منظومه سیستم رله داده اروپا (EDRS) با نام EDRS-A در اواخر ۲۰۱۶ در مدار ژئو قرار گرفت [93-97]. از طرف دیگر DLR نیز اولین پرتاب از سری پرتاب‌های OSIRIS را در همین سال آغاز کرد [98, 99]. ژاپن در سال ۲۰۱۷ پروژه منظومه ماهواره‌ای QZSS را با هدف دستیابی به لینک پایدار مخابرات لیزری با نرخ 1 Gbps را آغاز کرد [100, 101]. در همین سال DLR ماهواره Flying Laptop، از سری ماهواره‌های OSIRIS را پرتاب کرد [102-104] و چین نیز اولین آزمایش لینک ارتباط لیزری از GEO به زمین را با نرخ 5 Gbps انجام داد [70, 105]. در سال ۲۰۱۹، ژاپن پروژه SOLISS را با توسعه تجهیزات ترمینال لیزری بسیار کوچک بر روی ISS آغاز کرد [106-108]. همچنین ESA دومین ماهواره منظومه EDRS با نام EDRS-C را در مدار قرار داد [93, 95]. از طرف دیگر چین در پروژه Shijian-20 نرخ ارسال 10 Gbps بین مدار ژئو و زمین را عملیاتی کرد [70, 105]. در این سال یکی دیگر از ماموریت‌های بلندپروازنه NASA، یعنی نمایش رله ارتباطی لیزری (LCRD) برنامه‌ریزی شده بود که نهایتاً در سال ۲۰۲۱ با برقراری نرخ 1.2 Gbps از مدار GEO با موفقیت انجام شد [109-110]. سال ۲۰۲۰ چین در پروژه Tianwen-1 توانست برای اکتشافات مریخ نرخ داده مخابرات لیزری 5 Gbps را عملیاتی کند [111]. در سال ۲۰۲۱ علاوه بر انجام موفق پروژه LCRD توسط NASA، چین نیز ارتباط با نرخ 1 Gbps از ایستگاه فضایی تیانگونگ با زمین برقرار کرد [112]. همچنین DLR نیز OSIRISv4 را برای برقراری نرخ ارسال 100 Mbps به فضا پرتاب کرد [113]. سال ۲۰۲۲، NASA یک محموله مخابرات لیزری کیوبستی به نام TBIRD با ابعاد 3U را با هدف آزمایش فناوری ارسال داده با نرخ حدود 200 Gbps را عملیاتی کرد که میتواند چندین ترابایت داده را در بازه ۶ دقیقه، که ماهواره در دید ایستگاه زمینی قرار دارد به زمین ارسال کند. در سال ۲۰۲۳ در یک گذر ۵ دقیقه‌ای، داده‌ای با حجم ۴,۸ ترابایت معادل ۲۴۰۰ ساعت فیلم با کیفیت HD را بدون خطا به زمین ارسال کرد [114-117]. در سال ۲۰۲۳ پروژه ILLUMA-T، به‌منظور رله داده با نرخ 1.244 Gbps از ISS به ماهواره LCRD در مدار ژئو عملیاتی شد [118-120]. همچنین در سال ۲۰۲۴ NASA پروژه O2O را با هدف پشتیبانی از فضانوردان ماه‌نورد Artemis II با ارتباط با سرعت بالا از مدار ماه با ایستگاه زمینی به انجام رساند [121-122].

امنیت: امنیت یکی از مهم‌ترین چالش‌های ارتباطات لیزری است. برای افزایش امنیت میتوان از روش‌های رمزنگاری جدید، QKD و AI و لیزر با ویژگی‌های خاص استفاده کرد [139].

• مقایسه تکنولوژی RF و اپتیک

با در نظر گرفتن اجزای اصلی و پارامترهای مطرح شده در این بخش، مقایسه مشخصات و عملکرد یک سیستم مخابراتی RF و یک سیستم مخابرات اپتیک در یک سناریوی یکسان به خواننده دید کامل‌تری از تفاوت تکنولوژیکی این دو سیستم مخابراتی خواهد داد. شکل ۳، بودجه لینک یک سیستم مخابرات اپتیک با طول موج لیزری ۱۵۵۰ نانومتر و شکل ۴، بودجه لینک را برای دو سیستم مخابرات RF در فرکانس‌های ۳۲ و ۶۰ گیگاهرتز برای یک ماموریت یکسان GEO-LEO با فاصله تقریبی ۴۲۰۰۰ کیلومتر و نرخ ارسال 2.5 Gbps ارائه می‌کند [143]. مقایسه ابعاد آنتن‌ها و توان ارسال موردنیاز مزیت رقابتی مخابرات اپتیک را بیشتر آشکار می‌کند.

Optical system	
Transmit power	40.0 dBm
	10.0 W
Frequency	193 THz
Wavelength	1.55 μm
Tx antenna diameter	10.2 cm
Tx antenna gain	109.3 dB
Tx loss	-2.0 dB
Strehl ratio	-0.4 dB
Pointing loss	-3.0 dB
Beam divergence	19.3 μrad
Path loss	-290.6 dB
Rx antenna diameter	10.2 cm
Rx antenna gain	106.3 dB
Rx loss	-2.0 dB
Receive power	-42.4 dBm
Receive sensitivity	90 photons/bit
Required power	-45.4 dBm
Link margin	3.0 dB

شکل (۳): بودجه لینک مخابرات اپتیک برای نرخ ارسال 2.5 Gbps برای ماموریت GEO-LEO با فاصله ۴۲۰۰۰ کیلومتر

اجزای اصلی سیستم:

اجزای اصلی یک سیستم مخابرات لیزری مخابراتی را میتوان در حالت کلی به صورت ذیل دسته بندی کرد:

**لیزر:** از لیزرهای نیمه‌رسانا، لیزرهای فیبری و لیزرهای حالت جامد می‌توان در سیستم‌های مخابرات لیزری استفاده کرد. انتخاب لیزر به عوامل مختلفی مانند پهنای باند مورد نیاز، طول موج، توان خروجی و هزینه بستگی دارد [133]

**مدولاتور:** وظیفه سوار کردن اطلاعات روی پرتو لیزر را بر عهده دارد. از مدولاتورهای رایج می‌توان به مدولاتورهای الکترواپتیک و آکوستو اپتیک اشاره کرد. [132]

**تلسکوپ:** تلسکوپ برای متمرکز کردن پرتو لیزر و ارسال آن به سمت ماهواره استفاده می‌شود. همچنین در دریافت پرتو لیزر از ماهواره نیز نقش دارد. تلسکوپ‌ها معمولاً از آینه‌های سهموی یا کروی ساخته می‌شوند [134,135].

**آشکارساز:** آشکارساز نوری پرتو لیزر دریافتی را به سیگنال الکتریکی تبدیل می‌کند که در سیستم‌های نوین از AI جهت بهبود عملکرد آن استفاده می‌شود [136].

**سیستم ردیابی و جهت‌یابی:** این سیستم برای حفظ ارتباط بین فرستنده و گیرنده و جبران حرکت‌های نسبی آن‌ها استفاده می‌شود [142].

چالش‌ها و راهکارها:

چالش‌های اساسی یک سامانه مخابرات لیزری را میتوان به صورت کلی زیر دسته‌بندی کرد:

**تلاطم جوی:** تلاطم جوی باعث انحراف و پراکندگی پرتو لیزر می‌شود. برای مقابله با این چالش می‌توان از تکنیک‌های تصحیح جوی و استفاده از لیزرهای با توان بالا استفاده کرد [137].

**افت مسیر اتمسفر:** در طول مسیر انتقال، پرتو لیزر ممکن است به دلیل جذب توسط ذرات موجود در جو و یا پراکندگی دچار افت مسیر اتمسفری شود [137, 138]

**نویز:** نویزهای مختلف مانند نویز حرارتی، نویز شات و نویز تداخل، بر کیفیت سیگنال تأثیر می‌گذارند [133, 136, 141].

**حرکت نسبی:** حرکت نسبی فرستنده نسبت به گیرنده باعث می‌شود که پرتو لیزر از هدف خارج شود [141, 142].

**ابرها و ذرات معلق:** ابرها و ذرات باعث جذب و پراکندگی پرتو لیزر می‌شوند که برای کاهش تأثیر آن می‌توان از طول موج‌های بلندتر و استفاده از چندین پرتو لیزر استفاده کرد [138].

میتوانند، در یک شبکه یکپارچه عمل کنند. در این بخش، به بررسی دقیق چندین استاندارد مهم خواهیم پرداخت و نقاط قوت و ضعف هر یک مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

#### ۱-۴- استاندارد SDA OCT

با توجه به سرعت بسیار زیاد رشد استفاده از مخابرات نوری در محیط فضا در سالیان اخیر، سازمان توسعه فضایی (SDA) که تحت هدایت وزارت دفاع ایالات متحده (پنتاگون) فعالیت می‌کند و هدف اصلی آن توسعه و پیاده‌سازی فناوری‌ها و سیستم‌های فضایی برای حمایت از نیازهای دفاعی و امنیت ملی ایالات متحده است در اوایل سال ۲۰۲۰، نسخه اولیه‌ای از یک استاندارد جامع برای ترمینال‌های مخابرات اپتیکی (OCT) معرفی کرد [145]. نسخه نهایی این استاندارد با عنوان OCT standard version 3.0.1 در اواخر ماه می ۲۰۲۳ ارائه شد [146]. در جولای ۲۰۲۴ ورژن ۴ این استاندارد نیز منتشر شده است [147].

در حال حاضر این استاندارد به‌عنوان جامع‌ترین مرجع برای طراحان و مهندسين ارتباطات اپتیکی فضایی شناخته می‌شود. در حالت کلان، این استاندارد برای ماموریت‌های فضا-به-فضا (S2S)، فضا-به-هوا (S2A)، فضا به دریا (S2M)، فضا-به زمین (S2G)، و فضای آزاد (FSO) را شامل می‌شود. هدف کلی این استاندارد سازگار شدن مازول‌های شرکت‌های مختلف جهت استفاده مشترک در ماموریت‌ها است. بر اساس لایه‌بندی مدل OSL این استاندارد شامل لایه بندی زیر است:

#### • لایه فیزیکی

به‌عنوان پایین‌ترین لایه در مدل OSI است که شامل تعریف کامل کانال‌های مخابراتی و سیستم نشانه‌روی، دریافت و ردگیری (PAT) است. استراتژی مربوط به PAT در این استاندارد دقیقاً مطابق با کتاب نارنجی CCSDS با عنوان Optical High Data Rate (HDR) Communication-1064 nm تعریف شده است [148]. همچنین مشخصات اصلی پارامترهای لیزر شامل طول موج، پهنای باند و ... در کنار پارامترهای مدولاسیون (به‌عنوان مثال، On-Off Keying Non-Return-to-Zero (OOK-NRZ)، تعریف شبکه طیفی، Latency، پلاریزاسیون، سازگاری فرستنده و گیرنده و ... در این لایه تعریف می‌شود. همچنین این بخش شامل مشخصاتی نظیر نرخ داده موردنیاز کاربر است. علاوه بر موارد فوق، اثرات اتمسفر بر انتشار پرتو لیزر نیز در این لایه قرار می‌گیرد.

	RF systems	
	Ka-band	Millimeter-band
Transmit power	17.0 dBW 50.0 W	13.0 dBW 20.0 W
Frequency	32.0 GHz	60.0 GHz
Wavelength	9.4 mm	5.0 mm
Tx antenna diameter	2.2 m	1.9 m
Tx antenna gain	55.1 dBi	59.3 dBi
Feeder loss	-3.0 dB	-2.0 dB
EIRP	69.1 dBW	70.3 dBW
Pointing loss	-0.3 dB	-1.0 dB
Polarization loss	-0.5 dB	-0.5 dB
Beam divergence	0.25 deg	0.16 deg
Path loss	-215.0 dB	-220.5 dB
Rx antenna diameter	2.2 m	1.9 m
Rx antenna gain	55.1 dBi	59.3 dBi
Feeder loss	-2.1 dB	-1.5 dB
Receive power	-93.7 dBW	-93.8 dBW
System noise	29.6 dBK	29.8 dBK
G/T	23.4 dB/K	28.0 dB/K
Noise density	-199.0 dBW	-198.8 dBW
C/N <sub>0</sub>	105.3 dBHz	105.0 dBHz
Required C/N <sub>0</sub>	102.0 dBHz	102.0 dBHz
Link margin	3.4 dB	3.0 dB

شکل (۴): بودجه لینک مخابرات RF در فرکانس‌های ۳۲ و ۶۰ گیگاهرتز برای نرخ ارسال 2.5 Gbps برای ماموریت GEO-LEO با فاصله ۴۲۰۰۰ کیلومتر

شکل ۵ مقایسه مخابرات اپتیکی و مخابرات مرسوم RF را برای ماموریت‌های مختلف (با فرض توان ارسالی ۱۰ و ۵۰ و ۲۰ وات مطابق جداول فوق برای لینک‌های اپتیکی و RF) ارائه می‌کند. فاصله لینک برای ماموریت‌های GEO-GEO، LEO-LEO و GEO-LEO و Moon-Satellite به ترتیب ۵۰۰۰، ۷۳۰۰۰، ۴۲۰۰۰ و ۴۰۰۰۰۰ کیلومتر در نظر گرفته شده است. همانطور که از این مقایسه دیده می‌شود، برای مخابرات RF ابعاد آنتن‌ها حدود ۱۳ الی ۲۲ برابر و جرم و توان مصرفی کل حدود ۲ برابر بزرگتر از مخابرات اپتیکی است [143,144].

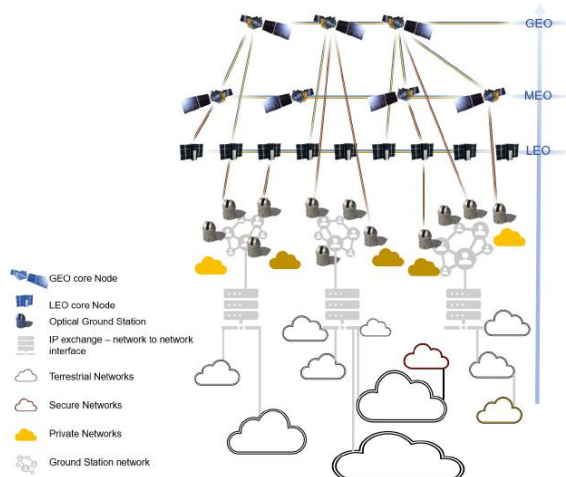
Link scenario	Data rate	Frequency band				
		Optical		Ka-band		Millimeter-band
<b>GEO-LEO</b>						
Antenna dia.	2.5 Gbps	10.2 cm (1.0)	2.2 m (21.6)	1.9 m (18.6)		
Mass		65.3 kg (1.0)	152.8 kg (2.3)	131.9 kg (2.0)		
Power		93.8 W (1.0)	213.9 W (2.3)	184.7 W (2.0)		
<b>GEO-GEO</b>						
Antenna dia.	2.5 Gbps	13.5 cm (1.0)	2.1 m (15.6)	1.8 m (13.3)		
Mass		86.4 kg (1.0)	145.8 kg (1.7)	125.0 kg (1.4)		
Power		124.2 W (1.0)	204.2 W (1.6)	175.0 W (1.4)		
<b>LEO-LEO</b>						
Antenna dia.	2.5 Gbps	3.6 cm (1.0)	0.8 m (22.2)	0.7 m (19.4)		
Mass		23.0 kg (1.0)	55.6 kg (2.4)	48.6 kg (2.1)		
Power		33.1 W (1.0)	77.8 W (2.3)	68.1 W (2.1)		
<b>Moon-satellite</b>						
Antenna dia.	155 Mbps	15.7 cm (1.0)	3.5 m (22.3)	3.2 m (20.4)		
Mass		100.5 kg (1.0)	243.1 kg (2.4)	222.2 kg (2.2)		
Power		144.4 W (1.0)	340.3 W (2.4)	311.1 W (2.2)		

شکل (۵): مقایسه مخابرات اپتیکی و مخابرات مرسوم RF را برای ماموریت‌های مختلف

#### ۴- استانداردهای ارتباطی ترمینال‌های لیزری

##### FSO

استانداردسازی و تعریف پروتکل‌های مشترک در حوزه مخابرات لیزری فضایی (FSO) از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. این استانداردها تضمین می‌کنند که تجهیزات و سیستم‌های مختلف تولید شده توسط شرکت‌های مختلف با یکدیگر سازگار است و



شکل (۶): شماتیک کلی پروژه **HydRON [150]**.

این سند نیز مطابق دسته‌بندی استاندارد، در دو سطح لایه فیزیکی و لایه لینک دیتا (دقیقا مترادف با لایه همگام سازی و کدینگ کانال) به تعیین و معرفی الزامات پرداخته است.

#### ۳-۴ استاندارد **CCSDS Optical Communications**

سازمان‌های فضایی بین‌المللی در سراسر جهان در گروه مشاوره عملیات بین‌سازمانی (IOAG) و کمیته مشورتی سیستم‌های داده‌های فضایی (CCSDS) برای توسعه استانداردهای مخابرات اپتیکی با یکدیگر همکاری دارند [149-151]. این استانداردها دربرگیرنده انواع سناریوهای فضایی ممکن از ارتباطات LEO به زمین گرفته تا ارتباطات بین ماهواره‌ای، رله داده، ارتباط با فضاپیماهای Deep space و غیره را شامل می‌شود.

استانداردهای CCSDS در کتب با ۹ رنگ مختلف منتشر می‌شوند که درصد اعتبار و سطوح متفاوتی دارند [149-151]. برخی قابلیت تبدیل به استانداردهای سطح ISO را دارند (مثل کتاب‌های آی‌بی)، برخی در سطح توصیه هستند (کتب سرخابی)، برخی گزارش و نتایج و برخی شیوه مستندسازی (کتب زرد) و تعدادی نیز کارهای تجربی را مستند می‌کنند (کتب نارنجی). برخی نیز ممکن است پیش از انتشار رسمی تغییر کنند و ضروری است با احتیاط بیشتری مورد استفاده قرار گیرند (کتب قرمز). هر سند CCSDS باید قبل از انتشار توسط سازمان‌های عضو و آژانس‌های ناظر که تقریباً شامل تمامی آژانس‌های فضایی فعال و موسسات مربوطه می‌شود، به تصویب برسد.

کمیته مشورتی CCSDS دارای کارگروه‌های مختلفی است و سازمان‌های عضو باید قبل از انتشار هر استاندارد در مورد آن به اجماع برسند. کارگروه مخابرات اپتیکی CCSDS در سال ۲۰۱۴ و با ریاست NASA و معاونت ESA شکل گرفت و مسئول تدوین استاندارد برای طول موج، مدولاسیون، همگام‌سازی، مدیریت

• لایه همگام‌سازی و کدینگ کانال (بخش پایینی این

لایه مطابق با تعریف استاندارد [149] CCSDS)

برای همگام‌سازی و کدینگ کانال در این استاندارد، رهیافت Hybrid FEC ARQ استفاده شده است که بسته به نوع و مشخصات ماموریت می‌توان FEC و ARQ را به صورت مستقل فعال یا غیرفعال کرد. جزئیات پیاده‌سازی هر کدام و الزامات مربوطه به دقت در این استاندارد تعریف و بحث شده است. مشخصات Baud rate و Code rate نیز به‌گونه‌ای تعریف شده است که نرخ دوجته 1 Gbps پیوسته را با / بدون حضور اثرات تلاطمی اتمسفر پشتیبانی کند.

به‌عنوان جمع‌بندی می‌توان گفت این استاندارد جامع‌ترین مرجع برای طراحان و مهندسين ارتباطات اپتیکی فضایی به شمار می‌رود که پوشش کاملی از سناریوهای مختلف ماموریت از جمله فضا به فضا، فضا به هوا، فضا به دریا، فضا به زمین و فضای آزاد ارائه می‌دهد. لایه فیزیکی این استاندارد به طور کامل کانال‌های مخابراتی، سیستم‌های نشانه‌روی، دریافت و ردگیری (PAT) و پارامترهای لیزر را تعریف می‌کند. لایه همگام‌سازی و کدینگ کانال نیز با استفاده از رویکرد Hybrid FEC ARQ به طور دقیق مشخص شده است [147].

درحالت کلی این استاندارد تمامی الزامات فنی، معیارهای امنیتی و ... را شامل می‌شود.

#### ۲-۴ استاندارد **ESA ESTOL**

این استاندارد به عنوان یک سند توافق مشترک بین آژانس فضایی اروپا (ESA) و سایر سازمان‌ها و شرکت‌ها برای پروژه HydRON تدوین شده است [150]. این سند بر روی سازگاری ماژول‌های فضایی و زمینی تمرکز دارد و الزامات دقیقی را برای لایه فیزیکی و لایه لینک داده تعریف می‌کند. هدف اصلی این استاندارد تضمین عملکرد صحیح و یکپارچه اجزای مختلف سیستم است.

شماتیک کلی پروژه HydRON در شکل ۶ ارائه شده است.

	CCSDS	ESA ESTOL	SDA OCT
جامعیت	مجموعه‌ای از استانداردهای مختلف	متمرکز بر HydRON	بسیار جامع
پوشش	جنبه‌های مختلف ارتباطات اپتیکی	سازگاری ماژول‌ها	انواع سناریوهای ماموریت
سطح جزئیات	از سطح بالا تا جزئیات فنی	دقیق	بسیار دقیق
پذیرش جهانی	بسیار گسترده	خاص پروژه HydRON	گسترده

جدول (۱): مقایسه استانداردهای مختلف

### نتیجه‌گیری

استانداردهای SDA OCT ، ESA ESTOL و CCSDS نقش مهمی در توسعه و یکپارچگی سیستم‌های ارتباطی لیزری فضایی ایفا می‌کنند. هر یک از این استانداردها مزایا و محدودیت‌های خاص خود را دارد و انتخاب مناسب‌ترین استاندارد به عوامل مختلفی از جمله نوع ماموریت، الزامات عملکردی و بودجه بستگی دارد. با پیشرفت تکنولوژی و افزایش پیچیدگی سیستم‌های FSO ، انتظار می‌رود که این استانداردها به طور مداوم به روزرسانی و تکمیل شوند. با توجه به جدید بودن این استانداردها، بررسی دقیق و مرور جزئیات هر کدام از استانداردهای مذکور و بازبینی بر اساس شرایط یک سازمان/کشور می‌تواند یک موضوع تحقیقاتی جذاب باشد.

### ۵- بررسی و مقایسه فعالیت‌های آژانس‌های

#### فضایی پیشگام

در این بخش ماموریت‌های اصلی هر کدام از آژانس‌های فضایی پیشگام با رویکرد نگاه دقیق‌تر به مشخصات ترمینال‌های لیزری آن‌ها مورد بررسی قرار گرفته است.

#### ۵-۱- ماموریت‌های سازمان فضایی ژاپن

ژاپن تاریخچه‌ای پیشرو در توسعه فناوری مخابرات اپتیکی ماهواره‌ای دارد. ماهواره ETS-VI [158-161] اولین ماهواره در جهان بود که در سال ۱۹۹۴ با ترمینال مخابرات لیزری (LCE) از مدار GEO یک لینک فضا-زمین لیزری را عملیاتی کرد (شکل ۷ و ۸). در نتیجه درس‌آموخته‌های این عملیات و به‌منظور اشتراک زیرساخت‌ها، ژاپن با JPL برای استفاده از تجهیزات ایستگاه زمینی اپتیکی NASA در کالیفرنیا برای آزمایش پروژه ارتباط لیزری (GOLD) همکاری کرد [157-162].

داده، نشان‌روی و رهگیری در کنار استانداردهای مربوط به شرایط جوی و اتمسفری است [148, 150]. این کارگروه تاکنون کتب زیر را منتشر کرده است:

- کتاب آبی در لایه فیزیکی مخابرات اپتیکی [152].
- کتاب آبی در کدینگ و همگام‌سازی مخابرات اپتیکی [153].
- کتاب سبز در ویژگی‌های اتمسفری برای مخابرات اپتیکی [154].
- کتاب نارنجی در زمینه ارتباطات نوری با سرعت بالای داده (HDR) - طول موج ۱۰۶۴ نانومتر (این کتاب توسط ESA و DLR بر اساس تجربه EDRS تهیه شده است) [148].
- کتاب نارنجی در مورد مخابرات اپتیکی با سرعت بالای داده (HDR) - طول موج ۱۵۵۰ نانومتر [155].
- همچنین کتب CCSDS زیر در حال توسعه هستند:
- کتاب سبز در مخابرات اپتیکی [156]
- کتاب سرخابی در مورد مشخصات اتمسفری و پیش‌بینی جوی برای لینک‌های اپتیکی (این کتاب توسط CNES, JAXA, NICT و NASA در حال تدوین است) [157].
- کتاب نارنجی دوم برای پیاده‌سازی سیستم‌های مخابرات اپتیکی برای نرخ‌های بالاتر از 100 Gbps پیشنهاد می‌شود و در آن از درس‌آموخته‌ها و ویژگی‌های پروژه‌هایی مثل LCRD توسط NASA و JDRS توسط JAXA استفاده شده است [149].

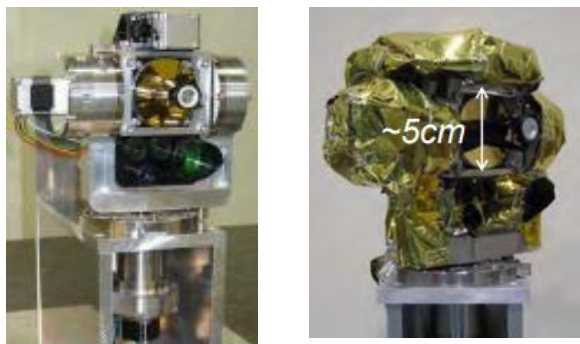
به‌عنوان جمع‌بندی می‌توان گفت سازمان مشاوره عملیات بین‌سازمانی (IOAG) و کمیته مشاوره سیستم‌های داده‌های فضایی (CCSDS) استانداردهای مختلفی را برای ارتباطات اپتیکی تدوین کرده‌اند. این استانداردها در قالب کتاب‌هایی با رنگ‌های مختلف منتشر می‌شوند و هر یک به جنبه خاصی از ارتباطات اپتیکی می‌پردازند. استانداردهای CCSDS در سطح بین‌المللی پذیرفته شده و به عنوان مرجعی معتبر در این حوزه محسوب می‌شوند.

#### ۴-۴- مقایسه استانداردها

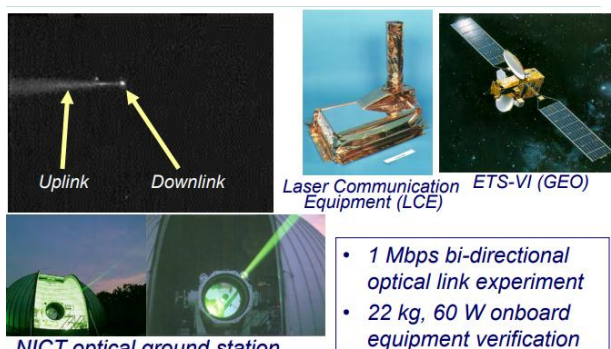
بمنظور جمع‌بندی، جدول ۱ مقایسه کلی استانداردهای اصلی مخابرات لیزری فضایی را ارائه می‌کند.



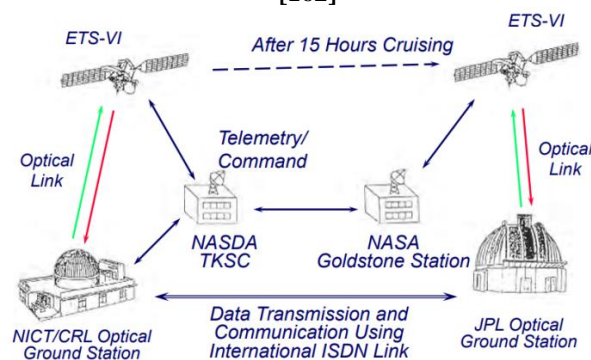
شکل (۱۰): نمای محصول پروازی ترمینال لیزری LUCE [162].  
 اولین ارتباط LEO به زمین توسط JAXA با استفاده از ترمینال لیزری LUCE و از طریق ماهواره OICETS در سال ۲۰۰۶ انجام شد [50]. در سال ۲۰۱۲ ژاپن یک ماهواره کیوبست 1U به نام FITSAT-1 را از طریق بازوی روباتیک ISS عملیاتی کرد [167]. این ماهواره از یک فرستنده آرایه LED، برای انتقال سیگنال کد مورس به زمین استفاده می‌کرد. همچنین در سال ۲۰۱۴، NICT کوچکترین محموله فرستنده مخابراتی توزیع کلید کوانتومی جهان بنام SOTA را بر روی پلتفرم یک ماهواره کوچک با وزن ۵۰ کیلوگرم به نام (SOCRATES) و به منظور دستیابی به سرعت ۱۰ مگابیت بر ثانیه از مدار LEO با قابلیت اطمینان بسیار بالا را پیاده‌سازی کرد (شکل ۱۱) [84, 166-169].



شکل (۱۱): مدل فضایی ترمینال مخابرات لیزری SOTA [161, 162]  
 در ادامه، NICT ماژول فرستنده اپتیکی بسیار کوچک VSOTA که یک نسخه کوچکتر از SOTA بود را ارائه نمود [168-171].  
 در اواخر سال ۲۰۱۷ اولین ماهواره از یک پروژه منظومه ماهواره‌ای با نام QZSS (Michibiki in Japanese) با هدف دستیابی به نرخ ارسال 1 Gbps، از مدار QZO را در مدار قرار داد و این فرآیند تا کنون ادامه دارد [172, 173].  
 سال ۲۰۱۹، NICT، JAXA و شرکت سونی به طور مشترک تجهیزات یک لینک اپتیکی کوچک برای ایستگاه فضایی بین‌المللی (SOLISS) را توسعه داده‌اند که در بخش بیرونی

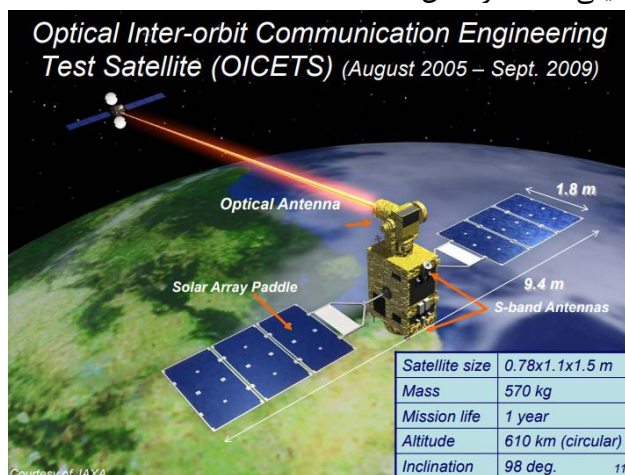


شکل (۷): ماهواره ETS-VI و محموله مخابرات لیزری LCE [162]



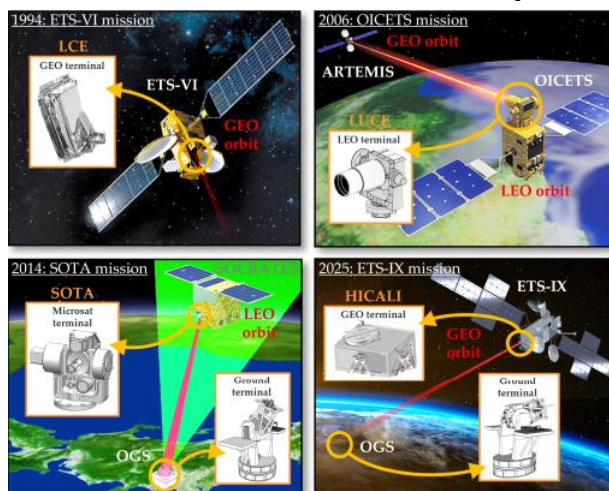
شکل (۸): شماتیک عملیاتی ماهواره ETS-VI و ایستگاه‌های زمین NASA و JAXA [161, 162]

پس از آن، در سال ۲۰۰۵ آژانس JAXA و NICT ماهواره آزمایشی لینک اپتیکی بین‌مداری (OICETS-KIRARI) را توسعه دادند که از تجهیزات ارتباط لیزری (LUCE) استفاده می‌کرد (شکل ۹ و ۱۰) [50, 160-166]. ماموریت KIRARI، لینک اپتیکی بین ماهواره‌ای با ماهواره آرتیمیس از ESA در GEO و همچنین لینک ارتباط مستقیم به زمین در ایستگاه‌های زمینی مختلف را نشان داد [163-166].



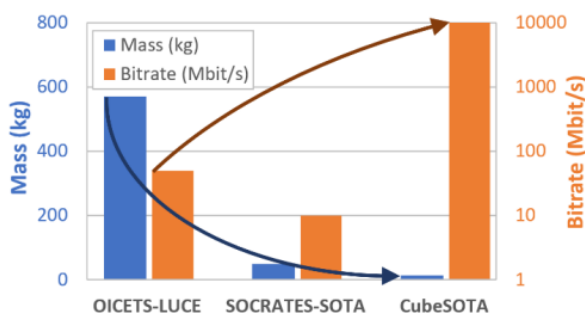
شکل (۹): اولین ارتباط مخابرات لیزری بین ماهواره‌ای توسط ماهواره ژاپنی OICETS [162]

به‌عنوان جمع‌بندی، تاریخچه فعالیت‌های اصلی ژاپن در ارتباط با مخابرات لیزری فضایی را میتوان به‌صورت گرافیکی شکل ۱۴ خلاصه نمود.



شکل (۱۴): مایلستون فعالیت‌های اصلی JAXA و NICT در حوزه مخابرات لیزری ماهواره‌ای [128].

شکل ۱۵ نشان‌دهنده ترند کلی فعالیت‌های ژاپن در گذر زمان است و بیانگر افزایش نرخ ارسال محموله‌ها همزمان با کاهش جرم و ابعاد است.

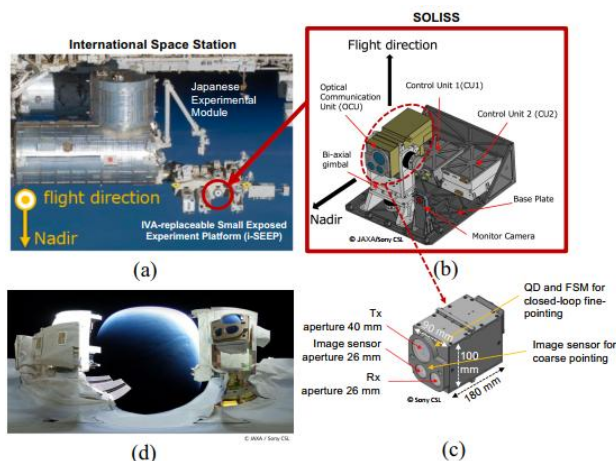


شکل (۱۵): ترند توسعه JAXA و NICT در حوزه مخابرات لیزری ماهواره‌ای [163].

## ۵-۲- ماموریت‌های مخابرات لیزری NASA

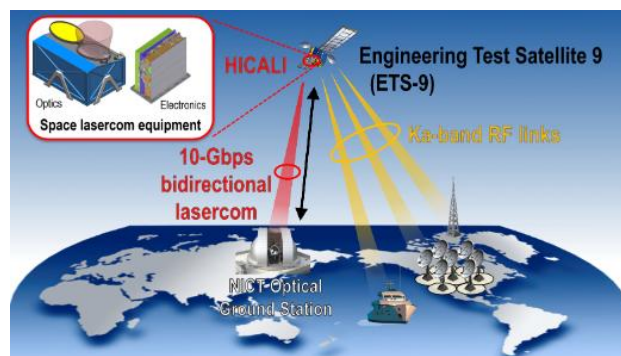
در سال ۱۹۷۲ اولین انتقال داده uplink از زمین به ماهواره با استفاده از لیزر آرگون به سمت ماهواره GEOS-II انجام شد. در ادامه در سال ۱۹۹۲ در قالب پروژه GOPEX یک پالس لیزر از دو ایستگاه زمینی مختلف به کاوشگر گالیله در ۶ میلیون کیلومتری ارسال شد. در نهایت اولین ارسال دوطرفه زمین-فضا در قالب پروژه GOLD به‌صورت مشترک بین NASA- JAXA انجام شد [38, 39, 159]. در سال ۲۰۰۰ به‌منظور بررسی بیشتر و عملیاتی فرآیند نشانه‌روی دقیق و همچنین Acquisition و

ماژول ژاپنی (JEM- Kibo) نصب شد (شکل ۱۲). در سال ۲۰۲۰، یک لینک ارتباطی لیزری اترنت دو طرفه بین ISS و ایستگاه زمینی نوری NICT در کوگانی توکیو، نشان داده شد که تصاویر با وضوح بالا را ارسال می‌کند [107, 174, 175]. در همین سال ژاپن موفق شد با استفاده از ماژول JDRS لینک ارتباط لیزری از GEO به LEO را برقرار کند. نرخ ارسال از GEO در این ماموریت برابر با 1.8 Gbps و نرخ ارسال از LEO به ژئو برابر با 50 Mbps بود.

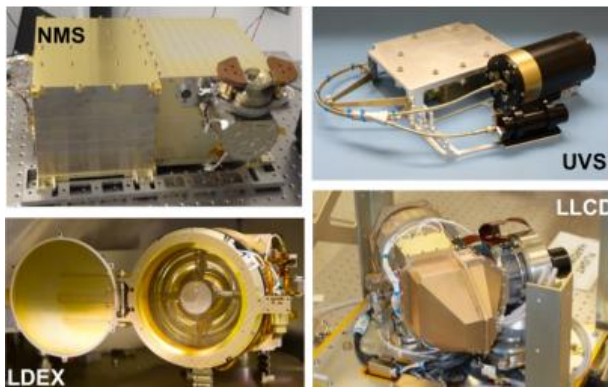


شکل (۱۲): مشخصات کلی ماژول ترمینال مخابرات لیزری SOLISS [107]

در حال حاضر، NICT در حال توسعه ارتباطات لیزری فضایی ۱۰ گیگابیت بر ثانیه با استفاده از ماهواره ژئو ETS-IX (حامل محموله HILICALI [162, 175-177]) که مقرر بود در ۲۰۲۳ پرتاب شود اما پرتاب آن تا ۲۰۲۵ به تعویق افتاده است (شکل ۱۳). پارتتر این ماهواره در LEO یک کیوبست 6U به‌نام CubeSOTA است که مطابق برنامه از ماژول آزمایش ژاپنی (JEM) در ایستگاه فضایی بین‌المللی در مدار قرار داده خواهد شد. [163, 173].

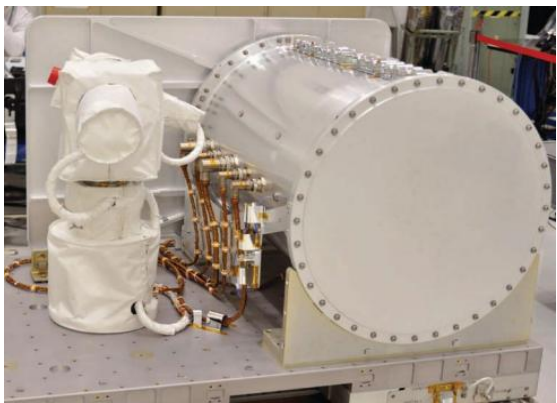


شکل (۱۳): نمای مفهومی HILICALI [177].



شکل (۱۷): محموله‌های فضایی LADEE شامل ترمینال لیزری LLCD [184].

در سال ۲۰۱۴، NASA یک لینک ارتباطی نوری را از محموله OPALS (محموله اپتیکی برای علوم lasercom) که در ایستگاه فضایی بین‌المللی نصب شده بود، پیاده‌سازی کرد. محموله OPALS ۱۵۹ کیلوگرم وزن داشت و نرخ انتقال داده ۵۰ مگابیت در ثانیه را ارائه می‌کرد (شکل ۱۸ و ۱۹) [185, 186].



شکل (۱۸): مدل فضایی محموله لیزری OPALS [187, 188].



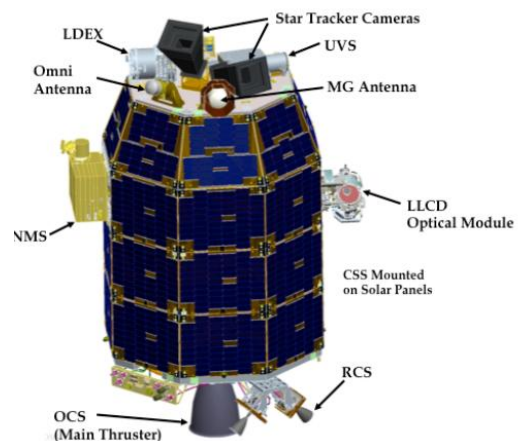
شکل (۱۹): نمای مفهومی عملیات محموله لیزری OPALS بر روی ISS [187, 188].

از اواخر ۲۰۱۵ تا سال ۲۰۱۷ به منظور برقراری اولین ارتباط لیزری با استفاده از کیوبست، NASA سه کیوبست 1.5U را با نام‌های AeroCube OCS-D-A, OCS-D-B, OCS-D-C (شکل ۱۷) را به مدار LEO پرتاب کرد [189-191]. نرخ ارسال از

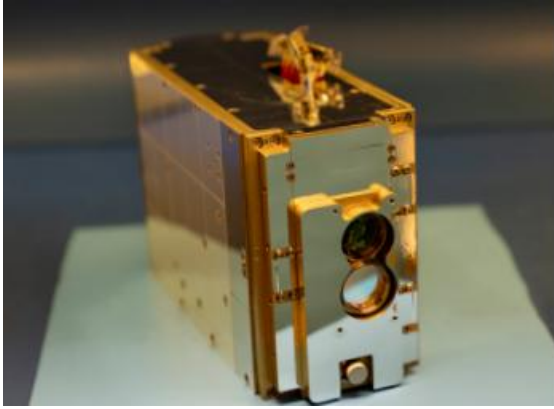
Tracking با استفاده پلتفرم LTES برای نرخ ارسال بالاتر از 1 Gbps از LEO به زمین انجام شد [178].

به منظور برقراری اولین لینک دوطرفه deep space، برای مأموریت ارتباطات لیزری ماه، محموله لیزری اپتیکی (LLCD) بر روی فضایی LADEE نصب شد (شکل ۱۳) و یک لینک پایدار با سرعت انتقال داده ۶۲۲ مگابیت بر ثانیه مستقیم به زمین در سال ۲۰۱۳ از مدار ماه (۴۰۰۰۰۰ کیلومتر) ایجاد شد. این یک دستاورد فوق العاده در لینک‌های مستقیم لیزری در اعماق فضا و انتقال تدریجی آن بر مبنای یک شبکه فضایی در آینده است [179, 180]. در این پروژه برای نخستین بار NASA، از ایستگاه اپتیکی ESA در Tenerife اسپانیا ارتباط برقرار کرد. از منظر فنی، جرم محموله اپتیکی برابر ۳۰٫۷ کیلوگرم و مصرف نسبتاً سه چهارم انرژی مورد نیاز برای مدارگرد شناسایی ماه (LRO) بود که پیش از این مورد استفاده قرار گرفته بود [181]. بنابراین مأموریت LLCD (شکل ۱۶ و ۱۷) عملکرد فوق العاده‌ای را نسبت به پروژه LRO نشان داد که تنها ۱۰۰ مگابیت در ثانیه با استفاده از باند فرکانسی ka ارسال می‌کند [39].

فضایی LADEE (۳۸۳ کیلوگرم) که در دسته‌بندی ماهواره‌های کوچک ( $\geq 500$  کیلوگرم) در نظر گرفته می‌شود [75, 119, 182, 183]، توانست راه را برای پتانسیل استفاده از محموله‌های مخابراتی لیزری بر روی پلتفرم‌های میکروماهواره‌ها و یا ماهواره‌هایی با منابع بسیار محدودتر نظیر کیوبست‌ها باز کند.



شکل (۱۶): نمای پلتفرم LADEE و ترمینال لیزری LLCD



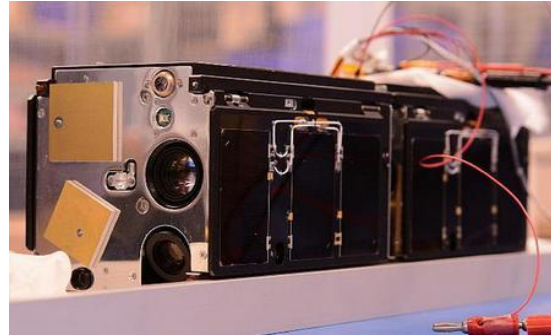
همچنین پروژه "O2O (Optical to Orion)" به عنوان یک سیستم ارتباط اپتیکی پیشرفته برای پشتیبانی از فضاپیمای آرتیمیس II با نرخ ارسال 260Mbps و همچنین دیگر اکتشافات با فضاپیماهای سرنشین‌دار برنامه‌ریزی شده است [121, 122]. NASA همچنین یک سیستم مخابرات اپتیکی در اعماق فضا که برای ماموریت Psyche (با هدف پرواز در کنار مریخ و فرود بر روی یکی از سیارک‌های آن و برقراری لینک اپتیکی با نرخ 10 Gbps تا فاصله متوسط ۳۰۰ میلیون کیلومتری) در حالت تئوری)) ساخته (شکل ۲۳) و برای بهره‌برداری در سال ۲۰۲۶ برنامه‌ریزی کرده بود را در سال ۲۰۲۳ با موفقیت اجرا نمود [194].



شکل (۲۳): نمای مونتاژ شده فضاپیمای Psyche [195].

در حالت کلی می‌توان ترند تاریخی مهم‌ترین پروژه‌های NASA در ارتباط با مخابرات لیزری را در اینفوگرافی شکل ۲۴ مشاهده کرد. هدف اصلی تمامی پروژه‌های NASA ایجاد یک شبکه ارتباطات لیزری پرسرعت فضایی زمین-ماه است که در قالب پروژه LunaNet برنامه‌ریزی شده است (شکل ۲۵).

100 Mbps الی 1.2 Gbps، به‌عنوان خروجی عملکرد این پروژه ثبت شده است و تا 2.5 Gbps قابل ارتقا است.



شکل (۲۰): مدل پروازی AeroCube OCSD-B, C [190]

NASA ماموریت رله ارتباطات لیزری (LCRD) را با هدف سرعت انتقال ۱,۲۲ گیگابیت بر ثانیه را در سال ۲۰۲۱ با موفقیت انجام داد. ماژول ILLUMA-T که شامل محموله LCRD و مودم‌ها و تقویت‌کننده‌های مربوطه و همینطور شامل ملزومات اتصال به ISS بود، توسط NASA و آزمایشگاه لینکلن توسعه یافت [120, 192]. شکل ۲۱ نمای مفهومی ارتباط رله بین LCRD و ILLUMA-T و ایستگاه زمینی را نمایش می‌دهد.



شکل (۲۱): نمای مفهومی ارتباط رله بین ILLUMA-T و LCRD و ایستگاه زمینی [193].

در ۲۰۲۲ NASA و MIT به‌صورت مشترک ترمینال اپتیکی TBIRD را برای نرخ ارسال 100 Gbps (قابل ارتقا تا 200 Gbps) از مدار LEO به زمین را عملیاتی کرد (شکل ۲۲) [114-116]. شکل (۲۲): مدل پروازی محموله TBIRD [116].

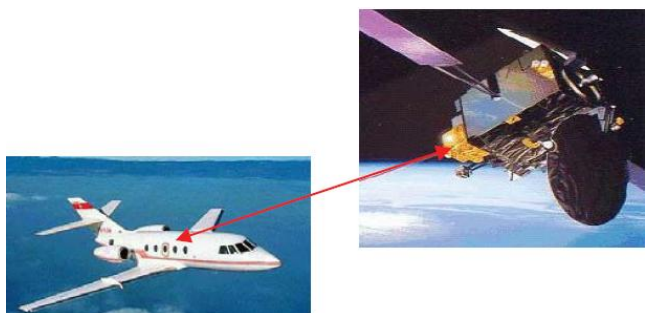
### ۳-۵- ماموریت های ارتباط لیزری آژانس فضایی اروپا (ESA)

فعالیت های مخابرات اپتیکی در اروپا تحت عنوان پروژه SILEX (آزمایش بین ماهواره های لیزر نیمه هادی) [41, 42, 45, 46, 47] از سال ۱۹۹۴ آغاز شد و در سال ۲۰۰۱ بین دو ماهواره ARTEMIS در مدار ژئو، و ماهواره فرانسوی SPOT-4 در مدار LEO با نرخ 50 Mbps عملیاتی شد [198].



شکل (۲۴): نمای مفهومی لینک ارتباطی لیزری بین ماهواره های ARTEMIS و SPOT-4 [47].

در سال ۲۰۰۶ اولین لینک بین ماهواره و هواپیما با استفاده از مازول مخابرات لیزری ماهواره آرتمیس در مدار ژئو و ترمینال LOLA بر روی هواپیمای Mystere 20 مربوط به آژانس فضایی فرانسه CNES برای فاصله ۴۰۰۰۰ کیلومتری و نرخ ارسال 50 Mbps (Downlink) و نرخ (Uplink) برابر با 2 Mbps با موفقیت برقرار شد [57, 58, 59, 61]. شکل ۲۷ نمای مفهومی این عملیات را نمایش می دهد.

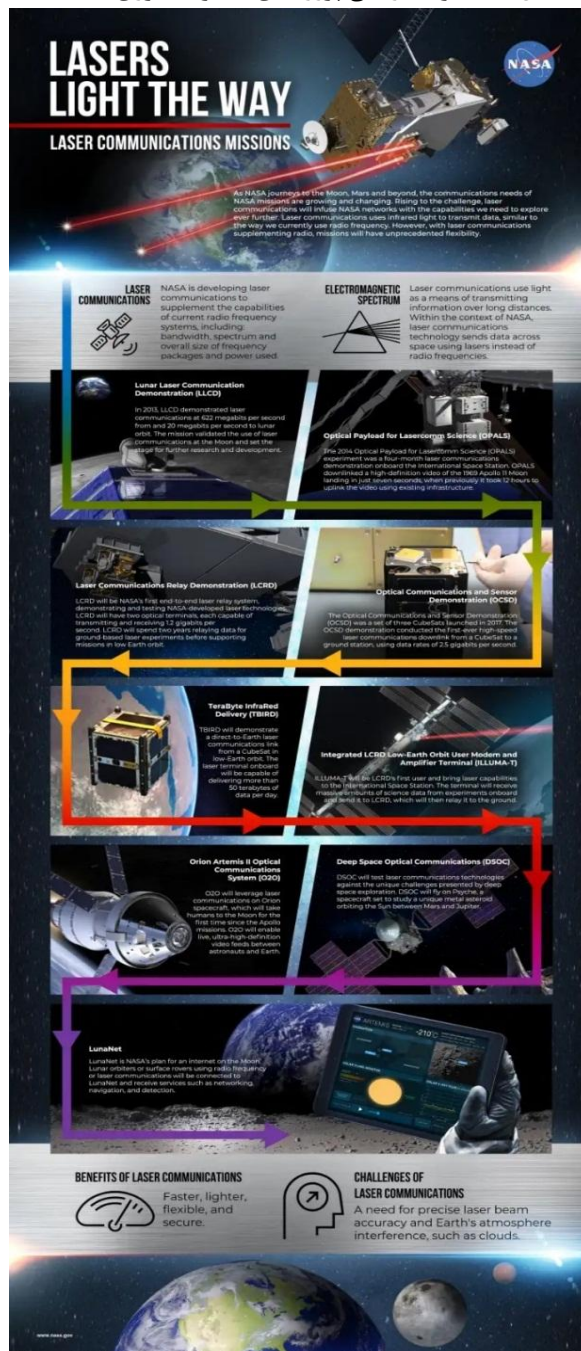


شکل (۲۷): نمای مفهومی لینک لیزری در پروژه LOLA [57].

همزمان پیاده سازی لینک اپتیکی بین ماهواره ای دو جهت LEO-to-LEO، با نرخ ارسال 5.5 Gbps برای فاصله ۵۵۰۰ کیلومتر و با سرعت نسبی ۲۵۰۰۰ کیلومتر بر ساعت بین ماهواره آلمانی TerraSAR-X (شکل ۲۸) و ماهواره آمریکایی NFIRE (آزمایش مادون قرمز میدان نزدیک) با استفاده از مازول LCT شرکت Tesat و در قالب کلان پروژه SILEX در حال اجرا بود

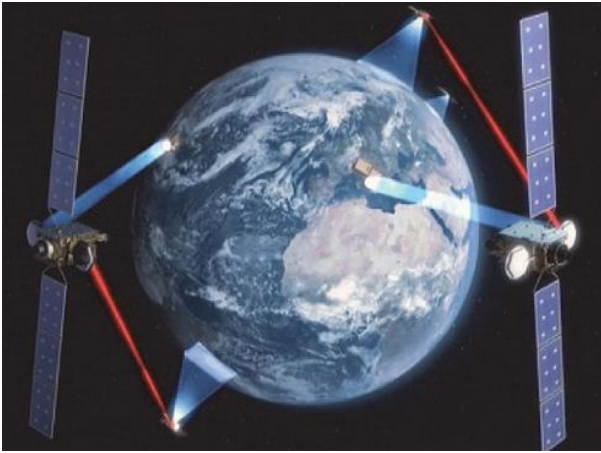


شکل (۲۴): ترند تاریخی پروژه های مخابرات لیزری NASA [196].

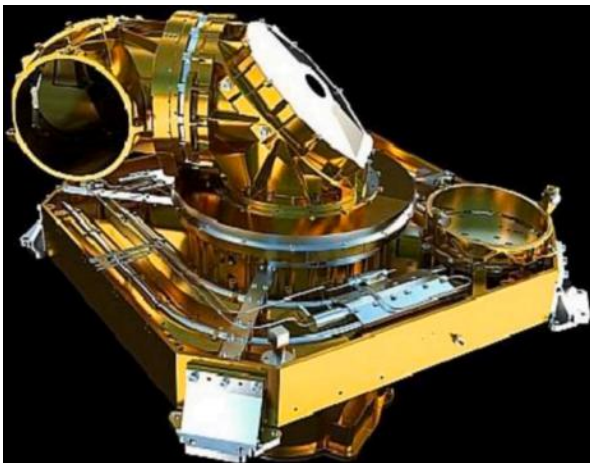


شکل (۲۵): ترند تاریخی پروژه های مخابرات لیزری NASA با هدف انجام پروژه LunaNet [197].

مختلف از هر نقطه در فضا به ماهواره‌های GEO و از آنجا به زمین را فراهم کنند [204-208]. نمای کلی این سامانه در شکل ۳۰ ارائه شده است.



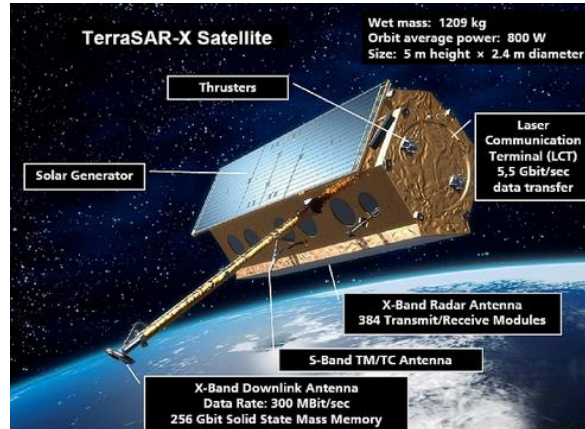
شکل (۳۰): نمای مفهومی سیستم رله داده اروپا (EDRS) [209].  
 در سال ۲۰۱۶ اولین ماهواره عملیاتی از منظومه EDRS با نام EDRS-A (Eutelsat-9E) در مدار ۹ درجه شرقی ژئو قرار گرفت [209-212]. دومین ماهواره از این منظومه با نام EDRS-C که توسط Airbus ساخته شده بود در مدار ۳۱ درجه شرقی تزریق شد. این ماهواره از یک محموله مخابرات لیزری از شرکت TESAT (شکل ۳۱) استفاده میکرد [213-215].



شکل (۳۱): محموله مخابرات لیزری LCT از شرکت TESAT [214].

این ماهواره در سال ۲۰۱۹ به عنوان ماهواره دوم از منظومه EDRS با موفقیت در مدار قرار گرفت. اولین مشتری عملیاتی سیستم رله داده اروپا، ماهواره‌های برنامه کوپرنیکوس یعنی سنتینل-۱ و سنتینل-۲ بوده‌اند [209].

که در سال ۲۰۰۷ عملیات آن با موفقیت انجام شد [199, 200].  
 نمای مفهومی این عملیات در شکل ۲۹ ارائه شده است.



شکل (۲۸): نمای ماهواره آلمانی TerraSAR-x [201].



شکل (۲۹): نمای مفهومی ارتباط بین ماهواره‌های NFIRE و

#### [202] TERRASAR-X

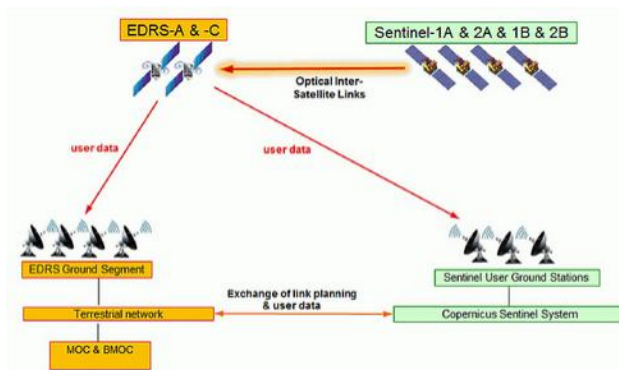
اولین لینک‌های ارتباطی نوری عملیاتی LEO به GEO در جهان در سال ۲۰۱۴ توسط ماهواره Sentinel-1A و ماهواره Alphast (Inmarsat-4A) در مدار GEO تزریق شده و حامل یک ترمینال مخابرات اپتیکی از شرکت TESAT بود [79-81]. در این ماموریت ارتباط لیزری بین ماهواره Sentinel-1A در مدار LEO ماهواره آلفاست در مدار GEO برقرار شد و در نهایت دیتا از آلفاست به ایستگاه زمینی منتقل و با موفقیت دریافت شد. نرخ ارسال داده 1.8 Gbps برای این ماموریت مدنظر بود. این عملیات مجدد به وسیله Sentinel-2A [203] تثبیت شد. این ماموریت بعنوان بخشی از کلان پروژه سیستم رله داده اروپا (EDRS) برنامه‌ریزی شده بود. سیستم رله داده اروپا (EDRS) شامل EDRS-A در ماهواره Eutelsat-B9 و EDRS-C در ماهواره Hylas-3 OHB، دارای ترمینال‌های ارتباط لیزری بر اساس مشخصات مدارهای GEO طراحی شده‌اند تا شبکه رله کامل داده از لینک‌های



شکل (۳۴): تصویر هواپیمای DO 228 از DLR در حال ارسال سیگنال بیکن توسط ترمینال مخابرات لیزری [219].

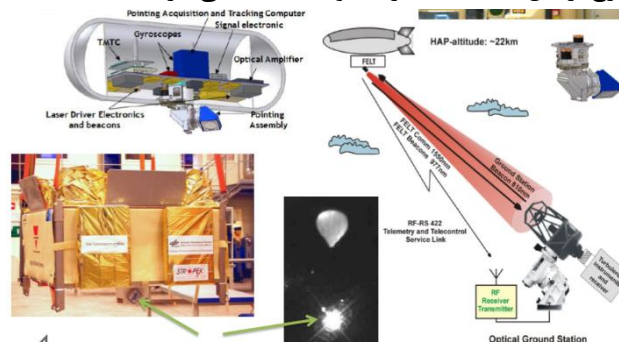


شکل (۳۵): تصویر هواپیمای Airbus DS مجهز به ترمینال مخابرات لیزری Mynaric و ایستگاه زمینی اپتیکی [219].  
اولین پرتاب از سری OSIRIS بنام OSIRISv2 (BiROS) در سال ۲۰۱۶ و پس از آن ماهواره OSIRISv1 Flying Laptop [103, 104, 220] در سال ۲۰۱۷ برای نرخهای ارسال از 200 Mbps تا 1 Gbps با موفقیت پرتاب شد. در سال ۲۰۱۸ پروژه OSIRISv3 برای نرخهای ارسال ۱۰ الی ۱۰۰ گیگابیت بر ثانیه با موفقیت پرتاب شد [223, 224].



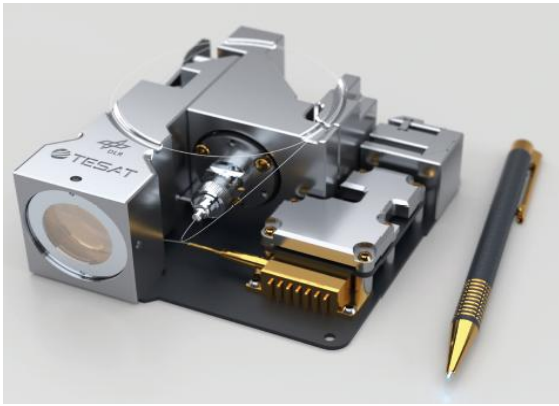
شکل (۳۲): شمای مفهومی سرویس EDRS [209].

بر اساس برنامه نقشه راه مخابرات نوری DLR OSIRIS (سیستم ارتباط اپتیکی مادون قرمز فضایی) یک منظومه از چهار ماهواره کوچک که از ترمینالهای ارتباطی لیزری بهره می‌برند، تشکیل شده است که از سال ۲۰۱۶ عملیاتی شد [99]. قبل از آن، DLR در سال ۲۰۰۵ اولین لینک بین سکوی ارتفاع بالا (HAP) از ارتفاع ۲۴ کیلومتری و برد رنج ۶۴ کیلومتری برای نرخ ارسال 1.25 Gbps را با موفقیت عملیاتی کرد [216-217].



شکل (۳۳): پروژه HAP توسط DLR [217].

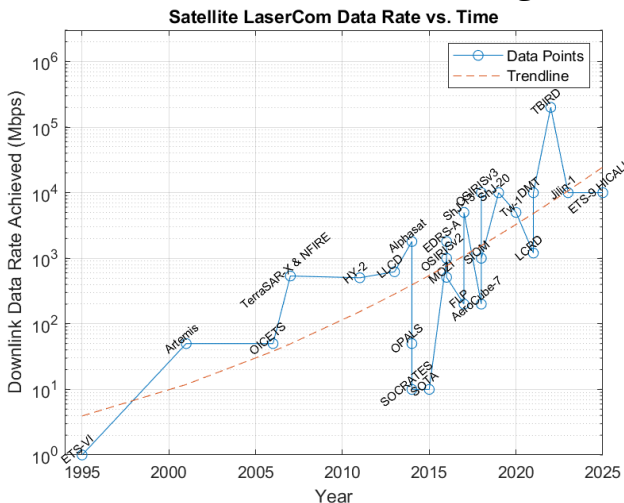
در سال ۲۰۰۸ با استفاده از ترمینال LCT شرکت TESAT و ارتباط لینک لیزری بین ماهواره TerraSAR-x از DLR و ماهواره آمریکایی N-FIRE با نرخ ارسال 5.5 Gbps با موفقیت انجام شد [53, 56]. در سال ۲۰۰۸ اولین لینک بین هواپیما و زمین نیز از طرف DLR با نرخ ارسال 1.25 Gbps از فاصله ۱۲۰ کیلومتری عملیاتی شد [218, 219]. این آزمون مجدداً در سال ۲۰۱۳ و با استفاده از ترمینال مخابرات لیزری شرکت Mynaric و هواپیمای شرکت Airbus با نرخ ارسال 1.25 Gbps از فاصله ۶۰ کیلومتری انجام شد [219]. اولین آزمونهای مخابرات کوانتومی QKD بین هواپیما به زمین نیز در سال ۲۰۱۱ انجام شد [220]. در نهایت در سال ۲۰۱۶ اولین آزمایشهای زمینی در سناریوهای معادل ژئو برای دستیابی به نرخ ارسال ۱,۷۲ ترابیت بر ثانیه توسط DLR انجام شد و در سال ۲۰۱۷ با 13.2 Tbps بیشترین نرخ ارسال را در دنیا ثبت کرده‌اند [221, 222].



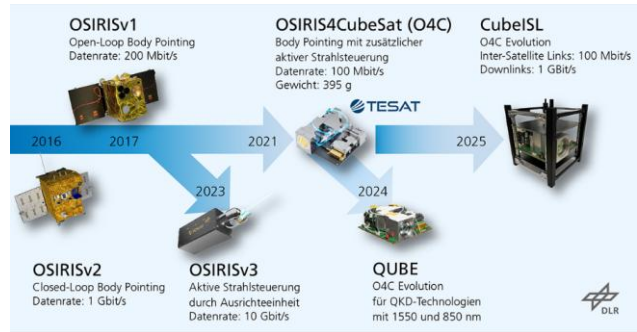
شکل (۳۹): محموله مخابرات لیزری CubeLCT شرکت TESAT [113].  
 بر اساس دستاوردهای به‌دست آمده از پرتاب Pixl-1، پروژه مخابرات لیزری بین کیوبستی CubeISL نیز توسط DLR در حال انجام است [220].



شکل (۴۰): نمای مدل مهندسی ماهواره مکعبی CubeISL [220].  
 نمودار شکل ۴۱ ترند کلی تغییرات نرخ ارسال در دهه‌های اخیر را نشان می‌دهد.

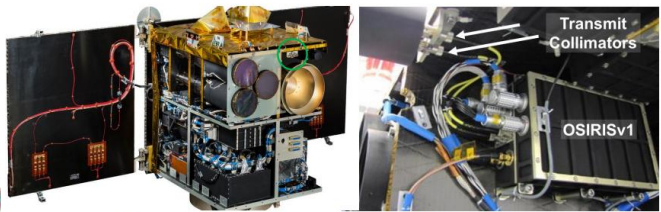


شکل (۴۱): ترند کلی تغییرات نرخ ارسال ماموریت‌های مختلف دارای ترمینال‌های مخابرات لیزری همان‌طور که قابل پیش‌بینی بود، با افزایش وابستگی ارتباطات در دنیا به ارسال دیتا با حجم بسیار زیاد، نرخ ارسال دیتا نیز



شکل (۳۶): برنامه توسعه تجاری مخابرات لیزری DLR [224].

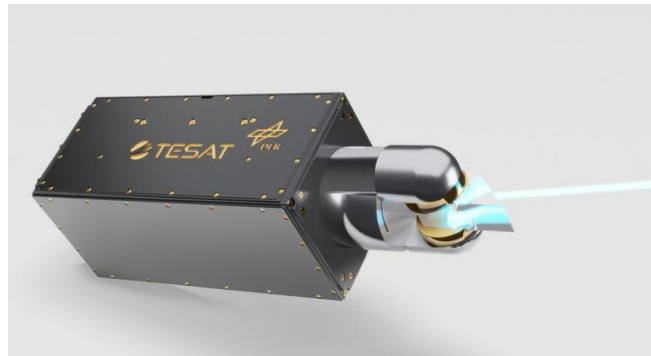
OSIRISv1 – Flying Laptop



Flying Laptop, Univ. of Stuttgart

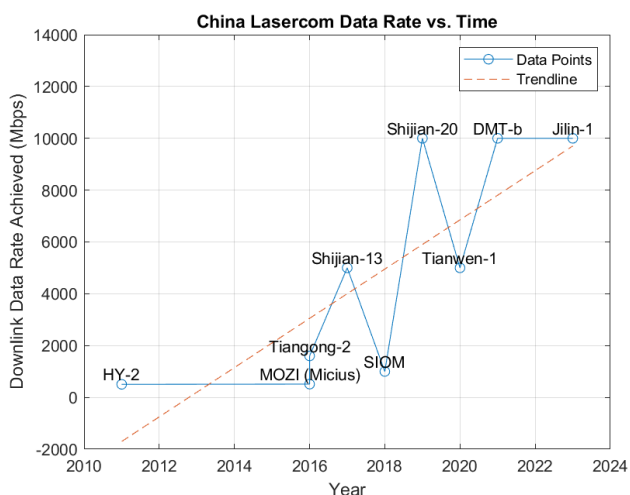
OSIRIS Flight Model integrated in satellite

شکل (۳۷): ماهواره Flying Laptop از دانشگاه اشتوتگارت بعنوان اولین گام از برنامه OSIRIS [220].



شکل (۳۸): محموله OSIRISv3 [223].

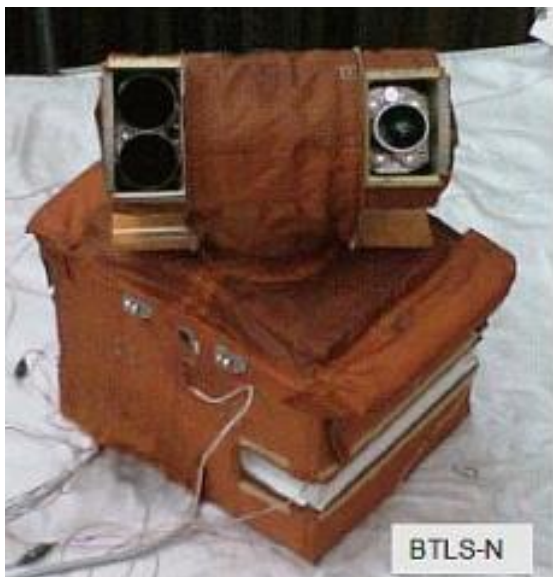
در ادامه و در سال ۲۰۲۱ نیز ماهواره PIXL-1 (OSIRISv4) پرتاب شد که یک کیوبست 3U با محموله ترمینال مخابرات لیزری CubeLCT از شرکت TESAT است که به عنوان کوچکترین ترمینال لیزری فضایی برای نرخ ارسال 100 Mbps فضایی معادل یک سوم U را اشغال خواهد کرد [113].



شکل (۴۲): تغییرات نرخ ارسال در مأموریت‌های مخابرات لیزری چین

### ۵-۵- دیگر مجموعه‌های فضایی و شرکت‌های پیشرو خصوصی و بین‌المللی

در سال ۲۰۱۱ روسیه ترمینال مخابرات لیزری BTLN را در ایستگاه فضایی مستقر و موفق به برقراری ارتباط با ایستگاه زمینی با نرخ‌های ۱۲۵ و ۶۲۲ مگابیت بر ثانیه شد [72, 162]. این سیستم از دو ترمینال BTLN-N در بدنه بیرونی ISS و BTLN-V، در داخل ISS تشکیل شده است. توان ارسالی این ترمینال برابر با ۶ وات ثبت شده است [72, 228].



شکل (۴۳): ماژول ترمینال لیزری BTLN روسیه [228].

به صورت متوالی افزایش پیدا کرده است. از طرفی همزمان با افزایش نرخ دیتا و ارتقای عملکرد مأموریت‌ها، ماهواره‌ها و ترمینال‌های لیزری به سمت کوچکتر و سبک‌تر شدن پیش رفته‌اند.

### ۵-۴- سازمان فضایی چین:

اولین تلاش موفق چین مربوط به برقراری لینک اپتیکی با نرخ ارسال 504 Mbps توسط ماهواره HY-2 به زمین در سال ۲۰۱۱ است [70, 105, 225]. در سال ۲۰۱۶ ترمینال لیزری SIOM بر روی ماهواره کوانتومی MOZI برای نرخ ارسال 5.12 Gbps از ماهواره و نرخ ارسال 20 Mbps از زمین به ماهواره با موفقیت انجام شد [70, 105]. این ماهواره با نام‌های دیگری نظیر QSS (Quantum Science Satellite) یا QUESS (Quantum Experiments at Space Scale) نیز شناخته می‌شود [226]. در همان سال ترمینال ساخته شده توسط مجموعه CAST برای نرخ ارسال 1.6 Gbps از ماهواره Tiangong-2 به ایستگاه زمینی انجام شد [105, 70, 112]. یک سال بعد در سال ۲۰۱۷ اولین آزمایش درهم تنیدگی کوانتومی از فضا با استفاده از ماهواره LEO Micius برای نرخ ارسال 5.12 Gbps انجام شد [70, 105, 225, 226]. در همان سال در قالب پروژه shijian-13 اولین آزمایش لینک ارتباط لیزری از GEO به LEO با نرخ ارسال 5 Gbps برقرار شد [70, 105, 225]. در اوایل سال ۲۰۱۸ اولین بار ارتباط لیزری MEO-MEO و IGSO-IGSO با استفاده از ماژول SIOM با نرخ 1 Gbps برقرار شد [70, 105]. در اواخر سال ۲۰۱۹ از طرف CASC-5 در قالب پروژه Shijian-20 نرخ ارسال 10 Gbps بین GEO و زمین برقرار شد [70, 105, 225]. در سال ۲۰۲۰ ماهواره Xingyuan-2 یک ترمینال مخابرات لیزری از طرف شرکت LaserFleet برای برقراری نرخ ارسال 100 Mbps برای لینک بین ماهواره‌های LEO-LEO و ماهواره به زمین را عملیاتی کرد [70, 105]. در اواخر ۲۰۲۰ پروژه Tianwen-1 برای اکتشافات مریخ و با هدف نرخ انتقال داده تا 5 Gbps عملیاتی شد که در فوریه ۲۰۲۱ با موفقیت بر روی ماه فرود آمد [227]. در سال ۲۰۲۱ ماهواره DMT-β با استفاده از ماژول مخابرات لیزری SIOM برای نرخ ارسال 10 Gbps برای لینک بین ماهواره‌های LEO-LEO استفاده کرد [70]. در نهایت در سال ۲۰۲۳ در قالب پروژه Jilin-1 با استفاده از ماژول CGS نرخ ارسال 10 Gbps برای مدار LEO به زمین مورد بهره برداری قرار گرفت [70, 105].



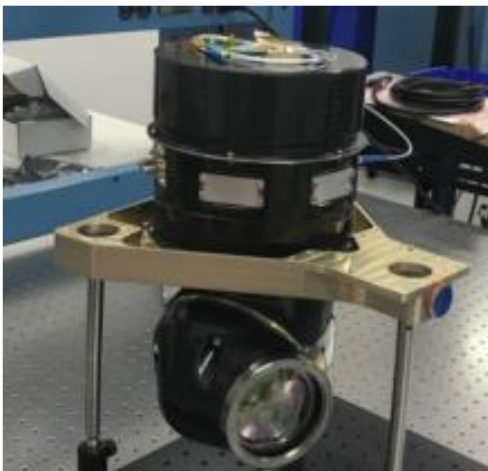
شکل (۴۵): محموله مخابرات لیزری cubecat [239].

شرکت Google در سال ۲۰۱۵ اولین لینک مخابرات اپتیکی بین منظومه‌ای از بال‌ها و ایستگاه زمینی را در قالب پروژه Loon با استفاده از ترمینال‌های لیزری شرکت Mynaric با هدف دستیابی به نرخ ارسال ۱۵۵ مگابیت بر ثانیه از فاصله ۱۰۰ کیلومتری را عملیاتی کرد [240, 241].



شکل (۴۶): نمای مفهومی پروژه Google Loon [241].

در سال ۲۰۱۸ شرکت Facebook با استفاده از ماژول‌های MLT-70-ATG از شرکت Mynaric و با ایده استفاده از یک شبکه مجموعه‌ای از UAV و دیگر ریزپرنده‌ها برای نرخ ارسال 10Gbps به‌منظور ارائه اینترنت پرسرعت در تمام مناطق پروژه خودش را عملیاتی کرد [242].



شکل (۴۷): محموله مخابرات لیزری فیسبوک [217].



شکل (۴۴): ماژول فرستنده/گیرنده زمینی NLT-1 [228].

مجموعه فضایی DARPA در پروژه‌های جاری خود مثل Blackjack و Space-BACN برای نرخ ارسال تا 10 Gbps در حال برنامه ریزی است و از ترمینال‌های مخابرات لیزری شرکت Mynaric استفاده خواهد کرد [229-231]. دانشگاه MIT تاکنون چندین پروژه موفق را برای مجموعه NASA راهبری کرده است. علاوه بر آن، این دانشگاه در حال توسعه ماژول‌هایی برای کیوبست‌ها نیز است که از آن‌جمله ترمینال CLICK-A در ۲۰۱۸ برای نرخ ارسال 10 Mbps با موفقیت پرتاب شد. پرتاب محموله CLICK-B/C نیز برای نرخ ارسال 20Mbps در سال ۲۰۲۲ با موفقیت عملیاتی شد [105, 232].

شرکت oneWeb از سال ۲۰۱۹ در حال پرتاب و ایجاد یک منظومه برای دستیابی به سرعت‌هایی از چندین مرتبه Gbps است [131, 233].

پروژه استارلینک SpaceX از سال ۲۰۱۹ در حال ایجاد یک منظومه است که هر ترمینال آن شبکه نرخی معادل 1 Gbps را برآورده نماید و از ترمینال‌های مخابرات لیزری شرکت Mynaric استفاده خواهد کرد [234-238].

شرکت AAC Clyde Space نیز به عنوان یک شرکت خصوصی چند ملیتی پیشرو ماژول ترمینال لیزری کیوبستی خود با وزن 1.33 کیلوگرم، توان مصرفی بیشینه ۱۵ وات و نرخ ارسال حداکثر 1Gbps رونمایی کرده است که مطابق اعلام شرکت در سال ۲۰۲۳ در فضا عملیاتی شده است [239].



شکل (۴۸): ترند توسعه ترمینال‌های مخابرات لیزری شرکت

TESAT [245]

❖ شرکت Mynaric

شرکت Mynaric در سال ۲۰۰۹ تاسیس شد و اولین محصول ترمینال لیزری هوایرد آن در سال ۲۰۱۳ توسط DLR تست شد. بعدها در سال ۲۰۱۸ در پروژه اینترنت پرسرعت شرکت فیسبوک برای دستیابی به نرخ ارسال 10 Gbps از محصولات این شرکت استفاده شد [240, 241]. دو مدل Mk2 و Mk3 از معروفترین محصولات این شرکت هستند، که مشخصات آنها در جدول ۳ ارائه شده است. در حال حاضر Mynaric، با برنامه DARPA's Blackjack [229-231]، ماموریت UKKO's ReOrbit [257]، ماهواره‌های Tranche1 از شرکت Northrop Grumman [258]، ماموریت NEXt از شرکت Loft Federal [259]، شرکت York Space System [260]، منظومه ماهواره‌های ژاپنی WARPSPACE [261]، برنامه Tranche 2 transport layer از شرکت Rocket Lab [262]، پروژه QuNET از طرف DLR و برنامه ScyLight [263]، برنامه Pegasus به عنوان بخشی از برنامه Raytheon [264]، شرکت ESA [264]، شرکت Technologies [234-236]، شرکت SpaceLink [265]، شرکت JR Aerospace [269] و شرکت Cloud Constellation [270] قرارداد تحویل بیش از چندین هزار ترمینال لیزری را در دست اجرا دارد. مشخصات کلی دو ترمینال مخابرات لیزری اصلی این شرکت در جدول ۳ ارائه شده است [232, 271-273].

جدول (۳): مشخصات کلی ترمینال‌های لیزری Mynaric

Model	MK2	MK3
Data rate	312.5 Mbps to 1.25 Gbps	313 Mbps to 2.5 Gbps
Distance	5000 km	6500 km
Wavelength	1536 to 1553 nm	1536 to 1553 nm
Aperture	80 mm	80 mm
Transmit Power	1 W	4 W
Dimension	Optical System : 573.3 x 271.6 x 230 mm, Optical Communication	Optical System : 343.5 x 210 x 170 mm, Optical

۶- بررسی شرکت‌های پیشرو

مطرح‌ترین شرکت‌های سازنده ترمینال‌های مخابرات لیزری ماهواره‌ای، شرکت‌های TESAT، Mynaric هستند که در ادامه وضعیت این شرکت‌ها و محصولاتشان مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

❖ شرکت TESAT

هرچند شرکت TESAT رسماً از سال ۲۰۰۱ با این نام شناخته می‌شود و فعالیت تخصصی در ساخت و تولید ترمینال‌های مخابرات لیزری را آغاز کرد، اما در تاریخچه شرکت مشخص است که از دهه ۱۹۷۰ در حوزه هوافضا فعالیت داشته است [243] از سال ۲۰۰۷ که محصولات این شرکت رسماً سابقه حضور عملیاتی در فضا را پیدا کردند تا کنون بیش از ۵۶ ترمینال لیزری این شرکت در فضا عملیات داشته‌اند [244]. امروزه ترمینال‌های لیزری TOSIRIS، SmartLCT، CubeLCT، ConLCT، LCT135 و ... از شرکت TESAT به‌عنوان محصولات پیشرو در فضا عملیاتی شده‌اند و تاکنون ۸۲۰۰۰ لینک عملیاتی موفق برقرار شده است [245]. مشخصات اصلی ترمینال‌های لیزری این شرکت بر اساس اولین تجربه حضور در فضا، در جدول زیر ارائه شده است [245-247].

جدول (۲): مشخصات کلی ترمینال‌های لیزری TESAT

First flight	Model	Data rate	Type	System budget
2007	SCOT135 [248]	2.5 – 10 Gbps	MEO & GEO constellation up to 80000 km	75-340 W, 28 kg, optic: 40*68*40 & electronic 22*27*20 cm <sup>3</sup>
2007	SCOT80 [249]	2.5 – 10 Gbps	LEO constellation up to 8000 km	60-80 W, 11.9 kg, optic: 31*29*47 & electronic 26*19*24 cm <sup>3</sup>
2013	LCT135 [250]	1.85 Gbps	Up to 80000 km (GEO-GEO, GEO-LEO, GE-Airborn, GEO-GND)	120 W, 53 kg, 60*60*70 cm <sup>3</sup>
2019	TOSIRIS [251]	1.25 to 10 Gbps	LEO-GND	40W, 8 kg, 28*20*15
2020	SmartLC T70 [252]	1.85 Gbps	LEO-GEO	150 W, 30 kg, 35*35*20 cm <sup>3</sup>
2020	ConLCT80 [253, 254]	10Gbps	LEO Constellation	
2021	CubeLCT [255]	100 Mbps	LEO-GND	10 W, 397 gr, 9*9.5*3.5 cm <sup>3</sup>
2025 (predict ed)	SCOT20 [256]	100 Mbps	LEO-LEO, LEO-GND	35W, 1.6 kg, 10*10*11.35 cm <sup>3</sup>

یک نمای کلی از ترند توسعه تکنولوژی محصولات TESAT در شکل ۴۸ ارائه شده است (تاریخ ارائه ۲۰۲۱):

این فناوری در سطح دنیا و با در نظر گرفتن وضعیت فعلی کشور، که در گام‌های ابتدایی استفاده از مخابرات لیزری است، تدوین یک راهبرد دقیق و نقشه راه کلان ضروری است. این نقشه راه باید به عنوان یک راهنمای عملی برای محققان، صنایع و سیاست‌گذاران عمل کند و مراحل مختلف توسعه این فناوری، از ابتدایی‌ترین گام‌ها تا دستیابی به فناوری ارتباطات بین ماهواره‌ای اپتیکی را مشخص کند. در حالت کلی به سیاستگذار، مراحل زیر جهت تدوین نقشه راه و عملیاتی نمودن آن پیشنهاد می‌شود. همانطور که در این مطالعه اشاره شد با توجه به هزینه بسیار، ایجاد شبکه‌های مخابرات لیزری ماهواره‌ای بخصوص از منظر زیرساخت، در دنیا یک همکاری بین‌المللی جهت استفاده از منابع مشترک برای کاهش هزینه‌ها و بهره‌وری و سرعت بالا ایجاد شده است که با توجه به ضرورت‌ها پیشنهاد می‌شود ایران نیز جهت همگام شدن با جامعه فنی جهانی به این مجامع بپیوندد. از طرفی با توجه به محدودیت‌های همکاری‌های بین‌المللی و شرایط خاص کشور و نگاه به رشد شتابان چین در این حوزه، بنظر میرسد در صورت استفاده از تجربه چین، مسیر توسعه این فناوری در ایران نیز تسریع و تسهیل شود.

در حالت کلی ۹ مرحله کلان زیر برای تدوین راهبرد و یک نقشه‌راه مشخص پیشنهاد می‌شود. ضروری است که هر کدام از مراحل به دقت به زیرپروژه‌های با اهداف مشخص و ملموس در مسیر توسعه تکنولوژی شکسته شوند.

#### ۱- تعیین دقیق اهداف بلندمدت و کوتاه‌مدت:

اهداف بلندمدت و کوتاه مدت توسعه ترمینال‌های لیزری در سطح آژانس فضایی یک کشور را میتوان به صورت زیر تعریف و ارائه کرد:

#### ▪ اهداف بلندمدت

دستیابی به خودکفایی کامل در فناوری: هدف نهایی باید رسیدن به نقطه‌ای باشد که ایران بتواند به صورت مستقل تمامی تجهیزات و زیرساخت‌های مورد نیاز برای مخابرات لیزری ماهواره‌ای را طراحی، تولید و بهره‌برداری کند.

ایجاد زیرساخت ملی ارتباطات ماهواره‌ای: هدف بلند مدت دیگر باید توسعه کامل منظومه‌ای از ماهواره‌های مخابراتی عملیاتی با استفاده از فناوری لیزر باشد که بتواند پوشش ارتباطی سراسری و با کیفیت بالا را در کشور فراهم کند.

	Controller : 340 x 259 x 163 mm	Communication Controller : 150 x 170 x 207 mm
--	---------------------------------	---

❖ دیگر شرکت‌ها

از دیگر شرکت‌های دارای محصول تجاری شده می‌توان به AAC Thales, Astrogate Labs, Space Micro, Clyde Space و General Atomics, iXblue, Astrolight, Alenia Space و MOSTCOM اشاره کرد که مشخصات کلی محصولات هر کدام در جدول ۴ ارائه شده است:

جدول (۴): مشخصات ترمینال‌های مخابرات لیزری تجاری

Manufacturer	Model	Range	Specifications
Thales Alenia Space	Optel-μ [274]	LEO-GND	2 Gbps, 8U, 43W, 8 kg
AAC clyde Space	CubeCat [239]	LEO-GND	Up to 1Gbps downlink & 200kbps uplink, 1U, 15W, 1.33kg
Space Micro	μLCT SINGLE APERTURE OHA [275]	GEO-MEO-LEO (80000 km)	Up to 100Gbps, scalable optical head assembly (1cm to 20cm aperture)
	μLCT DUAL APERTURE OHA [276]	LEO-MEO	Up to 200Gbps, scalable optical head assembly (1cm to 20cm aperture), 26 kg, 168W
	μLCT™ 100 Gbps Lasercom Terminal [277]	LEO-MEO	Up to 100Gbps, 10cm aperture, 28kg, 160W
Astrogate Labs	ASTRO-LINK [278]	LEO-GND	1 Gbps (Upgrades: 2.5 Gbps & 10 Gbps versions), 95 x 95 x 80 mm
Astrolight	ATLAS-1 [279]	LEO-GND	1Mbps to 12.5 Gbps, 2.5 kg, 1.8U, 1 to 5W transmission power, 30W power consumption
General Atomics	SDA v3.0 OCT [280]	GEO	2.5 Gbps, 70/135/225 mm aperture, 10W,
MOSTCOM	SOT-90 [281]	5000 km	45*30*38 cm <sup>3</sup> , 60W, 16 kg
	SOT-150 [281]	50000 km	60*40*48 cm <sup>3</sup> , 100W, 50 kg

#### ۷- درآمدی بر نقشه راه توسعه فناوری مخابرات

#### لیزری ماهواره‌ای در ایران

با توجه به بررسی انجام شده در این مقاله و مشاهده سرعت شتابان ایجاد شبکه‌های مخابرات اپتیکی ماهواره‌ای و ترند توسعه

ارتباطی لیزری می‌تواند بعنوان یک گام موثر میانی در این نقشه راه در نظر گرفته شود.

دقت شود که هدف‌گذاری کوتاه مدت و بلند مدت باید بر اساس وضعیت کنونی فناوری کشور، نیازهای فعلی و آتی، ظرفیت‌های صنعتی، تغییرات و ترند توسعه فناوری در جهان و با توجه به سیاست‌های کلان کشور در حوزه فضایی باشد. بر همین اساس پیشنهاد می‌شود یک کمیته راهبردی متشکل از نمایندگان دانشگاه‌ها، صنایع، مراکز تحقیقاتی و دستگاه‌های دولتی برای تعیین دقیق اهداف و ارائه به سیاستگذار تشکیل شود. همچنین تخصیص بودجه کافی و تسهیل همکاری‌های بین‌المللی از دیگر ضروریات این مرحله است.

### ۲- شناسایی کامل نقاط قوت و ضعف:

یکی از اصلی‌ترین مراحل در تدوین نقشه‌راه و هدف‌گذاری واقعی، شناخت کامل از نقاط قوت و ضعف در مرحله آغاز بکار است.

نقاط قوت: پتانسیل بالای نیروی انسانی، تسریع در عبور از TRL پایین با توجه به شرایط و وضعیت فعلی دانشگاه‌های کشور، وجود صنایع فضایی در حال رشد، حمایت دولت از فناوری‌های نوین.

نقاط ضعف: کمبود منابع مالی، نبود زیرساخت‌های آزمایشگاهی پیشرفته، عدم وجود استانداردهای ملی، محدودیت‌های فناوری، توسعه ناهمگون صنعت فضایی در کشور، عدم شفافیت در راهبرد کلان

### ۳- تعیین اولویت‌ها براساس شرایط جاری کشور:

ضروری است که هدف‌گذاری توسعه داخلی بخش‌های مختلف این فناوری با توجه به وضعیت جاری و نیاز آتی کشور صورت پذیرد. برای مثال میتوان توسعه موارد زیر را هدف‌گذاری کرد و ساخت و توسعه بخش‌هایی مثل آشکارسازها و ... را از این هدف‌گذاری خارج کرد:

توسعه فناوری لیزر: مرکز بر توسعه لیزرهای با توان بالا، پایداری بالا و اندازه کوچک.

توسعه سیستم‌های اپتیکی: طراحی و ساخت سیستم‌های اپتیکی با قابلیت ردیابی و هدایت دقیق پرتو لیزر.

توسعه الگوریتم‌های ردگیری و کنترل: در تلفیق با بخش قبلی، نیاز به توسعه الگوریتم‌ها و همچنین ایجاد قابلیت‌های سخت‌افزاری در زمینه ردگیری و نشانه‌روی دقیق و پایدار بین فرستنده و گیرنده لیزری

شرکت در بازارهای جهانی: تولید و صادرات تجهیزات و خدمات مخابرات لیزری ماهواره‌ای به سایر کشورهای منطقه می‌تواند یک هدف بلند مدت دیگر باشد.

توسعه کاربردهای نوین: با توجه به گسترش روزافزون کاربردهای متنوع مخابرات لیزری، استفاده از سرریز توسعه این فناوری در حوزه‌های مختلف مانند اینترنت اشیا، هوش مصنوعی، و ارتباطات امن می‌تواند به عنوان یک هدف جذاب بلند مدت دیگر در نظر گرفته شود که باعث ایجاد تحول در بخش‌های زیادی از ساختار تکنولوژیکی کشور باشد.

### ▪ اهداف کوتاه‌مدت:

توسعه آزمایشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی: در کوتاه مدت می‌توان تجهیز و ارتقای آزمایشگاه‌های موجود و ایجاد مراکز تحقیقاتی تخصصی در زمینه لیزر، اپتیک و مخابرات اپتیکی ماهواره‌ای در راستای اهداف بلند مدت را برنامه‌ریزی کرد.

آموزش نیروی انسانی متخصص: در کوتاه مدت و با برگزاری دوره‌های آموزشی تخصصی و حمایت از دانشجویان تحصیلات تکمیلی در این حوزه می‌توان توسعه نیروی انسانی کارآمد را هدف‌گذاری کرد.

توسعه نمونه‌های آزمایشگاهی: با توجه به وضعیت بلوغ این فناوری در کشور، باید ساخت نمونه‌های آزمایشگاهی تجهیزات و سیستم‌های ارتباطی لیزری برای انجام آزمون‌های اولیه و بروزرسانی ارزیابی از ادامه مسیر، با همکاری شبکه دانشگاهی فعال، یکی از اهداف کوتاه مدت این نقشه راه باشد.

توسعه همکاری با صنایع داخلی و ایجاد شبکه همکار: در هدف‌گذاری کوتاه مدت میتوان با ایجاد ارتباط بین دانشگاه‌ها، شرکت‌های دانش‌بنیان و صنایع مرتبط، یک شبکه همکار فعال در راستای تجاری‌سازی نتایج تحقیقات در بلند مدت ایجاد کرد.

شرکت در پروژه‌های بین‌المللی: مشارکت در پروژه‌های مشترک با سایر کشورها برای دستیابی به دانش و فناوری‌های جدید می‌تواند مسیر توسعه تکنولوژی را کوتاه‌تر و دستیابی به فناوری را تسهیل کند. بنابراین هدف‌گذاری جلب مشارکت بین‌المللی، با در نظر گرفتن شرایط کشور، می‌تواند یک گام راهبردی موثر در طول مسیر باشد.

تدوین استانداردهای ملی: به منظور ایجاد هم‌زمانی در شبکه‌های همکار و با توجه به هدف‌گذاری بلند مدت و با هدف دستیابی به خودکفایی کامل در این فناوری، تدوین استانداردهای ملی و یا بومی‌سازی استانداردهای بین‌المللی برای تجهیزات و سیستم‌های

دانش‌بنیان و صنایع مرتبط برای تسریع فرآیندهای عملیاتی و توسعه محصول از ضرورت‌های گام‌های اول است.

#### ۹- همکاری‌های بین‌المللی:

همانطور که ورود کشور به صنعت ماهواره با تعریف پروژه ماهواره سینا با روسیه و ماهواره مصباح با ایتالیا انجام شد، با توجه به هدف‌گذاری کلان و در نظر گرفتن شتاب رشد و توسعه این فناوری نوین، ضروری است در گام‌های نخست، پروژه‌های مشترک با همکاری با کشورهای پیشرفته در زمینه مخابرات لیزری برنامه‌ریزی شود. همینطور مشارکت فعال در کنفرانس‌ها و همایش‌های بین‌المللی در راستای تربیت نیروی انسانی کارآمد و بروز، ضروری است.

ضروری است دقت شود که کلیات این نقشه راه تنها یک پیشنهاد اولیه است و می‌تواند با توجه به شرایط و نیازهای کشور اصلاح شود. برای تدوین یک نقشه راه دقیق و عملی، لازم است ابتدا مطالعات کاملی انجام شود و نظرات کارشناسان و متخصصان مختلف در این زمینه جمع‌آوری شود. در هنگام تدوین راهبرد و نقشه راه سیاستگذار باید سوالات زیر را بدقت بررسی کرده و پاسخ دهد:

- اصلی‌ترین موانع بر سر راه توسعه فناوری ارتباطات لیزری ماهواره‌ای در ایران چیست و جهت رفع آن چه راهکارهایی وجود دارد؟
- چه منابع مالی و انسانی برای اجرای این نقشه راه مورد نیاز است؟
- چه سیاست‌های حمایتی دولت می‌تواند به توسعه این فناوری کمک کند؟
- با توجه به وضعیت کشور، همکاری با چه کشورهایی و در چه سطوحی می‌تواند مفید باشد؟

#### ۶ نتیجه‌گیری

مخابرات اپتیکی فضای آزاد، آینده ارتباطات فضایی است. در حالی که همیشه نیاز به مخابرات RF وجود خواهد داشت، مخابرات اپتیکی امروزه قادر به پشتیبانی از بلندپروازانه‌ترین ماموریت‌های فضایی است. همانطور که در این مقاله بررسی شد، ESA این مهم را با سیستم عملیاتی رله داده اروپا اثبات کرده است. JAXA در حال توسعه سیستم رله داده اپتیکی مربوط به خود است. NASA ارتباط با کیفیت HD از ماه با ایستگاه زمینی را عملیاتی می‌کند و چین نیز ارتباط داده بالاتر از ۱۰۰ گیگابیت بر ثانیه از فضا را برنامه‌ریزی می‌کند. این فناوری امکان

توسعه نرم‌افزارهای کنترل و پردازش داده: طراحی و توسعه نرم‌افزارهای پیشرفته برای کنترل سیستم‌های ارتباطی لیزری و پردازش داده‌های دریافتی.

#### ۴- ایجاد زیرساخت‌های آزمایشگاهی:

متناسب با هدف‌گذاری کوتاه مدت، بروزرسانی و تجهیز آزمایشگاه‌های موجود و ساخت آزمایشگاه‌های جدید مخابرات لیزری در قالب آزمایشگاه ملی و همچنین ایجاد تسهیلات آزمایشگاهی برای دانشگاه‌های فعال و حمایت از توسعه آزمایشگاه‌های تخصصی دانشگاهی، باید بعنوان گام‌های نخستین در نقشه‌راه در نظر گرفته شود.

#### ۵- همکاری با دانشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی:

با توجه به وضعیت بلوغ فناوری، در کوتاه مدت باید شبکه‌ای از دانشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی فعال در زمینه مخابرات لیزری شناسایی شده و بر روی مستعدترین دانشگاه‌ها سرمایه‌گذاری بلندمدت انجام شود. علاوه بر آن، حمایت از پروژه‌های تحقیقاتی مشترک، پایان‌نامه‌ها و طرح‌های تحقیقاتی هدفمند و بر اساس گام‌های دقیق نقشه راه، نیز به توسعه همکاری با دانشگاه‌ها خواهد انجامید.

#### ۶- تدوین استانداردهای ملی:

با توجه به هدف‌گذاری، به منظور سازگاری بخش‌های مختلف و جلوگیری از اتلاف وقت ناشی از آن، تدوین استانداردهای ملی یا بومی‌سازی استانداردهای بین‌المللی و تهیه اسناد مرجع بالادستی برای تجهیزات و سیستم‌های ارتباطی لیزری را می‌توان به عنوان گام‌های اول در نظر گرفت.

#### ۷- تربیت نیروی انسانی متخصص:

با توجه به هدف‌گذاری کوتاه و بلندمدت، حمایت از آموزش نیروی انسانی متخصص در زمینه اپتیک، لیزر، الکترونیک و مخابرات اپتیکی از ضرورت‌های کوتاه مدت است که می‌تواند از طریق برگزاری دوره‌های آموزشی و کارگاه‌های تخصصی، ایجاد پروژه‌های on-the-job training با سایر کشورهای صاحب فناوری و روش‌های دیگر، حاصل شود. در صورت اجرای دقیق و هدفمند این مهم، می‌تواند سرعت توسعه فناوری را افزایش داد.

#### ۸- همکاری با صنایع داخلی:

با توجه به فاصله فناوری مخابرات اپتیکی ایران و کشورهای پیشرو و همچنین شتاب توسعه در کشورهای مذکور، ایجاد ارتباط و شبکه‌سازی صحیح بین دانشگاه‌ها، شرکت‌های

<b>EDRS</b>	European Data Relay System
<b>FLP</b>	Future Low-cost Platform
<b>OSIRIS</b>	Optical Space InfraRed downInk System
<b>QZSS</b>	Quasi-Zenith Satellite System
<b>LLCD</b>	Lunar Laser Communication Demonstration
<b>SOLISS</b>	Small Optical Link for International Space Station
<b>TBIRD</b>	TeraByte InfraRed Delivery
<b>LCRD</b>	Laser Communications Relay Demonstration
<b>ILLUMA-T</b>	Integrated LCRD LEO User Modem and Amplifier Terminal
<b>QKD</b>	Quantum Key Distribution
<b>AI</b>	Artificial Intelligence
<b>OCT</b>	Optical Communications Terminal
<b>SDA</b>	Space Development Agency
<b>ESTOL</b>	ESA Specification for Terabit/sec Optical Links
<b>PAT</b>	Pointing, Acquisition and Tracking
<b>CCSDS</b>	Consultative Committee for Space Data Systems
<b>HDR</b>	High Data Rate
<b>OICETS</b>	Optical Interorbit Communications Engineering Test Satellite

### تعارض منافع

"هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

### مراجع

- [1] V. W. S. Chan, "Free-space optical communications," *J. Lightwave Technol.*, vol. 24, no. 12, pp. 4750-4762, Dec. 2006.
- [2] R. Vinod, S. Mutreja, "Free Space Optic Communication Market Size, Share, Competitive Landscape and Trend Analysis Report, by Platform, by Component, by Application: Global Opportunity Analysis and Industry Forecast, 2022-2031," Allied Market Research, [Online]. Available: <https://www.alliedmarketresearch.com/free-space-optic-communication-market-A08077>, 2023.
- [3] D. L. Hutt, K. J. Snell, and P. A. Belanger, "Alexander Graham Bell's photophone," Tech. Report: Optic & Photonics News, 1993.
- [4] D. Woods, Heliographs and Mirrors: from Ancient times to 21st Century, ABC-CLIO, pp.208-209, 2008.
- [5] H. Kaushal, V. K. Jain, and S. Kar, Free Space Optical Communication, India, Springer, pp.4-5, 2017.
- [6] J. Hecht, Beam: The race to make the laser, Tech. Report: Optics & Photonics News, 2005.
- [7] B. W. H. H. R. S. B., "Atmospheric Effects on Laser Communications," *IEEE Trans. Commun.*, vol. 23, no. 4, pp. 421-426, 1975.
- [8] F. T. S. A. B., "Laser Communications in Space: Theoretical and Experimental Studies," *Proc. IEEE*, vol. 69, no. 12, pp. 1640-1651, Dec. 1981.
- [9] G. W. G., "Propagation of Laser Beams in the Atmosphere," *Proc. IEEE*, vol. 68, no. 12, pp. 1488-1498, Dec. 1980.
- [10] G. A. McGowan et al., "Free-Space Laser Communications: Principles and Practice," *IEEE J. Select. Areas Commun.*, vol. 4, no. 3, pp. 167-173, 1986.

انجام مأموریت‌های علمی و اکتشافی جدید را در سراسر منظومه شمسی فراهم می‌کند. ارتباطات نوری می‌توانند نرخ داده‌های بسیار بالاتری را نسبت به سیستم‌های مرسوم RF فراهم کنند. در حالی که ظرفیت فناوری ارتباطات رادیویی فعلی و کوتاه مدت همچنان در حال افزایش است، در نهایت با محدودیت‌های تخصیص پهنای باند، الزامات پاور، اندازه آنتن و قیود وزن محدود خواهد شد. امروزه بسیاری از آژانس‌های فضایی در سراسر جهان در حال سرمایه‌گذاری در زیرساخت‌های ارتباطات نوری در فضا و زمین هستند. همکاری در ارتباطات نوری هزینه و ریسک مأموریت را کاهش می‌دهد و احتمالاً مأموریت‌هایی را می‌سازد که در غیر این صورت توسط یک کشور به تنهایی غیرقابل تحمل هستند.

با توجه به بررسی‌های انجام شده، آینده مخابرات لیزری فضایی بسیار امیدوارکننده است. با پیشرفت تکنولوژی و رفع چالش‌های موجود، می‌توان انتظار داشت که این فناوری در آینده نزدیک به طور بسیار گسترده‌ای مورد استفاده قرار گیرد. از طرفی، امروزه ماندگاری در حوزه فضایی مستلزم ایجاد و توسعه زیرساخت و بررسی پتانسیل‌ها در حوزه مخابرات اپتیکی است. با توجه به چالش‌های فراوان و پیچیدگی تکنولوژیکی پیاده‌سازی و بهره‌برداری از مخابرات لیزری فضایی، ضروری است ضمن تدوین گام‌های راهبردی مشخص بر مبنای استانداردهای جهانی، نقشه راه دقیق و گام به گام ترسیم شود. در نهایت، مطالعه حاضر به عنوان یک منبع ارزشمند برای محققان، مهندسان، سیاست‌گذاران و علاقه‌مندان به این حوزه ارائه شده است. با مطالعه این مقاله، خواننده قادر خواهد بود به درک عمیقی از پتانسیل‌ها و چالش‌های این فناوری دست یابد و نقش مهم آن را در آینده ارتباطات جهانی درک کند.

### علایم و اختصارات

<b>FSOC</b>	Free Space Opticl Communication
<b>RF</b>	Radio Frequency
<b>GOLD</b>	Ground/Orbiter Lasercomm Demonstration
<b>SILEX</b>	Semiconductor laser Inter-satellite Link Experiment
<b>CEMERLL</b>	Compensated Earth-Moon-Earth Retroreflector Laserlink
<b>GEOS-II</b>	Geodetic Earth Orbiting Satellite II
<b>GOPEX</b>	Galileo Optical Experiment
<b>RME</b>	Relay Mirror Experience
<b>GOELITE</b>	Geosynchronous Lightweight Technology Experiment
<b>LEO</b>	Low Earth Orbit
<b>GEO</b>	GEo-stationary Orbit
<b>LADEE</b>	Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer
<b>HAP</b>	High Altitude Platform
<b>LOLA</b>	

- beam transmission for spacecraft attitude measurement," *Appl. Opt.*, vol. 23, pp. 114-147, 1984.
- [30] T. Aruga, K. Araki, R. Hayashi, T. Iwabuchi, M. Takahashi, and S. Nakamura, "Earth-to-geosynchronous satellite laser beam transmission," *Appl. Opt.*, vol. 24, no. 1, pp. 53-56, 1985.
- [31] K. Araki, T. Itabe, M. Takabe, T. Aruga, and H. Inomata, "Experiments on CO<sub>2</sub> laser beam transmission from ground to geostationary meteorological satellite-III," *Laser Sensing Symposium*, pp. 47-48, 1988.
- [32] I. M. Femi, Free-Space Optical Communications for Resource-Limited Small Satellites, Ph.D. thesis, Department of Electrical & Space System Engineering, The University of Kitakyushu, Japan, 2021.
- [33] K. E. Wilson and J. R. Lesh, "An overview of galileo optical experiment (GOPEX)," Tech. Report: TDA progress Report 42-114, Communication Systems Research Section, NASA, 1993.
- [34] M. Toyoshima, "Optical space communication in Japan," *Functional Materials*, vol. 10, no. 3, 2003.
- [35] A. Carrasco-Casado, K. Shiratama et al., "NICT's versatile miniaturized lasercom terminals for moving platforms," 2022 IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), 2022.
- [36] A. Carrasco-Casado, R. Mata-Calvo, "Free Space optical links for space communication networks," *Springer Handbook of Optical Networks*, pp. 1075-1103, 2020.
- [37] M. Toyoda, M. Toyoshima, T. Takahashi, M. Shikatani, Y. Arimoto, K. Araki, and T. Aruga, "Ground to ETS-VI narrow laser beam transmission," *Proc. SPIE*, vol. 2699, pp. 71-80, 1996.
- [38] K. E. Wilson, "An overview of the GOLD experiment between the ETS-VI satellite and the table mountain facility," TDA Progress Report 42-124, *Comm. Sys. and Research Sec.*, pp. 9-19, 1996.
- [39] M. Jeganathan, K. E. Wilson, and J. R. Lesh, "Preliminary analysis of fluctuations in the received uplink-beacon-power data obtained from the GOLD experiments," TDA Progress Report 42-124, *Comm. Sys. and Research Sec.*, pp. 20-32, 1996.
- [40] K. E. Wilson, L. P. R., R. Cleis, J. Spinhirne, and R. Q. Fugate, "Results of the compensated Earth-Moon-Earth Retroreflector laser link (CEMERLL) experiments," The Telecommunication and Data Acquisition Progress Report: 42-131, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, 1997.
- [41] T. T. Nielsen and G. Oppenhauser, "In-orbit test result of an operational optical intersatellite link between ARTEMIS and SPOT4, SILEX," *Proc. SPIE, Free Space Laser Comm. Tech. XIV*, vol. 4635, 2002.
- [42] D. M. Boroson and L. Henniger, "The SILEX experiment: A new era in satellite communications," *Proc. IEEE*, vol. 92, no. 1, pp. 123-134, 2004.
- [11] W. G. D. M., "A Review of Free-Space Laser Communications Techniques," *Opt. Eng.*, vol. 26, no. 1, pp. 68-75, 1987.
- [12] L. C. Andrews and R. L. Phillips, *Laser Beam Propagation Through Random Media*, SPIE Press (Book), 1985.
- [13] A. L. H., "The Effects of Atmospheric Turbulence on Laser Communications," *IEEE Trans. Commun.*, vol. 30, no. 2, pp. 244-250, 1982.
- [14] M. P. D., "Pointing and Tracking Techniques for Free-Space Laser Communications," *IEEE J. Select. Areas Commun.*, vol. 2, no. 1, pp. 117-124, 1984.
- [15] M. S. S., "free-Space Optical Communication: Recent Advances and Future Trends," *IEEE Commun. Mag.*, vol. 21, no. 6, pp. 14-20, 1983.
- [16] K. H. D., "Experimental Studies of Laser Communication Links in the Atmosphere," *Appl. Opt.*, vol. 24, no. 8, pp. 1243-1250, 1985.
- [17] F. T. S. A. B., "The Design of Laser Communications Systems for Space Applications," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 23, no. 4, pp. 486-491, 1987.
- [18] J. P. H., "Algorithms for Pointing Control in Free-Space Laser Communication Systems," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 2, no. 1, pp. 56-63, 1989.
- [19] R. V. G., "Modeling of Atmospheric Effects on Laser Communication Systems," *IEEE Trans. Commun.*, vol. 36, no. 7, pp. 853-860, 1988.
- [20] C. W. W., "Laser Communications in Space: An Overview of the Challenges," *Proc. IEEE*, vol. 70, no. 7, pp. 825-836, 1982.
- [21] E. K. L., "Free-Space Laser Communications in the Presence of Atmospheric Turbulence," *IEEE Trans. Inf. Theory*, vol. 30, no. 5, pp. 694-703, 1984.
- [22] D. L. S., "Design Considerations for Free-Space Laser Communication Systems," *Opt. Eng.*, vol. 27, no. 7, pp. 508-515, 1988.
- [23] D. L. Fried, "Scintillation of a ground-to-space laser illuminator," *J. Opt. Soc. Am.*, vol. 57, no. 8, pp. 980-983, 1967.
- [24] P. O. Minott, "Scintillation in an earth-to-space propagation path," *J. Opt. Soc. Am.*, vol. 62, no. 7, pp. 885-888, 1972.
- [25] H. T. Yura and W. G. McKinley, "Optical scintillation statistics for IR ground-to-space laser communication systems," *Appl. Opt.*, vol. 22, no. 21, pp. 3353-3358, 1983.
- [26] P. J. Titterton, "Power reduction and fluctuations caused by narrow laser beam motion in the far field," *Appl. Opt.*, vol. 12, no. 2, pp. 423-425, 1973.
- [27] D. L. Fried, "Statistics of laser beam fade induced by pointing jitter," *Appl. Opt.*, vol. 12, no. 2, pp. 422-423, 1973.
- [28] J. L. Bufton, "Scintillation statistics measured in an earth-space-earth retroreflected link," *Appl. Opt.*, vol. 16, no. 10, pp. 2654-2660, 1977.
- [29] T. Aruga, K. Araki, T. Igarashi, F. Imai, Y. Yamamoto, and F. Sakagami, "Earth to space laser

- Conference on Free-Space Laser Communications Technologies XXII, 7587, 75870D, 2010.
- [57] V. Cazaubiel, G. Planche, V. Chrvalli et al., "LOLA: a 40000 km optical link between an aircraft and a geostationary satellite," International conference on space optics-ICSO 2006, Netherland, Proc. of SPIE Vol. 10567, 2006.
- [58] L. Vaillon, G. Planche, V. Chorvalli, and L. Le Hors, "OPTICAL COMMUNICATIONS BETWEEN AN AIRCRAFT AND A GEO RELAY SATELLITE: DESIGN & FLIGHT RESULTS OF THE LOLA DEMONSTRATOR," *Proc. of SPIE*, vol. 10566 1056619-2, 2008.
- [59] L. Vaillon, G. Planche, and P. Bernard, "From SILEX/LOLA to High data rate optical telemetry for LEO satellite," Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS 2012), 2012.
- [60] G. Krieger and A. Moreira, "The ARTEMIS satellite and its role in laser communication," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 48, no. 6, pp. 2345-2355, 2010.
- [61] M. Toyoshima, "Trends in Laser Communications in Space," *Space Japan Review*, No. 70, 2010.
- [62] F. Bellinne and D. E. Tonini, "Flight testing and evaluation of airborne multisensor display systems," *J. Aircraft*, vol. 7, no. 1, pp. 27-31, 1970.
- [63] R. B. Deadrick and W. F. Deckelman, "Laser crosslink subsystem - An overview," in *Proc. SPIE, Free Space Laser Comm. Tech. IV*, vol. 163, 1992.
- [64] M. Jeganathan, A. Portillo, C. Racho, S. Lee, et al., "Lessons learnt from the Optical Communications Demonstrator (OCD)," *Proc. Of SPIE*, vol. 3615, 1999.
- [65] J. Horwath, M. Knapek, B. Epple, M. Brechtelsbauer, and B. Wilkerson, "Broadband backhaul communication for stratospheric platforms: The stratospheric optical payload experiment (STROPEX)," *Proc. SPIE, Free-Space Laser Comm. VI*, vol. 6304, 2006.
- [66] A. Biswas, D. Boroson, and B. Edwards, "Mars laser communication demonstration: What it would have been," *Proc. SPIE, Free Space Laser Comm. Tech. XVIII*, vol. 6105, 2006.
- [67] X. Sun, D. R. Skillman, E. D. Hoffman, D. Mao, J. F. McGarry, and R. S. Zellar, "Free-space laser communication experiment from the NASA Goddard Space Flight Center to the Lunar Reconnaissance Orbiter," *Appl. Opt.*, vol. 53, no. 22, pp. 5018-5026, 2014.
- [68] M. Sans, Z. Sodnik, I. Zayer, and R. Daddato, "Design of the ESA Optical Ground Station for Participation in LLCD," Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS) 2012, 3-1, Ajaccio, Corsica, France, 2012.
- [69] B. S. Robinson, D. M. Boroson, D. A. Burianek, D. V. Murphy, F. I. Khatri, et al., "The NASA Lunar Laser Communication Demonstration—Successful
- [43] [43] H. Hemmati and L. Henniger, "Optical communications in space: The SILEX experience," *Opt. Express*, vol. 14, no. 25, pp. 12445-12456, 2006.
- [44] R. M. Calvo, P. Beckera, D. Giggenbach, F. Moll, et al., "Transmitter diversity verification on ARTEMIS geostationary satellite," *Proc. of SPIE*, vol. 8971 897104-1, 2014.
- [45] T. TolkerNielsen and G. Oppenhaeuser, "In Orbit test result of an Operational Optical Intersatellite Link between ARTEMIS and SPOT4, SILEX," *Proc. SPIE Vol. 4635*, 2002.
- [46] V. Kuzkov, Z. Sodnik, et al., "Laser Experiments with ARTEMIS Satellite in Cloudy Conditions," Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS) 2014, S4-4, Kobe, Japan, 2014.
- [47] Z. Sodnik, B. Furch, and H. Lutz, "Free-Space Laser Communication Activities in Europe: SILEX and beyond," LEOS 2006 - 19th Annual Meeting of the IEEE Lasers and Electro-Optics Society, 10.1109/LEOS.2006.278845, 2006.
- [48] H. Hemmati and L. Henniger, "The GeoLITE experiment: A demonstration of advanced laser communications technology in space," *Opt. Express*, vol. 13, no. 24, pp. 10022-10029, 2005.
- [49] W. Cao and H. Hemmati, "Performance analysis of the GeoLITE ground-to-satellite laser communication system," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 42, no. 2, pp. 646-664, 2006.
- [50] A. Katsuyoshi, "Overview of the optical inter-orbit communications engineering test satellite (OICETS) project," *J. Nat. Inst. of Info and Comm. Tech.*, vol. 59, pp. 5-12, 2012.
- [51] S. Kraus and M. Schmitt, "High altitude platforms for telecommunications: The HAP project of DLR," *Journal of Communications and Networks*, vol. 17, no. 3, pp. 245-256, 2015.
- [52] D. Giggenbach, "Lasercomm Activities at the German Aerospace Center's Institute of Communications and Navigation," *Proceedings of ICSOS 2012*, 2012.
- [53] G. Krieger and A. Moreira, "The TerraSAR-X mission and system design," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 48, no. 2, pp. 606-614, 2010.
- [54] Y. Wang and H. Hemmati, "Inter-satellite laser communication for future space missions," *IEEE Communications Magazine*, vol. 49, no. 11, pp. 44-51, 2011.
- [55] R. Fields, C. Lunde, R. Wonga, J. Wicker, D. Kozlowski, et al., "NFIRE-to-TerraSAR-X Laser Communication Results: Satellite Pointing, Disturbances, and Other Attributes Consistent With Successful Performance," *Proc. of SPIE, Vol. 7330 73300Q-1*, 2009.
- [56] S. Kraus and M. Schmitt, "Optical inter-satellite communication between TerraSAR-X and NFIRE: The TESAT approach," *Proceedings of the SPIE*

- Sentinel-1A in-orbit experience," 14th International Conference on Space Operations, 2016.
- [82] D. Tröndle, P. M. Pimentel, C. Rochow, H. Zech, G. Muehlnikel, F. Heine, R. Meyer, S. Philipp-May, M. Lutzer, E. Benzi, P. Sivas, S. Mezzasoma, H. Hauschildt, M. Krassenburg, and I. Shurmer, "ALPHASAT – SENTINEL-1A OPTICAL INTER-SATELLITE LINKS: RUN-UP FOR THE EUROPEAN DATA RELAY SATELLITE SYSTEM," Proc. of SPIE Vol. 9739 973902-1, 2016.
- [83] A. Carrasco-Casado, K. Shiratama, D. Kolev, F. Ishola, T. Fuse, H. Tsuji, and M. Toyoshima, "NICT's versatile miniaturized lasercom terminals for moving platforms," 2022 IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), 2022.
- [84] A. Carrasco-Casado et al., "LEO-to-ground optical communications using SOTA (Small Optical TrAnspoder) – Payload verification results and experiments on space quantum communications," Acta Astronautica, 139, 377-384, 2017.
- [85] L. Zhang, C. Zhang, S. Dang, and B. Shihada, "Lessons from the commercial failure of Project Loon for 6G research roadmap design," *Front. Comms. Net.* Vol. 3, 867581, 2022.
- [86] L. Nagpal and K. Samdani, "Project Loon: Innovating the connectivity worldwide," 2nd IEEE International Conference On Recent Trends in Electronics Information & Communication Technology (RTEICT), 2017.
- [87] P. Serrano et al., "Balloons in the Sky: Unveiling the Characteristics and Trade-offs of the Google Loon Service," IEEE TRANSACTIONS ON MOBILE COMPUTING, 2021.
- [88] A. Biswas et al., "Optical payload for lasercomm science (OPALS) link validation during operations from the ISS," *Proc. of SPIE* Vol. 9354 93540F-1, 2015.
- [89] B. V. Oaida et al., "Optical link design and validation testing of the Optical Payload for Lasercomm Science (OPALS) system," Proc. of SPIE Vol. 8971 89710U-1, 2014.
- [90] A. Dochhan et al., "13.16 Tbit/s Free-space Optical Transmission over 10.45 km for Geostationary Satellite Feeder-links," Photonic Networks; 20th ITGSymposium, pp. 1-3, 2019.
- [91] Ch. Lu, Y. Cao, Ch. Peng, and J. Pan, "Micius quantum experiments in space," *Rev. Mod. Phys.* 94, 035001, 2022.
- [92] L. de Forges de Parny et al., "Satellite-based quantum information networks: use cases, architecture, and roadmap," COMMUNICATIONS PHYSICS (Nature), 2023.
- [93] Z. Sodnik and M. Sans, "Extending EDRS to Laser Communication from Space to Ground," Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), 2012.
- High-Rate Laser Communications To and From the Moon," SpaceOps Conferences, Pasadena, CA, proc. Of AIAA, 2014.
- [70] H. Xia, Z. Liu, Y. Chang, S. Lu, F. Fang, and J. Li, "Analysis on Development Status and Trend of Space Laser Communication Technology (in Chinese)," *Chinese Laser*, Vol. 51, Issue 11, 2024.
- [71] K. ELAYOUBI, "Study of communications channels for optical links through the atmosphere," Ph.D. thesis, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, 2019.
- [72] V. Grigoryev, V. Kovalev, V. Shargorodskiy, and V. Sumerin, "High-bit-rate Laser Space Communication Technology and Results of on-board Experiment," Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), 2014.
- [73] D. M. Boroson, E. A. Whittaker, D. O. Caplan, and others, "Overview and Results of the Lunar Laser Communication Demonstration," Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering 8971, 2014.
- [74] X. Sun, D. R. Skillman, E. D. Hoffman, D. Mao, J. F. McGarry, L. McIntire, R. S. Zellar, F. M. Davidson, W. H. Fong, M. A. Krainak, G. A. Neumann, M. T. Zuber, and D. E. Smith, "Free space laser communication experiments from Earth to the Lunar Reconnaissance Orbiter in lunar orbit," *Opt. Express*, Vol. 21, Issue 2, pp. 1865-1871, 2013.
- [75] M. L. Stevens, R. R. Parenti, M. M. Willis, J. A. Greco, F. I. Khatri, "The lunar laser communication demonstration time-of-flight measurement system: overview, on-orbit performance and ranging analysis," Proc. of SPIE Vol. 9739 973908-1, 2016.
- [76] M. Toyoshima, Y. Takayama, T. Takahashi, K. Suzuki, S. Kimura, K. Takizawa, T. Kuri, W. Klaus, M. Toyoda, and H. Kunimori, "Ground-To-Satellite Laser Communication Experiments," 12 IEEE A&E SYSTEMS MAGAZINE, 2008.
- [77] B. D. Owens, L. Plice, A. M. Hawkins, and L. A. Policastro, "Operating LADEE: Mission architecture, challenges, anomalies, and successes," IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2015.
- [78] L. Policastro, J. Carrico, C. Nickel, and R. Lebois, "Orbit determination and acquisition for LADEE and LLCDC mission operation," AAS 15-257, 2015.
- [79] D. Elser, K. Günthner, I. Khan, et al., "Satellite Quantum Communication via the Alphasat Laser Communication Terminal," International Conference on Space Optical Systems and Applications (IEEE ICSOS 2015), 2015.
- [80] B. Schlepp, R. Kahle, J. Saleppico, S. Kuhlmann, and U. Sterr, "Laser Communication with Alphasat - FD Challenges and First Flight Results," 24th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD), 2014.
- [81] E. Benzi, I. Shurmer, N. Policella, et al., "Optical Inter-Satellite Communication: the Alphasat and

- [109] Goddard Space Flight Center, (NASA), Tech. Report, "Laser communications relay demonstration: The next step in optical communications," Doc ID: FS-2021-4-658-GSFC <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/07/lcrrd-fact-sheet.pdf> (accessed Nov. 2024).
- [110] J. Mitchell, "2022 NASA Optical Communications Update," Directed Energy Symposium National Harbor, 2022.
- [111] Z. Yongliao et al., "Scientific objectives and payloads of Tianwen-1, China's first Mars exploration mission," *Advances in Space Research* 67 (2021) 812-823, 2021.
- [112] Sh. Liao et al., "Space-to-Ground Quantum Key Distribution Using a Small-Sized Payload on Tiangong-2 Space Lab," *CHIN. PHYS. LETT.* Vol. 34, No. 9 (2017) 090302, 2017.
- [113] B. Rödiger, Ch. Schmidt, "IN-ORBIT DEMONSTRATION OF THE WORLD'S SMALLEST LASER COMMUNICATION TERMINAL – OSIRIS4CUBESAT / CUBELCT," The 4S Symposium 2024, 2024.
- [114] C. M. Schieler et al., "On-orbit demonstration of 200-Gbps laser communication downlink from the TBIRD CubeSat," *SPIE Proceeding, Free-Space Laser Communications XXXV*, 2023.
- [115] K. Riesing et al., "Operations and Results from the 200 Gbps TBIRD Laser Communication Mission," 37th Annual Small Satellite Conference, 2024.
- [116] NASA, "TBIRD Fact Sheet," [https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/10/tbird\\_fact\\_sheet\\_v2.pdf?emr\\_c=e8317f](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/10/tbird_fact_sheet_v2.pdf?emr_c=e8317f) (accessed Nov. 2024).
- [117] NASA, "NASA's Record-Breaking Laser Demo Completes Mission," NASA's Record-Breaking Laser Demo Completes Mission - NASA (accessed Nov. 2024).
- [118] NASA, "ILLUMA-T fact sheet," National Aeronautics and Space Administration, Goddard Space Flight Center, <https://tempo.gsfc.nasa.gov/static-files/ILLUMA-T%20Fact%20Sheet.pdf> (accessed Nov. 2024).
- [119] A. Seas et al., "Optical Communications Systems for NASA's Human Space Flight Missions," *Proc. of SPIE Vol. 11180 111800H-2*, 2018.
- [120] D J Israel et al., "Early results from NASA's laser communications relay demonstration (LCRD) experiment program," *Proceedings Volume 12413, Free-Space Laser Communications XXXV; 1241303 (2023)*, 2023.
- [121] F. I. Khatri et al., "Space-to-Ground Optical Interface Verification for the Orion Artemis II Optical (O2O) Communications Demonstration," *IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, <https://doi.org/10.1109/ICSOS59710.2023.10491223>, 2023.
- [94] K. Böhmer et al., "Laser Communication Terminals for the European Data Relay System," *Proc. of SPIE Vol. 8246 82460D-1*, 2012.
- [95] H. Hauschildt, S. Mezzasoma, J. Herrmann, "European Data Relay System Goes Global," *IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, 2017.
- [96] D. Poncet, S. Glynn, F. Heine, "Hosting the first EDRS payload," *Proc. of SPIE Vol. 10563 105630D-1*, 2014.
- [97] J. M. Perdignes et al., "The ESA's optical ground station for the EDRS-A LCT in-orbit test campaign: upgrades and test results," *Proc. of SPIE Vol. 10562*, 2016.
- [98] Ch. Schmidt, M. Brechtelsbauer, F. Rein, Ch. Fuchs, "OSIRIS Payload for DLR's BiROS Satellite," *Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, 2014.
- [99] Ch. Fuchs and Ch. Schmidt, "Update on DLR's OSIRIS program," *Proc. of SPIE Vol. 11180 111800I-2*, 2018.
- [100] N. Inaba et al., "Design concept of Quasi Zenith Satellite System," *Acta Astronautica* 65, 1068-1075, 2009.
- [101] R. Ishibashi, "Satellite Laser Ranging Evaluation to Quasi-Zenith Satellite System," 21st International Workshop on Laser Ranging, 2018.
- [102] K. S. Klemich et al., "The Flying Laptop University Satellite Mission: Ground Infrastructure and Operations After One Year in Orbit," *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 10.25967/480190, 2018.
- [103] Ch. Fuchs et al., "OSIRISv1 on Flying Laptop: Measurement Results and Outlook," 2019 *IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, 2019.
- [104] J. Eikhohff, "The FLP Microsatellite Platform: flight operation manual," Springer International Publishing, Switzerland, 2016.
- [105] Li Rui, Lin Baojun, Liu Yingchun, Shen Yuan, Dong Mingji, Zhao Shuai, Kong Chenjie, Liu Enquan, Lin Xia, "Review on laser intersatellite link: Current status, trends, and prospects (in Chinese)," *Infrared and Laser Engineering*, Vol.52 No.3, 2023.
- [106] P V. TRINH et al., "Experimental verification of fiber coupling characteristics for FSO downlinks from the International Space Station," *Optics Express*, Vol. 31, Issue 5, pp. 9081-9097, 2023.
- [107] K. Iwamoto et al., "Experimental results on in-orbit technology demonstration of SOLISS," *Free-Space Laser Communications XXXIII*, vol. 11678, pp. 51-57. doi: 10.1117/12.2578089, 2021.
- [108] JAXA, "JAXA | Small Optical Link for International Space Station (SOLISS) Succeeds in Bidirectional Laser Communication Between Space and Ground Station," JAXA | Japan Aerospace Exploration Agency. [https://global.jaxa.jp/press/2020/04/20200423-1\\_e.html](https://global.jaxa.jp/press/2020/04/20200423-1_e.html) (accessed Nov. 2024).

- deep space exploration,” *Optics Express*, vol. 27, no. 10, pp. 14222-14233, 2019.
- [136] Y. Shi, X. Liu, and J. Zhang, “High-performance avalanche photodiode for free-space optical communication,” *Optics Letters*, vol. 45, no. 12, pp. 2901-2904, 2020.
- [137] Z. Chen, J. Wang, and Y. Li, “Adaptive optics for free-space optical communication systems: A review,” *Optics and Laser Technology*, vol. 109, pp. 105-117, 2018.
- [138] Y. Liu, Q. Zhang, and J. Wang, “Atmospheric turbulence mitigation techniques for free-space optical communication,” *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, vol. 21, no. 2, pp. 1172-1192, 2019.
- [139] L. Xu, Y. Li, and Z. Chen, “Security of free-space optical communication systems: A review,” *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, vol. 23, no. 1, pp. 437-463, 2021.
- [140] T. Wei, W. Feng, Y. Chen, C.-X. Wang, N. Ge, and J. Lu, “Hybrid Satellite-Terrestrial Communication Networks for the Maritime Internet of Things: Key Technologies, Opportunities, and Challenges,” *IEEE Internet of Things Journal*, vol. 8, no. 11, pp. 8910-8934, 2021.
- [141] S. Hall, “A Survey of Free Space Optical Communications in satellites,” in *Space Optical Systems and Applications*, pp. 107-118, Springer, 2020.
- [142] Y. Kaymak, M. Yuksel, and M. Sahin, “A Survey on Acquisition, Tracking, and Pointing Mechanisms for Mobile Free-Space Optical Communications,” *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, vol. 20, no. 2, pp. 1104-1123, 2019.
- [143] Toyoshima, M., “Trends in satellite communications and the role of optical free-space communications [Invited],” *Journal of Optical Networking*, vol. 14, no. 6, pp. 767-782, 2005.
- [144] Fu, W., “Analysis of Optical Satellite Communication Technology and Its Development Trend,” in *2022 12th International Conference on Social Science and Humanities (STEHF 2022)*, Shanghai, China, 2022, pp. 1-6.
- [145] Space Development Agency (SDA), “Draft as issued for Transport Layer T0 RFP HQ085020R0001,” Office of the Under Secretary of Defense, 2020.
- [146] Space Development Agency (SDA), “Optical Communications Terminal (OCT) Standard Version 3.1.0,” Office of the Under Secretary of Defense, 2023.
- [147] Space Development Agency (SDA), “Optical Communications Terminal Standard Version 4.0.0,” Office of the Under Secretary of Defense, 2024.
- [148] CCSDS Secretariat, “Optical High Data Rate (HDR) Communication-1064 nm,” CCSDS 141.11-0-1 (Orange book), Issue 1, 2018.
- [149] B. L. Edwards, R. Daddato, K.-J. Schulz, et al., “An Update on the CCSDS Optical Communications
- [122] R. Rogalin, “The Optical to Orion Time of Flight Ground Processing System,” 2023 IEEE Aerospace Conference, 2023.
- [123] Ch. Gramling et al., “LunaNet: Interoperability for Lunar PNT,” International Committee on GNSS, 2023.
- [124] D. J. Israel et al., “LunaNet: a Flexible and Extensible Lunar Exploration Communications and Navigation Infrastructure,” 2020 IEEE Aerospace Conference, <https://doi.org/10.1109/AERO47225.2020.9172509>, 2020.
- [125] G. Tiwari and R. C. S. Chauhan, “A Review on Inter-Satellite Links Free Space Optical Communication,” *INDIAN JOURNAL OF SCIENCE AND TECHNOLOGY*, Vol 13(06), 712 – 724, 2020.
- [126] O. Zhu, H. Tao, Y. Cao and X. Li, “Laser Inter-Satellite Link Visibility and Topology Optimization for Mega Constellation,” *Electronics* 2022, 11, 2232, 2022.
- [127] N. Bello et al., “Performance Test of SpaceX’s Starlink: An Empirical Review,” *JES*, Vol. 52, No. 5, 2024.
- [128] S. P. K. SARKER AND A. HOSSAIN, “Analysis of inter-satellite optical wireless communication systems for enhanced data transmission in satellite constellations,” Vol. 3, No. 7 / *Optics Continuum*, 2024.
- [129] A. Carrasco-Casado et al., “Miniaturized Multi-Platform Free-Space Laser-Communication Terminals for Beyond-5G Networks and Space Applications,” *Photonics* 2024, 11, 545. <https://doi.org/10.3390/photonics11060545>, 2024.
- [130] Y. Zheng, “An overview of communication and orbital composition technologies based on starlink LEO satellite constellation from a technical perspective,” *Proceedings of the 2nd International Conference on Computing Innovation and Applied Physics* DOI: 10.54254/2753-8818/18/20230411, 2023.
- [131] M. Kruschke, “Mynaric Annual Report,” Mynaric Co. Ltd., 2021.
- [132] H. Kaushal and G. Kaddoum, “Optical communication in space: Challenges and mitigation techniques,” *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, vol. 19, no. 1, pp. 1 380-404, 2017.
- [133] Y. Li, Q. Zhang, and J. Wang, “High-speed optical modulation for free-space optical communication,” *Journal of Lightwave Technology*, vol. 35, no. 3, pp. 456-470, 2017.
- [134] J. Wang, Y. Zhang, and Z. Wang, “Advances in laser communication systems for deep space exploration,” *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, vol. 20, no. 3, pp. 1823-1848, 2018.
- [135] L. Yang, X. Chen, and J. Liu, “Design and analysis of a high-precision laser communication terminal for

- Journal of the National Institute of Information and Communications Technology Vol. 59 Nos. 1/2, 2012
- [166] M. Naoe, "Overview of the Small Optical TrAnsponder\_SOTA\_Project, National Institute of Information and Communications Technology," ITEJ, vol. 63, no. 6, pp. 780-783, 2009.
- [167] T. Tanaka, Y. Kawamura, and T. Tanaka, "Development and operations of nano-satellite FITSAT-1 (NIWAKA)," Acta Astronautica, vol. 107, pp. 112-129, 2015.
- [168] H. Takenaka, A. Carrasco-Casado, M. Fujiwara, M. Kitamura, M. Sasaki, and M. Toyoshima, "Satellite-to-ground quantum-limited communication using a 50-kg-class microsatellite," Nature Photon, vol. 11, no. 8, pp. 502-508, 2017.
- [169] A. Carrasco-Casado et al., "LEO-to-ground polarization measurements aiming for space QKD using Small Optical TrAnsponder (SOTA)," Opt. Express, OE, vol. 24, no. 11, pp. 12254-12266, 2016.
- [170] H. Kunimori, H. Takenaka, T. Kubo-oka, T. Fuse, M. Toyoshima, H. Tomio, S. Fujita, and T. Kuwahara, "Preliminary Results of Very Small Optical Transmitter (VSOTA) on Microsatellite RISESAT," IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications, 2019.
- [171] D. R. KOLEV and M. TOYOSHIMA, "Satellite-to-ground optical communications using small optical transponder (SOTA) – received-power fluctuations," Opt. Express, OE, vol. 25, no. 23, pp. 28319-28329, 2017.
- [172] C. Kilic, "Quasi-Zenith Satellite Systems Technical Literature Review," West Virginia University, 2015.
- [173] JAXA, "The Japanese Japanese Quasi - Zenith Satellite Satellite System Program Program Updates Updates and Current Currentstatus," Fifth International International Committee on GNSS, Unoosa, 2010.
- [174] H. Komatsu et al., "In-orbit experimental architecture design of bi-directional communication with a small optical communication terminal attached on ISS and an optical ground station," Free-Space Laser Communications XXXII, San Francisco, United States, 2020.
- [175] SOI Shhinobu, "JAXA strategy of JEM/EF utilization and Extension of CALET mission," [https://indico.cern.ch/event/881545/contributions/3719508/attachments/1980232/3297378/20200203\\_CAL\\_ET\\_TIM\\_JAXA-RevB.pdf](https://indico.cern.ch/event/881545/contributions/3719508/attachments/1980232/3297378/20200203_CAL_ET_TIM_JAXA-RevB.pdf), 2020.
- [176] T. Kubo-oka et al., "Development of 'HICALI': high speed optical feeder link system between GEO and ground," International Conference on Space Optics — ICSO 2018, vol. 11180, pp. 2158-2165, 2019.
- [177] JAXA, "Optical (HICALI) Satellite Communication System," Virtual Exhibition Room, [https://www2.nict.go.jp/wireless/en/i\\_hicali.html](https://www2.nict.go.jp/wireless/en/i_hicali.html), 2024.
- [178] A. Biswas, K. E. Wilson, and N. A. Page, "Lasercom Test and Evaluation Station (LTES) Working Group Interoperability Standards," 2019 IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), pp. 1-8, 2019.
- [150] ESA and Industry of ESA member states, "ESA SPECIFICATION FOR TERABIT/SEC OPTICAL LINKS (ESTOL)," ESA-CSC-T-SP-0001, 2023.
- [151] K.-J. Schulz, "CCSDS Standardisation in Optical Communication," SkyLight Industry Day, 2017.
- [152] CCSDS Secretariat, "OPTICAL COMMUNICATIONS physical layer," CCSDS 141.0-B-1 (Blue book), Issue 1, 2019.
- [153] CCSDS Secretariat, "OPTICAL COMMUNICATIONS CODING AND SYNCHRONIZATION," CCSDS 142.0-B-1 (Blue book), Issue 1, 2019.
- [154] CCSDS Secretariat, "REAL-TIME WEATHER AND ATMOSPHERIC CHARACTERIZATION DATA," CCSDS 140.1-G-2 (Green book), Issue 2, 2024.
- [155] CCSDS Secretariat, "OPTICAL HIGH DATA RATE (HDR) COMMUNICATION— 1550 NM," CCSDS 141.10-O-1 (Orange book), Issue 1, 2022.
- [156] CCSDS Secretariat, "OVERVIEW OF SPACE COMMUNICATIONS PROTOCOLS," CCSDS 130.0-G-4 (Green book), Issue 4, 2023.
- [157] CCSDS Secretariat, "ATMOSPHERIC CHARACTERIZATION AND FORECASTING FOR OPTICAL LINK OPERATIONS," CCSDS 141.1-M-1 (Magneta book), Issue 1, 2022.
- [158] M. Toyoda, M. Toyoshima, T. Takahashi, M. Shikatani, Y. Arimoto, K. Araki, and T. Aruga, "Ground to ETS-VI narrow laser beam transmission," in SPIE, vol. 2699, pp. 71-80, 1996
- [159] K. E. Wilson, "An overview of the GOLD experiment between the ETS-VI satellite and the table mountain facility," TDA Progress Report 42-124, Comm. Sys. and Research Sec., pp. 9-19, 1996.
- [160] K. Nakamaru, K. Kondo, T. Katagi, H. Kitahara, and M. Tanaka, "An overview of Japan's Engineering Test Satellite VI (ETS-VI) project," in Proc. IEEE, Communications, Int. Conf. on World Prosperity Through Comm., vol. 3, (Boston, MA), pp. 1582 – 1586, 1989.
- [161] M. Toyoshima and Y. Takayama, "Demonstrations on Space Laser Communications in Japan," QUNAT 2012 in IPAM, UCLA, U.S., 2012.
- [162] M. Toyoshima and A. Carrasco-Casado, "NICT's optical communication projects and ground station development," KISS Workshop: Beckman Institute Auditorium, 2016.
- [163] A. Carrasco-Casado et al., "Intersatellite-link demonstration mission between CubeSOTA (LEO CubeSat) and ETS9-HICALI (GEO satellite)," IEEE 978-1-7281-0500-0, 2019.
- [164] Y. Fujiwara et al., "Optical inter-orbit communications engineering test satellite (OICETS)," Acta Astronautica, vol.61, no. 1-6, pp. 163-175, 2007.
- [165] T. Jono, "Optical Inter-orbit Communication Experiment between OICETS and ARTEMIS,"

- [192] D. J. Israel, B. L. Edwards, R. L. Butler, J. D. Moores, and S. Piazzolla, "Early Results from the LCRD Experiment Program," in SPIE proceeding Vol. 12413, 2023.
- [193] D. Ryan, "NASA's Space Station Laser Comm Terminal Achieves First Link," NASA, Nov. 1, 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/technology/space-comms/nasas-space-station-laser-comm-terminal-achieves-first-link/>
- [194] NASA JPL, "Psyche Fact Sheet," NASA, Sep. 1, 2023. [Online]. Available: <https://smd-cms.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/09/psyche-fact-sheet-09012023-3.pdf>
- [195] NASA JPL, "NASA's Optical Comms Demo Transmits Data Over 140 Million Miles," NASA, Apr. 25, 2024. [Online]. Available: <https://psyche.asu.edu/2024/04/25/nasas-optical-comms-demo-transmits-data-over-140-million-miles/>
- [196] NASA JPL, "NASA to Demonstrate Laser Communications from Space Station," NASA. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/technology/nasa-to-demonstrate-laser-communications-from-space-station/>
- [197] NASA JPL, "LASERS LIGHT THE WAY: LASER COMMUNICATIONS MISSIONS," NASA, May 2021. [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2021/05/optical\\_comm\\_roadmap\\_508.pdf](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2021/05/optical_comm_roadmap_508.pdf) (accessed Nov. 20, 2024)
- [198] J. M. Perdignes, et al., "The ESA's optical ground station for the EDRS-A LCT in-orbit test campaign: upgrades and test results," in International Conference on Space Optics — ICSO 2016, vol. 10562, pp. 833–841, 2017.
- [199] R. Fields, et al., "5.625 Gbps bidirectional laser communications measurements between the NFire satellite and an Optical Ground Station," in International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), pp. 44–53, 2011.
- [200] B. Gütlich, R. Meyer, S. Phillip-May, and A. Pagels-Kerp, "German Roadmap on Optical Communication in Space," in Advanced Solid-State Lasers Congress, Paris, 2013, p. LM1B.2.
- [201] D. Schulze, J. Herman, and S. Löw, "Formation Flight in Low-Earth-Orbit at 150 m AOCS In-Orbit Experience," AIAA proceedings, 2012, doi: 10.2514/6.2010-2375.
- [202] W. Griethe, M. Gregory, F. Heine, and H. Kämpfner, "ADVANCED BROADBAND LINKS FOR TIER III UAV DATA COMMUNICATION," DASIA 2011 San Anton, Malta, 2011.
- [203] I. Shurmer, F. Marchese, J.-M. Morales-Santiago, and P. P. Emanuelli, "Sentinels Optical Communications Payload (OCP) Operations: From Test to In-Flight Experience," 2018 SpaceOps Conference, Marseille, France, 2018.
- development: an update," Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 1998.
- [179] C. E. DeVoe et al., "Optical overview and qualification of the LLCD space terminal," International Conference on Space Optics — ICSO 2014, vol. 10563, p. 105630F, 2014.
- [180] A. Biswas, S. Piazzolla, B. Moision, and D. Lisman, "Evaluation of deep-space laser communication under different mission scenarios," San Francisco, California, United States, p. 82460W, 2012.
- [181] D. M. Cornwell, "NASA's optical communications program for 2015 and beyond," San Francisco, California, United States, p. 93540E, 2015.
- [182] Z. Sodnik et al., "Results from a Lunar Laser Communication Experiment between NASA's LADEE Satellite and ESA's Optical Ground Station," International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS) 2014, Kobe, Japan, 2014.
- [183] M. V. D'Ortenzio, J. L. Bresina, A. R. Crocker, R. C. Elphic, K. F. Galal, and D. R. Hunt, "Operating LADEE: Mission Architecture, Challenges, Anomalies, and Successes," 2015 IEEE Aerospace Conference, pp. 1-10, 2015.
- [184] NASA, "LADEE Fact Sheet," NASA, 2013.
- [185] A. Biswas, B. Oaida, K. S. Andrews, J. M. Kovalik, M. Abrahamson, and M. W. Wright, "Optical payload for lasercomm science (OPALS) link validation during operations from the ISS," Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXVII, vol. 9354, pp. 123-132, 2015.
- [186] B. V. Oaida, M. J. Abrahamson, R. J. Witoff, J. N. Bowles Martinez, and D. A. Zayas, "OPALS: An optical communications technology demonstration from the International Space Station," in 2013 IEEE Aerospace Conference, 2013, pp. 1-6. doi: 10.1109/AERO.2013.6497167
- [187] M. Selinger, "Demonstrating laser comms," Aerospace America, vol. 52, no. 9, pp. 20-22, Sep. 2014.
- [188] M. J. Abrahamson, B. V. Oaida, O. Sindiy, and A. Biswas, "Achieving operational two-way laser acquisition for OPALS payload on the International Space Station," Proc. of SPIE, vol. 9354, 2015, Art. no. 935408-1.
- [189] K. Cahoy, P. Grenfell, A. Crews, M. Longa, et al., "The CubeSat Laser Infrared Crosslink Mission (CLICK)," in ICSO 2018, Proc. of SPIE Vol. 11180, 2018, Art. no. 111800Y-2.
- [190] D. Rowen, S. Janson, C. Coffman, R. Welle, D. Hinkley, B. Hardy, and J. Gangestad, "The NASA Optical Communications and Sensor Demonstration Program: Proximity Operations," in 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2018.
- [191] S. Janson, R. Welle, T. Rose, et al., "The NASA optical communications and sensor demonstration program: initial flight results," in 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2016.

- of the European Data Relay System is in orbit," *Acta Astronautica*, vol. 177, pp. 537–544, 2020.
- [216] D. Giggenbach, "Mobile Optical Communication projects at DLR and prospects on future developments," *BroadSky Workshop*, in conjunction with the 13th Ka and Broadband Communications Conference, Turin, Italy, 2007.
- [217] D. Giggenbach, F. Moll, S. Parthasarathy, and B. Belabbas, "Optical High Speed Communications for HAPS," *HAPS4ESA Workshop 2019*, 2019.
- [218] F. Moll, J. Horwath, A. Shrestha, M. Brechtelsbauer, C. Fuchs, L. M. Navajas, A. L. Souto, and D. D. Gonzalez, "Demonstration of high-rate laser communications from a fast airborne platform," *IEEE Journal on Selected Areas in Communications*, vol. 33, no. 9, pp. 1985-1995, doi: 10.1109/JSAC.2015.2433054, 2015.
- [219] J. Horwath and C. Fuchs, "Aircraft to Ground Unidirectional Laser-Comm. Terminal for High Resolution Sensors," *Proc. of SPIE*, vol. 7199, no. 719909-1, 2009.
- [220] B. Rödiger et al., "DLR'S SOLUTIONS FOR OPTICAL COMMUNICATIONS ON CUBESATS," Institute of Communications and Navigation German Aerospace Center (DLR), [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/09/20230913-osl-overview.pdf> (accessed Nov. 20, 2024).
- [221] J. Poliak, R. M. Calvo, and F. Rein, "Demonstration of 1.72 Tbit/s optical data transmission under worst-case turbulence conditions for ground-to-geostationary satellite communications," *IEEE Communications Letters*, vol. 22, no. 9, pp. 1863-1866, 2018.
- [222] D. Giggenbach, J. Poliak, R. Mata-Calvo, C. Fuchs, N. Perlot, R. Freund, and T. Richter, "Preliminary Results of Terabit-per-second Long-Range Free-Space Optical Transmission Experiment THRUST," *Proc. of SPIE*, vol. 9647, no. 21, 2015.
- [223] DLR, "Higher data rates and own alignment unit," [Online]. Available: <https://www.dlr.de/en/kn/research-transfer/projects/osiris-optical-communication-in-space/osirisv3> (accessed Nov. 20, 2024).
- [224] DLR, "OSIRIS - Optical Communication in Space," [Online]. Available: <https://www.dlr.de/en/kn/research-transfer/projects/osiris-optical-communication-in-space> (accessed Nov. 20, 2024).
- [225] Z. Liu, Q. Jiang, K. Zhao, X. Liu, W. Ma, et al., "Analysis of Reliable Transmission Performance Optimization Methods for Satellite-to-Ground Laser Communication Links," *Igminresearch*, vol. 2, no. 7, 2024.
- [226] QSS (QUESS, Mozi, Micius), [Online]. Available: [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/qss.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/qss.htm) (accessed Nov. 20, 2024).
- [227] Z. Yongliao, Z. Yan, B. Yunfei, W. Lianguo, et al., "Scientific objectives and payloads of Tianwen-1," [204] H. Zech, F. Heine, and M. Motzigemba, "Laser Communication Terminals for Data Relay Applications: Today's Status and Future Developments," *IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS) 2017*, 2017.
- [205] T. Göttfert, B. Grishechkin, M. T. Wörle, and C. Lenzen, "The Link Management System for the European Data Relay System," in *14th International Conference on Space Operations, SpaceOps 2016, AIAA 2016-2645, Session: PS - Mission Planning Systems III*, 2016.
- [206] G. Berretta, A. De Agostini, and A. Dickinson, "The European Data Relay System: Present and Future Evolution," *Proceedings of the IEEE*, vol. 78, no. 7, pp. 1115-1121, 1990.
- [207] M. Witting, H. Hauschildt, A. Murrell, et al., "Status of the European Data Relay Satellite System," in *Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, 2012.
- [208] L. Bacsardia, R. Birkeland, A. Hornig, S. Mansoor, B. Morrison, and Y. Tsodikovich, "The current state and the future of Space Internet - the Space Generation Perspective," *67th International Astronautical Congress - IAC2016*, 2016.
- [209] ESA, "EUROPEAN DATA RELAY SATELLITE SYSTEM (EDRS) OVERVIEW," ESA, [Online]. Available: [https://www.esa.int/Applications/Connectivity\\_and\\_Secure\\_Communications/EDRS/Overview](https://www.esa.int/Applications/Connectivity_and_Secure_Communications/EDRS/Overview) (accessed Nov. 20, 2024)
- [210] ESA, "EDRS-A and its laser are ready to fly (2015, December 9)," ESA, [Online]. Available: [https://www.esa.int/Applications/Connectivity\\_and\\_Secure\\_Communications/EDRS/EDRS-A\\_and\\_its\\_laser\\_are\\_ready\\_to\\_fly](https://www.esa.int/Applications/Connectivity_and_Secure_Communications/EDRS/EDRS-A_and_its_laser_are_ready_to_fly) (accessed Nov. 20, 2024)
- [211] F. Wallrapp, R. Ballweg, and Y. Gataullin, "THE EUROPEAN DATA RELAY SYSTEM (EDRS): OPERATIONAL CHALLENGES," *62nd International Astronautical Congress*, Cape Town, SA, 2011.
- [212] H. Hauschildt, F. Garat, H. Greus, et al., "European Data Relay System – one year to go!," *Proc. International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, 2014.
- [213] J.-C. Scharringhausena and J. Seelmann, "The evolution of the EDRS control centre for automated operations of EDRS-C," *16th International Conference on Space Operations*, Cape Town, South Africa, 2021.
- [214] G. Rossmannitha, S. Bernonvilleb, A. Kolbeckc, J. Scharringhausend, and M. Schmidhuber, "The EDRS mission and its operational experiences to date from GSOC perspective," *17th International Conference on Space Operations*, Dubai, United Arab Emirates, 2023.
- [215] D. Calzolaio, F. Curreli, J. Duncan, A. Moorhouse, G. Perez, and S. Voegt, "EDRS-C – The second node

- products-components/communications/cubecat (accessed Nov. 20, 2024).
- [240] Mynaric, "Future market laser-based communications network offers enormous growth potential," [Online]. Available: [https://mynaric.com/wp-content/uploads/2018/03/20180110\\_Mynaric\\_GBC\\_research\\_ENG.pdf](https://mynaric.com/wp-content/uploads/2018/03/20180110_Mynaric_GBC_research_ENG.pdf) (accessed Nov. 20, 2024).
- [241] Mynaric, "The market for laser-based communication networks offers enormous growth potential and is starting to gain momentum," [Online]. Available: <https://mynaric.com/wp-content/uploads/2019/01/17475.pdf> (accessed Nov. 20, 2024).
- [242] J. Horwath et al., "Test results of error-free bidirectional 10 Gbps link for air-to-ground optical communications," in Proceedings Volume 10524, Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXX; 105241F, 2018.
- [243] TESAT, "TESAT 1970," Wikipedia, [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Tesat\\_Spacecom](https://en.wikipedia.org/wiki/Tesat_Spacecom) (accessed Nov. 20, 2024).
- [244] TESAT, "TESAT overview," [Online]. Available: <https://www.tesat.de/company> (accessed Nov. 20, 2024).
- [245] TESAT, "TESAT Products," [Online]. Available: <https://www.tesat.de/products> (accessed Nov. 20, 2024).
- [246] M. Motzigemba, "LASER COMMUNICATION IN SPACE," EPIC Forum 2021, 2021.
- [247] N. Höpcke, "OPTICAL COMMUNICATION TERMINALS IN SPACE 2022," EPIC Photonics, [Online]. Available: [https://epic-photonics.com/wp-content/uploads/2022/04/4.1-Nils-Hoepcke\\_TESAT\\_public\\_sharable-on-website.pdf](https://epic-photonics.com/wp-content/uploads/2022/04/4.1-Nils-Hoepcke_TESAT_public_sharable-on-website.pdf) (accessed Nov. 20, 2024).
- [248] TESAT, "SCOT135 LCT datasheet," [Online]. Available: [https://www.tesat.de/images/tesat/products/240306\\_DataSheet\\_SCOT135\\_A4.pdf](https://www.tesat.de/images/tesat/products/240306_DataSheet_SCOT135_A4.pdf) (accessed Nov. 20, 2024).
- [249] TESAT, "SCOT80 LCT datasheet," [Online]. Available: [https://www.tesat.de/images/tesat/products/240306\\_DataSheet\\_SCOT80\\_A4\\_Druck.pdf](https://www.tesat.de/images/tesat/products/240306_DataSheet_SCOT80_A4_Druck.pdf) (accessed Nov. 20, 2024).
- [250] TESAT, "LCT 135 datasheet," [Online]. Available: [https://www.tesat.de/images/tesat/products/220607\\_DataSheet\\_LCT135\\_A4.pdf](https://www.tesat.de/images/tesat/products/220607_DataSheet_LCT135_A4.pdf) (accessed Nov. 20, 2024).
- [251] TESAT, "TOSIRIS datasheet," SatCatalog, [Online]. Available: [https://satcatalog.s3.amazonaws.com/components/572/SatCatalog\\_Tesat\\_Spacecom-TOSIRIS\\_Datasheet.pdf?lastmod=20210803065150](https://satcatalog.s3.amazonaws.com/components/572/SatCatalog_Tesat_Spacecom-TOSIRIS_Datasheet.pdf?lastmod=20210803065150) (accessed Nov. 20, 2024).
- [252] TESAT, "SMARTLCT70," [Online]. Available: [https://www.tesat.de/images/tesat/products/220607\\_D](https://www.tesat.de/images/tesat/products/220607_D)
- China's first Mars exploration mission," Advances in Space Research, vol. 67, no. 4, pp. 812-823, 2021.
- [228] ISS: BTLS (OnBoard Terminal of a Laser Communication System), [Online]. Available: <https://www.eoportal.org/other-space-activities/iss-btls#launch> (accessed Nov. 20, 2024).
- [229] Mynaric, "Mynaric Selected for Phase 2 of DARPA Space-BACN Program," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-selected-for-phase-2-of-darpa-space-bacn-program/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [230] Mynaric, "Mynaric delivers CONDOR Mk2 terminals to Telesat Government Solutions for DARPA's Blackjack program," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-delivers-condor-mk2-terminals-to-telesat-government-solutions-for-darpas-blackjack-program/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [231] Mynaric, "Mynaric selected for next phase of DARPA program," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-selected-for-next-phase-of-darpa-program/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [232] R. Li, B. Lin, Y. Liu, M. Dong, and S. Zhao, "A Survey on Laser Space Network: Terminals, Links, and Architectures," IEEE Access, vol. 10, pp. 15085-15103, 2022.
- [233] J. Bayol, "Space Optical Communications: Why Are Space-to-ground Links Taking Time to Develop?," Calia Labs, [Online]. Available: <https://www.cailabs.com/blog/aerospace-and-defense/space-optical-communications-why-are-space-to-ground-links-taking-time-to-develop/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [234] Mynaric, "SpaceLink and Mynaric join forces; sign term sheet onhttps://mynaric.com/news/spacelink-and-mynaric-join-forces-sign-term-sheet-on-sale-of-laser-communication-products-and-expansion-of-product-portfolio/ (accessed Nov. 20, 2024).
- [235] Mynaric, "Mynaric Signs Multi-Million Dollar Deal with Spacelink," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-signs-multi-million-dollar-deal-with-spacelink/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [236] Mynaric, "Mynaric announces another customer for recently released CONDOR Mk3https://mynaric.com/news/mynaric-announces-another-customer-for-recently-released-condor-mk3/ (accessed Nov. 20, 2024).
- [237] A. U. Chaudhry and H. Yanikomeroglu, "LASER INTERSATELLITE LINKS IN A STARLINK CONSTELLATION," IEEE VEHICULAR TECHNOLOGY MAGAZINE, 2021.
- [238] P. Kawade, "SpaceX's entry into the optical satcom terminal market could be a game-changer," Analysis mason, 2024.
- [239] AAC Clyde Space, "CubeCAT Laser Communication Module," [Online]. Available: [دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی - سال پنجم، شماره اول، بهار و تابستان ۱۴۰۴ / ۹۷](https://www.aac-clyde.space/what-we-do/space-</a></p>
</div>
<div data-bbox=)

- transport-layer-beta-program/ (accessed Nov. 20, 2024).
- [263] Mynaric, "Mynaric selected by German government for multiple projects to develop quantum communication capabilities," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-selected-by-german-government-for-multiple-projects-to-develop-quantum-communication-capabilities/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [264] Mynaric, "Mynaric selected by ESA to investigate optical technologies for next generation high-throughput optical inter-satellite links," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-selected-by-esa-to-investigate-optical-technologies-for-next-generation-high-throughput-optical-inter-satellite-links/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [265] Mynaric, "Mynaric selected by Raytheon Technologies to supply optical communications terminals for SDA Tranche 1 Tracking Layer program," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-selected-by-raytheon-technologies-to-supply-optical-communications-terminals-for-sda-tranche-1-tracking-layer-program/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [266] Mynaric, "Mynaric Overview," Wikipedia, [Online]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Mynaric> (accessed Nov. 20, 2024).
- [267] R. Jewett, "Latest Starlink Satellites Equipped with Laser Communications, Musk Confirms," *Satellite Today*, Jan. 25, 2021. [Online]. Available: <https://www.satellitetoday.com/launch/2021/01/25/latest-starlink-satellites-equipped-with-laser-communications-musk-confirms/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [268] L. Grush, "With latest Starlink launch, SpaceX touts 100 Mbps download speeds and 'space lasers'," *The Verge*, Sep. 3, 2020. [Online]. Available: <https://www.theverge.com/2020/9/3/21419841/spacex-starlink-internet-satellite-constellation-download-speeds-space-lasers> (accessed Nov. 20, 2024).
- [269] [268] Mynaric, "Mynaric Signs Memorandum of Understanding (MoU) to Accelerate Entrance to Indian Aerospace Market," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-signs-memorandum-of-understanding-mou-to-accelerate-entrance-to-indian-aerospace-market/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [270] Mynaric, "Mynaric and Cloud Constellation Partner Up and Sign MoU on SpaceBelt – Cloud Constellation's LEO Network for Space-based Secure Cloud Data Storage," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-and-cloud-constellation-partner-up-and-sign-mou-on-spacebelt-cloud-constellations-leo-network-for-space-based-secure-cloud-data-storage/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [271] Mynaric, "Mynaric Laser Communication products in Space," [Online]. Available: <https://mynaric.com/products/laser-communication/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [253] TESAT, "ConLCT80 datasheet," *SatSearch*, [Online]. Available: <https://satsearch.co/products/tesat-conlct80-laser-communication-terminal-for-broadband-constellations> (accessed Nov. 20, 2024).
- [254] TESAT, "TESAT'S CONLCT MODEM SUCCESSFULLY DEMONSTRATES SDA LASER COMMUNICATION STANDARD," [Online]. Available: <https://www.tesat.de/news/press/921-tesat-s-conlct-modem-successfully-demonstrates-sda-laser-communication-standard> (accessed Nov. 20, 2024).
- [255] TESAT, "CubeLCT100 datasheet," *SatSearch*, [Online]. Available: <https://satsearch.co/products/tesat-cubelct> (accessed Nov. 20, 2024).
- [256] TESAT, "SCOT20 datasheet," [Online]. Available: [https://www.tesat.de/images/tesat/products/240306\\_DataSheet\\_SCOT20\\_A4\\_Druck.pdf](https://www.tesat.de/images/tesat/products/240306_DataSheet_SCOT20_A4_Druck.pdf) (accessed Nov. 20, 2024).
- [257] Mynaric, "ReOrbit selects Mynaric's CONDOR Mk3 for Space-to-Space and Space-to-Ground Laser Communications Demonstration," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/reorbit-selects-mynarics-condor-mk3-for-space-to-space-and-space-to-ground-laser-communications-demonstration/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [258] Mynaric, "Mynaric Advances Production of CONDOR Mk3," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-advances-production-of-condor-mk3/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [259] Mynaric, "Mynaric receives order from Loft Federal for CONDOR Mk3 optical communications terminals to support NExT – SDA's Experimental Testbed," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-receives-order-from-loft-federal-for-condor-mk3-optical-communications-terminals-to-support-next-sdas-experimental-testbed/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [260] Mynaric, "Mynaric Announces Preliminary Full-Year 2023 Results and Provides Outlook for Full-Year 2024," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-announces-preliminary-full-year-2023-results-and-provides-outlook-for-full-year-2024/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [261] Mynaric, "Mynaric signs order from WARPSPACE for CONDOR terminals and marks first sale in Japanese space industry," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-signs-order-from-warpspace-for-condor-terminals-and-marks-first-sale-in-japanese-space-industry/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [262] Mynaric, "Mynaric selected by Rocket Lab for Space Development Agency's Tranche 2 Transport Layer – Beta Program," [Online]. Available: <https://mynaric.com/news/mynaric-selected-by-rocket-lab-for-space-development-agencys-tranche-2->



**COPYRIGHTS**

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

- <https://mynaric.com/products/space/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [272] Mynaric, "CONDOR Mk2 datasheet," SatNow, [Online]. Available: <https://www.satnow.com/products/laser-communication-terminals/mynaric/155-1475-condor-mk2> (accessed Nov. 20, 2024).
- [273] Mynaric, "CONDOR Mk3 datasheet," SatNow, [Online]. Available: <https://www.satnow.com/products/laser-communication-terminals/mynaric/155-1475-condor-mk3> (accessed Nov. 20, 2024).
- [274] P. Hyvönen, A. Vidmark, L. Francou, and G. Baister, "On-board Terminal Developments and Operations of Optical Ground Networks for Small Satellites," 2018 SpaceOps Conference, 2018.
- [275] Space micro, "Space micro  $\mu$ LCT SINGLE APERTURE OHA datasheet," [Online]. Available: <https://www.spacemicro.com/products/communication-systems/%CE%BCLCT%E2%84%A2%20LASER%20COMMUNICATION%20TERMINAL.pdf> (accessed Nov. 20, 2024).
- [276] Space micro, "Space micro  $\mu$ LCT dual APERTURE OHA datasheet," [Online]. Available: <https://www.spacemicro.com/products/communication-systems/%CE%BCLCT%E2%84%A2100%20LASER%20COMMUNICATION%20TERMINAL.pdf> (accessed Nov. 20, 2024).
- [277] Space micro, "Space micro  $\mu$ LCT dual APERTURE OHA datasheet," [Online]. Available: <https://www.spacemicro.com/products/communication-systems/%CE%BCLCT%E2%84%A2100%20LASER%20COMMUNICATION%20TERMINAL.pdf> (accessed Nov. 20, 2024).
- [278] Astrogate Labs, "ASTRO-LINK datasheet," [Online]. Available: <https://astrogatelabs.com/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [279] Astrolight Space, "ATLAS-1 datasheet," [Online]. Available: <https://astrolightspace.com/atlas/> (accessed Nov. 20, 2024).
- [280] General Atomics, "General Atomics OPTICAL COMMUNICATIONS," [Online]. Available: <https://www.ga.com/space-systems/pdf/Optical-Communications.pdf> (accessed Nov. 20, 2024).
- [281] MOSTCOM, "MOSTCOM space terminal products," [Online]. Available: <https://moctkom.ru/space-terminals/> (accessed Nov. 20, 2024).



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,  
Technology & Applications  
(Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:100-124  
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.453968.1161

### Article Info

Received: 1403-02-04  
Accepted: 1404-02-28

### Keywords

rotating detonation rocket  
engine, detonation, Scientific  
status

### How to Cite this article

F. Kiani Falavarjani, "A  
review and scientometric  
analysis of rotary detonation  
engine", *Journal of Space  
Science, Technology and  
Applications*, vol. 5, no. 1,  
pp. 100–124, 2025.

Original Article

# A review and scientometric analysis of rotary detonation engine

Farhad Kiani Falavarjani<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Malek Ashtar university of Technology, Faculty of mechanic Engineering, Isfahan, Iran  
aerospace1362@gmail.com

### Abstract

The use of explosion instead of combustion can lead to a significant reduction in the dimensions and mass of the propulsion chamber. Explosion releases significantly more energy compared to combustion, which causes more effective thrust and can create a new evolution in the aerospace industry. The purpose of this research is to develop the knowledge of enabling technologies in the field of space propulsion and to develop the concept and performance and to examine the status of scientific productions in the field of rotary explosive engine technology. The current research is of applied, data mining and scientometric type, and scientific database analysis techniques were used in its implementation. Data and keywords related to research between 2010 and 2024 were searched and evaluated using the Scopus database. Vosviewer software was used to analyze the data and visualize the obtained information. The statistical population of the research was 895 articles in the field of technology related and involved with the rotary explosive engine. The analyzes included the frequency of publication by year, the countries publishing the most documents, and the preparation of a map of technologies and a map of emerging technologies in this field. The results of the survey show that the main keywords include combustion chamber design, modeling and simulation, heat-resistant materials, and fuel injection systems and efficiency. The frequency and trend of publishing scientific documents in the field of rotary explosion engine is on the rise, China and the United States Muttahida has done the most research and support (scholarships, joint courses, equipping infrastructure and laboratories, etc.) in this field of technology.

## مرور و تحلیل علم سنجی متون در حوزه موتور

### انفجار چرخشی

فرهاد کیانی فلاورجانی<sup>۱</sup>

۱- دانشگاه صنعتی مالک اشتر مجتمع دانشگاهی مکانیک، اصفهان (شاهین شهر)، ایران

aerospace1362@gmail.com



دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه علوم، فناوری  
و کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۰۰-۱۲۴

بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jsssta.2025.453968.1161

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۲/۰۴

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۲۸

واژه‌های کلیدی

موتورهای انفجاری چرخشی، انفجار،  
وضعیت علمی

نحوه استناد به مقاله

فرهاد کیانی فلاورجانی، "مرور و  
تحلیل علم‌سنجی متون در حوزه  
موتور انفجار چرخشی"، دو فصلنامه  
علوم، فناوری و کاربردهای فضایی،  
جلد پنجم، شماره اول، صفحات  
۱۰۰-۱۲۴، ۱۴۰۴.

### چکیده

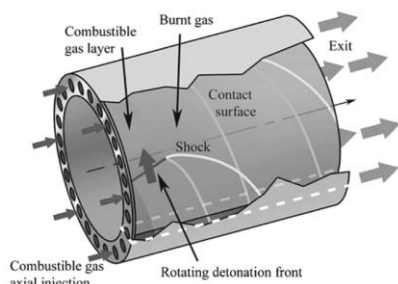
استفاده از انفجار به جای احتراق می‌تواند منجر به کاهش قابل توجه ابعاد و جرم محفظه پیشران شود. انفجار به شکل قابل توجهی انرژی بیشتری در مقایسه با احتراق آزاد می‌کند که باعث رانش مؤثرتر شده و می‌تواند تحول جدیدی در صنعت هوافضا ایجاد کند. هدف این پژوهش توسعه دانش فناوری‌های برتر در حوزه پیشران‌های فضایی (توسعه مفهوم و طرز عملکرد) و بررسی وضعیت تولیدات علمی در حوزه فناوری موتور انفجاری چرخشی است. پژوهش حاضر از نوع کاربردی، داده کاوی و علم‌سنجی است و در انجام آن از تکنیک‌های تحلیل پایگاه‌های داده علمی استفاده شده است. داده‌ها و کلیدواژه‌های مرتبط با پژوهش در فاصله بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۲۴ با استفاده از پایگاه اطلاعاتی اسکوپوس جستجو و ارزیابی شدند. برای تحلیل داده‌ها و مصورسازی اطلاعات به دست آمده، از نرم‌افزار Vosviewer استفاده شده است. جامعه آماری پژوهش ۸۹۵ مقاله در زمینه فناوری مرتبط و درگیر با موتور انفجاری چرخشی بوده است. تحلیل‌ها شامل، میزان فراوانی انتشار بر حسب سال، کشورهای بیشترین اسناد منتشر کننده، و تهیه نقشه فناوری‌ها و نقشه فناوری‌های نوظهور در این حوزه بوده است. نتایج بررسی نشان می‌دهد کلیدواژه‌های اصلی شامل طراحی محفظه احتراق، مدل‌سازی و شبیه‌سازی، مواد مقاوم به حرارت، و سیستم‌های تزریق سوخت و کارایی بوده است. فراوانی و روند انتشار اسناد علمی در حوزه موتور انفجاری چرخشی به شدت سیر صعودی دارد، کشور چین و ایالات متحده بیشترین پژوهش‌ها و حمایت‌ها (بورسیه تحصیلی، دوره‌های مشترک، تجهیز زیرساخت و آزمایشگاه...) را در این حوزه فناوری انجام داده‌اند.

۱- مقدمه

موتورهای موجود هوافضایی به دلیل مشکلات ذاتی برای رسیدن به سرعت چندین برابر سرعت صوت تلاش می‌کنند. به عنوان مثال توربوجت یک واژه کلی برای توصیف موتورهای توربین گازی است، که به طور کلی از سه قسمت کمپرسور (فشارنده هوای ورودی)، محفظه احتراق و توربین (برای چرخاندن کمپرسور و یا شفت) تشکیل می‌شوند. در کل منظور از توربوجت نوعی از موتور جت بدون شفت اضافی (مقصود شفتی است که برای انتقال نیرو به جایی غیر از کمپرسور مورد استفاده قرار بگیرد) و ضریب کنار گذر صفر است. طراحی پایه و کلی این نوع موتور در سرعت‌های کم بسیار ناکارآمد، کم بازده، پر مصرف و نسبتاً پر صدا می‌باشد و در رسیدن به سرعت‌های بالا ناتوان است [1]. سایر گزینه‌های امیدوارکننده، مانند موتورهای رم جت، می‌توانند با فشردن هوای ورودی با شکل منحصربه‌فرد از ۳ ماخ پیشی بگیرند [2]. با این حال، چنین موتورهایی راندمان احتراق بهبود یافته را ارائه نمی‌دهند. آن‌ها همچنین به سرعت اولیه بالایی نیاز دارند (در حالت ایده‌آل ۰٫۵ ماخ). به همین دلیل، اعتقاد بر این است که یک موتور انفجاری چرخشی جایگزین موثرتری برای موتورهای توربوجت و رم جت است و آن‌ها پتانسیل ایجاد انقلابی در پروازهای مافوق صوت با مصرف سوخت کمتر را دارند [4] [5]. گزینه‌های دیگر، مانند موتورهای اسکرام جت، نیز عالی هستند، اما برای شروع به سرعت‌های بالاتر از ۴ ماخ نیاز دارند [6]. از سوی دیگر، موتور انفجاری چرخشی می‌تواند از صفر کیلومتر در ساعت شروع کند و نگهداری آن آسان‌تر است [1]. موتورهای انفجاری چرخشی نیز بدون مشکل نیستند. به عنوان مثال، دیواره‌های داخلی موتور باید در برابر امواج ضربه ثابت مقاومت سازه‌ای لازم را داشته باشد، که این امر مستلزم استانداردهای بالایی در یکپارچگی ساختار و استحکام سازه و بدنه است [6].

یک موتور انفجاری چرخشی از استوانه‌های متحدالمرکز ساخته شده است [2]. سوخت در شکاف بین استوانه‌ها جریان می‌یابد و پس از احتراق، انتشار سریع گرما موج شوک را ایجاد می‌کند و یک ضربه قوی از گاز با فشار و درجه حرارت قابل توجهی که سرعت بیشتری نسبت به سرعت صوت دارد، موج را به حرکت در می‌آورد [3]. این روند احتراق به معنای واقعی کلمه یک انفجار است، این انفجار، فشار و درجه حرارت بالایی را تولید می‌کند که باعث حرکت سریع‌تر وسیله می‌شود [5]. به عبارت ساده، آنچه اتفاق می‌افتد، این است که وقتی موج شوک برقرار شد، بدون

نیاز به سیستم‌های پشتیبانی پیچیده‌ای که موتور موشک‌های معمولی برای کنترل چگونگی مخلوط کردن و سوخت پیش‌رانه‌ها نیاز دارند، عمل می‌کند [6]. این بدان معنی است که موتور انفجاری چرخشی از نظر مکانیکی می‌تواند بسیار ساده‌تر باشد [3]. فرایند عملیاتی موتور انفجاری چرخشی یک موج انفجاری است که در اطراف یک کانال دایره‌ای (حلقه) حرکت می‌کند [5]. این مفهوم در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- فرآیند عملکرد یک موتور انفجاری چرخشی [5]

سوخت و اکسید کننده از طریق سوراخ‌ها یا شکاف‌های کوچک به کانال تزریق می‌شوند. سپس انفجار در مخلوط سوخت اکسیدکننده توسط نوعی جرقه‌زنی آغاز می‌شود. پس از روشن شدن موتور، انفجارها به خودی خود ادامه می‌یابند. در نهایت، محصولات احتراق به خارج از کانال هدایت می‌شوند و توسط سوخت و اکسید کننده ورودی به بیرون رانده می‌شوند [7] [8]. انفجار با استفاده از توده سوخت، به شکل قابل توجهی انرژی بیشتری در مقایسه با احتراق تولید می‌کند. بنابراین بیش از ۶۰ سال است که محققان در حال کار بر ایده موتور انفجاری چرخشی به عنوان یک روش بالقوه برای کاهش وزن و اضافه کردن رانش هستند [9]. در اصل، این وسیله با استفاده از یک استوانه که در داخل یک استوانه بزرگ‌تر دیگر قرار گرفته کار خود را شروع می‌کند. همچنین یک فاصله بین استوانه‌ها و تعدادی سوراخ کوچک یا روزنه‌هایی که از طریق آن مخلوط سوخت می‌تواند منفجر شود، در این وسیله طراحی می‌شود [10]. نوعی از احتراق باعث ایجاد انفجار در فاصله حلقوی می‌شود و به این ترتیب گازهایی تولید می‌شود که در انتهای کانال حلقه‌ای به بیرون رانده می‌شوند تا نیروی رانش را در جهت مخالف تولید کنند. همچنین این کار، یک موج شوک ایجاد می‌کند که با سرعت تقریباً ۵ برابر سرعت صوت در اطراف کانال پخش می‌شود. از این موج شوک، در صورت اضافه شدن سوخت در نقاط مناسب و در زمان‌های مناسب، می‌توان برای ایجاد انفجارهای بیشتر در یک الگوی پایدار و چرخشی استفاده کرد [11].

## ۲- فناوری انفجار چرخشی

فناوری پیشران یک عنصر کلیدی برای تحقق مأموریت‌های فضایی پیشرفته می‌باشد، دستیابی به مدارهای بالاتر و یا انجام اکتشافات فضایی و یا حمل محموله‌ها در فضای دور نیازمند ایده پیشران‌های جدید می‌باشد. برای رسیدن به این هدف، محققان مطالعه اشکال جدید پیشرانه را در دستور کار دارند. فناوری موتور انفجار چرخشی<sup>۲</sup> فناوری جدید و تازه‌ای نیست این فناوری در دهه ۱۹۵۰ میلادی مطرح شد [1]. موتور انفجار چرخشی به شکلی ساده، به معنای مکانیکی، از سوی مهندسان دانشگاه میشیگان در دهه ۱۹۵۰ توسط پروفیسور جیمز آرتور نیکولز<sup>۳</sup> مطرح شد، موتورهای انفجار چرخشی، یک نوع احتراق حلقوی است که موج انفجار را محدود و سوخت پیوسته را تزریق و مخلوط اکسید کننده را می‌سوزاند. این نوع احتراق منجر به افزایش فشار کل و در نتیجه راندمان بالاتر نسبت به فشار ثابت می‌شود. موتورهای انفجار چرخشی در فرکانس‌های بالا بدون نیاز به قطعات متحرک عمل کرده و از نظر فیزیکی فشرده‌تر هستند که این ویژگی آن‌ها را در مقایسه با سایر موتورهای جذاب‌تر می‌کند. موتورهای انفجار چرخشی معمولاً در مقیاس آزمایشگاهی عملکرد کمتر از حالت ایده‌آل را نشان می‌دهند و به دلیل فیزیک پیچیده و رژیم‌های جریان در کانال انفجار چرخشی، درک کامل از مکانیسم‌های پشت این تلفات به راحتی ممکن نیست [15].

از دهه ۱۹۶۰ به بعد، موتورهای انفجار چرخشی در مجامع علمی و تحقیقاتی مورد توجه قرار گرفته‌اند، اما با توجه به پیچیدگی‌های فنی و عملیاتی در حد ایده باقی ماندند، اما در سال‌های اخیر توجه به آن‌ها به عنوان یکی از فناوری‌های پیشران پیشرفته نسل آینده دوباره افزایش یافته است [5]. موتورهای انفجار چرخشی با وجود چالش‌های خود، به دلیل پتانسیل بالایی که در افزایش کارایی و عملکرد دارند، موضوع تحقیقات گسترده‌ای هستند. اکنون با رشد سریع تکنولوژی و استفاده از فناوری‌های نوظهور این فناوری با توجه به قابلیت‌های آن به عنوان آینده پیشران‌های فضایی مطرح شده است [9]. شرکت‌ها و سازمان‌های متعددی در حال تحقیق و پژوهش بر روی این فناوری هستند و تاکنون موفقیت‌هایی نیز حاصل شده است، ناسا و آژانس اکتشافات هوافضای ژاپن اولین نمونه از این سامانه پیشران را با موفقیت بر روی سامانه هوافضایی آزمایش کرده‌اند [16] [11]. برای بیش

اگر این احتراق به پایداری برسد، این موتور می‌تواند نیرویی با بازدهی بسیار بیشتر تولید کند. آزمایش‌های جدید انجام شده به قدری قدرتمند و طولانی بود که ملزومات نشستن یک فرودگر یا احتراق در خلأ را برای یک مأموریت به ماه یا مریخ برآورده می‌کند.

این تکنولوژی هنوز راه زیادی تا رسیدن به بلوغ دارد. آزمایش‌های احتراق بیشتری لازم است تا مقیاس موتورهای بزرگ‌تر شود و دسته‌های پارامترهای مختلفی را در بر بگیرد. اگر این کار با موفقیت انجام شود، موتورهای انفجار چرخشی می‌توانند در فرودگرها، مراحل بالایی بوسترها و پیش‌رانش‌های ترمزی برای فرودآوردن محموله‌ها روی سطح مریخ استفاده شوند. سامانه‌های مجهز به موتورهای انفجار چرخشی جهشی بزرگ در بازدهی طراحی‌ها ایجاد خواهند کرد.

هدف اصلی در تمایل به این پیشران جدید این است که وزن سامانه مجموعه پیشران کاهش یافته و وسایل هوافضایی بتوانند محموله‌های بیشتری را به اعماق فضا بفرستند.

موتورهای انفجاری چرخشی در واقع ترکیب موتورهای انفجاری ضربه‌ای<sup>۱</sup> با توربین‌های گازی می‌باشند که از طریق هوای کنارگذر موتور وارد لوله‌های انفجار شده و با احتراق، تولید نیروی پیشران می‌کند [12].

ترکیب موتور انفجاری با توربین گازی علاوه بر کاهش مصرف سوخت بدلیل تولید نیروی پیشران بیشتر، این امکان را به وسایل هوافضایی می‌دهد که بتواند با سرعت‌های بالاتری نیز پرواز کنند، محققان با آزمایش بر روی نمونه‌های شبیه‌سازی شده نشان داده‌اند که موتورهای انفجاری چرخشی بطور بالقوه می‌توانند ۱۰ درصد قدرت بیشتر تولید کرده و هم‌چنین ۲۵ درصد مصرف سوخت کمتری نیز داشته باشند [13] [6].

البته اکثریت قریب به اتفاق موتورهای برای دستیابی به اهداف خود از احتراق به جای انفجار استفاده می‌کنند. احتراق فرایندی نسبتاً کند و کنترل شده است که ناشی از واکنش بین سوخت و اکسیژن در دماهای بالاست و به عنوان یک فناوری بسیار موثر شناخته می‌شود [11]. از طرف دیگر، انفجار فرایندی سریع و بی‌قاعده است که قابلیت پیش‌بینی بسیار کمتری دارد. یک انفجار برخلاف احتراق، مقدار زیادی انرژی تولید می‌کند [14].

<sup>2</sup> Rotating Detonation Engines (RDEs)

<sup>3</sup> James Arthur Nicholls

<sup>1</sup> Pulse Detonation Engine

بار به طور عملی مورد آزمایش قرار گرفتند، اما به دلیل چالش‌های فنی، این پروژه‌ها نتوانستند به توسعه تجاری منجر شوند.

**تحقیقات مدرن (دهه ۱۹۹۰ تا اکنون):** در دهه ۱۹۹۰، با ظهور روش‌های شبیه‌سازی عددی و محاسباتی پیشرفته، علاقه‌مندی جدیدی به تحقیق در زمینه موتورهای انفجاری ایجاد شد. در این دوره بود که مفهوم موتورهای انفجار چرخشی موتورهای انفجار چرخشی مطرح شد. برخلاف PDEها که از انفجارهای پالسی استفاده می‌کردند، موتورهای انفجار چرخشی از انفجارهای مداوم در محفظه‌های حلقوی بهره می‌بردند، که منجر به کارایی بالاتر و پایداری بیشتر می‌شد. این دوره شاهد آزمایش‌های گسترده و مدل‌سازی‌های پیچیده برای بهینه‌سازی طراحی موتورهای انفجار چرخشی بود.

**تحقیقات جاری (۲۰۲۰ به بعد):** در سال‌های اخیر، تحقیق و توسعه در زمینه موتورهای انفجار چرخشی شتاب بیشتری گرفته است. دانشگاه‌ها، آزمایشگاه‌های تحقیقاتی، و شرکت‌های صنایع دفاعی و فضایی در حال حاضر در حال انجام آزمایش‌های پیشرفته برای بهینه‌سازی این فناوری هستند. پیشرفت‌های اخیر در مواد مقاوم در برابر دما و فشار بالا، طراحی‌های نوآورانه محفظه‌های احتراق، و شبیه‌سازی‌های دقیق‌تر باعث شده است که موتورهای انفجار چرخشی به‌عنوان یکی از گزینه‌های جدی برای پیشرفته‌های فضایی و هوایی مطرح شوند. شکل ۲ نشان‌دهنده عملکرد یک موتور انفجار چرخشی است:

- ❖ محفظه‌ی احتراق<sup>۴</sup>: محل وقوع انفجار و ایجاد موج دتونیشن که با رنگ خاکستری روشن نشان داده شده است.
- ❖ ورودی سوخت و هوا<sup>۵</sup>: دو فلش جداگانه آبی و سبز برای ورود سوخت و هوا به محفظه‌ی احتراق.
- ❖ شمع جرقه‌زن<sup>۶</sup>: دایره قرمز در نزدیکی ورودی محفظه که برای شروع فرایند انفجار استفاده می‌شود.
- ❖ موج انفجار<sup>۷</sup>: فلش نارنجی بزرگ نشان‌دهنده موج انفجار که در داخل محفظه حرکت می‌کند.
- ❖ نازل خروجی: قسمت مخروطی در انتهای محفظه که برای افزایش سرعت گازهای خروجی و ایجاد نیروی رانش به کار می‌رود.

<sup>۴</sup> Detonation Chamber

<sup>۵</sup> Fuel and Air Inlet

<sup>۶</sup> Spark Plug

<sup>۷</sup> Detonation Wave

از شش دهه، ناسا برای ارسال فضاپیما و ماهواره به فضا به راکت‌های شیمیایی متکی بوده است. این راکت‌ها کار خود را به خوبی انجام می‌دهند، اما نقطه ضعفشان این است که از سال ۱۹۴۲ تاکنون به نزدیکی حد نظری عملکرد رسیده‌اند؛ از زمان راکت‌های V2 آلمان، طراحی پایه اکثر راکت‌های سوخت مایع تغییر قابل توجهی نداشته است [17].

ناسا با توسعه موتورهای انفجار چرخشی به دنبال تغییری بنیادی در طراحی موتور راکت‌ها و پیشران‌های هوافضایی است [18]. به جای یک محفظه احتراق در یک موتور انفجار چرخشی سوخت وارد یک شکاف بین دو استوانه هم‌محور می‌شوند. وقتی فرایند احتراق در این ترکیب ایجاد شود، یک واکنش ترکیبی و یک موج شوک ایجاد می‌شود [19]. این موج با سرعت بسیار زیاد در شکاف حرکت می‌کند، گرما و فشار بیشتری را تولید می‌کند [18]. ناسا با هدف آماده‌سازی سریع‌تر ماموریت بازگشت به ماه، در حال ساخت نوعی موتور راکت انفجار چرخشی است. فرایند گرمای فراصوت باعث ایجاد نیرو در این موتور می‌شود. عملکرد آن شباهت زیادی به فرایند حرکت امواج شوک انفجار در اتمسفر دارد. قرار است از این فناوری در سفرهای ماه و مریخ استفاده شود [7].

### ۳- مفهوم و طرز عملکرد موتورهای انفجار چرخشی

موتورهای انفجار چرخشی نوعی از موتورهای هستند که از انفجارهای پالسدار برای تولید نیروی محرکه استفاده می‌کنند. برخلاف موتورهای جت سنتی که از احتراق مداوم بهره می‌برند، موتورهای انفجار چرخشی از انفجارهای پیاپی برای ایجاد فشار و دماهای بالا جهت نیروی رانش استفاده می‌کنند. تاریخچه تحقیقاتی این فناوری به صورت زیر بوده است:

**مفاهیم اولیه (اوایل قرن ۲۰):** اولین مطالعات در زمینه استفاده از انفجار برای پیشرفته‌ها توسط دانشمندانی مانند یاکوب کریستوفسکی انجام شد که در اوایل قرن ۲۰ میلادی درباره نحوه استفاده از امواج انفجاری برای افزایش بازدهی موتورها تحقیق کردند. در این دوران، مفاهیم اولیه موتورهای انفجاری در چارچوب‌های نظری مطرح شد، اما به دلیل عدم وجود فناوری‌های پیشرفته، این تحقیقات به مرحله عملی نرسید.

**دوره بعد از جنگ جهانی دوم:** پس از جنگ جهانی دوم، به‌ویژه در دهه‌های ۱۹۵۰ و ۱۹۶۰، برخی تحقیقات این زمینه آغاز شد. موتورهای انفجاری پالسی از موج‌های انفجاری پیاپی برای تولید پیشران استفاده می‌کردند. این فناوری در اصل جد موتورهای انفجار چرخشی به حساب می‌آید. PDEها برای اولین

- **تکرار فرایند:** پس از تخلیه محصولات انفجار، محفظه خالی شده و دوباره با مخلوط جدیدی از سوخت و هوا پر می‌شود. این چرخه به سرعت تکرار می‌شود (صدها تا هزاران بار در ثانیه) تا نیروی رانش مداوم ایجاد شود.

### ۲-۳- ساختار موتورهای انفجار چرخشی

**محفظه‌ی احتراق<sup>۹</sup>:** این محفظه معمولاً یک لوله‌ی بلند و استوانه‌ای است که از مواد مقاوم در برابر دما و فشار بالا ساخته شده است. مواد معمول شامل آلیاژهای نیکل و فولادهای مخصوص می‌باشند.

**سیستم تزریق سوخت و هوا:** برای ورود دقیق مخلوط سوخت و هوا به محفظه‌ی احتراق، از سیستم‌های تزریق پیشرفته استفاده می‌شود. این سیستم‌ها باید بتوانند مخلوط را به طور مداوم و با نسبت دقیق وارد محفظه کنند.

**سیستم اشتعال:** سیستم جرقه‌زن یا منابع دیگر اشتعال برای شروع فرایند انفجار ضروری است. این سیستم باید قادر به ایجاد جرقه در زمان‌های دقیق و به طور مکرر باشد.

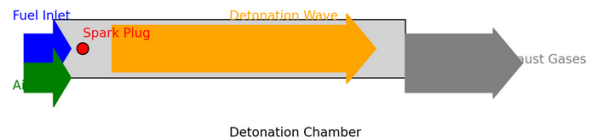
**نازل:** انتهای محفظه به یک نازل منتهی می‌شود که نقش آن افزایش سرعت خروج گازهای محصولات انفجار و افزایش رانش است. طراحی نازل بهینه برای کاهش افت فشار و افزایش کارایی موتور اهمیت دارد.

### ۳-۳- مزایای موتورهای انفجار چرخشی

- **بازدهی بالا:** موتورهای انفجار چرخشی به دلیل استفاده از انفجار به جای احتراق مداوم، بازدهی بالاتری در تبدیل انرژی شیمیایی سوخت به نیروی محرکه دارند. کنترل دقیق و پایدار نگه‌داشتن انفجارها چالشی بزرگ در این موتور می‌باشد [11][2].
- **طراحی ساده‌تر:** به دلیل عدم نیاز به قطعات متحرک پیچیده، طراحی این موتورها ساده‌تر و کم‌هزینه‌تر است [3].
- **عملکرد در سرعت‌های بالا:** این موتورها قابلیت عملکرد بهتر در سرعت‌های بالاتر از سرعت صوت را دارند [6][4]. این موتور می‌تواند بازدهی سوخت بالاتری داشته باشد و در عین حال پایداری بهتری نسبت به موتورهای احتراق معمولی فراهم کند. این فناوری منجر به کاهش مصرف سوخت و افزایش

- **گازهای خروجی<sup>۸</sup>:** فلش خاکستری نشان‌دهنده گازهای خروجی که باعث ایجاد نیروی رانش می‌شوند.

Schematic of a Pulse Detonation Engine (PDE)



شکل ۲- شماتیکی از طرز عملکرد موتورهای انفجار چرخشی [19]

این فرایند به طور مداوم تکرار می‌شود تا نیروی محرکه‌ی مورد نیاز فراهم شود. طراحی ساده و کارایی بالای این موتورها باعث شده تا آنها به عنوان یکی از گزینه‌های مهم در تحقیقات هوافضا و سامانه‌های نظامی پرسرعت مطرح باشند، استفاده از موتورهای انفجار چرخشی برای پروازهای هایپرسونیک (با سرعت بیش از پنج برابر سرعت صوت) و پرتاب‌های فضایی می‌تواند بهبودهای چشمگیری در کاهش هزینه‌ها و افزایش کارایی در ماموریت‌های فضایی ایجاد کند [21].

### ۱-۳- اصول کار موتورهای انفجار چرخشی

اصول کار موتورهای انفجار چرخشی را می‌توان به صورت خلاصه به صورت زیر بیان نمود [23][22]:

- **ورود مخلوط سوخت و هوا:** مخلوطی از سوخت (مانند هیدروژن، متان یا سوخت‌های هیدروکربنی دیگر) و هوا وارد یک محفظه‌ی احتراق می‌شود. نسبت مخلوط سوخت و هوا باید دقیق باشد تا بتواند شرایط مناسبی برای دتوئیشن (انفجار) فراهم کند.
- **ایجاد موج انفجار:** یک منبع جرقه (مثل جرقه‌زن) یا روش‌های دیگر اشتعال، مخلوط سوخت و هوا را مشتعل می‌کند. این اشتعال منجر به ایجاد یک موج انفجار می‌شود که با سرعتی بسیار بالاتر از سرعت صوت (حدود ۱۶۰۰ متر بر ثانیه) در داخل محفظه‌ی احتراق حرکت می‌کند.
- **تخلیه محصولات انفجار:** موج انفجار با عبور از مخلوط سوخت و هوا، دما و فشار بسیار بالایی ایجاد می‌کند. محصولات انفجار با فشار و دمای بالا از انتهای محفظه به سمت بیرون تخلیه می‌شوند و این خروج با سرعت بالا نیروی رانش را ایجاد می‌کند.

<sup>۹</sup> Detonation Chamber

<sup>۸</sup> Exhaust Gases

**چالش:** تزریق دقیق و یکنواخت سوخت و اکسیدان به محفظه انفجار چرخشی برای ایجاد و حفظ امواج انفجاری پایدار ضروری است [26].

**دلایل:** تغییرات فشار و دما در محفظه که می‌تواند بر تزریق سوخت تاثیر بگذارد و نیاز به تزریق سریع و یکنواخت برای حفظ فرآیند انفجاری می‌باشد.

**راه‌حل‌های احتمالی:** توسعه نازل‌های پیشرفته که می‌توانند به طور دقیق سوخت و اکسیدان را تزریق کنند و استفاده از سیستم‌های الکترونیکی برای کنترل و تنظیم جریان سوخت در این فناوری مورد نیاز است.

#### ۴. ارتعاشات و تنش‌های مکانیکی

**چالش:** امواج انفجاری می‌توانند ارتعاشات و تنش‌های مکانیکی زیادی را ایجاد کنند که ممکن است به ساختار موتور آسیب برساند [23]. انفجارهای مکرر باعث تولید سر و صدا و ارتعاشات شدید می‌شوند که نیاز به سیستم‌های جذب و کاهش نویز دارند [25]. انفجارهای مکرر باعث تولید صدای زیاد می‌شوند که می‌تواند مشکل‌ساز باشد [26].

**دلایل:** طبیعت انفجاری فرآیند که منجر به ایجاد شوک‌ها و ارتعاشات شدید می‌شود. نوسانات فشار در محفظه که می‌تواند تنش‌های مکانیکی زیادی ایجاد کنند.

**راه‌حل‌های احتمالی:** استفاده از مواد با استحکام بالا و قابلیت جذب شوک. طراحی‌های مهندسی برای کاهش تنش‌ها و ارتعاشات، مانند استفاده از میراگرهای ارتعاشی در این حوزه پیشنهاد می‌شود.

#### ۵. مدل‌سازی و شبیه‌سازی

**چالش:** مدل‌سازی دقیق فرآیندهای انفجاری و شبیه‌سازی عملکرد موتور نیازمند محاسبات پیچیده و زمان‌بر است [26][25].

**دلایل:** فرآیندهای غیرخطی و پیچیده انفجار نیاز به در نظر گرفتن تاثیرات مختلف مانند حرارت، فشار، و واکنش‌های شیمیایی و سایر پارامترها می‌باشد.

**راه‌حل‌های احتمالی:** توسعه نرم‌افزارهای پیشرفته برای شبیه‌سازی و مدل‌سازی دقیق فرآیندها و استفاده از رایانه‌های با توان محاسباتی بالا برای انجام شبیه‌سازی‌های پیچیده در این حوزه فناوری پیشنهاد می‌شود.

کارایی موتور شود [8]. پیچیدگی طراحی و نیاز به سیستم‌های خنک‌کننده پیشرفته می‌تواند از جمله چالش‌های این تکنولوژی باشد [9].

### ۳-۴- چالش‌های عملیاتی در موتورهای انفجار چرخشی

چالش‌های علمی و فناوری بسیاری در این حوزه فناوری وجود دارد که برخی از آنها به صورت زیر است:

#### ۱. پایداری امواج انفجاری

**چالش:** حفظ پایداری امواج انفجاری چرخشی یکی از بزرگترین چالش‌هاست [23]. این امواج باید به طور مداوم در محفظه احتراق حرکت کنند و نباید قطع یا دچار نوسانات شدید شوند [24]. پایداری و کنترل دقیق موج‌های انفجار بسیار پیچیده است و نیاز به تحقیقات پیشرفته در زمینه دینامیک گازها و مواد دارد.

**دلایل:** تغییرات ناگهانی در ترکیب سوخت و اکسیدان و ناپایداری‌های حرارتی و مکانیکی در محفظه احتراق.

**راه‌حل‌های احتمالی:** طراحی محفظه‌های پیشرفته با هندسه دقیق و استفاده از سیستم‌های کنترلی هوشمند برای مانیتورینگ و تنظیم فرآیند انفجار لازم است.

#### ۲. مدیریت حرارتی

**چالش:** دماهای بسیار بالا در محفظه احتراق می‌تواند منجر به آسیب دیدن مواد و کاهش کارایی موتور شود [25]. انتخاب و توسعه مواد مقاوم در برابر دما و فشار بسیار بالا از چالش‌های اصلی در ساخت موتورهای انفجار چرخشی است [23]. مواد سازنده باید توانایی تحمل دما و فشارهای بسیار بالا را داشته باشند.

**دلایل:** طبیعت انفجاری فرآیند که دماهای بسیار بالا تولید می‌کند. نیاز به حفظ ساختار محفظه در دماهای بالا برای جلوگیری از ذوب شدن یا خرابی سازه موتور می‌باشد.

**راه‌حل‌های احتمالی:** استفاده از مواد مقاوم به حرارت مانند سرامیک‌های پیشرفته و آلیاژهای خاص و طراحی سیستم‌های خنک‌کننده کارآمد که می‌توانند گرمای تولید شده را به سرعت از محفظه خارج کنند.

### ۲. طراحی سیستم‌های تزریق سوخت

## ۶. تجاری‌سازی و تولید انبوه

**چالش:** تولید انبوه و تجاری‌سازی موتورهای انفجار چرخشی نیازمند حل مسائل مختلف تولیدی و اقتصادی و ایمنی است [27].

**دلایل:** پیچیدگی و دقت بالای مورد نیاز در فرآیند تولید و هزینه‌های بالا برای توسعه و آزمایش موتورهای جدید یکی از مهمترین عدم پیشرفت این فناوری می‌باشد.

**راه‌حل‌های احتمالی:** توسعه فرآیندهای تولید بهینه و مقرون به صرفه و همکاری با صنایع مختلف برای به اشتراک گذاری هزینه‌ها و منابع به منظور توسعه و پیشرفت این فناوری لازم است.

## ۵-۳- انفجار در موتورهای انفجار چرخشی

انفجار<sup>۱۰</sup> به زمانی اطلاق می‌شود که شعله در مخلوط مشتعل شده اکسید کننده سوخت چنان سریع حرکت کند که از سرعت صوت فراتر رود. به طور معمول، انبساط گازهای سوخته در پشت شعله باعث می‌شود که مخلوط سوخت-اکسیدکننده سوخته به سمت خارج حرکت کند [28]. اما پیشروی جبهه شعله در حین انفجار به قدری سریع است که زمانی برای خارج شدن مخلوط سوخته از سر راه وجود ندارد. [29] در عوض، فشار و دما به سمت بالا پرش می‌کنند (به شدت افزایش می‌یابند) در حالی که حجم به سرعت کاهش می‌یابد، از این فرایند به عنوان موج شوک انفجار یاد می‌شود [30].

سوزاندن مخلوط سوخت و اکسید کننده قبل از منبسط شدن منجر به احتراق سریع و کارآمد می‌شود، زیرا مخلوط سوخت و اکسید کننده متراکم‌تر می‌تواند به سرعت سوزانده شود [30] با این حال، موج انفجار معمولاً محصولات احتراق را به سمت خروجی (موشک) هدایت می‌کند و باید دوباره راه‌اندازی شود، اما از راه‌اندازی مجدد و مداوم موج انفجار مشتعل (پایداری انفجار-احتراق) در سیستم موتور انفجاری چرخشی با محدود کردن موج برای حرکت در اطراف یک محفظه استوانه‌ای با انتهای باز اجتناب می‌شود [31]. با حرکت دایره‌ای، موج به طور مداوم مخلوط سوخت و اکسید کننده را در حین وارد شدن به محفظه مشتعل می‌کند. موج انفجار به طور مکرر از طریق سوخت در

مسیر دایره‌ای خود برخورد می‌کند، احتراق سریع رخ می‌دهد و محصولات حاصل به سمت خروجی منبسط می‌شوند و برای تولید نیروی رانش از انتهای محفظه شتاب می‌گیرند [30] چنین سیستمی می‌تواند اندازه موتور (موشک) را به میزان قابل توجهی کاهش دهد [32]. با سوزاندن سریع و بدون نیاز به فشرده سازی سوخت در حال انبساط، محفظه احتراق در یک موتور انفجاری می‌تواند بسیار کوچکتر باشد. حتی ممکن است بتوان این محفظه را به طور کامل حذف و سیستم نشانه‌گذاری را در مخازن سوخت یا قسمت دیگری از ساختار موشک تعبیه کرد [33] [34].

احتراق انفجاری همچنین می‌تواند منجر به جهش‌های فشار و دما بسیار بزرگ‌تر شود که می‌تواند راندمان را در مقایسه با موتورهای موشکی معمولی افزایش دهد. [35]

## ۶-۳- ویژگی‌های منحصر به فرد در موتورهای انفجار چرخشی

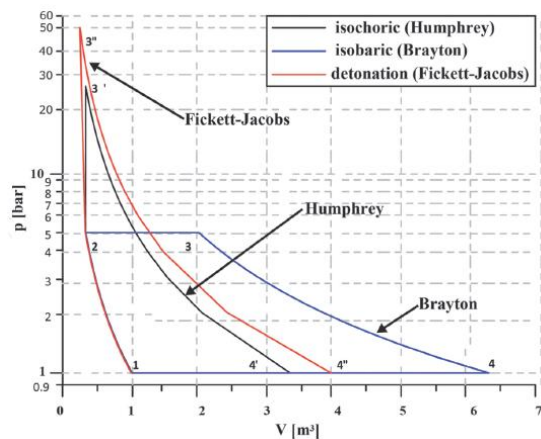
### ۱-۶-۳- انفجار<sup>۱۱</sup> به جایی احتراق<sup>۱۲</sup>

دتونیشن (انفجار) یک واکنش شیمیایی خود منتشر شونده است، که در طی آن مواد منفجره اعم از مواد جامد، مایع، مخلوط‌های گازی، در مدت زمان بسیار کوتاه در حد میکروثانیه. به محصولات گازی شکل داغ و پرفشار با دانسیته بالا و توانا برای انجام کار تبدیل می‌شود [12]. فرض بگیرید قطعه‌ای از مواد منفجره، منفجر شود. به نظر می‌رسد که همه آن در یک لحظه و بدون هیچ تاخیر زمانی نابود می‌شود. البته در واقع انفجار از یک نقطه آغازین شروع شده و از میان ماده بطرف انتهای آن حرکت می‌کند. این عمل بخاطر آن آنی بنظر می‌رسد که سرعت رخداد آن بسیار بالاست. از نظر تئوری انفجار ایده‌ال واکنشی است که در مدت زمان صفر (با سرعت بی‌نهایت) انجام شود. در این حالت انرژی ناشی از انفجار فوراً آزاد می‌شود. اصولاً زمان واکنش بسیار کوتاه، یکی از ویژگی‌های مواد منفجره است. هر چه این زمان کمتر باشد، انفجار قوی‌تر خواهد بود. از نظر فیزیکی امکان ندارد که زمان انفجار صفر باشد [2]. زیرا کلیه واکنش‌های شیمیایی برای کامل شدن به زمان نیاز دارند. پدیده انفجار با تقریبی عالی مستقل از شرایط خارجی است و با سرعتی که در شرایط پایدار

<sup>۱۰</sup> Detonation یک موج احتراقی می‌تواند با سرعت‌های مافوق صوت منتشر شود. دتونیشن یک موج ضربه‌ای است که توسط انرژی آزاد شده از احتراق تقویت می‌شود.

<sup>۱۱</sup> Detonation

<sup>۱۲</sup> Deflagration



شکل ۳- تصویری از سیکل براتون و فرایند حجم ثابت در فرایند انفجار [20] چرخه انفجاری به عنوان یک جایگزین برای چرخه برایتون در توربین‌های گازی می‌تواند عملکرد بهتری در بازدهی حرارتی و کارایی سیستم‌های پیش‌رانشی ایجاد کند [20]. چرخه برایتون، که در توربین‌های گازی استاندارد استفاده می‌شود، مبتنی بر احتراق زیرصوت است. این نوع احتراق به نسبت بهینه‌سازی شده و برای دهه‌ها در سیستم‌های توربین‌های گازی مورد استفاده قرار گرفته است. اما چرخه انفجاری با استفاده از احتراق مافوق صوت یا موج‌های انفجاری، پتانسیل بهبودهای قابل توجهی در بازدهی و کارایی دارد [20].

تفاوت‌های کلیدی بین چرخه انفجاری و چرخه برایتون شامل موارد زیر است [20][21]:

#### ■ نوع احتراق:

در چرخه برایتون، احتراق به صورت زیرصوت انجام می‌شود و از یک محفظه احتراق پیوسته استفاده می‌شود که در آن گازها به آرامی مشتعل شده و گسترش می‌یابند.

در چرخه انفجاری، احتراق به صورت مافوق صوت و با سرعت بسیار بالا در قالب یک موج انفجاری رخ می‌دهد. این موج انفجاری فشار و دمای گازها را به طور ناگهانی و با کارایی بالاتری افزایش می‌دهد.

#### ■ افزایش بازدهی ترمودینامیکی:

چرخه برایتون از احتراق ایزوپرسور استفاده می‌کند، یعنی فشار ثابت در طول فرآیند احتراق حفظ می‌شود.

در چرخه انفجاری، احتراق ایزوترمال اتفاق نمی‌افتد. در عوض، انفجار با افزایش ناگهانی فشار و دما، گازها را به سرعت منبسط می‌کند که منجر به بازدهی حرارتی بالاتر می‌شود.

برای هر ترکیب، فشار و دمای ماده انفجاری اولیه ثابت است منتشر می‌شود [10][12]. ثابت بودن سرعت انفجار، یکی از خصوصیات فیزیکی مهم برای هر ماده منفجره می‌باشد. در اثر انفجار، فشار، دما و چگالی افزایش می‌یابند. این تغییرات در اثر تراکم محصولات انفجار حاصل می‌شوند [13]. در انفجار، عمل احتراق اتفاق افتاده و پس از ترکیب ماده آتش‌گیر با منبع گرما، شعله ایجاد می‌شود و شعله به وجود آمده سعی در سوزاندن مابقی گاز نسوخته کرده در نتیجه شعله در سطح ماده انتشار یافته، پیشروی کرده و به سمت محل نشت حرکت می‌کند، در احتراق سرعت سوختن ترکیب ماده با هوا از سرعت صوت کمتر می‌باشد [12]، در اثر حرکت شعله، موج فشار ایجاد می‌شود و هر چقدر قدرت احتراق بیشتر باشد موج فشار بیشتری تولید می‌شود. [13]

در انفجار به دلیل موج فشار بالا در اثر سرعت بالای حرکت شعله (بیشتر از سرعت صوت) تلفات بیشتری به بار می‌آید. موج فشار به وجود آمده در احتراق به عوامل زیادی مانند میزان متراکم بودن فضا، میزان تلاطم هوا و درجه آتش‌گیری ماده انتشار یافته بستگی دارد. انرژی بسیار بالایی جهت ایجاد انفجار نسبت به احتراق لازم می‌باشد [9][16].

#### ۲-۶-۳- استفاده از چرخه انفجاری به جای چرخه برایتون در توربین‌های گازی [20][21]

توربین‌های گازی در مقیاس کوچک می‌توانند قدرت بالایی تولید کنند و همچنین تعمیر و نگهداری آنها نیز نسبتاً آسان می‌باشد. توربین‌های گازی امروزی عمدتاً بر پایه چرخه ترمودینامیکی برایتون کار می‌کنند که در این چرخه، هوای فشرده شده با سوخت ترکیب شده و در یک فشار ثابت عمل احتراق صورت می‌گیرد و انرژی مکانیکی لازم برای تولید نیروی محرکه و یا تولید الکتریسیته فراهم می‌شود [19]. به همین منظور برای کارآمدتر کردن چرخه تولید قدرت در توربین‌های گازی محققان بر روی چرخه‌های دیگر برای دست‌یابی به عملکرد بهتر کار می‌کنند که یکی از این چرخه‌های مورد مطالعه، چرخه انفجاری می‌باشد. اکثر توربین‌های گازی از چرخه برایتون پیروی می‌کنند: یک فرآیند ایزوباریک (فشار ثابت)، همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است که در مقابل، یک انفجار تقریباً ایزوکوریک (حجم ثابت) است و ممکن است با چرخه هامفری یا ترجیحاً با چرخه فیکت-جیکوبز که انفجار را مدل می‌کند، مدل‌سازی شود [۲۰].

### ▪ فشار بالاتر و دمای بالاتر:

یکی از مزیت‌های اصلی چرخه انفجاری این است که می‌تواند فشار و دمای گازهای خروجی را به‌طور ناگهانی افزایش دهد، که به معنای تولید نیروی بیشتر در مراحل انبساط و استفاده در توربین است.

این افزایش ناگهانی فشار و دما در چرخه انفجاری می‌تواند بازدهی کلی توربین را افزایش دهد.

### ▪ کارایی بیشتر در وزن و سوخت:

موتورهای مبتنی بر چرخه انفجاری به دلیل سادگی ساختار و بهره‌وری بالاتر، می‌توانند وزن کمتری نسبت به سیستم‌های مبتنی بر چرخه برایتون داشته باشند. همچنین مصرف سوخت در این سیستم‌ها می‌تواند بهینه‌تر باشد.

مزایای چرخه انفجاری در مقایسه با چرخه برایتون شامل موارد زیر است [21][20]:

**بازدهی بالاتر:** چرخه انفجاری بازدهی بالاتری نسبت به چرخه برایتون دارد، چرا که از احتراق مافوق صوت استفاده می‌کند که باعث افزایش ناگهانی فشار و دما می‌شود.

**کاهش مصرف سوخت:** استفاده از موج‌های انفجاری به‌جای احتراق تدریجی می‌تواند منجر به کاهش مصرف سوخت شود، چرا که انرژی بیشتری از فرآیند احتراق استخراج می‌شود.

**ساختار ساده‌تر:** موتورهای مبتنی بر چرخه انفجاری می‌توانند ساختار ساده‌تری نسبت به موتورهای معمولی داشته باشند، چرا که احتراق مافوق صوت به تجهیزات کمتری برای تزریق سوخت و مدیریت احتراق نیاز دارد.

**افزایش نیروی تراست:** در کاربردهای هوایی و فضایی، موتورهای انفجاری می‌توانند نیروی تراست بیشتری تولید کنند که به افزایش عملکرد و کارایی کلی سیستم کمک می‌کند.

اگرچه چرخه انفجاری پتانسیل‌های زیادی دارد، اما چالش‌های متعددی برای استفاده عملی از آن وجود دارد:

**پایداری احتراق:** یکی از بزرگترین چالش‌ها در استفاده از چرخه انفجاری، پایداری احتراق و کنترل دقیق موج‌های انفجاری است. کنترل امواج انفجاری مداوم بدون ایجاد ناپایداری‌های مخرب دشوار است.

**مدیریت حرارتی:** انفجارهای مافوق صوت منجر به تولید دماهای بسیار بالا می‌شوند که نیاز به مواد مقاوم در برابر دما و سیستم‌های خنک‌کاری پیشرفته دارند.

**تزریق سوخت:** تامین سوخت در شرایطی که انفجارهای مافوق صوت رخ می‌دهند نیاز به تکنولوژی‌های پیشرفته برای تزریق سریع و دقیق سوخت دارد.

استفاده از چرخه انفجاری به‌جای چرخه برایتون در توربین‌های گازی می‌تواند منجر به بهبودهای چشمگیری در بازدهی، کاهش مصرف سوخت، و افزایش تراست شود [20]. با این حال، این فناوری هنوز در مراحل توسعه است و برای رسیدن به کاربردهای عملی و تجاری نیازمند رفع چالش‌های فنی متعددی است.

### ۴- مرور مقالات و بررسی پیشرفت‌های اخیر در حوزه

#### فناوری‌های مرتبط با موتور انفجار چرخشی

در جدول زیر فعالیت‌های صورت گرفته داخلی در حوزه فناوری‌های مرتبط با موتور انفجار چرخشی فهرست شده است.

جدول ۱- نمونه ای از فعالیت‌های تحقیقاتی داخلی در حوزه موتور

#### انفجار چرخشی

ردیف	فعالیت عنوان	نویسندگان	سال انتشار	محل انتشار	یافته‌ها
۱	تحلیل عددی مشخصه‌های دینامیکی موثر در دتونیشن ابر دیوفازی سوخت و هوا	کریم مظاهری، محمد مهدی دوستدار، سیدمصطفی حسینی پور	۱۳۸۴	نشریه استقلال	در این مقاله به مطالعه عددی مشخصه‌های دینامیکی ابر دو فازی سوخت و هوا در محیط باز اتمسفر به منظور بررسی دتونیشن پذیری آن پرداخته می‌شود. مشخصه‌هایی از ابر نظیر نسبت توازن، آشفستگی، شکل، حجم و یکنواختی ابر و نیز توزیع زمان تاخیر در اشتعال به عنوان عوامل مهم در شروع دتونیشن مورد مطالعه قرار داده می‌شوند.

<p>هدف این مقاله، معرفی موتورهای انفجار ضربه ای، نحوه عملکرد و مزایای آن و همچنین بررسی مباحث مهم در طراحی بهینه این دسته از موتورهاست.</p>	<p>مجله مهندسی مکانیک،</p>	<p>۱۳۹۳</p>	<p>محمدصادق حامدی، جابر نورالله زاده</p>	<p>موتورهای انفجار ضربه‌ای و بررسی مباحث مهم در طراحی بهینه</p>	<p>در این تحقیق با استفاده از یک برنامه‌ی رایانه‌ای، میدان جریان و احتراق ناشی از مخلوط سوخت و هوا که سرعت چرخشی دارند از طریق حل معادلات جریان، انرژی و اجزا محاسبه شده‌اند. برای مدل سازی تنش‌های آشفتگی از فرضیه بوزینسک توسعه داده شده در جریان چرخشی استفاد شده است. نتایج نشان می‌دهند که وجود دو عامل چرخش و احتراق، هر دو باعث کوتاه‌تر شدن ناحیه بازگشتی جریان می‌شوند.</p>	<p>مهندسی مکانیک شریف (شریف ویژه مهندسی مکانیک)</p>	<p>۱۳۸۴</p>	<p>محمد مهدی علیناهایی، مسعود خواجه</p>	<p>شبیه سازی عددی میدان چرخشی احتراقی درون محفظه احتراق</p>	<p>۳</p>
<p>به منظور به کارگیری عملیاتی و طولانی مدت موتورهای پالس دتونیش، باید دما در لوله های دتونیشن کنترل شود. در این مقاله ابتدا به بررسی فرایندهای مختلف یک سیکل از کارکرد موتور پرداخته و الگویی برای بارگذاری و شرایط مرزی حرارتی ارائه شده است. در ادامه مدلسازی عددی و تحلیلی مطابق فرضیات شرح داده شده ایجاد و پاسخ حرارتی لوله برای سیکل‌های پایایی به دست آمده است.</p>	<p>نشریه مکانیک سازه ها و شاره ها</p>	<p>۱۳۹۸</p>	<p>محمد جواد ترکمان اسدی، مجید میرزایی</p>	<p>بررسی پاسخ گذرای حرارتی لوله موتور پالس دتونیشن تحت کارکرد متوالی</p>	<p>در این پژوهش مولد قدرت موج پالسی دتونیشن (انفجاری) طراحی و ساخته شده است. ابعاد لوله بکار رفته به طول ۱۵۰ سانتی متر و قطر ۲،۵ سانتی متر است. یکی از ویژگی‌های بسیار مهم در این دستگاه تولید فشار در حدود ۲۰ بار و سرعت ۲ تا ۳ کیلومتر در ثانیه است.</p>	<p>کنفرانس بین المللی انجمن هوا فضای ایران</p>	<p>۱۳۹۲</p>	<p>جواد شهبازی کرمی، امیر مهدوی، علی رهنما، مجید حاجی محمدی، محمد عبدلی، میثم ذوالفقارزاده کرمانی</p>	<p>طراحی و ساخت مولد قدرت موج پالسی دتونیشن</p>	<p>۴</p>
<p>در این مقاله ضمن معرفی احتراق دتونیشن چرخشی؛ این فرآیند نیز به صورت دو موجی شبیه‌سازی شده است. همچنین روشی ارائه می‌گردد که با در نظر گرفتن فیزیک مسئله، می‌توان هر تعداد موج را در محفظه احتراق شبیه‌سازی نمود. در این روش با در نظر گرفتن شرایط مرزی پرپودیک در امتداد انتشار موج در حالت دوبعدی، موج دتونیشن به صورت پیوسته و چرخشی درآمده و با تنظیم کد مناسب برای اعمال شرط مرزی در ورودی، تزریق به دامنه را مدیریت کرده است.</p>	<p>مکانیک سیالات و آیرودینامیک</p>	<p>۱۴۰۰</p>	<p>محمدمرتضی انبارلویی رضا ابراهیمی، امید حبیبی</p>	<p>ارائه یک روش کاربردی برای شبیه سازی عددی دوبعدی موتور دتونیشن چرخشی با بیش از یک موج چرخان</p>	<p>در این فعالیت علمی شبیه سازی جریان داخل و خارج انژکتور فشاری چرخشی انجام شده است. این جریان به صورت سه بعدی و با فرض تناوبی به کمک نرم افزار انسیس فلونت حل شده و در نهایت ضخامت فیلم مایع زاویه اسپری و طول شکست محاسبه خواهد شد.</p>	<p>کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران</p>	<p>۱۳۹۳</p>	<p>مهسا جان محمدی، آزاده کبریانی، محمد فرشچی</p>	<p>شبیه سازی جریان داخل و خارج انژکتورهای فشاری چرخشی</p>	<p>۴</p>

پالایش مش تطبیقی<sup>۱۳</sup> به صورت عددی حل شد. اثرات پارامترهای مختلف بر فرایند انعکاس با جزئیات مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است، نتایج نشان می‌دهد که نوع بازتاب یک انفجار سلولی پایدار شبیه به یک موج ضربه‌ای مسطح بر روی یک گوه مقعر است. زمانی که انفجار سلولی برای اولین بار با گوه مقعر برخورد می‌کند با شوک مسطح منتشر شده با همان عدد ماخ برخورد می‌کند. همانطور که زاویه موثر گوه به طور مداوم افزایش می‌یابد، بازتاب ماخ انفجار سلولی از یک شوک مسطح با ماخ کاهش یافته و منحرف می‌شود و انتقال از ماخ به انعکاس منظم در یک زاویه کوچکتر رخ می‌دهد.

ژای و همکاران [15] در سال ۲۰۲۳ در مقاله تحت عنوان بررسی عددی ویژگی‌های موج انفجاری چرخشی با ترکیبات چند جزئی را به منظور شناسایی اثرات اجزای گاز بر ویژگی‌های احتراق موج انفجاری چرخشی مورد بررسی قرار دادند. در این فعالیت تحقیقاتی آن‌ها با استفاده از شبیه‌سازی دو بعدی برای شبیه‌سازی فرآیند انتشار موج انفجاری چرخشی با تبدیل‌های مختلف گاز متان را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان می‌دهد که پنج حالت انتشار موج انفجاری چرخشی با مولفه‌های مختلف وجود دارد: حالت تک موج، حالت دو موج سه گانه و حالت موج مخالف، حالت دو موج، حالت موج جهت جلو در هر پنج حالت چهارگانه. موج انفجار در امتداد جهت جلو در هر پنج حالت منتشر می‌شود. با افزایش تبدیل متان، حالت چند موجی در محفظه احتراق ظاهر می‌شود و مؤلفه سوخت تأثیر زیادی بر نسبت آزادسازی حرارت ناشی از انفجار دارد. سرعت موج انفجار با افزایش تبدیل متان کاهش می‌یابد. با افزایش تبدیل متان، سرعت واکنش شیمیایی به تدریج افزایش می‌یابد که منجر به تشدید واکنش شیمیایی در سطح آتش‌زدایی می‌شود.

پیشرفت دیگری در تحقیقات بهبود انتقال از انفجار به دتونیشن<sup>۱۴</sup> است که منجر به درک بیشتر مصرف سوخت در محفظه شده است [۲۳-۲۵]. نمونه‌های اولیه موتورهای انفجار چرخشی برای اندازه‌گیری نیروی پیشران به عنوان مبنایی برای رفتار مدل‌های بزرگتر توسعه داده شده است، در این تحقیقات از نتایج داده‌های آزمایشی در توسعه و بهبود زیرسامانه‌ها کمک گرفته شده است [۲۶-۲۹].

۸	طراحی، ساخت و آزمایش موتور پالس دتونیشن	سید داود موسویان، امیر مهدوی	۱۴۰۳	نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی	مولد قدرت موج پالسی دتونیشن در تولید نیروی پیشران برای کاربردهای هوافضایی استفاده می‌گردد. در بررسی‌های انجام گرفته عملکرد موتور مورد ارزیابی قرار گرفت. در بررسی‌های صورت گرفته مشخص شد که با افزایش نسبت هم‌ارزی مخلوط سوخت و اکسیدکننده از ۰/۷ تا ۱/۶ فشار به طور تقریباً یکنواخت از ۱۷ تا ۲۱ بار افزایش می‌یابد. همچنین با افزایش نسبت هم‌ارزی تا نسبت هم‌ارزی استوکیومتری دمای خروجی موتور افزایش و سپس به تدریج شروع به کاهش می‌کند.
---	---	------------------------------	------	-----------------------------------	--

پیشرفت قابل توجهی در تحقیق و توسعه موتور انفجار چرخشی در سال‌های اخیر حاصل شده است [36] [37]. مطالعات تجربی و محاسباتی اثرات ترکیبات سوخت و اکسیدکننده [13] [14]، فشار سکون و فشارهای معکوس [16] [15]، هندسه‌های تزریق سوخت [17] [18]، هندسه کانال انفجار [19]، انحنای نازل‌های خروجی (اگزوز) در میدان جریان [20] و ارزیابی عملکرد موتورهای انفجار چرخشی‌ها [21] [22]، مطالعات تجربی بر روی دستیابی به فشارهای استاتیکی وابسته به میانگین زمان [23] [24] و رانش [25] متمرکز بوده است. مطالعات محاسباتی معمولاً معادلات اوپلر را در دو یا سه بعدی با واکنش‌های مدل‌سازی شده با استفاده از شیمی دقیق [26]، واکنش تک مرحله‌ای [27] یا یک سرعت محدود را بررسی کرده‌اند [28]. مدل‌های ترمودینامیکی مبتنی بر تئوری انفجار زلدویچ-فون نویمان-دورینگ برای تجزیه و تحلیل میدان جریان و عملکرد متناظر استفاده شده‌اند [29] [30].

یوان و همکاران [41] در سال ۲۰۱۹ شبیه‌سازی‌های عددی برای مطالعه بازتاب موج انفجار پایدار با الگوهای سلولی منظم بر روی یک گوه مقعر استوانه‌ای انجام دادند. دینامیک این پدیده انعکاسی توسط معادلات اوپلر واکنشی دو بعدی با یک مدل جنبشی واکنش القایی دو مرحله‌ای توصیف و با استفاده از کد

<sup>۱۳</sup> Adaptive mesh refinement code AMROC.

<sup>۱۴</sup> deflagration to detonation transitions (DDTs)

در برابر شرایط شدید موتور مقاومت کنند. این مواد باید سبک و همچنین دارای خواص حرارتی بالا باشند.

**چالش‌ها:** ساخت موادی که علاوه بر مقاومت حرارتی، دارای وزن کم و خواص مکانیکی مناسب برای کاربردهای هوافضایی باشند.

#### ۴. سیستم‌های خنک‌کاری پیشرفته

**هدف تحقیق:** مدیریت حرارت در موتورهای انفجار چرخشی بسیار مهم است، زیرا انفجارهای مداوم و مافوق صوت باعث ایجاد حرارت شدید در موتور می‌شود.

**تحقیقات جاری:** توسعه سیستم‌های خنک‌کاری فعال و غیرفعال که بتوانند به صورت کارآمد حرارت ناشی از انفجارهای مافوق صوت را مدیریت کنند. استفاده از جریان‌های خنک‌کننده داخلی و طراحی‌های هوشمندانه برای توزیع حرارت از جمله مواردی است که در حال بررسی است.

**چالش‌ها:** طراحی سیستم‌های خنک‌کاری که بتوانند با حداقل وزن و مصرف انرژی، حرارت تولید شده را کاهش دهند بدون آنکه کارایی موتور را کاهش دهند.

#### ۵. مدل‌سازی آکوستیکی و انتشار نویز

**هدف تحقیق:** موج‌های انفجاری چرخشی علاوه بر ایجاد حرارت زیاد، نویز آکوستیکی شدیدی نیز تولید می‌کنند که باید مدیریت شود.

**تحقیقات جاری:** تحقیقات آکوستیکی به منظور درک نحوه انتشار موج‌های انفجاری و طراحی سیستم‌های کاهش نویز. مدل‌سازی و شبیه‌سازی آکوستیکی به منظور پیش‌بینی رفتار نویز در محیط‌های مختلف.

**چالش‌ها:** طراحی مواد و سیستم‌های کاهش نویز که بتوانند بدون تأثیر بر عملکرد موتور، سطح نویز را کاهش دهند.

#### ۶. استخراج انرژی از موج‌های انفجاری

**هدف تحقیق:** یکی از مهم‌ترین کاربردهای موتورهای انفجار چرخشی، استفاده از موج‌های انفجاری برای تولید نیروی پیش‌رانشی است. بهبود در استخراج انرژی از موج‌های انفجاری به بهبود کارایی کلی سیستم منجر خواهد شد.

**تحقیقات جاری:** طراحی سیستم‌های توربین و پره‌هایی که بتوانند انرژی موج‌های انفجاری را به انرژی مکانیکی تبدیل کنند. بهبود در طراحی پره‌ها و روش‌های استخراج انرژی مکانیکی از موج‌های انفجاری.

تحقیقات و توسعه در حوزه موتورهای انفجار چرخشی به منظور بهینه‌سازی عملکرد این موتورها و رسیدن به کاربردهای عملی و صنعتی گسترده در حال انجام است. این تحقیقات شامل حوزه‌های متعددی می‌شود که هر کدام از جنبه‌های مختلف موتورهای انفجار چرخشی را مورد بررسی قرار می‌دهند. در زیر به توضیحاتی درباره مهم‌ترین حوزه‌های تحقیقاتی و توسعه‌ای در این زمینه می‌پردازیم:

#### ۱. پایداری موج‌های انفجاری

**هدف تحقیق:** یکی از بزرگ‌ترین چالش‌ها در موتورهای انفجار چرخشی، پایداری و کنترل دقیق موج‌های انفجاری است. در این نوع موتورها، انفجار به صورت مداوم و چرخشی رخ می‌دهد که ممکن است منجر به ناپایداری‌های شدید شود.

**تحقیقات جاری:** مدل‌سازی‌های پیشرفته و شبیه‌سازی‌های عددی در تلاش هستند تا رفتار دقیق موج‌های انفجاری را تحلیل کنند و شرایط پایداری آن‌ها را مشخص سازند. تحقیقات به دنبال بهبود درک ما از دینامیک جریان‌ها و رفتار پیچیده گازها در جریان‌های مافوق صوت هستند.

**چالش‌ها:** مدیریت تغییرات ناگهانی فشار و دما، جلوگیری از شکست موج انفجار، و کنترل دقیق فرآیند به‌ویژه در تغییر بار موتور.

#### ۲. تزریق سوخت و مدیریت احتراق

**هدف تحقیق:** یکی دیگر از جنبه‌های مهم موتورهای انفجار چرخشی، سیستم‌های تزریق سوخت است. تزریق دقیق و به‌موقع سوخت نقش مهمی در موفقیت و پایداری موج انفجار ایفا می‌کند.

**تحقیقات جاری:** تلاش‌ها برای توسعه فناوری‌هایی که بتوانند سوخت را به سرعت و با دقت بالا تزریق کنند. بهبود در نازل‌های تزریق سوخت و سیستم‌های کنترل فشار تزریق نیز از مهم‌ترین حوزه‌های تحقیقاتی است.

**چالش‌ها:** هماهنگی کامل میان تزریق سوخت و پایداری موج‌های انفجاری. همچنین چگونگی حفظ دمای بالا و جلوگیری از خرابی اجزا در اثر حرارت زیاد.

#### ۳. مواد مقاوم در برابر حرارت

**هدف تحقیق:** دماهای بسیار بالا در اثر موج‌های انفجاری باعث می‌شوند که نیاز به مواد جدید و پیشرفته برای مقاومت در برابر این دماها و فشارها وجود داشته باشد.

**تحقیقات جاری:** تحقیقات برای توسعه و استفاده از مواد پیشرفته مانند سرامیک‌ها و آلیاژهای مقاوم به دما، که می‌توانند

## ۱-۵-TRL فناوری‌های مرتبط با موتورهای انفجار

### چرخشی

جدول زیر نشان‌دهنده سطح بلوغ فناوری مربوط به فناوری‌های مختلف مرتبط با موتورهای انفجار چرخشی است. هر یک از این فناوری‌ها به صورت مستقل مورد بررسی قرار گرفته‌اند تا سطح بلوغ فعلی آن‌ها (از TRL ۱ تا ۹) مشخص شود.

جدول ۲- سطح بلوغ فناوری (TRL) در حوزه فناوری‌های مرتبط با

موتورهای انفجار چرخشی

فناوری	توضیحات	TRL فعلی	توضیحات TRL
موج‌های انفجاری چرخشی	توسعه مفاهیم پایداری و شبیه‌سازی‌های عددی جهت تحلیل موج‌های انفجاری در محیط‌های چرخشی	TRL 3 - 4	تحقیقات مفهومی انجام شده و برخی شبیه‌سازی‌های آزمایشگاهی اثبات مفهومی را نشان داده‌اند، اما هنوز در محیط عملیاتی آزمایش نشده‌اند.
سیستم‌های تزریق سوخت برای انفجار چرخشی	طراحی و توسعه سیستم‌های تزریق سوخت که بتوانند با سرعت بالا و دقیق در محفظه انفجاری چرخشی کار کنند	TRL 4 - 5	نمونه‌های اولیه آزمایشگاهی و مدل‌های شبیه‌سازی شده در مقیاس کوچک توسعه یافته‌اند، اما هنوز به مرحله آزمایش در مقیاس صنعتی نرسیده‌اند.
کنترل پایداری انفجار	فناوری‌های مرتبط با پایداری موج انفجار در RDE و جلوگیری از ناپایداری‌های مخرب	TRL 3	در این مرحله مطالعات اولیه و شبیه‌سازی‌ها انجام شده‌اند، اما هنوز چالش‌های زیادی برای پیاده‌سازی در محیط‌های عملیاتی وجود دارد.
مواد مقاوم به حرارت	توسعه مواد جدید برای مقاومت در برابر دماهای بالا و فشارهای ناشی از موج انفجاری	TRL 5	برخی مواد پیشرفته با مقاومت بالا در محیط‌های شبیه‌سازی شده و آزمایش‌های عملکرد آزمایشگاهی عملکرد خوبی داشته‌اند.
سیستم‌های خنک‌کاری	توسعه فناوری‌های خنک‌کاری پیشرفته برای مدیریت حرارت زیاد ناشی از انفجار	TRL 4 - 5	مدل‌های اولیه خنک‌کاری در آزمایشگاه مورد بررسی قرار گرفته‌اند، اما برای محیط‌های

چالش‌ها: طراحی سیستم‌های مقاوم در برابر شرایط شدید فشار و دما، به طوری که بهره‌وری بالایی در استخراج انرژی داشته باشند.

## ۷. کاربردهای موتورهای انفجار چرخشی در صنایع هوافضا و دفاعی

هدف تحقیق: موتورهای انفجار چرخشی پتانسیل استفاده در طیف وسیعی از صنایع، به ویژه صنایع هوافضا و دفاعی را دارند. به دلیل تراست بالاتر و بازدهی بیشتر نسبت به سیستم‌های احتراق معمولی، این موتورها می‌توانند به عنوان پیشران‌های موشک‌ها و فضاپیماها مورد استفاده قرار گیرند.

تحقیقات جاری: آزمایش‌های عملی در مقیاس‌های کوچک بر روی نمونه‌های اولیه موتورهای انفجار چرخشی در کاربردهای هوافضایی. همچنین تلاش برای بهینه‌سازی سیستم‌ها برای کاربردهای تجاری و نظامی.

چالش‌ها: نیاز به آزمایش‌های واقعی در محیط‌های عملیاتی و اصلاحات لازم برای رسیدن به سطح عملیاتی کامل (TRL ۸ - ۹).

## ۸. بهینه‌سازی طراحی و معماری موتور

هدف تحقیق: یکی از حوزه‌های مهم در توسعه موتورهای انفجار چرخشی، بهینه‌سازی طراحی و معماری موتور است که بتواند عملکرد بهتری در شرایط عملیاتی داشته باشد.

تحقیقات جاری: مدل‌سازی‌های پیشرفته و شبیه‌سازی‌های CAD برای بهبود طراحی موتور و اجزای داخلی آن. تلاش‌ها برای به حداقل رساندن وزن و افزایش مقاومت و کارایی.

چالش‌ها: طراحی موتوری که هم سبک و مقاوم باشد و هم بتواند به طور پایدار و مؤثر در شرایط عملیاتی مختلف کار کند.

## ۵- سطح آمادگی فناوری در موتورهای انفجار چرخشی

سطح آمادگی فناوری<sup>۱۵</sup> معیاری است که برای ارزیابی مراحل مختلف توسعه فناوری از ایده اولیه تا ورود به بازار استفاده می‌شود. در این قسمت، سطح آمادگی فناوری فناوری‌های مرتبط با موتورهای انفجار چرخشی ارائه می‌شود. این ارزیابی نشان می‌دهد که هر فناوری در چه مرحله‌ای از توسعه قرار دارد.

<sup>۱۵</sup> Technology Readiness Level

ناسا را نمایش می‌دهد. این واکنش ترکیبی و موج شوک ایجاد شده گرما و فشار بسیار زیادی را ایجاد خواهد کرد [33]. در صورت پایداری این موتور ناسا می‌تواند بازدهی بسیار زیادی با نیروی تراست بالا تولید نماید. آزمایش جدید این احتراق به دلیل داشتن قدرت و زمان مناسب می‌تواند در آینده برای فرود سفینه ماه نشین یا احتراق در خلأ در ماموریت‌های ماه یا مریخ مورد استفاده قرار گیرد. این تکنولوژی به زمان زیادی برای استفاده به صورت واقعی نیاز خواهد داشت. همچنین آزمایش‌های احتراق باید در مقیاس موتورهای بزرگ‌تر انجام شده و نیروهای مختلفی را در دست‌بندی‌های گوناگون در بر گیرد [33].



شکل ۴- تصویری از آزمایش گرم موتور انفجار چرخشی در مرکز فضایی مارشال ناسا [39]

## ۶-۲- جنرال دینامیکس

بخش هوافضای جنرال الکتریک آزمایش موتور مافوق صوت را با موفقیت انجام داده است و ادعا می‌کند سرعت ۴۰۰۰ مایل (۶۴۳۶ کیلومتر) در ساعت قابل دستیابی است، این موتور نوآورانه پتانسیل بکارگیری در سلاح‌ها و وسایل نقلیه مافوق صوت را دارد. جنرال الکتریک و سایر شرکت‌ها مانند ریتون که روی این موتور کار می‌کنند، معتقدند که می‌توان پرواز سریع‌تر و دوربرد را با افزایش کارایی در پیش‌رانه‌های مافوق صوت انجام داد (سریع‌تر، دوربردتر و کارآمدتر). این آزمایش در یک جریان مافوق صوت در مرکز تحقیقات جهانی در نیسکایونا، نیویورک انجام شد و این موتور قابلیت دستیابی به سرعت‌های بیش از ۵ ماخ (۴۰۰۰ مایل در ساعت) امکان کارایی بیشتر و برد طولانی‌تر را فراهم می‌کند. یک موتور انفجاری چرخشی شبیه موتور انفجار پالس است، مانند موتور معروفی که در بمب‌های پرنده آلمانی Doodlebug-v1 از جنگ جهانی دوم استفاده شده است و پس از هر انفجار پالسی، در یک موتور انفجاری چرخشی، امواج در اطراف محفظه احتراق می‌چرخند و این فرآیند را خودپایدار می‌کند. حل این مشکل مهندسی تا حد زیادی بر عهده

عملیاتی واقعی نیاز به بهبود دارند.	مافوق صوت	
شبیه‌سازی‌های پیشرفته و مدل‌سازی‌های آکوستیکی برای تحلیل انتشار موج‌های انفجاری به نتایج خوبی در محیط‌های شبیه‌سازی شده رسیده‌اند.	شبیه‌سازی دینامیک انفجارهای چرخشی و مدل‌سازی آکوستیکی آن‌ها جهت پیش‌بینی عملکرد	TRL 6
تحقیقات در این زمینه هنوز در مرحله مفهومی و آزمایشگاهی است و سیستم‌های عملیاتی توسعه نیافته‌اند.	طراحی توربین‌ها یا پره‌هایی که بتوانند انرژی موج‌های انفجاری را به حرکت مکانیکی تبدیل کنند	TRL 3 - 4
برخی نمونه‌های اولیه در محیط‌های آزمایشگاهی و شرایط شبیه‌سازی شده آزمایش شده، اما هنوز به مرحله آزمایش عملیاتی کامل نرسیده‌اند.	استفاده از RDE به عنوان موتورهای پیش‌رانشی برای کاربردهای هوایی و فضایی	TRL 5 - 6
سیستم‌های اولیه در محیط‌های کنترل شده توسعه یافته‌اند اما نیاز به بهبود و آزمایش‌های بیشتر دارند.	توسعه سیستم‌هایی برای مدیریت ارتعاشات و نویز ناشی از انفجارهای مداوم در موتور	TRL 4

## ۶- سابقه‌ی از فعالیت‌های سازمانی و مراکز تحقیقاتی و دانشگاهی در حوزه موتورهای انفجار چرخشی

### ۶-۱- ناسا

ناسا موفق شد در رکورد جدیدی، تکنولوژی موتور انفجار چرخشی را در مرکز پرواز فضایی مارشال یک گام به جلو ببرد. در این مرکز محققان موفق به تولید موتور راکت انفجار چرخشی از طریق چاپگرهای سه بعدی شده و آن را برای ۲۵۱ ثانیه با امکان تولید نیروی ۲۶۳۱ کیلوگرم روشن نگه دارند. ناسا قصد دارد با تولید موتورهای جدید طراحی موتور راکت‌ها را تغییر داده و در آن به جای یک محفظه احتراق، از سوخت و اکسیژن در یک موتور و یک شکاف بین دو استوانه به صورت هم محور استفاده کند [32]، شکل ۴ تصویری از موتور ساخته شده توسط

کارآمد می‌تواند بطور قابل توجهی هزینه‌ها را کاهش دهد. توربین‌های گازی در مقیاس کوچک می‌توانند قدرت بالایی تولید کنند و همچنین تعمیر و نگهداری آن‌ها نیز نسبتاً آسان می‌باشد. توربین‌های گازی امروزی عمدتاً بر پایه چرخه ترمودینامیکی برایتون کار می‌کنند که در این چرخه، هوای فشرده شده با سوخت ترکیب شده و در یک فشار ثابت عمل احتراق صورت می‌گیرد و انرژی مکانیکی لازم برای تولید نیروی محرکه و یا تولید الکتریسیته فراهم می‌شود. به همین منظور برای کارآمدتر کردن چرخه تولید قدرت در توربین‌های گازی محققان بر روی چرخه‌های دیگر برای دستیابی به عملکرد بهتر کار می‌کنند که یکی از این چرخه‌های مورد مطالعه، چرخه انفجاری می‌باشد. آزمایشگاه تحقیقات نیروی دریایی از دهه گذشته بر روی این پروژه در حال مطالعه بوده و موتورهای انفجاری پالسی را ارائه داده است. موتورهای انفجاری چرخشی می‌توانند در چرخه انفجاری، راندمان سوخت بهتری داشته باشند. موتورهای انفجاری چرخشی در واقع ترکیب موتورهای انفجاری ضربه‌ای با توربین‌های گازی می‌باشد که یک از این طریق هوای کنارگذر موتور وارد لوله‌های انفجار شده و با احتراق، تولید نیروی پیشران می‌کند. ترکیب موتور انفجاری با توربین گازی علاوه بر کاهش مصرف سوخت بدلیل تولید نیروی پیشران بیشتر، این امکان را به هواپیما می‌دهد که بتواند با سرعت‌های بالاتری نیز پرواز کنند. محققان آزمایشگاه تحقیقات نیروی دریایی ارتش آمریکا در حال مطالعه بر روی موتورهای انفجاری چرخشی تا بتوانند راه‌هایی برای کاهش مصرف سوخت در توربین‌های گازی ارائه دهند [34]. مطالعات آن‌ها نشان می‌دهد با جایگزینی چرخه انفجاری به جای چرخه برایتون در توربین گازی می‌توان بطور قابل توجهی مصرف سوخت را کاهش داد [35] سیستم موتورهای انفجاری ضربه‌ای ساده‌تر از توربین‌های گازی بوده و در آن موج انفجار جایگزین شعله در محفظه احتراق می‌شود. همچنین تعداد قطعات مکانیکی در این موتورهای کمتر می‌باشد، چرا که فشار متراکم شده در قسمت ورودی موتور، نیاز به کمپرسور، توربین و سایر اجزای سنگین را از بین می‌برد و در طراحی آن‌ها نیاز به ماشین‌آلات متحرک نمی‌باشد و تنها قطعات و اجزای بهم پیوسته با وزن کم مورد نیاز است [36]. همچنین دانشکده تحصیلات تکمیلی نیروی دریایی بر روی پارامترهای موثر و تاثیرگذار بر عملکرد موتور انفجار چرخشی هواتنفسی مطالعاتی را انجام داده است. این مطالعات شامل

سازندگان هواپیما مانند لاکهید، نورثروپ یا بوئینگ خواهد بود و آن‌ها برای ابداع راه‌هایی برای ادغام دو سیستم محرکه کاملاً متفاوت با الزامات منحصر به فرد ورودی هوا به چالش کشیده خواهند شد.

### ۳-۶- مرکز تحقیقات ملی و دانشگاه پواتیه کشور فرانسه

در فرانسه، مرکز تحقیقات ملی<sup>۱۶</sup> و دانشگاه پواتیه<sup>۱۷</sup> بر روی اندازه‌های مختلف استوانه‌های هم مرکز و بررسی بیشترین کارایی آن‌ها و بهینه سازی عملکرد انژکتور در موتورهای انفجار چرخشی مطالعاتی را انجام داده‌اند. آن‌ها با مشارکت شرکت MBDA در حال پیاده سازی آزمایشات زمینی در مقیاس کامل بر روی یک نوع موتور انفجار چرخشی با رویکرد نظامی می‌باشند [40].

### ۴-۶- آزمایشگاه تحقیقات نیروی هوایی ارتش آمریکا

آزمایشگاه تحقیقات نیروی هوایی ایالات متحده یک موتور انفجار چرخشی هوا تنفسی که بدنه خارجی آن با استفاده از کامپوزیت‌های سرامیکی پوشانده شده را توسعه دادند. همچنین آن‌ها در یک آزمایش مجزا عملکرد یکپارچه یک موتور انفجار چرخشی را با یک توربین گاز T63 مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان می‌دهد که نیتروژن با اکسید کم و راندمان احتراق بسیار مطلوبی دارد و این نویدی برای آینده این فناوری است [41].

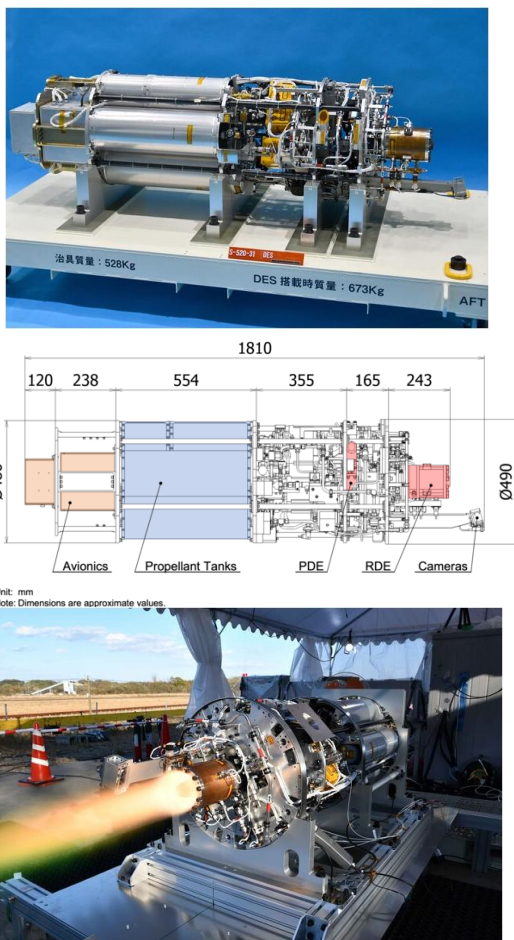
### ۵-۶- آزمایشگاه تحقیقات نیروی دریایی ارتش آمریکا

بسیاری از هواپیماها از موتورهای توربینی در سیستم پیشران خود استفاده می‌کنند، همچنین از این موتورها در شناورها و ناوهای نیروی دریایی نیز استفاده می‌شود که همانند موتور هواپیماهای تجاری می‌باشند. نیروی دریایی ایالات متحده برای تامین نیروی پیشران سامانه‌های خود به توربین‌های گازی وابسته بوده و از طرفی مطالعاتی بر روی سامانه‌های تمام الکتریکی نیز دارد که این سامانه‌ها نیز برای تامین نیروی و سایر سامانه‌های حساس و مهم به توربین‌های گازی نیاز خواهند داشت. به همین دلیل ساخت توربین‌های گازی اقتصادی و

<sup>۱۶</sup> national research center CNRS

<sup>۱۷</sup> University of Poitiers

اگر چه موتور انفجار چرخشی در مراحل اولیه توسعه است، ولی آزمایش موفقیت آمیز آن در فضا ثابت می‌کند که چنین موتورهایی می‌توانند این امکان را بدهند که با استفاده از سوخت و وزن کمتر به کاوش میان‌سیاره‌ای برسیم که بسیار مهم خواهد بود [41]. محققان ژاپنی امیدوارند که بتوانند این فناوری را در پنج سال آینده به طور عملی مورد استفاده قرار دهد [42]. شکل ۶ تصویری و شماتیکی از این موتور انفجار چرخشی را نشان می‌دهد.



شکل ۶- شماتیکی از آزمایش گرم سیستم موتور انفجاری چرخشی در سایت شیراوی<sup>۱۹</sup> موسسه فناوری موروران<sup>۲۰</sup> (دانشگاه ناگویا) [47] [49] [39] [1]

## ۶-۷- شرکت ان پی او انرگوماش - روسیه

شرکت ان پی او انرگوماش<sup>۲۱</sup> یک تولید کننده بزرگ موتور موشک روسی است. این شرکت از دفتر طراحی OKB-456 که در سال ۱۹۴۶ در جماهیر شوروی تاسیس شد منشعب شده است،

آزمایش‌های گرم، تصویربرداری از منطقه انفجار در محفظه احتراق، شناسایی صوت و نورهای حاصل از انفجار و تلاش‌های محاسباتی به منظور شناسایی بیشتر تحولات در حین انفجار در یک موتور انفجاری چرخشی بوده است [9].

## ۶-۶- آژانس اکتشافات هوافضای ژاپن (JAXA)

آژانس اکتشافات هوافضای ژاپن<sup>۱۸</sup> برای نخستین بار موتور انفجار چرخشی را در فضا با این هدف که در آینده این روش را در سفرهای عمیق فضایی گسترش دهد، آزمایش کرده است. این موتور از انفجارهای چرخشی درون یک کانال حلقوی استفاده می‌کند [37]. این روش مقدار زیادی رانش فوق کارآمد را در یک موتور بسیار کوچک تولید می‌کند که از سوخت کمتری نیز استفاده می‌کند و این پتانسیل را دارد که روند سفرها و کاوش‌های فضایی را تغییر دهد [37] [39].

این فناوری جدید بر روی موشک S-520-31 (راکت‌های کاوش) نصب شد که یک موشک تک مرحله‌ای است و قادر به حمل بار ۱۰۰ کیلوگرمی تا ارتفاع بیش از ۳۰۰ کیلومتر است که از مرکز فضایی اوچینورا به فضا پرتاب شد و این موتور را با موفقیت آزمایش کرده است [40]، شکل ۵ تصویری از این راکت را نشان می‌دهد. مرحله اول این موشک پس از جدا شدن، آزمایشات خود را آغاز کرد و موتور انفجار چرخشی را به مدت شش ثانیه روشن کرد [39]. هنگامی که موشک پس از انجام این آزمایش از اقیانوس خارج و بازیابی شد، مشخص شد که موتور انفجار چرخشی حدود ۵۰۰ نیوتن رانش تولید کرده است.



شکل ۵- شماتیکی از راکت کاوش موشک S-520-31 [41]

<sup>۱۹</sup> Shiraoi

<sup>۲۰</sup> Muroran

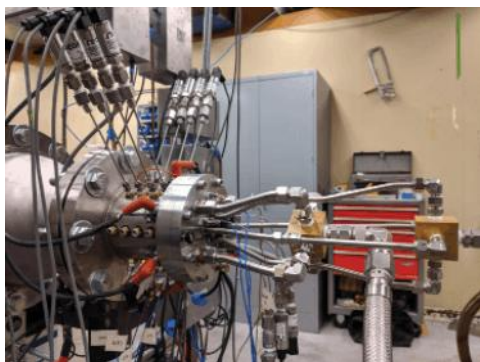
<sup>۲۱</sup> NPO Energomash

<sup>۱۸</sup> Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

پالس جت نوعی موتور جت هوادمشی است که در آن هوا به‌طور متناوب و ضربان‌گونه وارد محفظه احتراق می‌شود و پس از درآمیختن با سوخت مشتعل می‌شود. اکنون موتور انفجاری چرخشی این ایده را یک قدم جلوتر برده است.

یک موتور انفجاری چرخشی روش دیگری را برای چگونگی احتراق در پیش می‌گیرد. این موتور از استوانه‌های متحدالمرکز ساخته شده است. سوخت در شکاف بین استوانه‌ها جریان می‌یابد و پس از احتراق، انتشار سریع گرما موج شوک را ایجاد می‌کند و یک ضربه قوی از گاز با فشار و درجه حرارت قابل توجهی که سرعت بیشتری نسبت به سرعت صوت دارد، موج را به حرکت در می‌آورد [36][35].

نکته جالب این است که انفجارهایی که موج شوک را تشکیل می‌دهند و حفظ می‌کنند، بسیار پیچیده و غیرقابل پیش‌بینی هستند. به همین منظور برای درک بهتر آنچه در جریان است، محققان دانشگاه واشنگتن یک موتور انفجار چرخشی آزمایشی ساختند تا نحوه عملکرد آن و نقش پارامترهای مختلف را در یکسری آزمایشات که توسط یک دوربین پرسرعت با سرعت ۲۴۰ هزار فریم در ثانیه ضبط می‌کند، بررسی کنند. [36] داده‌های این بررسی به محققان کمک می‌کند تا یک مدل ریاضی را برای تعیین اینکه آیا موتور از نظر مکانیزم انفجار و یا احتراق پایدار است، را بررسی کنند [35]. شکل ۷ تصویری از موتور انفجاری چرخشی آزمایشی که توسط دانشگاه واشنگتن توسعه داده شده را نشان می‌دهد.



شکل ۷- شماتیکی از پیشران انفجار چرخشی مورد مطالعه در دانشگاه واشنگتن [37]

#### ۶-۱۰- سایر دانشگاه‌های کشور چین

در چین، چندین دانشگاه در حال مطالعه و تحقیق بر روی برای توسعه فناوری موتور انفجار چرخشی هستند. دانشگاه پکن<sup>۲۵</sup> بر

فعالیت اصلی شرکت ان‌پی‌او انرگوماش طراحی، توسعه و ساخت موشک با پیشران سوخت مایع است. این شرکت به دلیل سابقه طولانی در توسعه موتورهای اکسیژن مایع و نفت سفید در مقیاس بزرگ مطرح است و در توسعه پروژه‌های از قبیل انرژیا<sup>۲۲</sup>، زینیت و اطلس ۵ و توسعه موتورهای فضایی از قبیل RD-170, RD-171 180 مشارکت موثر داشته است. این شرکت یک موتور موشک با سوخت اکسیژن مایع و نفت سفید را با موتور انفجار چرخشی برای مدت طولانی آزمایش کرده است [30].

#### ۸-۶- انستیتوی فیزیک شیمیایی سمفوف و انستیتوی مکانیک نظری و کاربردی روسیه

انستیتوی فیزیک شیمیایی سمفوف<sup>۲۳</sup> و انستیتوی مکانیک نظری و کاربردی روسیه با موفقیت یک موتور انفجار چرخشی و یک موتور انفجار پالسی را در تونل باد در محدوده سرعت ۴-۸ ماخ آزمایش کردند. این آزمایش بر روی یک موتور اسکرام جت (طول ۱,۰۵ متر و قطر ۰,۳۱ متر) با سوخت هیدروژن انجام شده است. در این آزمایش موتور ضربه ویژه<sup>۲۴</sup> به اندازه ۳۶۰۰ ثانیه را ثبت کرده است. [35]

#### ۹-۶- دانشگاه واشنگتن

محققان دانشگاه واشنگتن در حال کار بر روی نوع جدیدی از موتور موشک هستند که وعده ساخت موتورهای سبکتر، کارآمدتر و ساده‌تر را نسبت به موشک‌های رایج سوخت مایع کنونی می‌دهد. یکی از بزرگترین موانع عملی کردن این موتور ایجاد مدل‌های ریاضی است، که بتواند چگونگی طراحی بسیار غیرقابل پیش‌بینی موتور موشک را توصیف کند. موتور انفجاری چرخشی یک موتور شبیه به موتورهای پالس جت است که موشک کروزر آلمانی موسوم به V1 در جنگ جهانی دوم از آن بهره می‌برد. این موشک از یک محفظه احتراق ساده با لوله‌های آگزوز در انتها و میله‌های ارتجاعی نصب شده در قسمت جلویی استفاده می‌کرد. در حین کار، هوا از طریق شکاف‌ها وارد با سوخت مخلوط و پس از آن منفجر و تراست تولید می‌کند.

<sup>۲۲</sup> engines

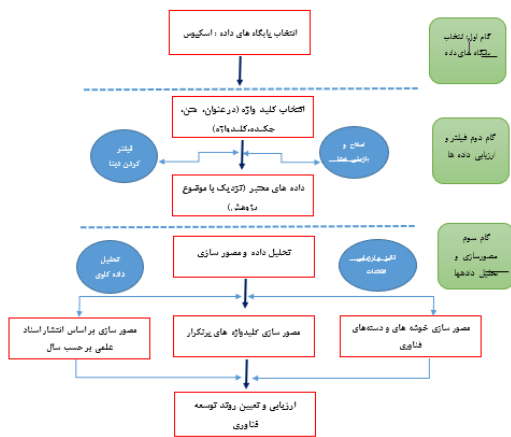
<sup>۲۳</sup> Semenov Institute of Chemical Physics

<sup>۲۴</sup> Specific Impulse

<sup>۲۵</sup> Peking University

می‌رسد. علم‌سنجی یکی از متداول‌ترین روش‌های ارزیابی فعالیت‌های علمی و مدیریت پژوهش است. بررسی کمی تولیدات علمی، سیاست‌گذاری علمی، ارتباطات علمی دانش پژوهان و ترسیم نقشه علم، برخی از موضوعات این حوزه‌اند در علم‌سنجی، ارتباطات علمی و شیوه‌های تولید، اشاعه و بهره‌گیری از اطلاعات علمی به روش غیرمستقیم و با بررسی منابع و مآخذ آن‌ها ارزیابی می‌شود.

هدف اصلی از قسمت ارایه الگو علم‌سنجی جهت دستیابی سریع‌تر و کم هزینه‌تر به فناوری‌های موثر و درگیر در حوزه فناوری موتور انفجار چرخشی می‌باشد. شکل ۸ روند اجرایی این پژوهش را نشان می‌دهد.



شکل ۸- روند اجرایی پژوهش حاضر

جدول فهرستی از آخرین مقالات چاپ شده در این حوزه را نشان می‌دهد.

جدول ۱- فهرستی از آخرین اسناد علمی منتشر شده در حوزه موتورهای

انفجار چرخشی

ردیف	عنوان مقاله	نام نویسندگان	سال انتشار	محل چاپ یا عنوان مجله	شاخص
۱	low mass-flow operation of small-scale rotating detonation engine	keller, pk; polanka, md; sell, bc	2024	applied thermal engineering	6.4
۲	simulation of liquid droplets combustion in a rotating detonation engine	salvadori, m; panchal, a and menon, s	2023	proceedings of the combustion institute	3.4
۳	experimental research on solid fuel pre-combustion rotating detonation engine	wu, wb; wang, yn; wang, jp	2023	acta astronautica	3.5
۴	operation characteristics of a disk-type rotating detonation engine	ishii, k; ohno, k; tsuboi, n	2023	shock waves	2.2
۵	effects of injector configuration on the detonation characteristics and propulsion performance of rotating detonation engine (rde)	koo, ih; lee, kh; choi, jy	2023	aerospace	2.6

روی زمان تأخیر در احتراق و پدیده پایداری احتراق ناشی از انفجار در حال مطالعه است. دانشگاه ملی و تکنولوژی دفاعی<sup>۲۶</sup> آزمایش‌های بر روی یک نمونه از موتورهای انفجار چرخشی هواتنفسی انجام داده و محدودیت و الزامات عملکردی آن را استخراج نموده است. انستیتوی فناوری نانچینگ<sup>۲۷</sup> در یک نمونه از موتورهای انفجار چرخشی بر پایه بنزین-اکسیژن را طراحی و ساخته است. دانشگاه تسینشونا<sup>۲۸</sup> تحقیقات تجربی گسترده‌ای در حوزه ناپایداری در موتورهای انفجار چرخشی انجام داده است [1].

۱۱-۶- دانشگاه فناوری ورشو

دانشگاه فناوری ورشو در حوزه احتراق و انفجار ناشی از گاز متان و اکسیژن در یک موتور انفجار چرخشی با قطر درونی ۱۵۰ میلی‌متر و قطر بیرونی ۲۰۰ میلی‌متر در حال مطالعه است. این دانشگاه اولین کارگاه بین‌المللی حجم ثابت و احتراق انفجاری<sup>۲۹</sup> را در سال ۲۰۱۷ برگزار کرده است [1].

۷- مطالعات علم‌سنجی در حوزه موتورهای انفجاری

چرخشی

بر اساس تعریف‌های بسیاری که از علم‌سنجی<sup>۳۰</sup> مطرح شده است علم‌سنجی را می‌توان تجزیه و تحلیل کمی و تا حد امکان کیفی فرایند تولید، توزیع و استفاده از اطلاعات علمی و عوامل مؤثر بر آن و توصیف، تبیین و پیش‌بینی این فرآیند به منظور برنامه‌ریزی، سیاست‌گذاری، اعتلاء و آگاهی و آینده‌نگری علمی و پژوهشی در ابعاد فردی، گروهی، سازمانی و بین‌المللی دانست وجود واژه سنجشی در پایان حوزه‌های سنجشی نظیر علم‌سنجی از آن حاکی است که سنجش، بخشی از کارهای این حوزه را تشکیل می‌دهد، سنجش تنها بخش محدودی از فعالیت‌های علم سنجی را تشکیل می‌دهد در واقع این حوزه رسیدن به ارزیابی را دنبال می‌کند. امروزه تولید علم، اولویت توسعه هر کشور است و توسعه علمی مقدمه توسعه فناوری و به تبع آن افزایش رونق اقتصادی و رفاه اجتماعی است. به همین لحاظ دانشگاه‌ها به عنوان پایگاه‌های اصلی تولید علم، نقش اساسی در توسعه کشور دارند جهت بالا بردن سطح کیفی و کمی تولیدات علمی، ارزشیابی نظام پژوهشی در هر دانشگاه امری ضروری به نظر

<sup>۲۶</sup> National University of Defense Technology

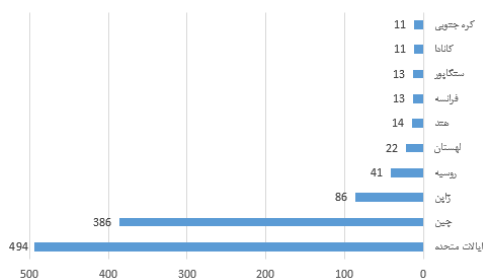
<sup>۲۷</sup> Nanjing Institute of Technology

<sup>۲۸</sup> Tsinghua University

<sup>۲۹</sup> International Constant Volume and Detonation Combustion

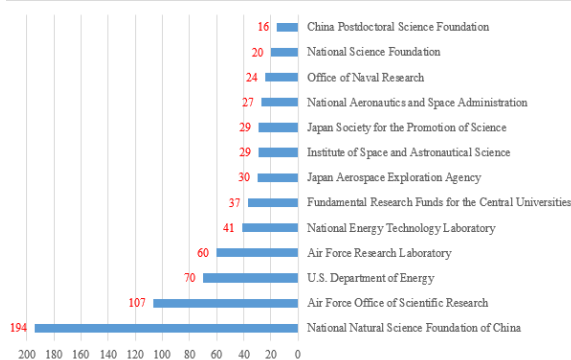
<sup>۳۰</sup> Scientometrics

حال گسترش است و کشورهای مختلف به ویژه ایالات متحده و چین در این حوزه پیشرو هستند. نوآوری‌ها و همکاری‌های گسترده بین موسسات تحقیقاتی و دانشگاه‌ها نقش مهمی در پیشبرد این فناوری دارند. موتورهای انفجار چرخشی به عنوان یک نوآوری در فناوری پیشران‌ها، پتانسیل بالایی برای بهبود بازدهی سوخت و تولید نیروی پیشران بیشتر دارد.



شکل ۱۰- شماتیکی از انتشار اسناد علمی بر حسب کشور

شکل ۱۱ فهرست مهمترین مراکز حامی در حوزه پیشران‌های انفجاری چرخشی را نشان می‌دهد. این مراکز حمایت‌های از قبیل بورسیه تحصیلی (بورسیه تحصیلی عادی، جایزه، وام تحصیلی و کم هزینه، حذف شهریه و تحصیل رایگان)، فعالیت‌های مشترک، و توسعه زیرساخت آزمایشگاهی را در دستور کار دارند.



شکل ۱۱- شماتیکی از حامیان اصلی در حوزه پیشران‌های انفجاری چرخشی

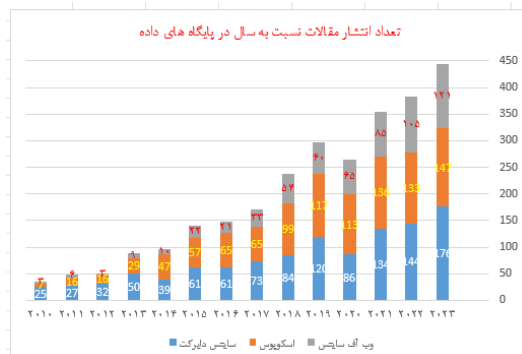
شکل ۱۲ گستردگی انتشار اسناد علمی را نشان می‌دهد. مقالات علمی پژوهشی، مقالات کنفرانسی در رتبه نخست و مقالات پژوهشی در رتبه دوم قرار دارد. با توجه به پیچیدگی این فناوری و نیازمند تحقیقات گسترده هنوز این فناوری در مرحله تحقیق و توسعه است، ولی مطالعات نشان می‌دهد که در سال‌های آتی این فناوری به عنوان یک فناوری بالغ در ماموریت‌های هوافضایی مورد استفاده قرار گیرد.

در این قسمت یک گزارش جامع علم‌سنجی در مورد موتورهای انفجار چرخشی ارائه می‌گردد. داده‌های مربوط به مقالات علمی، پتنت‌ها و همکاری‌های تحقیقاتی در این حوزه جمع‌آوری و تحلیل شده‌اند. این گزارش شامل تحلیل‌های کتاب‌سنجی، شبکه‌های همکاری، و تحلیل محتوایی خواهد بود.

## ۷-۱- جمع‌آوری داده‌ها

جمع‌آوری داده‌های علمی و مقالات مرتبط با موتورهای انفجاری چرخشی از پایگاه‌های داده‌ای مانند Scopus, Web of Science, و Sciencedirect انجام شده است.

شکل ۹ شماتیکی از روند انتشار اسناد علمی در حوزه موتورهای انفجار چرخشی را نمایش می‌دهد. ارزیابی‌ها نشان می‌دهد روند انتشار اسناد علمی در این حوزه به شدت سیر صعودی دارد. در این حوزه فناوری و در بازه زمانی سال‌های ۲۰۱۰-۲۰۲۴ در حدود ۲۸۷۷ سند علمی در پایگاه‌های معتبر علمی منتشر شده است. از این تعداد ۱۱۸۷ سند علمی در پایگاه داده ساینس دایرکت، ۶۰۸ سند در پایگاه داده وب آف ساینس و ۱۰۸۲ سند علمی در پایگاه داده اسکوپوس بوده است.



شکل ۹- روند انتشار اسناد علمی در حوزه پیشران‌های انفجاری چرخشی در پایگاه‌های داده معتبر در بازه زمانی سال‌های ۲۰۱۰-۲۰۲۴

شکل ۱۰ روند انتشار اسناد علمی را بر حسب کشور نشان می‌دهد. کشورهای ایالات متحده، چین، ژاپن، روسیه و لهستان و هند در صدر بیشترین تولید کنندگان اسناد علمی در حوزه فناوری پیشران‌های انفجاری چرخشی قرار دارند. با توجه به شکل مشخص است که کشورهای ایالات متحده و چین فاصله زیادی با سایر کشورها در این حوزه فناوری دارند. این موضوع نشانگر سرمایه‌گذاری عظیم این دو کشور در حوزه پیشران‌های جدید هوافضایی می‌باشد. مطالعات علم‌سنجی نشان می‌دهد که تحقیق و توسعه در حوزه موتورهای انفجار چرخشی به سرعت در

در پایگاه داده اسکوپس ۱۰۸۳ مقاله در حوزه پیشران‌های انفجاری چرخشی موجود بود که به منظور افزایش دقت در شناسایی مقالات مرتبط از فیلتر Engineering تعداد مقالات به ۸۹۵ مقاله محدود شد. در مجموع ۴۰۳۲ کلیدواژه در پایگاه‌های داده در این حوزه علمی شناسایی شد، که جهت تهیه نقشه فناوری مورد استفاده قرار گرفتند. دایره‌ها (گره‌ها) در این نقشه نشان دهنده کلید واژه‌های موضوعی هستند. اندازه هر گره برابر است با مجموع وزن‌های گره‌هایی که با گره مورد نظر ارتباط دارند. به عبارتی هر چه یک گره با گره‌هایی با وزن بالاتری ارتباط داشته باشد، اندازه و چگالی بیشتری دارد. چگالی همانند اندازه گره است، یعنی هر چه یک گره با گره‌های با وزن بالاتری در ارتباط باشد چگالی بیشتری دارد و از موضوعات اصلی، مهم و داغ محسوب می‌شود. شکل ۱۵ و جدول ۲ رخداد پرکاربردترین کلیدواژه‌ها در حوزه موتورهای انفجاری انجام شده بیشترین موضوعات می‌دهد. طبق ارزیابی‌های انجام شده بر حسب تکرار شامل: انفجار، موتورهای انفجاری، موج شوک، ضربات محفظه احتراق، موج انفجار، محفظه احتراق، پیشران و موتورهای انفجار چرخشی، ... می‌باشد.

جدول ۲- رخداد پرکاربردترین کلیدواژه‌ها در حوزه پیشران‌های انفجاری

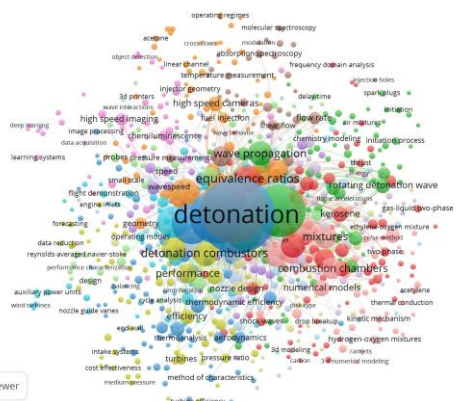
چرخشی

Create Map

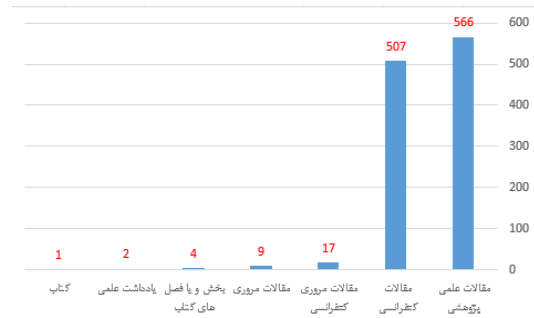
Verify selected keywords

Selected	Keyword	Occurrences	Total Link strength
<input checked="" type="checkbox"/>	detonation	726	8303
<input checked="" type="checkbox"/>	detonation engines	553	6211
<input checked="" type="checkbox"/>	shock waves	343	4338
<input checked="" type="checkbox"/>	combustion knock	361	4053
<input checked="" type="checkbox"/>	detonation waves	222	2663
<input checked="" type="checkbox"/>	combustion	203	2617
<input checked="" type="checkbox"/>	combustors	179	2378
<input checked="" type="checkbox"/>	propulsion	204	2269
<input checked="" type="checkbox"/>	rotating detonation engine	130	1503
<input checked="" type="checkbox"/>	rockets	123	1447
<input checked="" type="checkbox"/>	gas turbines	134	1317
<input checked="" type="checkbox"/>	aviation	120	1263
<input checked="" type="checkbox"/>	equivalence ratios	94	1136
<input checked="" type="checkbox"/>	engines	86	1071
<input checked="" type="checkbox"/>	detonation combustors	78	1005
<input checked="" type="checkbox"/>	wave propagation	75	978
<input checked="" type="checkbox"/>	hydrogen	68	952
<input checked="" type="checkbox"/>	computational fluid dynamics	75	917
<input checked="" type="checkbox"/>	flow fields	73	915
<input checked="" type="checkbox"/>	mixtures	68	910

< Back Next > Finish Cancel

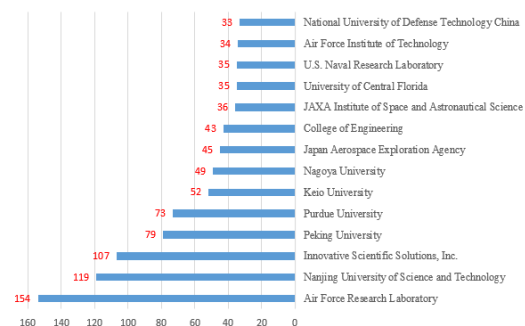


VOViewer



شکل ۱۲- میزان پراکندگی و انتشار اسناد علمی

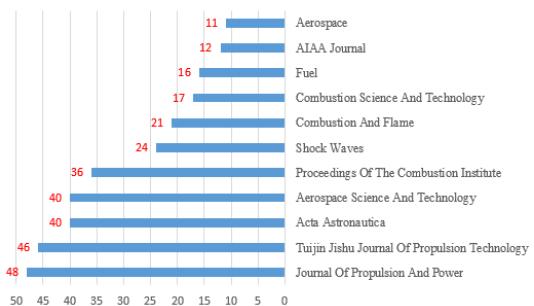
شکل ۱۳ شماتیکی از وابستگی سازمانی در مراکز تحقیقاتی و صنعتی در حوزه پیشران‌های انفجاری چرخشی را نشان می‌دهد. آزمایشگاه تحقیقاتی نیروی دریایی با ۱۵۴ سند در صدر جدول قرار دارد.



شکل ۱۳- شماتیکی از وابستگی مراکز سازمانی و دانشگاهی در حوزه

پیشران‌های انفجاری چرخشی

شکل ۱۴ شماتیکی از مهمترین مجلات منتشر کننده عناوین فناوری در حوزه پیشران‌های انفجاری چرخشی را نشان می‌دهد. مجله Journal Of Propulsion And Power با انتشار ۴۸ سند Tuijin Jishu Journal Of Propulsion and Power و مجله Acta Technology با انتشار ۴۶ سند علمی و مجله Astronautica با ۴۰ سند علمی در صدر منتشر کنندگان اسناد علمی در حوزه پیشران‌های انفجاری چرخشی در سال قرار دارند.



شکل ۱۴- شماتیکی از فهرست مجلات علمی منتشر کننده حوزه‌های فناوری

در حوزه موتورهای انفجاری چرخشی در بازه زمانی ۲۰۲۴-۲۰۱۰

## ۸- نتیجه‌گیری

موتورهای انفجار چرخشی یکی از نوآورانه‌ترین و پیچیده‌ترین حوزه‌های مهندسی پیش‌رانش هوافضایی هستند. این موتورها با استفاده از امواج انفجاری چرخشی به جای احتراق پیوسته، بازدهی بالاتری را نسبت به موتورهای احتراقی معمولی فراهم می‌کنند. تحقیقات و توسعه در حوزه موتورهای انفجار چرخشی به سرعت در حال پیشرفت است و فناوری‌های مختلف مرتبط با این موتورها در مراحل مختلف توسعه قرار دارند. برای رسیدن به مراحل تجاری‌سازی و بهره‌برداری از این فناوری‌ها، نیاز به تحقیقات بیشتر، آزمایش‌های میدانی و همکاری‌های بین‌المللی است.

موتورهای انفجار چرخشی پتانسیل زیادی برای بهبود بازدهی و عملکرد موتورهای پیش‌راند، اما چالش‌های علمی و فناوری بسیاری نیز در این حوزه وجود دارد. با این حال، این موتورها با چالش‌های فنی و علمی متعددی روبرو هستند که شامل حفظ پایداری امواج انفجاری، مدیریت حرارتی، طراحی سیستم‌های تزریق سوخت، ارتعاشات و تنش‌های مکانیکی، مدل‌سازی و شبیه‌سازی، و تجاری‌سازی می‌شود. همچنین با پیشرفت در مواد مقاوم به حرارت، سیستم‌های کنترلی هوشمند، و تکنیک‌های پیشرفته تولید، می‌توان انتظار داشت که این موتورها به مرور زمان وارد بازار شوند و تاثیرات قابل توجهی در صنایع مختلف داشته باشند.

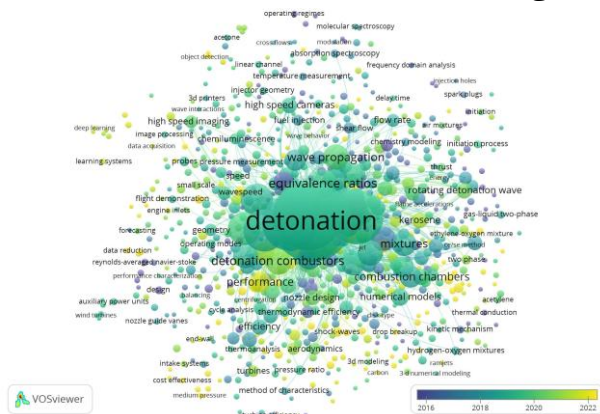
با توجه به پتانسیل بالای موتورهای انفجار چرخشی و چالش‌های پیش‌رو، تمرکز بر پژوهش و توسعه در مواد پیشرفته، سیستم‌های خنک‌کننده، سیستم‌های کنترلی هوشمند، مدل‌سازی و شبیه‌سازی، و توسعه سیستم‌های تزریق سوخت دقیق می‌تواند به تسریع روند توسعه و تجاری‌سازی این موتورها کمک کند. همکاری بین صنعت و دانشگاه‌ها و سرمایه‌گذاری در پروژه‌های تحقیقاتی مشترک می‌تواند به حل مشکلات فنی و علمی و بهبود کارایی و قابلیت اطمینان این موتورها منجر شود.

## ۸-۱- پیشنهادات

❖ توسعه همکاری‌های بین‌المللی: تشویق همکاری‌های بین‌المللی بین محققان و موسسات برای به اشتراک گذاری دانش و منابع.

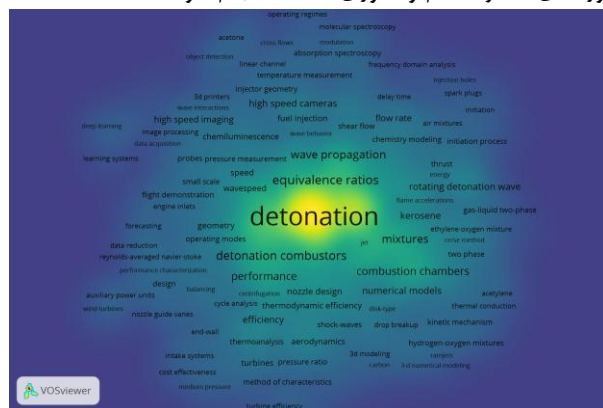
شکل ۱۵- رخداد پرکاربردترین کلیدواژه‌ها در حوزه موتورهای انفجاری چرخشی

شکل ۱۶ جدیدترین عناوین فناوری در حوزه فناوری موتورهای انفجاری چرخشی را در بازه زمانی سال‌های ۲۰۱۶-۲۰۲۲ نشان می‌دهد. با تحلیل این شکل می‌توان فناوری‌های داغ‌تر یا به نوعی نوظهور و بدیع را در یک حوزه فناوری شناسایی نمود. رنگ‌ها (گره‌ها) متمایل به زرد و روشن‌تر حوزه‌های علمی جدیدتر را نشان می‌دهند.



شکل ۱۶- جدیدترین موضوعات مورد بررسی در حوزه پیش‌رانش‌های انفجاری چرخشی

شکل ۱۷ شماتیکی از چگالی فناوری‌های مرتبط در این حوزه دانشی را نشان می‌دهد. با بررسی شکل مشخص است که شکل داری فشرده‌گی و همپوشانی نزدیک در حوزه فناوری‌ها می‌باشد. با توجه به اینکه در مورد این فناوری هنوز تحقیقات و آزمایشاتی در حال انجام است و اینکه علوم و فناوری متعددی در این حوزه درگیر هستند باعث شده است فناوری در این حوزه فناوری به صورت پراکنده و متناسب با حوزه‌های گسترده علم و فناوری مختلف انجام شود.



شکل ۱۷- شماتیکی از چگالی فناوری‌ها در حوزه پیش‌رانش‌های انفجاری چرخشی

- ❖ سرمایه‌گذاری در تحقیق و توسعه: افزایش سرمایه‌گذاری در تحقیق و توسعه مواد پیشرفته، سیستم‌های خنک‌کننده و تکنیک‌های کنترل هوشمند.
- ❖ پشتیبانی از پروژه‌های چندرشته‌ای: حمایت از پروژه‌های چندرشته‌ای که تخصص‌های مختلف را برای حل چالش‌های فنی موتورهای انفجار چرخشی ترکیب می‌کنند.
- ❖ توسعه نرم‌افزارهای شبیه‌سازی: توسعه نرم‌افزارهای پیشرفته برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی دقیق‌تر فرآیندهای انفجاری و عملکرد موتور.
- ❖ انتشار نتایج پژوهش‌ها: انتشار نتایج پژوهش‌ها و گزارش‌های علمی برای افزایش شفافیت و ارتقای دانش عمومی در این حوزه.
- ### تعارض منافع
- "هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."
- ### مراجع
- [1] G. A.Q. Abdulrahman , N. A.A. Qasem , B. Imteyaz, and A. M. Abdallah, "A review of aircraft subsonic and supersonic combustors," *Aerospace Science and Technology*, vol. 132, pp. 1-38, 2023..
  - [2] T. Teasley, T. Fedotowsky, and P. Gradl, "Current State of NASA Continuously Rotating Detonation Cycle Engine Development," NASA Marshall Space Flight Center, Huntsville, AL, 35808, 2021.
  - [3] B. Ridgeway, "NASA's 3D-printed Rotating Detonation Rocket Engine Test a Success," NASA, 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/marshall/nasas-3d-printed-rotating-detonation-rocket-engine-test-a-success/>.
  - [4] K. Matsuoka, M. Tanaka, T. Noda, A. Kawasaki, and J. Kasahara, "Experimental Investigation on a Rotating Detonation Cycle with Backflow of Burned Gas," *Combustion and Flame*, vol. 225, pp. 13-19, 2021.
  - [5] L. Blain, "NASA tests rotary detonation engine: it will revolutionize space travel," NASA, 2023. [Online]. Available: <https://www.aerospaceengineering.net/nasa-tests-rotary-detonation-engine-it-will-revolutionize-space-travel/>.
  - [6] D. Ferguson and J. Gray, "Expanding the potential benefits of rotating detonation engines," *Propulsion and Energy*, 2021.
  - [7] O. Ray , "NASA Validates Revolutionary Propulsion Design for Deep Space Missions," [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov), 2023. [Online].
  - [8] R. D. Smith and S. B. Stanley, "Experimental Investigation of Rotating Detonation Rocket Engines for Space Propulsion," *PROPULSION AND POWER*, vol. 37, no. 3, 2021.
  - [9] L. S. Appalla, R. Joseph and V. R. Chari, "Investigations on Rotating Detonation Engines," in *AIP Conference Proceedings*, 2020
  - [10] Q. Wang and Sh. Zhang, "Thrust characteristics research on continuous rotating detonation engine," *Case Studies in Thermal Engineering*, vol. 47, 2023.
- [11] M. Luan, Sh. Zhang, Zh. Xia, S. Yao and J.-P. Wang, "Analytical and numerical study of the expansion effect on the velocity deficit of rotating detonation waves," *Combustion Theory and Modelling*, 2020.
- [12] J. Sun, J. Zhou, Sh. Liu and Zh. Lin, "Interaction between rotating detonation wave propagation and reactant," *Acta Astronautica*, vol. 164, pp. 197-203, 2019.
- [13] B. A. Rankin, M. L. Fotia, A. G. Naples, Ch. A. Stevens, and J. L. Hoke, "Overview of Performance, Application, and Analysis of Rotating Detonation Engine Technologies," *Pressure Gain Combustion*, vol. 33, 2017.
- [14] D. W. Zhai, N. B. Zhao, Sh. Jin, X. F. Shao, and H. T. Zheng, "Numerical study on the characteristics of rotating detonation wave with multicomponent mixtures," *International Journal of Hydrogen Energy*, vol. 48, no. 76, pp. 29786-29797, 2023.
- [15] "The world's first space flight for the rotating detonation engine, and a glimpse at a new sample return capsule," ISAS, List, Research, Sounding Rockets, 2022.
- [16] C. A. Nordeen, D. Schwer, F. Schauer, J. Hoke, Th. Barber, and B. Cetegen , "Thermodynamic model of a rotating detonation engine," *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, vol. 50, p. 568–577, 2014.
- [17] D. Quick, "U.S. Navy investigates use of fuel-saving Rotating Detonation Engines," U.S. Naval Research Laboratory, 4555 Overlook Ave., SW Washington, DC 20375, 2012.
- [18] K. Kailasanath, "The Rotating-Detonation-Wave Engine Concept:A Brief Status Report," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAAPaper 2011-0580*, 2011.
- [19] R. Yokoo, K. Goto, J. Kim, and A. Kawasaki, "Propulsion Performance of Cylindrical Rotating Detonation Engine," *Special Section on Recent Progress on Rotating Detonation and Its Application(AIAAJ)*, vol. 58, 2020.
- [20] J. Shaw and et. al, "A Theoretical Review of Rotating Detonation Engines," in *Direct Numerical Simulations - An Introduction and Applications*, IntechOpen Limited, 2019.
- [21] J. Suchocki, Sh. T. Yu, J. Hoke, A. Naples, and F. Schauer, "Rotating Detonation Engine Operation," *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012.
- [22] J. W. Bennewitz and et. al, "Experimental validation of rotating detonation for rocket propulsion," *scientific reports 14204* , vol. 13, 2023.
- [23] P. Wolański, "Detonative Propulsio," *Proceedings of the Combustion Institute*, vol. 34, no. 1, p. 125–158, 2013.
- [24] F. A. Bykovskii, S. A. Zhdan, and E. F. Vedernikov, "Continuous Spin Detonations," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 22, no. 6, p. 1204–1216, 2006.
- [25] J. Kindracki, P., Wolanskiand, and Z. Gut, "Experimental Research on the Rotating Detonation in Gaseous Fuels–Oxygen Mixtures," *Shock Waves*, vol. 21, no. 2, p. 75–84, 2011.
- [26] D. E. Paxson, "Numerical Analysis of a Rotating Detonation Engine in the Relative Reference Frame," *52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2014-0284*, 2014.
- [27] D. A. Schwerand, and K. Kailasanath, "Physics of Heat-Release in Rotating Detonation Engines," *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2015-1602*, 2015.
- [28] D. A. Schwer, and K. Kailasanath, "On Reducing Feedback Pressure inRotating Detonation Engines," *51st AIAA*

- Nozzle Computational Design Methodology Development and Application," in *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, p. 3872, 2020.
- [43] I. A. Vaca, "Systematic Literature Review of Rotating Detonation Engines (RDE's) & Potential Scalability for Use in Non-Rocket Based Applications," Master of Science in Aerospace Engineering, Department of Aerospace Engineering San José State University, San José State, 2023.
- [44] J. A. Boening, J.D. Heath, T.J. Byrd, J.V. Koch, A.T. Mattick, R. E. Breidenthal, C. Knowlen, and M. Kurosaka, "Design and Experiments of a Continuous Rotating Detonation Engine: a Spinning Wave Generator and Modulated Fuel/ Oxidizer Mixing," *Abstract for AIAA Propulsion and Energy 2016*, 2016.
- [45] A. Koch, Mit. Kurosaka, C. Knowlen, and J. Nathan Kutz, "Multiscale physics of rotating detonation waves: Autosolitons and modulational instabilities," *Phys. Rev. E*, vol. 104, no. 2, 2021.
- [46] A. Mendible, J. Koch, H. Lange, S. L. Brunton, and J. N. Kutz, "Data-driven modeling of rotating detonation waves," *Phys. Rev. Fluids*, vol. 6, 2021.
- [47] "https://www.imeche.org/news/news-article/rotating-detonation-engines-could-harness-%27violent%27-combustion-for-rocket-propulsion," 2020. [Online].
- [48] "https://www.aa.washington.edu/",  
https://www.aa.washington.edu/, 2018. [Online].
- [49] M. Jacobson, "Rotating detonation engine," aerospace manufacturing and design, 2020.
- [50] D. McKinney, "Navy Researchers Look to Rotating Detonation Engines to Power the Future," U.S. Naval Research Laboratory, 4555 Overlook Ave., SW Washington, DC 20375, 2012.
- [51] N. Kyle, "US Navy developing rotating detonation engine," *Physics Today*, doi:10.1063/PT.5.026505, 2012.
- [52] S. Sawada and et al., "Experimental Study of Torque Around the Axial Direction on Rotating Detonation Engines," *Journal of Propulsion and Power*, 2021.
- [53] D. Ozdemir, "Japan Tests Rotating Detonation Engine in Space for the First Time," *Interesting Engineering, Inc.*, 2021.
- [54] K. Goto and et. al, "Thrust Validation of Rotating Detonation Engine System by Moving Rocket Sled-Test," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 37, no. 3, pp. 419-425, 2021.
- [55] M. Yamaguchi, K. Matsuoka, A. Kawasaki, J. Kasahara, H. Watanabe, and A. Matsuo, "Investigation of combustion modes and pressure of reflective shuttling detonation combustor," *Proc. Combust. Inst.*, vol. 38, no. 3, pp. 3615-3622, 2021. DOI: 10.1016/j.proci.2020.07.064
- [56] "https://global.jaxa.jp/projects/rockets/s\_rockets/topics.html," [Online].
- [57] S. Heister and V. Tangirala, "Advances made toward rotating detonation engines," *Propulsion and Energy*, 2017. [Online]. Available: <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/advances-made-toward-rotating-detonation-engines/>.
- Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2013-1178*, 2013.
- [29] D. A. chwer, and K. Kailasanath, "Feedback into Mixture Plenums in Rotating Detonation Engines," *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting AIAA Paper 2012-0617*, 2012.
- [30] T. H. Yi, J. Lou, C. Turangan, J. Y. Choi, and P. Wolanski, "Propulsive Performance of a Continuously Rotating Detonation Engine," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 27, no. 1, p. 171-181, 2011.
- [31] H. Nakayama, J. Kasahara, A. Matsuo, and I. Funaki, "Front Shock Behavior of Stable Curved Detonation Waves in Rectangular-Cross Section Curved Channels," *Proceedings of the Combustion Institute*, vol. 34, no. 2, p. 1939-1947, 2013.
- [32] C. S. Oldenstein, C. A. Almodóvar, J. B Jeffries, R. Hanson, and K. C. M. Brophy, "High-Bandwidth Scanned-Wavelength Modulation Spectroscopy Sensors for Temperature and H<sub>2</sub>O in a Rotating Detonation Engine," *Measurement Science and Technology, Paper 105104.*, vol. 25, 2014.
- [33] M. L. Otia, F. Schauer, T. A. Kaemming, and J. Hoke, "Experimental Study of the Performance of a Rotating Detonation Engine with Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 32, no. 3, p. 674-681, 2016.
- [34] B. A. Rankin, M. L. Fotia, D. E. Paxson, J. L. Hoke and F. Schauer, "Experimental and Numerical Evaluation of Pressure Gain Combustion in a Rotating Detonation Engine," *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2015-0877*, 2015.
- [35] A. Naples, J. Hoke, J. Karnesky, and F. Schauer, "Flowfield Characterization of a Rotating Detonation Engine," *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2013-0278*, 2013.
- [36] X. M. Tang, J. P. Wang, and Y. T. Shao, "Three-Dimensional Numerical Investigations of the Rotating Detonation Engine with a Hollow Combustor," *Combustion and Flame*, vol. 162, no. 4, p. 997-1008, 2015.
- [37] N. Tsuboi, Y. Watanabe, T. Kojima, and A. K. Hayashi, "Numerical Estimation of the Thrust Performance on a Rotating Detonation Engine for a Hydrogen-Oxygen Mixture," *Proceedings of the Combustion Institute*, vol. 35, no. 2, p. 2005-2013, 2015.
- [38] Z. Rui, and W. Jian-Ping, "Numerical Investigation of Flow Particle Paths and Thermodynamic Performance of Continuously Rotating Detonation Engines," *Combustion and Flame*, vol. 159, no. 12, p. 3632-3645, 2012.
- [39] C. A. Nordeen, D. Schwer, F. Schauer, J. Hoke, and T. Barber, "Thermodynamic Model of a Rotating Detonation Engine," *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, vol. 50, no. 5, p. 568-577, 2014.
- [40] K. Goto, J. Nishimura, A. Kawasaki, K. Matsuoka, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, D. Nakata, M. Uchiumi, K. Higashino, "Experimental Propulsive Performance and Heating Environment of Rotating Detonation Engine with Various Throat Geometries," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 35, no. 1, pp. 213-223, 2019.
- [41] X. Yuan, J. Zhou, X. Mi, and H. Dick Ng, "Numerical study of cellular detonation wave reflection over a cylindrical concave wedge," *Combustion and Flame*, vol. 202, pp. 179-194, 2019.
- [42] K. Miki, D. E. Paxson, D. Perkins, and S. Yungster, "RDE



**COPYRIGHTS**

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:125-147  
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.471875.1201

## Article Info

Received: 1403-05-15  
Accepted: 1404-02-22

## Keywords

Cubesat, Separation System,  
Mechanical Analysis,  
Random Vibration, Sine  
Vibration

## How to Cite this article

A. H. Rahbar, S. M. N. Ghoreishi,  
and Y. Seddigh, "Design and  
Mechanical Analysis of the  
Launch Separation System for the  
6U Cubesat under Vibrational  
Loads of the Launcher", *Journal  
of Space Science, Technology and  
Applications*, vol. 5, no. 1,  
pp. 125–147, 2025.

original Article

# Design and Mechanical Analysis of the Launch Separation System for the 6U Cubesat under Vibrational Loads of the Launcher

Amirhosein Rahbar<sup>1</sup>, Seyed Mohammad Navid Ghoreishi<sup>2\*</sup>, Yaser  
Seddigh<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology (SUT),  
Tehran, Iran

Rahbaramirhosein75@gmail.com

<sup>2</sup> \*Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran  
smn.ghoreishi@isrc.ac.ir

<sup>3</sup> Department of Mechanical Engineering, K.N. Toosi University of Technology,  
Tehran, Iran

y.seddigh@email.kntu.ac.ir

## Abstract

Given the increasing prevalence of CubeSats due to their low research and development costs, there is a need for a reliable standard separation system. The satellite separation system must securely hold the CubeSat during flight, protect it from loads during launch, and accurately deploy it into orbit. Typically made of aluminum, these separation systems include a spring-loaded mechanism to position the satellite in orbit and a locking and release mechanism to secure it during launch. In this paper, the design and analysis of the separation system for a 6U CubeSat are presented. Initially, the design process for the separation system is outlined, considering the requirements related to the satellite and launcher. Subsequently, a 3D modeling process for the separation system is described, taking into account the satellite and launcher requirements. In the design of launch separation system, a new mechanical locking mechanism based on the pin polar has been developed, which improves the accuracy and stability of the lock in launch conditions. This locking mechanism, in addition to bearing the vibration loads caused by the launch, provides higher reliability in maintaining the satellite until the moment of injection into the orbit. Following the modeling phase, dynamic behavior analysis is performed using ADMS and ANSYS software, and finite element analysis of the separation system is conducted to determine its natural frequencies and response to random and sinusoidal loads. Also, quasi-static and buckling analyzes have been performed to ensure the proper strength of the separation system against the launcher loads. The results obtained from the mechanical and dynamic analyzes showed that the well-designed system can release the satellite optimally in the orbit with the appropriate speed while bearing the incoming loads.

# طراحی و تحلیل مکانیکی سیستم رهایش ماهواره مکعبی 6U تحت بارگذاری‌های ارتعاشی پرتابگر

امیرحسین رهبر<sup>۱</sup>، سید محمد نوید قریشی<sup>۲\*</sup>، یاسر صدیق<sup>۳</sup>

۱- دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی مکانیک، تهران، ایران

Rahbaramirhosein75@gmail.com

۲- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

smn.ghoreishi@isrc.ac.ir

۳- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی مکانیک، تهران، ایران

y.seddigh@email.kntu.ac.ir

\* نویسنده مسئول

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

دو فصلنامه  
علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۲۵-۱۴۷  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2025.471875.1201

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۵/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۲۲

واژه‌های کلیدی

ماهواره مکعبی، سیستم رهایش،  
تحلیل مکانیکی، ارتعاشات اتفاقی،  
ارتعاشات سینوسی

نحوه استناد به مقاله

امیرحسین رهبر، سیدمحمد نوید  
قریشی و یاسر صدیق، " طراحی و  
تحلیل مکانیکی سیستم رهایش  
ماهواره مکعبی 6U تحت  
بارگذاری‌های ارتعاشی پرتابگر"،  
دوفصلنامه علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی، جلد پنجم،  
شماره اول، صفحات ۱۴۷-۱۲۵،  
۱۴۰۴.

## چکیده

با توجه به گسترش روزافزون ماهواره‌های مکعبی به دلیل هزینه‌های تحقیق و توسعه پایین آن، نیازمندی به سیستم رهایش استاندارد با قابلیت اطمینان بالا وجود دارد. سیستم رهایش ماهواره باید قادر باشد که ماهواره مکعبی را در طول پرواز به طور امن نگه داشته و از بارهای وارد شده به آن حین پرتاب محافظت کند و پس از قرار گرفتن در مدار، ماهواره را به طور دقیق خارج سازد. سیستم‌های رهایش عمدتاً از جنس آلومینیوم است و شامل یک سیستم صفحه‌ای فنری برای قرار دادن ماهواره در مدار و یک مکانیزم قفل و رهایش برای نگهداری ماهواره درون سیستم رهایش حین پرتاب است. در مقاله پیش رو به طراحی و تحلیل سیستم رهایش یک ماهواره مکعبی 6U پرداخته شده است. بر این اساس در ابتدا روند طراحی سازه سیستم رهایش تشریح شده و الزامات مرتبط با ماهواره و پرتابگر بررسی می‌شود. سپس با در نظر گرفتن الزامات مربوط به ماهواره و پرتابگر فرآیند مدل‌سازی سه بعدی سیستم رهایش در نرم‌افزار تشریح شده است. در طراحی انجام شده، یک مکانیزم قفل مکانیکی جدید بر پایه پین پولر توسعه داده شده است که دقت و پایداری قفل را در شرایط پرتاب بهبود می‌بخشد. این مکانیزم قفل، علاوه بر تحمل بارهای ارتعاشی ناشی از پرتاب، قابلیت اطمینان بالاتری در حفظ ماهواره تا لحظه تزریق به مدار فراهم می‌کند. در ادامه پس از اتمام مدل‌سازی، به تحلیل رفتاری دینامیکی آن به کمک نرم افزار ادمز و انسیس پرداخته شده و در آخر تحلیل المان محدود سازه سیستم رهایش ماهواره مکعبی با هدف تعیین فرکانس‌های طبیعی آن و پاسخ سیستم به بارگذاری‌های اتفاقی و سینوسی انجام شده است. همچنین تحلیل‌های شبه استاتیکی و کمانش جهت اطمینان از استحکام مناسب سیستم رهایش در برابر بارهای پرتابگر انجام شده است. نتایج حاصل شده از تحلیل‌های مکانیکی و دینامیکی صورت گرفته نشان دادند که سیستم طراحی شده به خوبی می‌تواند ضمن تحمل بارهای وارده، ماهواره را به صورت مطلوب در مدار با سرعت مناسب رها سازد.

## ۱- مقدمه

ماهواره در مدار به صورت همزمان اشاره کرد. در این راستا می‌توان محصولات طراحی شده چهارگانه را نام برد [11]. به دلیل اهمیت سرعت زاویه‌ای ماهواره در هنگام خروج از سیستم رهایش و تزریق در مدار مطلوب، مطالعات و مدل‌سازی‌های دینامیکی متعددی انجام شده است. در صورتی که سرعت ماهواره زیاد باشد، ماهواره نمی‌تواند در مدت زمان مشخص شده در سه محور به پایداری دست یابد. این امر ممکن است بر ارتباطات زمینی ماهواره تأثیرگذار باشد و حتی ممکن است باعث شکست کل مأموریت شود. با این حال، متغیرهای درگیر در محاسبه سرعت زاویه‌ای بسیار زیاد است و حتی ممکن است یک راه حل دقیق برای سرعت زاویه‌ای جداسازی غیرممکن باشد. یکی از مطالعات مهم در این حوزه توسط جو و همکاران انجام شده است که در آن به مدل‌سازی دقیق مکانیزم رهایش پرداخته و نشان داده‌اند که کنترل سرعت زاویه‌ای اولیه رهاسازی می‌تواند از تداخلات ناخواسته جلوگیری کرده و دقت بالایی را در تزریق مدار فراهم کند [12]. به طور مشابه، ثورن و همکاران یک مکانیزم رهایش مبتنی بر سیم‌های قابل سوزش معرفی کرده‌اند که نه تنها وزن سیستم را کاهش می‌دهد بلکه قابلیت رهایش ایمن و سریع را نیز فراهم می‌آورد. این مکانیزم‌ها از سیم‌های حرارتی استفاده می‌کنند که با اعمال جریان الکتریکی، سیم‌ها ذوب شده و قفل سیستم آزاد می‌شود و این امکان را فراهم می‌آورد که ماهواره به دقت از سیستم جدا شود [13]. در مطالعه دیگری، بلینی و همکاران به تحلیل دینامیکی سیستم‌های رهایش تحت شرایط بارگذاری مختلف پرداخته‌اند. آن‌ها با استفاده از روش‌های پیشرفته تحلیل فرکانسی و ارتعاشی، تأثیر بارهای سینوسی و تصادفی را بر عملکرد سیستم بررسی کردند و نشان دادند که چطور می‌توان از پدیده‌های تشدید فرکانسی جلوگیری کرد و مقاومت سیستم را افزایش داد [14]. طراحی هندسی سیستم رهایش یکی از مهم‌ترین جنبه‌های این فناوری است که باید به طور دقیق مورد بررسی قرار گیرد. روش‌های مختلفی برای بهینه‌سازی فضای داخلی سیستم و تنظیم دقیق مسیر خروج ماهواره استفاده شده است. به عنوان مثال، پژوهش‌ها نشان داده‌اند که طراحی با استفاده از ریل‌های جانبی، که ماهواره را در مسیر خروج هدایت می‌کند، می‌تواند دقت فرآیند رهایش را افزایش دهد و از برخوردهای ناخواسته جلوگیری کند [15]. همچنین، استفاده از فنرهای فشاری در طراحی سیستم باعث شده است که بتوان کنترل دقیقی بر روی سرعت و جهت

با رشد استفاده از ماهواره‌های مکعبی<sup>۱</sup> به عنوان یک فناوری مقرون به صرفه و چندمنظوره برای مأموریت‌های فضایی کوچک، طراحی و توسعه سیستم‌های رهایش این ماهواره‌ها اهمیت چشم‌گیری پیدا کرده است. این ماهواره‌ها به دلیل اندازه کوچک و هزینه پایین در توسعه، به عنوان ابزارهای کلیدی برای آزمایش‌ها و پژوهش‌های علمی شناخته می‌شوند. در سال ۱۹۹۹ اولین ماهواره مکعبی که محصول مشترک تحقیقات دانشگاه استنفورد و دانشگاه پلی‌تکنیک کالیفرنیا به فضا پرتاب شد. از آن زمان به بعد توسعه ماهواره‌های مکعبی مورد توجه مراکز علمی و تحقیقاتی مختلفی قرار گرفت [1, 2, 3, 4]. ماهواره‌های مکعبی نیاز به سازوکارهای رهایش دقیق و مطمئن دارند که بتوانند آن‌ها را با ایمنی و دقت بالا به مدار تزریق کنند. سیستم رهایش (پاد) برای حمل ماهواره‌های مکعبی از سطح زمین تا مدار مطلوب استفاده می‌شود. پاد به عنوان یک واسط بین ماهواره مکعبی و پرتابگر، وظیفه مهم جدایش و تزریق ماهواره در مدار مورد نظر را به عهده دارد. ماهواره در طول مدت پرواز از سطح زمین تا رسیدن پرتابگر به ارتفاع مداری در نظر گرفته شده در طراحی آن، درون پاد قرار می‌گیرد. با داشتن پادهای استاندارد، می‌توان انواع ماهواره‌های کوچک را پرتاب و در مدار دلخواه قرار داد. عملکرد صحیح این سیستم در موفقیت مأموریت ماهواره تأثیر گذار است. بنابراین طراحی اصولی و بهینه‌سازی سیستم رهایش کمک شایانی در موفقیت ماهواره خواهد داشت.

در سال‌های اخیر پژوهش‌های بسیاری در زمینه طراحی و تحلیل سیستم‌های رهایش ماهواره مکعبی توسط شرکت‌ها و محققان صورت گرفته است. از جمله این تحقیقات می‌توان به سیستم رهایش طراحی شده برای ماهواره مکعبی که محصول مشترک دانشگاه استنفورد و پلی‌تکنیک [5, 6, 7] است اشاره نمود. مراکز تحقیقاتی دیگری همچون شرکت توسعه فضایی<sup>۲</sup> [8]، T- [9] POD و [10] SPL نیز به طراحی و ساخت سیستم رهایش ماهواره مکعبی پرداخته‌اند. نظر به تنوع در اندازه ماهواره‌های مکعبی و صرفه جویی در هزینه تولید این سیستم، استفاده از طراحی قابل تکرار یکی از نوآوری‌های کاربردی در این صنعت است. از مزیت‌های این نوآوری می‌توان به امکان رهاسازی چندین

<sup>۲</sup> ISIS<sup>۱</sup> CubeSats

به دلیل تأثیر جرم سازه در رفتار دینامیکی سیستم، جهت بهینه‌سازی چیدمان اجزاء یک سیستم پژوهش‌هایی توسط فکور و همکاران انجام شده است و در این راستا سه دسته روش جهت جانمایی بهینه اجزاء ارائه کرده‌اند [24]. در پژوهشی دیگر، فکور و همکاران با توسعه الگوریتم ژنتیک، بهینه‌سازی در جانمایی و چیدمان اجزاء یک ماهواره را انجام داده‌اند [25]. طراحی و تحلیل سیستم‌های رهایش ماهواره‌های مکعبی نیازمند در نظر گرفتن جنبه‌های متعدد از جمله طراحی هندسی، مکانیسم‌های رهایش و تحلیل‌های استاتیکی و دینامیکی است [26]. پژوهش‌های اخیر در این حوزه، با معرفی روش‌های نوین و بهینه‌سازی‌های ساختاری، تلاش کرده‌اند تا سیستم‌هایی با وزن کمتر، مقاومت بالاتر و دقت بیشتری را ارائه دهند که بتوانند به‌طور مؤثر در شرایط سخت پرتاب عمل کنند [5].

با توجه به پیشینه تحقیق بررسی شده مشخص می‌گردد که بررسی سازه‌ای و تحلیل المان محدود سیستم‌های رهایش ماهواره مکعبی در برابر بارهای پرتابگر کمتر مورد توجه محققان قبلی قرار گرفته است. بنابراین در این مقاله ضمن ارائه یک طراحی مناسب برای سیستم رهایش ماهواره مکعبی با در نظر گرفتن تمام ملاحظات مورد نیاز پرتابگر انجام شده است. در این طراحی، یک مکانیزم قفل مکانیکی جدید بر پایه پین پولر توسعه داده شده است که دقت و پایداری قفل را در شرایط پرتاب بهبود می‌بخشد. این مکانیزم قفل، علاوه بر تحمل بارهای ارتعاشی ناشی از پرتاب، قابلیت اطمینان بالاتری در حفظ ماهواره تا لحظه تزریق به مدار فراهم می‌کند. تحلیل‌های المان محدود مورد نیاز شامل تحلیل مودال برای استخراج فرکانس و شکل مودهای سیستم رهایش و همچنین تحلیل ارتعاشات اتفاقی و سینوسی همچنین تحلیل شبه‌استاتیک به کار گرفته شده‌اند تا اطمینان حاصل شود که سیستم رهایش طراحی شده قادر به تحمل بارهای مختلف پرتاب و تزریق ماهواره به مدار با دقت بالا است.

## ۲- توصیف عملکرد و اجزاء سیستم رهایش ماهواره

ماهواره مکعبی گونه‌ای از ماهواره‌ها است که دارای شکل ظاهری و هندسی مشابه با مکعب مستطیل است. به صورت استاندارد، هر ماهواره مکعبی از واحدهای ۱ کوچکتری ساخته شده است که ابعاد استاندارد این واحدها یک مکعب به ضلع ۱۰ سانتی‌متر است. در

خروج ماهواره داشت [16]. در طراحی سیستم‌های رهایش، مکانیزم‌های مختلفی برای رهاسازی ماهواره به کار می‌رود که هر یک دارای مزایا و محدودیت‌های خاص خود هستند. به عنوان مثال، یکی از روش‌های پرکاربرد در این حوزه، استفاده از فنرهای فشاری است که امکان تزریق ماهواره به مدار با سرعت کنترل شده را فراهم می‌آورد. این فنرها در داخل سیستم قرار می‌گیرند و با باز شدن درب سیستم، ماهواره را به بیرون پرتاب می‌کنند [17]. همچنین، سیستم‌های مبتنی بر گازهای فشرده نیز به عنوان یکی دیگر از روش‌های رهایش معرفی شده‌اند که اگرچه هزینه بیشتری دارند، اما کنترل بیشتری بر سرعت و جهت خروج ماهواره دارند و به کاهش شوک‌های وارده کمک می‌کنند [9]. یکی دیگر از مکانیزم‌های جدید معرفی شده، استفاده از آلیاژهای حافظه‌دار است که با استفاده از یک سیگنال حرارتی می‌تواند ماهواره را آزاد کند [18]. این روش با وجود قابلیت‌های بالا، هنوز در مراحل آزمایشی قرار دارد و به دلیل نوبی فناوری، قابلیت اطمینان آن به اندازه روش‌های سنتی نیست. با این حال، این روش می‌تواند برای کاهش شوک‌های رهایش و افزایش امنیت سیستم در محیط‌های ارتعاشی بسیار کارآمد باشد. برای اطمینان از پایداری و ایمنی سیستم‌های رهایش، استفاده از تحلیل‌های دینامیکی و استاتیکی ضروری است. تحلیل‌های مودال و بررسی فرکانس‌های طبیعی سیستم از جمله روش‌هایی هستند که می‌توانند به تعیین نقاط ضعف ساختاری کمک کرده و از بروز پدیده‌های تشدید جلوگیری کنند [19]. به عنوان مثال، مطالعه‌ای که توسط جو و همکاران انجام شده، نشان داده است که بررسی و تنظیم فرکانس‌های طبیعی می‌تواند از وقوع پدیده‌های ناخواسته و ارتعاشات غیرقابل کنترل در سیستم جلوگیری کند و به حفظ پایداری سیستم در شرایط پرتاب کمک کند [20]. در پژوهش‌های اخیر، استفاده از تحلیل‌های المان محدود برای بررسی مقاومت سازه‌ای سیستم‌های رهایش و ماهواره مورد توجه قرار گرفته است. پژوهش‌های انجام شده نشان داد که استفاده از تحلیل المان محدود می‌تواند به شبیه‌سازی دقیق بارهای وارده و تحلیل پاسخ سیستم به این بارها کمک کند [21, 22]. این روش‌ها به‌ویژه در تحلیل بارهای تصادفی و سینوسی که در حین پرتاب به سیستم اعمال می‌شوند، کارآمد هستند و می‌توانند نقاط ضعف و قوت سیستم را پیش از تولید نهایی مشخص کنند [23].



آزادسازی استفاده می‌کنند. یکی از مزایای این سیستم‌ها این است که می‌توانند با دقت بیشتری زمان‌بندی شوند و امکان خطای کمتری در رهایش محموله وجود دارد. در برخی موارد، عملگرهای الکتریکی با سیستم‌های کنترلی پیشرفته ترکیب می‌شوند تا امکان تنظیم دقیق تر رهایش را فراهم آورند.

#### ۴-۲-۲- سیستم کنترل لرزش

کنترل لرزش یکی از چالش‌های مهم در رهایش ماهواره‌ها است. هنگامی که ماهواره‌ها از سیستم رهایش خارج می‌شوند، لرزش‌های ناشی از فرآیند رهایش ممکن است باعث اختلال در عملکرد محموله‌ها شوند. این لرزش‌ها می‌توانند بر تجهیزات حساس، مانند آنتن‌ها، دوربین‌ها یا حسگرهای دیگر تأثیر منفی بگذارند و حتی باعث خرابی شوند. برای حل این مشکل، سیستم‌های رهایش به مکانیزم‌های کاهش لرزش مجهز می‌شوند. این مکانیزم‌ها می‌توانند شامل دمپرهای مکانیکی باشند که نیروهای وارد شده ناشی از لرزش‌ها را جذب کرده و از انتقال آن‌ها به ماهواره جلوگیری می‌کنند. همچنین، برخی سیستم‌ها از مواد جاذب شوک استفاده می‌کنند که نیروهای وارد شده را به حداقل می‌رسانند.

#### ۵-۲-۲- سیستم‌های ایمنی و بازبینی

سیستم‌های ایمنی و بازبینی نقش مهمی در تضمین عملکرد صحیح سیستم رهایش دارند. این سیستم‌ها برای جلوگیری از رهایش ناخواسته و اطمینان از صحت عملیات طراحی شده‌اند. یکی از وظایف اصلی این سیستم‌ها، مانیتورینگ وضعیت محموله و سیستم رهایش در طول مراحل مختلف پرتاب و قبل از رهایش است. سیستم‌های ایمنی به گونه‌ای طراحی شده‌اند که در صورت بروز هرگونه خطا یا نقص، عملیات رهایش را متوقف کنند. این سیستم‌ها معمولاً شامل سوئیچ‌های ایمنی و سنسورهایی هستند که وضعیت قفل‌ها و سایر پارامترهای حیاتی را بررسی می‌کنند. در برخی موارد، این سیستم‌ها می‌توانند به‌طور خودکار اقدامات تصحیحی انجام دهند یا هشدارهایی به تیم کنترل ارسال کنند.

### ۳- روند طراحی و تحلیل سیستم رهایش ماهواره

روند مطلوب جهت طراحی و تحلیل سیستم رهایش در شکل ۳ نشان داده شده است. بر اساس این شکل، در گام اول جهت طراحی سازه سیستم رهایش می‌بایست الزامات و قیود هندسی ماهواره برای مثال ابعاد ماهواره و تلورانس بین پنل‌های خورشیدی ماهواره و سیستم هدایت‌کننده ماهواره به خارج از پاد استخراج شود. در

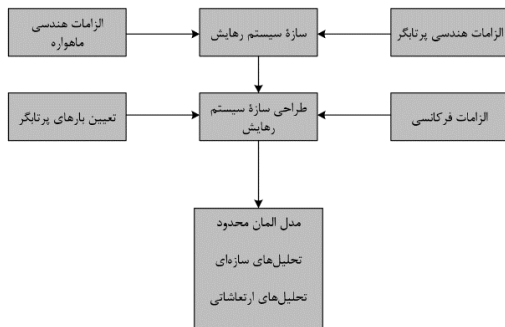
هستند که در طراحی آن در نظر گرفته می‌شوند. همچنین، سطح داخلی محفظه باید به‌گونه‌ای باشد که کمترین تماس ممکن با ماهواره را داشته باشد تا از بروز هرگونه آسیب به تجهیزات حساس جلوگیری شود. محفظه‌ها معمولاً به صورت محفظه‌های بسته طراحی می‌شوند که از ماهواره در برابر نیروهای خارجی محافظت می‌کنند. در برخی موارد، سطح داخلی محفظه با مواد جاذب شوک پوشیده می‌شود تا از انتقال لرزش‌های ناخواسته به ماهواره جلوگیری شود.

#### ۲-۲-۲- مکانیزم قفل و رهایش

مکانیزم قفل و آزادسازی یکی از مهم‌ترین اجزای سیستم رهایش است که وظیفه نگه‌داشتن ماهواره‌ها در طول مراحل پرتاب و سپس آزادسازی دقیق آن‌ها در مدار را بر عهده دارد. این مکانیزم باید بسیار مطمئن باشد، زیرا هرگونه خطا در عملکرد آن می‌تواند باعث آزادسازی زود هنگام یا دیر هنگام محموله شود که منجر به شکست مأموریت خواهد شد. مکانیزم‌های قفل معمولاً به دو دسته اصلی قفل‌های مکانیکی و قفل‌های الکترومکانیکی تقسیم می‌شوند. در نوع مکانیکی، از قطعاتی مانند پیچ و فنر استفاده می‌شود که ماهواره را در جای خود نگه می‌دارد و با آزادسازی نیرو، ماهواره را به مدار می‌فرستد. در نوع الکترومکانیکی، سیگنال‌های الکتریکی به کار می‌روند تا عمل قفل‌گشایی انجام شود. بیشتر سیستم‌های قفل و آزادسازی در ماهواره‌ها از فنرهای فشاری بهره می‌برند که در لحظه آزادسازی، انرژی پتانسیل ذخیره‌شده در فنر باعث رهایش محموله می‌شود.

#### ۳-۲-۲- عملگرهای مکانیکی و الکتریکی

عملگرهای الکتریکی و مکانیکی جزء حیاتی سیستم‌های رهایش هستند که وظیفه آغاز فرآیند آزادسازی محموله را بر عهده دارند. این عملگرها با دریافت سیگنال‌های کنترلی، مکانیزم قفل و رهایش را فعال کرده و ماهواره را در زمان تعیین شده آزاد می‌کنند. عملگرهای مکانیکی معمولاً به صورت فنر یا پیستون‌های کوچک عمل می‌کنند. در این سیستم‌ها، یک نیروی مکانیکی به کمک فشار یا فنر ذخیره می‌شود و با آزاد شدن آن، محموله به سمت بیرون پرتاب می‌شود. این نوع عملگرها معمولاً ساده‌تر و قابل‌اعتمادتر هستند، اما ممکن است دقت بالای مورد نیاز برای برخی مأموریت‌های حساس را نداشته باشند. عملگرهای الکتریکی، از سوی دیگر، معمولاً دقت بیشتری دارند. این سیستم‌ها از سیگنال‌های الکتریکی برای فعال‌سازی مکانیزم‌های قفل و



شکل ۳: الگوی طراحی و تحلیل سیستم رهایش ماهواره مکعبی

### ۲-۳ بارهای اعمالی بر سازه سیستم رهایش

طراحی سازه سیستم رهایش باید بر اساس بارهای وارد بر آن در طول چرخه عمر انجام آن گیرد. این بارها شامل بارگذاری‌های پرتابگر در مسیر رسیدن به مدار مطلوب و بارهای حمل و نقل است. بارهای مسیر پرتاب مهم‌ترین بارهای اعمالی به ماهواره و سیستم رهایش می‌باشند.

سیستم رهایش از طریق یک سازه واسط به پرتابگر متصل خواهد شد. بارهای وارد شده به سیستم رهایش در مسیر انتقال از زمین به ارتفاع مداری از نوع استاتیک و دینامیک می‌باشد. اصلی‌ترین بارهای وارد شده به سازه در مدت زمان پرتاب که در طراحی باید در نظر گرفته شود به شرح زیر است [27]:

#### ۱-۱-۳- شتاب‌های شبه استاتیک

نیروی پیشرانش موشک عامل ایجاد یک نیروی نسبتاً ثابت در طول محور پرتابگر است. این نیرو در سه جهت اصلی بر حسب ضریبی از شتاب جاذبه زمین شبیه‌سازی می‌شود. این بارگذاری به مرکز جرم سازه اعمال می‌گردد.

#### ۲-۱-۳- ارتعاشات سینوسی

ارتعاشات سینوسی با فرکانس پایین ناشی از کوبلینگ مودهای فرکانسی پرتابگر و بارهای اعمالی در فازهای مختلف پرتاب است. پروفیل بارگذاری سینوسی در شکل ۴ آورده شده است.

ادامه، قیود هندسی پرتابگر مانند محل نصب و نحوه اتصال به پرتابگر مشخص می‌شود. با ترکیب قیود پرتابگر و ماهواره یک مدل سه بعدی اولیه به کمک نرم‌افزارهای مدل‌سازی سه بعدی مانند سالیدورک و یا کتیا ایجاد می‌شود به گونه‌ای که تحمل بارهای وارد شده به سازه حین پرتاب و قرارگیری در ارتفاع مداری مطلوب را داشته باشد. سپس با استفاده از یکی از نرم‌افزارهای اجزاءمحدود نظیر آباکوس، انسیس، نسترن و پترن و غیره مدل المان محدود سازه سیستم رهایش ایجاد می‌گردد. با وجود مدل المان محدود تمامی تحلیل‌های استاتیکی و دینامیکی سیستم رهایش انجام می‌شود. در صورتی که تنش‌ها، کرنش‌ها و فرکانس‌های طبیعی در محدوده سازگاری و مطلوب نباشد، مجدداً سازه سیستم رهایش مورد باز طراحی قرار می‌گیرد. در صورتی که طراحی صورت گرفته در شبیه‌سازی‌های استاتیکی و دینامیکی قیود مطلوب را برآورده کرد، سازه قابلیت ساخت و تست با رعایت استانداردهای فضایی را خواهد داشت.

#### ۱-۳-۱ ملاحظات طراحی و جانمایی سازه سیستم رهایش

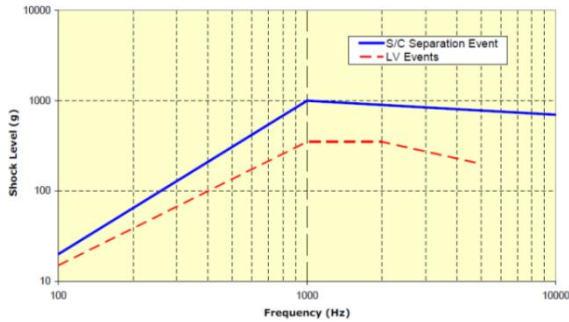
جهت موفقیت مأموریت ماهواره، سیستم رهایش طراحی شده باید سازگار با الزامات پرتابگر و ماهواره باشد. ملاحظات کلیدی جهت طراحی دقیق سیستم رهایش در ادامه اشاره شده است:

سفتی و استحکام: سازه سیستم رهایش ماهواره باید دارای استحکام و سفتی کافی برای تحمل بارهای وارد شده از سوی پرتابگر باشد.

مشخصات جرمی و هندسی: چینش تجهیزات باید به گونه‌ای باشد که ویژگی‌هایی مثل مرکز جرم و ممان اینرسی ماهواره و سیستم رهایش در محدوده مجاز قرار بگیرد.

انتخاب مواد خام: به منظور اطمینان از انبساط و انقباض یکسان بین ماهواره و سیستم رهایش و به هم نخوردن تلورانس‌های هندسی، جنس ماده به کار رفته در ساخت سیستم رهایش با جنس ماده به کار رفته در ساخت ماهواره یکسان باشد. جلوگیری از کوبلینگ دینامیکی: به منظور جلوگیری از وقوع کوبلینگ دینامیکی بین پرتابگر و سیستم رهایش، سازه مجموعه سیستم رهایش و ماهواره از نظر سفتی باید به گونه‌ای باشد که حداقل فرکانس‌های اول طولی و عرضی آن از فرکانس‌های اول طولی و عرضی پرتابگر بیشتر باشد.

اتصال به پرتابگر: تمهیدات مناسب جهت نصب سیستم رهایش بر روی پرتابگر دیده شود و همچنین دریچه دسترسی مناسب برای مدارات الکترونیکی تعبیه گردد.



شکل ۶: پروفیل بارگذاری شوک در پرتابگر سایوز [28]

### ۳-۲- بارگذاری‌های ترکیبی

بارهای پرتاب دارای هم‌پوشانی زمانی می‌باشند. لذا به منظور پوشش دادن این موضوع و اطمینان از صحت عملکرد سازه، تحلیل سازه تحت بارگذاری ترکیبی انجام می‌گردد.

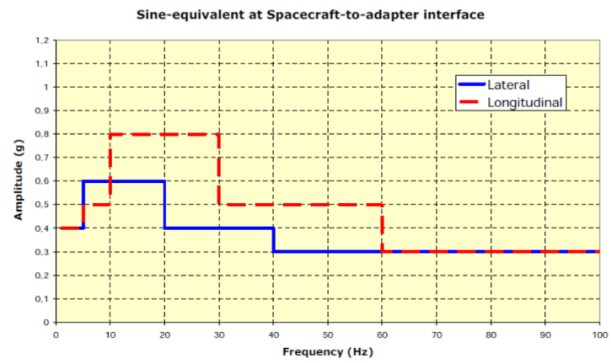
سیستم رهایش ماهواره در طول مسیر پرتاب ترکیبی از بارهای ارتعاشی را تجربه می‌نماید که شامل موارد زیر است:

۱. ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر
۲. ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر
۳. بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی
۴. بارهای استاتیکی ناشی از شوک

در صورت ترکیب بارگذاری‌های فوق در مجموع ۷۸ حالت مختلف بارگذاری ایجاد می‌شود که سازه سیستم رهایش ماهواره باید به گونه‌ای طراحی شود تا در همه حالت‌های بارگذاری مطرح شده در محدوده ایمن و مجاز از لحاظ تنش قرار بگیرد. روش محاسبه این بارگذاری‌ها بر اساس روابط مایلز است که در ادامه بررسی شده است.

۳-۲-۱- بارگذاری معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی

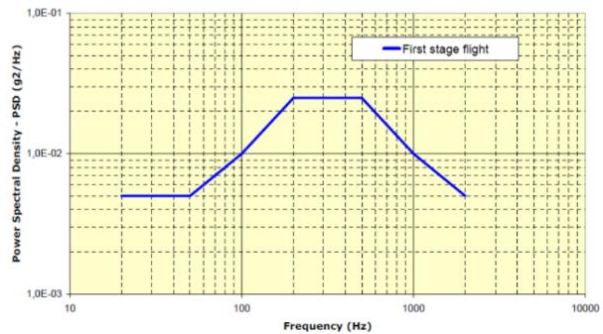
بارگذاری معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی (RVL) و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر با توجه به روابط مایلز محاسبه می‌گردند. طبق روابط مایلز، جهت تعیین شتاب‌های RVL، در گام اول باید تحلیل مودال سازه سیستم رهایش با هدف استخراج مودها فرکانسی به گونه‌ای انجام شود که حدود ۹۰٪ جرم سازه به عنوان جرم انباشته شده در سازه بدست آید. در نهایت با



شکل ۴: ارتعاشات سینوسی پرتابگر سایوز [28]

### ۳-۱-۳- ارتعاشات اتفاقی

ارتعاشات اتفاقی به علت ارتعاشات موجود در موتورهای پرتابگر، نیروهای آیرودینامیکی موجود در مسیر حرکت پرتابگر در فضا و نیروهای آکوستیکی ایجاد می‌گردد. این بارگذاری از طریق رینگ پرتابگر به سازه سیستم رهایش و ماهواره منتقل می‌شود. یک نمونه از این بارگذاری در شکل ۵ آورده شده است.



شکل ۵: ارتعاشات اتفاقی پرتابگر سایوز [28]

### ۳-۱-۴- شوک

این پدیده به علت جدایش موتورها و تمامی سازه‌هایی که قابلیت گسترش یا جدایش دارند، ایجاد می‌گردد. بیشترین سهم در بارگذاری شوک روی سازه ماهواره و سیستم رهایش مربوط به مراحل جدایش پرتابگر است. پروفیل این بارگذاری که برای پرتابگر سایوز است در شکل ۶ آورده شده است.

۲-۳-۳- بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر

جهت تعیین بارگذاری معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی از معادله (۳) استفاده می‌شود [29]:

$$Q_{Sine} = g_{Input} \times Q \times SF \quad (3)$$

در معادله (۳)،  $g_{Input}$  در هر جهت برابر با شتاب بدست آمده از روی نمودار بارگذاری ارتعاشات سینوسی وارد شده به سیستم رهایش از طرف پرتابگر در فرکانس طبیعی اول محاسبه شده در آن جهت است. در این معادله  $Q$  و  $SF$  به ترتیب ضریب تقویت و ضریب اطمینان هستند. ضریب اطمینان مطابق با اسناد پرتابگر برابر با ۱/۵ و ضریب تقویت برابر با ۱۰ در نظر گرفته می‌شود. با محاسبه شتاب‌های  $Q_{Sine}$  در جهات مختلف، بارهای معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی از معادلات موجود در جدول (۲) به دست می‌آیند [29]:

جدول (۲): بارهای معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر [29]

حالت بارگذار ی	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۳۲-۲۵	$\pm QSL_{AX}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm \left( \frac{QSL_{LAT} + QS_{Sine-LAT}}{QS_{Sine-LAT}} \right)$
۴۰-۳۳	$\pm QSL_{AX}$	$\pm \left( \frac{QSL_{LAT} + QS_{Sine-LAT}}{QS_{Sine-LAT}} \right)$	$\pm QSL_{LAT}$
۴۸-۴۱	$\pm \left( \frac{QSL_{LAT} + QS_{Sine-AX}}{QS_{Sine-AX}} \right)$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm QSL_{LAT}$

۳-۲-۳- بارهای معادل ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی در آزمون ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی سیستم رهایش، سازه تحت بارگذاری ارتعاشات اتفاقی در سطح ۶ دسی‌بل بیشتر از مقادیر موجود در اسناد پرتابگر به مدت دو دقیقه قرار می‌گیرد. مقدار بارهای معادل استخراج شده در این حالت مانند روشی که در محاسبه بارهای ارتعاشات اتفاقی پرتابگر است با این اختلاف که در این حالت اندازه مقادیر PSD موجود در دفترچه پرتابگر چهار برابر بیشتر در نظر گرفته می‌شوند. این آزمون در هر سه جهت

انتخاب مودهایی که دارای جرم موثر بیشتر از ۲٪ هستند و با استفاده از معادله ۱، شتاب‌های RVL در جهات مختلف محاسبه می‌شوند [29]:

$$P_i = \sqrt{\frac{\pi}{2} \times f_i \times Q \times W_i \times g \times m_{eff,i}} \quad (1)$$

در معادله ۱،  $f_i$  و  $W_i$  به ترتیب فرکانس طبیعی و مقدار PSD در مود i ام و  $Q$  ضریب تقویت است. در این معادله  $m_{eff,i}$  جرم موثر بدست آمده در مود i ام و  $g$  مقدار شتاب جاذبه زمین است. در نهایت شتاب‌های معادل RVL در سه جهت اصلی دستگاه مختصات همچنین با اعمال ضریب ۳ در محاسبات آن بر اساس نتایج آماری در تعیین بارگذاری معادل و با استفاده از معادله ۲ محاسبه می‌شوند [29]:

$$RVL = 3 \times \frac{\sqrt{\sum P_i^2}}{\sum m_{eff,i} \times g} \quad (2)$$

با تعیین شتاب‌های RVL در سه جهت اصلی، بارهای معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی (RVL) و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر با استفاده از معادلات موجود در جدول (۱) محاسبه می‌شوند.

جدول (۱): بارهای معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر [29]

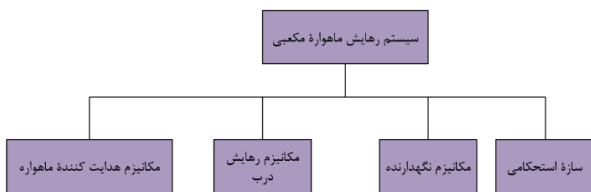
حالت بارگذار ی	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۸-۱	$\pm QSL_{AX}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm \sqrt{QSL_{LAT}^2 + RVL_{LAT-Y}^2}$
۱۶-۹	$\pm QSL_{AX}$	$\pm \sqrt{QSL_{LAT}^2 + RVL_{LAT-Z}^2}$	$\pm QSL_{LAT}$
۲۴-۱۷	$\pm \sqrt{QSL_{AX}^2 + RVL_{AX-X}^2}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm QSL_{LAT}$

جدول (۴): بارهای استاتیکی ناشی از شوک [29]

حالت بارگذار ی	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۷۴-۷۳	-	-	$\pm g_{Shock-LAT-Y}$
۷۶-۷۵	-	$\pm g_{Shock-LAT-Z}$	-
۷۸-۷۷	$\pm g_{Shock-AX-X}$	-	-

#### ۴- طراحی سازه سیستم رهایش ماهواره 6u

قیود هندسی و الزامات مرتبط با پرتابگر و ماهواره به عنوان ورودی در طراحی سیستم رهایش در نظر گرفته می‌شوند. بر این اساس سیستم رهایش ماهواره مکعبی 6u دارای زیر سیستم‌هایی مطابق شکل ۷ خواهد بود. با توجه به اینکه در استاندارد فضایی اتحادیه اروپا (ECSS) جهت طراحی سازه‌های فضایی الزامات مشخصی بیان گردیده است، لذا در طراحی این سیستم رهایش الزامات و قیود بررسی و تطبیق داده شده است.



شکل ۷: بخش‌های مختلف سیستم رهایش ماهواره مکعبی

#### ۴-۱ مکانیزم هدایت کننده ماهواره

با توجه به اینکه در طراحی ستون‌های ماهواره چه روشی برای انتقال آن درون پاد در نظر گرفته شده است، مکانیزم هدایت کننده می‌تواند به سه طریق مختلف باشد:

۱. استفاده از پین (خار): در این حالت در ستون‌های ماهواره پین یا خار ایجاد شده و متناظر با آن در ستون‌های سیستم رهایش جا خار یا مادگی پین طراحی می‌گردد. در این روش پیچیدگی‌های ساخت و تلووانس‌گذاری دقیق جهت اطمینان از خروج ماهواره از پاد در زمان مطلوب از چالش‌های اصلی خواهد بود.
۲. استفاده از زائده: در این حالت دو زائده مشابه کشوها در ماهواره طراحی می‌شود و این زائده‌ها با سیستم رهایش

اصلی سیستم رهایش ماهواره به صورت مجزا انجام می‌شود و بارهای جانبی نیز در هر جهت برابر ۱۰٪ جهت اصلی اعمال بار فرض می‌شوند. با توجه به این توضیحات، بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی برای آزمون مدل کیفی سیستم رهایش ماهواره با استفاده از روابط جدول (۳) محاسبه می‌گردد [29].

جدول (۳): بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی [29]

حالت بارگذار ی	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۵۶-۴۹	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Y}$	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Y}$	$\pm RVL_{LAT-Y}$
۶۴-۵۷	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Z}$	$\pm RVL_{LAT-Z}$	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Z}$
۷۲-۶۵	$\pm RVL_{AX-X}$	$\pm 0.1 \times RVL_{AX-X}$	$\pm 0.1 \times RVL_{AX-X}$

#### ۴-۲-۳- بارهای استاتیکی ناشی از شوک

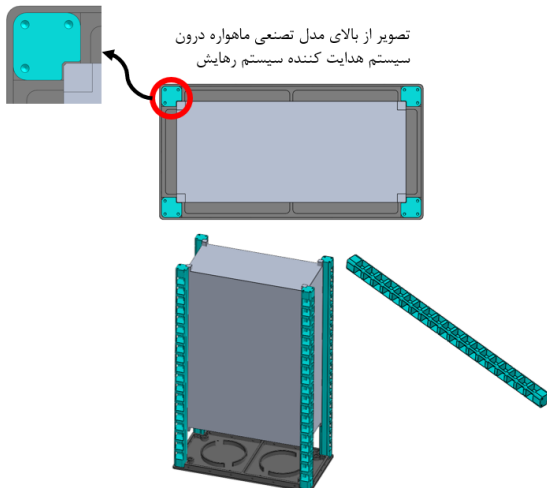
بارگذاری معادل ناشی از شوک بعد از تعیین مودهای موثر در جهات مختلف، با ضرب نیروهای شوک مندرج در اسناد پرتابگر در هر جهت در درصد جرمی مودال سازه در مودهای منتخب به دست می‌آید. اندازه نیروی معادل سازی شده شوک وارد بر سازه در هر جهت مساوی با بیشینه نیروی بدست آمده از هر مود می‌باشد. با این توضیحات نیروی معادل سازی شده شوک وارد بر سازه در هر جهت با استفاده از معادله (۴) محاسبه می‌شود [29].

$$g_{Shock} = S_i \times \frac{m_{eff,i}}{M_{Total}} \quad (4)$$

در معادله ۴  $S_i$  در هر جهت برابر با مقدار نیروی شوک بدست آمده از روی نمودار شوک وارد شده از طرف پرتابگر در فرکانس منتخب در آن جهت است. همچنین در معادله مذکور  $m_{eff,i}$  و  $M_{Total}$  به ترتیب جرم موثر در مود  $i$  و جرم کل سیستم رهایش هستند. در نهایت پس از تعیین شتاب‌های  $g_{Shock}$  در جهات مختلف، بارهای استاتیکی ناشی از شوک از طریق معادلات موجود در جدول (۴) به دست می‌آیند [29].

جدول (۵) مشخصات هندسی مکانیزم هدایت کننده

ابعاد	المان
$407.9 \times 20 \times 20\text{mm}$	ستون
$260.3 \times 134 \times 12\text{mm}$	صفحه تحتانی



شکل ۸: هدایت کننده ماهواره در سیستم رهایش

با توجه به بارگذاری‌های مختلفی که روی سیستم رهایش اتفاق می‌افتد امکان وجود کمانش نیز در ریل (ستون)‌ها وجود خواهد داشت. لذا در بخش تحلیل و محاسبات فنی این مورد بررسی گردیده است.

همانطور که در شکل ۸ نشان داده شده است ریل‌ها با توجه به بودجه جرمی سازه سبک سازی شده‌اند به گونه‌ای که امر ساخت آن‌ها دچار پیچیدگی نشود. همچنین جهت اتصال مطمئن به رینگ پرتابگر قطعات بیضوی شکلی با ابعاد  $25 \times 10 \times 12\text{mm}$  طبق شکل ۹ طراحی شده است تا به کمک آن‌ها سیستم رهایش به رینگ پرتابگر متصل گردد. این قطعات از طریق دو پیچ M3 به ستون‌های سیستم رهایش متصل گشته و از طریق یک پیچ M6 به رینگ پرتابگر متصل خواهد شد. استفاده از این قطعات این مزیت را در طراحی ایجاد کرده است که در هنگام تنظیم مرکز جرم می‌توان محل اتصال را به کمک آن‌ها تغییر داد.

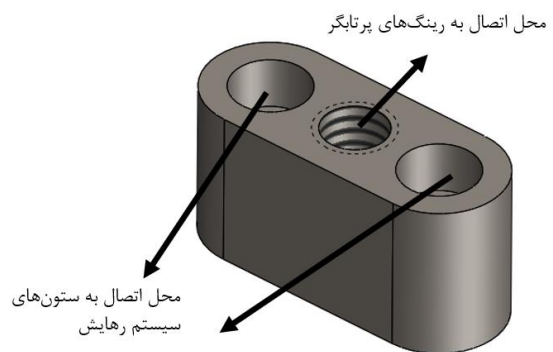
درگیر می‌شوند. در این روش نیز به دلیل وجود پیچیدگی‌های ساخت و احتمال عدم انطباق در تلورانس‌های هندسی که منجر به خروج نامطمئن ماهواره می‌گردد، در این مقاله از این الگوی طراحی استفاده نشده است.

۳. استفاده از ریل: در این روش ماهواره چهار ریل در هر یک از وجوه خود دارد که این ریل‌ها در تماس با ستون‌های سیستم رهایش قرار می‌گیرند اما بخش‌های دیگر از بدنه ماهواره، تماسی با سیستم رهایش نخواهند داشت. به دلیل قابلیت اطمینان بیشتر این روش نسبت به دو روش دیگر و عدم وجود پیچیدگی‌های ساخت و تولید در این روش، پیشبرد طراحی ستون‌های سیستم رهایش در این مقاله مطابق با این روش می‌باشد.

در طراحی انجام شده برای ستون‌های سیستم رهایش به عنوان یک سیستم هدایت فیزیکی، ماهواره با استفاده از انرژی ذخیره شده در فنر و با باز شدن درب سیستم رهایش، ماهواره در مسیر مشخصی به مدار مطلوب انتقال می‌یابد. ستون‌های طراحی شده با هدف کاهش جرم کل سیستم رهایش و بهینه‌سازی در هندسه آن با توجه به تنش‌های وارده، مطابق با شکل ۸ سبک‌سازی شده است. در قسمت فوقانی و انتهایی ستون‌های طراحی شده توسط سه پیچ M3 به صفحات بالا و پایین سیستم رهایش متصل می‌گردد. ریل‌ها (ستون‌ها) به عنوان سازه استحکامی نیز در سیستم رهایش نقش دارند لذا در طراحی ریل‌های هدایت کننده ماهواره باید تمامی بارگذاری‌های شبه استاتیکی و دینامیکی را مدنظر قرار داد، همچنین ساخت آن‌ها با دقت بالایی انجام می‌شود. طبق شکل ۸ ستون‌هایی طراحی شده است که علاوه بر نقش هدایت کننده فیزیکی ماهواره به عنوان المان استحکامی سیستم نیز در نظر گرفته می‌شود.

مطابق با شکل ۸، در طراحی سازه اصلی سیستم رهایش چهار ستون سبک‌سازی شده، هر کدام از طریق سه پیچ M4 به صفحه تحتانی پاد و به طور مشابه به صفحه فوقانی پاد اتصال پیچی خواهند داشت. این ستون‌ها از جنس آلومینیوم ۷۰۷۵ با پوشش سطحی آنودایز است. مشخصات هندسی مکانیزم هدایت کننده در جدول ۵ ارائه شده است.

برای ایجاد تغییرات دما در سیستم، قابلیت اطمینان در رهایش ماهواره را دچار چالش خواهد کرد. لذا در طراحی سیستم رهایش این مقاله از یک سیستم مبتنی بر فنر استفاده شده است. در این طراحی، درب سیستم رهایش با ایجاد یک نیروی فشاری در کنار نیروی وزن ماهواره، فنر طراحی شده را تحت فشردگی قرار می‌دهد. در طراحی فنر استفاده شده در این مکانیزم متغیرهای ورودی در جدول ۶ نشان داده شده است. طول آزاد فنر و میزان فشردگی آن با توجه به هندسه سیستم رهایش در نظر گرفته شده است.



شکل ۹: قطعه واسط بین سیستم رهایش و رینگ پرتابگر

#### ۴-۲ مکانیزم نگه‌دارنده

برای محافظت از ماهواره در مقابل بارهای استاتیکی و دینامیکی اعمال شده به آن در جهت طولی ماهواره و آزادسازی ماهواره روش‌های مختلفی استفاده می‌شود:

۱. استفاده از فنر: استفاده از فنر ماریچ فشاری ساده‌ترین راه برای رهایش ماهواره است. مزیت این روش پاسخ سریع آن در زمان باز شدن درب پاد است اما وجود آن باعث افزایش حجم سیستم رهایش می‌شود.

۲. استفاده از گاز: در این روش به کمک تخلیه گاز تحت فشار ماهواره به مدار تزریق می‌گردد. با اینکه استفاده از این روش منجر به کاهش حجم سیستم رهایش می‌شود اما نیاز به گازبندی سیستم باعث پیچیدگی طراحی و ساخت خواهد شد.

۳. استفاده از آلیاژ حافظه دار: در این روش با استفاده از یک سیگنال حرارتی مقدار انرژی زیادی که در سیستم مبتنی بر آلیاژهای حافظه‌دار ذخیره شده، آزاد شده و باعث رهایش ماهواره می‌شود. به دلیل نوپا بودن این تکنولوژی، قابلیت اطمینان این روش پایین است.

استفاده از گاز در آزادسازی ماهواره علاوه بر این که با ملاحظات طراحی مطرح شده در تناقض است، همچنین نیاز به گازبندی کل سیستم را دارد. با توجه به اینکه تغییرات فشار در طول مسیر پرتاب بسیار زیاد است، متغیرهای ترمودینامیکی از قبیل دما و حجم نیز به همان نسبت تغییر خواهند کرد، لذا پیچیدگی سیستم افزایش یافته و قابلیت اطمینان سیستم کاهش خواهد یافت. از طرفی آلیاژهای حافظه‌دار قابلیت تغییر ساختار خود تحت محرک‌های دمایی در قالب تنش یا حرارت هستند اما با توجه به نوپا بودن این تکنولوژی همچنین افزودن عملگرهای مشخصی

#### جدول (۶) متغیرهای ورودی در محاسبات فنر

طول آزاد (mm)	فشردگی (mm)	جرم ماهواره (kg)	سرعت خروج ماهواره (m/s)
۳۵۰	۲۹۰	۱۰	۲/۵

در محاسبات ثابت فنر، اثر اصطکاک در نظر گرفته نشده و در شرایط بی وزنی، معادلات پایستگی انرژی نوشته شده است. بر این اساس ثابت فنر مورد نیاز جهت انتقال ماهواره به خارج از سیستم رهایش با توجه به جرم و سرعت خروج آن (طبق جدول ۷)  $743/2$  نیوتن بر متر بدست می‌آید. فنر طراحی شده دارای قطر مفتول  $4$  میلی‌متر و قطر متوسط  $80$  میلی‌متر است [30]. در شکل ۱۰ طراحی مکانیزم فنری نگه‌دارنده ماهواره نشان داده شده است. ماهواره هنگام قرار گرفتن در سیستم رهایش از طریق سطح مقطع ریل‌های خود با سازه نگه‌دارنده فنر تماس خواهد داشت و به وسیله اینرسی خود، فنر را در حالت فشرده قرار می‌دهد. بسته شدن درب سیستم رهایش نیز مانع آزاد سازی فنر خواهد شد و بدین ترتیب ماهواره در سیستم رهایش مقید می‌شود.

#### جدول (۷) مشخصات فنر طراحی شده

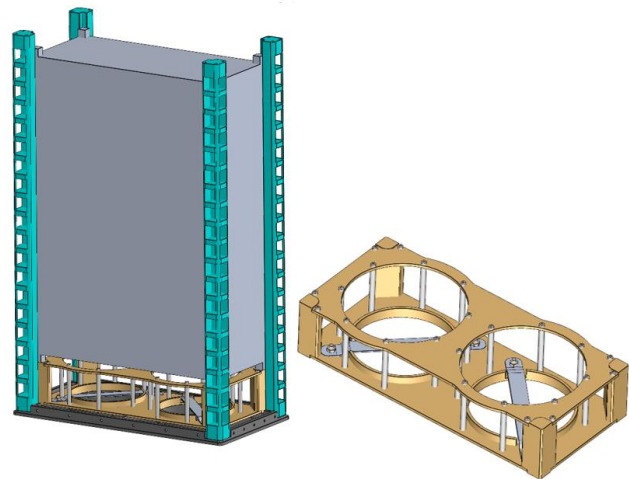
ثابت فنر (N/m)	تعداد حلقه ها	نیرو (N)	تنش برشی (MPa)	قطر مفتول (mm)	قطر متوسط (mm)
$743/2$	۸	۲۶۰	۸۸۱	۴	۸۰

### ۳-۴ سازه استحکامی

صفحات جانبی در سیستم رهایش ماهواره نقش بسیار مهمی ایفا می‌کنند. این صفحات به عنوان یک عنصر سازه‌ای مکمل عمل می‌کنند و استحکام کلی سیستم را در مقابل بارهای خمشی و پیچشی افزایش می‌دهند. از جهت استحکامی، صفحات جانبی به عنوان یک عنصر باربر عمل می‌کنند که نیروهای وارد شده به سیستم را به سایر قسمت‌ها منتقل می‌کنند. این نیروها می‌توانند نیروهای گرانشی، فشار هوا، یا نیروهای ناشی از بارهای ترکیبی باشند. در طراحی صفحات جانبی، باید به بارگذاری‌های استاتیک و دینامیکی توجه ویژه‌ای شود. این بارگذاری‌ها می‌توانند تأثیر قابل توجهی بر عملکرد و طول عمر سیستم داشته باشند. صفحات جانبی باید قادر باشند تحت نیروهای بسیار بالایی که در زمان پرتاب و رهایش ماهواره ایجاد می‌شود، کار کنند. در طراحی صفحات جانبی و ستون‌های استحکامی قطعاتی در نظر گرفته شده است که سیستم رهایش به وسیله این قطعات به رینگ پرتابگر متصل خواهد شد. طراحی سازه استحکامی در شکل ۱۲ نشان داده شده است. وجود صفحات جانبی احتمال رخداد پدیده کمانش را کم خواهد کرد. تمامی صفحات جانبی دارای ضخامت ۳ میلی‌متر هستند. ابعاد هندسی این صفحات در جدول ۹ ارائه شده است.

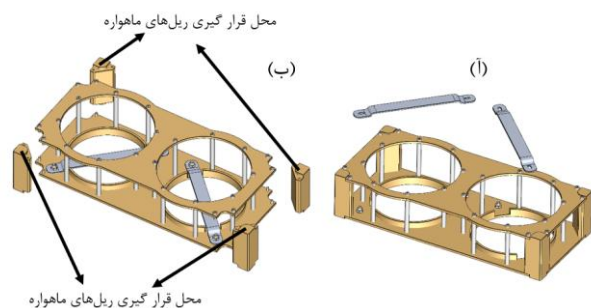
جدول (۹) مشخصات هندسی صفحات استحکامی

ابعاد	صفحه
$411.5 \times 248.3 \times 3\text{mm}$	صفحات جانبی در وجه بزرگ
$411.5 \times 122 \times 3\text{mm}$	صفحات جانبی در وجه کوچک



شکل ۱۰: مکانیزم نگه‌دارنده ماهواره در سیستم رهایش

در راستای سبک‌سازی مجموعه سیستم رهایش، ضخامت ورق‌های به کار رفته در صفحات بالا و پایین آن ۱/۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. همچنین به جهت جلوگیری از خمش در این صفحات ستون‌هایی با مقطع دایروی در بین این دو صفحه از طریق اتصال پیچی طراحی شده است تا استحکام این زیر مجموعه را بیشتر کند. فنر تعبیه شده در این مکانیزم از طریق دو کمر بند آلومینیومی که در شکل ۱۱ (آ) نشان داده شده است به وجه انتهایی سیستم رهایش پیچ می‌گردد.

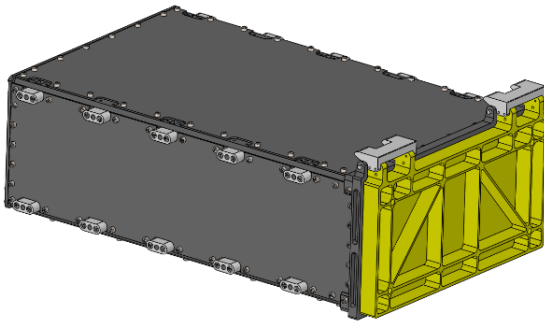


شکل ۱۱: جزئیات طراحی مکانیزم نگه‌دارنده ماهواره در سیستم رهایش

مشخصات هندسی اجزاء مکانیزم نگه‌دارنده در جدول ۸ ارائه شده است.

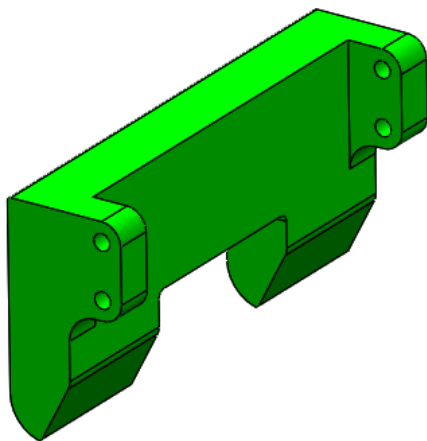
جدول (۸) مشخصات هندسی مکانیزم هدایت کننده

ابعاد	المان
$46 \times 18 \times 18\text{mm}$	ستون تکیه گاه ماهواره
$226.3 \times 110 \times 1.5\text{mm}$	صفحه تحتانی و فوقانی
$40 \times 4\text{mm}$	ستوت با مقطع دایروی



شکل ۱۳: نمای ایزومتریک درب مونتاژ شده روی سیستم رهائش

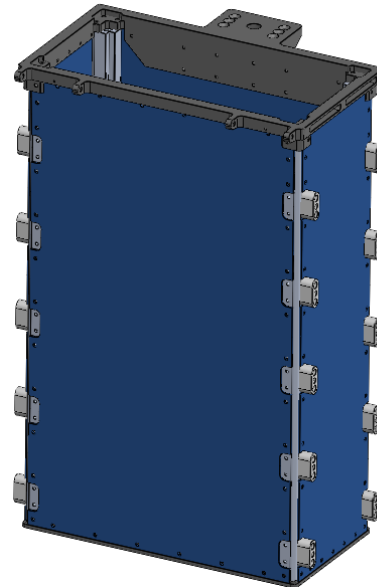
با توجه به اینکه باز شدن درب سیستم رهائش در مدت زمان بسیار کوتاهی اتفاق می‌افتد یک قطعه از جنس تفلون در محل لولای درب به سازه قرار داده شده است تا علاوه بر اینکه نقش دمپر حین باز شدن درب را ایفا کند، زاویه باز شدن درب که ۱۲۰ درجه در نظر گرفته شده است را تأمین کند (شکل ۱۴). به دلیل احتمال بازگشت درب به دلیل وجود فنر پیچشی موجود در لولا، زاویه باز شدن درب ۱۲۰ درجه در نظر گرفته شده است.



شکل ۱۴: نمای ایزومتریک قطعه تفلونی

#### ۱-۴-۱- مکانیزم آزادسازی درب

جهت آزادسازی ماهواره از یک مکانیزم چند مرحله‌ای استفاده شده است. مرحله اول شامل دریافت سیگنال از پرتابگر، مرحله دوم شامل عمل کردن عملگر پین پولر ۱ و باز شدن قفل مکانیکی موجود در درب و نتیجه آن باز شدن درب سیستم رهائش به کمک فنرهای پیچشی به کار رفته در درب است. در مرحله سوم پلانجرهای موجود در قسمت انتهایی سیستم رهائش با ایجاد یک



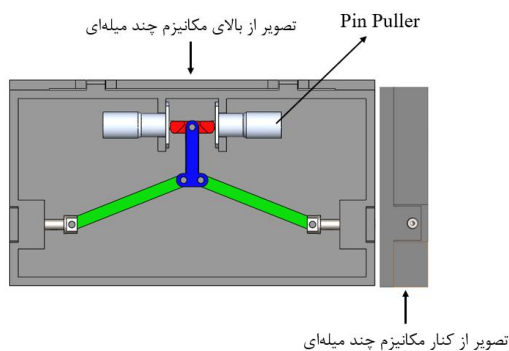
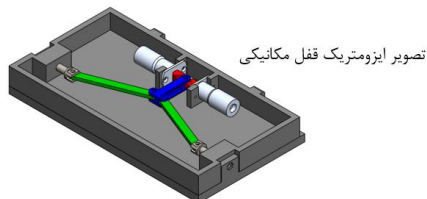
شکل ۱۲: صفحات جانبی سیستم رهائش

#### ۴-۴-۱- مکانیزم درب ماهواره

درب سیستم رهائش ماهواره نقش بسیار مهمی در عملکرد کلی سیستم دارد. این درب باید به گونه‌ای طراحی شود که در زمان مناسب و با دقت بالا باز شود تا ماهواره بتواند به درستی و بدون تداخل رها گردد. یکی از چالش‌های اصلی در طراحی درب سیستم رهائش، مدیریت بارگذاری‌های مختلف است که بر روی آن اعمال می‌شوند. این بارگذاری‌ها شامل ارتعاشات اتفاقی، شوک، سینوسی، شبه استاتیک، تغییرات دما و تابش‌های فضایی هستند. با توجه به اینکه آخرین مرحله در انتقال ماهواره به ارتفاع مداری مطلوب، باز شدن درب سیستم رهائش و خروج ماهواره به کمک نیروی فنر با سرعت در نظر گرفته شده در طراحی است؛ طراحی دقیق و تحلیل صحیح درب سیستم رهائش حیاتی خواهد بود. دیگر چالش موجود در طراحی درب سیستم رهائش زاویه باز شدن آن است. زاویه باز شدن درب سیستم رهائش ماهواره بسیار حیاتی است. این زاویه باید به گونه‌ای تنظیم شود که ماهواره بتواند به درستی و بدون تداخل با سایر سیستم‌ها رها شود. در صورتی که زاویه باز شدن درب خیلی کم یا خیلی زیاد باشد، ممکن است ماهواره با سایر سیستم‌ها برخورد کند یا به مسیر نادرستی هدایت شود. شکل ۱۳ درب طراحی شده برای سیستم رهائش را نشان می‌دهد.

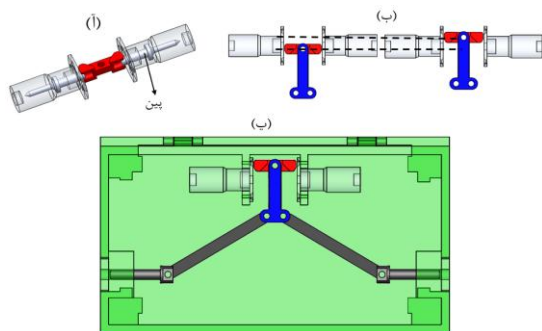
به صورت موازی عمل نمی‌کنند. در صورتی که به هر علتی یکی از آن‌ها عمل نکرد، دیگری با سیگنال پرتابگر عمل کرده و مکانیزم قفل درب را فعال می‌کند.

قفل مکانیکی طراحی شده بر اساس یک مکانیزم چند میله‌ای و ترکیب آن با پین پولر با دریافت سیگنال رهایش ماهواره از سمت پرتابگر شروع به کار کرده و در کسری از ثانیه، با خارج کردن پین‌های قرار داده شده بین درب سیستم رهایش و صفحه فوقانی آن، درب را به کمک فنر پیچشی موجود در لولا باز می‌کند.



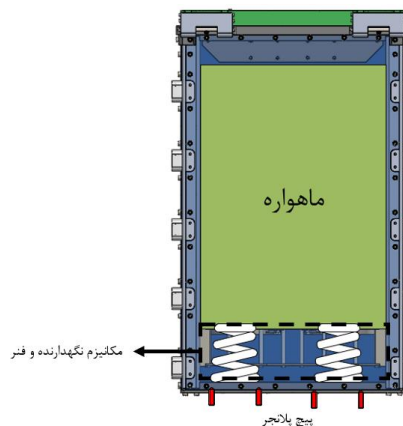
شکل ۱۷: مکانیزم چند مرحله‌ای در آزادسازی درب

درب طراحی شده دارای ابعاد  $260.3 \times 155 \times 18\text{mm}$  است. در شکل ۱۸(ا)، قفل مکانیکی طراحی شده در گام اول با عمل کردن یکی از پین پولرها، لینک قرمز رنگ به سمت بالا کشیده می‌شود (شکل ۱۸(ب)). دو لینک پیرو در اثر حرکت این لینک به یکدیگر نزدیک شده و پین قرار گرفته بین درب و صفحه زیرین آن خارج شده و درب با استفاده از فنر پیچشی قرار داده شده در لولای آن باز می‌گردد.



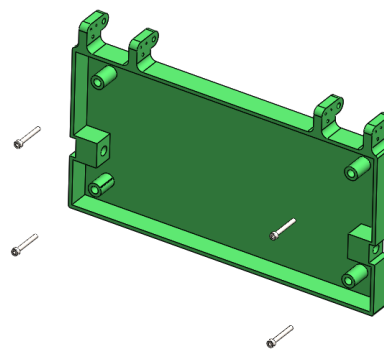
شکل ۱۸: قفل مکانیکی در آزادسازی درب

نیروی اولیه به فنرها و به کمک انرژی پتانسیل ذخیره شده در فنر باعث رهاسازی ماهواره از درون محفظه نگهدارنده می‌شوند.



شکل ۱۵: مکانیزم چند مرحله‌ای در آزادسازی ماهواره

جهت اطمینان از ایجاد نیروی فشاری کافی روی ماهواره، چهار محل جای پیچ روی درب ایجاد شده است. با توجه به اینکه پیچ‌ها ویژگی انتقال نیرو نیز دارند، با بهرمندی از این ویژگی، نیروی فشاری لازم جهت تثبیت طولی ماهواره درون محفظه نگهدارنده و تأمین نیروی فشاری لازم ایجاد می‌شود. طراحی صورت گرفته در شکل ۱۶ نشان داده شده است.



شکل ۱۶: تأمین نیروی فشاری با استفاده از ویژگی انتقال نیروی پیچ

قفل مکانیکی طراحی شده روی درب سیستم رهایش دو وظیفه حیاتی را به عهده دارد. وظیفه اول آن جلوگیری از خروج ماهواره از سیستم رهایش در طول مسیر پرتاب و تأمین بخشی از نیروی فشاری لازم جهت فشردگی فنر است. دومین وظیفه آن باز شدن صحیح و کامل بدون برخورد به ماهواره است. در این راستا یک قفل مکانیکی مبتنی بر یک مکانیزم چند میله‌ای طراحی گردیده است. طبق شکل ۱۷ از دو عدد پین پولر جهت افزایش قابلیت اطمینان باز شدن درب استفاده شده است. این پین پولرها

#### ۴-۵ جنس سازه سیستم رهایش

سازه‌هایی که در صنعت فضایی ساخته و کاربری دارند، الزامات سخت گیرانه‌ای دارند و انتخاب آن‌ها باید مطابق با استاندارد فضایی اتحادیه اروپا (ECSS) باشد. آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ به دلیل استحکام بالا در کنار چگالی مناسب، امکان آنودایز، شکل پذیری و قابلیت ماشین کاری به عنوان ماده خام مورد استفاده در طراحی سیستم رهایش استفاده شده است. در جدول ۱۰ مشخصات مکانیکی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ استفاده شده درج شده است.

جدول (۱۰) مشخصات مکانیکی آلومینیوم ۷۰۷۵

ماده	چگالی) کیلوگرم بر متر (مکعب)	مدول الاستیسیته (گیگا پاسکال)	مدول برشی (گیگا پاسک ال)	ضر یب پوا سون ال)	تنش تسلیم (مگا پاسک ال)
	۲۸۱۰	۷۱/۷	۲۶/۹	۱۳۳	۵۰۳

یکی از پارامترهای مهم در طراحی سیستم رهایش مشخصات مرکز جرم است. در طراحی صورت گرفته تا حد امکان بایستی سعی نمود که مرکز جرم در راستاهای جانبی در مرکز قرار گیرد و کمترین انحراف را از مرکز هندسی سیستم رهایش داشته باشد. در جدول ۱۱، مشخصات مرکز جرم سیستم رهایش طراحی شده ارائه شده است. با توجه به این جدول مشاهده می‌گردد که مرکز جرم سیستم رهایش کمترین انحراف را نسبت به مرکز هندسی در راستاهای جانبی (X, Y) دارد.

جدول (۱۱) مشخصات مرکز جرم سیستم رهایش

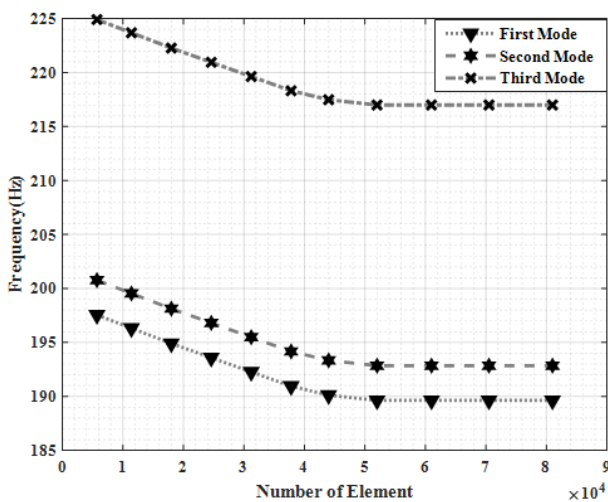
محور	X	Y	Z
مقدار (میلی متر)	-۰/۱	۰/۴۱	۲۲/۰۵
	۱		

#### ۵- تحلیل المان محدود سیستم رهایش ماهواره

##### مکعبی

جهت اطمینان از صحت طراحی، لازم است که تحلیل‌های سازه‌ای روی سیستم رهایش انجام گیرد. پیش از انجام هرگونه تحلیل روی سیستم رهایش لازم است که مدل المان محدود آن آماده شود.

مدل المان محدود سیستم رهایش در نرم‌افزار انسیس مطابق با شکل ۲۰ ایجاد شده است. مهم‌ترین بخش در تولید مدل المان محدود سیستم رهایش، مش‌بندی آن است. چرا که جواب‌های بدست آمده از یک مدل المان محدود همواره به نوع مش و چگالی مش وابسته است. در مدل‌سازی المان محدود جهت اطمینان از استقلال نتایج تحلیل از تعداد المان‌های استفاده شده در شبکه‌بندی هندسه سیستم رهایش، تحلیل حساسیت مش انجام شده است. در این تحلیل فرکانس‌های طبیعی اول تا سوم سیستم رهایش با یازده اندازه مش مختلف استخراج شده است. در مش‌بندی می‌بایست چگالی مش‌ها را به اندازه‌ای کاهش داد که فرکانس‌های اول تا سوم به مقدار مشخصی همگرا گردد. نتایج حاصل شده از این تحلیل نشان می‌دهد که تعداد المان‌ها از تعداد تقریباً ۵۴۰۰۰ به همگرایی می‌رسد (شکل ۱۹). در مدل‌سازی المان محدود سیستم رهایش از مش مکعبی برای تمامی قطعات استفاده شده است. تعداد المان‌های استفاده شده طبق تحلیل حساسیت مش ۵۴۰۹۷ است. جرم مدل المان محدود دقیقاً با مدل آماده شده در نرم‌افزار سالیدورک یکسان است. جرم سیستم رهایش ۳۹۰۲ گرم و جرم ماهواره که به صورت تصنعی در طراحی قرار داده شده است نیز ۱۰۴۴۷ گرم است. مدل المان محدود آماده شده در نرم‌افزار در شکل ۲۰ نشان داده شده است.



شکل ۱۹: تحلیل حساسیت مش

##### ۵-۱- فرضیات مدل‌سازی المان محدود

با توجه به نحوه قرارگیری ماهواره درون سیستم رهایش، ارتباط ماهواره با سیستم رهایش از طریق ستون‌ها، درب سیستم رهایش و مکانیزم نگهدارنده است. بدین علت که هیچ گونه اتصال پیچی در این قسمت‌ها وجود ندارد و اصطکاک در نظر گرفته نشده است،

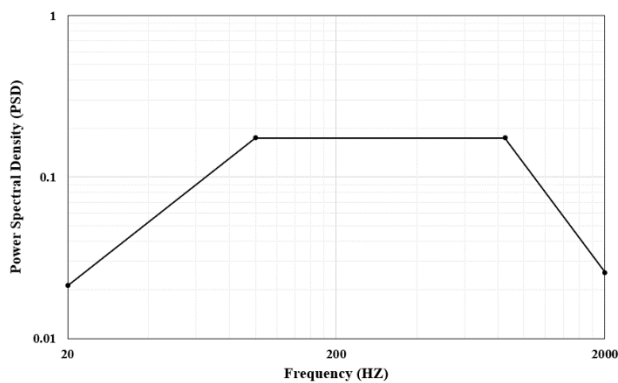
مقادیر فرکانس‌های طبیعی ارتعاشات مقید سیستم رهایش در جدول ۱۳ ارائه شده است. با توجه به این جدول مشاهده می‌گردد که مقادیر فرکانس طبیعی عرضی و طولی سیستم رهایش طراحی شده از الزامات پرتابگر بیشتر است و بنابراین پدیده تشدید بین سیستم رهایش و پرتابگر اتفاق نخواهد افتاد.

جدول (۱۳) فرکانس‌های طبیعی سیستم رهایش

شماره مود	مقدار (هرتز)
۱	۱۹۹/۵۵
۲	۱۹۹/۸۶
۳	۲۶۴/۹۹
۴	۲۷۸/۱
۵	۳۷۶/۷۸
۶	۴۱۴/۰۴

#### ۲-۵- تحلیل ارتعاشات اتفاقی

هدف از تحلیل ارتعاشات اتفاقی قابلیت تحمل سازه در اثر بارگذاری‌های اتفاقی حین پرتاب است. پروفیل بارگذاری ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی مطابق با استاندارد ECSS در شکل ۲۱ و جدول ۱۴ ارائه شده است.

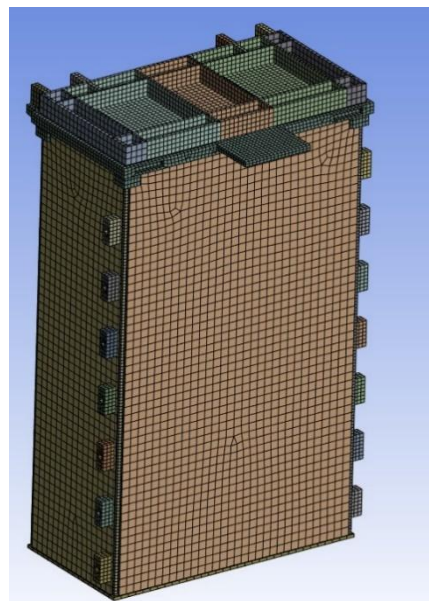


شکل ۲۱: پروفیل بارگذاری ارتعاشات اتفاقی

جدول (۱۴) طیف بارگذاری ارتعاشات اتفاقی

فرکانس (هرتز)	PSD ( $g^2/Hz$ )
۲۰	۰/۰۲۱۲
۱۰۰	۰/۱۷۴۸
۸۵۰	۰/۱۷۴۸

ارتباط ماهواره با این وجوهات سیستم رهایش از طریق قید عدم جدایش تعریف شده است. تمامی اتصالات پیچی بین اجزاء سیستم رهایش از نوع تیر ۱ تعریف شده است. تمام درجات آزادی نوده‌های موجود در محل اتصال به رینگ پرتابگر برابر با صفر در نظر گرفته شده است. بارگذاری‌های مختلفی بر روی سیستم رهایش توسط پرتابگر اعمال می‌شود (شامل شوک، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات فرکانس پایین و شبه استاتیک). در این مقاله به تحلیل سیستم رهایش در اثر بارهای ناشی از ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، بارگذاری شبه استاتیکی و تحلیل کماتش پرداخته می‌شود. همچنین یکی از مهم‌ترین تحلیل‌هایی که باید بر روی سیستم رهایش گرفت، تحلیل مودال است. جهت جلوگیری از کوپلینگ دینامیکی و پدیده تشدید بین پرتابگر، ماهواره و سیستم رهایش باید فرکانس‌های طبیعی سیستم رهایش بیشتر از ماهواره و پرتابگر باشد. لذا استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها اهمیت دارد. الزامات فرکانسی پرتابگر و ماهواره در جدول ۱۲ آورده شده است.

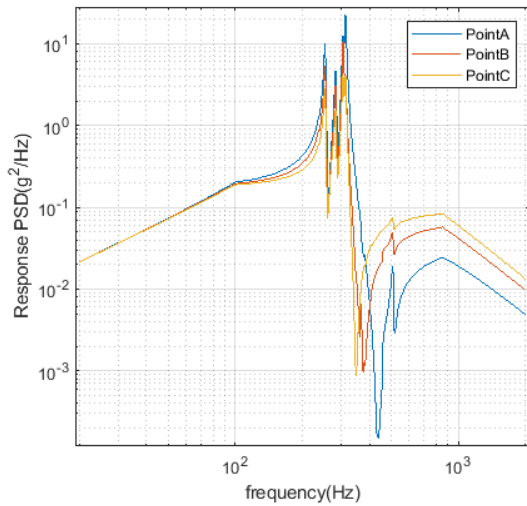


شکل ۲۰: مدل المان محدود سازه سیستم رهایش

جدول (۱۲) مشخصات الزامات فرکانسی پرتابگر و ماهواره

آیتم	جهت	مقدار
الزامات فرکانس (هرتز)	طولی	۶۵
	عرضی	۲۵

<sup>۱</sup> Beam



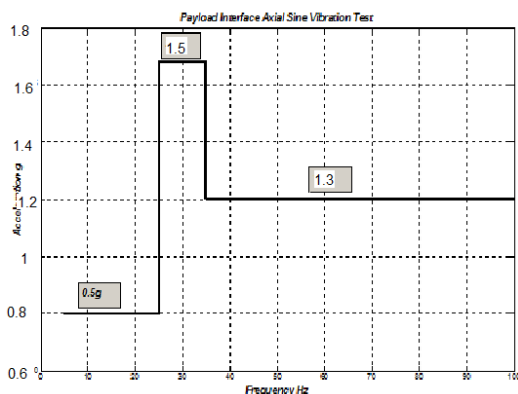
شکل ۲۳: نتایج تحلیل ارتعاشات اتفاقی

جدول (۱۵) نتایج تحلیل ارتعاشات اتفاقی

نقطه	مقدار RMS برحسب G
A	۲۱/۵۶۱
B	۱۸/۹۷۸
C	۱۶/۲۳۱

### ۳-۵- تحلیل ارتعاشات سینوسی

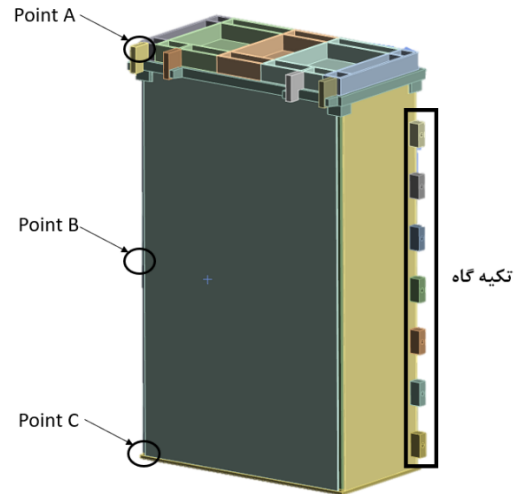
پروفیل بارگذاری ارتعاشات سینوسی در سطح پروازی برای راستای محوری در شکل ۲۴ و راستای جانبی در شکل ۲۵ آورده شده است.



شکل ۲۴: پروفیل بارگذاری ارتعاشات سینوسی راستای محوری

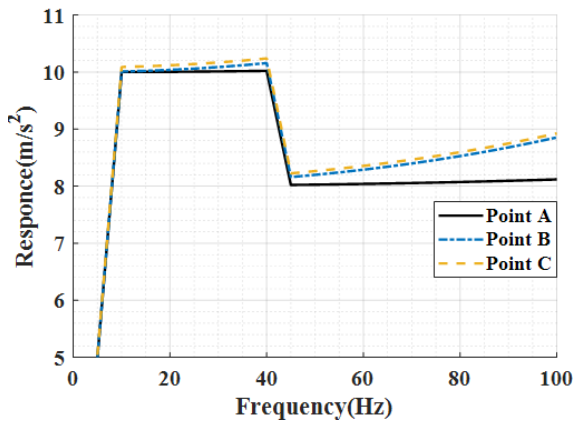
۲۰۰۰	۰/۰۲۵۶
۱۴/۷۲ grMS	

در ادامه جهت بررسی پاسخ‌های فرکانسی در تحلیل‌های ارتعاشی، سه نقطه A و B و C مطابق با شکل ۲۲ انتخاب شده است و ارتعاشات اتفاقی و همچنین ارتعاشات سینوسی منتقل شده در هر یک از این نقاط محاسبه می‌گردد و نمودار پاسخ آنها ترسیم می‌شود.



شکل ۲۲: نقاط در نظر گرفته شده برای محاسبه پاسخ‌های فرکانسی در تحلیل‌های ارتعاشی در سیستم رهایش

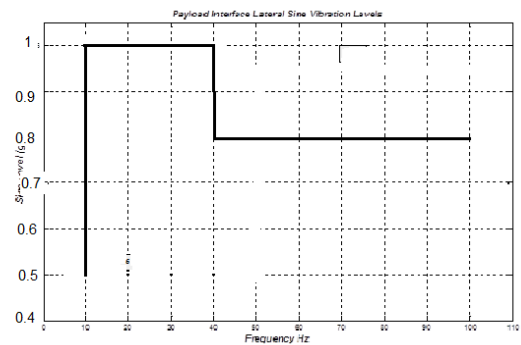
نتایج بدست آمده از تحلیل ارتعاشات اتفاقی در سه نقطه مذکور مطابق با شکل ۲۳ و جدول ۱۵ است. این مقادیر نشان می‌دهند که سیستم در نقاط مختلف تحت تأثیر بارگذاری ارتعاشات اتفاقی، پاسخ‌های متفاوتی دارد. بیشترین پاسخ در نقطه A اتفاق افتاده است که به دلیل نزدیکی این نقطه به درب است که اتصال آن از طریق مکانیزم قفل مکانیکی به بدنه انجام شده است.



شکل ۲۷: نتایج حاصل از بارگذاری سینوسی در جهت جانبی

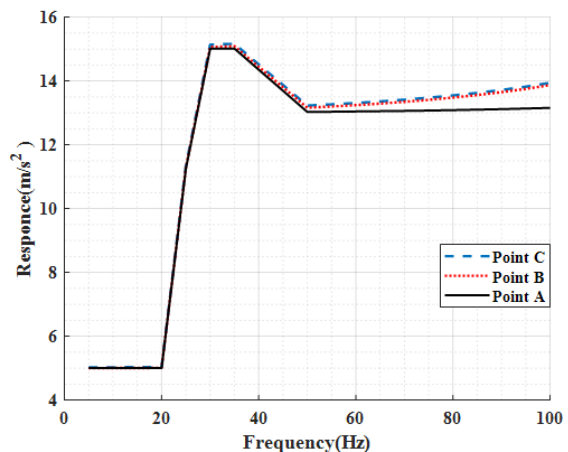
#### ۴-۵- تحلیل شبه استاتیکی سیستم رهایش

جهت اطمینان از استحکام سازه سیستم رهایش ماهواره در برابر بارهای ترکیبی مطرح شده در طول مسیر پرتاب، تحلیل شبه استاتیکی انجام شده است. براساس آنچه که در بخش بارگذاری‌های ترکیبی بررسی گردید، ۷۸ حالت مختلف بارگذاری وارد بر ماهواره و سیستم رهایش در طول مسیر پرتاب اتفاق می‌افتد. بنابراین جهت انجام صحیح تحلیل شبه استاتیکی، لازم است بدترین حالت بارگذاری در نظر گرفته شود. در این مقاله برای هر یک از این حالت‌ها توزیع تنش فون مایز در کل سیستم رهایش ماهواره استخراج گردید. در بین تمام حالت‌های بارگذاری مختلف وارد بر سیستم رهایش ماهواره، بارگذاری حالت ۶۵ که در اثر ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی ایجاد شده است به عنوان بحرانی‌ترین حالت شناخته گردید. در جدول ۱۶ مقدار این بارگذاری درج شده است. در شکل ۲۸ توزیع تنش فون مایز در سیستم رهایش ماهواره در اثر بارگذاری حالت ۶۵ نشان داده شده است. طبق این شکل مشاهده می‌شود که حداکثر تنش فون مایز ایجاد شده در محل اتصال به رینگ پرتابگر است. مقدار آن تقریباً برابر با ۱۷۲ مگاپاسکال است. لذا با توجه به این تحلیل مشخص می‌شود که حداکثر تنش ایجاد در کل سیستم رهایش در بحرانی‌ترین حالت بارگذاری، از تنش تسلیم آلومینیوم ۷۰۷۵ که برابر با ۵۰۰ مگاپاسکال است، کمتر می‌باشد. بنابراین سازه سیستم رهایش ماهواره در تمام ۷۸ حالت مختلف بارگذاری وارد شده بر آن در محدوده ایمن و مجاز حد تنش قرار دارد. بنابراین سازه سیستم رهایش طراحی شده توانایی تحمل بارهای مختلف ناشی از پرتابگر را دارد و در اثر بارهای ناشی از پرتاب آسیبی در سیستم رهایش ماهواره ایجاد نمی‌گردد.



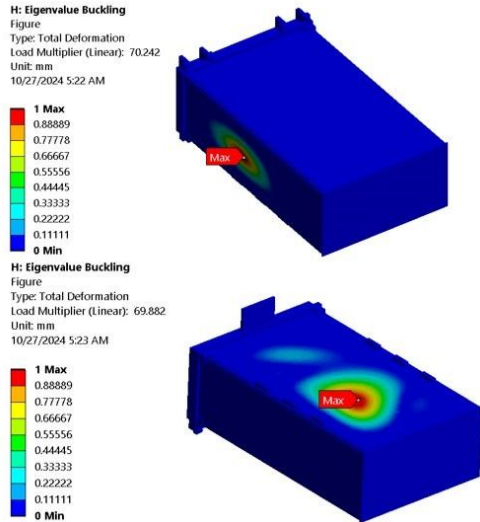
شکل ۲۵: پروفیل بارگذاری ارتعاشات سینوسی راستای جانبی

نتایج حاصل از بارگذاری سینوسی بر سازه سیستم رهایش و ماهواره در شکل ۲۶ و شکل ۲۷ ارائه شده است. مطابق با این اشکال مشاهده می‌گردد که حداکثر دامنه پاسخ در نقطه A در راستای طولی و جانبی به ترتیب برابر با ۱۵/۲ و ۱۰/۲۴ متر بر مجذور ثانیه است. در نقطه B حداکثر دامنه پاسخ در راستای طولی و جانبی به ترتیب برابر ۱۵/۰۸ و ۱۰/۱۲ متر بر مجذور ثانیه است. همچنین در نقطه C حداکثر دامنه پاسخ در راستای طولی و جانبی به ترتیب برابر برابر ۱۵/۰۱ و ۱۰/۰۲ متر بر مجذور ثانیه است. با توجه به اینکه فرکانس‌های طبیعی سیستم رهایش فاصله زیادی با محدوده فرکانس ارتعاشات سینوسی (۵ الی ۱۰۰ هرتز) دارند، پاسخ سیستم به شتاب وارده اختلاف بسیار ناچیزی با مقدار ورودی در هر دو راستای طولی و جانبی دارد.



شکل ۲۶: نتایج حاصل از بارگذاری سینوسی در جهت طولی

مقادیر ویژه مود اول و دوم کمانش به ترتیب برابر با  $68/8$  و  $70/2$  است. بنابراین با توجه به اینکه مقادیر ویژه کمانش تحت بحرانی‌ترین حالت بارگذاری بزرگ‌تر از یک است، بنابراین امکان رخداد واماندگی کمانش در سازه سیستم رهایش وجود ندارد.



شکل ۲۹: نتایج حاصل از تحلیل کمانش سیستم رهایش

## ۶- تحلیل دینامیکی مجموعه سیستم رهایش و ماهواره

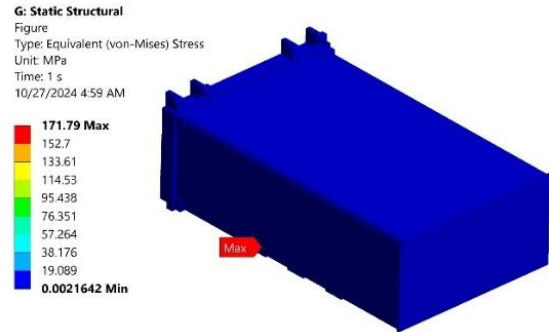
جهت بررسی و تحلیل پارامترهای سینماتیکی همچون سرعت و شتاب در مجموعه سیستم رهایش و ماهواره از لحظه دستور خروج تا لحظه تزریق ماهواره به مدار مطلوب، از نرم افزار ادمز<sup>۱</sup> و همچنین نرم افزار انسیس استفاده شده است.

### ۶-۱- تحلیل دینامیکی با استفاده از نرم افزار ادمز

گام اول در تحلیل این مجموعه، آماده‌سازی مدل است. این قسمت در سه مرحله به ترتیب، ایجاد الگو، ایجاد زیرسیستم و مونتاژ انجام می‌گردد. مدل‌سازی انجام شده در فرآیند شبیه‌سازی مبتنی بر مدل جرم - فنر بوده چرا که در طراحی سیستم رهایش از ایزولاتور استفاده نشده است. در این شبیه‌سازی فنر طراحی شده در جدول ۶ و ۷ مدل‌سازی شده و متغیرهای سینماتیکی ماهواره از جمله سرعت و شتاب آن در محور طولی پاد محاسبه شده است. در شکل ۲۸ نمودار سرعت - زمان مرکز جرم ماهواره در جهت محور طولی پاد ارائه شده است. نمودار استخراج شده با

جدول (۱۶) بحرانی‌ترین حالت بارگذاری شبه استاتیکی (حالت ۶۵)

محور	X	Y	Z
شتاب (g)	۱۸/۱۵	۴/۹	۴/۹

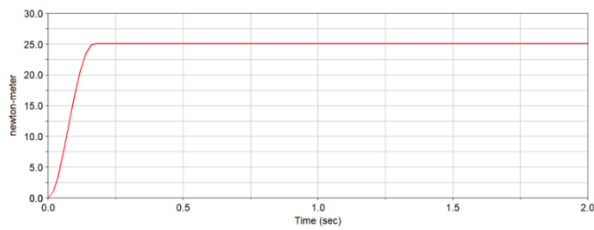


شکل ۲۸: تنش فون مایز حاصل از تحلیل شبه استاتیکی سیستم رهایش در بحرانی‌ترین حالت بارگذاری (حالت ۶۵)

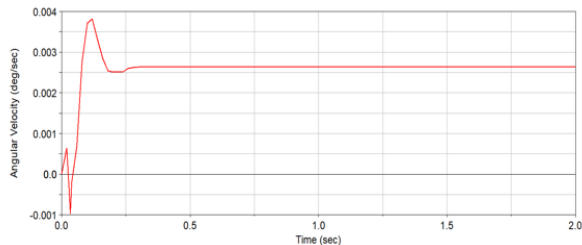
### ۵-۵- تحلیل کمانش

سیستم رهایش ماهواره در حین پرتاب و زمانی که از طریق قطعات بیضوی طراحی شده به پرتابگر متصل است، در معرض نیروهای مختلفی قرار می‌گیرد. به واسطه اعمال نیروهای فشاری بیش از حد در حین پرتاب سازه سیستم رهایش به ویژه ستون‌های آن مستعد ایجاد پدیده کمانش و تغییر شکل ناخواسته هستند. به وجود آمدن این مود واماندگی سازه‌ای می‌تواند باعث تخریب کلی سازه سیستم رهایش شده و یا به واسطه تغییر شکل‌های ناخواسته دقت عملگرها، حسگرها و دیگر اجزای متصل به سازه را تحت تأثیر قرار دهد و در نتیجه باعث از دست رفتن مأموریت شود. در زمان پرتاب از طریق پرتابگر و رینگ واسط آن به سیستم بارهای مختلفی وارد می‌شود. مؤلفه فشاری این بارها می‌تواند باعث ایجاد کمانش در اجزاء سازه سیستم رهایش، نظیر ستون‌ها یا صفحات جانبی گردد. بنابراین جهت جلوگیری از بروز پدیده کمانش لازم حداکثر بار وارده به سیستم رهایش در نرم افزار انسیس اعمال شود و مقادیر ویژه کمانش تحت بارگذاری وارده محاسبه شود. در صورتی که مقادیر ویژه استخراج شده بزرگتر از یک باشند، بدین معنی است که طبق تحلیل امکان رخداد پدیده کمانش در سازه وجود نخواهد داشت. نتیجه حاصل از تحلیل کمانش و استخراج مقادیر ویژه دو مود ابتدایی آن بر اثر بحرانی‌ترین حالت بارگذاری در شکل ۲۹ نشان داده شده است. مطابق با این شکل مشاهده می‌شود که

<sup>۱</sup> ADMS



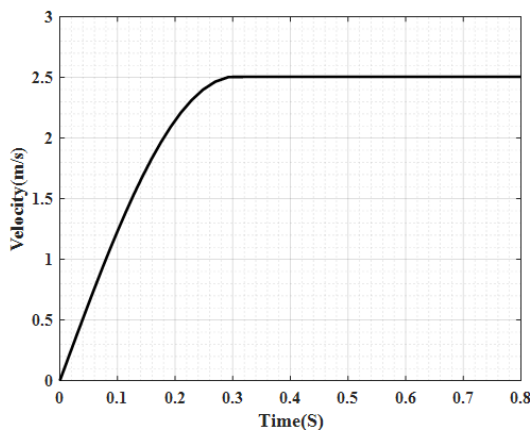
شکل ۳۳: نمودار انرژی جنبشی مرکز جرم ماهواره



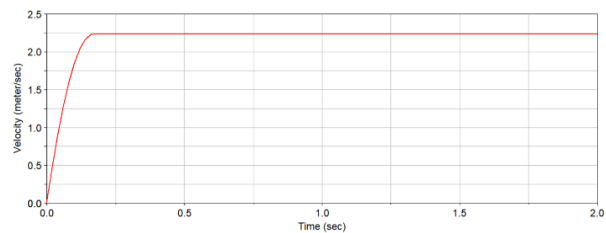
شکل ۳۴: سرعت زاویه‌ای مرکز جرم ماهواره

۲-۶- تحلیل دینامیکی با استفاده از نرم افزار انسیس

جهت صحت‌سنجی نتایج تحلیل‌های دینامیکی، در این بخش نتایج حاصل از تحلیل دینامیکی سیستم رهایش با استفاده از نرم افزار ادمز، با نرم افزار انسیس صحت‌سنجی می‌گردد. در این راستا با استفاده از نرم افزار انسیس شبیه‌سازی خروج ماهواره از سیستم رهایش انجام شده است. تماس بین ماهواره و سیستم رهایش بدون اصطکاک در نظر گرفته شده است. ثابت فنر محاسبه شده در بخش طراحی نیز به صورت المان فنر بین مقطع ریل‌های ماهواره و سیستم رهایش تعریف شده است. نمودار سرعت - زمان و شتاب - زمان خروج ماهواره از سیستم رهایش در شکل‌های ۳۵ و ۳۶ ارائه شده است. با توجه به این اشکال مشاهده می‌گردد که نتایج حاصل یافته از تحلیل به کمک نرم افزار انسیس تطابق بسیار خوبی با شبیه‌سازی انجام شده با نرم افزار ادمز دارد که این امر بیانگر صحت تحلیل‌های دینامیکی انجام شده است.

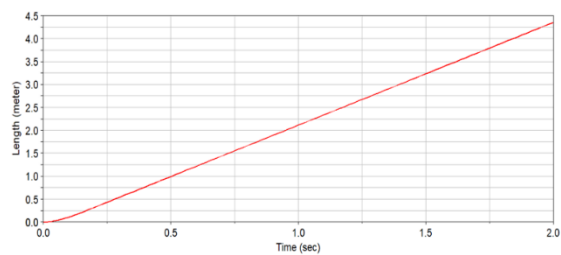


تقریب خوبی محاسبات انجام شده برای سرعت ماهواره در جدول ۶ را بیان می‌کند.

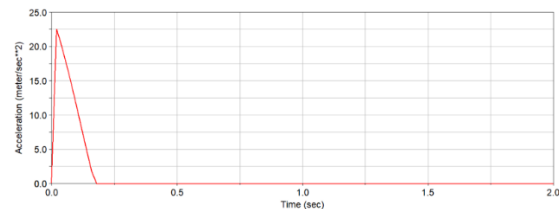


شکل ۳۶: نمودار سرعت زمان ماهواره در هنگام خروج از پاد

با توجه به فرضیات مدل‌سازی، حرکت به طور کلی با سرعت ثابت محسوب می‌شود، این امر در نمودار مکان - زمان موجود در شکل ۳۱ نشان داده شده است. نمودار شتاب - زمان (شکل ۳۲) نیز بیانگر همین موضوع است. غیر از لحظه باز شدن درب پاد و آزادسازی فنر که تکانه اولیه به سیستم می‌دهد، مابقی لحظات حرکت با سرعت ثابت اتفاق افتاده است.



شکل ۳۱: نمودار مکان - زمان مرکز جرم ماهواره



شکل ۳۲: نمودار شتاب - زمان مرکز جرم ماهواره

در شکل ۳۳ نمودار انرژی جنبشی مرکز جرم ماهواره ارائه شده است. مطابق با این شکل پایستگی انرژی در سیستم و نبود اتلاف انرژی در فضا مشهود است. در شکل ۳۴ سرعت زاویه‌ای مرکز جرم ماهواره حول محور طولی پاد نشان داده شده است. مطابق با این شکل، در لحظات اولیه باز شدن درب پاد به دلیل تلورانس موجود بین ستون‌های سازه ماهواره و ریل‌های پاد چرخش لحظه‌ای در ماهواره ایجاد شده اما پس از آن سرعت زاویه‌ای به پایداری می‌رسد.

قرار دارد و بنابراین سیستم رهایش طراحی شده استحکام لازم برای محافظت از ماهواره و زیرسیستم‌های مختلف آن در طول پرتاب را دارد. در نهایت مدل‌سازی دینامیکی سیستم رهایش در نرم‌افزار ادمز با هدف بررسی متغیرهای سینماتیکی سیستم از لحظه‌ی باز شدن درب پاد تا لحظه‌ی تزریق ماهواره به مدار انجام شد. همچنین نتایج تحلیل‌های دینامیکی به کمک نرم‌افزار انسیس صحت سنجی گردید و مشاهده شد که تطابق بسیار خوبی بین نتایج دینامیکی نرم‌افزار ادمز با نرم‌افزار انسیس وجود دارد.

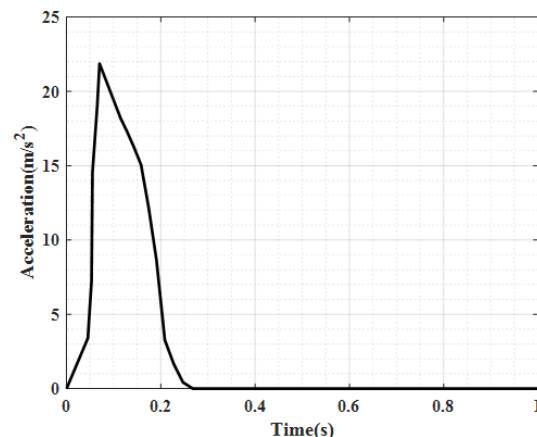
### تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

### مراجع

- [1] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, and R. Twiggs, "CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation", 2000.
- [2] A. Poghosyan and A. Golkar, "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 88, pp.:59-83, 2017.
- [3] H. J. Kim, S. Hariharan, M. Julian, and D. Macdonnell, "Technology and opportunities of photon sieve CubeSat with deployable optical membrane", *Aerospace Science and Technology*, vol. 80, pp.: 212-220, 2018.
- [4] A. Chin, R. Coelho, R. Nugent, R. Munakata, and J. Puig-Suari, "CubeSat: the pico-satellite standard for research and education", In *AIAA Space 2008 Conference & Exposition*, 2008, p.: 7734.
- [5] I. Nason, J. Puig-Suari, and R. Twiggs, "Development of a family of picosatellite deployers based on the CubeSat standard". In *Proceedings, IEEE Aerospace Conference*, March 2002, vol. 1, p.: 1.
- [6] S. Lee, A. Toorian, N. Clemens, J. Puig-Suari, and B. Twiggs, "Cal poly coordination of multiple cubesats on the DNEPR launch vehicle", 2004.
- [7] A. Chin, R. Coelho, L. Brooks, R. Nugent, and J. Puig-Suari, "Standardization promotes flexibility: a review of CubeSats' success", *Aerospace Engineering*, vol. 805, pp.: 756-5087, 2008.
- [8] C. Anderson, R. Cuerdon, B. Kelsey, and N. Petilli, "Design and Analysis for a CubeSat

شکل ۳۵: نمودار سرعت - زمان خروج ماهواره از سیستم رهایش با استفاده از نرم‌افزار انسیس



شکل ۳۶: نمودار شتاب - زمان مرکز جرم ماهواره با استفاده از نرم‌افزار انسیس

### نتیجه‌گیری

در سال‌های اخیر استفاده از پاد به عنوان یک سیستم رهایش مطلوب در ماهواره‌های مکعبی افزایش چشمگیری داشته است. در واقع پاد به عنوان یک واسط بین ماهواره مکعبی و پرتابگر، وظیفه مهم جدایش و تزریق ماهواره در مدار مورد نظر را به عهده دارد. به سیستم رهایش ماهواره در طول فرآیند پرتاب، انواع بارگذاری‌های مختلف دینامیکی و استاتیکی وارد می‌شود و بایستی این سیستم رهایش توانایی محافظت از ماهواره و زیرسیستم‌های آن در برابر بارگذاری وارده را داشته باشد. بنابراین بررسی سازه‌ای و تحلیل المان محدود این سیستم رهایش برای اطمینان از صحت عملکرد آن در ماهواره‌های مکعبی بسیار حائز اهمیت می‌باشد. در این مقاله ابتدا طراحی سازه‌ای یک سیستم رهایش مناسب برای ماهواره مکعبی با در نظر گرفتن ملاحظات مرتبط با ماهواره و پرتابگر ارائه شده است. با توجه به وظیفه سیستم رهایش در برابر محافظت از ماهواره یک قفل مکانیکی مبتنی بر پین پولر و مکانیزم چند میله‌ای طراحی گردید. سپس تحلیل المان محدود سیستم رهایش طراحی شده شامل تحلیل مودال، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، تحلیل شبه استاتیکی و کمانش ارائه گردید. تحلیل‌های المان محدود انجام شده نشان دادند که سیستم رهایش طراحی شده، الزامات فرکانسی مربوط به پرتابگر را برآورده می‌نماید و بنابراین پدیده تشدید در اثر فرکانس‌های کاری پرتابگر در ماهواره مکعبی اتفاق نمی‌افتد. همچنین تحلیل‌های ارتعاشات اتفاقی و سینوسی انجام شده اثبات نمود که پاسخ فرکانسی ایجاد شده در سیستم رهایش در اثر بارهای پرتابگر در محدوده مجاز

- [21] Z. Daneshjoo, F. Shokri, "Layout and Configuration Design of a Remote Sensing Satellite Subsystems", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 4, no.1, pp.:39-51, 2024. (In Persian)
- [22] S. M. N. Ghoreishi, M. Aminjafari, A. Sedaghati, and E. Zabihian, "Design, Analysis and Structural Test of Telecommunication Satellite Based on ECSS Standard", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 3, no. 1, pp.: 48-63, 2023. (In Persian)
- [23] A. Poghosyan, and A. Golkar, "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 88, pp.: 59-83, 2017.
- [24] M. Fakoor, M. Taghinezhad, and A. R. Kosari, "Review of method for optimal layout of satellite components", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, no. 9, pp.: 126-137, 2013. (In Persian)
- [25] Fakoor, M., Ghoreishi, S. M. N., & Sabaghzadeh, H. (2016). Spacecraft component adaptive layout environment (SCALE): An efficient optimization tool. *Advances in Space Research*, 58(9), 1654-1670.
- [26] R. Hiller, "Design of a CubeSat Separation Mechanism", 2017.
- [27] T. P. Sarafin, and W. J. Larson, "Spacecraft structures and mechanisms: from concept to launch", 1995.
- [28] Soyuz User's Manual, Issue 2, Revision 0, 2012.
- [29] M. Safarabadi, and S. Bazargan, "Prediction of equivalent static loads act on a micro satellite via modal analysis". *Engineering Solid Mechanics*, vol.3, no.2, pp.: 75-84, 2015.
- [30] R. G. Budynas, and J. K. Nisbett, "*Shigley's mechanical engineering design*", New York: McGraw-Hill, vol. 9, 2011, pp.: 409-473.
- [9] M. Swartwout, "The first one hundred cubesats: A statistical look". *Journal of small Satellites*, vol. 2, no. 2, pp.: 213-233, 2013.
- [10] S. Roemer, and S. Stoltz, "SPL light weight deployment mechanism for single CubeSats and DPL for double CubeSats", In *Symposium on Small Satellite Systems and Services (4S)*, Funchal, Madeira, Portugal, May 2010.
- [11] C. A. Bernal, and M. Van Bolhuis, "*Releasing the cloud: A deployment system design for the qb50 cubesat mission*", 2012.
- [12] J. Guo, J. Zhang, C. Yue, and F. Wang, "Modeling of the CubeSat deployment and initial separation angular velocity estimation", *Aerospace Science and Technology*, vol. 95, p.:105477, 2019.
- [13] A. Thurn, S. Huynh, S. Koss, P. Oppenheimer, S. Butcher, J. Schlater, and P. Hagan, "A nichrome burn wire release mechanism for CubeSats". In *The 41st Aerospace Mechanisms Symposium, Jet Propulsion Laboratory*, May 2012, pp.: 479-488.
- [14] M. Bellini, and A. Calvi, "Dynamic Analysis and loads definition for the structural design of the Euclid spacecraft". In *ISMA 2014-USD 2014 Conference*, 2014.
- [15] S. Lee, "*Coordination of Multiple CubeSats on the Dnepr Launch Vehicle*". California Polytechnic State University, 2006.
- [16] J. J. Wijker, "Spacecraft Design Loads", *Spacecraft Structures*, pp.: 27-69, 2008.
- [17] C. A. Bernal, and M. Van Bolhuis, "Releasing the cloud: A deployment system design for the qb50 cubesat mission", 2012.
- [18] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, and R. Twiggs, "CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation", 2000.
- [19] A. Chin, R. Coelho, R. Nugent, R. Munakata and J. Puig-Suari, "CubeSat: the pico-satellite standard for research and education", In *AIAA Space 2008 Conference & Exposition*, September 2008, p.: 7734.
- [20] J. Guo, J. Zhang, Y. Feng, F. Wang, and C. Li, "Lightweight implementation of natural vibration frequency adjustment of satellite structures by varying the structural stiffness", *Aerospace Science and Technology*, vol. 118, p.: 107061, 2021.



#### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:148-162  
2025

DOI:  
10.22034/jssta.2025.492703.1221

## Article Info

Received: 1403-09-20  
Accepted: 1404-02-16

## Keywords

Spaceborne synthetic  
aperture radar, pulse  
repetition frequency  
selection, SAR system  
parameters design

## How to Cite this article

M. Hatam, and Maj. Hatam,  
“Improved Method of PRF  
Selection in Spaceborne SAR  
Robust to Altitude Changes and  
with the Ability to Stabilize the  
Transmission Power”, *Journal of  
Space Science, Technology  
and Applications*, vol. 5, no. 1,  
pp. 148–162, 2025.

Original Article

# Improved Method of PRF Selection in Spaceborne SAR Robust to Altitude Changes and with the Ability to Stabilize the Transmission Power

Mahdi Hatam<sup>1\*</sup>, Majid Hatam<sup>2</sup>

<sup>1</sup> \*Institute of Mechanics, Shiraz, Iran  
E-mail address: ma.hatam@isrc.ac.ir

<sup>2</sup> Shiraz University, Shiraz, Iran  
hatammajid@gmail.com

\* Corresponding author

## Abstract

In this paper, an improved pulse repetition frequency selection method for the spaceborne synthetic aperture radar is proposed, where the design considerations of the other system parameters including antenna dimensions, azimuth and range resolution, pulse width, swath width, incidence angle / look angle, orbital altitude and local radius of the earth are taken into account. In the proposed method, in addition to the ability to change the incidence angle, the effects of changes in the orbital altitude and the local radius of the earth are also considered in the design. Also, in this method, in order to stabilize the transmitted power, the design for constant duty cycle mode can be done accurately, which can be very important in a practical system. Also, by using fixed duty cycle in the proposed method, the range of available pulse repetition frequency values and incidence/look angles will significantly be increased. Finally, for a typical system, the results of computer simulation and design using the proposed method for the both constant duty cycle and constant pulse width modes are given, which confirms the above capabilities.

# روش بهبود یافته انتخاب PRF در SAR فضاپایه مقاوم به تغییرات ارتفاع و با قابلیت تثبیت توان ارسالی

نام و نام خانوادگی مهدی حاتم\*<sup>۱</sup>، مجید حاتم<sup>۲</sup>

۱- پژوهشکده مکانیک، پژوهشگاه فضایی ایران، شیراز، ایران - ma.hatam@isrc.ac.ir

۲- دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه شیراز، شیراز، ایران - hatammajid@gmail.com

\* نویسنده مسئول

## چکیده

در این مقاله، یک روش بهبود یافته برای انتخاب فرکانس تکرار پالس بهینه برای رادار دهانه مصنوعی فضاپایه پیشنهاد شده است که در آن ملاحظات طراحی سایر پارامترهای سیستم از جمله ابعاد آنتن، رزولوشن سمت و برد، عرض پالس، برد، زاویه برخورد / زاویه نگاه، ارتفاع مداری و شعاع محلی زمین در نظر گرفته شده‌اند. در روش پیشنهادی، علاوه بر توانایی تغییر زاویه برخورد، تأثیر تغییرات در ارتفاع مداری و شعاع محلی زمین نیز در طراحی در نظر گرفته می‌شود. همچنین در این روش، به منظور ثابت نگه داشتن توان ارسالی، طراحی برای حالت سیکل کاری ثابت نیز می‌تواند با دقت انجام شود که این موضوع می‌تواند در یک سیستم عملی بسیار مهم باشد. همچنین با استفاده از سیکل کاری ثابت در روش پیشنهادی محدوده مقادیر مجاز فرکانس تکرار پالس و زاویه برخورد/ نگاه به میزان قابل توجهی افزایش خواهد یافت. در پایان برای یک سیستم نمونه نتایج شبیه‌سازی کامپیوتری و طراحی با استفاده از روش پیشنهادی برای هر دو حالت سیکل کاری ثابت و عرض پالس ثابت ارائه شده است، که تأییدکننده قابلیت‌های فوق است.



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

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای  
فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۴۸-۱۶۲  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۹/۲۰

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۱۶

واژه‌های کلیدی

رادار دهانه مصنوعی فضاپایه،  
انتخاب فرکانس تکرار پالس،  
طراحی پارامترهای SAR فضاپایه

نحوه استناد به مقاله

مهدی حاتم و مجید حاتم، "روش  
بهبود یافته انتخاب PRF در SAR  
فضاپایه مقاوم به تغییرات ارتفاع و با  
قابلیت تثبیت توان ارسالی"، دو فصلنامه  
علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد  
پنجم، شماره اول، صفحات ۱۶۲-۱۴۸،  
۱۴۰۴.

۱- مقدمه

رادارهای دهانه مصنوعی (SAR<sup>۱</sup>) سیستم‌های تصویربرداری راداری با حدتفکیک بالا هستند که قادر به تصویربرداری در کلیه ساعات شبانه روز و در شرایط آب و هوایی مختلف (صاف، ابری، بارانی و ...) هستند. این سیستم‌ها قابل نصب بر روی پلتفرم‌های مختلفی نظیر هواپیما (سیستم SAR هواپایه<sup>۲</sup>) و ماهواره (سیستم SAR فضاپایه<sup>۳</sup>) بوده و در کاربردهای مختلفی از جمله کشاورزی، جنگلداری، حوادث غیر مترقبه، نقشه برداری و اکتشاف معادن مورد استفاده قرار می‌گیرند [۷]-[۱].

در سیستم‌های SAR هواپایه، زمان بین دو پالس راداری متوالی بیشتر از زمان بازگشت یک پالس از حداکثر برد راداری است، بنابراین مشخص است که هر پالس راداری مربوط به چه بردی است و به عبارت دیگر هیچ ابهامی در برد وجود ندارد. در سیستم‌های SAR فضاپایه به دلیل فاصله زیاد فرستنده SAR از اهداف، زمان بین دو پالس راداری متوالی بسیار کمتر از زمان بازگشت یک پالس از حداکثر برد راداری است و ابهام در برد وجود خواهد داشت. این یکی از مهم‌ترین محدودیت‌ها در طراحی پارامترهای سیستم SAR فضاپایه است و فرکانس تکرار پالس (PRF) و پارامترهای مرتبط باید به گونه‌ای طراحی شوند که ابهام در برد برطرف شود و برد مربوط به هر پالس راداری دریافتی به درستی محاسبه شود [۱۳]-[۱]. پارامترهایی که بر تعیین PRF تأثیر می‌گذارند، پارامترهای پایه ای نامیده می‌شوند [۸]. مراجع [۱۳]-[۹] روش‌های مختلفی برای انتخاب PRF سیستم‌های SAR فضاپایه معرفی می‌کنند. در سند منتشر شده توسط مرکز تحقیقات SANDIA [۸]، یک روش نسبتاً جامع با استفاده از [۱۲]-[۱۰] ارائه شده است. در این روش، نمودارهای مقادیر مجاز PRF بر اساس پارامترهای پایه‌ای دیگر ترسیم می‌شوند و سپس، مقادیری که در تمام نمودارها مشترک هستند انتخاب می‌شوند. در این روش، همه پارامترهای پایه‌ای به جز یک پارامتر (معمولاً زاویه برخورد یا زاویه نگاه) باید ثابت باشند. در منابع نسبتاً جدیدتر [۲۱]-[۱۸] روشهای مشابهی برای انتخاب PRF و پارامترهای مرتبط با آن ارائه شده است که تغییر قابل توجهی نسبت به روش ارائه شده در [۸] ندارند.

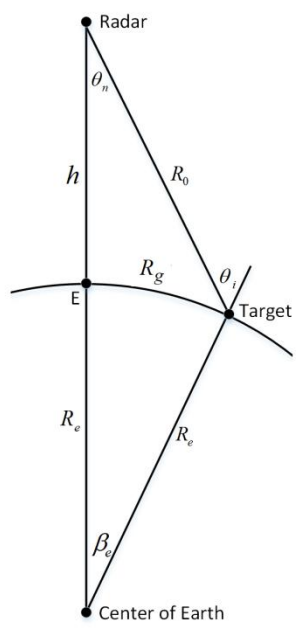
در این مقاله، یک روش اصلاح‌شده برای انتخاب PRF ارائه شده است که در آن علاوه بر زاویه برخورد/نگاه، ارتفاع، شعاع محلی زمین و عرض پالس نیز می‌توانند متغیر باشند. در این روش نمودار PRF بر اساس زاویه برخورد که تغییرات سایر پارامترها در آن در نظر

گرفته شده است محاسبه می‌شود. بنابراین، در روش پیشنهادی طراحی‌ها می‌توانند تنها با استفاده از یک نمودار انجام شوند و بیش از یک پارامتر پایه‌ای می‌تواند متغیر باشد.

پس از معرفی روش پیشنهادی، شبیه‌سازی و انتخاب PRF برای یک سیستم نمونه در هر دو حالت دارای سیکل کاری ثابت و عرض پالس ثابت انجام می‌شود و نتایج ارائه شده تأییدکننده قابلیت‌های فوق هستند.

۲- هندسه مسئله

پارامترهای هندسی موثر در تعیین برد سیستم و PRF در شکل (۱) نشان داده شده و در ادامه توضیح داده شده اند.



شکل (۱): هندسه‌ی ماهواره از دید عمود بر مسیر حرکت رادار [۲].

در شکل (۱) کمان برد زمینی با  $R_g$  نشان داده شده است،  $\beta_e$  زاویه‌ی مقابل کمان  $R_g$  از مرکز زمین است، شعاع محلی زمین با  $R_e$  مشخص شده است و  $h$  ارتفاع سکوی SAR تا نقطه حوضیض ( $E$ ) است. زاویه‌ی  $\theta_i$  زاویه پرتوی رادار با خط عمود بر زمین در محل هدف است که زاویه برخورد نامیده می‌شود و به زاویه‌ی  $\theta_n$  زاویه‌ی نگاه گفته می‌شود. با توجه به شکل (۱) متغیرهای فوق طبق روابط زیر با هم در ارتباط هستند [۲]:

$$\frac{R_e}{\sin \theta_n} = \frac{R_e + h}{\sin \theta_i} = \frac{R_0}{\sin \beta_e} \quad (1)$$

$$R_g = R_e \beta_e$$

<sup>۳</sup> Spaceborne SAR

<sup>۱</sup> Synthetic Aperture Radar

<sup>۲</sup> Airborne SAR

باشند و در نتیجه پس از ارسال یک پالس نمی‌توان منتظر دریافت سیگنال اکوی بازگشتی آن پالس ماند و پیش از بازگشت اکوی پالس اول چند پالس دیگر نیز ارسال شده اند. بنابراین بایستی مقادیر PRF و پارامترهای پایه‌ای به گونه‌ای انتخاب شوند که ابهام در برد نداشته باشیم. مقادیر PRF و پارامترهای پایه‌ای مجاز مقادیری هستند که شرایط زیر را داشته باشند [۱۳]-[۱۸]:

(۱) کلیه سیگنال‌های اکوی بازگشتی مربوط به یک پالس در فاصله زمانی بین دو پالس ارسالی دیگر دریافت شوند تا ابهام در تخمین برد به وجود نیاید. بدین منظور باید توجه داشت بایستی اکوی بازگشتی از کل محدوده برد از برد حداقل  $R_{min}$  تا برد حداکثر  $R_{max}$  بایستی در نظر گرفته شود که:

$$R_{min} = \sin \left( (\theta_i - \theta_{el} / 2) - \sin^{-1} \left( \sin(\theta_i - \theta_{el} / 2) \frac{R_e}{R_e + h} \right) \right) \times \frac{R_e + h}{\sin(\theta_i - \theta_{el} / 2)} = R_0(\theta_i - \theta_{el} / 2, h, R_e) \quad (۷)$$

$$R_{max} = \sin \left( (\theta_i + \theta_{el} / 2) - \sin^{-1} \left( \sin(\theta_i + \theta_{el} / 2) \frac{R_e}{R_e + h} \right) \right) \times \frac{R_e + h}{\sin(\theta_i + \theta_{el} / 2)} = R_0(\theta_i + \theta_{el} / 2, h, R_e) \quad (۸)$$

که در روابط فوق  $\theta_{el}$  پهنای پرتو آنتن در راستای ارتفاع بوده و به طور تقریبی بر حسب رادیان برابر است با  $\theta_{el} = \lambda / L_{el}$  و ابعاد آنتن در راستای ارتفاع می‌باشد. بنابراین با توجه به آنکه زمان رفت و برگشت یک پالس از برد  $R$  برابر  $2R/c$  است، برای آنکه کل اکوهای بازگشتی یک پالس بین پالسهای ارسالی  $i$  ام و  $i+1$  ام دریافت شوند بایستی:

$$\frac{2R_{max}}{c} < \frac{i+1}{PRF} - \tau \quad \text{و} \quad \frac{2R_{min}}{c} > \frac{i}{PRF} + \tau$$

یا به طور معادل:

$$\frac{i}{t_{min} - \tau} < PRF < \frac{i+1}{t_{max} + \tau} \quad (۹)$$

که  $t_{min} = \frac{2R_{min}}{c}$  و  $t_{max} = \frac{2R_{max}}{c}$ . برای مجاز بودن مقدار PRF رابطه (۹) به ازای یک  $i$  صحیح و نامنفی باید برقرار باشد.

(۲) نرخ نمونه برداری نایکویست رعایت گردد (رابطه (۵)). اغلب در  $\theta_{sq} = 0$  در نظر گرفته شده (سختگیرانه ترین حالت برای مجاز بودن PRF) و با توجه به ایده آل نبودن فیلترها

بنابراین عرض نوار تصویر برابر خواهد بود با

$$SW = R_e(\beta_{e2} - \beta_{e1}) \quad (۲)$$

که  $\beta_{e1}$  و  $\beta_{e2}$  مقدار  $\beta_e$  در زوایای نگاه  $\theta_n + \theta_{az} / 2$  و  $\theta_n - \theta_{az} / 2$  هستند و  $\theta_{az}$  پهنای پرتو آنتن در راستای ارتفاع است. همچنین با توجه به شکل (۱) مشخص است که  $\theta_i = \theta_n + \beta_e$  و در نتیجه با توجه به رابطه (۱) داریم:

$$\beta_e = \theta_i - \sin^{-1} \left( \sin(\theta_i) \frac{R_e}{R_e + h} \right) \quad (۳)$$

در سیستم‌های SAR هواپایه زاویه  $\beta_e$  بسیار کوچک و قابل صرف‌نظر می‌باشد اما در SAR فضاپایه این زاویه می‌تواند تا چند درجه برسد. با استفاده از روابط (۱) و (۳)، برد سیستم برحسب زاویه برخورد، ارتفاع و شعاع محلی زمین از رابطه زیر بدست می‌آید

$$R_0(\theta_i, h, R_e) = \sin \left( \theta_i - \sin^{-1} \left( \sin(\theta_i) \frac{R_e}{R_e + h} \right) \right) \frac{R_e + h}{\sin \theta_i} \quad (۴)$$

### ۳- روش تعیین مقادیر PRF مجاز

برای جلوگیری از ایجاد ابهام در سیگنال دریافتی و به تبع آن در تصویر در راستای سمت، مقدار PRF نباید از حد مشخصی کمتر شود. با لحاظ نرخ نایکویست این حد پایین توسط رابطه‌ی زیر بیان می‌شود [۲].

$$PRF \geq \frac{2V_s \cos(\theta_{sq})}{L_{az}} \quad (۵)$$

که  $\theta_{sq}$  زاویه کجی<sup>۴</sup>،  $L_{az}$  طول آنتن در راستای سمت و  $V_s$  سرعت ماهواره است و برابر است با:

$$V_s = \sqrt{GM_e / R_s}$$

که  $G = 6.6743 \times 10^{-11}$  ثابت گرانش،  $M_e = 5.972 \times 10^{24}$  kg جرم کره زمین،  $R_s = R_e + h$  فاصله ماهواره تا مرکز کره زمین و  $R_e = 6371$  km شعاع میانگین کره زمین است. در سیستمهای SAR هواپایه برای آنکه هیچگونه ابهامی در محاسبه برد براساس زمان دریافت پالس برگشتی از برد  $R_0$  نداشته باشیم، باید:

$$PRF < \frac{c}{2R_0} \quad (۶)$$

که  $c$  سرعت انتشار امواج الکترومغناطیس است. در سیستمهای SAR فضاپایه با توجه به فاصله زیاد ماهواره تا زمین (بیش از ۲۰۰ کیلومتر برای تمامی ماهواره‌های عملیاتی و در اغلب ماهواره‌ها بیش از ۴۰۰ کیلومتر) روابط (۵) و (۶) به طور همزمان نمی‌توانند برقرار

<sup>۴</sup> squint angle

PRF بیشتر می‌شود. بنابراین در انتخاب عرض پالس یک مصالحه بین توان و محدوده مقادیر مجاز PRF به وجود می‌آید.

مقدار  $\tau \times PRF$  برابر با نسبت زمان روشن بودن فرستنده به کل زمان تصویربرداری است و سیکل کاری (duty cycle) فرستنده نامیده می‌شود. در صورتی که عرض پالس همواره ثابت در نظر گرفته شود، با تغییر PRF سیکل کاری نیز تغییر خواهد کرد. در عمل بسیاری از اوقات مطلوبست سیکل کاری فرستنده ثابت باشد چون با ثابت بودن سیکل کاری، طبق رابطه (۱۲) توان قله و توان متوسط فرستنده نیز برای مقادیر مختلف PRF ثابت خواهند بود. این ویژگی (ثابت بودن توان متوسط و قله فرستنده) از پیچیدگی‌های طراحی و ساخت فرستنده خواهد کاست و از افزایش توان قله در مواقعی که نیاز است PRF تغییر کند جلوگیری می‌کند.

### زاویه برخورد و زاویه نگاه

زاویه برخورد/زاویه نگاه یکی از پارامترهای مهم در تعیین PRF است و اصلی‌ترین نموداری که در روش طراحی معرفی شده در این مقاله مدنظر قرار گرفته نمودار محدوده مقادیر مجاز PRF بر حسب زاویه برخورد/زاویه نگاه است.

در شکل (۱) پارامترهای زاویه نگاه و زاویه برخورد به ترتیب با  $\theta_n$  و  $\theta_i$  نشان داده شده‌اند. در واقع زاویه نگاه زاویه بین پرتو آنتن و خط واصل ماهواره و مرکز زمین است در حالی که زاویه برخورد زاویه بین پرتو آنتن و خط واصل نقطه محل برخورد پرتو با زمین و مرکز زمین است. در سیستم‌های هواپایه زاویه برخورد تقریباً با زاویه نگاه برابر است اما در سیستم‌های فضاپایه به علت عدم صرفنظر از گرد بودن کره زمین، زاویه برخورد با زاویه نگاه برابر نیست و با توجه به روابط هندسی که در بخش ۱ آمده است قابل محاسبه است. در شکل (۲) ارتباط بین زاویه برخورد با زاویه نگاه برای ماهواره در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتر نشان داده شده و با حالت هواپایه مقایسه شده است.

یک ضریب بزرگتر از 1.1 برای حداقل PRF در نظر گرفته می‌شود یعنی [۲]:

$$PRF \geq \frac{2.2V_s}{L_{ac}} \quad (10)$$

(۳) اکوی بازگشتی از حضيض (Nadir) نباید در زمان دریافت اکوی ناحیه تصویربرداری مورد نظر دریافت شود یعنی [۱۴]:

$$\frac{j-1}{t_{\min} - \tau - t_n} < PRF < \frac{j}{t_{\max} + \tau - t_n} \quad (11)$$

که  $t_n = \frac{2h}{c}$  زمان رفت و برگشت پالس از حضيض است. برای مجاز بودن مقدار PRF رابطه (۱۱) باید به ازای حداقل یک  $j$  صحیح و نامنفی برقرار باشد.

در روش مورد استفاده برای تعیین مقادیر PRF مجاز، به ازای تمامی زوایای برخورد مورد نظر، محدوده برد سیستم ( $R_{\min}$  تا  $R_{\max}$ ) به کمک روابط (۷) و (۸) تعیین شده و سپس با بررسی شرایط چهارگانه فوق مشخص می‌شود که در هر زاویه برخورد/نگاه چه مقادیری از PRF مجاز هستند.

### ۴- ملاحظات طراحی پارامترهای پایه‌ای

پارامترهای پایه‌ای بخشی از پارامترهای سیستمی SAR هستند که در تعیین PRF موثر هستند. در ادامه به معرفی پارامترهای پایه‌ای و عوامل موثر در انتخاب آنها می‌پردازیم.

#### عرض پالس

به پهنای زمانی پالس‌های ارسالی توسط رادار عرض پالس گفته می‌شود که معمولاً در سیستم‌های SAR فضاپایه مقدار آن کمتر از ۵۰ میکروثانیه می‌باشد. هرچه عرض پالس بیشتر باشد، بدون افزایش توان قله فرستنده رادار، توان متوسط فرستنده بیشتر می‌شود:

$$P_{av} = \tau \times PRF \times P_m \quad (12)$$

که در رابطه فوق  $P_{av}$  توان متوسط فرستنده،  $\tau$  عرض پالس و  $P_m$  توان قله فرستنده می‌باشد. بنابراین از دیدگاه توان فرستنده معمولاً مطلوب است عرض پالس تا حد امکان بیشتر باشد تا با توان قله کمتر بتوان به توان متوسط مورد نیاز دست یافت. از طرفی هرچه عرض پالس کوچکتر باشد احتمال تداخل اکوهای بازگشتی با پالسهای ارسالی بعدی فرستنده کمتر شده و محدوده مقادیر مجاز

که  $\theta_{el}$  و  $\theta_{az}$  به ترتیب پهناهای پرتو آنتن در راستاهای سمت و ارتفاع بر حسب درجه هستند. با جایگذاری  $\theta_{el} \approx 60\lambda / L_{el}$  و  $\theta_{az} \approx 60\lambda / L_{az}$  (برحسب درجه) داریم

$$G = \frac{10\alpha L_{az} L_{el}}{\lambda^2}$$

که  $L_{el}$  و  $L_{az}$  به ترتیب ابعاد آنتن در راستاهای سمت و ارتفاع هستند. برای بدست آوردن تخمین بهتر از بهره آنتن باید از نرم افزارهای مربوط به آنتن و میدان استفاده کرد.

با توجه به تاثیر بسیار زیاد بهره آنتن بر توان مورد نیاز سیستم و همچنین محدوده PRF های مجاز، سعی می‌شود تا حد امکان ابعاد آنتن بزرگ باشد (با در نظر گرفتن سایر ملاحظات سیستم و حداکثر ابعاد قابل قبول برای سیستم).

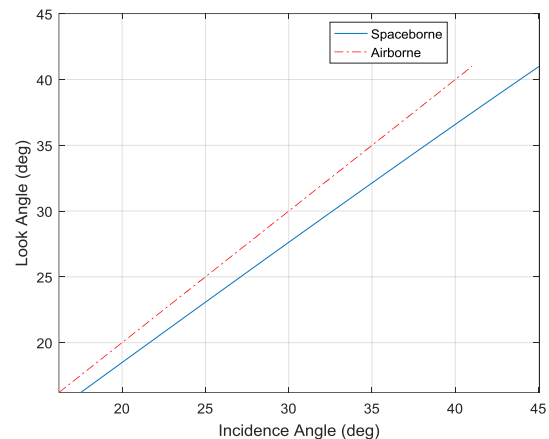
### ارتفاع مداری

یکی از مهمترین عوامل در تعیین ارتفاع مداری، طول عمر ماهواره می‌باشد. با کاهش ارتفاع مداری، طول عمر ماهواره شدیداً کاهش می‌یابد و برعکس برای افزایش طول عمر ماهواره بایستی ارتفاع مداری افزایش یابد. از طرفی هرچه ارتفاع مداری بیشتر باشد برد حداکثر سیستم بیشتر بوده و در نتیجه محدوده مقادیر PRF مجاز کوچکتر خواهد بود و توان مصرفی نیز افزایش می‌یابد [۱۶]-[۱۵]. اغلب مطلوبست ارتفاع ماهواره از سطح زمین ثابت باشد، اما در عمل به علت عواملی مانند خطاهای کنترل موقعیت ماهواره، پستی و بلندی های سطح زمین و بیضی بودن کره زمین، ارتفاع ماهواره از سطح زمین دارای تغییرات قابل توجهی خواهد بود. در روش ارائه شده، اثرات تغییرات ارتفاع بر مقادیر PRF مجاز به صورت دقیق در نظر گرفته شده است.

### عرض نوار تصویر

عرض نوار تصویر با توجه به کاربرد مورد نظر تعیین می‌گردد و هرچه حداکثر مدت زمان قابل قبول برای تصویربرداری از یک منطقه کمتر باشد عرض نوار تصویر مورد نیاز افزایش می‌یابد. از طرفی ابعاد آنتن در راستای ارتفاع مستقیماً با توجه به عرض نوار تصویر و زاویه برخورد/زاویه نگاه تعیین می‌گردد [۲]، [۸].

### حد تفکیک سمت و برد



شکل (۲): ارتباط بین زاویه برخورد با زاویه نگاه برای ماهواره در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتر نشان داده شده در مقایسه با حالت هواپایه

مقدار زاویه برخورد بر اساس کاربرد مورد نظر و محدوده پوشش تعیین می‌شود. زوایای برخورد و نگاه در سیستم‌های فضاپایه شدیداً با فرکانس تکرار پالس مرتبط هستند و به ازای هر زاویه نگاه/برخورد تنها مقادیر خاصی از فرکانس تکرار پالس قابل قبول است و بالعکس.

### ابعاد آنتن

با توجه به اثر ابعاد آنتن بر پهناهای پرتو در راستاهای سمت و ارتفاع، حداکثر برد سیستم و در نتیجه مقادیر PRF مجاز نیز با تغییر ابعاد آنتن تغییر می‌کنند و هرچه ابعاد آنتن بزرگتر باشد محدوده مقادیر PRF مجاز بزرگتر خواهد بود. در انتخاب ابعاد آنتن علاوه بر PRF، حد تفکیک و بهره آنتن نیز مهم هستند که این مسئله باید در طراحی لحاظ گردد. حداقل ابعاد آنتن در راستاهای سمت و ارتفاع با توجه به ملاحظات انتخاب PRF و زاویه نگاه تعیین می‌شود. حداکثر ابعاد آنتن در راستای سمت محدود به دو برابر حد تفکیک در راستای سمت و در حالت تک نگاه می‌باشد. حداکثر ابعاد آنتن در راستای ارتفاع با توجه به عرض نوار تصویر مورد نظر تعیین می‌شود و باید به گونه ای انتخاب شود که حداقل عرض نوار مورد نظر پوشش داده شود. برای این منظور می‌توان از جایگذاری رابطه  $\theta_{el} \approx \lambda / L_{el}$  (برحسب رادیان) در (۲) تا عرض نوار تصویر به دست آید.

بهره آنتن رابطه مستقیم با مساحت آنتن و بازده تشعشعی آنتن ( $\alpha$ ) دارد و به طور تقریبی بر از رابطه زیر بدست می‌آید [۲۲]:

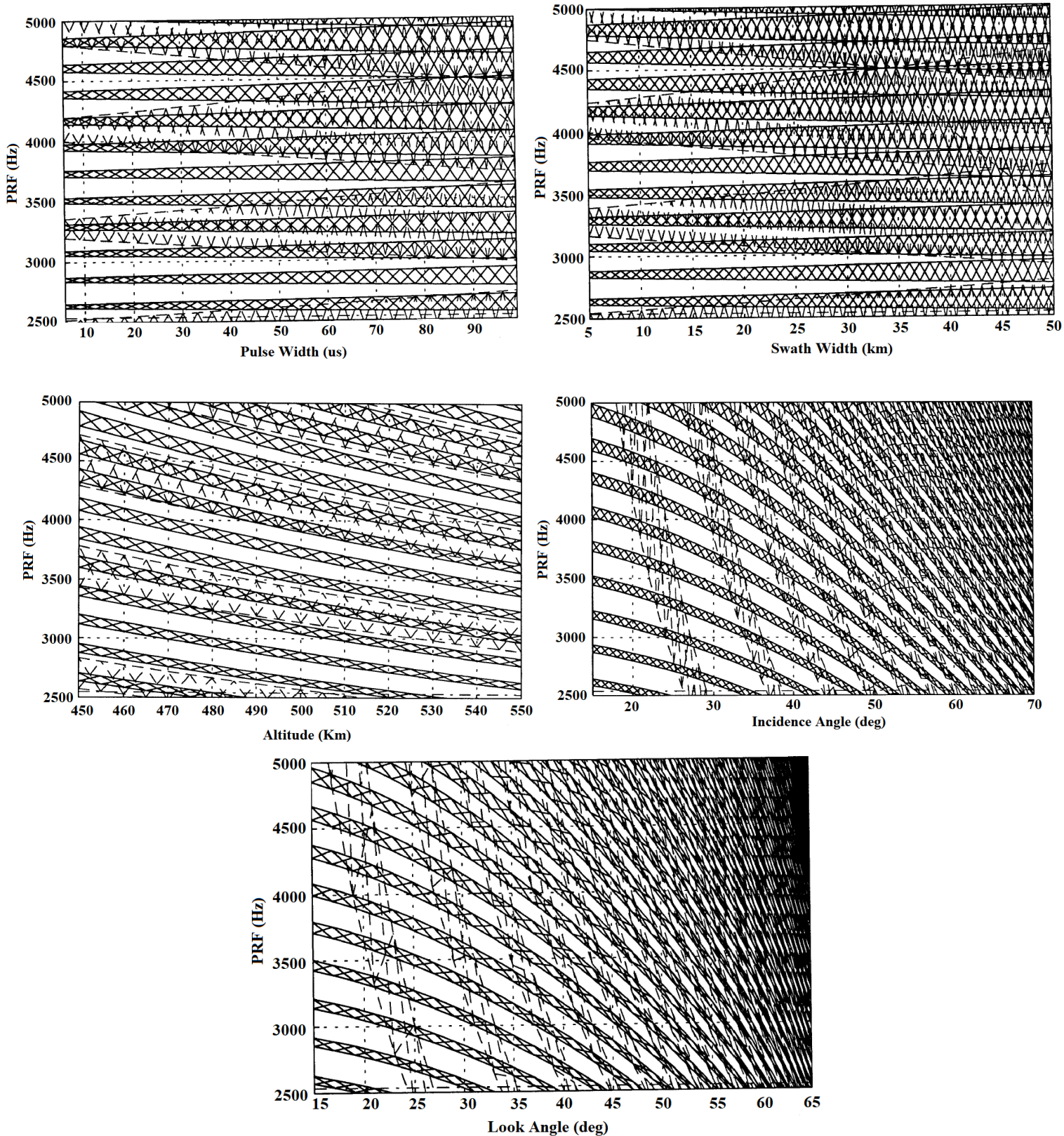
$$G = \alpha \frac{36000}{\theta_{az} \theta_{el}}$$

حد تفکیک سمت و برد نیز با توجه به کاربرد مورد نظر به صورت یک پارامتر اولیه تعیین می‌گردد. حد تفکیک سمت نمی‌تواند بهتر از نصف طول آنتن باشد. مقدار حد تفکیک سمت و برد با توان مصرفی مورد نیاز، پهنای باند و ابعاد آنتن رابطه مستقیم دارد [۲]، [۸].

علاوه بر موارد فوق فرکانس مرکزی نیز در تعیین PRF موثر است اما در طراحی اغلب ثابت در نظر گرفته می‌شوند و بنابراین معمولاً جزو پارامترهای پایه‌ای در نظر گرفته نمی‌شود.

#### ۵- روش موجود انتخاب PRF

در ادامه به بررسی روش انتخاب PRF در منابع منتشر شده موجود [۱۳]-[۸] از جمله سند منتشر شده توسط SANDIA [۸] که جزو اسناد معتبر فضایی است می‌پردازیم. در روش موجود، نمودارهای PRF بر اساس زاویه برخورد، ابعاد آنتن، عرض پالس، عرض برد و ارتفاع محاسبه می‌شوند و سپس PRF که در منطقه موجود همه نمودارها قرار دارد، انتخاب می‌شود.



شکل (۳): نمودارهای مقادیر PRF های (بدون هاشور) و غیرمجاز (هاشور خورده) بر حسب عرض پالس، ارتفاع، عرض نوار تصویر، زاویه برخورد و زاویه نگاه [۸].

در بخش بعد روش اصلاح شده پیشنهادی با در نظر گرفتن موارد مذکور ارائه می‌گردد.

### ۶- روش پیشنهادی

در صورتی که ارتفاع ماهواره دارای تغییراتی باشد (که در عمل معمولاً اینچنین است)،  $R_{\min}$  و  $R_{\max}$  در روابط (۷) و (۸) متغیر می‌باشند. بنابراین نمودار PRF برحسب زاویه برخورد و نیز نمودارهای PRF برحسب سایر پارامترهای پایه‌ای که وابسته به  $R_{\min}$  و  $R_{\max}$  هستند تغییر خواهند کرد؛ بنابراین اگر بخواهیم از روش ارائه شده در [۸] برای انتخاب PRF استفاده کنیم، بایستی برای هر ارتفاع یک نمودار جداگانه برای PRF برحسب سایر متغیرهای پایه‌ای رسم کرد که علاوه بر آنکه بار محاسباتی و میزان حافظه مورد نیاز به طرز چشمگیری افزایش پیدا می‌کند، نیازمند استفاده از نمودارهای متعدد می‌باشیم که روش انتخاب PRF را بسیار پیچیده خواهد کرد. از طرفی با تغییر ارتفاع در بسیاری از مواقع نیاز به تغییر PRF وجود خواهد داشت و با توجه به آنکه در الگوریتمهای تشکیل تصاویر SAR نیاز به PRF ثابت داریم تغییرات PRF می‌تواند موجب تقطیع و ایجاد بریدگی در تصاویر گردد. در اینجا ما به یک ناحیه تصویربرداری که باید بدون هیچ برشی تشکیل شود، "کاشی تصویر" اطلاق خواهیم کرد.

تغییرات ارتفاع پستی و بلندی‌های زمین و اثر بیضی بودن زمین را می‌توان به عنوان تغییرات شعاع محلی زمین  $R_e$  (و نه ارتفاع ماهواره  $h$ ) در نظر گرفت. به طور مشابه تغییرات شعاع محلی زمین نیز باعث تغییرات  $R_{\min}$  و  $R_{\max}$  می‌گردد که بایستی در انتخاب PRF در نظر گرفته شوند.

در روش پیشنهادی یک بازه برای تغییرات ارتفاع و شعاع محلی زمین در نظر می‌گیریم که در آن بازه می‌خواهیم PRF به ازای یک زاویه برخورد مشخص ثابت باشد و  $R_{\min}$  و  $R_{\max}$  را برای کل بازه تغییرات ارتفاع و شعاع محلی زمین به دست می‌آوریم:

$$R_{\min} = \min_{\substack{h \in H \\ R_e \in RE}} \{R_0(\theta_i - \theta_{el} / 2, h, R_e)\}$$

$$R_{\max} = \max_{\substack{h \in H \\ R_e \in RE}} \{R_0(\theta_i + \theta_{el} / 2, h, R_e)\}$$

که  $H$  مجموعه شامل تمام مقادیر ممکن ارتفاع و  $RE$  مجموعه شامل تمام مقادیر ممکن شعاع محلی زمین است و  $R_0(\theta_i, h, R_e)$  در (۴) تعریف شده است.

به دلیل صعودی بودن توابع  $\sin(\cdot)$  و  $\sin^{-1}(\cdot)$  در بازه  $90^\circ$  تا  $90^\circ$  درجه، تابع  $R_0(\theta_i, h, R_e)$  برای یک زاویه برخورد مشخص

در ادامه این روش به کمک یک مثال توضیح داده شده است. در یک سیستم نمونه پارامترهایی که در طراحی ثابت در نظر گرفته شده اند عبارتند از:

- ارتفاع مداری برابر ۵۰۰ کیلومتر متناظر با سرعت ۷۶۱۳ متر بر ثانیه
- عرض پالس ۳۰ میکروثانیه
- عرض نوار تصویر ۱۰ کیلومتر
- حد تفکیک ۳ متر (تک نگاه)
- زاویه برخورد ۴۵ درجه (زاویه نگاه ۴۰,۹۷ درجه)

با توجه به آنکه حداکثر طول آنتن جهت رسیدن به حد تفکیک ۳ متر برابر ۶ متر است، طول آنتن ۶ متر انتخاب شده است.

در ادامه وابستگی PRF به پارامترهای فوق بررسی شده است و نمودارهای متناظر رسم شده است. در نمودارهای شکل (۳) که برگرفته از مرجع [۸] هستند قسمت‌های سفیدرنگ بدون هاشور نشان دهنده مقادیر PRF مجاز و قسمت‌های هاشور خورده مربوط به مقادیر PRF غیرمجاز هستند. در نهایت مقادیری از PRF مجاز هستند که در همه نمودارها در ناحیه مجاز سفیدرنگ قرار بگیرند. در نهایت با توجه به نمودارهای فوق و پارامترهای ثابت مقدار  $PRF=3625$  Hz به عنوان PRF مناسب در زاویه برخورد ۴۵ درجه که متناظر با زاویه نگاه ۴۰,۹۷ درجه است انتخاب شده است (با توجه به اینکه در کلیه نمودارها این مقدار PRF با در نظر گرفتن سایر پارامترهای ثابت مجاز است).

روند طراحی فوق در حالتی که تنها یکی از پارامترهای پایه‌ای متغیر باشد (که معمولاً پارامتر متغیر زاویه برخورد یا زاویه نگاه است) و سایر پارامترهای پایه‌ای ثابت باشند روند نسبتاً کامل و عملی است. در صورتی که بیش از یک پارامتر پایه‌ای متغیر باشند نیاز داریم که تغییراتی در روش فوق اعمال کنیم. با توجه به آنکه ثابت نگه داشتن سیکل کاری مستلزم متغیر بودن عرض پالس در مقادیر PRF مختلف می‌باشد، در حالتی که زاویه برخورد و به تبع آن PRF متغیر باشد (که در سیستمهای SAR متداول است) و بخواهیم سیکل کاری نیز ثابت باشد نیازمند اصلاح روش طراحی فوق خواهیم بود. همچنین اگر علاوه بر زاویه برخورد پارامتر پایه‌ای دیگری مانند ارتفاع یا شعاع محلی زمین متغیر باشد (که در عمل اینگونه است) روش قبل با محدودیت مواجه است و تنها می‌تواند یک بازه تقریبی برای تغییرات ارتفاع ارائه دهد و به منظور طراحی دقیقتر بایستی روش اصلاح گردد.

کیلومتر.

مشاهده می‌شود که در کلیه زوایا و برای هر دو ارتفاع ۵۰۰ و ۷۰۰ کیلومتر مقدار  $\partial R_0(\theta_i, h, R_e) / \partial R_e$  مثبت می‌باشد. به طور مشابه برای سایر ارتفاعها نیز بر اساس شبیه سازی مقدار  $\partial R_0(\theta_i, h, R_e) / \partial R_e$  همواره مثبت می‌باشد. بنابراین تابعی صعودی می‌باشد. در نتیجه داریم:

$$R_{\min} = R_0(\theta_i - \theta_{el} / 2, h_{\min}, R_{e, \min}) \quad (13)$$

$$R_{\max} = R_0(\theta_i - \theta_{el} / 2, h_{\max}, R_{e, \max}) \quad (14)$$

که  $h_{\min}$  و  $h_{\max}$  به ترتیب مقادیر حداقل و حداکثر ارتفاع ماهواره و  $R_{e, \min}$  و  $R_{e, \max}$  مقادیر حداقل و حداکثر شعاع محلی زمین در محدوده تصویر برداری می‌باشند.

بنابراین  $R_{\min}$  و  $R_{\max}$  بدون نیاز به اجرای الگوریتم جستجو با استفاده از روابط (۱۳) و (۱۴) قابل محاسبه هستند. با استفاده از روابط (۱۳) و (۱۴) به جای روابط (۷) و (۸)، برای کل بازه تغییرات ارتفاع و شعاع محلی زمین یک نمودار واحد برای PRF بر حسب زاویه برخورد (یا سایر متغیرهای پایه‌ای در صورت نیاز) به دست می‌آید که مشکلات روش قبل (رسم نمودارهای جداگانه PRF بر حسب زاویه برخورد برای تمامی ارتفاعها و شعاعهای محلی ممکن) را ندارد و ضمن داشتن بار محاسباتی و حافظه مورد نیاز کمتر، انتخاب PRF در زمانهای مختلف تنها با استفاده از یک نمودار امکان پذیر است. همچنین در کل بازه تغییرات ارتفاع مشخص شده، PRF به ازای یک زاویه برخورد مشخص ثابت بوده و بریدگی در تصاویر به وجود نخواهد آمد.

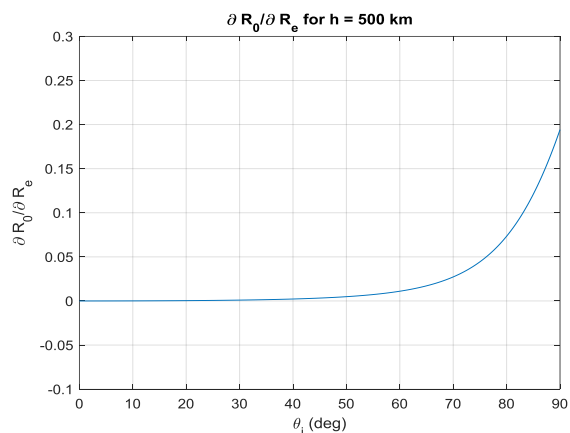
تذکر: یک کاشی تصویر قسمتی از نوار تصویر است که طول آن اغلب بخش کوچکی از کل مدار است. بنابراین، برای دستیابی به نتیجه بهتر،  $h_{\min}$ ،  $R_{e, \min}$ ،  $h_{\max}$  و  $R_{e, \max}$  و به تبع آن  $R_{\min}$  و  $R_{\max}$  باید برای هر کاشی تصویر و نه کل مدار محاسبه شوند. مقدار PRF انتخابی نیز برای هر کاشی متفاوت از سایر کاشی‌ها خواهد بود.

از سوی دیگر اگر بخواهیم جهت تثبیت توان ارسالی سیکل کاری مقداری ثابت و برابر  $d$  باشد آنگاه عرض پالس متغیر بوده و وابسته به مقدار PRF و برابر خواهد بود با  $\tau = d / PRF$  بنابراین حدود بالا و پایین PRF در روابط (۹) و (۱۱) متغیر و وابسته به PRF بوده و در شکل فعلی قابل استفاده در روشهای موجود برای

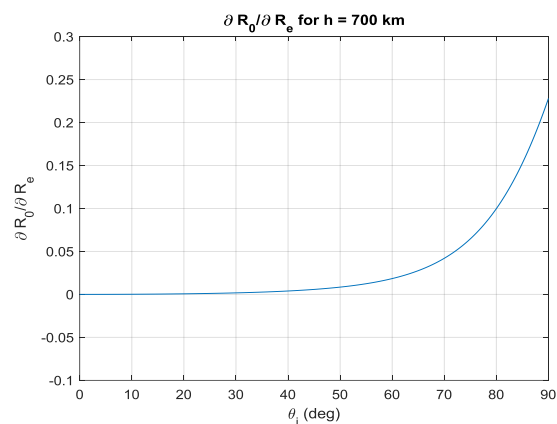
همواره بر حسب  $h$  صعودی می‌باشد (در عمل با تغییرات ارتفاع اگر زاویه نگاه ثابت باشد زاویه برخورد با توجه به انحنای زمین تغییر خواهد کرد و بنابراین برای ثابت نگه داشتن زاویه برخورد با تغییر ارتفاع بایستی زاویه نگاه تغییر کند). همچنین داریم:

$$\frac{\partial R_0(\theta_i, h, R_e)}{\partial R_e} = \frac{\sin(\theta_i - \sin^{-1}(R_e \sin(\theta_i) / (R_e + h))) / \sin(\theta_i) - \cos(\theta_i - \sin^{-1}(R_e \sin(\theta_i) / (R_e + h))) \times (\sin(\theta_i) - R_e \sin(\theta_i) / (R_e + h))}{(\sin(\theta_i)(1 - (R_e^2 \sin^2(\theta_i)) / (h + R_e)^2)^{1/2}}$$

به کمک شبیه‌سازی می‌توان نشان داد مقدار  $\partial R_0(\theta_i, h, R_e) / \partial R_e$  در عبارت فوق به ازای  $h > 0$  همواره مثبت است. به عنوان مثال نمودار  $\partial R_0(\theta_i, h, R_e) / \partial R_e$  بر حسب  $\theta_i$  در دو ارتفاع ۵۰۰ و ۷۰۰ کیلومتر در شکل‌های ۴ و ۵ رسم گردیده است.



شکل (۴): نمودار  $\partial R_0(\theta_i, h, R_e) / \partial R_e$  بر حسب  $\theta_i$  در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتر.



شکل (۵): نمودار  $\partial R_0(\theta_i, h, R_e) / \partial R_e$  بر حسب  $\theta_i$  در ارتفاع ۷۰۰ کیلومتر.

در نهايت يك نمودار PRF بر حسب زاويه برخورد به دست مي آيد كه اثر تغييرات ارتفاع و عرض پالس نيز در آن لحاظ شده است.

۵- در صورتی که زوایای برخورد مورد نظر در محدوده مجاز قرار گیرند طراحی خاتمه می یابد و در غیر اینصورت بازه تغییرات پارامترهای مرحله ۲ با در نظر گرفتن ملاحظات عملی محدودتر شوند و یا ابعاد آنتن بزرگتر گردد و به مرحله ۳ بازگردید.

در روش ارائه شده با توجه به آنکه اثر کلیه پارامترهای طراحی در نمودار PRF بر حسب زاویه برخورد اعمال شده است می توان طراحی را به کمک این نمودار انجام داد و نیازی به رسم سایر نمودارها نیست.

با توجه به آنکه اکثر پارامترهای سار فضاپایه با PRF مربوط هستند، روش ارائه شده می تواند در طراحی مفهومی اغلب پارامترهای سار فضاپایه راهگشا باشد.

در ادامه فلوجارت کلی الگوریتم طراحی مفهومی پارامترهای مرتبط با PRF در سار فضاپایه به منظور بهینه سازی PRF ارائه شده است. پارامترهای ثابت مربوط به ماموریت تعریف شده برای ماهواره شامل فرکانس، ارتفاع مداری، رزولوشن، عرض نوار تصویر و محدوده زوایای برخورد/نگاه از پیش تعیین شده اند و به عنوان ورودی الگوریتم گرفته می شوند.

تعیین PRF نیستند و بایستی اصلاح گردند. با جایگذاری  $\tau = d / PRF$  در روابط (۹) و (۱۱) خواهیم داشت:

$$\frac{i}{t_{\min} - d / PRF} < PRF < \frac{i + 1}{t_{\max} + d / PRF}$$

$$\frac{j - 1}{t_{\min} - d / PRF - t_n} < PRF < \frac{j}{t_{\max} + d / PRF - t_n}$$

با انتقال PRF به یک سمت نامساوی های فوق خواهیم داشت:

$$\frac{i + d}{t_{\min}} < PRF < \frac{i + 1 - d}{t_{\max}} \quad (15)$$

$$\frac{j - 1 + d}{t_{\min} - t_n} < PRF < \frac{j - d}{t_{\max} - t_n} \quad (16)$$

در روابط (۱۵) و (۱۶) حدود بالا و پایین PRF ثابت بوده و بنابراین در حالت سیکل کاری ثابت بایستی از این دو رابطه استفاده کرد.

روش پیشنهادی برای انتخاب فرکانس تکرار پالس به صورت

زیر خواهد بود:

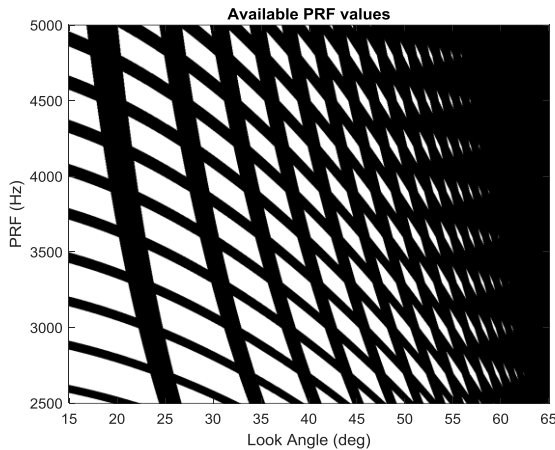
۱- با توجه به کاربرد مورد نظر برای سامانه، پارامترهای ثابت

طراحی شامل فرکانس، ارتفاع مداری، حدتفکیک، حداقل عرض نوار تصویر و بازه مورد نیاز برای زاویه برخورد/نگاه به عنوان ورودی گرفته شوند.

۲- با توجه به مکانیزم کنترل ماهواره و مشخصات ناحیه مورد نظر برای تصویربرداری، بازه تغییرات ارتفاع و شعاع محلی زمین نیز به عنوان ورودی گرفته شوند.

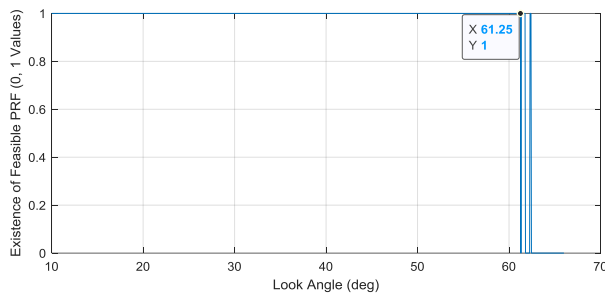
۳- ضمن در نظر گرفتن محدودیتهای عملی ابعاد سامانه، برای ابعاد آنتن در راستای سمت مقداری کوچکتر یا مساوی دو برابر حد تفکیک در راستای سمت انتخاب شود. ابعاد آنتن در راستای ارتفاع را به گونه ای انتخاب کنید که با استفاده از رابطه (۲) عرض نوار تصویر مورد نظر حاصل گردد. برای عرض پالس با توجه به محدودیت توان متوسط و قله سیستم و بر اساس رابطه (۱۲) یک مقدار اولیه در نظر بگیرید.

۴- با استفاده از روش پیشنهادی محاسبه محدوده مجاز PRF که با اعمال روابط (۱۳) و (۱۴) به جای روابط (۷) و (۸) در روش معرفی شده در بخش ۳ حاصل می گردد، محدوده مجاز PRF بر حسب زوایای برخورد مختلف محاسبه گردد. در صورتی که بخواهیم جهت تشبیت توان ارسالی سیکل کاری ثابت و برابر  $d$  باشد آنگاه به جای روابط (۹) و (۱۱) از روابط (۱۵) و (۱۶) استفاده شود.



شکل (۷): مقادیر مجاز PRF (نواحی سفید) بر حسب زاویه نگاه در حالت عرض پالس ثابت

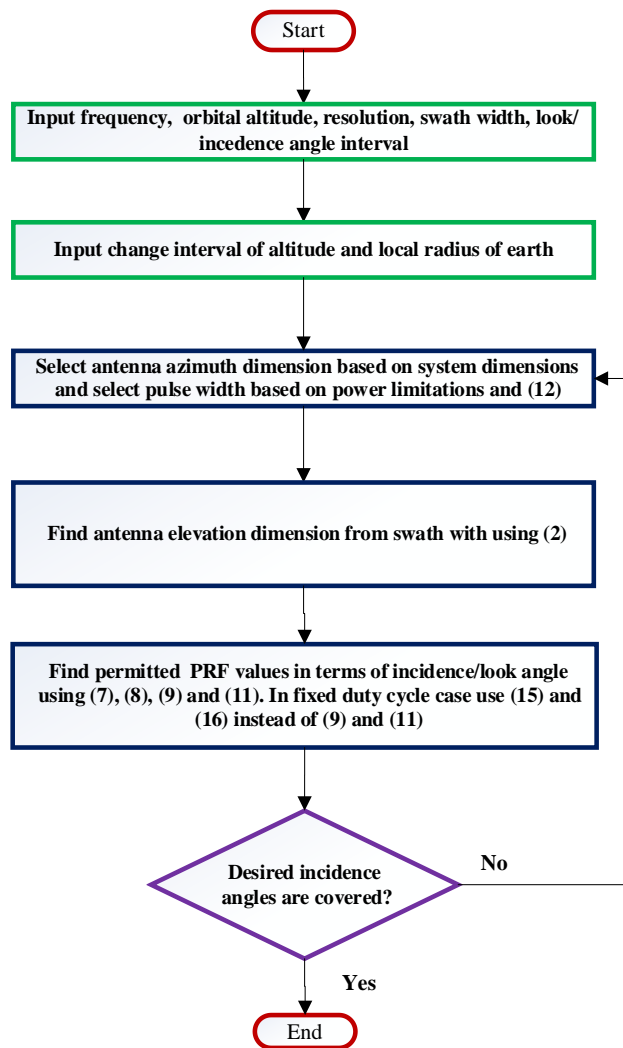
بر اساس نمودار شکل (۷)، اگر همه زاویه‌های نگاه که حداقل یک مقدار PRF مجاز دارند را ترسیم کنیم، نمودار زیر به دست می‌آید. (از زوایای برخورد کمتر از ۱۰ درجه به دلیل رزلوشن برد زمینی بسیار کم در این زوایا صرفنظر می‌گردد).



شکل (۸): زاویه‌های نگاه که حداقل یک مقدار PRF مجاز در حالت سیکل کاری ثابت دارند (مقدار یک نشان‌دهنده وجود PRF مجاز در زاویه نگاه مربوطه و مقدار صفر نشان‌دهنده عدم وجود PRF مجاز در زاویه برخورد مربوطه است).

با توجه به نمودار فوق، زاویه نگاه در محدوده ۱۰ تا ۶۱٫۲۵ درجه درجه به‌طور پیوسته و ۶۱٫۲۵ تا ۶۲٫۳ درجه به‌طور گسسته دارای مقدار مجاز می‌باشد.

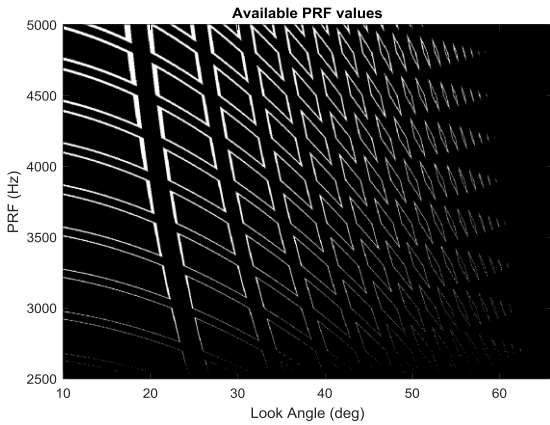
با استفاده از روش پیشنهادی، می‌توان مقادیر مجاز PRF را در حالت سیکل کاری ثابت (عرض پالس متغیر) به دست آورد، در حالی که روش موجود این قابلیت را ندارد. نمودار PRF بر حسب زاویه نگاه که از روش پیشنهادی در حالت سیکل کاری ثابت به دست آمده است، در شکل (۹) نشان داده شده است.



شکل (۶): فلوچارت کلی الگوریتم طراحی مفهومی پارامترهای مرتبط با PRF در سار فضاپایه به منظور بهینه سازی PRF.

## ۷- نتایج و بحث

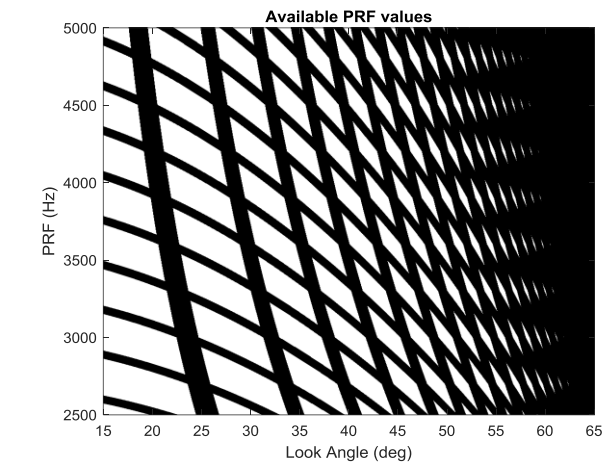
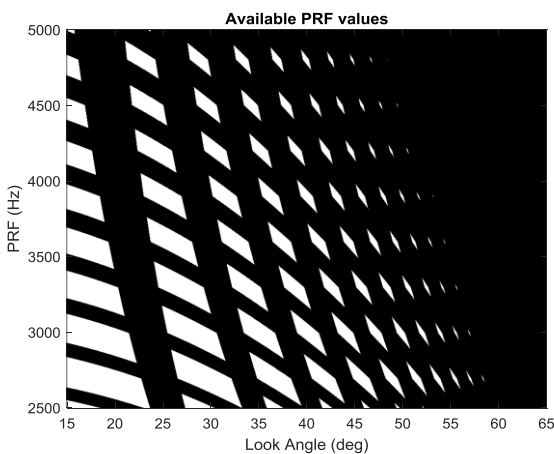
در مثال بخش ۵ اگر طراحی را توسط روش پیشنهادی انجام دهیم با ثابت در نظر گرفتن عرض پالس و ارتفاع ثابت نتایج مشابهی با روش ارائه شده در [۸] به دست می‌آید. نمودار PRF بر حسب زاویه نگاه که از روش پیشنهادی به دست آمده است، در شکل (۷) نشان داده شده است که با روش ارائه شده در [۸] که نتایج آن در شکل (۳) آورده شده است مشابه است.



شکل (۱۱): مقادیر PRF مجاز (نواحی سفید) در نمودار شکل (۹) که در نمودار شکل (۷) وجود ندارند.

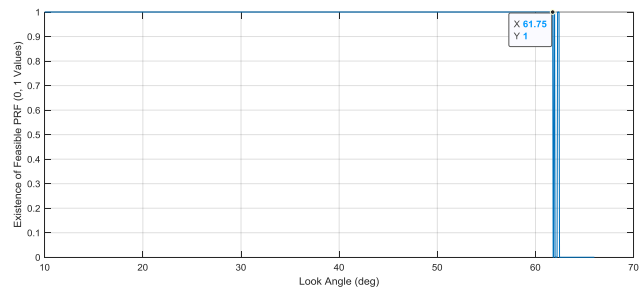
در عمل، به دلیل تغییرات ارتفاع / شعاع محلی زمین، مقادیر مجاز PRF محدودتر هستند و لازم است این اثر در نظر گرفته شود تا نمودارهای به دست آمده بتوانند در کاربردهای واقعی استفاده شوند. در روش ارائه شده در [۸]، از آنجا که فقط یک پارامتر می‌تواند متغیر باشد، این اثر نمی‌تواند به دقت اعمال شود، در حالی که روش پیشنهادی قادر به اعمال دقیق این اثر همانطور که در بخش ۶ توضیح داده شده است، می‌باشد. برای بررسی اثر تغییرات ارتفاع / شعاع محلی زمین سناریویی را در نظر می‌گیریم که در آن فرض می‌شود که در یک کاشی تصویر تغییرات ارتفاع ماهواره می‌تواند  $\pm 2$  کیلومتر و تغییرات شعاع محلی زمین  $\pm 2$  کیلومتر باشد. پارامترهای سیستم، مشابه با مثال قبل در نظر گرفته شده‌اند. در این حالت نتایج شبیه‌سازی کامپیوتری و انتخاب PRF با استفاده از روش پیشنهادی در دو حالت عرض پالس ثابت و سیکل کاری ثابت در ادامه ارائه شده است.

#### نتایج در حالت عرض پالس ثابت:



شکل (۹): مقادیر مجاز PRF (نواحی سفید) بر حسب زاویه نگاه در حالت سیکل کاری ثابت.

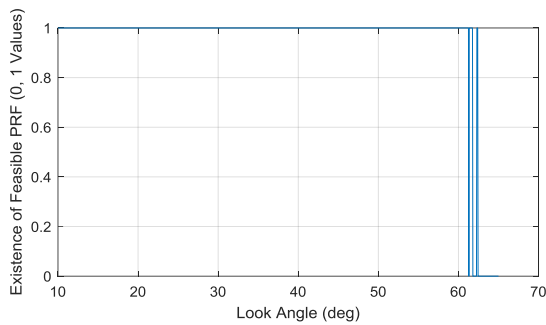
بر اساس نمودار شکل (۹)، اگر همه زاویه‌های نگاه که حداقل یک مقدار PRF مجاز دارند را ترسیم کنیم، نمودار زیر به دست می‌آید.



شکل (۱۰): زاویه‌های نگاه که حداقل یک مقدار PRF مجاز در حالت سیکل کاری ثابت دارند.

با توجه به نمودار فوق، زاویه نگاه در محدوده ۱۰ تا ۶۱٫۷۵ درجه درجه به‌طور پیوسته و ۶۱٫۲۵ تا ۶۲٫۳۵ درجه به‌طور گسسته دارای مقدار مجاز می‌باشد.

با مقایسه شکل‌های (۸) و (۱۰) مشاهده می‌شود، مقادیر PRF مجاز در حالت سیکل کاری ثابت نسبت به حالت عرض پالس ثابت افزایش یافته‌اند. همچنین برای مقایسه دقیقتر نمودارهای شکل‌های (۷) و (۹)، تفاضل این دو نمودار در شکل (۱۱) نشان داده شده است. در واقع نواحی سفید در شکل (۱۱) شامل مقادیر PRF مجاز (نواحی سفید) در نمودار شکل (۹) هستند که در نمودار شکل (۷) وجود ندارند و مجدداً نشان می‌دهند مقادیر PRF مجاز در حالت سیکل کاری ثابت نسبت به حالت عرض پالس ثابت افزایش یافته‌اند.



شکل (۱۲): زاویه‌های نگاه که حداقل یک مقدار PRF مجاز در حالت سیکل کاری ثابت دارند.

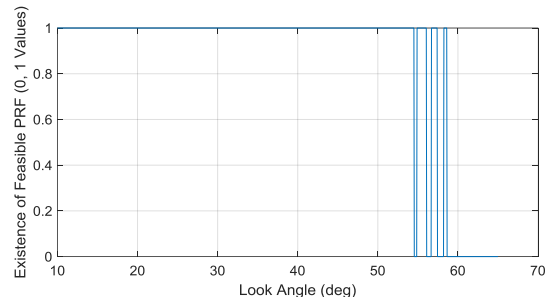
با توجه به نمودار فوق، زاویه نگاه در محدوده ۱۰ تا ۶۲٫۴ درجه (۱۰ تا ۶۱٫۵ درجه به‌طور پیوسته و ۶۱٫۵ تا ۶۲٫۴ درجه به‌طور گسسته) دارای مقدار مجاز می‌باشد. بنابراین در حالت سیکل کاری ثابت در حالی که توان ارسالی ثابت است، محدوده پیوسته مجاز برای زاویه نگاه افزایش می‌یابد. در این حالت، با فرض انتخاب حداکثر PRF برابر با 5KHz، عرض پالس برای مقادیر مختلف PRF در محدوده ۱۵ تا ۳۰ میکروثانیه تغییر می‌کند و سایر پارامترها مشابه با حالت قبلی هستند. بنابراین، مشاهده می‌شود که در روش پیشنهادی، در حالی که مقادیر مجاز PRF می‌توانند تنها با محاسبه و ترسیم یک نمودار در یک محدوده وسیع از زاویه‌های برخورد به دست آیند، امکان تثبیت سیکل کاری (و به تبع آن توان قله و میانگین) نیز وجود دارد و همچنین محدوده مقادیر PRF و زاویه نگاه / برخورد مجاز افزایش یافته و اثر تغییرات ارتفاع نیز به صورت دقیق اعمال می‌شود.

#### ۸- نتیجه گیری

در این مقاله روش بهبودیافته انتخاب PRF برای سیستم‌های SAR فضاپایه با قابلیت اعمال دقیق اثر تغییرات ارتفاع و شعاع محلی زمین و همچنین قابلیت تثبیت سیکل کاری و توان ارائه گردید. در انتها برای یک سیستم نوعی، نتایج شبیه سازی و طراحی به کمک روش ارائه شده آورده شد. در حالت بدون تغییرات ارتفاع و شعاع محلی زمین نتایج به دست آمده مشابه نتایج روش ارائه شده در [۸] است و صحت روش ارائه شده را تایید می‌کند. همچنین در حالتی که در آن زاویه برخورد، ارتفاع مدار و شعاع محلی زمین در محدوده معینی قابل تغییر است، مقادیر PRF مجاز در هر زاویه برخورد و برای هر دو حالت سیکل کاری ثابت و عرض پالس ثابت محاسبه گردید. نتایج شبیه سازی ضمن تایید قابلیت‌های روش ارائه

شکل (۱۲): مقادیر مجاز PRF (نواحی سفید) بر اساس زاویه برخورد در حالت عرض پالس ثابت با در نظر گرفتن اثر تغییرات سایر پارامترها.

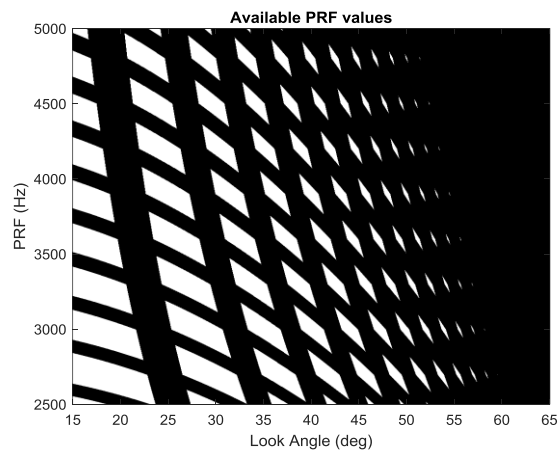
بر اساس نمودار شکل (۱۲)، اگر همه زاویه‌های نگاه که حداقل یک مقدار PRF مجاز دارند را ترسیم کنیم، نمودار زیر به دست می‌آید.



شکل (۱۳): زاویه‌های نگاه مجاز که حداقل یک مقدار PRF مجاز در حالت عرض پالس ثابت دارند.

با توجه به نمودار فوق، زاویه نگاه در محدوده ۱۰ تا ۵۸٫۶ درجه (۱۰ تا ۵۴٫۵ درجه به‌طور پیوسته و ۵۴٫۵ تا ۵۸٫۶ درجه به‌طور گسسته) دارای مقدار مجاز می‌باشد. به دلیل اینکه اثر همه پارامترها در نمودار فوق لحاظ شده است، نیازی به ترسیم نمودارهای دیگر نیست و انتخاب PRF در هر زاویه برخورد با استفاده از نمودار فوق ممکن است.

#### نتایج در حالت سیکل کاری ثابت:



شکل (۱۴): مقادیر مجاز PRF (نواحی سفید) بر اساس زاویه برخورد در حالت سیکل کاری ثابت با در نظر گرفتن اثر تغییرات سایر پارامترها.

در نمودار شکل (۱۴)، اگر همه زاویه‌های نگاه که حداقل یک مقدار PRF مجاز دارند را ترسیم کنیم، نمودار زیر به دست می‌آید.

- [14] S. Wollstadt, and J. Mittermayer, "Nadir Margins in TerraSAR-X Timing Commanding," CEOS SAR Calibration and Validation Workshop, 2008.
- [15] N. V. Petersen, "Lifetimes of satellites in near-circular and elliptic orbits," *Journal of Jet Propulsion* 26.5 (1956): 341-351.
- [16] J. Kork, "Satellite lifetimes in elliptic orbits," *Journal of the Aerospace Sciences* 29.11 (1962): 1273-1290.
- [17] W. Torge, and J. Müller, *Geodesy*, Walter de Gruyter, 2012.
- [18] A. Freeman, "Design Principles for Smallsat SARs," in Proc. Small Satellite Conf., Logan, UT, USA, Aug. 2018.
- [19] C. Reising, L. Prunte, F.S.T. Flohrer, and S. Lemmens, "Noise Figure Calculation for Space Surveillance Radar Systems," in Proc. 8th Eur. Conf. Space Debris, Darmstadt, Germany, Apr. 2021, vol. 8.
- [20] S. Kim, C. M. Song, S. H. Lee, S. C. Song, and H. U. Oh, "Design and Performance of X-Band SAR Payload for 80 kg Class Flat-Panel-Type Microsatellite Based on Active Phased Array Antenna," *Aerospace*, vol. 9, no. 213, 2022.
- [21] E. Makas, and A. R. Aslan, "Spaceborne SAR System Design Considerations: Minimizing Satellite Size and Mass, System Parameter Trade-Offs, and Optimization," *Applied Sciences*, vol. 14 no. 21, p. 9661, 2024.
- [22] C. A. Balanis, *Antenna theory: analysis and design*, John Wiley & sons, 2015.

شده، نشان می‌دهند اعمال سیکل کاری ثابت می‌تواند محدوده مقادیر PRF و زاویه برخورد مجاز را افزایش دهد که یک مزیت قابل توجه را در طراحی ایجاد می‌کند.

## تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است."

## مراجع

- [1] M. Skolnik, "Synthetic Aperture Radar," in *RADAR Handbook*, 3<sup>rd</sup> edition, McGraw-Hill, 2008.
- [2] I. G. Cumming, and F. H. Wong, *Digital Processing of Synthetic Aperture Radar Data Algorithms and Implementation*, Artech House, 2005.
- [3] J. C. Curlander, and R. N. McDonough, *Synthetic Aperture Radar - Systems and Signal Processing*, John Wiley & Sons, 1991.
- [4] C. Elachi, *Spaceborne Radar Remote Sensing: Applications and Techniques*, IEEE Press, 1988.
- [5] A. Hein, *Processing of SAR Data: Fundamentals, Signal Processing, Interferometry*, Springer, 2004.
- [6] L. J. Cantafio, *Space-based radar handbook*, Norwood, MA, Artech House Inc., 1989.
- [7] B.C. Barber. (1985). "Theory of Digital Imaging from Orbital Synthetic-Aperture Radar", *Int. J. Remotesensing*, Vol. 6, No.7, 1985.
- [8] D. L. Bickel, B. C. Brock, and C. T. Allen, "Spaceborne SAR Study:LDRD 92' Final Report," Sandia National Laboratories, 1993.
- [9] S. Gharibi, and J. Amini, "Detection and Analysis of Appropriate PRF for Spaceborne SAR Sensors," *Proceedings of the International Conference on Electrical and Computer Systems*, Ottawa, Ontario, Canada, Aug. 2012.
- [10] R. Bamler, and H. Runge, "A Novel PRF-Ambiguity Resolver", *Proc. of IGARRS '91*, pp. 1035-1038.
- [11] R. Bamler and H. Runge, "PRF-Ambiguity Resolving by Wavelength Diversity", *IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 29, No. 6, Nov. 1991, pp. 997-1003.
- [12] R. Bamler, "Wavelength diversity PRF-ambiguity resolver: calibration and test for ERS-1 SAR," *Proceedings of IGARSS '93 - IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*, Tokyo, Japan, 1993, pp. 1447-1449 vol.3.
- [13] R. Wang, and R. Yang, "PRF selection for synthetic aperture radar in ellipse orbit," in *Third International Asia-Pacific Environmental Remote Sensing Remote Sensing of the Atmosphere, Ocean, Environment, and Space*, pp. 531-538, 2003.



### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology &  
Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:163-171  
2025

DOI:  
10.22034/jssta.2025.495183.1222

### Article Info

Received: 1403-10-08  
Accepted: 1404-02-16

### Keywords

Earthquake prediction, electron density, seismological satellite, space-based seismology, thermal analysis, tri-band beacon

### How to cite this article

E. Kishani Farahani, A. Anvari, F. Farhani, and Sh. Amiri, "Thermal Design and Modeling of Tri-Band Beacon Payload for a Seismological Satellite", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 163–171, 2025.

Original Article

# Thermal Design and Modeling of Tri-Band Beacon Payload for a Seismological Satellite

Esmat Kishani Farahani<sup>1\*</sup>, Azar Anvari<sup>2</sup>, Foad Farhani<sup>3</sup>, Shervin Amiri<sup>4</sup>

<sup>1\*</sup> Institute of Electrical Engineering and Information Technology, Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST), Tehran, Iran  
[e.kishani@irost.ir](mailto:e.kishani@irost.ir)

<sup>2</sup> Department of Mechanical Engineering, Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST), Tehran, Iran  
[a.anvari@irost.ir](mailto:a.anvari@irost.ir)

<sup>3</sup> Department of Mechanical Engineering, Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST), Tehran, Iran  
[f.farhani@irost.ir](mailto:f.farhani@irost.ir)

<sup>4</sup> Institute of Electrical Engineering and Information Technology, Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST), Tehran, Iran  
[amiri@irost.ir](mailto:amiri@irost.ir)

\* Corresponding Author

## Abstract

Extensive research has been conducted for predicting earthquakes using satellites and space-based methods in recent decades. In pursuit of this goal, the correlation between the ionosphere's total electron content (TEC) distribution and earthquake events has been studied and analyzed. Tri-band beacon transmitters (TBB) transmit coherent-phase signals to receivers. The primary objective of using TBB is to study electron density in the Earth's ionosphere through TEC data analysis. This approach enables the creation of two-dimensional maps or one-dimensional electron density profiles. This article focuses on the thermal analysis of the beacon transmitter payload in a typical seismological satellite under different space environmental conditions. The findings indicate that, in the satellite's thermal design, implemented using passive thermal control hardware, the transmitter payload maintains its operational temperature range under worst-case hot and cold orbital conditions. The results can be used in designing a thermal control system to monitor and control the TBB temperatures under different conditions in the satellite orbit.

## طراحی و مدلسازی حرارتی محموله بیکن سه فرکانسه در یک ماهواره زلزله‌شناسی

عصمت کیشانی فراهانی\*<sup>۱</sup>، آذر انوری<sup>۲</sup>، فواد فرحانی<sup>۳</sup>، شروین امیری<sup>۴</sup>

۱- پژوهشکده مهندسی برق و فناوری اطلاعات، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران،

تهران، [e.kishani@irost.ir](mailto:e.kishani@irost.ir)

۲- پژوهشکده مهندسی مکانیک، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران، تهران،

[a.anvari@irost.ir](mailto:a.anvari@irost.ir)

۳- پژوهشکده مهندسی مکانیک، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران، تهران،

[f.farhani@irost.ir](mailto:f.farhani@irost.ir)

۴- پژوهشکده مهندسی برق و فناوری اطلاعات، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران،

تهران، [amiri@irost.ir](mailto:amiri@irost.ir)

\* نویسنده مسئول

### چکیده

به منظور پیش‌بینی وقوع زلزله با استفاده از ماهواره‌ها و روش‌های فضاپایه، تحقیقات گسترده‌ای در دهه‌های اخیر انجام شده است. در راستای تحقق این هدف، ارتباط توزیع چگالی الکترون (TEC) در لایه یونسفر با رویدادهای زمین‌لرزه‌ای مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است. فرستنده‌های بیکن سه فرکانسه (TBB) سیگنال‌هایی با فاز هم‌دوس را برای گیرنده‌ها ارسال می‌کنند. هدف اصلی استفاده از TBB مطالعه چگالی الکترون در یونسفر زمین با تجزیه و تحلیل داده‌های محتوای الکترون کل (TEC) است. با این روش امکان استخراج نقشه دو بعدی و یا پروفایل یک بعدی از چگالی الکترون فراهم می‌شود. مقاله حاضر، به بررسی محموله فرستنده بیکن در یک ماهواره زلزله‌شناسی نوعی اختصاص داشته و نتایج تحلیل حرارتی برای محموله این ماهواره را در شرایط مختلف محیط فضا، به طور خاص مورد تحلیل قرار می‌دهد. نتایج حاصل نشان می‌دهد، در طرح حرارتی ماهواره که با استفاده از سخت‌افزارهای کنترل حرارت غیرفعال صورت گرفته، محموله فرستنده در بدترین شرایط گرم و سرد مداری، در محدوده مجاز دمایی کاری خود قرار می‌گیرد. نتایج بدست آمده می‌تواند در طراحی سامانه کنترل حرارت برای پایش و کنترل دمای محموله فرستنده بیکن در شرایط مختلف مداری مورد استفاده قرار گیرد.



دسترس‌پذیر در نشانی:

[Journal.isrc.ac.ir](http://Journal.isrc.ac.ir)

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای

فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۶۳-۱۷۱

بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2025.495183.1222

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۰/۰۸

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۱۶

واژه‌های کلیدی

بیکن سه فرکانسه، چگالی الکترون، زلزله‌شناسی فضاپایه، تحلیل حرارتی، ماهواره زلزله‌شناسی، پیش‌بینی زمین لرزه

نحوه استناد به مقاله

عصمت کیشانی فراهانی، آذر انوری، فواد فرحانی و شروین امیری، "طراحی و مدلسازی حرارتی محموله بیکن سه فرکانسه در یک ماهواره زلزله‌شناسی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۱۶۳-۱۷۱، ۱۴۰۴.

## ۱- مقدمه

ایران در بخشی از کمربند هیمالیا-آلپ واقع شده که یکی از مستعدترین مناطق زلزله خیز در جهان است و بیش از ۱۳۰ زلزله شدید را در قرن گذشته تجربه کرده است. از سوی دیگر شرایط آب و هوایی در ایران در بخش اعظم سال، پایدار و نسبتاً بدون پوشش ابر بوده و این کشور را یک منطقه مناسب برای تحقیقات و مطالعات ماهواره‌ای می‌سازد. تاکنون تحقیقات گسترده‌ای به منظور پیش‌بینی وقوع زلزله بر اساس روش‌های علمی و با استفاده از ماهواره‌ها و روش‌های فضاپایه صورت گرفته است [۷-۱]. در این راستا، طراحی و ساخت یک ماهواره ویژه زلزله‌شناسی در ایران نیز اهمیت ویژه‌ای پیدا می‌کند.

جو فوقانی زمین حاوی پلاسمای یونیزه شده جزئی است که به‌طور دائم در اثر تشعشعات ماوراء بنفش خورشیدی، بازترکیب، بادهای خنثی و میدان‌های الکتریکی در حال تغییر است. یونسفر از ارتفاع ۵۰ کیلومتری زمین شروع شده و با تغییر چگالی یون‌ها به بالای ۱۰۰۰ کیلومتری زمین هم می‌رسد. فرستنده بیکن سه فرکانسه، سیگنال‌های رادیویی با فرکانس‌های مختلف و با فاز همدوس را به گیرنده‌های زمینی می‌فرستد که با حرکت ماهواره در راستای افق، لایه یونسفر را اسکن می‌کند. سپس توزیع محتوای الکترون (TEC<sup>۱</sup>) در طول یک سری از پرتوها بازسازی می‌شود. این روش با ارسال بیکن از فرستنده ماهواره‌ای و قرارگیری گیرنده‌های رادیویی در اطراف گسل‌های کشور، می‌تواند به عنوان یک ابزار مفید در تعیین ناهنجاری‌های پیش از وقوع زلزله مورد استفاده قرار گیرد. توموگرافی مبتنی بر ارسال و دریافت سیگنال ماهواره با استفاده از فرستنده‌های فضاپایه و همچنین انتقال سیگنال رادیویی ماهواره‌ای و دریافت زمینی در چند دهه گذشته مورد مطالعه قرار گرفته است [۸].

TBB<sup>۲</sup> یک بیکن سه فرکانسه است که برای انتقال در باندهای VHF/UHF و L (۱۵۰/۴۰۰/۱۰۶۷ مگاهرتز) توسعه یافته است. هدف اصلی آن، مطالعه چگالی الکترون در یونسفر و تولید نقشه‌های دوبعدی و پروفایل‌های یک بعدی از چگالی الکترون است. این ابزار همچنین اجازه می‌دهد تا تأثیر بی‌نظمی‌های یونسفر بر انتقال باند VHF، UHF و L از فضا به زمین مورد مطالعه قرار گیرد [۹].

آزمایش توموگرافی رادیویی الکترومغناطیسی منسجم با نام CERTO<sup>۳</sup> روی ماهواره تحقیقات پیشرفته و رصد جهانی با نام ARGOS<sup>۴</sup> اولین آزمایش از مجموعه‌ای از بیکن‌های رادیویی بوده است که در فضا برای نظارت بر مقیاس بزرگ (بیش از ۱۰ کیلومتر) و مقیاس کوچک (۱ یا کمتر از ۱ کیلومتر) با استفاده از تکنیک‌های رادیویی قرار داده شده است [۱۰].

فرستنده‌های TBB می‌توانند توسط یک زنجیره از آرایه‌های گیرنده مشاهده شوند. این فرستنده‌ها در بسیاری از ماهواره‌ها از جمله ماهواره زلزله‌شناسی CSES<sup>۵</sup> [۱۱] و ماهواره‌های منظومه‌ای COSMIC استفاده شده است. همه اندازه‌گیری‌های TBB در COSMIC، بر اندازه‌گیری تغییرات فاز امواج رادیویی منتشر شده از ماهواره تا گیرنده زمینی استوار است. این تغییرات ناشی از نوسانات ضریب شکست اتمسفر و نیز حرکت ماهواره هستند [۹، ۱۰].

زیرسیستم کنترل حرارت ماهواره، وظیفه نگهداری دمای کلیه اجزاء و محموله‌های ماهواره را در محدوده‌های مجاز، در طول ماموریت آن برعهده دارد. روش‌های کنترل حرارت ماهواره به دو نوع فعال و غیرفعال تقسیم می‌شوند. در روش کنترل حرارت فعال از سخت‌افزارهایی که به مصرف توان نیاز دارند استفاده شده و در کنترل حرارت غیرفعال، به استثناء هیترهای روشن/خاموش، از سخت‌افزارهای بدون نیاز به توان، نظیر رنگ‌های سفید و سیاه، پرداخت سطوح (آلوداین و آنودایز)، پوشش‌های عایق چندلایه، دابلرها، لایه‌ها و غیره استفاده می‌شود [۱۲]. مقاله حاضر، به مدلسازی و تحلیل حرارتی فرستنده TBB در یک ماهواره زلزله‌شناسی اختصاص داشته و نتایج تحلیل را برای مدل این محموله در شرایط محیطی فضا، ارائه می‌دهد. در پژوهش حاضر، مدلسازی برای شرایط گذرا و بدترین شرایط گرم و سرد مداری انجام شده و بر اساس نتایج تحلیل حرارتی، طراحی حرارتی نهایی محموله ماهواره تعیین می‌شود.

## ۲- مروری بر چند ماهواره زلزله‌شناسی

توموگرافی رادیویی الکترومغناطیسی منسجم با نام CERTO یک بیکن رادیویی است که پارامترهای یونسفر را به طور همزمان با دریافت سیگنال توسط گیرنده‌های زمینی اندازه‌گیری می‌کند.

<sup>۴</sup> Advanced Research and Global Observation Satellite

<sup>۵</sup> China Seismo-Electromagnetic Satellite

<sup>۱</sup> Total Electron Content

<sup>۲</sup> Tri-Band Beacon

<sup>۳</sup> Coherent Electromagnetic Radio Tomography

### ۳- مدلسازی حرارتی

مقاله حاضر به مدلسازی و تحلیل حرارتی فرستنده TBB در یک ماهواره زلزله‌شناسی اختصاص دارد. این فرستنده سه سیگنال در باندهای فرکانسی VHF (۱۵۰ مگاهرتز)، UHF (۴۰۰ مگاهرتز) و L (۱۰۶۷ مگاهرتز) را به آرایه‌ای خطی از گیرنده‌های زمینی ارسال می‌کند تا با استفاده از تکنیک‌های توموگرافی، تصاویری از چگالی الکترون در یونوسفر حاصل شود. مشخصات این ماهواره با توجه به عوامل متعدد از جمله محدودیت‌های پرتاب، مشخصات و ابعاد محموله برای انجام این ماموریت و همچنین ویژگی و محدودیت‌های زیرسیستم‌های مختلف در پلتفرم ماهواره تعیین و انتخاب شده است.

ماهواره مورد بررسی در این پژوهش، یک ماهواره کوچک به شکل مکعب مستطیل است که چهار آرایه خورشیدی بر روی دیواره‌های جانبی آن قرار گرفته‌اند. این ماهواره، در مدار پایین (LEO) قرار دارد و سیستم کنترل حرارت آن از نوع غیرفعال است. در ماهواره مورد نظر، از سخت‌افزارهای کنترل حرارت غیرفعال نظیر رنگ‌ها و پوشش‌ها برای حفاظت دمایی اجزاء استفاده شده است. تحلیل‌های حرارتی برای شرایط گذرا و در بدترین شرایط گرم و سرد مداری انجام شده است.

ماهواره مورد نظر شامل ۶ زیرسیستم و چند محموله است. پلتفرم ماهواره شامل زیرسیستم‌های: توان الکتریکی (EPS)، سازه (SMS)، ارتباط از دور (TT&C)، کامپیوتر پردازنده (C&DH)، کنترل حرارت (TCS) و کنترل وضعیت (ACS) است. سازه اصلی ماهواره شامل ۳ صفحه آلومینیومی صلب افقی است که تجهیزات و محموله‌ها بر روی آن قرار می‌گیرند. این صفحات ماهواره را به دو بخش فوقانی و تحتانی تقسیم می‌کنند.

زیرسیستم کنترل وضعیت، مجهز به سخت‌افزار کنترل فعال (سیم‌پیچ‌های مغناطیسی) و سخت‌افزار کنترل غیرفعال (بوم گرادیان جاذبه) بوده که این بوم در بخش میانی ماژول بالایی سازه قرار گرفته است. زیرسیستم تغذیه نیز شامل سلول‌های خورشیدی، باتری‌ها و واحد توزیع و تنظیم توان است که توان ماهواره را تامین می‌کنند. باتری‌ها، به صورت دو بسته بر روی صفحه میانی و در دو طرف بدنه بوم گرادیان قرار گرفته‌اند. جعبه الکترونیکی و ماژول‌های مخابراتی در بخش پایینی سازه قرار گرفته‌اند. در مدل این ماهواره، صفحه فوقانی سازه رو به

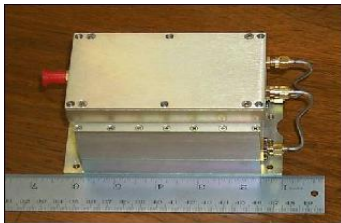
CERTO نقشه‌های جهانی یونوسفر را برای کمک به پیش‌بینی پراکندگی امواج رادیویی ارائه می‌دهد. ابزار CERTO برای نصب بر روی تجهیزات فضایی و ماهواره‌ها، برای نظارت بر یونوسفر با استفاده از انتشار سیگنال‌های موج پیوسته در فرکانس‌های باند UHF, VHF و L ساخته شد. اولین بیکن CERTO در سال ۱۹۹۹ در ماهواره تحقیقاتی پیشرفته و رصد جهانی ARGOS تحت حمایت نیروی هوایی آمریکا به مدار قطبی و همزمان با خورشید پرتاب شد. متعاقباً، ابزار CERTO در بخشی از محموله‌های ماهواره‌های DMSP/F15, PICOSAT و برنامه موشکی SEEK2 تحت حمایت ژاپن و شش ماهواره COSMIC<sup>f</sup> تحت حمایت تایوان، پرتاب شده است. در ادامه نیز ابزارهای CERTO بر روی ماهواره C/NOFS تحت حمایت نیروی هوایی ایالات متحده، NPSAT1 توسط دانشکده تحصیلات تکمیلی نیروی دریایی، CASSIOPE کانادا، و ماهواره‌های تحت حمایت برزیل EQUAR<sup>y</sup> اجرا شده‌اند. شکل (۱) سری اول ماهواره‌های دارای سامانه CETRO را نشان می‌دهد که برای پایش یونوسفر کاربری داشته‌اند [۱۳].

در ماهواره‌های COSMIC اندازه‌گیری تأثیر بی‌نظمی‌های یونوسفر در انتقال امواج VHF (۱۵۰ مگاهرتز)، UHF (۴۰۰ مگاهرتز) و باند L (۱۰۶۷ مگاهرتز) از فضا به زمین انجام می‌شود. یکی از اهداف استفاده از TBB تعیین دقیق موقعیت ماهواره COSMIC با رهگیری داپلر است. با اندازه‌گیری شیفت داپلر سیگنال‌های L-band, UHF, VHF نسبت به یک فرکانس مرجع در گیرنده‌های زمینی، می‌توان فاصله و سرعت نسبی ماهواره را استنتاج کرد. دو سیگنال در فرکانس‌های مختلف، استفاده می‌شوند تا اثر شکست یونوسفر روی انتشار سیگنال را تصحیح کنند. همه اندازه‌گیری‌های TBB در COSMIC، بر اندازه‌گیری تغییرات فاز امواج رادیویی منتشر شده از ماهواره تا گیرنده زمینی استوار است. این تغییرات ناشی از نوساناتی است که در ضریب شکست اتمسفر زمین و با حرکت ماهواره ایجاد می‌شود. در صورت حذف فرکانس داپلر ناشی از حرکت ماهواره نسبت به ایستگاه زمینی، می‌توان نوسانات در ضریب شکست اتمسفر را از باقیمانده تغییرات فاز محاسبه کرد [۹].

<sup>y</sup> Ecuadorian Satellite for Advanced Research

<sup>f</sup> Constellation Observing System for Meteorology, Ionosphere, and Climate

تعدیل شده و بسته به نرخ چرخش ماهواره، تغییرات دما متفاوت خواهد بود. متناظر با این شرایط، دیواره‌های جانبی سازه نیز که به‌طور مستقیم با پانل‌های خورشیدی تبادل تشعشعی دارند، متاثر شده و در طول روز و شب مداری تغییرات دما خواهند داشت. برای اینکه اجزاء داخلی ماهواره از جمله جعبه فرستنده، انتقال حرارت تشعشعی کمتری با سطوح اطراف داشته باشد، از پوشش آلوداین طلایی استفاده شده است. به منظور کاهش تبادل تشعشعی بین این واحد و دیواره‌های جانبی، سطوح داخلی سازه نیز با پوشش آلوداین طلایی پوشانده شده است. در طرح حرارتی این ماهواره، هر دو سطح بالایی و زیرین سازه مکعبی، به عنوان رادیاتور انتخاب شده و دفع تلفات حرارتی داخلی ماهواره را به عهده دارند.



شکل (۴). تصویر محموله TBB برای پایش یونوسفر [۱۴].

در جدول (۱) محدوده دمایی مجاز اجزای اصلی ماهواره ارائه شده است.

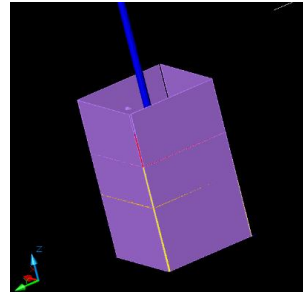
جدول (۱). محدوده دمایی مجاز اجزای اصلی ماهواره

واحد	محدوده دمایی کاری (°C)	محدوده دمایی غیرکاری (°C)
پانل‌های خورشیدی	-۷۰، +۱۲۰	-
بسته باتری	-۱۰، +۲۵	-۲۰، +۴۰
جعبه الکترونیکی	-۱۰، +۵۰	-۴۰، +۸۰
ماژول‌های مخابراتی	-۵، +۵۰	-۵۰، +۵۰
سیم‌پیچ‌های مغناطیسی	-۵۰، +۷۰	-۵۰، +۷۰
سازه	-۸۰، +۸۰	-

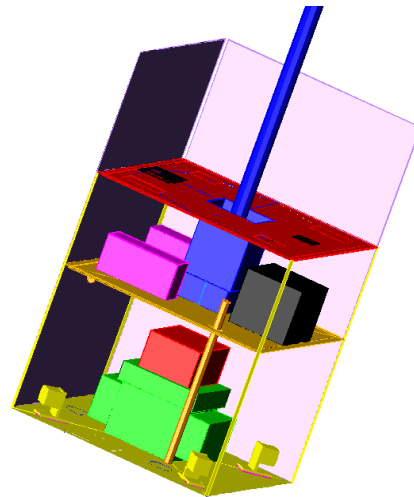
از دیدگاه کنترل حرارت، مدار ماهواره به دلیل تاثیر بر روی شارهای حرارتی محیطی حائز اهمیت است. به این جهت، تحلیل حرارتی مدار برای تعیین شارهای حرارتی و تعیین بدترین شرایط سرد و گرم، انجام شده است. به دلیل غیرهمزمان بودن مدار ماهواره با خورشید، تغییرات زاویه بتا، نیز مورد توجه قرار گرفته

سمت‌الرأس بوده و صفحه زیرین آن به سوی زمین یا سمت‌القدم است.

شکل (۲) نمای بیرونی از مدل ماهواره مورد نظر با بوم باز شده را نشان می‌دهد. شکل (۳) نیز مدل حرارتی سازه و اجزاء اصلی ماهواره را نشان می‌دهد.



شکل (۲). مدل ماهواره مکعب مستطیلی با بوم باز شده



شکل (۳). مدل حرارتی ماهواره و موقعیت محموله فرستنده TBB (جعبه قرمز رنگ)

مطابق شکل (۳)، محموله بیکن سه فرکانسه TBB بر روی جعبه الکترونیکی EBOX در ماژول پایین سازه قرار گرفته است. در شکل (۴) نیز تصویر محموله فرستنده TBB نشان داده شده است. در مدل حرارتی ماهواره، پوشش جعبه محموله، آلوداین طلایی در نظر گرفته شده که ضریب انتشار تشعشعی آن ۰/۲ است. قابل ذکر است که دیواره‌های جانبی سازه که چهار وجه مکعب را تشکیل می‌دهند، با پانل‌های خورشیدی پوشیده شده‌اند. این پانل‌ها که در معرض تابش شارهای حرارتی محیطی هستند، به دلیل قرار گرفتن در روز و شب مدار، تغییرات شدید دمایی را تجربه می‌کنند. با چرخش وضعی ماهواره به دور خود، این تغییرات دمایی به شدت

$G_{ji}$  کانداکتور تشعشعی (radiation conductor) برای اتصال گره

حرارتی  $i$  به گره حرارتی  $j$

$C_i$  ظرفیت گرمایی گره حرارتی  $i$  و

$Q_i$  منبع حرارتی / چاه حرارتی برای گره حرارتی  $i$  است.

این روش دقت مرتبه دوم را نسبت به زمان و دقت مرتبه اول را نسبت به مکان دارا است. سیستم معادلات فوق برای کل شبکه حرارتی ماهواره با استفاده از روش (Iterative Relaxation) و یا روش ماتریس همزمان حل می‌شود.

SINDA یک سیستم نرم‌افزاری با قابلیت حل مسائل فیزیکی به روش توده‌ای Lumped Method است. این نرم‌افزار قادر به حل معادله دیفرانسیل غیرخطی درجه چهارم است که در مسائل کنترل حرارتی ماهواره استفاده می‌شود. نرم افزار SINDA، یک مشابه‌ساز حرارتی به روش شبکه<sup>۸</sup> (قابل قیاس با مدار خازن-مقاومت<sup>۹</sup>) است. روند حل به این صورت است که کاربری که با یک مسئله انتقال حرارت مواجه است، یک شبکه اختیاری از نقاط دمایی (گره‌ها) را ایجاد می‌کند. این گره‌ها بوسیله مسیرهای جریان حرارتی به یکدیگر متصل شده‌اند.

در مدلسازی حرارتی ماهواره، نخست ضرایب شکل و شارهای حرارتی محیطی اعمالی به سطوح ماهواره نظیر البیدو، شار حرارتی خورشیدی و تشعشع مادون قرمز (IR) زمین محاسبه شده است. این مقادیر به عنوان اطلاعات ورودی برای مدل ریاضی حرارتی، جهت محاسبه مقادیر دما در نقاط مختلف ماهواره مورد استفاده قرار گرفته‌اند. جزئیات مدلسازی شامل مشخصات کلیه گره‌ها و کانداکتورهای هدایتی، تشعشعی و تماسی برای جعبه سخت‌افزاری و بردهای الکترونیکی محموله فرستنده است. هم‌چنین، با توجه به توزیع تلفات حرارتی در اجزاء مختلف، این تلفات نیز در مدل حرارتی واحد اعمال می‌شود. متناظر با هر وضعیت کاری ماهواره، مقادیر تلفات حرارتی اجزاء مرتبط در مدل ریاضی حرارتی اعمال شده و نتایج تحلیل استخراج شده است.

در سطح تماس بین جعبه‌های الکترونیکی و پک باتری‌ها با صفحات سازه‌ای، کانداکتورهای تماسی در مدل حرارتی تعریف شده است. این کانداکتورها به سطح تماس جعبه و ضریب هدایت تماسی اجزاء با یکدیگر بستگی دارند. به منظور افزایش تبادل حرارت به طریقه هدایت و کاهش مقاومت حرارتی در بین سطح تماس، از لایه‌های حرارتی استفاده شده است.

است. با توجه به مشخصه‌های مدار نهایی، زاویه بتا در حدود ۲ درجه در روز تغییر می‌کند. بر اساس مدار مورد نظر، مقادیر ثابت خورشیدی، البیدو و تشعشع IR زمین در شرایط گرم و سرد مطابق با جدول (۲) در نظر گرفته شده است [۱۲]. این مقادیر در مدل حرارتی RADCAD ماهواره استفاده شده است.

جدول (۲). ثابت شارهای محیطی استفاده شده در مدل حرارتی

مقدار ثابت‌ها	داغ	سرد
ثابت خورشیدی [W/m <sup>2</sup> ]	۱۴۰۰	۱۳۰۹
تشعشع مادون قرمز [W/m <sup>2</sup> ]	۲۴۶/۱	۱۹۵/۶
ضریب آلبیدو	۰/۴۶	۰/۱۳

مدلسازی حرارتی ماهواره موردنظر، شامل ساخت مدل ریاضی هندسی (Geometrical Mathematical Model (GMM) و مدل ریاضی حرارتی (Thermal Mathematical Model (TMM) است. از مدل ریاضی هندسی برای محاسبه ضرایب دید (view factors) و شارهای حرارتی وارده به سطوح مختلف ماهواره استفاده شده است. مدلسازی و تحلیل حرارتی این ماهواره نیز با استفاده از نرم‌افزارهای تخصصی SINDA و Thermal Desktop انجام شده است. تحلیل حرارتی گذرا (Transient) با فرض متمرکز بودن کلیه خواص حرارتی نظیر دما و ظرفیت حرارتی در هر گره با روش عددی اختلاف محدود ضمنی (Implicit forward-backward) انجام شده است.

معادله تعادل حرارتی برای یک گره دیفیوژن عبارت است از:

$$\frac{2C_i}{\Delta t}(T_i^{n+1} - T_i^n) = 2Q_i + \sum_{j=1}^N [G_{ji}(T_j^n - T_i^n) + \hat{G}_{ji}\{T_j^{n4} - (T_i^n)^4\}] + \sum_{j=1}^N [G_{ji}(T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \hat{G}_{ji}\{T_j^{n+14} - (T_i^{n+1})^4\}] \quad (1)$$

که:

$T_j^n$  دمای گره حرارتی  $j$  در زمان جاری  $t$ ،

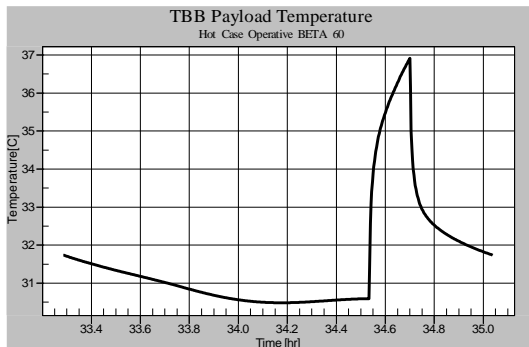
$T_j^{n+1}$  دمای گره حرارتی  $j$  در زمان بعد  $t + \Delta t$ ،

$G_{ji}$  کانداکتور خطی (linear conductor) برای اتصال گره حرارتی

$i$  به گره حرارتی  $j$

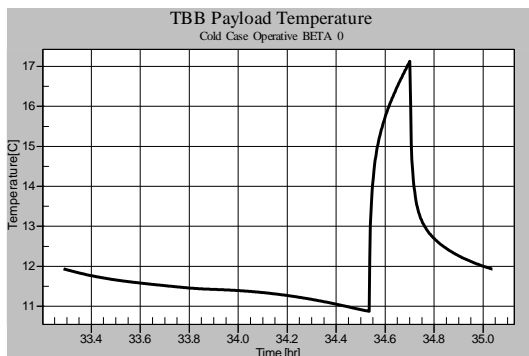
<sup>۸</sup> Capacitor-Resistor Circuit

<sup>۹</sup> Network- Style



شکل (۶). توزیع دما در بدترین شرایط گرم مدار و وضعیت کاری نامی

#### برای واحد فرستنده TBB



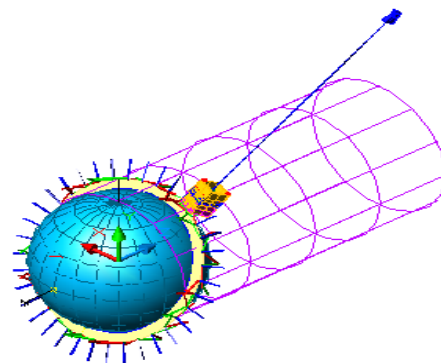
شکل (۷). توزیع دما در بدترین شرایط سرد مدار و وضعیت کاری

#### نامی برای واحد فرستنده TBB

در شکل (۸) دمای جعبه الکترونیکی که بر روی صفحه زیرین سازه قرار گرفته و همچنین متوسط نتایج دمای این صفحه از سازه ماهواره در شرایط گرم مداری نشان داده شده است. پروفایل نتایج دمای صفحه زیرین سازه، که همواره رو به زمین قرار دارد و صرفاً شار حرارتی البیدو و مادون قرمز زمین را دریافت می‌کند، نشان می‌دهد در بخش شب مدار، که سهم البیدو دریافتی صفر شده است، دمای این صفحه نیز کاهش یافته است. همچنین، نتایج دما با حاشیه ایمنی بسیار خوبی در محدوده مجاز دمای جعبه الکترونیکی قرار دارد.

در شکل (۹) نیز نتایج دمای یکی از بسته‌های باتری و صفحه میانی سازه ارائه شده است. با توجه به اینکه صفحه میانی سازه در مقابل تابش خورشید و سایر شارهای حرارتی محیطی قرار ندارد و باتری‌ها نیز تلفات حرارتی بالایی ندارند، تغییرات دمای این صفحه قابل توجه نیست. همانگونه که در این شکل نشان داده شده است، در این شرایط مداری، دمای باتری‌ها بین حداکثر  $(19/2^{\circ}\text{C})$  و حداقل  $(18/4^{\circ}\text{C})$  قرار دارد، که با توجه به حداکثر و حداقل دمای

شایان ذکر است، روش بکار رفته در این مقاله برای مدلسازی حرارتی ماهواره مورد نظر، پیش از این توسط نویسندگان برای مطالعه تأثیر چند پارامتر مهم بر سیستم کنترل حرارت ماهواره [۱۵] و برای مقایسه رنگ‌های فضایی برای استفاده در سیستم کنترل حرارت ماهواره [۱۶] مورد استفاده قرار گرفته است. تحلیل فوق برای مدار ماهواره دایروی با مشخصات زاویه میل  $83^{\circ}$  درجه، ارتفاع  $1000$  کیلومتر و دور تناوب  $105$  دقیقه انجام شده است. شکل (۵) مدل ماهواره را در مدار با زاویه بتا شصت درجه نشان می‌دهد.



شکل (۵). مدل ماهواره در مدار با زاویه بتای شصت درجه

#### ۴- نتایج تحلیل حرارتی

جهت استخراج نتایج دما، تحلیل حرارتی گذرا برای  $50$  پرپود ماهواره در مدار برای رسیدن به حالت پایداری دمایی انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی و تحلیل حرارتی، توزیع دمای اجزای مختلف در بدترین وضعیت گرم و سرد مداری است. در شکل‌های (۶) و (۷)، نتایج تحلیل برای جعبه فرستنده TBB در وضعیت کاری نامی، به ترتیب در شرایط گرم و سرد مدار ارائه شده است. به آن دلیل که تلفات حرارتی این محموله، در یک پرپود ماهواره ثابت نیست و در حین فاز ارسال اطلاعات دارای بیشترین مقدار است، نتایج دما نشان می‌دهد حداکثر دما در فاز ارسال فرستنده محموله ایجاد شده است. با توجه به ملاحظات عدم قطعیت و حاشیه امنیتی ده درجه سانتیگراد برای حداکثر و حداقل دمایی، محموله فرستنده در محدوده مجاز دمایی کاری خود قرار می‌گیرد.

در پژوهش حاضر، مدلسازی و تحلیل حرارتی یک ماهواره با محموله فرستنده بیکن برای شرایط گذرا و بدترین شرایط گرم و سرد مداری انجام شده است. این ماهواره، در مدار پایین (LEO) قرار دارد و سیستم کنترل حرارت آن از نوع غیرفعال است. نتایج تحلیل نشان می‌دهد که در بدترین شرایط گرم و سرد مداری و با رعایت حاشیه امنیتی، محموله فرستنده و اجزاء اصلی ماهواره در محدوده مجاز دمایی کاری خود قرار می‌گیرند.

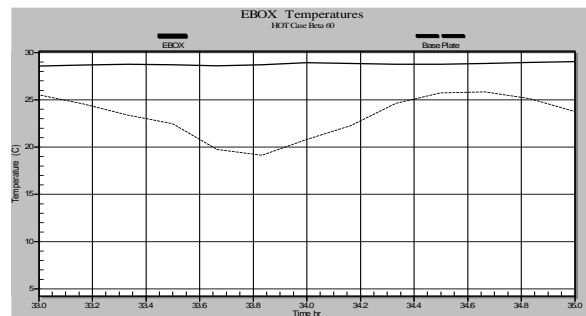
### تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

### مراجع

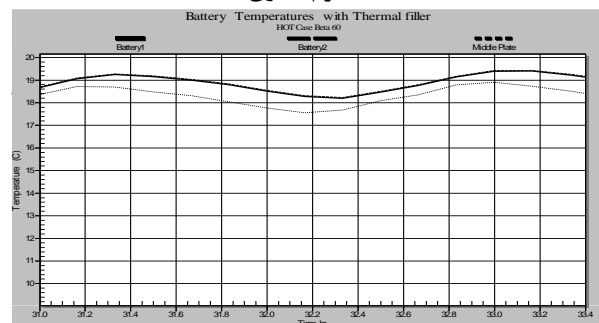
- [1] M. Li, H. Wang, J. Liu, and X. Shen, "Two Large Earthquakes Registered by the CSES Satellite during its Earthquake Prediction Practice in China," *Atmosphere*, vol. 13, no. 5, p. 751, 2022.
- [2] J. Huang, et. al., "Disturbance identification of electric field data observed by the CSES-01 satellite before earthquakes," *Science China Earth Sciences*, vol. 66, pp. 1814–1824, 2023.
- [3] C. Han, R. Yan, D. Marchetti, W. Pu, Z. Zhima, D. Liu, S. Xu, H. Lu, and N. Zhou, "Study on Electron Density Anomalies Possibly Related to Earthquakes Based on CSES Observations," *Remote sensing*, vol. 15, p. 3354, 2023.
- [4] M. Akhoondzadeh, "Analyses of data from the first Chinese seismo electromagnetic satellite (CSES-01) together with other earthquake precursors associated with the Turkey earthquakes (February 6, 2023)," *Journal of Applied Geodesy*, vol. 9, no. 1, pp. 11–12, 2024.
- [5] R. Yan, X. Shen, J.P. Huang, Q. Wang, W. Chu, D. Liu, Y. Yang, H. Lu, and S. Xu "Examples of unusual ionospheric observations by the CSES prior to Earthquakes," *Earth and Planetary Physics*, pp. 515–526, 2018.
- [6] M. Yang, X. Zhang, M. Zhong, Y. Guo, G. Qian, J. Liu, C. Yuan, Z. Li, S. Wang, L. Zhai, T. Li and X. Shen, "Spatio-Temporal Evolution of Electric Field, Magnetic Field and Thermal Infrared Remote Sensing Associated with the 2021 Mw7.3 Maduo Earthquake in China," *Atmosphere*, vol. 17, no. 77, 2024.
- [7] M. Akhoondzadeh, "Earthquake prediction using satellite data: Advances and ahead challenges," *Advances in Space Research*, vol. 74, no. 8, pp. 3539–3555, 2024.
- [8] T. A. Parrot, and M. Pulnits, "Variations of the ionospheric electron density, during the Bhuj seismic event," *Ann. Geophys.*, vol. 22, no. 12, pp. 4123–4131, 2004.

مجاز باتری‌ها در جدول (۱)، این واحد بسیار حیاتی ماهواره نیز در محدوده دمایی مجاز قرار دارد.



شکل (۸): دمای جعبه الکترونیکی و صفحه زیرین سازه در شرایط

### گرم مداری



شکل (۹): دمای باتری‌ها و صفحه میانی سازه در شرایط گرم مداری

### ۵- نتیجه‌گیری

با توجه به زلزله‌خیز بودن کشور ما و تحقیقات گسترده‌ای که در جهان به منظور پیش‌بینی وقوع زلزله با استفاده از روش‌های فضاپایه انجام شده است، طراحی و ساخت یک ماهواره ویژه زلزله‌شناسی در ایران اهمیت ویژه‌ای دارد. به منظور انتخاب و تصمیم‌گیری صحیح درباره محموله‌های مورد استفاده در ماهواره زلزله‌شناسی ایرانی، مطالعاتی روی چندین ماهواره زلزله‌شناسی صورت گرفته و محموله فرستنده TBB به عنوان یکی از گزینه‌های پیشنهادی مطرح شده است. با توجه به سابقه فضایی کشور در حوزه فناوری میکروماهواره‌ها، و با توجه به شرایط و محدودیت‌های موجود، این نکته در انتخاب یک الگوی بومی ماهواره زلزله‌شناسی ایرانی حائز اهمیت است که نمونه ماهواره انتخابی از پلتفرم‌های قبلی فناوری فضایی کشور باشد. همچنین ملاحظات کوچک بودن ابعاد و وزن و اقتصادی بودن آن برای آزمون فناوری‌های جدید در اولویت است.

- [9] P. A. Bernhardt, C. A. Selcher, and S. Basu, Reising, "Atmospheric Studies with the Tri-Band Beacon Instrument on the COSMIC Constellation," *TAO*, vol. 11, no. 1, pp.291-312, 2001.
- [10] P. A. Bernhardt, et al., "The Coherent Electromagnetic Radio Tomography (CERTO) experiment on ARGOS," in *Space 2001: The odyssey continues conference & exposition*, New Mexico, Aug. 2001.
- [11] X.H Shen, X.M Zhang, S.G Yuan, L.W. Wang, J.B. Cao, J.P. Huang, X.H. Zhu, P. Piergiorgio, and J.P. Dai, "The state-of-the-art of the China Seismo-Electromagnetic Satellite mission," *Science China Technology Science*, vol. 61, pp. 634–642, 2018.
- [12] D. G. Gilmore, *Spacecraft Thermal Control Handbook, Volume I: Fundamental Technologies*. EI Seundo, CA: Aerospace Press. 2002.
- [13] P. A. Bernhardt, and C. L. Sieftring, "New satellite-based systems for ionospheric tomography and scintillation region imaging", *Radio Science*, Volume 41, Issue 5, 2006.
- [14] "FORMOSAT-3/COSMIC-1." eportal. <https://www.eoportal.org/satellite-missions/formosat-3#certotbb-coherent-electromagnetic-radio-tomographytriband-beacon-transmitter> (Accessed Dec. 22, 2024).
- [15] F. Farhani, and A. Anvari, "Effects of Some Parameters on the Thermal Control of a Small L.E.O. Satellite," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, vol. 7, no. 1, 2014.
- [16] A. Anvari, F. Farhani, and K.S. Niaki, "Comparative Study on Space Qualified Paints Used for Thermal Control of a Small Satellite," *Iranian Journal of Chemical Engineering*, vol. 6, no. 2, pp. 50-62, 2009.



#### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Original Article

# Conceptual Design and Material Assessment of a Minimal Lunar Orbiter Structure Prototype

Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.: 172-187  
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.502845.1227

Zahra Daneshjoo<sup>1\*</sup>, Amirmahdi Mostafapour<sup>2</sup>, Arman Norouzi<sup>3</sup>

<sup>1\*</sup> Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University,  
Tehran, Iran

[z\\_daneshjoo@sbu.ac.ir](mailto:z_daneshjoo@sbu.ac.ir) (Corresponding Author)

<sup>2</sup> Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran,  
Iran

[a\\_mostafapour@sbu.ac.ir](mailto:a_mostafapour@sbu.ac.ir)

<sup>3</sup> Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran,  
Iran

[arman.norouzi.sbu@gmail.com](mailto:arman.norouzi.sbu@gmail.com)

## Article Info

Received: 1403-11-09  
Accepted: 1404-02-13

## Keywords

Lunar orbiter, Conceptual design, Structural subsystem, Modal analysis, Mass calculations, Component layout

## How to Cite this article

Z. Daneshjoo, A. M. Mostafapour, and A. Norouzi, "Conceptual Design and Material Assessment of a Minimal Lunar Orbiter Structure Prototype", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 172–187, 2025.

## Abstract

This paper aims to enhance design knowledge in the field of space technologies by elaborating on the conceptual design process of a lunar orbiter structure. Initially, the technical requirements and subsystem interfaces of the structure with other subsystems have been examined. Subsequently, leveraging statistical analyses and studying similar projects and existing models, several material options for the lunar orbiter structure have been proposed. To evaluate these options, modal analyses and mass calculations have been conducted using finite element modeling, and the results have been compared with the material production capabilities within the country to determine the final structural material. Furthermore, the conceptual design process, including component layout and calculations related to mass properties, has been performed. The outputs of this stage include the initial structural layout, mass budget, and preliminary mass calculations of the lunar orbiter. This research, as the first national step in lunar orbiter design, provides a valuable contribution to the analysis, design, and localization of space probes and represents a significant milestone in advancing indigenous space technologies.

# طراحی مفهومی و بررسی جنس سازه ماهگرد حداقلی نمونه

زهرا دانشجو\*<sup>۱</sup>، امیرمهدی مصطفی پور<sup>۲</sup>، آرمان نوروزی<sup>۳</sup>

۱- دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران (نویسنده مسئول)

[z\\_daneshjoo@sbu.ac.ir](mailto:z_daneshjoo@sbu.ac.ir)

۲- دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

[a\\_mostafapour@sbu.ac.ir](mailto:a_mostafapour@sbu.ac.ir)

۳- دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

[arman.norouzi.sbu@gmail.com](mailto:arman.norouzi.sbu@gmail.com)

## چکیده

پژوهش حاضر با هدف ارتقای دانش طراحی در حوزه فناوری‌های فضایی، به تبیین فرآیند طراحی مفهومی سازه ماهگرد می‌پردازد. در گام نخست، الزامات فنی و اینترفیس زیرسیستم سازه با سایر زیرسیستم‌ها بررسی شده است. سپس، با بهره‌گیری از تحلیل‌های آماری و مطالعه پروژه‌های مشابه و نمونه‌های موجود، چندین گزینه برای جنس سازه ماهگرد پیشنهاد شده است. به منظور ارزیابی این گزینه‌ها، تحلیل‌های مودال و محاسبات جرمی با استفاده از مدل‌سازی المان محدود صورت پذیرفته و نتایج حاصل با توانمندی‌های تولید مواد در کشور مقایسه شده است تا جنس نهایی سازه تعیین شود. در ادامه، به فرآیند طراحی مفهومی شامل جانمایی اجزاء و محاسبات مرتبط با خواص پرداخته می‌شود. خروجی این مرحله شامل: جانمایی اولیه سازه، بودجه جرمی و محاسبات اولیه جرمی ماهگرد می‌شود. پژوهش حاضر، به‌عنوان نخستین گام ملی در زمینه طراحی ماهگرد، دستاورد ارزشمندی در حوزه تحلیل، طراحی و بومی‌سازی کاوشگرهای فضایی ارائه می‌دهد و گامی اساسی در مسیر پیشرفت فناوری‌های فضایی بومی به‌شمار می‌رود.



دسترس‌پذیر در نشانی:

[Journal.isrc.ac.ir](http://Journal.isrc.ac.ir)

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای

فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۷۲-۱۸۷

بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

[10.22034/jssta.2025.502845.1227](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.502845.1227)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۱/۰۹

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۱۳

واژه‌های کلیدی

ماهگرد، طراحی مفهومی،

زیرسیستم سازه، تحلیل مودال،

محاسبات جرمی، جانمایی

نحوه استناد به مقاله

زهرا دانشجو، امیرمهدی مصطفی پور و آرمان نوروزی، "طراحی مفهومی و بررسی جنس سازه ماهگرد حداقلی نمونه"، *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۱۸۷-۱۷۲، ۱۴۰۴.

## ۱- مقدمه

در سال‌های اخیر، توسعه فناوری‌های فضایی به عنوان یکی از ارکان پیشرفت علمی و صنعتی کشورها شناخته شده است. در این میان، طراحی و ساخت ماهگردها به عنوان یکی از پیچیده‌ترین و پیشرفته‌ترین دستاوردهای فناوری فضایی، جایگاه ویژه‌ای دارد. ماهگردها با مأموریت‌های متنوع خود، از جمله بررسی سطح ماه، مطالعه میدان‌های مغناطیسی و تشعشعات کیهانی، نقش یکتایی در گسترش دانش بشری و تأمین زیرساخت‌های لازم برای مأموریت‌های بین‌سیاره‌ای ایفا می‌کنند. از این منظر، طراحی مفهومی نخستین ماهگرد ملی، گامی اساسی در مسیر خودکفایی فناوریانه و دستیابی به جایگاه شایسته در عرصه جهانی فناوری‌های فضایی محسوب می‌شود.

ماهگرد، کاوشگری فضایی است که به منظور اکتشاف و تحلیل دقیق ویژگی‌ها و فرآیندهای مرتبط با ماه طراحی و به مدار آن ارسال می‌شود. این نوع از کاوشگرها با بهره‌گیری از ابزارهای پیشرفته مانند دوربین‌های با وضوح بالا، طیف‌سنج‌های چندگانه، و سیستم‌های ارتباطی پیچیده، توانایی جمع‌آوری اطلاعات جامع و متنوعی از سطح ماه، ترکیب معدنی، خواص فیزیکی، و شرایط محیطی آن را دارا هستند. به عنوان نمونه، ماهگرد<sup>۱</sup> S-LEO با استفاده از تکنولوژی‌های پیشرفته، داده‌های دقیقی از سطح ماه جمع‌آوری کرده است. این داده‌ها شامل شناسایی و نقشه‌برداری دقیق مواد معدنی (به ویژه  $H_2O$  و  $OH$ ) و فرآیندهای مرتبط با آن‌ها، تحلیل ترکیب سطح ماه از طریق طیف‌سنجی در محدوده ماوراء بنفش و مادون قرمز، و اندازه‌گیری توزیع غبار و تابش‌های موجود در محیط ماه است [۱].

ماهگردهای پیشین، به عنوان تجلی نخستین دستاوردهای فناوریانه بشر در عرصه کاوش ماه، تحولی شگرف در طراحی و توسعه سازه‌های فضایی به وجود آورده‌اند. سازه این کاوشگرها به طرز دقیق و ماهرانه مهندسی شده است تا در برابر شرایط محیطی سخت ماه، شامل تغییرات شدید دما، تابش‌های کیهانی، و تنش‌های ناشی از پرتاب، مقاومتی بهینه از خود نشان دهند. شکل هندسی سازه‌ها با هدف تضمین پایداری دینامیکی و توزیع متوازن جرم، طراحی شد و به منظور کاهش اثرات بارهای مکانیکی و ارتعاشات در مراحل پرتاب، به دقت بهینه‌سازی شده‌اند. این ماهگردها، بنیان‌گذار پژوهش‌ها و پیشرفت‌های

سازه‌ای در مأموریت‌های فضایی آینده به شمار می‌آیند. در ادامه، به بررسی برخی از این ماهگردها می‌پردازیم.

نخستین ماهگرد با نام Luna10 در تاریخ ۳۱ مارس سال ۱۹۶۶ میلادی توسط روسیه به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه استوانه‌ای بود، مطالعات گسترده‌ای را در مدار ماه به انجام رساند. داده‌های ارزشمندی که توسط این ماهگرد جمع‌آوری شد، شامل اطلاعاتی درباره: شدت میدان مغناطیسی ماه، کمربندهای تابشی آن، و ویژگی‌های سنگ‌های سطح ماه بود [۲-۴]. ماهگرد Explorer49 در تاریخ ۱۰ ژوئن سال ۱۹۷۳ میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که از سازه‌ای با هندسه کروی برخوردار بود، به منظور انجام مأموریتی خاص به فضا فرستاده شد که هدف آن اندازه‌گیری فرکانس‌های رادیویی فضا و محیط ماه در بازه فرکانسی ۲۵ کیلوهرتز تا ۱۳/۱ مگاهرتز بود [۵، ۶]. ماهگرد Lunar Prospector در تاریخ ۷ ژانویه سال ۱۹۹۸ میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه استوانه‌ای بود، مأموریتی با هدف بررسی مدار قطبی پایین ماه داشت. مأموریت آن شامل نقشه‌برداری از ترکیب سطحی ماه، از جمله: شناسایی ذخایر هیدروژن، اندازه‌گیری میدان‌های مغناطیسی و گرانشی، و مطالعه فرآیندهای خروج گاز از سطح ماه بود [۷، ۸]. ماهگرد SMART-1 در تاریخ ۲۷ سپتامبر سال ۲۰۰۳ میلادی توسط آژانس فضایی اروپا (ESA<sup>۲</sup>) به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه مکعبی بود، مأموریتی برای تصویربرداری از سطح ماه با استفاده از دوربین میکرو رنگی داشت، همچنین مأموریت دیگر آن شناسایی عناصری مانند منیزیم، سیلیکون و آلومینیوم در سطح ماه بود [۹]. ماهگرد ARTEMIS در تاریخ ۱۷ فوریه سال ۲۰۰۷ میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه مکعبی بود، مأموریتی برای بررسی تعاملات میان خورشید و ماه و همچنین مطالعه نحوه انتشار انرژی در محیط ماه داشت [۱۰].

ماهگرد SELENE در تاریخ ۱۴ سپتامبر سال ۲۰۰۷ میلادی توسط ژاپن به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه مکعبی بود، به منظور بررسی تحولات ساختاری ماه و جمع‌آوری اطلاعات درباره محیط سطحی آن به فضا فرستاده شد [۱۱]. ماهگرد LRO<sup>۳</sup> در تاریخ ۱۸ ژوئن سال ۲۰۰۹

<sup>۲</sup> Lunar Reconnaissance Orbiter

<sup>۱</sup> Small Lunar Explorations Orbiter

<sup>۳</sup> European Space Agency

جانمایی اجزاء و محاسبات خواص جرمی بود که به طور دقیق انجام شده است. خروجی این مرحله شامل: جانمایی اولیه سازه، بودجه جرمی و محاسبات اولیه جرمی ماهگرد خواهد بود.

نوآوری اصلی این پژوهش در آن است که برای نخستین بار در کشور، طراحی و تحلیل سازه ماهگرد به صورت تخصصی انجام می‌شود. این موضوع نه تنها یک گام پیشرفته در راستای فناوری‌های فضایی کشور به شمار می‌آید، بلکه نقش بسزایی در تسهیل انتقال دانش از محیط دانشگاهی به صنعت فناوری و بومی‌سازی فناوری‌های پیچیده در حوزه مهندسی فضایی ایفا خواهد کرد. این پژوهش به‌عنوان یک نقطه عطف، بستری برای توسعه ماهگردهای بومی فراهم می‌کند و تأثیرات عمیقی بر توانمندی‌های علمی و فنی کشور در عرصه فضایی خواهد گذاشت. از این‌رو، پژوهش حاضر می‌تواند گام بزرگی در جهت رشد و ارتقاء صنعت فضایی کشور به‌شمار آید و مسیر پیشرفت‌های بیشتر در این حوزه را هموار سازد.

## ۲- الزامات فنی و اینترفیس زیرسیستم سازه با

### سایر زیرسیستم

زیرسیستم سازه به‌عنوان یکی از اجزای کلیدی هر کاوشگر فضایی، نقش اساسی در تأمین استحکام، پایداری، و حفاظت از اجزاء داخلی ایفا می‌کند. این زیرسیستم می‌بایست به‌گونه‌ای طراحی شود که بتواند شرایط دشوار محیط فضایی، از جمله ارتعاشات و تنش‌های ناشی از پرتاب، تغییرات شدید دما، و تابش‌های کیهانی را تحمل کند. سازه ماهگرد علاوه بر وظیفه اصلی خود در حفاظت از اجزاء و زیرسیستم‌های داخلی، به‌عنوان بستری برای نصب و جانمایی صحیح تجهیزات و ابزارهای علمی عمل می‌کند. از این‌رو، طراحی سازه بایستی به‌گونه‌ای باشد که ضمن رعایت ملاحظات جرمی و ابعادی، امکان تأمین پایداری و استحکام موردنیاز را فراهم کند.

این زیرسیستم همچنین در ارتباط با سایر زیرسیستم‌ها، نقش حیاتی در هماهنگی عملکرد کلی ماهگرد ایفا می‌کند. به‌عنوان مثال، سازه باید علاوه بر ایجاد بستری برای نصب تجهیزات مخابراتی، حسگرها، و پنل‌های خورشیدی، از انتقال ارتعاشات و نیروهای غیرمطلوب به این اجزاء جلوگیری کند. همچنین، طراحی سازه بایستی به‌گونه‌ای باشد که ضمن رعایت

میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه مکعبی بود، به‌منظور تصویربرداری از سطح ماه، به‌ویژه مناطق قطبی آن، و همچنین مطالعه و تحلیل نحوه تابش نور خورشید و تأثیرات آن بر محیط ماه به فضا فرستاده شد [۱۲]. ماهگرد Chang'e2 در تاریخ ۱ اکتبر سال ۲۰۱۰ میلادی توسط چین به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه مکعبی بود، به‌منظور انجام مأموریتی با هدف تصویربرداری با وضوح بالا از سطح ماه به فضا ارسال شد [۱۳]. ماهگرد LADEE در تاریخ ۷ سپتامبر سال ۲۰۱۳ میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که از سازه‌ای با هندسه استوانه‌ای برخوردار است، مأموریت اصلی آن بررسی چگالی، ترکیب و تغییرات سطح ماه بود. همچنین، یکی از اهداف آن مطالعه میزان گرد و غبار در محیط ماه و ارزیابی اثرات آن بر طراحی ایستگاه‌های فضایی و فناوری‌های مرتبط با مأموریت‌های آینده بود [۱۴]. ماهگرد CLEO<sup>۴</sup> در ژوئن سال ۲۰۲۲ میلادی توسط آژانس فضایی اروپا (ESA) به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که از سازه‌ای با هندسه منشور شش‌وجهی برخوردار است، به‌منظور مطالعه ویژگی‌های شیمیایی سطح ماه و ارزیابی میدان مغناطیسی آن به فضا ارسال شد [۱۵].

در طی سال‌های اخیر، شکاف‌های قابل توجهی در پژوهش‌های بومی مرتبط با فناوری‌های فضایی، به‌ویژه در حوزه طراحی و بهره‌برداری از کاوشگر ماهگرد مشاهده شده است. این پژوهش با هدف پر کردن خلأ موجود در دانش و فناوری‌های مرتبط با رصد پدیده‌های نجومی و توسعه ابزارهای دقیق و کارآمد، نخستین نمونه طراحی ماهگرد ملی را به ارمغان آورده است. در این راستا، این پژوهش در گام نخست به بررسی الزامات فنی زیرسیستم سازه ماهگرد و نحوه ارتباط آن با سایر زیرسیستم‌ها پرداخته است. سپس با استفاده از تحلیل‌های آماری و بررسی دقیق پروژه‌های مشابه، چندین گزینه برای جنس سازه ماهگرد پیشنهاد شده است. برای ارزیابی دقیق این گزینه‌ها، تحلیل‌های مودال و محاسبات جرمی از طریق مدل‌سازی المان محدود انجام شد و نتایج آن با توانمندی‌های تولید داخلی کشور مقایسه شده است تا جنس نهایی سازه بر اساس معیارهای علمی و فنی مشخص شود. در ادامه، فرآیند طراحی مفهومی شامل

<sup>۴</sup> Clipper ESA Orbiter

زیرسیستم سازه ماهگرد ارتباط نزدیکی با سایر زیرسیستم‌ها و پرتابگر دارد، به طوری که شرایط محیطی پرتاب و نیازهای مختلف سایر زیرسیستم‌ها باید در طراحی آن لحاظ شود. هدف اصلی این زیرسیستم تأمین شرایطی است که استانداردهای لازم را رعایت کرده و به طور مؤثر با سایر زیرسیستم‌ها ارتباط برقرار کند. این ارتباط‌ها شامل اینترفیس‌های داخلی و خارجی زیرسیستم سازه است که تأثیرات قابل توجهی بر طراحی آن دارد، به ویژه مواردی چون کنترل حرارتی، مکانیزم‌ها، پیش‌ران‌ش، قطعات مکانیکی، مواد، و شرایط خاص مرتبط با پرتابگر.

در طراحی سازه ماهگرد، همکاری با زیرسیستم‌های مختلف همچون مخابرات، کنترل و وضعیت، پیش‌ران‌ش، و حرارت ضروری است. به طور خاص، زیرسیستم سازه باید اطلاعاتی مانند ابعاد، جرم، و شرایط جانمایی تجهیزات مختلف را از این زیرسیستم‌ها دریافت کند و محدودیت‌های طراحی آن‌ها را در نظر بگیرد. همچنین، این زیرسیستم‌ها باید نیازهای خاص خود را مانند مکانیزم‌های باز شونده و شرایط حرارتی برای جانمایی قطعات به سازه گزارش دهند. این همکاری مستمر بین زیرسیستم‌ها باعث می‌شود که طراحی سازه پاسخ‌گوی نیازهای هر بخش باشد و در عین حال، پیوستگی و هماهنگی در تمام زیرسیستم‌ها حفظ شود. در نهایت، زیرسیستم سازه به عنوان یک پل ارتباطی میان تمامی زیرسیستم‌ها عمل کرده و پس از تکمیل طراحی، تمامی مشخصات و ویژگی‌های قطعات و تجهیزات را به زیرسیستم‌های مربوطه اعلام می‌دارد. این شامل توزیع جرمی، جانمایی تجهیزات، و تحلیل‌های حرارتی یا نیرویی است که برای عملکرد صحیح ماهگرد و موفقیت در مأموریت مورد نیاز است.

### ۳- طراحی و ساین کردن سازه ماهگرد

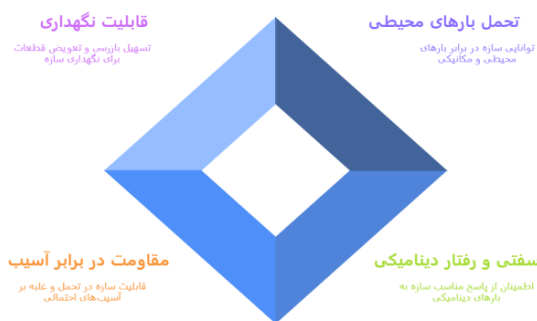
با بررسی و تحلیل مطالعات و تحقیقات گذشته و در نظر گرفتن الزامات مورد نیاز برای نصب تجهیزاتی نظیر پنل‌ها، آنتن‌ها و سایر ملاحظات ساخت، شکل کلی سازه ماهگرد به صورت یک بدنه مثلثی با برش در هر یک از سه گوشه آن انتخاب شده است. همان‌طور که پیش‌تر نیز اشاره شد، یکی از وظایف اصلی زیرسیستم سازه، تأمین فضای کافی و موقعیت مکانی مناسب برای اجزای سایر زیرسیستم‌ها است. جهت انجام یک جانمایی مناسب، سازه ماهگرد به صورت یک منشور شش وجهی (با قاعده مثلثی شکل با برش در هر یک از سه گوشه آن) به ابعاد تقریبی مثلث قاعده به ضلع حدود  $1/1m$  و ارتفاع منشور  $0/7m$  در نظر

محدودیت‌های وزنی، خواص جرمی مطلوب برای کنترل وضعیت ماهگرد را فراهم سازد. از این منظر، سازه نه تنها به عنوان یک بخش ساختاری، بلکه به عنوان یک مؤلفه عملکردی در تعامل با زیرسیستم‌های دیگر، نقش محوری در موفقیت مأموریت‌های فضایی ایفا می‌کند. الزامات فنی زیرسیستم سازه ماهگرد به منظور تضمین عملکرد بهینه آن در طول مأموریت، شامل مجموعه‌ای از شرایط مختلف است (شکل ۱).

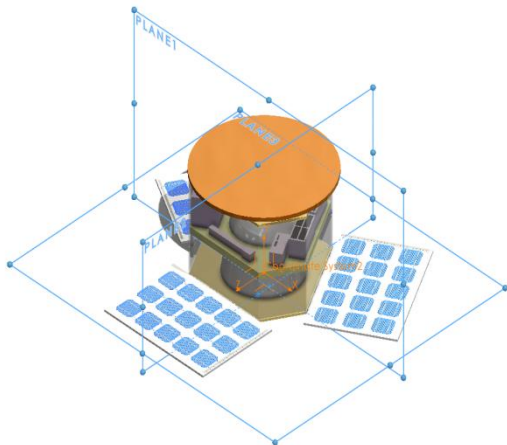
این الزامات بر اساس استاندارد ECSS-E-ST-32C نظام استاندارد فضایی اتحادیه اروپا در نظر گرفته شده است [۱۶]. بر این اساس، اجزاء سازه باید قادر به تحمل بارهای محیطی و مکانیکی ناشی از مراحل مختلف مأموریت، از جمله جابجایی، حمل و نقل، پرتاب و عملیات در مدار باشند. این طراحی می‌بایست به گونه‌ای باشد که سازه در برابر تغییرات دما، فشار، گرانش و شرایط مختلف فضا مقاومت کند و قابلیت انجام وظایف خود را در طول عمر عملیاتی حفظ کند.

عملکرد سازه ماهگرد باید به گونه‌ای باشد که در هنگام اعمال بارهای ناگهانی و شاید مقداری نزدیک به حد طراحی، بدون شکست و تغییر شکل‌های دائمی عمل کند. همچنین، طراحی سازه باید بتواند سفتی و رفتار دینامیکی مناسب را در برابر بارهای حرارتی، مکانیکی و دینامیکی مختلف تضمین نماید. تحمل آسیب‌های احتمالی و طراحی مناسب برای شرایط آسیب تصادفی نیز از جمله الزامات اصلی طراحی محسوب می‌شود. در نهایت، الزامات طراحی می‌بایست شامل قابلیت بازرسی، تعویض و نگهداری سازه شود. این ویژگی‌ها شامل اطمینان از قابلیت بازرسی در تمامی مراحل تولید، مونتاژ و تست، و همچنین امکان تعویض قطعات در صورت لزوم با قطعات مشابه می‌شود.

#### الزامات کلیدی طراحی سازه ماهگرد برای عملکرد بهینه



شکل (۱): الزامات کلیدی طراحی سازه ماهگرد برای عملکرد بهینه



شکل(۴): محورها و صفحات مبنا

گرفته شده است ( شکل ۲). مدل انفجاری سازه در شکل (۳) نشان داده شده است.

مختصات در نظر گرفته شده برای ماهگرد و محورهای طراحی مطابق شکل (۴) دارای مشخصات زیر است:

مبدا مختصات: مرکز 3 PLANE (صفحه مقابل صفحه زمین) روی سطح داخلی آن در ماهگرد

محور X : موازی با 1 PLANE و عمود بر 2 PLANE

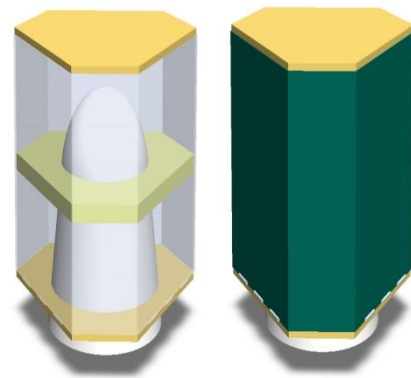
محور Y : عمود بر 3 PLANE

محور Z : موازی با 2 PLANE و عمود بر 1 PLANE

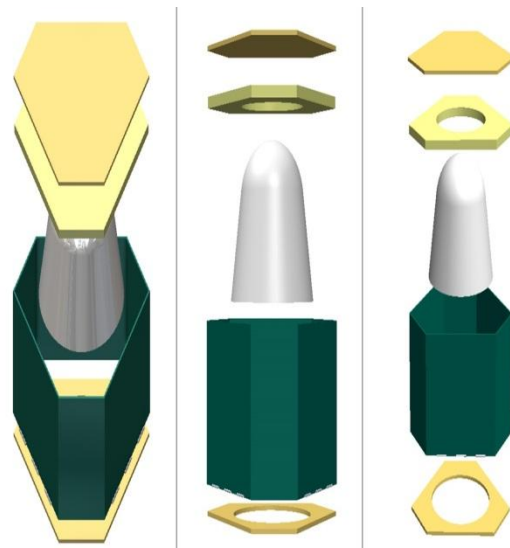
### ۳-۱ جنس سازه ماهگرد

مطابق الزامات سازه، مواد مورد استفاده برای سازه بایستی طوری انتخاب شوند که ضمن رعایت تolerانس‌های لازم و تحمل همه بارهای ترکیبی سازه‌ای شامل استاتیکی و دینامیکی در تمام مودهای عملکردی اعم از جابه‌جایی، آزمون، نگهداری، پرتاب و شرایط مدار، سیستم ماهگرد قادر باشد در کلیه فازهای عملیاتی بدون تغییر شکل قابل توجه به خوبی عمل کند و شرایط مقابله با تمامی بارها و مودهای تخریب که توسط زیرسیستم کنترل وضعیت در عملکرد مداری مشخص می‌شود را دارا باشد. به عبارت دیگر مواد مورد استفاده بایستی در تمام مدت روی زمین، فرآیند پرتاب و قرارگیری در مدار برای مدت عمر مشخص شده (گذشت زمان، نیروها، جذب رطوبت، تشعشع، ناخالصی و آلودگی، چرخه گرمایی و ذرات اتمی را افزایش می‌دهد) بتوانند بدون ترک خوردن، متلاشی شدن، تغییر شکل بیش از حد و ایجاد آلودگی برای اجزای زیرسیستم‌های دیگر، پایداری خود را حفظ کنند.

در طراحی و ساخت ماهگرد ملی، توجه به تأثیرات محیطی نظیر: تشعشعات کیهانی، تغییرات دمایی شدید و اثرات گرد و غبار سطح ماه بر مواد سازه‌ای از اهمیت بالایی برخوردار است. تشعشعات کیهانی می‌توانند به مواد آسیب رساننده و خواص مکانیکی آن‌ها را کاهش دهند. بنابراین، استفاده از مواد با مقاومت بالا در برابر تابش و طراحی لایه‌های محافظتی توصیه می‌شود. تغییرات دمایی شدید در فضا می‌توانند منجر به انبساط و انقباض مواد شوند که این امر ممکن است به ترک خوردگی یا شکست سازه منتهی شود. انتخاب مواد با ضریب انبساط حرارتی پایین و طراحی اتصالات انعطاف پذیر می‌تواند به کاهش این



شکل(۲): نمای کلی سازه ماهگرد



شکل(۳): مدل انفجاری سازه ماهگرد

جدول (۳): خواص مکانیکی کامپوزیت CFRP [۴۰]

$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	$E_1$ (GPa)	$E_2 = E_3$ (GPa)	$G_{12} = G_{13}$ (GPa)	$G_{23}$ (GPa)	$\nu_{12} = \nu_{13}$	$\nu_{23}$
۱۵۴۰	۱۳۶	۹/۸۰	۴/۷۰	۵/۲۰	۰/۲۸	۰/۱

از آنجا که سه مدل از حالت‌های مطرح شده برای جنس سازه به صورت ساندویچی در نظر گرفته شده است، باید در محیط ACP در نرم‌افزار Ansys پس از مش زدن لایه‌چینی شود. برای این لایه‌چینی و ضخامت هر لایه از جدول (۴) استفاده شده است.

جدول (۴): ضخامت هر بخش در ساختارهای ساندویچی

ضخامت پوسته (mm)	ضخامت هسته (mm)	
۰/۳	۵	ستون‌ها
۳	۶۰	صفحه زیرین
۰/۷	۱۰	صفحه میانی
۰/۳	۵	صفحات کناری
۰/۷	۱۰	صفحه فوقانی
۰/۷	۵	مخروط تانک

در حالت سازه ایزوگرید آلومینیومی، ضخامت هر بخش با استفاده از آلومینیوم ۷۰۷۵ مطابق جدول (۵) است.

جدول (۵): ضخامت هر بخش در ساختار ایزوگرید

ضخامت کل (mm)	ضخامت پوسته (mm)	ضخامت ریب (mm)	
۲۲	۲	۲۰	صفحه زیرین
۳/۵	۳/۵	-	صفحه میانی
۱۰	۱	۹	صفحات کناری و ستون‌ها
۳	۱	۲	صفحه فوقانی

### ۱-۳-۱ تحلیل مودال

در این بخش، برای انتخاب جنس سازه از بین چهار حالت در نظر گرفته شده به تحلیل مودال سازه شامل بررسی فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها پرداخته شده است.

مشکلات کمک کند. همچنین، گرد و غبار موجود در سطح ماه می‌تواند به سطوح سازه‌ای آسیب رسانده و عملکرد آن‌ها را تحت تأثیر قرار دهد. استفاده از پوشش‌های مقاوم در برابر سایش و طراحی سطوح با زاویه‌های مناسب برای کاهش تجمع گرد و غبار، از جمله استراتژی‌های مؤثر در این زمینه است. با توجه به این عوامل، انتخاب مواد مناسب و طراحی دقیق سازه‌ها با در نظر گرفتن شرایط محیطی فضا، برای افزایش عمر مفید و کارایی ماهگرد ضروری است. به همین منظور مطالعه آماری و بررسی دقیق جنس در پروژه‌ها و تحقیقات مشابه صورت پذیرفت [۱۷-۳۵].

در مدل‌سازی سازه ماهگرد به بررسی چهار حالت مختلف از نظر مواد استفاده شده در سازه پرداخته می‌شود که این حالت‌ها در ادامه به صورت زیر تعریف می‌شوند:

- ۱- ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری از جنس آلومینیوم ۵۰۵۲ و صفحات رویی از جنس آلومینیوم T6-۷۰۷۵
  - ۲- ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری و صفحات رویی از جنس کامپوزیت CFRP<sup>۵</sup>
  - ۳- ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری و صفحات رویی از جنس کامپوزیت CFRP با ستون‌های آلومینیومی
  - ۴- ساختار ایزوگرید آلومینیومی
- در ادامه خواص مکانیکی مواد مورد استفاده برای حالت‌های فوق در جداول (۱) تا (۳) آورده شده است.

جدول (۱): خواص مکانیکی آلومینیوم 7075-T6 [۳۶-۳۸]

چگالی $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	ضریب پواسون $\nu$	مدول الاستیسیته $E$ (GPa)	تنش تسلیم $\sigma_y$ (MPa)	تنش نهایی $\sigma_u$ (MPa)
۲۸۱۰	۰/۳۳	۷۲	۴۱۰	۴۸۸

جدول (۲): خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری از جنس آلومینیوم

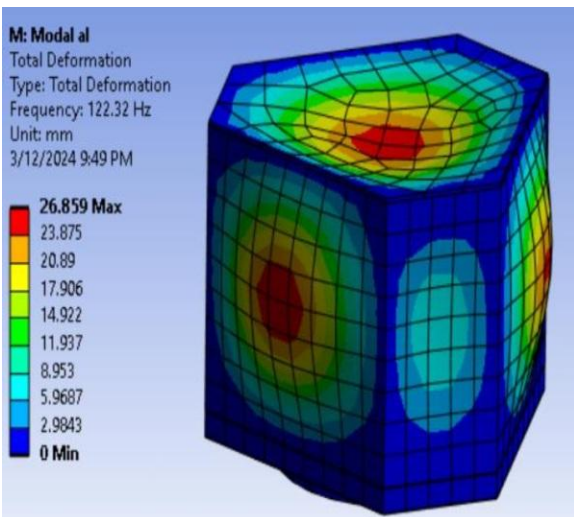
۵۰۵۲ [۳۹]

چگالی $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	ضریب پواسون $\nu$	مدول الاستیسیته $E$ (GPa)	تنش تسلیم $\sigma_y$ (MPa)	تنش نهایی $\sigma_u$ (MPa)
۲۶۸۰	۰/۳۳	۷۴	۱۹۵	۲۳۰

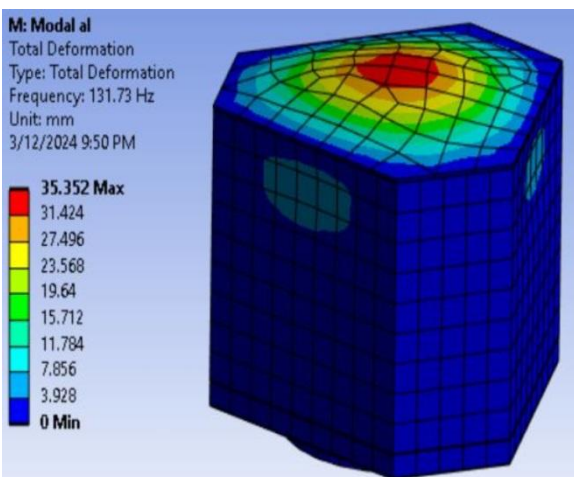
<sup>۵</sup> Carbon Fiber Reinforced Polymer

۱۶/۴۸۷	۱۲۲/۳۲۰	۱۸/۸۰۸	۱۳۱/۷۳۰	هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی
۹/۴۴۵	۱۱۳/۷۵	۱۱/۳۵۲	۱۲۶/۸۸۰	هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP
۱۰/۵۹۷	۷۹/۵۶۰	۱۱/۹۶۴	۱۲۲/۳۵۰	CFRP با ستون‌های آلومینیومی

در شکل‌های (۵) و (۶) شکل مود سازه برای ساختار ساندویچی از جنس هسته لانه زنبوری و صفحات رویی آلومینیوم در دو حالت دارای سینی وسط و فاقد آن نمایش داده شده است.



شکل (۵): شکل مود اول سازه بدون سینی وسط



شکل (۶): شکل مود اول سازه دارای سینی وسط

هدف از بررسی مودال ماهگرد تعیین فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای ماهگرد به هنگام نصب بر روی پرتابگر است. از این طریق می‌توان رفتار مودال سازه ماهگرد را با الزامات و محدودیت‌های پرتابگر مقایسه کرد و از تأمین سازگاری با پرتابگر انتخابی که به عنوان گزینه اولیه برای پرتابگر مطرح شده است اطمینان کرد.

بر اساس الزامات فرکانسی ماهواره بر انتخابی، برای جلوگیری از وقوع کوپلینگ دینامیکی بین مودهای فرکانس پایین پرتابگر و ماهگرد، سازه ماهگرد از نظر ملاحظات سفتی بایستی به گونه‌ای طراحی شود که اولین فرکانس‌های طولی و عرضی آن الزامات زیر را برآورده کند:

- حداقل فرکانس طولی: ۶۰ هرتز

- حداقل فرکانس خمشی: ۲۵ هرتز

با توجه به این که بودجه جرمی سازه باید در کمترین حالت خود قرار بگیرد سه حالت ساندویچی و یک حالت ساختار ایزوگرید تعریف شد و تحلیل مودال آن با توجه به تعاریف و توضیحات بالا انجام شد.

برای تمامی حالت‌ها غیر از ساختار ایزوگرید، یک حالت دیگر نیز در نظر گرفته شده است که در آن سکوی میانی که محل قرارگیری اجزاء سایر زیرسیستم‌ها است حذف شده و المان‌ها بر روی صفحات کناری نصب می‌شوند. در تحلیل مودال صورت گرفته، از آنجا که سازه ماهگرد بوسیله کمربند اتصال ماهگرد توسط رینگ پرتابگر به پرتابگر اتصال می‌یابد، برای اعمال شرایط مرزی در مدل المان محدود، محیط رینگ اتصال ماهگرد به پرتابگر در تمامی ۶ درجه آزادی ثابت در نظر گرفته شده است. نتایج تحلیل مودال هر ساختار با دو حالت دارای سکوی میانی و فاقد سکوی میانی در جدول (۶) آورده شده است.

جدول (۶): تحلیل مودال و بودجه جرمی ساختارهای تعریف شده

برای انتخاب جنس

سازه بدون سکوی میانی		سازه با سکوی میانی		جنس سازه
جرم (kg)	فرکانس (Hz)	جرم (kg)	فرکانس (Hz)	
-	-	۴۰/۹۰۰	۴۴/۳۹۰	ایزوگرید آلومینیومی

امکان ساخت در داخل کشور مورد ارزیابی قرار گرفتند. برای تعیین اهمیت نسبی هر یک از این معیارها، از روش فرآیند تصمیم‌گیری چندشاخصه<sup>۶</sup> (MADM) استفاده شده است. این روش با انجام مقایسات زوجی میان معیارها، وزن‌دهی دقیقی را فراهم می‌کند. جزئیات بیشتر درباره روش تصمیم‌گیری چندشاخصه در مرجع [۴۱] آورده شده است. امتیازدهی به جنس‌های پیشنهادی براساس معیارهای جرم، فرکانس طبیعی، امکان ساخت و هزینه، بایستی بین صفر کمترین امتیاز و یک بیشترین امتیاز صورت گیرد. نحوه امتیازدهی به همراه نتایج نهایی این تحلیل به ترتیب در جدول (۷) و جدول (۸) ارائه شده است.

جدول (۷): امتیازدهی به جنس‌های پیشنهادی براساس معیارها در روش (MADM)

جنس سازه	جرم	فرکانس طبیعی	هزینه	امکان ساخت
ایزوگرید آلومینیومی	۰/۲	۰/۲	۱	۱
هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی	۰/۹	۱	۰/۹	۱
هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP	۱	۰/۹	۰/۷	۰/۵
CFRP با ستون‌های آلومینیومی	۱	۰/۸	۰/۷	۰/۵

جدول (۸): نتایج فرآیند تصمیم‌گیری چندشاخصه (MADM)

جنس سازه	امتیاز نهایی
ایزوگرید آلومینیومی	۰/۵۰۴۵
هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی	۰/۹۴۵۱
هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP	۰/۸۳۷۵
CFRP با ستون‌های آلومینیومی	۰/۸۱۱۲

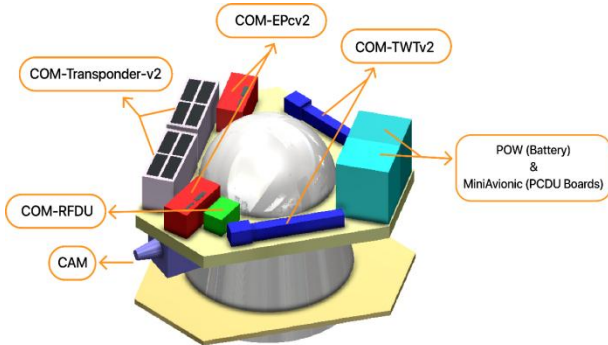
باتوجه به نتایج جدول (۸)، ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی بالاترین امتیاز را دارد و در این فاز از طراحی، ساخت ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی

با توجه به نتایج جدول (۶)، ساختار ایزوگرید آلومینیومی به دلیل جرم بالا و فرکانس طبیعی پایین، کارایی مطلوبی در مقایسه با سایر گزینه‌ها ندارد. در مقابل، ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی و ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات CFRP به دلیل جرم کمتر و فرکانس طبیعی بالاتر، عملکرد بهتری ارائه می‌دهند. با این حال، استفاده از صفحات CFRP، علی‌رغم برتری مکانیکی، به دلیل هزینه بالا و پیچیدگی‌های ساخت، امتیاز کمتری نسبت به گزینه آلومینیومی کسب می‌کند. از سوی دیگر، ساختار ستون‌های آلومینیومی با صفحات CFRP نیز ویژگی‌هایی مشابه دارد، اما در مقایسه با ساختار هسته لانه زنبوری، از نظر فرکانس طبیعی و امکان‌پذیری ساخت، در سطح پایین‌تری قرار می‌گیرد. بنابراین؛ باتوجه به نتایج بدست آمده از تحلیل مودال و بودجه جرمی سازه، ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری و صفحات رویی از جنس آلومینیوم و ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری و صفحات رویی از جنس CFRP به همراه سکوی میانی به عنوان سازه برتر از نظر جنس در فاز طراحی مفهومی پیشنهاد می‌شود. بررسی مقایسه‌ای میان دو جنس پیشنهادی نشان می‌دهد که ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP در مقایسه با ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی، جرمی معادل ۳۹/۶۴ در صد کمتر دارد که این میزان کاهش، نقش قابل توجهی در سبک‌سازی سازه ماهگرد ایفا می‌کند. همچنین، فرکانس طبیعی ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP نسبت به ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی، ۳/۶۸ درصد کاهش یافته و از آنجا که کاهش فرکانس طبیعی می‌تواند اثرات نامطلوبی بر عملکرد دینامیکی سازه داشته باشد، این موضوع یک نقطه ضعف برای این ساختار محسوب می‌شود. با این حال، به دلیل پیچیدگی فرآیند ساخت و هزینه بالای ساخت ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP، و از سوی دیگر با توجه به آنکه ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی نیز ضمن حفظ شرایط ساخت و هزینه مناسب، توانسته است الزامات فرکانسی و جرمی طرح را برآورده سازد، میتوان ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی را به عنوان گزینه برتر از منظر مجموع معیارهای فنی و حفظ سطح بالای قابلیت اطمینان در نظر گرفت.

در راستای شفاف‌سازی فرآیند انتخاب مواد در پژوهش حاضر، معیارهای کلیدی شامل جرم، فرکانس طبیعی، هزینه و

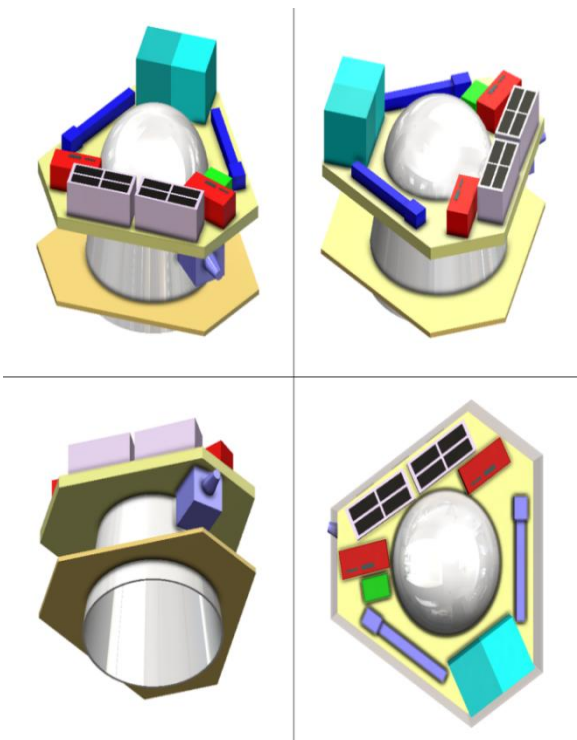
<sup>۶</sup> Multiple Attribute Decision Making

می‌کند. همچنین یک سکوی میانی بر روی آن قرار گرفته است. این سکوی میانی یک سطح مناسب را جهت نصب تجهیزات و اجزای اصلی سایر زیرسیستم‌ها فراهم می‌کند. شکل (۷) جانمایی داخلی اولیه ماهگرد را نشان می‌دهد.



شکل (۷): جانمایی داخلی ماهگرد و محل قرارگیری زیرسیستم‌ها بر روی سکوی میانی

در شکل (۸)، جانمایی داخلی ماهگرد و محل قرارگیری اجزای زیرسیستم‌های آن از نماهای مختلف نشان داده شده است.



در داخل کشور امکان سنجی شده است و شرکت هسا اصفهان قابلیت ساخت آن را دارد. بنابراین این ساختار به عنوان پیشنهاد اول مطرح می‌شود که بودجه جرمی آن در جدول (۹) آمده است. از آنجا که ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP نیز امتیاز بالایی دارد، در ادامه با بررسی شرکت‌های ساخت کامپوزیت و امکان سنجی تولید ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات CFRP در داخل کشور میتوان این ساختار را به منظور کاهش جرم بیشتر هم پیشنهاد داد.

جدول (۹): بودجه جرمی سازه برتر پیشنهادی (از نظر جنس)

نام قطعه	جرم (kg)	تغییرات جرمی (%)	جرم به همراه تغییرات (kg)
صفحه زیرین	۸/۵۴۲	۲۰/۰۰	۱۰/۲۵۰
صفحه میانی	۲/۳۲۱		۲/۷۸۵
صفحات کناری و ستون‌ها	۴/۶۰۶		۵/۵۲۷
صفحه فوقانی	۳/۳۳۹		۴/۰۰۷
مجموع	۱۸/۸۰۸		۲۲/۵۶۹

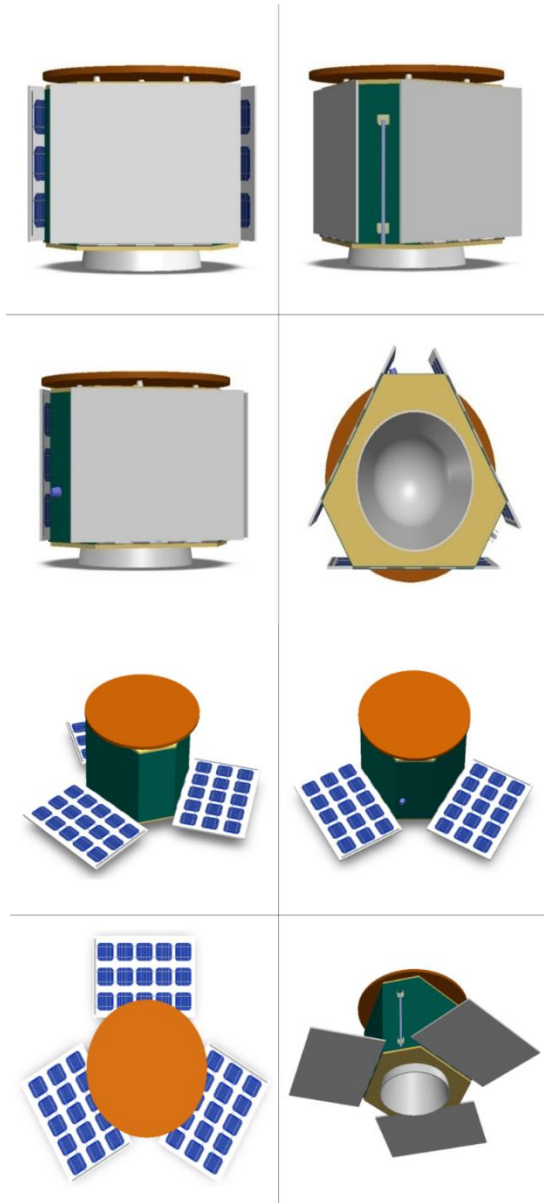
### ۲-۳ جانمایی ماهگرد

جانمایی به فرآیند تعیین موقعیت و توزیع اجزاء مختلف یک سیستم یا مجموعه در فضایی خاص گفته می‌شود. این فرآیند شامل بررسی و تنظیم مکان اجزاء به گونه‌ای است که هماهنگی و عملکرد بهینه سیستم را تضمین کند. در چارچوب مطالعه عملکرد ماهگرد، جانمایی به دو دسته جانمایی داخلی و جانمایی خارجی تقسیم‌بندی می‌شود که به عنوان مؤلفه‌های تعیین‌کننده در ارتقای کارایی و هم‌افزایی میان زیرسیستم‌های فنی کاوشگر ماهگرد، بستر لازم برای کاهش خطاهای عملکردی و افزایش دقت عملیاتی را فراهم می‌کند [۴۲-۴۴].

### ۱-۲-۳ جانمایی داخلی ماهگرد

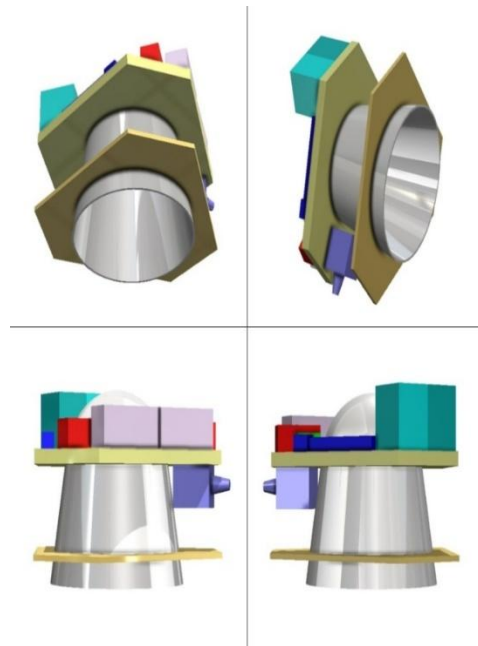
برای انجام یک جانمایی مناسب، سازه ماهگرد به صورت یک بدنه مثلثی شکل با برش در هر یک از سه گوشه آن در نظر گرفته شده است. یک مخروط مرکزی جهت ارتباط با پرتابگر در بخش پایینی بدنه در نظر گرفته شده است. قسمت بالای مخروط مرکزی از مخزن اصلی پیشرانه به قطر ۴۸۴ میلی‌متر پشتیبانی

در شکل (۱۰)، نیز جانمایی خارجی ماهگرد و محل قرارگیری آنتن و صفحات خورشیدی آن در حالت‌های باز و بسته از نماهای مختلف نشان داده شده است.



شکل (۱۰): جانمایی خارجی ماهگرد در حالت‌های صفحات خورشیدی باز و بسته از نماهای مختلف

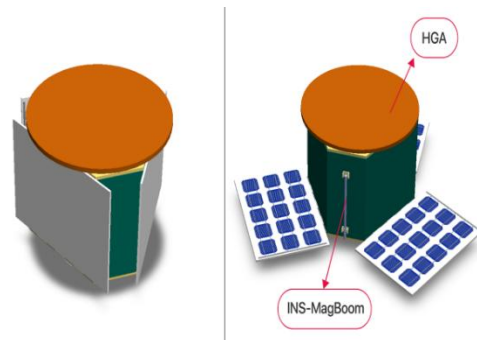
سطح پایین بدنه سازه، به طور معمول پیش‌رانه‌ها را در خود جای می‌دهد. یک تراستر  $1 \times 20N$  در مرکز و چهار تراستر  $1 \times 2N$  در اطراف مخروط مرکزی قرار داده شده است. دو مجموعه دیگر از تراسترهای  $1 \times 2N$  همانطور که در شکل (۱۱) نشان داده شده است، در اطراف و بر روی بدنه قرار گرفته‌اند.



شکل (۸): جانمایی داخلی ماهگرد و محل قرارگیری اجزای زیرسیستم‌ها بر روی سکوی میانی از نماهای مختلف

### ۲-۲-۳ جانمایی خارجی ماهگرد

برای جانمایی خارجی، ماهگرد دارای یک آنتن  $HGA^7$  است. مساحت سطح مورد نیاز پنل‌های خورشیدی، ۶ مترمربع است. این مساحت را میتوان با داشتن ۹ پنل، که هر کدام دارای مساحت  $0.7$  متر مربع است، بدست آورد. ابعاد نهایی هر پنل خورشیدی در طراحی ماهگرد،  $1/1$  متر در  $0.7$  متر است. یک بال خورشیدی که دارای ۳ پنل است، بر روی سه سطح جانبی ماهگرد نصب شده است. شکل (۹) جانمایی خارجی ماهگرد را نشان می‌دهد.

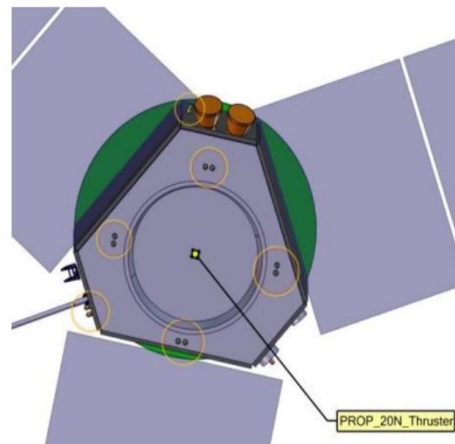


شکل (۹): جانمایی خارجی ماهگرد در دو حالت پنل‌های خورشیدی باز و بسته

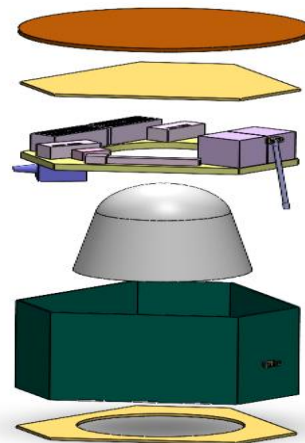
<sup>7</sup> High Gain Antenna

شکل (۱۳): تصاویر دو بعدی ماهگرد با پنل‌های خورشیدی باز و بسته

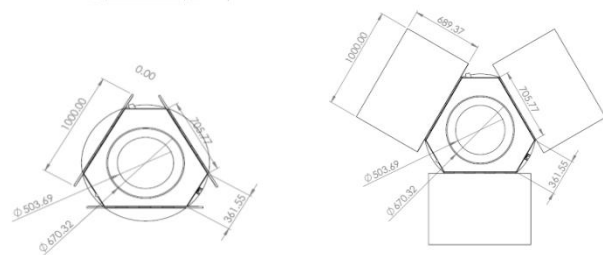
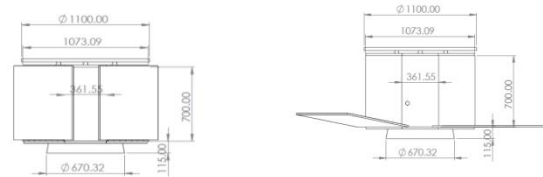
مدل انفجاری ماهگرد در شکل (۱۲) نشان داده شده است. در ادامه نقشه‌های دو بعدی به همراه اندازه بخش‌های مختلف در شکل‌های (۱۳) و (۱۴) قابل مشاهده است.



شکل (۱۱): نمایی از سطح پایین بدنه سازه



شکل (۱۲): مدل انفجاری ماهگرد



### ۳-۲-۳ تعیین مرکز جرم و ممان‌های اینرسی

نسبت به مختصات تعریف شده در ابتدای بخش ۳ و بر اساس ساختار پیشنهادی هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی، موقعیت مرکز جرم ماهگرد (در حالتی که صفحات خورشیدی باز هستند) در جدول (۱۰) آورده شده است.

جدول (۱۰): موقعیت مرکز جرم ماهگرد با صفحات خورشیدی گسترده

موقعیت مرکز جرم در حالت صفحات خورشیدی گسترده
$X_{GOG} = -۳/۱۴ \text{ mm}$
$Y_{GOG} = ۳۲۲/۴۲ \text{ mm}$
$Z_{GOG} = -۵۲/۷۴ \text{ mm}$

ممان‌های اینرسی ماهگرد نسبت به مختصات عبورکننده از مرکز جرم ماهگرد (در حالتی که صفحات خورشیدی باز هستند) مطابق جدول (۱۱) بدست آمده است.

جدول (۱۱): مقادیر ممان‌های اینرسی نسبت به مختصات عبورکننده

از مرکز جرم ماهگرد ( $kg.m^2$ ) با صفحات خورشیدی باز

مقادیر ممان اینرسی در حالت صفحات خورشیدی گسترده		
$I_{xx} = ۱۲/۵۸۵۹۶۲۴۸$	$I_{yy} = ۱۵/۹۶۱۲۴۲۱۸$	$I_{zz} = ۱۲/۲۳۵۵۷۷۵۰$
$I_{xy} = -۰/۰۶۴۱۷۱۳۱$	$I_{xz} = -۰/۵۵۷۵۲۹۱۱$	$I_{yz} = ۰/۰۱۵۸۲۷۶۶$

نسبت به مختصات تعریف شده در ابتدای بخش ۳ و بر اساس ساختار پیشنهادی هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی، موقعیت مرکز جرم ماهگرد (در حالتی که صفحات خورشیدی بسته هستند) در جدول (۱۲) آورده شده است.

جدول (۱۲): موقعیت مرکز جرم ماهگرد با صفحات خورشیدی بسته

موقعیت مرکز جرم در حالت صفحات خورشیدی بسته
$X_{GOG} = -۳/۱۴ \text{ mm}$
$Y_{GOG} = ۳۷۴/۶۲ \text{ mm}$

$$Z_{GOG} = -52/74 \text{ mm}$$

باتوجه به اینکه اولین فرکانس جانبی ماهگرد حدود ۳۲ هرتز و اولین فرکانس طولی آن حدود ۲۰۱ هرتز است، بنابراین ماهگرد الزامات محدوده فرکانسی پرتابگر را با حاشیه امنیت مناسبی رعایت می‌کند.

#### ۴- تحلیل نتایج

باتوجه به الزامات و اینترفیس‌های مربوط به هر زیرسیستم، فرآیند جانمایی تجهیزات به‌گونه‌ای انجام شد که به نیازهای هر یک از زیرسیستم‌ها پاسخ دهد و محلی مناسب برای نصب تجهیزات مختلف در نظر گرفته شود. انتخاب جنس سازه براساس تحلیل‌های انجام‌شده، به‌گونه‌ای بود که ضمن رعایت شرایط وزنی ماهگرد، تمامی الزامات عملکردی نیز تأمین شود. همچنین، با انجام تحلیل مودال و بررسی فرکانس‌های طبیعی سازه، اطمینان حاصل شد که الزامات فرکانسی نیز به‌طور کامل پوشش داده شده‌اند و در نهایت به انتخاب جنس بهینه و مناسب که علاوه بر تطابق با نیازهای فنی، از جنبه‌های تولید داخلی نیز امکان‌سنجی شده است، منجر شد.

در ادامه با استفاده از جنس انتخاب‌شده، محاسبات مربوط به مرکز جرم و ممان‌های اینرسی انجام شد. هدف اصلی در این مرحله، حداقل‌سازی ممان‌های اینرسی ضربدری بود که در جداول (۱۲) و (۱۴) نتایج آن آورده شده است. نتایج این محاسبات نشان داد که ممان‌های اینرسی ضربدری به میزان قابل‌توجهی کاهش یافته‌اند، به‌طوری‌که محور مختصات در نظر گرفته‌شده، منطبق بر محورهای اصلی ماهگرد است. این امر نشان‌دهنده جانمایی قابل قبول سازه است.

در فرآیند طراحی مفهومی، معمولاً مراحل مشابهی طی می‌شود و این پژوهش نیز در راستای این مراحل انجام پذیرفته است. بنابراین، باتوجه به تحلیل‌های انجام‌شده و نتایج حاصل از آن‌ها، میتوان نتیجه گرفت که طراحی صورت‌گرفته از نظر فنی و عملکردی موفق بوده و مطابق با الزامات و معیارهای طراحی فضایی است.

#### ۵- نتیجه‌گیری

این پژوهش به‌طور جامع به انجام فرآیند طراحی مفهومی سازه ماهگرد اختصاص یافته است. در ابتدا، الزامات فنی و اینترفیس‌های مربوط به زیرسیستم‌های مختلف با دقت و صحت لازم مورد بررسی قرار گرفت تا مکان مناسب برای نصب تجهیزات

ممان‌های اینرسی ماهگرد نسبت به مختصات عبورکننده از مرکز جرم ماهگرد (در حالتی که صفحات خورشیدی بسته هستند) مطابق جدول (۱۳) بدست آمده است.

جدول (۱۳): مقادیر ممان‌های اینرسی نسبت به مختصات عبورکننده از مرکز جرم ماهگرد ( $kg.m^2$ ) با صفحات خورشیدی بسته

مقادیر ممان اینرسی در حالت صفحات خورشیدی بسته		
$I_{xx} = 9/54119344$	$I_{yy} = 11/25557560$	$I_{zz} = 9/19080846$
$I_{xy} = -0/05290292$	$I_{xz} = -0/55752911$	$I_{yz} = 0/17347266$

با توجه به اینکه ممان‌های اینرسی ضربدری در هر دو حالت صفحات خورشیدی باز و بسته نزدیک به صفر بوده و مرکز جرم نیز به مرکز سطح نزدیک است، جانمایی فعلی می‌تواند یک جانمایی مناسب برای طراحی مفهومی سازه ماهگرد در نظر گرفته شود.

بر اساس جانمایی صورت گرفته، برای بررسی اینکه ماهگرد الزامات پرتابگر را از نظر فرکانسی پاسخ می‌دهد یا خیر، یک مدل المان محدود شامل المان‌های سازه‌ای و غیر سازه‌ای برای سازه با جنس پیشنهادی برتر (ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی) ایجاد شد و تحلیل مودال بر روی آن صورت گرفت که نتایج ۶ مود اول فرکانسی آن در جدول (۱۴) آورده شده است.

جدول (۱۴): فرکانس طبیعی دارای جرم مؤثر بالای ۵٪ ماهگرد

شماره مود	فرکانس (Hz)	٪ جرم مؤثر		
		جهت جانبی X	جهت محوری Y	جهت جانبی Z
۱	۳۲/۵۲۱	۵۴/۲٪	<۱٪	<۱٪
۲	۳۴/۳۷۳	<۱٪	<۱٪	۵۵/۶٪
۳	۲۰۱/۷۳۸	<۱٪	۶۴/۳٪	<۱٪
۴	۲۰۳/۲۸۴	<۱٪	<۱٪	۹/۱٪
۵	۲۱۱/۶۷۲	<۱٪	۱۱/۴٪	<۱٪
۶	۲۱۶/۷۶۴	<۱٪	۹/۶٪	<۱٪

Meeting of the Lunar Exploration Working Group, Houston, TX, USA, Nov. 2011.

[2] A. Longobardo, *Sample Return Missions: The Last Frontier of Solar System Exploration*, 1<sup>st</sup> ed., Elsevier, 2021, pp. 37-78.

[3] S. S. Dolginov, N. V. Pushkov, E. G. Yeroshenko, and L. N. Zhuzgov, "Measurements of the magnetic field in the vicinity of the moon on the AMS Luna-10," NASA, Washington, D.C., Tech. Rep., 1966.

[4] G. M. Chernov, F. F. Kirnozov, G. B. Nazarkina, Yu. A. Surkov, and A. P. Vinogradov, "Measurements of gamma radiation of the lunar surface on the space station, Luna-10," NASA, Washington, D.C., Tech. Rep., 1966.

[5] W. W. Mendell, *Lunar bases and space activities of the 21st century*, 1<sup>st</sup> ed., Lunar & Planetary Inst, 1986, pp. 301-306.

[6] Display: Explorer 49 (RAE-B) 1973-039A," NASA, Washington, D.C., Tech. Rep., 2022.

[7].A. S. Konopliv, A. B. Binder, L. L. Hood, et al., "Improved gravity field of the Moon from Lunar Prospector," *Science*, vol. 281, no. 5382, pp. 1476-1480, 1998.

[8] A. B. Binder, "Lunar prospector: overview," *Science*, vol. 281, no. 5382, pp. 1475-1476, 1998.

[9] J. L. Josset, S. Beauvivre, P. Cerroni, et al., "Science objectives and first results from the SMART-1/AMIE multicolour micro-camera," *Advances in Space Research*, vol. 37, no. 1, pp. 14-20, 2006.

[10] M. Johnson-Groh, "Artemis, meet ARTEMIS: Pursuing Sun Science at the Moon," NASA, Washington, D.C., Tech. Rep., 2019.

[11] H. Araki, S. Tazawa, H. Noda, et al., "Observation of the lunar topography by the laser altimeter LALT on board Japanese lunar explorer SELENE," *Advances in Space Research*, vol. 42, no. 2, pp. 317-322, 2008.

[12] C. R. Tooley et al., "Lunar Reconnaissance Orbiter Mission and Spacecraft Design," *Space Science Reviews*, vol. 150, pp. 23-62, 2010.

[13] B. Zhao et al., "Overall scheme and on-orbit images of Chang'E-2 lunar satellite CCD stereo camera," *Science China Technological Sciences*, vol. 54, pp. 2237-2242, 2011.

[14] M. V. D'Ortenzio et al., "Operating LADEE: mission architecture, challenges, anomalies, and successes," *IEEE*

مختلف، نظیر پنل‌های خورشیدی، آنتن‌ها و سایر اجزای ماهگرد، به‌طور مناسب تعیین شود.

در ادامه، با توجه به مطالعه آماری تحقیقات گذشته، چندین گزینه مختلف برای جنس سازه مورد ارزیابی قرار گرفت و در نهایت، مناسب‌ترین جنس با توجه به شرایط وزنی، استحکام و توانمندی‌های تولید داخلی انتخاب شد. در مرحله بعدی، با استفاده از جنس انتخابی، محاسبات مربوط به مرکز جرم و ممان‌های اینرسی سازه انجام شد. در نهایت فرآیند طراحی مفهومی سازه ماهگرد به‌طور کامل و مطابق با استانداردهای علمی و مهندسی پیش رفته و نتایج حاصل از آن نشان‌دهنده توانمندی طراحی و تطابق با الزامات پیچیده سیستم‌های فضایی است. این پژوهش، به‌عنوان نخستین گام در مسیر طراحی و تحلیل سازه ماهگرد، نقشی اساسی در بومی سازی فناوری‌های فضایی ایفا کرده و می‌تواند به‌عنوان مبنای اصلی در پروژه‌های مشابه آینده به‌کار گرفته شود. در نهایت، با بهره‌گیری از این نتایج، می‌توان گام‌های مؤثری در جهت ارتقای طراحی سازه‌های فضایی در پروژه‌های آینده برداشت.

## ۶- واژه نامه

COM-Transponder	Communication Transponder
COM-EPC	Communication Electronic Power Control
COM-TWT	Communication Traveling Wave Tube
PCDU Boards	Power Conditioning and Distribution Unit Boards
CAM	Camera
PROP-20N-Thruster	Propulsion 20-Newton Thruster
INS-MagBoom	Inertial Navigation System Magnetic Boom
COM-RFDU	Communication Radio Frequency Distribution Unit

## تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

## مراجع

[1] H. Hoffmann, et al., "A dedicated small lunar exploration orbiter and a mobile surface element," *Annual*

- [27] Y. Chen and R. F. Gibson, "Analytical and experimental studies of composite isogrid structures with integral passive damping," *Mech. Adv. Mater. Struct.*, vol. 10, no. 2, pp. 127–143, 2003.
- [28] C. Gan, R. F. Gibson, and G. M. Newaz, "Analytical/experimental investigation of energy absorption in grid-stiffened composite structures under transverse loading," *Exp. Mech.*, vol. 44, pp. 185–194, 2004.
- [29] P. Jadhav and P. R. Mantena, "Parametric optimization of grid-stiffened composite panels for maximizing their performance under transverse loading," *Compos. Struct.*, vol. 77, no. 3, pp. 353–363, 2007.
- [30] T. D. Kim, "Instability of thin composite isogrid panel during autoclave cure cycle," *Adv. Compos. Mater.*, vol. 9, no. 2, pp. 119–130, 2000.
- [31] C. Bellini and L. Sorrentino, "Characterization of isogrid structure in GFRP," *Frattura ed Integrità Strutturale*, vol. 12, no. 46, pp. 319–331, 2018.
- [32] L. Sorrentino et al., "Design and manufacturing of an isogrid structure in composite material: Numerical and experimental results," *Compos. Struct.*, vol. 143, pp. 189–201, 2016.
- [33] K. Hosseini et al., "Experimental and numerical fatigue life study of cracked Al plates reinforced by glass/epoxy composite patches in different stress ratios," *Mech. Based Des. Struct. Mach.*, vol. 49, no. 6, pp. 894–910, 2021.
- [34] A. Yousefi, M. M. Mashhadi, and M. Safarabadi, "Numerical analysis of cracked aluminum plate repaired with multi-scale reinforcement composite patches," *J. Compos. Mater.*, vol. 54, no. 28, pp. 4341–4357, 2020.
- [35] M. Hadad, A. Babazade, and M. Safarabadi, "Investigation and comparison of the effect of graphene nanoplates and carbon nanotubes on the improvement of mechanical properties in the stir casting process of aluminum matrix nanocomposites," *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 109, pp. 2535–2547, 2020.
- [36] M. Mohammadi pour, A. Khodabandeh, S. Mohammadi pour, et al., "Microstructure and mechanical properties of joints welded by friction-stir welding in aluminum alloy 7075-T6 plates for aerospace application," *Rare Metals*, vol. 44, no. 3, pp. 2085–2093, 2025.
- [37] B. Saboori, A. R. Torabi, and M. R. Kamjoo, "Evaluation of the equivalent material concept in mixed Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2015, pp. 1–23.
- [15] NASA, "CDF Study Report – CLEO/P – assessment of a Jovian Moon Flyby Mission as Part of NASA Clipper Mission," EESA, Washington, D.C., Tech. Rep., 2015.
- [16] *Space engineering - Structural factors for spacecraft hardware*, ECSS-E-ST-32C, 2008.
- [17] X. Li et al., "Dynamic behavior of aluminum honeycomb sandwich panels under air blast: experiment and numerical analysis," *Composite Structures*, vol. 108, pp. 1001–1008, 2014.
- [18] Y. M. Jen, and L. Y. Chang, "Evaluating bending fatigue strength of aluminum honeycomb sandwich beams using local parameters," *Int. J. Fatigue*, vol. 30, no. 6, pp. 1103–1114, 2008.
- [19] J. K. Paik, A. K. Thayamballi, and G. S. Kim, "The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels," *Thin-Walled Struct.*, vol. 35, no. 3, pp. 205–231, 1999.
- [20] V. Crupi, G. Epasto, and E. Guglielmino, "Collapse modes in aluminium honeycomb sandwich panels under bending and impact loading," *Int. J. Impact Eng.*, vol. 43, pp. 6–15, 2012.
- [21] S. Rajkumar et al., "Evaluation of elastic constants of A3003 honeycomb core with varying hexagonal cell geometries through finite element approach," *Proc. Inst. Mech. Eng. C*, vol. 228, no. 10, pp. 1689–1700, 2014.
- [22] D. Zhang, Q. Fei, and P. Zhang, "Drop-weight impact behavior of honeycomb sandwich panels under a spherical impactor," *Compos. Struct.*, vol. 168, pp. 633–645, 2017.
- [23] K. K. Rao et al., "Bending behavior of aluminum honeycomb sandwich panels," *Int. J. Eng. Adv. Technol.*, vol. 1, pp. 268–272, 2012.
- [24] M. Alkan et al., "Isogrid structure design and mass-strength optimization in airplane lids," *Int. Res. J. Eng. Technol.*, vol. 8, no. 10, pp. 157–166, 2021.
- [25] A. S. Umap et al., "Stress and deflection analysis of orthogrid and isogrid structure," *System Reliability, Quality Control, Safety, Maintenance and Management: Applications to Civil, Mechanical and Chemical Engineering*, Singapore: Springer, 2020, pp. 153–158.
- [26] D. Shahgholian Ghahfarokhi, M. Aghaei Ruzbahani, and G. Rahimi, "Vibration correlation technique for the buckling load prediction of composite sandwich plates with isogrid cores," *Thin-Walled Struct.*, vol. 142, pp. 392–404, 2019.

mode I/III fracture estimation of V-notched Al7075-T6 plates,” *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 237, p. 107259, 2020.

[38] S. C. Cagan and B. B. Buldum, “Investigation of the effect of different working mediums on turning Al7075-T6 alloy,” *International Journal of Engineering Research and Advanced Technology*, vol. 4, pp. 1–7, 2018.

[39] S. Ai et al., “Study on aluminum honeycomb sandwich panels with random skin/core weld defects,” *Journal of Sandwich Structures & Materials*, vol. 15, no. 6, pp. 704–717, 2013.

[40] Z. Fan, Y. Jiang, S. Zhang, and X. Chen, “Experimental research on vibration fatigue of CFRP and its influence factors based on vibration testing,” *Shock and Vibration*, vol. 2017, no. 1, p.1241623., 2017.

[41] M. J. Asgharpour, *Multi-criteria decision making*, 11<sup>th</sup> ed., Tehran University Press., 2013 (In Persian).

[42] M. Safarabadi and S. Bazargan, “Prediction of equivalent static loads act on a micro satellite via modal analysis,” *Eng. Solid Mech.*, vol. 3, no. 2, pp. 75–84, 2015.

[43] M. Safarabadi, H. Haghshenas, and H. Kelardeh, “Design of micro-vibration isolation system for a remote-sensing satellite payload using viscoelastic materials,” *Eng. Solid Mech.*, vol. 8, pp. 69–76, 2020.

[44] H. Emami, F. Farhani, and M. Safarabadi, “Influence of modal effective mass distribution on the static and dynamic behavior of a satellite structure under base excitations,” *Mater. Sci. Res. India*, vol. 5, no. 2, pp. 209–218, 2008.



#### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



Review Article

# A review on the effects of low atmospheric pressure on plant cultivation in space: The study of physiological responses and adaptive mechanisms

Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
& Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.: 188-196  
2025

DOI:  
10.22034/jssta.2025.511183.1235

## Article Info

Received: 1403-12-18  
Accepted: 1404-04-22

## Keywords

Low atmospheric pressure,  
Plants, Life support system,  
Growth, Gene expression

## How to Cite this article

H. Hassanpour, "A review on the effects of low atmospheric pressure on plant cultivation in space: The study of physiological responses and adaptive mechanisms", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 188–196, 2025.

**Halimeh Hassanpour**

Associate Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science Research and Technology, Tehran, Iran  
hassanpour@ari.ac.ir

## Abstract

Plants are the main components of the bioregenerative life support system in long-term space missions to Mars. To cultivate plants in the Martian conditions, it is necessary to understand how they adapt to low atmospheric pressure. The atmospheric pressure on Mars is very low, about 0.2 to 0.9 kPa, and is much higher on the Earth's surface depending on the altitude above sea level (101 kPa at sea level). Therefore, the structural materials of life support system as well as the plants grown inside it must be able to withstand reduced atmospheric pressure. Facilities and capabilities for plant growth in low atmospheric pressure must be developed for long-term space missions. So far, studies on plant cultivation in low atmospheric pressure have been limited to a few experiments that examine the ability of plants to grow and survive. To understand how plants adapt to low pressure, it is necessary to examine physiological responses through signaling pathways and oxidative stress tolerance mechanisms. In this study, the effect of low atmospheric pressure on the design of space greenhouses, its application in reducing spacecraft mass during long-term voyages, plant physiological responses, pathways of oxidative damage, and molecular mechanisms of tolerance to low atmospheric pressure will be investigated.

**Keywords:** Low atmospheric pressure, Plants, Life support system, Growth, Gene expression



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

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای  
فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۸۸-۱۹۶  
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2025.511183.1235

تاریخچه داوری

در یافت: ۱۴۰۳/۱۲/۱۸

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۴/۲۲

واژه‌های کلیدی

کاهش فشار اتمسفری، گیاهان،  
سیستم پشتیبان حیات، رشد، بیان ژن

نحوه استناد به مقاله

حلیمه حسن پور، "مروری بر تاثیر  
کاهش فشار اتمسفری بر کشت گیاهان  
در فضا: بررسی پاسخ‌های فیزیولوژیکی  
و مکانیسم‌های سازشی"، دو فصلنامه  
علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد  
پنجم، شماره اول، صفحات ۱۹۶-۱۸۸،  
۱۴۰۴.

مقاله مروری

## مروری بر تاثیر کاهش فشار اتمسفری بر کشت گیاهان در فضا: بررسی پاسخ‌های فیزیولوژیکی و مکانیسم‌های سازشی

حلیمه حسن پور

دانشیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران  
hassanpour@ari.ac.ir

### چکیده

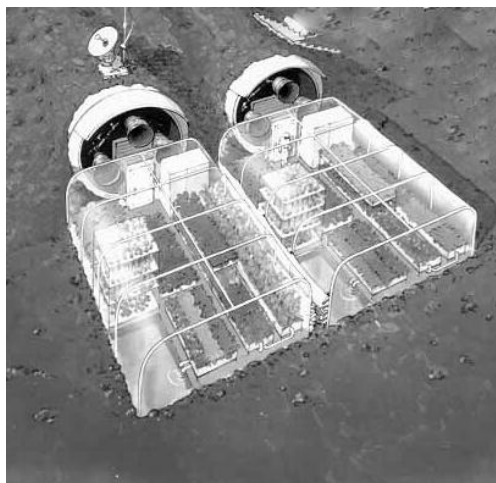
گیاهان از اجزای اصلی سیستم پشتیبان حیات قابل بازیابی، در سفرهای طولانی مدت فضایی به مریخ هستند. برای کشت گیاه در شرایط محیطی مریخ، نیاز به درک نحوه سازگاری به شرایط کاهش فشار اتمسفری است. فشار اتمسفری مریخ بسیار پائین و در حدود ۰/۲ تا ۰/۹ کیلوپاسکال و در سطح زمین خیلی بالاتر وابسته به ارتفاع از سطح دریا (۱۰۱ کیلوپاسکال در سطح دریا) است. بنابراین مواد ساختاری سازه و همچنین گیاهان کشت شده درون آن بایستی بتوانند شرایط کاهش فشار اتمسفری را تحمل نمایند. تسهیلات و امکانات رشد گیاه در فشار پائین اتمسفری بایستی برای سفرهای طولانی مدت فضایی توسعه یابند. تاکنون مطالعات انجام شده روی کشت گیاه در شرایط کاهش فشار اتمسفری محدود به چند آزمایش بوده که قابلیت رشد و زنده مانی گیاه را بررسی کرده است. برای درک نحوه سازش گیاه به کاهش فشار نیاز به بررسی پاسخ‌های فیزیولوژیکی از طریق مسیرهای سیگنالینگ و مکانیسم‌های تحمل تنش اکسیداتیو است. در مطالعه حاضر، تاثیر کاهش فشار اتمسفری بر طراحی گلخانه‌های فضایی، کاربرد آن در کاهش جرم فضاپیما در سفرهای طولانی مدت، تغییرات فیزیولوژیکی گیاه، مسیرهای ایجاد آسیب اکسیداتیو و مکانیسم‌های مولکولی تحمل تنش کاهش فشار اتمسفری بررسی خواهد شد.

**کلمات کلیدی:** کاهش فشار اتمسفری، گیاهان، سیستم پشتیبان حیات، رشد، بیان ژن

## ۱-مقدمه

است. مازول‌های در حد ارسال انسان، از ترکیب گاز و فشار استفاده می‌کند و ترکیب اتمسفری آن از مازول‌های رشد گیاهی متفاوت‌تر هستند. زیرا انسان در فشارهای پائین ۳۰-۴۰ کیلوپاسکال، حتی با اکسیژن کافی نمی‌تواند فعالیت داشته باشد. در حالیکه گیاهان حتی می‌توانند در فشار خیلی پائین ۵-۱۰ کیلوپاسکال هم قابلیت زنده‌مانی داشته باشند و این قابل انتظار است که گیاه بتواند در مدار ماه یا مریخ در فشار اتمسفری خیلی کم رشد نماید [۱].

در ماموریت مریخ، اگر فشار درون گلخانه روی ۷/۵ کیلوپاسکال حفظ شود، می‌توان گلخانه‌های فضایی با ورق‌های قابل رویت طراحی کرد (شکل ۱). اما اگر فشار درون گلخانه در سطح بالاتر حفظ شود، گلخانه بایستی با ورق‌های مات ساخته شود. در این صورت، سیستم‌های روشنایی مکمل برای رشد گیاه بایستی اضافه شده و جرم سیستم و توان مصرفی نیز افزایش می‌یابد [۳].



شکل ۱. گلخانه های فضای قابل رویت برای اکتشافات

### فضایی مریخ

از طرفی گیاهان کشت شده در سیستم پشتیبان حیات بایستی تحت کاهش فشار رشد نمایند و اکسیژن و چرخه آب مورد نیاز را در سیستم فراهم کنند [۴ و ۵]. تاکنون مطالعات صورت گرفته محدود به تاثیر کاهش فشار بر رشد و زنده‌مانی گیاه بوده و درک کاملی از پاسخ‌های بیوشیمیایی و ملکولی القا شده با کاهش فشار در گیاهان وجود ندارد. بنابراین هدف از این مطالعه، بررسی چگونگی اعمال کاهش فشار اتمسفری بر نمونه‌های زیستی، پاسخ‌های فیزیولوژیکی، تنش اکسیداتیو و مکانیسم تحمل تنش است.

### ۱- شبیه‌سازی کاهش فشار اتمسفری

برای تست‌های زمینی کاهش فشار اتمسفری، می‌توان دستگاه ایجاد خلاء را طراحی کرد. در یک طراحی، برای دستگاه ۵ بخش

رشد گیاهان در فضا به عنوان یک رویکرد توسعه طرح‌های استراتژیک ناسا در ماموریت‌های طولانی مدت و یا محیط‌هایی نظیر مریخ و ماه است. گیاهان جزء اصلی سیستم پشتیبان حیات، قابل بازیابی هستند و روی توسعه اکوستنزی سیارات تاثیر خواهند داشت. اما استفاده از گیاهان در این شرایط بستگی به توانایی ژنتیکی گیاه برای زنده‌مانی و رشد در این شرایط دارد و شرایط محیطی سفرهای فضایی اثر بازدارندگی روی رشد گیاهان دارد [۱].

جرم یکی از فاکتورهای مهم در سفرهای فضایی محسوب می‌شود. این الزام به‌ویژه در ماموریت انسان به مریخ نمود بیشتری پیدا می‌کند زیرا جرم به عنوان یک فاکتور اساسی در طراحی سیستم‌های محرکه فضایی و پرتاب است. اصطلاح "سیستم جرمی معادل" (EMS) اولین بار توسط ناسا به کار گرفته شد و به عنوان یک پارامتر کلیدی برای مقایسه سیستم‌های پشتیبان حیات استفاده می‌شود. EMS براساس طراحی ماموریت فضایی و فضاییما به صورت الزامات نیروی محرکه، نیروی الکتریکی، دما، حجم و اجزای پشتیبان حیات انسان تعریف می‌شود. برای نمونه، در یک سیستم پشتیبان حیات قابل بازیابی، اگر ۲۵٪ غذا تولید شود، تخییر آب توسط سیستم رشد گیاه می‌تواند همه آب مورد نیاز ماموریت را تولید کند و تاثیر معنی‌داری بر کاهش ESM دارد. کاهش سیستم جرمی فضاییما منجر به تغییر طراحی زیرسیستم‌ها و اجزای محموله می‌شود. بنابراین استفاده از مدل‌های رشد گیاه در شرایط فشار پائین به عنوان یکی از روش‌های پتانسیلی برای کاهش جرم در سیستم پشتیبان حیات است [۲].

فشار پائین نیروی کمتری روی اجزای ساختاری فضاییما وارد می‌کند و منجر به کاهش جرم اجزای ساختاری و مصرفی وسیله نقلیه فضایی می‌شود. کاهش جرم، امکان افزایش طول ماموریت و یا افزایش جرم محموله‌های فضایی را فراهم می‌کند. برای نمونه در ماموریت‌های مرکوری، جیمینی و آپولو، محیط فضاییما روی ۳۴ کیلوپاسکال در یک محیط غنی از اکسیژن طراحی شد که برای تسهیل کردن مشکلات مهندسی پشتیبانی انسان در فضا و کاهش جرم فضاییما در حین پرتاب انجام شد. فشار اتمسفری ایستگاه فضایی روی ۱۰۱ کیلوپاسکال تنظیم شده است، اما فشار دقیق داخلی برای ماموریت‌های سطح مریخ روی عدد ثابتی تعیین نشده است و بسته به ماموریت متغیر

<sup>۱</sup> Equivalent mass system

گیاهان می‌توانند فشار پائین اتمسفری را تحمل کنند که بستگی به ژنتیک گیاه، شدت فشار، نحوه تنظیمات و اجرای آزمایش دارد. بطوریکه افزایش رشد، تولید بیومس و متابولیت‌های دارویی نیز تحت کاهش متوسط فشار، گزارش شده است [۶ و ۸]. اما کاهش شدید فشار، شرایط تنش را برای گیاه ایجاد می‌کند و سلول‌ها بایستی پاسخ و فرآیند سازشی مناسبی را برای بقا به‌کارگیرند. کاهش فشار اتمسفری با کاهش تراکم اکسیژن همراه است و زمینه ایجاد تنش هیپوکسی را برای گیاه فراهم می‌کند. همچنین، کاهش فشار شرایط کم‌آبی (دهیدریشن) را برای سلول‌ها فراهم می‌کند. شرایط هیپوکسی و کم‌آبی القا شده تحت کاهش فشار می‌تواند سبب القای تنش اکسیداتیو و فعال شدن مسیرهای سیگنالینگ برای سازگاری سلول‌ها شود [۱].

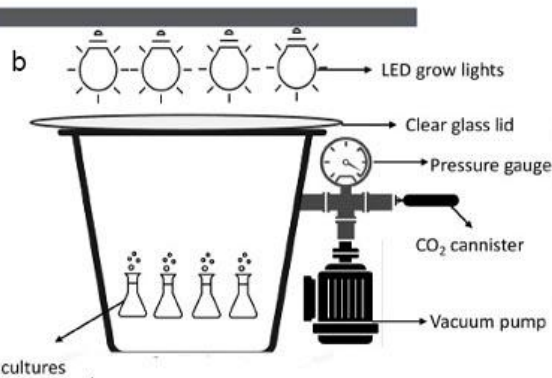
### ۳- سازگاری گیاهان به کاهش فشار اتمسفری

برای بررسی سازش گیاهان به کاهش فشار اتمسفری، پاسخ‌های فیزیولوژیکی گیاه، مسیرهای سیگنالینگ و مکانیسم‌های تحمل تنش اکسیداتیو بررسی خواهد شد.

#### ۳-۱- پاسخ‌های فیزیولوژیکی تحت کاهش فشار

تاکنون چندین مطالعه در ارتباط با اثر کاهش فشار اتمسفری بر پارامترهای رشد و زنده‌مانی انجام شده است. نتایج مطالعات نشان داد که پاسخ گیاهان به فشار در گونه‌های مختلف متفاوت است. برای نمونه، گیاهچه‌های کاهو برای ۲۴ ساعت تحت کاهش فشار و سطح اکسیژن ثابت ۲۱ کیلوپاسکال قرار گرفتند. کاهش فشار اتمسفری از ۱۰۱ کیلوپاسکال به ۷۰ کیلوپاسکال منجر به القای رشد ریشه‌ها و افزایش ریشه‌های جانبی شد. میزان تنفس در تاریکی افزایش و وزن تر گیاه کاهش یافت [۴]. افزایش رشد ریشه‌ها می‌تواند در ارتباط با ایجاد شرایط هیپوکسی القا شده با کاهش فشار در ریشه‌ها باشد. کاهش فشار اکسیژن منجر به القای رشد ریشه‌های جانبی، تولید ریشه‌های جدید و تشکیل بافت آثرانسیم شده تا دسترسی به اکسیژن را برای نواحی هیپوکسی گیاه فراهم نماید. این فرایند توسط تنظیم‌کننده‌های رشد گیاه نظیر اتیلن تنظیم می‌شود. اتیلن می‌تواند منجر به القای ژن‌های مرتبط به پاسخ تنش هیپوکسی شود [۱]. تاثیر کاهش فشار اتمسفری بر دو رقم کاهوی سبز و قرمز نشان داد که در کاهوی سبز، کاهش فشار اتمسفری در سطح ۳۳ کیلوپاسکال منجر به کاهش رشد شد، اما محتوای کلروفیل تغییر معنی‌داری را نشان

در نظر گرفته شد که شامل: اتاق کشت، تنظیمات دما، تنظیمات رطوبت و کنترل هوادهی، تنظیم فشار هوا، تنظیم فشار دی‌اکسیدکربن و اکسیژن، کنترل کشت گیاه، مانیتور ویدئویی و تصویری بود. اتاق کشت گیاه دولایه‌ای و از جنس استیل بود. ارتفاع دستگاه ۱۲۰ سانتیمتر، عمق ۱۱۰ سانتیمتر، حجم ۱/۱ مترمکعب و سطح کشت ۱/۴ متر مربع در نظر گرفته شد (شکل ۲a) [۶].



شکل ۲. طراحی‌های پیشرفته (a) و ساده‌تر (b) از دستگاه ایجاد خلاء برای کشت گیاه

طراحی ساده‌تری نیز برای کار در آزمایشگاه‌های زیستی انجام شده است که شامل: مانومتر فشار، رابط ظرف به پمپ مکده هوا و رابط خروجی هوا است (شکل ۲b). نمونه‌های زیستی را درون ظرف خلاء گذاشته و فشار هوای مورد نظر آزمایش روی آنها اعمال می‌شود. اگر در طراحی آزمایش نیاز به نور باشد، ظرف خلاء بایستی قابلیت عبور نور را داشته باشد و یا درون ظرف سیستم نوری طراحی شود [۷].

### ۲- تنش‌های القا شده با کاهش فشار اتمسفری

### ۲-۳- مسیره‌های سیگنالینگ مرتبط با پاسخ‌های فیزیولوژیکی

مسیره‌های سیگنالینگ مرتبط با کاهش فشار شامل سیگنالینگ کلسیم و هورمونی است که می‌تواند در پاسخ فیزیولوژیکی گیاه به تنش کاهش فشار نقش داشته باشند. شرایط کمبود اکسیژن می‌تواند منجر به افزایش سریع کلسیم شود که در کشت سلولی ذرت و آرابیدوپسیس مشاهده گردید [۱۲]. رادیکال‌های آزاد و نیتریک اکسید نیز در ارتباط با سیگنالینگ کلسیم بوده و نقش مهمی را در پاسخ کاهش اکسیژن ایفا می‌کنند. با فعالیت NADPH-اکسیداز، انفجار سریع رادیکال‌های آزاد اتفاق می‌افتد. تجمع رادیکال‌های آزاد آپوپلاستی منجر به فعال‌سازی رسپتورهای غشای پلاسمایی و کانال‌های کلسیمی شده و سطح کلسیم سیتوپلاسمی افزایش می‌یابد. کلسیم به پروتئین‌های باندی به کلسیم از جمله کالمودولین، پروتئین کینازها و کالسی‌نورین-B متصل شده و سپس در هسته روی عناصر پاسخی به کاهش اکسیژن و بیان ژن‌ها تاثیر می‌گذارد. این ژن‌ها می‌توانند در ارتباط با تکثیر سلولی، رشد ساقه و ریشه، سیستم‌های دفاع آنزیمی و یا متابولیت‌های ثانوی باشند. از طرفی سیگنالینگ ترکیبات فرار نظیر اتیلن نیز تحت شرایط کاهش اکسیژن ایجاد می‌شود. افزایش سطح اتیلن منجر به تنظیم فاکتورهای رونویسی پاسخی به اتیلن-ERF-VIIs و تعدیل آبشار رونویسی شود [۱۳]. از سوی دیگر، شرایط کم‌آبی ناشی از کاهش فشار اتمسفری نیز می‌تواند منجر به القای مولکول‌های سیگنالینگ نظیر آبسزیک اسید، کلسیم، نیتریک اکسید و انواع رادیکال‌های آزاد شود که از طریق انتقال سیگنال منجر به القای تغییرات مورفولوژیکی و فیزیولوژیکی می‌شوند. سیگنال‌های تنش خشکی بیان ژن‌های فرودست را القا می‌کند. محصولات ژن‌های عملکردی نظیر پرولین، گلیسین بتائین، قندها، پروتئین‌های LEA و آکواپروتئین‌ها در متابولیسم گیاه دخالت می‌کند و در تحمل تنش و پاسخ‌های فیزیولوژیکی نقش دارند. محصولات ژن‌های تنظیمی نظیر پروتئین کینازهای وابسته به کلسیم و پروتئین کینازهای فعال شده با میتوزن نیز می‌توانند با تنظیم مسیره‌های انتقال سیگنال و یا فاکتورهای رونویسی روی تنظیم ژن‌های پائین دست اثر گذاشته و تغییرات مورفولوژیکی و فیزیولوژیکی را در گیاه ایجاد نمایند [۱۴].

### ۲-۳- تنش اکسیداتیو تحت کاهش فشار

کاهش اکسیژن تحت کاهش فشار می‌تواند منجر به تجمع رادیکال‌های آزاد و القای تنش اکسیداتیو شود [۱۵]. تجمع

داد. اما در کاهوی قرمز، رشد کاهش یافت، ولی محتوای کلروفیل افزایش یافت که بیانگر تاثیر ژنوتیپ بر پاسخ‌های سازشی گیاه به کاهش فشار اتمسفری است [۹].

تاثیر کاهش فشار اتمسفری، در سه سطح شیب ارتفاع با فشارهای اتمسفری مختلف همراه با دو زمان آبیاری بر گیاهچه‌های شبدر قرمز و علف قوش<sup>۲</sup> نشان داد که فشار اتمسفری ۶۲ کیلو پاسکال منجر به افزایش هدایت روزنه‌ای و کاهش بیومس شد. در گیاه چمن جاوری<sup>۳</sup>، اثر برهم‌کنشی تیمار آبی و فشار اتمسفری در فشار اتمسفری ۸۵ کیلو پاسکال منجر به کاهش محتوای کلروفیل و بیومس شد [۵].

تاثیر کاهش فشار اتمسفری بر رشد جلبک‌ها نشان داد که جلبک دونالیلا بسیار متحمل به تنش کاهش فشار اتمسفری است و کاهش فشار حتی در ۸۰ میلی بار تاثیر معنی‌داری بر رشد و تعداد سلول‌ها نسبت به شاهد ندارد، رشد جلبک کلرلا نیز در این سطح از فشار نسبت به شاهد افزایش یافت و پیشنهاد شد که این دو جلبک کاندید مناسبی برای کشت در شرایط کاهش فشار اتمسفری مریخ هستند [۷]. حسن پور (۲۰۲۴) نشان داد که تیمار ۴۳۰ میلی بار کاهش فشار اتمسفری منجر به افزایش رشد و تعداد سلول‌های جلبک دونالیلا شد که در ارتباط با افزایش محتوای رنگیزه‌های کلروفیل و فعالیت آنزیم‌های آنتی‌اکسیدانی بود [۸].

در گیاه گندم، کاهش فشار اتمسفری در فشار ۵۰ کیلو پاسکال منجر به افزایش وزن تر، وزن خشک و افزایش محصول شد که در ارتباط با جذب بیشتر عناصر غذایی فسفر، نیتروژن و پتاسیم در مقایسه با فشار ۱۰۱ کیلو پاسکال (شاهد) بود [۱۰]. در گیاه تربچه، کاهش فشار اتمسفری از ۹۸ کیلو پاسکال (شاهد) به ۶۶ کیلو پاسکال منجر به افزایش پارامترهای رشد از جمله وزن خشک برگ، ریشه، سطح برگ شد. اما با کاهش بیشتر سطح فشار در ۳۳ کیلو پاسکال، بیومس و سطح برگگی کاهش یافت [۱۱].

بررسی مطالعات فیزیولوژیکی نشان می‌دهد که تاثیر کاهش فشار بر گیاهان می‌تواند وابسته به ژنوتیپ و سطح فشار باشد. حتی از کاهش فشار در سطوح خاص می‌توان برای القای رشد گیاهان نیز استفاده کرد.

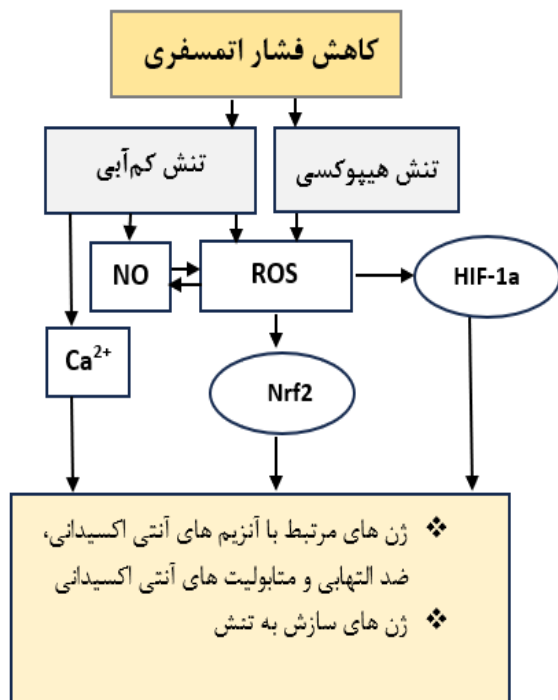
<sup>۲</sup> *Hieracium pilosella*

<sup>۳</sup> *Brachypodium rupestre*

رونویسی ANAC017 با اختلال میتوکندریایی و تجمع  $H_2O_2$  فعال شده و منجر به تحمل تنش هیپوکسی می‌شود. از سوی دیگر، فاکتور رونویسی WRKY نیز در آرابیدوپسیس تحت تنش کاهش فشار اتمسفری فعال شد. فعال شدن فاکتورهای رونویسی روی بیان ژن‌های مرتبط با تحمل تنش تاثیر می‌گذارد [۱۸].

#### ۴- پاسخ‌های ملکولی القا شده با کاهش فشار

تنظیمات ملکولی در شرایط کاهش فشار می‌تواند از چندین مسیر زیر صورت گیرد. رادیکال‌های آزاد به‌عنوان مولکول‌های سیگنالینگ عمل نموده و می‌توانند منجر به فعال‌سازی فاکتورهای  $HIF-1\alpha$  و  $Nrf2$ ، بیان ژن‌ها و پاسخ‌های سازشی به شرایط کاهش اکسیژن شوند. فعال‌سازی  $Nrf2$  باعث فعال‌سازی ژن‌های رمزکننده آنزیم‌های آنتی‌اکسیدانی و ضد التهابی می‌شود.  $NADPH$  اکسیداز فاکتور  $HIF-1\alpha$  را فعال می‌کند و بر فرآیندهای گلیکولیز تاثیر می‌گذارد. بیان ژن‌های مرتبط با تنش کاهش فشار اکسیژن می‌تواند منجر به سازش سلول‌ها به کاهش فشار اتمسفری شود [۱۹].



شکل ۳. مسیرهای پاسخ به شرایط کاهش فشار در گیاهان

تولید رادیکال‌های آزاد میتوکندریایی می‌تواند منجر غیرفعال شدن سوکسینات دهیدروژناز و تجمع سوکسینات در میتوکندری

مقادیر بالای رادیکال‌های آزاد منجر به القای پراکسیداسیون لیپیدها، اکسیداسیون پروتئین و کربونیل‌اسیون و اکسیداسیون DNA می‌شود. تولید رادیکال‌های آزاد در شرایط کاهش فشار می‌تواند از منابع مختلفی از جمله زنجیره انتقال الکترون میتوکندریایی و یا غیر میتوکندریایی از جمله فعال شدن آنزیم‌های نیکوتینامید آدنین دی‌نوکلئوتید فسفات اکسیداز، گزانتین اکسیداز و همچنین جفت‌ناشدگی نیتریک اکسید سنتاز صورت گیرد [۱۶]. با کاهش سطح اکسیژن، جریان الکترونی در زنجیره تنفسی کاهش یافته و می‌تواند منجر به کاهش پتانسیل غشای میتوکندری، تجمع الکترون‌ها در کمپلکس‌های تنفسی و در نهایت تشکیل سوپراکسید در شرایط هیپوکسی شود [۱۷]. کاهش فشار پاسخ‌های سازشی را نسبت به تنش اکسیداتیو فعال می‌کند. مکانیسم عمل آنزیم‌ها و ترکیبات آنتی‌اکسیدانی علیه تنش اکسیداتیو بستگی به شدت هیپوکسی، ژنتیک موجود زنده و عوامل دیگر دارد. در آرابیدوپسیس، انفجار رادیکال‌های آزاد به دلیل فعالیت بالای فعالیت  $NADPH$ -اکسیداز و عدم تعادل زنجیره انتقال الکترون میتوکندریایی صورت گرفت. این عدم تعادل منجر به فعال‌سازی پروتئین کینازهای فعال شده با میتوژن، فاکتورهای شوک حرارتی و رونویسی پروتئین‌های شوک حرارتی شده که در مکانیسم تحمل تنش اکسیداتیو نقش دارند [۱۸].

از طرفی، سیستم‌های آنتی‌اکسیدانی در پاسخ به کاهش فشار اتمسفری فعال شده و منجر به جاروب نمودن انواع رادیکال‌های آزاد می‌شوند. مدت زمان قرارگیری تحت کاهش فشار در تعدیل آسیب اکسیداتیو نیز مهم است، بطوریکه با افزایش زمان کاهش فشار، تجمع ترکیبات فعال زیستی (گلوکوتانیون و آسکوربات) و فعالیت آنزیم‌های آنتی‌اکسیدانی افزایش یافته و منجر به تعدیل تنش گردید [۱۰].

نیتریک اکسید به عنوان یک ملکول سیگنالینگ نقش مهمی را در تحمل تنش کاهش فشار ایفا می‌کند. کاهش اکسیژن محیط می‌تواند تولید نیتریک اکسید را تقویت نماید. سطح نیتریک اکسید می‌تواند بیوسنتز اتیلن را تقویت یا دارای بازدارندگی کند که از طریق فعال‌سازی فاکتورهای پاسخی به اتیلن صورت می‌گیرد. از طرفی نیتریک اکسید در سطح مناسب می‌تواند منجر به القای بیان آلترناتیو اکسیداز در شرایط استرس شود [۱۸]. علاوه بر این، کاهش فشار اتمسفری با تاثیر بر فاکتورهای رونویسی می‌تواند در تحمل تنش نقش داشته باشد. فاکتور

#### ۵- پلی مورفیسم ژنی در کاهش فشار اتمسفری

پاسخ ملکولی به کاهش فشار پیچیده است و مسیرهای متعددی در پاسخ به کاهش فشار درگیر هستند. جدول زیر پلی مورفیسم ژن‌های مهم سازش به کاهش فشار اتمسفری را نشان می‌دهد.

جدول ۱. پلی مورفیسم ژن‌های تاثیرگذار بر پاسخ‌های فیزیولوژیکی در شرایط هیپوباریک-هیپوکسی [۲۷].

سیستم های حسگر اکسیژن		
ژن	پلی مورفیسم تک نوکلئوتیدی	عملکرد فیزیولوژیکی
HIF-1a	rs11549465C/T, rs11549467A/G	تنظیم حمل و انتقال اکسیژن
EPAS1	rs11125075G/A, rs4953388A/G, rs4953396A/C, rs896210G/A,	بیان HIF-2a
EGLN1	rs480902T/C, rs2486736G/A, rs973252A/G, rs186996510C/G,	تنظیم HIF-1a با تقویت هیدروکسیلاسیون و تخریب
APLN	rs3761581T/G, rs2235312C/T,	القای سنتز NO
CYBA	rs9932581A/G or 930A/G	اجزای کمپلکس تنفس میتوکندریایی برای تولید رادیکال‌های آزاد
GSTP1	rs1138272C/T or A114V	آنزیم های جاروب کننده رادیکال‌های آزاد برای هوموستازی ردوکس

فرآیندهایی سیگنال‌دهی  $H_2O_2$  و نیتریک اکسید بویژه مورد توجه قرار دارند. در دهه گذشته، سیگنال‌دهی القا شده با هیپوکسی، به‌ویژه آنچه که توسط خانواده HIF میانجی‌گری می‌شود، به موضوع اصلی تحقیقات در زمینه ارتفاعات بالا تبدیل شد. برخی از ژن‌های با اهمیت زیاد در این حوزه شامل APLN، EGLN1، EPAS1، HIF-1a، GSTP1 و غیره هستند. حتی پلی مورفیسم‌های تک‌نوکلئوتیدی در این ژن‌ها که نقش‌های حیاتی در عملکردهای فیزیولوژیکی مرتبط ایفا می‌کنند، می‌توانند کارآمدی تطبیق فردی را تحت تأثیر قرار دهند (جدول ۱) [۲۵ و ۲۶].

شود. سوکسینات به‌عنوان یک مهارکننده رقابتی پرولیل هیدروکسیلاز عمل نموده و با مهار هیدروکسیلاسیون پرولیلی، منجر به القای تنظیمات مولکولی و افزایش مقاومت سلول به شرایط کمبود اکسیژن می‌شود [۲۰ و ۲۱] (شکل ۳).

تنش کم آبی ناشی از کاهش فشار با تغییر در الگوی پروتئین‌ها و سنتز mRNA همراه است. ژن‌های القا شونده با تنش دهیدریشن به سه رده تقسیم می‌شوند. پروتئین‌های مرتبط با LEA<sup>۴</sup> که در بافت‌های رویشی بیان می‌شوند، جزو اولین رده هستند. آنزیم‌های مورد نیاز در تجمع اسمولیت‌ها، حفاظت و یا انتقال سیگنال همراه با ترکیبات غیرآنزیمی نظیر یوبی‌کیتین‌ها، پروتئین‌های شوک گرمایی و بازدارنده‌های تریپسینی تشکیل رده دوم را می‌دهند. در نهایت، پروتئین‌هایی غشایی که تشکیل کانال‌های غشایی را می‌دهند. آنزیم‌های القا شده با دهیدریشن به نسبت بالایی وابسته به القای آبسزیک اسید است. تقریباً ۲۰٪ از پروتئین‌های LEA و ۸۰٪ از پروتئین‌های غیرآنزیمی بوسیله آبسزیک اسید القا می‌شوند. پروتئین‌های شوک گرمایی سریعاً به منظور محافظت سلول‌ها با فعالیت چیرون‌ها القا می‌شوند. القای مجموعه mRNA سریع اتفاق می‌افتد، بطوریکه در سوپا ۳-۷ دقیقه بعد از تنش دمایی، بیان ژن‌ها صورت گرفته و بعد از ۲ ساعت، پروتئین‌های شوک گرمایی بیش از ۵۰ درصد کل سنتز پروتئین سلول را در بر می‌گیرند [۲۲ و ۲۳].

مطالعات نشان داده است که افزایش کلسیم سیتوزولی از طریق فعال‌سازی کانال‌های نفوذپذیر به کلسیم وابسته به هایپرپلاریزاسیون در غشای پلاسمایی صورت می‌گیرد. افزایش کلسیم سیتوزولی به‌عنوان یک پیام‌رسان ثانویه عمل نموده و سیگنال‌های اکسیداتیو را با فاکتورهای پایین‌دست، از جمله فعال‌سازی کینازهای وابسته به کلسیم و سایر مسیرهای سیگنالینگ ادغام می‌کند. علاوه بر این، تعامل بین رادیکال‌های آزاد و سیگنالینگ کلسیم در تنظیم حرکت روزنه‌ها، پاسخ به تنش و بیان ژن نقش دارد [۲۴]. بنابراین به نظر می‌رسد رادیکال‌های آزاد، نیتریک اکسید، فاکتورهای رونویسی و بیان ژن‌های درگیر در مکانیسم تحمل تنش اکسیداتیو ناشی از کاهش فشار نقش داشته باشند.

<sup>۴</sup> Late embryogenesis abundant proteins

## ۶- نتیجه‌گیری

تنش کاهش فشار اتمسفری در گیاهان با تنش‌های هیپوکسی و کم‌آبی همراه است. پاسخ گیاه به کاهش فشار اتمسفری بستگی به ژنتیک گیاه و سطح کاهش فشار اتمسفری دارد. بطوریکه کاهش فشار در سطح متوسط می‌تواند منجر به افزایش رشد گیاه شود. اما کاهش شدید فشار، اثر بازدارندگی روی رشد دارد و گیاهان بایستی نسبت به این شرایط سازگاری یابند. در سطح فیزیولوژی، گیاهان با افزایش رشد ریشه‌ای، هدایت روزنه‌ای و کاهش رشد اندام‌های هوایی به تنش پاسخ می‌دهد. رادیکال‌های آزاد و نیتریک اکسید تولید شده تحت کاهش فشار می‌تواند منجر به فعال‌سازی فاکتورهای رونویسی و القای بیان ژن‌های مرتبط با سازش شود. در سیستم پشتیبان حیات قابل‌بازایی برای اکتشافات مریخ نیاز به کشت گیاهانی است که قادر به سازش به کاهش فشار اتمسفری باشند و رشد نمایند. بنابراین نیاز به مطالعات پژوهشی در ارتباط با تاثیر کاهش فشار بر پاسخ‌های سازشی گونه‌های مختلف گیاهی در آینده است، تا نمونه‌های مناسب برای تحقیقات علمی اکتشافی انتخاب شوند.

## تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است."

## تشکر و قدردانی

از حمایت مالی مسئولین محترم پژوهشگاه هوافضا برای اجرای این پژوهش قدردانی می‌گردد.

## مراجع

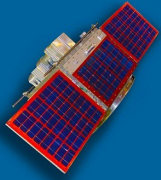
- pressure on plants' functional traits," *PloS one*, vol. 20, no. 1, pp. e0317590, 2025.
- [6] Y. Tang, S. Guo, W. Dong, L. Qin, W. Ai, and S. Lin, "Effects of long-term low atmospheric pressure on gas exchange and growth of lettuce," *Advances in Space Research*, vol. 46, no. 6, pp. 751-60, 2010.
- [7] L. M. Cencil, E. M. Hausrath, D. W. Ming, C. T. Adcock, J. Raymond, D. Remias, and W. P. Ruummele, "Investigating the growth of algae under low atmospheric pressures for potential food and oxygen production on Mars," *Frontiers in Microbiology*, vol. 12, pp. 733244, 2021.
- [8] H. Hassanpour, "Effect of low atmospheric pressure on the growth and antioxidant defense response of *Dunaliella salina*," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 1, pp. 56-64, 2024.
- [9] G. W. Stutte et al., "Effect of reduced atmospheric pressure on growth and quality of two lettuce cultivars," *Life Sciences in Space Research*, vol. 34, pp. 37-44, 2022.
- [10] S. Guo, Y. Tang, F. Gao, W. Ai, and L. Qin, "Effects of low pressure and hypoxia on growth and development of wheat," *Acta Astronautica*, vol. 63(7-10), pp. 1081-5, 2008.
- [11] M. Stasiak, C. A. Wehkamp, J. Lawson, N. Yorio, G. Stutte, J. Richards, R. Wheeler, and M. Dixon, "Radish (*Raphanus sativa* L. cv. Cherry Bomb II) growth, net carbon exchange rate, and transpiration at decreased atmospheric pressure and/or oxygen," *Gravitational and Space Research*, vol. 26, no. 1, 2012.
- [12] D. Francioli, G. Cid, S. Kanukollu, A. Ulrich, M. R. Hajirezaei, and S. Kolb, "Flooding causes dramatic compositional shifts and depletion of putative beneficial bacteria on the spring wheat microbiota," *Front Microbiol*, vol. 12, pp. 773116, 2021.
- [13] A. Bakshi and S. Gilroy, "Calcium signaling in hypoxic response," *Plant Physiology*, vol. 197, no. 1, pp. kiae654, 2025.
- [14] X. Yang, M. Lu, Y. Wang, Y. Wang, Z. Liu, and S. Chen, "Response mechanism of plants to drought stress," *Horticulturae*, vol. 7, no. 3, pp. 50, 2021.
- [15] A. G. Vij, R. Dutta, and N. K. Satija, "Acclimatization to oxidative stress at high altitude," *High altitude medicine & biology*, vol. 6, no. 4, pp. 301-10, 2005.
- [16] R.B. Hamanaka and N.S. Chandel, "Mitochondrial reactive oxygen species regulate hypoxic signaling," *Current opinion in cell biology*, vol. 21, no. 6, pp. 894-9, 2009.
- [17] N. S. Chandel, D. S. McClintock, C. E. Feliciano, T. M. Wood, J. A. Melendez, A. M. Rodriguez, P. T. Schumacker, "Reactive oxygen species generated at mitochondrial complex III stabilize hypoxia-inducible factor-1 $\alpha$  during hypoxia: a mechanism of O<sub>2</sub> sensing," *Journal of Biological Chemistry*, vol. 275, no. 33, pp. 25130-8, 2000.
- [18] C. Pucciariello and P. Perata, "The oxidative paradox in low oxygen stress in plants," *Antioxidants*, vol. 10, no. 2, pp. 332, 2021.
- [19] Y. Pan, K. D. Mansfield, C. C. Bertozzi, V. Rudenko, D. A. Chan, A. J. Giaccia, and M. C. Simon, "Multiple factors affecting cellular redox status and energy metabolism modulate hypoxia-inducible factor prolyl hydroxylase activity in vivo and in vitro," *Molecular and cellular biology*, vol. 27, no. 3, pp. 912-25, 2007.
- [20] D. C. Fuhrmann, I. Wittig, and B. Brüne, "TMEM126B deficiency reduces mitochondrial SDH oxidation by LPS,
- [1] R. J. Ferl, A. C. Schuerger, A. L. Paul, W. B. Gurley, K. Corey, and R. Bucklin, "Plant adaptation to low atmospheric pressures: potential molecular responses," *Life Support & Biosphere Science*, vol. 8, no. 2, pp. 93-101, 2002.
- [2] J. M. Clawson, "Development of an inflatable greenhouse for a modular crop production system," *NASA Technical Memorandum*, vol. 208577, pp. 77-89, 2000.
- [3] V. Maiwald et al., "From ice to space: a greenhouse design for Moon or Mars based on a prototype deployed in Antarctica," *CEAS Space Journal*, vol. 13, pp.17-37, 2021.
- [4] R. Spanarkel and M. C. Drew, "Germination and growth of lettuce (*Lactuca sativa*) at low atmospheric pressure," *Physiologia Plantarum*, vol. 116, no. 4, pp. 468-77, 2002.
- [5] S. Lembo, G. Niedrist, B. E. I. Omari, P. Illmer, N. Praeg, and A. Meul, "Dainese M. Short-term impact of low air

- attenuating HIF-1 $\alpha$  stabilization and IL-1 $\beta$  expression,” *Redox Biology*, vol. 20, pp. 204-16, 2019.
- [21] L. D. Lukyanova, A. M. Dudchenko, T. A. Tsybina, E. L. Germanova, E. N. Tkachuk, and I. V. Erenburg. “Effect of intermittent normobaric hypoxia on kinetic properties of mitochondrial enzymes,” *Bulletin of experimental biology and medicine*, vol. 144, no. 6, pp.795-801, 2007.
- [22] C. G. Bartoli, F. Gomez, D. E. Martinez, and J. J. Guaiamet, “Mitochondria are the main target for oxidative damage in leaves of wheat (*Triticum aestivum* L.),” *Journal of Experimental Botany*, vol. 403, pp. 1663-9, 2024.
- [23] Z. M. Pei et al., “Calcium channels activated by hydrogen peroxide mediate abscisic acid signaling in guard cells,” *Nature*, vol. 406, pp. 731-4, 2000.
- [24] R. A. Volkov, I. I. Panchuk, P. M. Mullineaux, and F. Schöffl, “Heat stress-induced H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> is required for effective expression of heat shock genes in Arabidopsis,” *Plant Molecular Biology*, vol. 61, pp. 733-746, 2006.
- [25] M. Gassmann and M. U. Muckenthaler, “Adaptation of iron requirement to hypoxic conditions at high altitude,” *Journal of applied physiology*, vol. 119, no. 12, pp. 1432-40, 2015.
- [26] R. T. Mallet, J. Burtscher, V. Pialoux, Q. Pasha, Y. Ahmad, G. P. Millet, and M. Burtscher. Molecular mechanisms of high-altitude acclimatization. *International journal of molecular sciences*, vol. 24, no. 2, pp.1698, 2023.
- [27] N. Chanana, T. Palmo, J. H. Newman, and M. Q. Pasha, “Vascular homeostasis at high-altitude: role of genetic variants and transcription factors.” *Pulmonary Circulation*, vol. 10, no. 4, 2020.

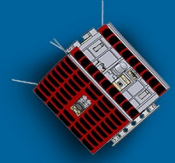


#### COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)



# *Journal of Space Science, Technology & Applications*



*Vol. 5, No. 1, 2025*

Exploring the Multifaceted Landscape of Space Industry Applications: Thematic Analysis of Strategic Policy Plans of 1 Developed and Developing Countries

Arash Hashemi, Saeid Shakhesi, Majid Haghighoo, Taleb Abdollahi, Hashem Bazrafshan, Maryam Abedi, Fatemeh Hesabi, Esmael Jafar panah

Numerical Investigation of Flow Oscillation in the Diffuser and Test Chamber of a High Altitude Test Simulator 18  
Nematollah Fouladi, Fatemeh Zahedifar, Mohammad Farahani

Spacecraft attitude control in the presence of reaction wheel faults using extended state observer 31  
Somayeh Jamshidi, Mehdi Mirzaei

Optimal Co-location of Geo-satellites in the Orbital Slot of 120 Degrees East Using Differential Game Theory 42  
Fatemeh Amozegary, Amirreza Kosari, Mahdi Fakoor

Impacts of Reaction Wheel Disturbance on the Attitude Determination Process of Satellites with Magnetometer 53  
Sensor  
Seid Hossein Pourtaqdoust, Mahdi Ahangar, Amir Labibian

Advances and Prospects of Free Space Optical Communication in Space Applications 64  
Javad Haghsheenas

A review and scientometric analysis of rotary detonation engine 100  
Farhad Kiani Falavarjani

Design and Mechanical Analysis of the Launch Separation System for the 6U Cubesat under Vibrational Loads of the 125  
Launcher  
Amirhosein Rahbar, Seyed Mohammad Navid Ghoreishi, Yaser Seddigh

Improved Method of PRF Selection in Spaceborne SAR Robust to Altitude Changes and with the Ability to Stabilize 148  
the Transmission Power  
Mahdi Hatam, Majid Hatam

Thermal Design and Modeling of Tri-Band Beacon Payload for a Seismological Satellite 163  
Esmat Kishani Farahani, Azar Anvari, Foad Farhani, Shervin Amiri

Conceptual Design and Material Assessment of a Minimal Lunar Orbiter Structure Prototype 172  
Zahra Daneshjoo, Amirmahdi Mostafapour, Arman Norouzi

A review on the effects of low atmospheric pressure on plant cultivation in space: The study of physiological 188  
responses and adaptive mechanisms  
Halimeh Hassanpour